

## 항공기 외장형 정찰 장비용 냉각 시스템의 성능 특성에 관한 실험적 연구

### An Experimental Study on the Performance Characteristics of Cooling System for Aircraft External Reconnaissance Stores

정 대 윤\*                      이 행 복\*  
Daeyoon Jung                Hang Bok Lee

#### Abstract

In this paper, we have proposed a vapor cycle refrigeration system as a cooling system to provide cooling air to the aircraft external reconnaissance stores. In the proposed vapor cycle system, receiver which prevents refrigerant from subcooling was eliminated and thermal expansion valve was replaced with electronic expansion valve. The vapor cycle refrigeration system is aimed to provide cooling air to the reconnaissance stores which is added to the aircraft in the form of external store. The wide temperature range of ambient air from the flight conditions can decrease the cooling performance and can make the refrigeration system unstable in low ambient temperature. Performance characteristics of the vapor cycle refrigeration system has been experimented under air conditions which is derived from the flight envelope. From the experiments, the vapor cycle refrigeration system has been proved to provide enough cooling air to the reconnaissance equipment and to be stable under all the flight conditions

Keywords : Vapor Cycle Refrigeration System, Reconnaissance Equipment, Receiver, Electronic Expansion Valve, Subcooling

#### 1. 서 론

최근 전자광학 장비를 사용하는 정찰장비들은 다양한 정찰 기능을 구현하기 위하여 주간 카메라, 야간 카메라, 레이저 거리 측정기 및 레이저 조사기 등을

포함한 다중 센서 형태로 개발되고 있다. 센서들의 해상도는 증가되고 획득된 영상에 대한 디지털 영상처리 및 실시간 영상 전송이 가능하도록 발전하고 있고 정찰장비의 시선 지향을 위한 구동도 다양한 형태로 구현되고 있다. 또한, 플랫폼에 따라서 정찰장비의 임무가 다양화 되고, 정찰장비를 장착한 플랫폼은 함정에서부터 항공기 및 위성으로 다양화 되고 있으며, 위성을 제외한 대부분의 플랫폼에서는 정찰장비가 외부 장착형으로 개발되고 있다<sup>[1]</sup>.

† 2012년 9월 5일 접수~2013년 1월 11일 게재승인

\* 국방과학연구소(ADD)

책임저자 : 정대윤(jungdaeyoon@add.re.kr)

이와 같이 정찰장비 내부에 장착된 센서들이 고성능화 되어감에 따라 센서들의 성능이 온도에 따라 민감하게 변하여 센서류를 포함한 장치 내부의 온도 제어의 중요성이 증가되고 있다. 그러나, 센서류를 포함한 정찰장비 내부는 청정 상태로 유지되어야 하고 습도 또한 낮게 유지되어 항공기와 같은 플랫폼에 장착되어 고고도로 비행하더라도 광학창에 이슬이 맺히지 않아야 한다. 이를 위하여 센서 장착부는 밀폐된 상태로 유지되어야 한다. 또한, 실시간 영상처리, 영상 전송 및 다양한 형태의 구동 기능을 구현하기 위해 정찰장비의 전력 소모량이 증가하게 되어 내부의 온도를 상승시키게 되고 이는 정찰장비 센서들의 성능을 저하하게 된다. 따라서, 정찰장비 내부의 온도 제어는 정찰장비 센서들이 최적의 성능을 발휘할 수 있게 하고, 각종 전자부의 온도를 제어하여 어떤 환경에서도 전자부가 요구되는 기능을 수행할 수 있게 한다.

정찰장비의 온도를 제어하기 위하여 플랫폼으로부터 냉난방 공기를 공급받거나 별도의 정찰장비를 위한 온도 제어 장치를 구비할 필요가 있다. 함정이나 전차에 장착될 경우 별도의 온도 제어 장치를 구비하거나 냉난방 공기를 공급받는 것이 용이하다. 그러나, 항공기와 같은 플랫폼의 외부에 장착될 경우 별도의 온도 제어 장치를 구비하여야 하지만 공간 및 중량의 제약이 있어 어려움이 있다<sup>1~6)</sup>.

