

항공정찰장비용 환경제어시스템의 냉각특성에 관한 실험적 연구

강 훈, 박형필*, 이응찬*, 김용찬†, 지용남**, 최희주***, 변영만***,
김영진***, 오광윤***

고려대학교 기계공학과, *고려대학교 기계공학과 대학원, **부광씨엔씨 주식회사, ***퍼스텍 주식회사 기술센터

Experimental Study on the Cooling Characteristics of an Environmental Control System for Avionic Reconnaissance Equipment

Hoon Kang, Hyungpil Park*, Eungchan Lee*, Yongchan Kim†, Yongnam Chi**,
Heeju Choi***, Youngman Byeon***, Youngjin Kim***, Kwangyoon Oh***

Department of Mechanical Engineering, Korea University, Seoul 136-713, Korea

**Graduate School of Mechanical Engineering, Korea University, Seoul 136-713, Korea*

***Bookwang Construction and Corporation, Goyang 411-820, Korea*

****R&D Center, FIRSTEC Co., Ltd, Changwon 641-050, Korea*

(Received July 23, 2009; revision received August 2, 2009)

ABSTRACT: Environmental control system is adopted to control the thermal load from the avionic equipment in the reconnaissance pod which is mounted under a fighter aircraft, undergoing large and rapid environmental changes with the variations of flight altitude and velocity. In this study, an environmental control system was designed and built by adopting vapor compression cycle using R-124. The cooling performance characteristics of the system were measured varying operating parameters: thermal load in the pod, air mass flow rate through evaporator, condenser inlet air temperature, and air mass flow rate through condenser. The effects of the experimental parameters on the system performance were analyzed based on the experimental results. The problems on the designed system were also analyzed and the solutions were suggested to improve system efficiency and to obtain stable operation.

Key words: Environmental control system(환경제어시스템), Vapor compression cycle(증기압축사이클), Avionic equipment(항공전자장비), Reconnaissance pod(정찰포드),

기 호 설 명

하 첨 자

c_p : 비열 [kJ/kg · K]
 m : 질량유량 [g/s]
 Q : 열부하량 [W]
 T : 온도 [K]

i : 입구
 o : 출구

1. 서 론

초기의 항공정찰 장비는 주로 광학카메라가 사용되었으나, 최근 적외선 및 레이더 영상장비 등이 개발됨에 따라 보다 신뢰성 있는 정찰이 가능

† Corresponding author

Tel.: +82-2-3290-3366; fax: +82-2-921-5439

E-mail address: yongckim@korea.ac.kr

하게 되었다. 그러나 이러한 센서들도 각기 고유의 제한사항이 있어 하나의 센서로는 완벽한 정보 획득이 제한되기 때문에 최근에는 전자광학, 적외선, 합성개구레이더 등 다중 센서를 복합 운용함으로써 상호 취약점을 보완하고 있고 주야간 전천후 정찰능력을 갖추는 추세이다.

정찰장비의 해상도는 현재의 m급에서 cm급까지 발전되고 있고, 컴퓨터 기술을 이용한 디지털 영상처리 방식을 도입하여 실시간 영상전송체계를 구비하는 추세이다. 또한 탑재장비의 소형화를 통해 각종 유·무인기에 다양하게 탑재·운용토록 발전되고 있다. 지속적인 전자광학, 영상판독 능력향상과 소프트웨어 개발 등으로 무인항공기나 군사위성에 의한 영상정찰 임무가 점차 확대될 것으로 전망된다.

기존의 항공기에 새로운 항공정찰장비를 부착하고자 하는 경우에 항공기 내부의 여유 공간 부족으로 인해, 정찰 포드(reconnaissance pod)라고 불리는 부가적인 시스템이 항공기 동체 하부에 장착되어진다. 이러한 정찰 포드를 장착한 항공기가 지상으로부터 최대 고도 15 km까지의 운용환경에서 급격한 온도 및 기압 변화에 기인한 이미지 해상도의 품질을 떨어뜨리지 않으면서 많은 이미지를 얻을 수 있도록 포드 내부의 적절한 환경제어가 필요하다. 또한, 포드 내부에 장착되어 있는 모든 전자장비들은 자체적인 열부하(thermal load)를 가지고 있기 때문에, 정상적인 작동을 위해서는 적절히 열부하를 제어할 필요가 있다.

