



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(2), 147-154(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.2.147

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

## 항공기 ECS 냉각공기 시험장비 설계 및 성능 시험

소재욱<sup>1</sup>, 김진성<sup>2</sup>, 김재우<sup>3</sup>, 김진복<sup>4</sup>

### Design and Performance Test of Cooling-Air Test Equipment for the Environmental Control System in Aircraft

Jae-uk So<sup>1</sup>, Jin-sung Kim<sup>2</sup>, Jae-woo Kim<sup>3</sup> and Jin-bok Kim<sup>4</sup>

Mechanical Design Team, Hanwha System<sup>1,2,3</sup>

Sensor Weapon Team, Korea Aerospace Industries<sup>4</sup>

#### ABSTRACT

In this paper, the configuration and design of the test equipment are presented to examine the impact of rapid temperature change in cooling-air that may occur during the operation of the fixed wing aircraft Environmental Control System (ECS) on avionic electronic equipment. At the start of the ECS, the temperature of the air supplied by the aircraft ECS may be increased to 5.0°C per second. In order to ensure operating of the avionic electronic equipment that is mounted on the aircraft and receives cooling-air from the ECS, testing equipment that can implement the cooling-air characteristic test environment is required. During design of test equipment was verified cooling-air rapid rate of temperature change by performing a thermal/flow analysis, performance of the test equipment implemented was verified by applying an avionic electronic equipment.

#### 초 록

본 논문에서는 고정익 항공기 환경제어장치(Environmental Control System) 운용 시 발생될 수 있는 냉각공기의 급격한 온도변화가 항공전자장비에 미치는 영향성을 알아보기 위한 시험장비 구성 및 설계안을 제시한다. ECS 시동 시, 항공기 ECS에서 공급되는 공기의 온도는 초당 5.0°C로 높아질 수 있다. 항공전자장비 개발 시 ECS에서 냉각공기를 제공받는 항공전자장비의 운용성 확보를 위하여, 냉각공기 특성 시험환경을 구현할 수 있는 시험장비가 필요하다. 시험장비 설계 시 열/유동해석을 수행하여 냉각공기의 급격한 온도변화율의 가능성을 확인하였고, 실제 탑재되는 항공전자장비를 적용하여 구현된 시험장비의 성능을 확인하였다.

**Key Words** : Environmental Control System(ECS, 환경제어장치), Avionic Electronic Equipment (항공전자장비), Rapid Temperature Chang Test(온도급변시험)

#### 1. 서 론

항공기의 환경제어장치(Environmental Control System, 이하 ECS)는 항공기 내부의 밀폐된 공간과 고고도에서

의 희박한 공기를 감안하여 항전베이(Avionics Bay) 내에 장착된 항공전자장비의 열적 안전성(Thermal Sustainability)을 확보해야 하는 기능을 수행한다. 초음속 전투기의 경우 임무 수행 시 운용 고도가 변경

† Received : October 16, 2020 Revised : January 14, 2021 Accepted : January 26, 2021

<sup>1</sup> Senior Engineer, <sup>2,3,4</sup> Chief Engineer

<sup>1</sup> Corresponding author, E-mail : sojaeuk@hanwha.com, ORCID 0000-0002-6457-8528

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

되어 공급되는 냉각공기의 압력, 유량 및 온도가 큰 범위에서 변화된다[1]. 또한 항공기 운용(임무) 중 ECS가 정상적으로 운용되는 경우가 대부분이지만 ECS의 성능 저하 발생 시에도 항공전자장비는 정상 운용이 가능해야 하며, ECS 고장으로 램 공기를 공급 받는 경우에도 정상 운용되어야 하는 전자장비가 존재한다. ECS 배관이 타격으로 파손되었을 경우 급격한 냉각공기의 특성변화도 예상할 수 있는 상황이다.

냉각공기의 급격한 온도변화율은 항공기에 탑재되어 ECS에서 냉각공기를 제공받는 항공전자장비에 오동작 또는 기능고장을 발생시킬 수 있다. 따라서 냉각 공기 온도급변 환경에서 항공전자장비의 운용성 확보를 위하여 항공전자장비 개발 간 항공기 체계의 정상상태 및 비정상상태 냉각 공기 공급환경을 모사할 수 있는 온도급변 시험장비(이하 시험장비)가 필요하다.

본 논문에서는 ECS 운용 시 발생될 수 있는 냉각공기의 급격한 온도변화가 항공전자장비에 미치는 영향성을 알아보기 위하여 시험환경을 모사할 수 있는 시험장비의 설계안을 제시하였다. 또한, 냉각공기의 급격한 온도변화율이 발생되는 상황에서 항공전자장비 운용이 가능함을 확인하였고, 동시에 시험장비의 성능을 입증하였다.

## II. 본 론

항공기에 탑재되어 운용되는 항공전자장비는 ECS로부터 냉각공기를 공급받는다. ECS 운용 시 발생될 수 있는 급격한 냉각공기의 온도변화가 항공전자장비에 미치는 영향을 알아보기 위하여 항공기 체계 ECS 냉각 공기 공급 특성과 유사한 시험환경을 구현할 수 있는 시험장비가 필요하다[2].

