

열교환기를 이용한 저온 환경 구축에 대한 기초 연구

이양석* · 양재준* · 김 유** · 고영성** · 임병준***

A Preliminary Study of Low Temperature Condition by Heat Exchanger

Yangsuk Lee* · Jaejoon Yang* · Yoo Kim** · Youngsung Ko** · Byeung Jun Lim***

ABSTRACT

A preliminary study of low temperature condition was performed to simulate high altitude condition. The mixed air temperature were investigated at various condition by experiments using cryogenic air by heat exchanger and normal temperature air. An experimental setup was constructed to simulate low temperature condition with liquid nitrogen. To control mass flow rate, orifice and pressure regulators were used. The experimental results show that the mixed air temperature increases linearly with mass flow rate of normal temperature air. Therefore it can be help to simulate a low temperature condition of high altitude.

초 록

본 연구에서는 고공 환경을 모사하기 위해 선행되어야 할 저온 환경 구축에 대한 기초 실험을 수행하였다. 열교환기를 이용하여 공기를 극저온으로 냉각 시키고, 상온의 공기를 혼합하여 온도 특성을 고찰하였다. 오리피스를 사용하여 각각의 유량을 제어할 수 있는 시스템을 구축하였으며, 열교환을 위하여 액체질소를 사용하였다. 열교환기를 통하여 냉각된 공기의 온도를 일정하게 유지시키면서 상온의 공기를 혼합시킨 결과 상온의 공기 유량이 증가함에 따라 혼합 공기의 온도도 거의 선형적으로 증가함을 확인하였다. 이에 따라 저온 환경 구축에 필요한 다양한 유량의 저온 공기를 생성할 수 있는 가능성을 확보하였다.

Key Words: Heat Exchanger(열교환기), High Altitude Condition (고공 환경), 액체 질소(Liquid Nitrogen), 저온 환경(Low Temperature Condition)

1. 서 론

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남대학교

*** 한국항공우주연구원 KHP 엔진팀
연락처, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

항공용 가스터빈 엔진과 로켓 엔진과 같이 고공 환경 하에서 작동하는 모든 주요 부품은 설계/제작 후에 저압/저온 환경에서의 신뢰성 확인이 필수적이다. 특히 공기흡입기관인 항공용 가스터빈 엔진의 경우에는 작동 환경에 의한 직

접적인 영향을 받기 때문에 점화 및 재점화 특성 확인이 매우 중요하다[1-6]. 이러한 주요 핵심 부품의 신뢰성 확보를 위하여 실제 요구되는 작동 환경에서 특성을 확인하여야 하지만, 실제 작동 환경에서 신뢰성을 검증하기에는 천문학적 비용과 개발 기간의 문제로 인하여 지상에서 인위적으로 작동 환경을 형성하는 고공환경 모사 설비(Simulated Altitude Test Facility)를 사용하여 비용과 개발 기간을 최소화 하는 것이 일반적이다[4-5]. 그러나 국내에는 항공/우주 추진기관 엔진의 고공 환경을 모사하기 위한 시험 설비는 항공우주연구원의 AETF (Altitude Engine Test Facility)가 유일한 실정으로, 고공 환경에서의 추진기관 특성을 파악하기 위한 관련 연구 환경이 매우 열악한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 항공우주 추진기관 연소기의 점화 특성을 파악하기 위한 소형 고공 모사 시험 설비를 구축하기 위한 일환으로, 먼저 고공 환경의 저온 공기 공급을 위한 시험 설비의 구축에 대한 가능성 확보를 위한 실험을 수행하였다.

2. 실험 장치 및 방법

본 연구에서 요구되는 저온 환경을 모사하기 위하여, 극저온 유체와 상온 공기의 열교환을 통하여 극저온 공기를 생성하고 이에 추가적으로 상온의 공기를 혼합시켜 비행 고도에 해당하는 입구 공기 온도 조건을 만족시킬 수 있는 저온 공기 공급 시스템을 구축하였다. Figure 1은 본 실험의 개략도를 나타낸 것으로서, 크게 상온 고압 공기 탱크와 열교환기를 통과하는 공기 배관 및 열교환기를 통과하지 않는 공기 배관 및 혼합실로 구성되어 있다.

공기를 원활하게 공급할 수 있는 고압 공기 탱크는 공기 압축기와 건조기 및 부스터를 통하여 고압의 공기를 압축 저장할 수 있으며, 부피는 $0.5m^3$ 이고 최대 압력은 200bar이다. 두 갈래의 공기 공급 배관에는 각각 상류 압력을 제어하기 위한 압력조절기(pressure regulator)와 오리피스

를 설치하여, 저온화된 공기 유량과 상온 공기 유량 각각을 제어할 수 있도록 구성하였다.

Figure 2는 Fig. 1의 두 공기 흐름의 혼합부를 나타낸 것으로서, 외부 공기 온도에 의한 저온화된 혼합 공기 온도의 영향을 최소화하기 위하여 배관을 단열재로 보호하였다.

열교환기를 통과하는 공기의 온도를 낮춰주기 위하여, 열교환기는 단열된 용기에 액체질소를 채워 극저온 질소와 상온 공기의 열교환을 통해 공기의 출구 온도를 낮춰주는 방식을 사용하였다. 본 실험에서는 열교환기를 통과하는 공기의 유량을 일정하게 유지한 상태에서, 상온의 공기 유량을 변화시키면서 혼합된 공기의 온도를 측정하였다. 저온화 공기와 상온 공기의 혼합률은 다음 Table 1과 같은 조건으로 오리피스 전단 압력을 제어하여 수행하였다.