대부분의 항공기들에는 자체적으로 환경제어시스템(environmental control system)이 장착되어 있지만, 이러한 환경제어시스템의 능력은 제한되어 있기 때문에 추가적으로 부착된 포드 내부를 냉각시킬 만큼의 여유 능력을 갖지 못한다. 즉, 포드는 항공기에 전자장비를 부착할 여유 공간을 제공하기는 하지만, 열제어(thermal control)라는 부가적인 문제를 가중시키게 된다. 따라서 포드 내부에는 별도의 환경제어유니트가 장착되어지며, 본 환경제어유니트의 냉각방식으로는 크게 공기사이클(air cycle)과 증기압축사이클(vapor compression cycle), 두 가지 방식으로 나누어진다. 각각의 냉각방식은 서로 장단점을 가지고 있으며, 주로 항공기의 구조 및 전기적 제원, 그리고 운용되어지는 환경조건에 따라 그 방식이 결정되어진다.

일반적으로 증기압축사이클의 시스템 효율은 공기사이클에 비해 상당히 높은 것으로 보고되고 있다.^(1~3) 공기사이클은 비행 중에 얻어지는 고압 공기를 이용하기 때문에 고속비행에서는 높은 성능을 발휘하지만 저속비행에서는 냉각성능이 감소하는 반면에,⁽²⁾ 증기압축사이클은 저속에서도 정상적인 냉각성능 확보가 가능하다.⁽³⁾ 증기압축 방식은 지상조건에서 별도의 보조장치 없이 단독으로 냉각운전이 가능하지만, 공기사이클의 경우 지상운전을 위해서는 별도의 냉각시스템이나 압축 공기 공급장치와 같은 보조장치가 필요하게 된다. 전력소비 측면에서 증기압축사이클은 압축기 및 송풍기에서의 소비전력이 매우 높은 반면에, 공기사이클에서는 제어용 전력 이외의 별도 동력이 필요 없다. 따라서 항공기로 부터의 전력공급의 확보가 가능한 곳에서는 주로 증기압축 냉각방식이 선호되며, 사용 가능 전력에 제약이 있는 시스템에서는 공기사이클이 주로 적용되고 있다.

본 연구에서는 시스템 효율이 높고 비행조건에 따른 냉각성능 편차가 적은 증기압축사이클을 항공정찰장비용 환경제어시스템에 적용하고자 한다. 환경제어시스템에 적용되는 증기압축사이클에 관한 논문은 상당히 제한적으로 발표되었다. 따라서 증기압축식 냉동시스템에 관한 현재까지의 기술동향을 검토하여, 환경제어시스템의 개발에 적용하고자 한다. 증기압축식 냉동시스템에 적용되는 주요 기술은 압축기 용량제어, 냉매 유량제어 및 대체냉매 적용 등으로 요약될 수 있다. 압축기의 용량제어 방법으로 주로 회전수 제어형을 채용하고 있다. 초기에는 AC 인버터 방식이 주종을 이루었으나, 현재에는 DC 인버터 방식의 채용이 증가하고 있는 추세이다.⁽⁴⁾ 냉매 유량제어 기술의 발전에 가장 큰 영향을 준 것으로 전자팽창밸브를 들 수 있다. 전자팽창밸브는 부하변동에 따른 정밀한 제어가 가능하기 때문에 냉동시스템에 있어서는 필수부품으로 자리잡고 있다.^(5, 6) 항공기용 환경제어시스템에 적용되는 냉매는 80 °C 정도의 고온 외기조건에서도 시스템 내부압력이 임계점 이상으로 상승되지 않도록, R-114, R-124 및 R-236fa가 주로 적용되었거나 적용될 예정이다. R-114는 CFC 계열로서 현재 적용이 되지 않고 있으며, 주로 HCFC 계열의 R-124와 HFC 계열의 R-236fa가 주로 적용되고 있다.⁽³⁾

본 연구에서는 항공정찰장비용 환경제어시스템

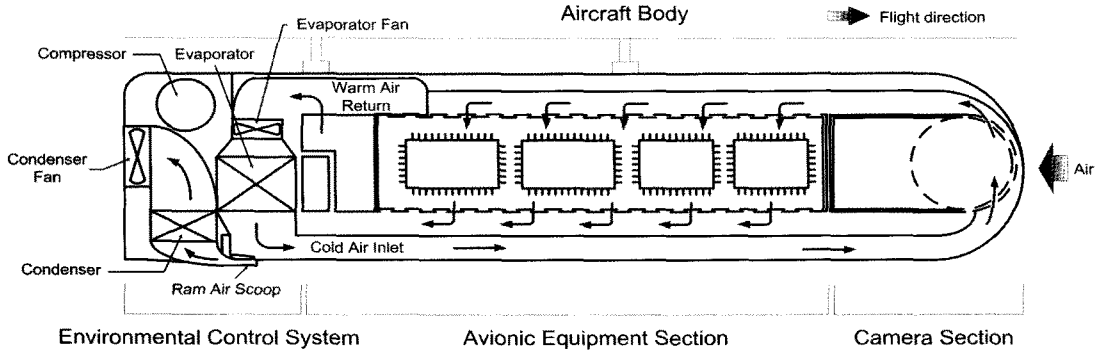


Fig. 1 Schematic diagram of reconnaissance pod.