본 논문에서 제안하는 냉각 공기 시험장비는 시험 시설을 구축하지 않고, 상용 온도챔버를 활용하여 간단한 장비구성으로 급격한 온도변화율을 구현할 수 있도록 설계하였다. 본론에서 시험장비에 대하여 설계과정을 기술하였다.

### 2.1 냉각 공기 특성

항공기 운용 간 발생할 수 있는 냉각 공기 특성의 포괄적인 내용은 MIL-STD-2218에 기술되어 있으며, 운용 간 냉각 공기 공급 온도범위는 다음과 같다[3].

#### a. In-flight :

Conditioned air :  $-65^{\circ}\text{F}$  ( $-54^{\circ}\text{C}$ ) to  $131^{\circ}\text{F}$  ( $55^{\circ}\text{C}$ )

Ram air :  $-80^{\circ}\text{F}$  ( $-62^{\circ}\text{C}$ ) to  $131^{\circ}\text{F}$  ( $55^{\circ}\text{C}$ )

#### b. Aircraft ground cooling :

$-50^{\circ}\text{F}$  ( $-46^{\circ}\text{C}$ ) to  $131^{\circ}\text{F}$  ( $55^{\circ}\text{C}$ )

상세한 냉각 공기 특성은 항공기 체계에 따라 변경될 수 있으며, 본 논문에서 다루는 개발 군용 항공기

의 냉각 공기 특성 요구사항은 다음과 같다.

#### a. 환경제어시스템 공급 냉각 공기

정상 :  $-18.0^{\circ}\text{C}$  to  $+27.0^{\circ}\text{C}$

비정상 :  $-50.0^{\circ}\text{C}$  to  $+49.0^{\circ}\text{C}$

(비상 램 공기)

#### b. 지상 냉각장비 : $-45.0^{\circ}\text{C}$ to $+25.0^{\circ}\text{C}$

c. 공급 공기 온도는 위에 명시된 범위 내에서  $2.0^{\circ}\text{C}/\text{s}$ 로 변할 수 있다. 특히 항공기의 ECS 시동 시, 더 급격한 온도변화율( $5.0^{\circ}\text{C}/\text{s}$ )을 가질 수 있으며 ECS에서 냉각공기를 공급받아 작동하는 구성품들은 위와 같은 급격한 온도변화율의 환경에서 정상 운용되어야 한다. 냉각 공기 공급 유량은 장비의 발열량을 제거할 수 있는 수준으로, 장비의 냉각 공기 출구온도를 기준으로 공급온도를 고려하여 산정된다. 또한 항공기 ECS 냉각 공기 공급 특성(항공기 기동에 따른 냉각 공기 공급 온도 및 밀도)을 고려하여 질량유량으로 공급된다[4].

위 냉각 공기 특성은 항공기 체계 요구사항이며, 이 중 a, b의 경우 특정 조건에서 일반적인 지상냉각기를 활용한 환경시험을 통해 검증이 가능하며(지상냉각기를 사용하여 공급 가능한 온도 범위 내에서 질량유량을 맞춰 공급하는 방식), c의 경우는 일반적인 지상냉각기로 구현이 불가하여 별도의 시험장비가 필요하다.

개발 중인 군용 항공기의 ECS 냉각 공기 특성의 a, b가 반영된 요구사항 c에 대한 시험 프로파일은 Fig. 1과 같다. 시험 간 항공전자장비는 동작하고 있으며, 장비의 정상동작 유/무를 모니터링 한다. Test Profile은  $27^{\circ}\text{C}$  냉각공기를  $0.011\text{kg}/\text{sec}$  유량으로 공급(a) 구간,  $27^{\circ}\text{C}$ 에서  $-18^{\circ}\text{C}$ 까지  $2.0^{\circ}\text{C}/\text{sec}$  하강 온도변화율(b) 구간,  $-18^{\circ}\text{C}$  냉각 공기 공급(c) 구간,  $-18.0^{\circ}\text{C}$ 에서  $49.0^{\circ}\text{C}$ 까지  $5.0^{\circ}\text{C}/\text{sec}$  상승 온도변화율(d) 구간,  $49.0^{\circ}\text{C}$  냉각 공기 공급(e) 구간 및 시험 종료 후 상온으로 하강 구간으로 구성된다. 여기서 하강 온도변화율(b) 구간을 Cold case라 하며, 상승 온도변화율(d) 구간을