일반적으로 항공기 외부 장착형 정찰장비의 경우 항공기에서 냉난방 공기를 공급받기에 어려움이 있어 별도의 냉각 장치를 정찰장비에 추가하여 사용한다. 항공기 외부 장착형 정찰장비를 위한 냉각장치는 공기싸이클과 증기 압축 사이클이 주로 사용된다. 각각의 냉각 방식은 항공기의 구조와 정찰장비에 허용 가능한 전력과 운용 환경에 따라 선택되어야 한다. 공기싸이클 냉각은 비행 중 발생하는 고압 공기를 이용하기에 고속 비행에서 높은 성능을 나타내지만 저속 비행이나 항공기가 지상 대기 중인 경우에는 성능 감소 또는 냉각이 불가능하게 된다<sup>4~6)</sup>. 증기 압축식 냉각 시스템은 항공기의 비행 속도 등의 운용환경과 무관하게 일정한 냉각 성능의 확보가 가능하지만 구조가 복잡한 단점이 있다.

증기 압축식 냉각 시스템은 응축기에 저온의 공기가 공급될 때 공기의 온도와 팽창밸브의 개도량에 따라 냉매가 과냉하여 냉각 시스템의 성능이 저하될 수 있다. 종래의 열감응식 팽창밸브의 경우 냉매의 온도에 따른 개도량 변화 속도가 느리고 개도량 제어 범위가

좁은 단점이 있어 냉매 저장기를 장착하여 냉매의 과냉을 방지하게 된다. 그러나, 항공기 외부에 장착되는 정찰장비는 가능한 경량으로 설계되어야 하고 이는 증기 압축식 냉각 시스템에도 해당된다.

본 연구에서는 항공기에 장착되어 고온 및 저온의 외부 환경에 노출되는 정찰장비에 적용하기 위한 증기 압축식 냉각 시스템에서 냉매의 과냉에 의한 성능 저하 방지 기능을 하는 냉매 저장기를 제거하고 냉매의 유동량을 능동적으로 제어 가능하고 개도량 범위가 넓은 전자식 팽창밸브를 적용한 냉각 시스템을 설계, 제작하였다. 냉매 저장기가 제거된 증기 압축식 냉각 시스템은 항공기의 운용 조건에 따라 대기의 밀도, 온도에 따라 응축기에 유입되는 공기의 유량 및 온도가 변화하게 되어 냉각 성능 특성이 변화하게 되고 불안정한 동작을 할 수 있다. 이러한 냉각 시스템의 성능 특성을 확인하기 위하여 항공기의 운용 조건을 고려한 증기 압축식 냉각 시스템의 성능 특성을 실험적으로 고찰하였다.

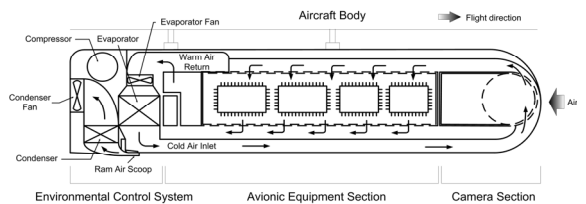


Fig. 1. Configuration of reconnaissance pod in the form of aircraft external stores

## 2. 실험 방법

항공기 동체 하부에 장착되어 전방 또는 하방에 위치하는 목표물에 대한 영상정보를 획득하는 항공기 외부 장착형 정찰장비의 주요 구성은 Fig. 1과 같이 목표물에 대한 영상정보를 획득하는 카메라부, 카메라에서 획득된 정보를 처리하는 전자부와 카메라 및 전자장치들이 최적의 온도 환경에서 동작할 수 있도록 냉난방 공기를 제공하는 냉각장치로 구성되어 있다.