으로의 적용을 목적으로 R-124 냉매를 채용한 증기압축식 냉각시스템의 설계 및 제작을 진행하였다. 또한, 환경제어시스템의 운전변수 변화에 따른 냉각성능 및 운전특성 변화를 실험적으로 고찰함으로써 시스템의 효율 향상 및 신뢰성 확보를 위한 기초 설계 자료를 제공하고자 한다.

2. 실험 내용 및 방법

항공정찰 포드(Reconnaissance pod)는 주로 항공기 동체 하부에 장착되어 정찰임무를 수행하게 되며, 포드 내부의 구조는 Fig. 1에서와 같이 카메라부, 전자장비부 및 환경제어시스템으로 구성되어 있다. 포드 내부에 장착된 장비들로부터의 열부하 뿐만 아니라, 항공기가 고속으로 비행함에 따라 발생하는 공력가열(aerodynamic heating)에 의해 포드 내부온도는 정상적인 작동 성능을 저해시킬 만큼 온도가 상승하게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위하여, 포드 후미(tail)에 환경제어시스템을 장착하고 냉각공기의 공급을 통해 카메라부와 전자장비부의 온도를 일정 온도 이하로 유지시키게 된다.

본 연구에서는 증기압축사이클 방식의 환경제어시스템을 대상으로 하였으며, 냉매 압축기, 증발기, 응축기, 팽창밸브 및 송풍기로 구성하였다. 송풍기에 의해 증발기를 통과하면서 냉각된 저온의 공기는 덕트를 통해 카메라부와 전자장비부를 통과하여 다시 증발기로 돌아오는 구조이다. 이때, 포드 내부의 압력이 고도에 따라 변화되는 외부기압과 평형이 되도록 균압관을 설치하였다. 증발기에서 증발된 저온저압의 냉매가스는 압축기에서 압축되어 고온고압 상태로 응축기로 유

입·응축되어 팽창밸브를 통해 다시 증발기로 공급된다. 항공기가 비행중인 경우에는 스쿠프(scoop)를 통해 유입되는 공기에 의해 냉매가스는 액상으로 응축되며, 지상운전의 경우에는 별도의 응축기용 송풍기의 운전을 통해 응축시키는 방식이다.

환경제어시스템은 항공기에 부착되어 운용되기 때문에 일반적인 냉동·공조 시스템의 운전범위보다는 더 광범위하고 가혹한 운전환경에서 동작하게 된다. 포드 내부에서 발생하는 열부하는 포드 내부장비들의 운전조건에 따라 광범위하게 변화하게 되며, 증발기를 통과하는 공기의 질량유량은 운전고도에 따른 공기밀도의 급격한 변화에 따라 크게 변화된다. 또한, 응축기를 통과하는 공기의 질량유량 및 입구온도는 비행속도 및 운전고도에 따라 크게 달라지게 된다. 본 연구에서는 이러한 운전변수들의 변화에 따른 환경제어유닛의 성능 및 운전특성 변화를 고찰하기 위하여 Table 1과 같은 범위에서 성능실험을 수행하였으며, Fig. 2에 실험장치의 구성도를 나타낸다.

실험장치는 크게 냉매사이클부, 증발측 환경 모

Table 1 Experimental parameter and range

No	Parameter	Range
1	Thermal load	1,466~2,710 W
2	Air mass flow rate through evaporator	43.0~88.4 g/s
3	Condenser inlet air temperature	-13.0~52.0 °C
4	Air mass flow rate through condenser	51.8~431.0 g/s