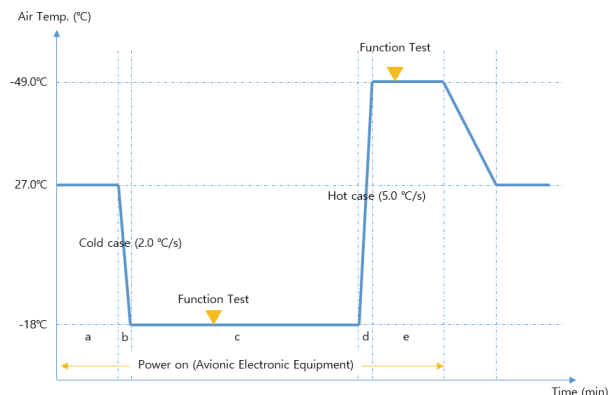


Fig. 1. Test profile

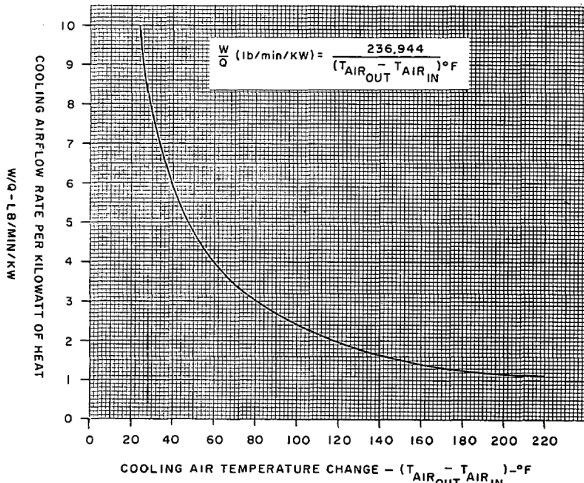


Fig. 2. Cooling air Mass flow rate [3]

Hot case라고 한다. 시험 간 각 구간별 냉각공기 공급 유량은 항공전자장비의 발열량에 비례하여 증감하며, 발열 1KW를 냉각할 수 있는 냉각공기 공급 질량유량은 Fig. 2(MIL-STD-2218)와 같다[3].

### 2.2 시험장비 설계

본 장에서는 환경시험장에 구비되어 있는 상용 온도챔버를 활용하여 2.0°C/sec, 5.0°C/sec 이상의 온도 변화율을 가지는 냉각공기를 공급할 수 있는 냉각공기 시험장비 설계 과정을 설명한다.

시험장비의 온도변화율 구현 가능성을 확인하기 위하여 열/유동해석을 수행하였으며, 그 결과를 반영하여 최종 설계를 완료하였다.

#### 2.2.1 초기 시험장비

초기 시험장비는 온도챔버의 냉각공기를 송풍기가 단일 흡입/토출 경로를 통해 항공전자장비에 공급하는 방식으로 압력손실 측정장치[1]와 겸용으로 사용할 수 있도록 설계되었다. 1대의 온도챔버로 고온 및 저온의 냉각공기를 공급하기 위하여 열충격 온도챔버로 시험을 진행하였다. 초기 시험장비는 상용 열충격 온도챔버(독일 WIESS사 TS-300) 1대(d), 송풍기(Blower) 1대(c), 압력손실 측정장치, 계측기(e), 센서(b), 송풍기 RPM 제어장치(f) 등으로 구성되며 Figs. 3, 4와 같다.

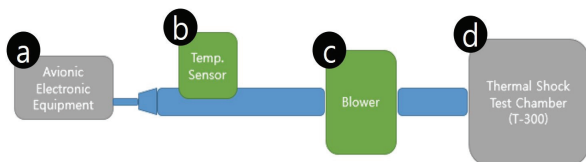


Fig. 3. Configuration of initial test equipment and names of parts

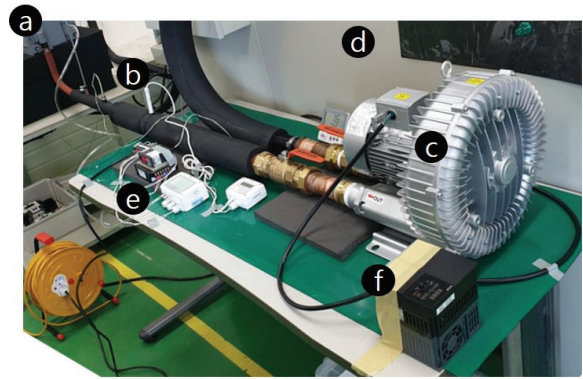


Fig. 4. Configuration of initial test equipment

시험결과 초기 시험장비로 시험을 진행할 수 없었다. 압력손실 측정 시험 시 지정된 유량을 공급할 수 있는 송풍기를 선정하였지만, 선정된 송풍기의 발열 때문에 저온의 냉각공기를 공급하는데 문제점이 발생하였다. Fig. 4와 같이 장비를 설치한 후 열충격 온도 챔버의 설정온도를 Max(-80°C)로 설정하여도 측정 포인트(Fig. 3의 온도센서)에 -18°C의 냉각공기를 지속적으로 공급할 수 없었다. 열충격 온도챔버는 운송 방식상 챔버의 용량이 작아 요구된 온도 및 유량(시험 간 유량은 Fig. 2를 참고하여 적용)을 지속적으로 공급할 경우 챔버의 온도가 유지되지 않는다. 챔버의 온도가 시간이 지남에 따라 하강되므로 측정포인트의 온도가 -18°C로 유지될 수 없다. 또한 송풍기의 발열과 긴 공급관로 때문에 냉각공기의 열손실이 크다. 따라서 급격한 온도변화율을 구현할 수 없는 것으로 판단되었으며, 문제점을 개선하기 위하여 온도 챔버 용량이 충분하고 측정포인트에 27°C, -18°C, 49°C의 온도를 공급할 수 있도록 설계 변경이 필요하였다.