이러한 정찰장비는 카메라부 및 전자부의 동작에 의한 내부 열 부하와 항공기의 고속 기동에 따른 공력가열에 의한 외부 열부하 환경에서 사용된다. 정찰장비 내외부의 열 부하는 카메라부 또는 전자부의 온도를 상승시켜 각 장치들의 성능을 떨어뜨리게 된다. 정찰

장비의 성능 저하를 방지하기 위하여 카메라부와 전자 부를 최적의 동작 온도로 유지하기 위하여 정찰장비 후미에 냉각장치를 장착하여 냉각 공기를 전방으로 공급하여 장치들의 온도를 일정하게 유지한다.

정찰장비용 냉각 시스템은 외기의 온도와 무관하게 일정한 냉각 성능이 가능하도록 설계되어야 항공기의 운용 환경의 변화에 따른 외부 공기의 온도가 변하여도 안정적으로 요구되는 냉각 공기를 공급할 수 있게 된다. 이와 같은 조건에서 항공기로부터 안정적인 전원을 공급 받아 외기의 온도와 무관하게 일정한 냉각 성능을 유지할 수 있는 증기 압축식 냉각시스템이 사용된다.

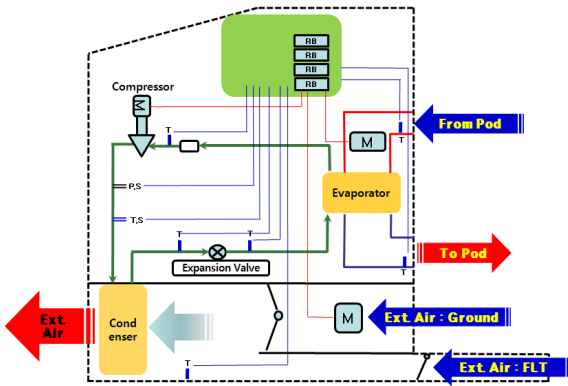


Fig. 2. Schematic diagram of vapor cycle refrigeration system for aircraft external reconnaissance pod  
P.S : Pressure Switch, T.S : Temperature Switch, T : Temperature Sensor

증기 압축식 냉각 시스템의 냉매는 압축기를 통하여 기체 상태인 저압의 냉매에서 고압의 냉매로 압축된다. 고압의 기체 냉매는 응축기에서 외부 공기와의 열 교환을 통하여 액체 냉매로 변하게 된다. 응축된 냉매는 팽창밸브를 통하여 저압의 액체 냉매 상태로 변하고, 저압의 액체 냉매는 증발기를 통과하면서 정찰장비 내부의 공기와 열 교환을 통하여 저압의 기체 냉매로 변하게 되고, 이러한 냉매는 다시 압축기에 공급되는 순환을 하게 되고, 증발기에서 정찰장비 내부의 따뜻한 공기와 냉매의 열 교환으로 냉매는 기체 상태가 되고 정찰장비의 내부 공기는 냉각된다.

본 연구에 사용된 증기 압축식 냉각 시스템에서 응축기에 공급되는 외부 공기는 비행 동안 외부의 공기가 유입도록 설계된 공기 유입 관로를 통하여 공급되

고, 유입된 공기의 온도 및 유량은 항공기의 고도 및 속도에 따라 결정된다. 따라서, 외기가 저온 상태일 때 응축기에 공급된 저온의 공기는 냉각 시스템의 냉매를 과냉하게 되어 냉각 시스템의 성능 저하를 유발하고 이를 방지하기 위하여 냉매 저장기를 사용하게 된다. 그러나, 항공기 외부 장착형 정찰장비의 중량이 제한되어 냉매 저장기를 제거한 형태의 증기 압축식 냉각 시스템이 필요하게 된다. 또한, 상기와 같이 냉매 저장기가 제거된 증기 압축식 냉각 시스템에서 외기가 저온인 경우 냉매의 과냉에 의한 냉각 시스템의 성능 저하를 방지하기 위하여 개도 범위가 넓은 전자식 팽창밸브를 적용한 증기 압축식 냉각 시스템을 Fig. 2와 같이 구성하였다. 전자식 팽창밸브의 개도량은 증발기 입구와 출구의 냉매 온도를 실시간 측정하여 결정하게 되고, 외기가 저온일 때 냉매의 과냉 현상을 방지하기 위하여 개도량을 크게하여 해결하였다.