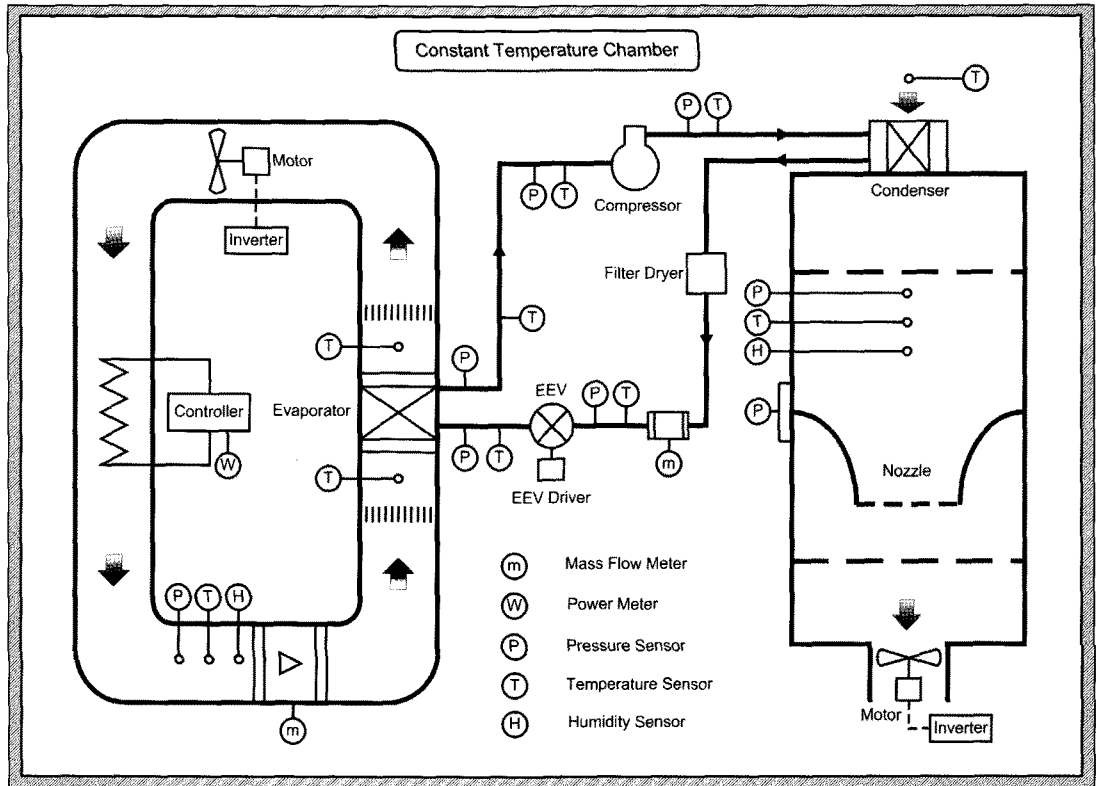


Fig. 2 Schematic diagram of experimental setup.

사부, 그리고 응축측 환경 모사부로 구성되어 있다. 본 냉각시스템은 카메라부의 온도가 $40\text{ }^{\circ}\text{C}$ 이하로 유지될 수 있도록, 최대 2.8 kW 의 열부하를 처리할 수 있는 냉각성능을 가지도록 설계하였다. 압축기는 로터리(rotary) 타입으로서, 이론 압축체적은 운전회전수 $1,270\text{ RPM}$ 에서 $10.58\text{ m}^3/\text{h}$ 이다. 냉매는 R-124를 적용하였으며, 냉동유는 POE (polyol ester) 계열의 SW32를 주입하였다. 팽창밸브로는 오리피스 직경이 1.6 mm 인 전자식 팽창밸브 (electronic expansion valve)를 적용하였으며, 4상 24극 스텝모터 구동방식으로 500스텝까지 개도가 조절된다. 증발기와 응축기는 핀튜브 방식의 열교환기를 장착하였으며, 전열관은 외경 7.0 mm 의 마이크로핀(micro-fin) 관을 적용하였고 전열핀 피치(fin pitch)는 1.4 mm 이다. 냉매사이클 주요 부위의 온도 및 압력을 Fig. 2와 같이 계측하였으며, 냉매온도는 정밀도 $\pm 0.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 백급측온저항체(PT $100\text{ }\Omega$)를 배관내에 삽입하여 계측하였다. 냉매압력의 계측은 정밀도 $\pm 0.5\%$ 의 디지털 압

력계를 사용하였으며, 냉매유량의 측정에는 정밀도 $\pm 0.2\%$ 의 질량유량계(Coriolis type)를 사용하였다.

증발측 환경 모사부는 포드 내부에서의 열부하량과 증발기 공기유량을 모사하기 위한 장치로서 실제 환경제어유닛과 같이 밀폐 시스템으로 구성하였다. 유로 내부에는 증발기, 송풍기, 가열기, 유량계, 온도계, 습도계 및 압력계로 구성되어 있다. 가열기로 입력되는 전력량을 전력제어유닛을 통해 제어함으로써 유로 내부로 입력되는 가열량을 조절하였다. 또한, 고도에 따른 증발기 통과공기의 질량유량 변화량을 모사하기 위해 송풍기 모터의 회전수를 인버터로 제어하였다. 증발기 입·출구 온도를 측정하기 위하여 정밀도 $\pm 0.15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 의 3선식 Pt $100\text{ }\Omega$ 의 측온저항체를 설치하였다. 또한, 풍량은 볼텍스 유량계(vortex flow meter)를 이용하여 측정하였으며, 정밀도는 측정값의 $\pm 0.4\%$ 이다. 가열기로의 입력전력량은 전력계로 측정하였으며, 전력계의 최대 측정범위는 $4,000\text{ W}$, 정밀도는 측

정값의 ±0.2%이다. 내부 열부하량은 가열기에서의 입력량 뿐만아니라, 송풍기 모터에서의 발열량 그리고 덕트를 통한 열손실량 또는 열취득량이 존재하기 때문에 가열기로의 전력량의 측정만으로는 정확히 알 수 없다. 따라서 증발기로 인가되는 열부하량(Q)은 공기의 질량유량 및 비열, 그리고 증발기 입출구 온도차를 구하여 식(1)과 같이 계산하였다.