#### 2.2.2 최종 시험장비

초기 모델의 문제점을 개선하여 Fig. 5와 같이 시험장비 구성을 변경하였다. 저온의 공기를 공급할 시 송풍기 발열의 영향을 최소화하기 위하여 1대의 송풍기는 챔버안에 배치하였다. 변경된 시험장비는 상용 온도챔버(일본 ESPEC사 ARS-1100-5) 2대, 송풍기(Blower) 2대, 온도급변 시험장치, 계측기, 센서 등으로 구성되며 Fig. 5와 같다.

시험장비는 항공기에 탑재되어 ECS로부터 냉각공기를 공급받는 ①항공전자장비, 온도센서에서 측정된 온도값을 가시적으로 보여주는 ②온도 센서용 계측기, 지정된 위치의 온도를 실시간으로 측정하는 ③온도센서(#1, #2, #3), 장비에 공급되는 유량을 측정하기 위한 ④유량센서(열선형 유속계), 관로 내 유량의 흐름을 제어하기 위한 ⑤제어 밸브, 온도챔버의 냉각공기를 항공전자장비에 공급하는 ⑥송풍기, 시험시설에 구비되어 있는 ⑦상용 온도챔버(#1, #2), 유량센서

1) MIL-STD-2218 Pressure drop measurement 측정 기준으로 설계/제작



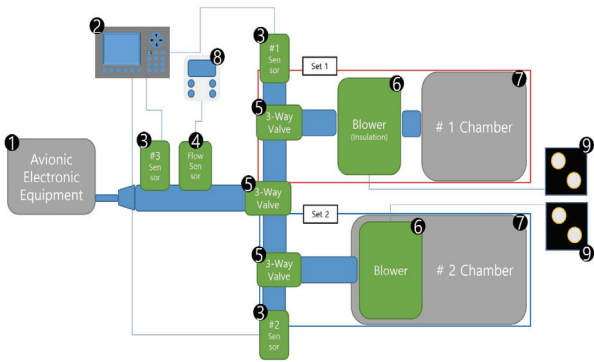


Fig. 5. Configuration of final test equipment

에서 측정된 정보를 가지적으로 보여주는 ⑧유량 센서용 계측기, 정량의 유량을 장비에 공급하기 위하여 송풍기의 RPM제어가 가능한 ⑨송풍기 RPM제어장치로 구성된다.

Cold case는 측정포인트(Fig. 6의 #3번 센서 및 유량센서)에 고온의 냉각공기를 지정된 유량으로 공급한다. 이때 저온의 냉각공기를 저온챔버에서 순환회로(©)로 토출시킨다. 온도센서 #2 및 #3의 온도 안정화가 끝나면 3방밸브(A,B,C)를 동시에 급격하게 변경하여 저온의 냉각공기를 공급한다.

Hot case는 Cold case와 동일한 방법으로 저온의 냉각공기를 지속적으로 공급하다 온도가 안정화되면 고온의 냉각공기로 급격하게 변경하여 공급한다.

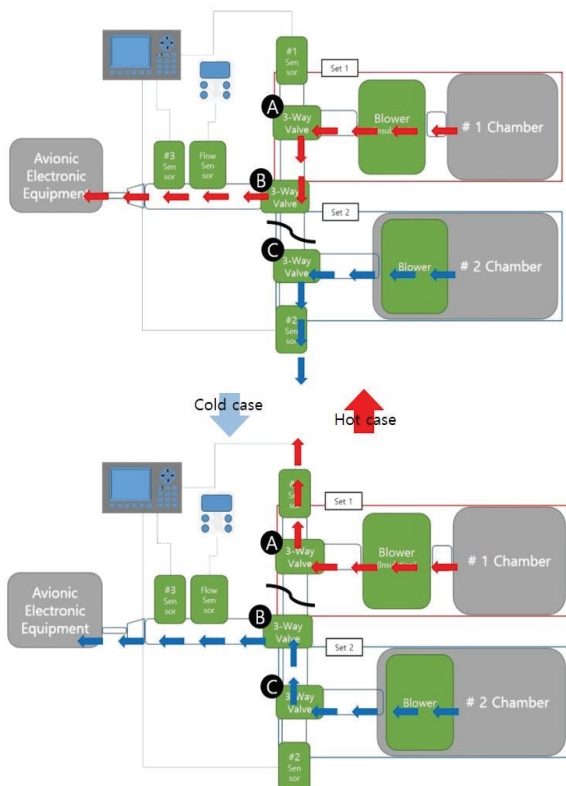


Fig. 6. Test operational concept diagram

### 2.2.3 열/유동해석

시험장비를 제작하기에 앞서 온도급변 환경의 구현 가능성을 확인하기 위한 사전해석을 진행하였다.