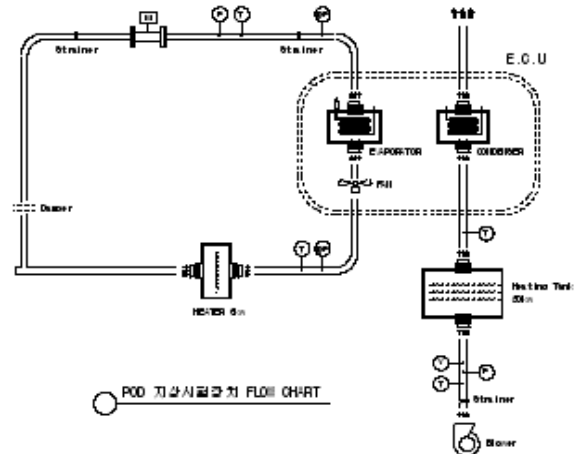


Fig. 3. Schematic diagram of test bench for ground performance test

냉매 저장기가 제거되고 전자식 팽창밸브를 사용하는 증기 압축식 냉각 시스템의 성능 특성은 Fig. 3과 같은 시험 장치를 사용하여 확인하였다. 시험 장치는 냉각 시스템에 정찰장비 내부의 발열량 및 공기 유량을 모사하여 냉각 시스템의 증발기에 공기를 공급하는 장치와 외부 공기의 온도와 유량을 모사하여 냉각 시스템의 응축기에 공기를 공급하는 장치로 구성된다. 이때 정찰장비 내부의 발열량은 전기식 히터에 공급되는 전력량으로 조절하고, 공기의 공급은 송풍기를 이용하여 조절되며, 유량계를 통하여 순환되는 유량을 측정

하였다. 이 때 발열량(Q)은 식 (1)과 같이 계산하였다. 또한, 정찰장비 내부의 공기 순환에 따른 공기의 압력 강하는 체크밸브의 개도에 따라 조정된다. 또한, 냉각 시스템의 응축기에 공급되는 공기의 유량은 송풍기로 공급되고 유량계를 이용하여 측정된다. 공기의 온도는 히터를 통하여 조절되고, 온도센서를 이용하여 측정하였다. 특히 저온인 경우에는 시험 장치를 저온 챔버에 설치하여 응축기에 공급되는 공기의 온도를 조절하였다. 송풍기의 용량은 냉각 시스템의 응축기와 시험장치의 덕트에 따른 압력 손실을 고려할 때 지상조건에서 170 g/s의 유량을 공급할 수 있도록 설계되었다.

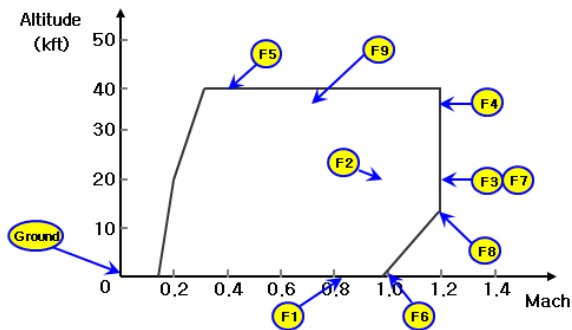


Fig. 4. Performance measurement conditions for cooling system of pod

이러한 시험 장치를 이용하여 냉각 시스템의 냉각 용량(Q)은 냉각 시스템의 증발기 입출구 공기 온도, 증발기를 통과하는 공기의 유량, 공기의 비열을 이용하여 식 (1)과 같이 계산할 수 있다.