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

응축측 환경 모사부는 응축기를 통과하는 공기의 질량유량과 입구온도를 모사하기 위한 것으로서, 응축기 입구 공기온도는 항온실의 온도제어를 통해 조절하였으며, 응축기 입구 공기유량은 흡입송풍기 모터의 회전수를 인버터를 통해 조절하였다. 응축기 입·출구에 정밀도 ±0.15 °C의 3선식 Pt 100 Ω의 측온저항체를 설치하였다. 공기유량은 노즐법⁽⁷⁾으로 측정하였으며, 적용 노즐의 직경은 70.0 mm이다. 본 실험장치에는 5개의 노즐이 장착되어 필요에 따라 개폐가 가능하도록 하였으며, 측정범위는 3.5~41.0 m³/min이다. 노즐전후의 차압은 디지털 차압계를 사용하였으며, 정밀도는 측정값의 ±0.3%이다.

3. 결과 및 고찰

운전변수별 성능실험에 앞서 냉매충전량 및 팽창밸브 개도의 최적 선정에 대한 실험을 실시하였다. 내부 열부하 2,050 W, 증발기 통과 공기의 질량유량 75 g/s, 응축기 통과 공기의 질량유량 160 g/s, 그리고 응축기 입구공기 온도 35 °C인 조건에서 냉매충전량 및 팽창밸브 개도별 성능실험을 수행하였으며, 냉매충전량 700 g 및 팽창밸브 개도 34%(ratio of EEV actual opening to the full opening) 조건에 최적성능을 나타내었다.

포드 내부의 열부하에 따른 성능 변화를 고찰하기 위하여, 증발기 공기유량 75 g/s, 응축기 공기유량 160 g/s, 그리고 응축기 입구온도 35 °C로 일정한 조건에서 열부하를 변화시키면서 성능시험을 수행하였다. Fig. 3은 열부하에 따른 압축기 흡입압력, 토출 압력 및 압축비의 변화를 나타낸다. 열부하 증가에 따른 증발기에서의 취득 부하 증가로 인해 압축기 흡입 및 토출 압력이 모두 상승함을 알 수 있으며, 냉매순환량의 증가로 인

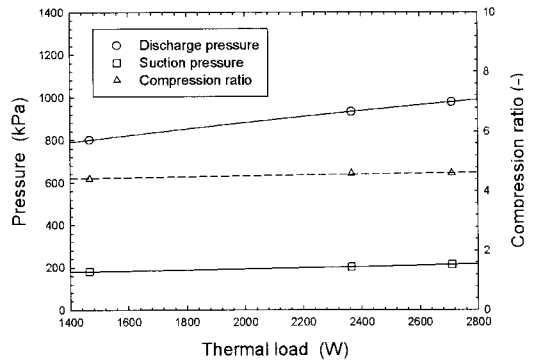


Fig. 3 Variations of compressor pressure and compression ratio with thermal load.

한 압축일의 상승으로 압축기 토출압력의 상승폭이 흡입압력보다 크게 나타났다. 이 때 압축비는 증가하는 경향을 나타내지만, 부하량 증가에 대한 압축비의 상승폭은 매우 적음을 알 수 있다.

열부하의 변화에 따른 증발기 입·출구 공기온도의 변화를 Fig. 4에 나타내었다. 동일 공기유량 조건에서 열부하가 증가하게 되면 증발기 입·출구 온도차는 상승하게 되며, 증발기 출구온도는 증발포화온도의 상승으로 열부하 증가와 함께 상승함을 알 수 있다. 열부하에 따른 증발기 입·출구 온도 변화율을 비교하면, 증발기 입구온도는 열부하의 0.56승, 출구온도는 0.45승에 비례함을 알 수 있다. 즉, 열부하 증가에 따른 증발기 출구온도의 상승폭보다는 입구온도의 상승폭이 클 수 있다.