#### 2.2.3.1 해석조건

시험에 사용된 상용 온도챔버는 저온 -60℃에서 고온 140℃까지 설정 가능하다. 온도변화율은 저온과 고온의 온도차(ΔT)가 커질수록 유리하다. 따라서 Cold case의 경우 저온의 공급온도가 온도변화율에 중요인자이다.

저온의 공급온도를 알아보기 위해 간단한 시험을 진행하였다. 챔버의 온도를 -60℃로 설정 후 온도가 안정되면 측정 포인트(Fig. 6의 #3 온도센서)의 온도를 측정한다. 시험 결과 저온 공급온도는 -30℃±2℃로 측정되었다.

시험결과를 분석하여 Table 1과 같은 경계조건 및 해석에 필요한 데이터를 얻을 수 있었다.

Cold case에 비해 Hot case는 고온의 온도를 높게 할 수 있어 온도변화율을 쉽게 달성할 수 있다. 초기 시험 시 -16℃에서 76℃(챔버 설정온도 110℃, 공급공기 온도 76℃±5℃)로 변경하였을 경우 5.0℃/sec 이상의 온도변화율이 확인되었다. 따라서 해석은 Cold case에 한하여 수행 및 내용을 기술하도록 한다. 해석은 상용 프로그램인 FloEFD 17.4 for Creo를 사용하여 진행하였다. 제시된 열/유동 해석은 장비 설계 시 설계기준을 확보하기 위하여 진행하였으며, 해석의 정확성보다는 시험 가능성을 확인하기 위하여 진행되었다.

#### 2.2.3.2 1차 모델 해석

1차 해석 Model은 Fig. 7과 같으며 FVM(Finite Volume Method)를 적용하여 구성된 cell 수는 178,265개이다. 해석 유형은 복합열전달, 유동 유형은 난류와 층류, 관로 벽의 표면거칠기 30 μm를 적용하였다. 관로(고체부)의 외부 경계조건만 단열 조건으로 적용하였다[6]. 내벽 관 및 밸브의 재질은 황동이며 열전도율은 300K@110 W/m·K, 비열은 300K@385 J/kg·K를 적용하였다. 냉각공기 공급온도는 Table 1을 적용하였으며 Fig. 7에 적용한 위치 및 온도 측정포인트를 표기하였다.

Cell 수에 따른 해석 모델의 수렴성을 확인하기 위해 공급유량 0.0189kg/s 조건에서 cell의 수량을 증가

Table 1. Input and boundary condition

Boundary Condition		
	Ambient Air Temp.	+30.0℃
Cold case	Hot Air	+27.0℃
	Cold Air	-30.0℃
Hot case	Hot Air	+76.0℃
	Cold Air	-18.0℃

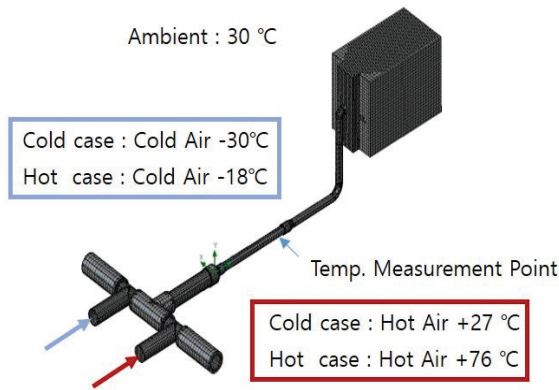


Fig. 7. 1<sup>st</sup> FVM Thermal Model

시키며 해석을 수행하였다. 60,000 cell부터 4,800,000 cell까지 해석을 수행한 결과 약 130,000 cell 이상부터 수렴온도 차이가 1°C 이내로 확인되었다. 온도 측정 포인트는 Fig. 7에 표시하였으며, 온도급변 후 1.16초가 경과한 시간에 측정하였다. 수렴온도는 측정 포인트 관로 내부 단면의 평균 온도 값이며 Table 2와 같다.

해석 시 Time Step은 냉각공기 공급온도가 유지되는 부분은 0.05초, 온도가 변화되는 구간은 0.005초를 적용하였다. Time Step 값은 해석 초기에 Auto Time Step을 적용한 값을 기반으로 수동 Time Step을 적용한 다수의 해석 결과값을 비교하여 수렴성을 확인한 값이다.

해석 모델은 관로(고체부) 및 관로 내부(기체)의 cell 수가 해석 결과에 지배적일 것으로 판단되어 관로 주변을 일부 포함하여 로컬 cell을 적용하였다. Cold case 해석 시 공급유량을 0.0110kg/s부터 0.0340kg/s 까지 증가시키며 해석을 수행하였다. 유량 0.0302kg/s를 공급하였을 경우 처음으로 온도 -18.0°C 및 온도 변화율 2.0°C/sec에 도달할 수 있었으며 결과값은 Table 3과 같다.