$$Q = m_{air, evap} \times c_{p, air} \times (T_{i, air} - T_{o, air}) \quad (1)$$

냉각 시스템의 성능을 확인하기 위하여 항공기가 비행 가능한 영역인 Fig. 4의 고도-속도 선도에서 특정 조건들을 추출하였다. 각 조건들에서 정찰장비 외기의 공기 온도 및 밀도는 Mil-HDBK-310에 따른 공기 온도 데이터를 사용하였다.

응축기에 공급되는 외기의 유량은 고도에 따른 공기 밀도 변화 및 항공기의 속도 변화를 고려한 수치해석을 통하여 계산하였다. 수치해석에서는 Fig. 5와 같이 냉각 시스템이 정찰장비의 후미에 장착되어 전방의 정찰장비 표면과 마찰 및 최전방부의 형상등에 따른 유속의 변화를 고려하기 위하여 전체 정찰장비에 대하여 수행하였다. 수치해석을 위한 외기의 조건들은 Fig. 4

에 표시된 비행 속도 및 고도에 대한 공기의 온도 및 밀도 데이터를 사용하였다.



Fig. 5. External configuration of reconnaissance pod and numerical analysis model of condenser

Fig. 4의 각 고도 및 속도 조건에서 냉각 시스템의 응축기에 공급되는 공기의 유량은 Table 1과 같이 계산되었다.

Table 1. Air temperature and air flow rate at performance measuring conditions

		F1	F2	F3	F4	F5	F6	F7	F8	F9
속도	Ma	0.85	1	1.2	1.2	0.4	1	1.2	1.2	0.75
고도	kft	0	20	20	38	40	0	20	15	35
응축기 공기 온도	°C	75	44	65	19	-50	67	40	52	-10
응축기 유량	g/s	511	245	286	309	134	630	299	258	228

수치해석을 통하여 확인된 응축기 통과 공기 유량은 지상 75 °C 조건에서 511 g/s이고 동일한 조건에서 시험장치의 응축기용 송풍기가 공급 가능한 유량은 170 g/s로 그 차이가 약 340 g/s이다. 일반적으로 증기 압축식 냉각 시스템에서 응축기를 통과하는 공기의 유량은 냉각 시스템의 성능에 영향을 주게 되고, 유량 차이에 따른 증발기 출구 온도의 차이에 대한 연구<sup>[7]</sup>의 결과를 이용하면 식 (2)와 같이 표현된다.

$$\Delta T = 1018 \frac{\Delta m_c}{m_1 m_2} \quad (2)$$

여기서,  $m_1$  및  $m_2$ 는 각각 응축기 통과 공기 유량,  $\Delta m_c$ 는  $m_1$ 과  $m_2$ 의 차이,  $\Delta T$ 는 응축기 통과 공기 유량이  $m_1$ 에서  $m_2$ 로 변할 때의 증발기 출구 공기의 온도차이다. 본 연구에서는 응축기용 송풍기의 공급 유량이 실제 비행 중 응축기를 통과할 것으로 예상되는 수치 해석 결과와 큰 차이가 있어 증발기 출구의 공기 온도는 식 (2)를 통하여 보정하여 실제 비행에서의 냉각 공기의 온도를 예측하였다.

정찰장비 내부의 공기 순환은 증발기 전단에 장착된 송풍기를 통하여 이루어지게 된다. 지상 조건에서 송풍기는 3.58 kPa의 압력 강하 조건에서 118 g/s의 유량의 공기를 순환시킬 수 있다. 정찰장비 내부의 공기는 고도가 상승함에 따라 외부로 유출되게 되어 내부 공기의 밀도가 저하하게 되고 이를 고려한 내부 순환 공기의 유량은 Table 2의 증발기 유량과 같이 변화하게 된다. 이 때 정찰장비의 동작에 따른 내부 발열과 송풍기의 회전에 따른 발열, 항공기의 비행에 따른 정찰장비 표면의 공력 가열을 고려한 발열은 Table 2의 내부 발열량과 같다. 증발기 전단에 장착된 송풍기는 3.58 kPa, 118 g/s의 유량 공급 조건에서 800 W의 전력을 소모한다.