증발기를 통과하는 공기의 질량유량에 따른 냉각성능 변화를 고찰하기 위하여, 열부하, 응축기

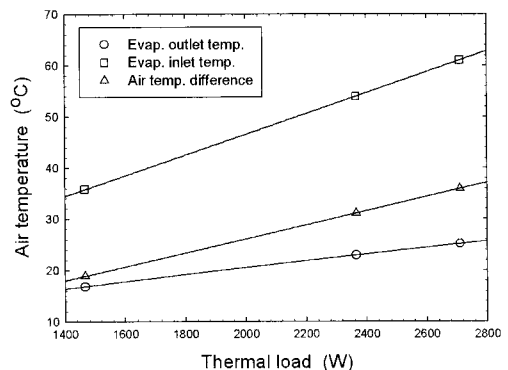


Fig. 4 Variation of evaporator air temperature with thermal load.

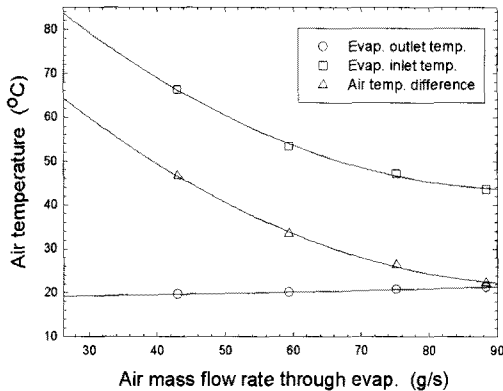


Fig. 5 Variation of air temperature with evaporator air mass flow rate.

공기유량 및 입구온도를 각각 2,050 W, 160 g/s 및 35 °C로 일정하게 유지시키면서 증발기 공기유량의 변화에 따른 성능시험을 수행하였다. Fig. 5는 증발기 공기유량의 변화에 따른 증발기 입·출구에서의 공기온도 변화를 나타낸다. 증발기를 통과하는 공기의 질량유량이 증감하더라도 증발기로 인가되는 열부하는 일정하기 때문에, 사이클 압력, 온도 및 냉매유량을 포함한 냉동사이클의 운전특성에는 거의 변화가 나타나지 않음을 알 수 있다. 공기유량의 감소에 따라 증발기 입·출구 온도차는 증가하였고, 증발기 출구에서의 공기온도는 미소하게 감소하는 반면에 증발기 입구에서의 공기온도는 크게 상승함을 알 수 있다. 이것은 전자장비 주위 공기온도가 상승됨으로서 냉각성능이 감소함을 의미한다.

일반적으로 정찰포드를 장착한 항공기는 고도 10.7 km까지 운용되며, 본 고도에서는 공기의 밀도가 해수면(sea level)에서의 밀도 대비 32% 수준으로 감소하는 것으로 알려져 있다.⁽⁸⁾ 포드가 높은 고도에서 운전되는 경우, 증발기를 통과하는 공기의 체적유량이 일정하게 유지된다고 하더라도 공기의 밀도 감소로 인해 공기의 질량유량은 급격히 감소하게 된다. 본 실험결과를 바탕으로 분석할 때, 고도 10.7 km에서는 증발기 입구공기온도가 80 °C 이상까지 상승될 수 있음을 알 수 있다. 따라서 운전고도의 상승에 따른 냉각성능 감소 문제를 해결하기 위해서는 고도에 따라 증발기용 송풍기의 운전회전수를 적절히 제어함으로써, 증발기를 통과하는 공기의 질량유량이 일정 수준이상으로 유지시키도록 설계해야 한다.

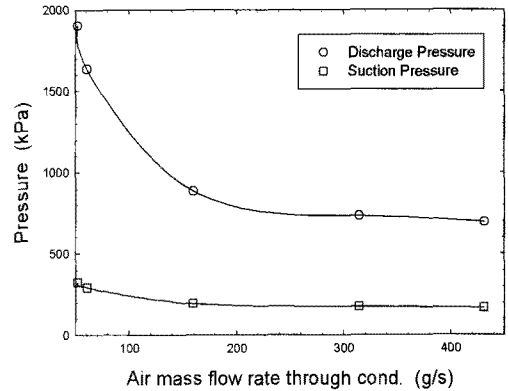


Fig. 6 Variation of compressor pressure with condenser air mass flow rate.

응축기를 통과하는 공기 유량은 지상운전조건과 비행조건에 따라 큰 차이가 발생하며, 특히 비행조건에서는 항공기의 비행속도 및 고도에 따라 공기의 질량유량 차이가 매우 크게 발생하게 된다. 포드 내부 열부하를 2,050 W, 증발기 공기유량을 75 g/s, 그리고 응축기 입구 공기온도를 35 °C로 유지시키면서 응축기를 통과하는 공기의 질량유량을 변화시키면서 성능시험을 실시하였다. 응축기 공기유량 변화에 따른 압축기 흡입 및 토출압력 변화를 Fig. 6에 나타내었다. 응축기 공기유량의 증가에 따른 응축능력 상승으로 압축기 토출 및 흡입압력이 감소함을 알 수 있으며, 공기유량에 따른 토출압력의 변화폭이 흡입압력보다 훨씬 큼을 알 수 있다.