Table 2. Temperature by the number of cells at measurement point

Case	Cells	MIN Temp. (°C)	Time (sec)
1	65,576	-7.96	1.16
2	96,299	-15.53	
3	128,986	-14.70	
4	278,195	-14.61	
5	648,217	-14.63	
6	1,206,993	-14.63	
7	4,822,186	-14.58	

Table 3. Analysis results for 1<sup>st</sup> Model

Air Flow Rate (kg/s)	Air Temp. (°C) @22.5 sec	Rate of Change (°C/sec)
0.0110	-14.0	1.82
0.0189	-15.6	1.89
0.0227	-16.7	1.94
0.0265	-17.4	1.97
<b>0.0302</b>	<b>-18.3</b>	<b>2.01</b>
0.0340	-19.0	2.04

- Initial Condition
  - Ambient Temp. : 30.0°C
  - Pressure(@Atm) : 1atm
  - Hot Air : +26.7°C
  - Cold Air : -30°C

2.2.3.3 1차 모델 시험

해석 결과 0.0302kg/s의 유량을 공급하여 시험이 가능할 것으로 판단되어 Fig. 7의 형상으로 시험을 진행하였다. 시험결과 0.0302kg/s 이상의 유량을 지속할 경우 사용된 저온챔버의 성능부족으로 냉각공기의 공급온도를 유지할 수 없었다. 시간이 지날수록 냉각공기의 온도가 상승하여 사실상 Cold case 시험은 불가능하다고 판단되었다.

시험결과 1차 Model의 경우 관의 길이가 길어 냉각공기와 열교환으로 인한 열손실이 크고, 압력 손실도 크게 발생하였다. 위의 2가지 문제점을 개선하기 위하여 1차 모델의 관로 길이를 최소화한 2차 Model을 구성하였다.

2.2.3.4 2차 모델 해석

2차 모델은 1차 모델을 기반으로 관로를 짧게 변경하였다. 냉각공기와 관의 열교환을 최소화시키며 적은 유량으로 급격한 온도변화율이 달성 가능하도록 한다. 2차 해석모델 Fig. 8과 같다.

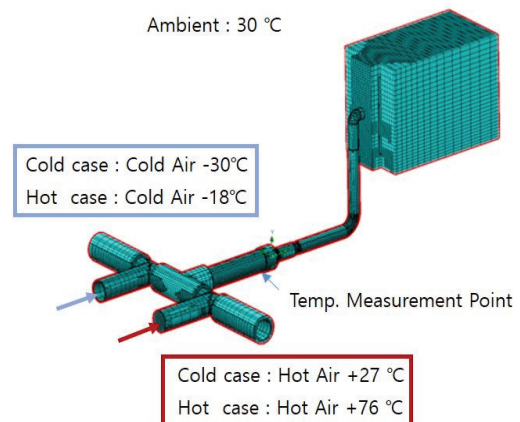


Fig. 8. 2<sup>nd</sup> FVM Thermal Model

해석 유형, 유동 유형, 벽 조건, 재질, Time Step은 1차 해석 모델과 동일하게 적용하였으며, 냉각공기 공급유량은 0.011kg/s를 적용하였다. 1차 해석 모델에 비해 관로 길이가 감소하였지만 FVM(Finite Volume Method)를 적용하여 생성된 Cell의 수는 196,187개로 약 10% 증가하였다. 냉각공기 공급 온도는 Table 1을 적용하였으며 Fig. 8에 적용한 위치 및 온도 측정포인트를 표기하였다.

Cold case 해석 결과는 Fig. 9와 같으며 27.0°C에서 -18.0°C까지 도달하는 시간은 약 12.0초로 3.8°C/sec의 온도변화율을 보인다. 해석 결과로 보면, 온도변화율 요구도 2.0°C/sec를 시험할 수 있는 수준으로 판단되었다.

Hot case 해석 결과는 Fig. 10과 같으며 -18.0°C에서 49.0°C까지 도달하는 시간은 약 11.0초로 6.1°C/sec의 온도변화율을 보인다. 해석 결과로 보면, 온도변화율 요구도 5.0°C/sec를 시험할 수 있는 수준으로 판단되었다.

열/유동해석(CFD)의 예측값은 모델 단순화 및 송풍기 특성 미반영 등으로 실측값과 차이가 발생할 것으로 예상되었다. 따라서 본 시험 전 사전시험을