Table 2. Test conditions for performance measurement of cooling system

Items	Unit	F1B	F2	F3	F4A	F4B	F5
속도		0.85	1.0	1.2	1.2	1.2	0.4
고도	kft	S/L	20	20	38	38	40
내부발열량	W	1800	1800	2100	1600	1200	1200
증발기 공기 유량	g/s	78	38	72	31	31	17
응축기 공기온도	℃	75	44	65	19	19	-50
응축기유량	g/s	511	245	286	309	309	134
Items	Unit	F6	F7	F8	F9A	F9B	
속도		1.0	1.2	1.2	0.75	0.75	
고도	kft	S/L	20	15	35	35	
내부발열량	W	2200	1800	1900	1800	1100	
증발기 공기 유량	g/s	79	38	46	25	25	
응축기 공기온도	℃	67	40	52	-10	-10	
응축기유량	g/s	630	299	258	228	228	

### 3. 실험 결과 및 고찰

항공기 외부에 장착되어 사용되는 정찰장비용 증기 압축식 냉각 시스템의 고도 및 비행 속도에 따른 운전 특성을 확인하기 위한 실험을 실시하였다. 정찰장비의 온도 조절을 위한 냉각 시스템은 내부에서 발생하는 부하와 정찰장비 표면과 공기의 마찰에 의한 공력 가열에 따른 부하를 합한 부하량보다 큰 냉각 용량이 요구된다. 또한, 정찰장비를 구성하는 센서들의 성능은 특정 온도 범위에서 최적화되어 있어 냉각 시스템에서 정찰장비로 공급되는 공기의 온도가 중요한 설계 인자이다.

먼저, Table 3의 지상 운용 상태에서 냉각 시스템의 성능을 확인하였다. 내부 부하량 1,770 W, 외부 공기 온도, 25 ℃인 조건에서 냉각 시스템에 장착된 지상송풍기를 이용하여 외부의 공기를 응축기에 공급하였다. 이 때 내부 공기 순환량은 73 g/s이다. 지상 운용 조건에서 증발기 출구 온도는 17.3 ℃이다.

Table 3. Performance test results of cooling system at ground and low temperature conditions

Test condition		지상	F5	F9A	F9B
	속도(Ma)	0	0.4	0.75	0.75
	고도(kft)	0	40	35	35
응축기 입구공기온도(℃)		25	-54.2	-10.6	-11.3
응축기 공기 유량_해석(g/s)		NA	134	228	228
응축기 공기 유량 (g/s)		NA	137.3	171	174.4
내부 부하량(W)		1770	2450	2660	1180
증발기 공기	입구 온도(℃)	38.6	63.9	64.2	34.1
	출구 온도(℃)	17.3	-21.7	-0.1	-7.8
	온도차(℃)	21.3	85.6	64.3	41.9
	공기 유량 (g/s)	73	14	24.0	22.0

Table 3의 F5, F9A, F9B의 조건은 외부 공기의 온도가 각각 -54.2 ℃, -10.6 ℃ 및 -11.3 ℃인 조건에서 냉매 저장기가 제거된 증기 압축식 냉각 시스템의 저온 특성을 확인하기 위한 시험이다. F5 조건에서는 내부 부하량이 2,450 W인 조건에서 냉각 시스템의 공기 유입 관로를 통하여 -54.2 ℃의 공기를 응축기에 공급하