흡입압력의 감소는 증발포화온도를 감소시키기 때문에, Fig. 7에서와 같이 증발기 출구온도는 응축기 공기유량의 증가와 함께 감소함을 알 수 있었다. 이 때, 열부하 및 증발기 공기유량은 일정하기 때문에 증발기 입·출구 온도차는 응축기 공기유량에 상관없이 일정하다. 이는 포드 내부 평균온도를 감소시키기 때문에 냉각성능의 향상을 의미한다. 일정 공기유량 이상에서는 사이클 운전특성의 변화가 매우 적었으며, 이에 따라 증발기 입·출구 공기온도 변화폭도 미소함을 알 수 있다. 이는 응축기를 통과하는 공기의 Reynold 수가 증가함에 따라 질량유량의 증가에도 불구하고 열전달계수의 감소에 따라 응축기 열전달율의 증가폭이 미소하기 때문으로 판단된다.

정찰용 포드는 항공기에 부착되어 넓은 고도 범위에서 운용되며 고도에 따른 외기온도 변화의

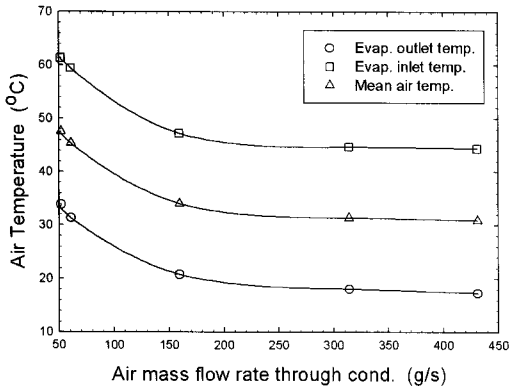


Fig. 7 Variation of air temperature with condenser air mass flow rate.

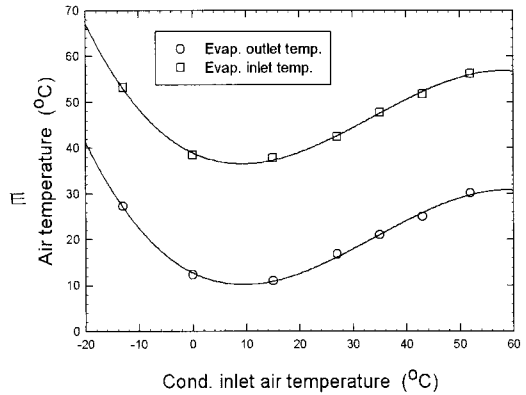


Fig. 9 Variation of air temperature with condenser inlet air temperature.

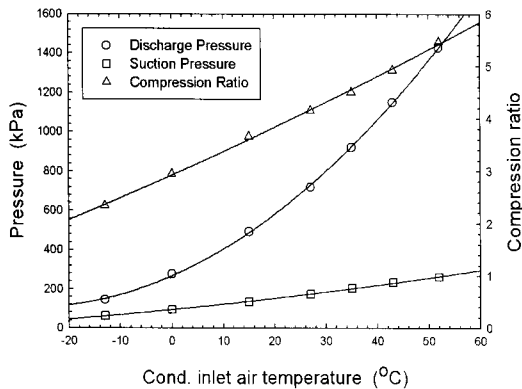


Fig. 8 Variations of compressor pressure and compression ratio with condenser inlet air temperature.

영향으로 인해, 응축기 입구공기는 일반 냉동시스템의 경우보다 훨씬 광범위하게 변화하게 된다. 특히 저온외기 운용조건에서도 전자장비 및 공력가열에 의한 내부 열부하가 발생되기 때문에, 환경제어시스템은 저온 외기조건에서도 정상적인 냉각 성능을 확보하도록 설계하여야 한다. 응축기 입구에서 공기온도의 영향을 분석하기 위하여, 열부하 2,050 W, 증발기 공기유량 75 g/s, 그리고 응축기 공기유량 160 g/s 인 조건에서 응축기 입구공기 온도를 -13 °C에서 52 °C 까지 변화시키면서 성능실험을 수행하였다.