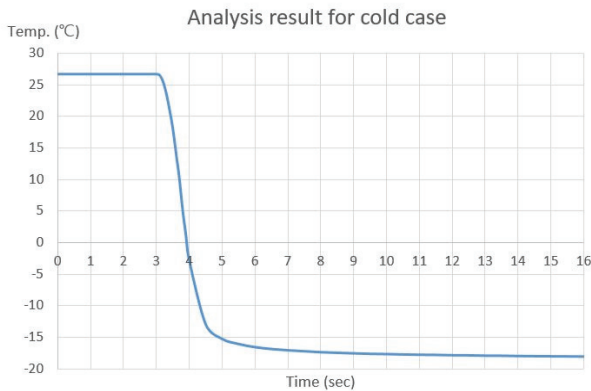


Fig. 9. Numerical analysis result of temperature change over time in cold case

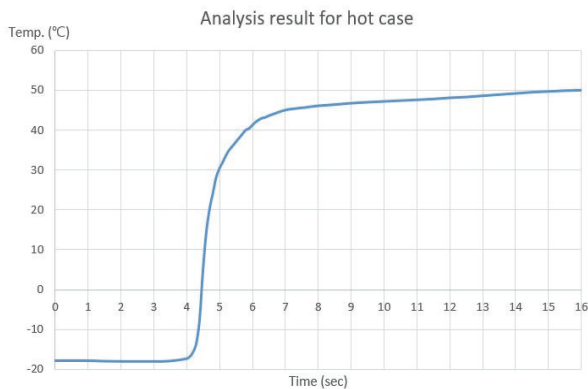


Fig. 10. Numerical analysis result of temperature change over time in hot case



Fig. 11. Configuration of rapid temperature change test equipment

통하여 시험조건을 최적화하여야 했다. 반복된 시험 결과를 근거로 온도급변 시험장비를 Fig. 11과 같이 제작하였다.

### 2.3 온도급변 시험

온도 급변 시험은 Fig. 1의 순서로 진행되며, 시험간 항공전자장비는 전원인가 상태이다. 항공전자장비의 운용성 확인은 온도급변 완료(Cold case 2.0°C/sec @22.5sec, Hot case 5.0°C/sec@13.4sec) 후 항공전자장비의 기능시험(Function Test)을 통해 이상 유/무를 판단한다. 온도급변 시험방법은 앞서 최종 시험장비에 기술된 것과 같이 Cold case 및 Hot case 구간으로 진행된다.

Cold case는 27.0°C에서 -18.0°C까지 2.0°C/sec의 온도변화율을 만족해야 하며, 시험 결과는 Fig. 12와 같다.

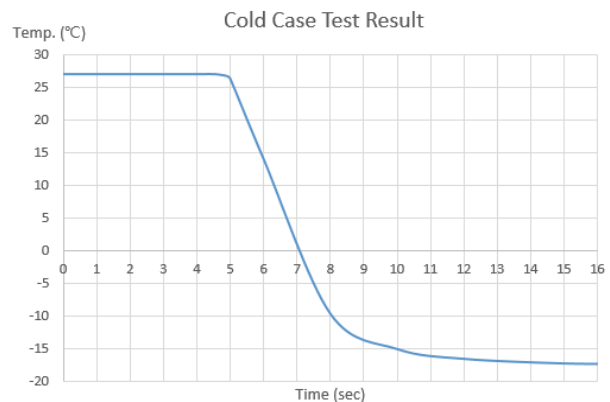


Fig. 12. Test result of temperature change over time in cold case



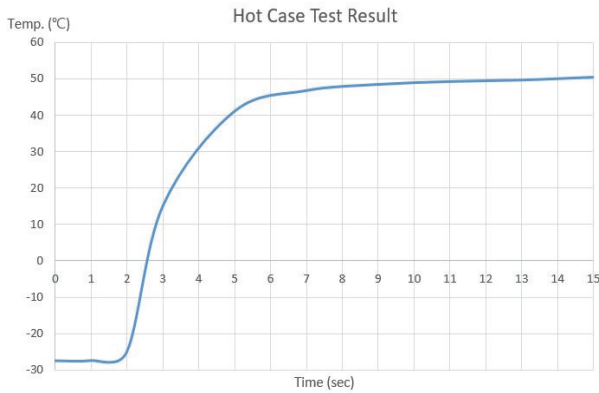


Fig. 13. Test result of temperature change over time in hot case

Cold case 시험 결과 27.1°C에서 -18.0°C까지 약 14초의 시간이 소요되며 온도변화율은 3.2°C/sec이다. Cold case 온도변화율 요구사항은 2.0°C/sec이며 시험 결과 만족함을 볼 수 있다. Cold case(3.2°C/sec 온도변화율) 후 기능시험 결과 이상 없음을 확인하였다.

Hot case는 -18.0°C에서 49.0°C까지 5.0°C/sec의 온도변화율을 만족해야 하며, 시험 결과는 Fig. 13과 같다.

Hot case 시험 결과 -27.3°C에서 50.5°C까지 약 13초의 시간이 소요되며 온도변화율은 6.0°C/sec이다. Hot case 온도변화율 요구사항은 5.0°C/sec이며 시험 결과 만족함을 볼 수 있다. Hot case(6.0°C/sec 온도변화율) 후 기능시험 결과 이상 없음을 확인하였다.

시험을 진행하는 동안 항공전자장비는 전원인가 상태이며, 환경에 노출된 항공전자장비는 시험이 진행되는 동안 정상 동작해야 한다. 정상동작 유/무 확인을 위하여 Fig. 14와 같이 상시 모니터링 하며, Cold case 및 Hot case 온도급변 후 기능시험을 진행하여 항공전자장비의 성능에 문제가 없음을 확인하였다.