였고, 고도를 고려한 내부 공기 순환량은 14 g/s 이다. 이 때 증발기 출구의 공기온도는 -21.7 °C이다. F9A와 F9B는 내부 부하량이 각각 2,660 W와 1,180W인 조건에서 -10.6 °C와 -11.3 °C의 공기가 공기 유입 관로를 통하여 응축기에 공급되었다. 이 때 고도를 고려한 내부 공기 순환량은 각각 24 g/s와 22 g/s이다. 이 때 증발기 출구의 공기 온도는 각각 -0.1 °C와 -7.8 °C이다. 이와 같이 냉매 저장기를 제거하고 증발기 입출구 냉매 온도에 대한 팽창밸브 개도량 반응이 신속한 전자식 팽창밸브를 적용한 증기 압축식 냉각 시스템의 저온 동작 조건에 대한 냉각 성능이 확인되었다.

Table 4의 F2, F3, F4A, F4B, F7, F8 조건은 항공기의 속도가 음속 이상이고 고도가 15,000~38,000 ft 인 조건에서 냉각 특성을 확인하기 위한 시험이다. F4A와 F4B 조건은 동일한 고도, 속도와 유사한 수준의 외기 온도 19.4 °C 및 내부 공기 순환량 34 g/s 환경에서 내부 부하량을 1,680 W에서 1,180 W로 변화한 경우의 냉각 특성을 나타낸다. 이 때 냉각 시스템의 증발기 출구 공기온도는 내부 부하량의 변화에 따라 10.0 °C에서 4.1 °C로 낮아지는 특성을 보인다.

Table 4. Performance test results of cooling system at high speed flight conditions

Test condition		F2	F3	F4A	F4B	F7	F8
	속도(Ma)	1	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2
	고도(kft)	20	20	38	38	20	15
응축기 입구 공기온도(°C)		44.1	64.9	19.6	19.3	40.2	51.9
응축기 공기 유량_해석(g/s)		245	286	309	309	299	258
응축기 공기 유량(g/s)		170	175	171	171	173	173
내부 부하량(W)		1800	2100	1680	1180	1760	1850
증발기 공기	입구온도(°C)	58.7	63.2	48.8	33.1	61.2	62.2
	출구온도(°C)	17.5	31.2	10.0	4.1	15.2	22.3
	온도차(°C)	41.2	32	38.8	29	46	39.9
	공기 유량(g/s)	34	53	35	33	33	42

Table 4의 F2 조건은 고도 20,000 ft에서 음속 비행에 대한 냉각 시스템의 성능을 확인하기 위한 시험이

다. 응축기 입구의 공기 온도는 44.1 °C이고 내부 부하량은 1,800 W이다. 응축기 공급 공기 유량은 해석으로 예상한 245 g/s보다 작은 175 g/s이 공급되었다. 내부 공기 순환량이 41.2 g/s일 때 증발기 출구의 공기 온도는 17.5 °C이다. Table 4의 F3, F7, F8은 모두 Ma 1.2의 비행 속도에서 고도가 15,000~20,000 ft인 조건에서 시험한 결과이다. 각 조건에서 내부 부하량은 각각 2,100 W, 1,760 W, 1,850 W이며 응축기 입구 공기온도는 각각 65 °C, 40.2 °C, 51.9 °C이다. 수치해석을 통하여 확인된 응축기 공기 유량은 각각 286 g/s, 299 g/s, 258 g/s이고 실험에서 공급된 유량은 각각 175 g/s, 173 g/s, 173 g/s이고 온도는 64.9 °C, 40.2 °C, 51.9 °C이며, 내부 공기 순환량은 각각 53 g/s, 33 g/s, 42 g/s이다. 실험을 통하여 확인된 각 조건에서의 증발기 출구의 공기 온도는 각각 31.2 °C, 15.2 °C, 22.3 °C였다.

Table 5의 F1B와 F6 조건은 지상에서 음속 비행하는 조건에서 냉각 시스템의 성능 특성을 확인하기 위한 시험이다.