Fig. 8은 응축기 입구공기 온도변화에 따른 압축기 흡입압력, 토출압력 및 압축비의 변화를 나타낸다. 응축기 입구공기 온도의 감소에 따라 압축기 토출압력은 감소하게 되며, 팽창밸브 입구압

력에 해당하는 토출압력의 감소는 냉매유량의 감소와 함께 압축기 흡입압력도 감소함을 알 수 있다. 이 때, 토출압력의 감소폭이 흡입압력보다 크기 때문에, 입구온도 52 °C에서의 압축비 5.47이 입구온도 -13 °C에서는 압축비 2.34까지 감소함을 알 수 있다.

응축기 입구공기 온도변화에 따른 증발기 입·출구에서의 공기온도 변화를 Fig. 9에 나타내었다. 응축기 입구에서 공기온도가 52 °C에서 낮아짐에 따라, 증발기 포화온도의 감소로 증발기 출구 공기온도도 함께 감소함을 알 수 있었다. 이 때, 증발기 통과유량 및 열부하는 동일하기 때문에 입·출구 공기온도차는 일정하게 유지되며, 이는 포드 내부 평균온도의 감소로 냉각성능의 향상을 나타낸다. 하지만, 외기온도가 0 °C 부근 이하에서는 증발기 입·출구 공기온도의 상승과 함께 냉각성능이 감소함을 알 수 있다. 이는 팽창밸브 전후 압력차의 감소에 따른 냉매순환량의 감소로 증발기내에서의 과열영역이 증가하였기 때문이다. 따라서 영하 이하의 조건에서도 정상적인 냉각성능 확보를 위해서는 응축압력 조절밸브(CPR, Condensing Pressure Regulator)의 적용을 통해 응축압력이 과도하게 감소되는 것을 방지하거나, 팽창밸브 오리피스 직경을 증가시킴으로서 저온에서도 냉매순환량을 확보하는 방안에 대한 검토가 필요할 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공정찰장비용 환경제어시스템

의 운전변수에 따른 냉각성능 변화에 관한 실험적 연구를 수행하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

(1) 내부 열부하 증가와 함께 증발기 입·출구 온도와 온도차가 모두 상승함을 알 수 있었으며, 증발기 입구공기 온도의 변화가 출구온도의 변화보다 크게 나타났다.

(2) 증발기를 통과하는 공기 질량유량의 감소에 따른 증발기 출구에서 공기온도의 상승폭이 매우 큼을 알 수 있었으며, 이는 냉각성능의 감소를 나타내었다. 따라서 높은 고도의 비행조건에서 공기밀도의 감소에 따른 냉각성능 저하를 방지하기 위하여 송풍기 회전수 제어와 같은 방안의 적용이 필요함을 알 수 있었다.

(3) 응축기를 통과하는 공기의 질량유량의 증가와 함께 냉각성능은 상승하는 경향을 나타내었지만, 일정 유량이상에서는 냉각성능의 상승이 매우 미미함을 알 수 있었다.

(4) 응축기 입구공기의 온도가 감소함에 따라 냉각성능이 증가하는 경향을 나타내었지만, 일정 온도이하에서는 냉매순환량의 감소로 냉각성능이 감소하는 경향을 나타내었다. 응축압력이나 냉매순환량의 과도한 감소를 방지할 수 있는 방안의 검토가 필요함을 알 수 있었다.

(5) 본 연구를 통해 각 운전변수에 따른 환경제어시스템의 성능특성 변화를 파악할 수 있었으며, 향후에는 성능 및 신뢰성 최적화를 위한 제어변수들에 관한 추가적인 연구가 필요할 것으로 판단된다.

참고문헌

1. Price, D. C., 2003, Thermal management of military fighter aircraft electro-optics pod, 10th IEEE SEMI-THERM symposium, pp. 341-350.
2. Grabow, R. M. and Kazan, T. J., 1996, Design of a ram air driven air cycle cooling system for fighter aircraft pods, 31st AIAA Thermophysics Conference, AIAA 96-1907.
3. Godecker, W. J., Lentz, J. C., Parme, C. B., Wigmore, D. B. and Winans, K. B., 1992, Vapor cycle system for a fighter aircraft-The Lantirn ECU lessons learned, 22nd International Conference on Environmental Systems, SAE 921184.
4. Nagatomo, S., 1998, Positive displacement compressor technology for air conditioners, Transactions of the JSRAE, Vol. 15, No. 4, pp. 305-326.
5. Han, D. and Kwon, H., 1999, Zone temperature control of the multi-type heat pump system, Proceedings of the SAREK, pp. 611-616.
6. Outtagarts, A., 1997, The transient response of an evaporator feed through an electronic expansion valve, Int. J. of Energy Research, Vol. 21, pp. 793-807.
7. ASHARE Standard 51-75, 1975, Laboratory methods of testing fans for rating.
8. MIL-HDBK-310, 1997, Global climatic data for developing military products.