Fig. 14. Function test

## 2.4 시험결과 분석

시험 결과 시험시설을 구축하지 않고 상용 온도챔버를 활용하여 Cold case(2.0°C/sec @22.5sec) 및 Hot case(5.0°C/sec @13.4sec)의 온도변화율이 가능함을 확인 할 수 있었다. 급격한 온도변화율은 고온 및 저온 공급온도의 온도차( $\Delta t$ )가 클수록 좋다. 온도챔버의 최대온도는 고온에 비해 저온이 범위가 작기 때문에 저온의 공급온도를 확보하는 것이 핵심 요소이다.

저온공급 시 높은 압력과 유량을 공급하는 송풍기(링 블로워)의 발열로 냉각공기 공급온도가 송풍기를 통과하면서 상당부분 상승하는 것을 볼 수 있었다. 또한 관을 이동하면서 냉각공기의 온도가 상승하기 때문에 관로의 길이를 최적화 하여 손실을 최소화 하는 것이 중요하다. 문제해결을 위하여 저온챔버 내부에 송풍기를 배치하였고, 관의 길이를 짧게 변경 후 단열제로 감싸주었다. 송풍기를 저온챔버 내부에 배치함으로써 송풍기 자체의 발열을 해결할 수 있었으며, 온도챔버 내부의 공기(-60°C)를 공급부에 시험가능한 냉각공기의 온도(-30°C)로 공급할 수 있었다.

시험결과를 보면 초반 급격한 온도변화율을 보이다가 수렴온도에 가까워지면서 온도변화율의 폭이 급격하게 줄어드는 것을 볼 수 있었다. 저온챔버의 용량이 공급유량을 따라가지 못하여 시간이 지날수록 저온챔버의 온도가 상승하는 현상이 발생하였다. 따라서 본 시험에서는 온도 안정화 단계에서는 적은 유량을 공급하고 온도 급변 구간에서는 정상 유량을 공급하여 챔버 내의 온도 상승 문제를 해결하였다.

다수의 시험을 진행하여 장비구성을 최적화하였으며, 요구조건인 Cold case(2.0°C/sec) 및 Hot case(5.0°C/sec) 온도변화율을 만족하는 시험 결과를 도출할 수 있었다.

## III. 결 론

본 연구에서는 항공기의 ECS 시동 시 발생될 수 있는 급격한 온도변화율이 항공전자장비에 미치는 영향성을 알아보기 위한 온도급변 시험장비의 설계안을 제시하였다. 급격한 온도변화율을 시험할 수 있는 시설이 국내에 없는 가운데 특별한 시험시설을 구축하지 않고 상용 온도챔버를 활용하여 시험장비 구성 및 시험이 가능한 것을 입증하였다. 제시된 시험장비를 통해 국내에서 개발되는 온도급변 시험 환경에 노출되는 항공전자장비의 시험이 가능할 것으로 예상된다. 본 논문에 제시된 챔버와 동등 이상 성능의 챔버를 갖춘 시험시설이 있는 곳이라면 어디서든 시험환경 구현이 가능하게 되었으며, 이를 통해 항공전자장비의 온도급변 환경에 따른 운용성을 확인할 수 있는 방안이 마련되었다고 할 수 있다.

온도급변 시험장비의 성능향상을 위하여 다음과 같은 개선사항을 제시한다.

첫 번째, 냉각공기 공급관의 단면적 변화 및 유로의 방향전환을 최소화한다.

둘째, 열전도율이 낮은 재질의 냉각공기 공급관을 적용한다.

셋째, 풍량 및 온도조건을 고려하여 요구 온도변화율을 구현할 수 있는 용량의 저온챔버를 선정한다.

본 연구를 계기로 상용 온도챔버를 활용하여 간단한 시험구성으로 냉각공기 온도급변 시험환경을 구성할 수 있었으며, 비용절감 및 편리성의 증대를 가져올 것으로 예상된다.

## References

- 1) Joung, Y. I., Park, D. M., Moon, W. Y., Kang, S. S. and Park, S. S., "An Experimental Study on the Performance Parameters of the PAO-AIR Heat Exchanger for Aircraft Avionic Cooling Application," *Aerospace Weapon System Development Seminar*, 2011, pp. 984~987.
- 2) MIL-E-18927E Environmental Control Systems, Aircraft, General Requirements For, 18 August 1983.
- 3) MIL-STD-2218 Thermal Design, Analysis and Test Criteria for Airborne Electric Equipment, 20 May 1992.
- 4) MIL-STD-1788 Avionics Interface Design Standard, 31 July 1989.
- 5) Arpaci, V. S., Kao, S. H. and Selamet, A., *Introduction to Heat Transfer*, Pearson, 2000.
- 6) Cengel, Y. A., *Heat Transfer*, McGraw-Hill, 2003.