Table 5. Performance test results of cooling system at low altitude high speed flight conditions

Test condition		F1B	F6
	속도(Ma)	0.85	1
	고도(kft)	0	0
응축기 입구공기온도(°C)		75.1	67.2
응축기 공기 유량_해석(g/s)		511	630
응축기 공기 유량(g/s)		169	177
내부 부하량(W)		1770	2180
증발기 공기	입구 온도(°C)	52.6	59
	출구 온도(°C)	34.4	36.0
	온도차(°C)	18.2	23
	공기 유량(g/s)	74	79

두 조건 모두 해수면에서 Ma 0.85와 Ma 1로 비행하는 경우이다. 내부 부하량은 각각 1,770 W와 2,180 W이다. 이 때 응축기 입구 공기는 공력가열의 영향이 크게 되어 각각 75.1 °C와 67.2 °C이며, 공기 유량은 해수면이기 때문에 511 g/s과 630 g/s으로 수치해석으로 확인되었지만 시험장비의 한계로 각각 169 g/s과

177 g/s이 공급되었다. 내부 공기 순환량이 각각 74 g/s, 79 g/s인 조건에서 증발기 출구의 공기온도는 각각 18.2 °C와 23 °C로 확인되었다.

#### 4. 결론

항공기 외부에 장착되어 사용되는 정찰장비는 내장 센서들의 고성능화에 따라 온도에 따른 센서의 성능이 민감하게 변화한다. 또한, 다양한 형태의 정보처리를 수행하게 되어 내부의 열부하가 증가하고 있다. 항공기 외부 장착형 정찰장비의 냉각을 위하여 증기 압축식 냉각 시스템을 개발하였다. 정찰장비는 고온과 저온 대기 조건에서 사용되어 냉매의 과냉으로 냉각 시스템의 성능이 저하될 수 있다. 냉매의 과냉에 의한 냉각 시스템 성능 저하를 방지하기 위한 냉매 저장기 사용이 가능하지만 본 연구에서는 중량 감소를 위해 냉매 저장기를 제거하고 과냉 방지를 위하여 전자식 팽창밸브를 적용한 증기 압축식 냉각 시스템을 제안하였다.

본 연구에서는 항공기의 다양한 기동 조건에서 냉각 시스템의 성능 특성을 확인하기 위하여 항공기의 운용 조건에 따른 제안된 증기 압축식 냉각 시스템의 성능 특성을 실험적으로 고찰한 결과, 냉매의 과냉 방지를 위한 냉매 저장기가 제거되었음에도 전자식 팽창밸브를 적용함으로써 증기 압축식 냉각 시스템이 과냉에 따른 성능 저하 없이 안정적으로 정찰장비에 냉각 공기를 제공할 수 있음이 확인되었다.

#### References

- [1] Price, D. C., Thermal Management of Military Fighter Aircraft Electro-Optics Pod, 19th IEEE SEMI-THERM Symposium, pp. 341~350, 2003.
- [2] Keir, M., Alleyne, A., Feedback Structures for Vapor Compression Cycle Systems, Proceedings of the 2007 American Control Conference, pp. 5052~5058, 2007.
- [3] Engelhardt, M., Thermal Control of an Airborne Electronic Bay, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2007-1217, 2007.
- [4] Rhee, J., Wong, G., Characteristics of Airflow Impedance in Two Types of Telecommunication Chassis.
- [5] Kazan, T. J., Grabow, R. M., Temperature, Altitude and Humidity Test of A Ram Air Driven Air Cycle Cooled Airborne Equipment Pod, AIAA-97-2466, 1997.
- [6] Grabow, R. M., Kazan, T. J., Design of a Ram Air Driven Air Cycle Cooling System for Fighter Aircraft Pods, AIAA-96-1907, 1996.
- [7] Kang, H., Kim, Y., Experimental Study on the Performance Characteristics of the Cooling System for Avionic Reconnaissance Equipments, International Journal of Refrigeration, 2011.