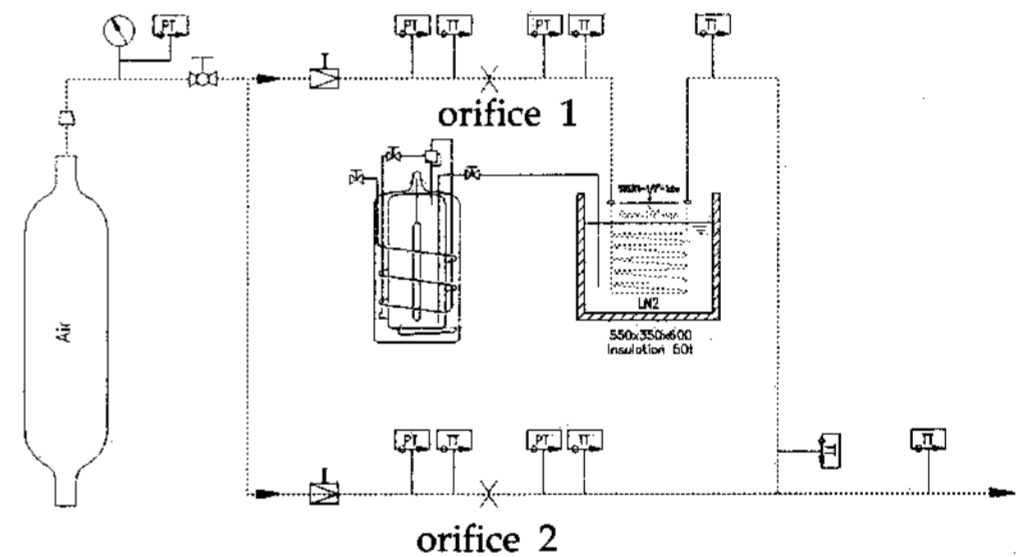


Fig. 1 Schematic of test facility

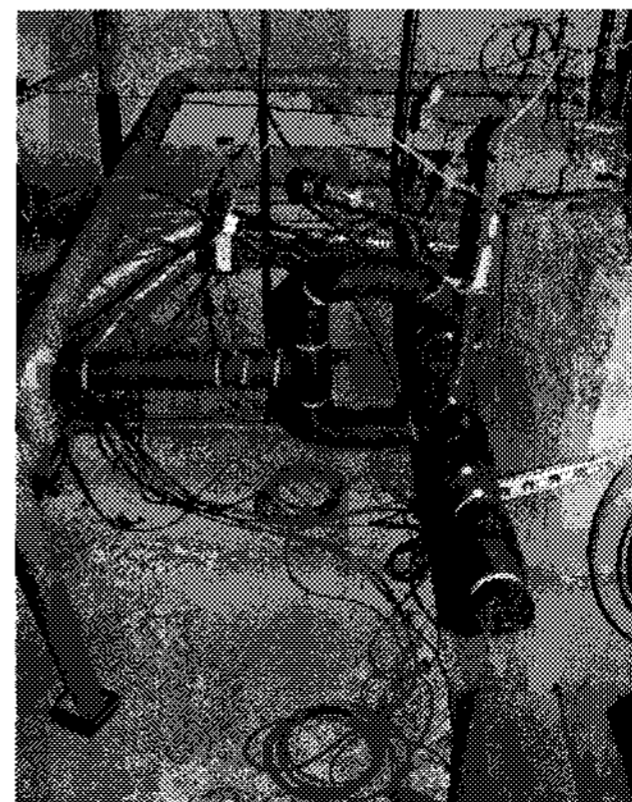


Fig. 2 Test Section

Table 1. Test Condition

실험 조건	오리피스 1(2.74mm) 전단 압력(열교환기)	오리피스 2(3.36mm) 전단 압력(상온공기)
1	5 barg	5 barg
2		10 barg
3		15 barg
4	10 barg	5 barg
5		10 barg
6		15 barg

3. 실험 결과

3.1 공기 유량 측정 결과

본 실험에서는 저온화되는 공기 유량과 상온 공기의 유량 제어가 중요하기 때문에, 유량 제어를 위해 사용된 각각의 오리피스에 대한 유량 계수(C_D)를 측정하는 실험을 우선 수행하였다. 유량 계수 측정에 앞서 제작된 오리피스의 직경을 광학 현미경로 측정하였으며, 열교환기 측 배관의 오리피스의 직경은 2.74mm이고 상온 공기 측 배관의 오리피스의 직경은 3.36mm로 측정되었다. 그리고 실제 유량을 검증하기 위하여 질량 유량계(CMF050, Micro Motion)를 오리피스 후단에 직렬로 연결 설치하였다.

Figure 3은 열교환기 측에 장착된 2.74mm 오리피스(orifice 1)의 전단 압력 변화에 따른 이론 유량과 질량 유량계에서 측정된 유량을 비교한 것이다. Figure 3에서 보는 바와 같이 오리피스 전단의 압력이 5~40barg로 증가함에 따라, 유량계에서 측정된 유량도 선형적으로 증가하며 이는 오리피스에서 초킹이 되었음을 의미한다. 이론 유량과 실제 유량을 비교하여, 오리피스의 유량 계수를 계산한 결과 0.8~0.85 사이의 값이 도출되었다. Figure 4는 상온의 공기 유량을 제어를 위해 상온 공기측 배관에 설치된 3.36mm (orifice 2)의 유량 계수와 실제 유량을 측정함으로써, orifice 1과 마찬가지로 오리피스 전단 압력에 따라 유량이 선형적으로 증가하고 있음을 알 수 있다. 또한 orifice 2의 유량계수는 0.7~

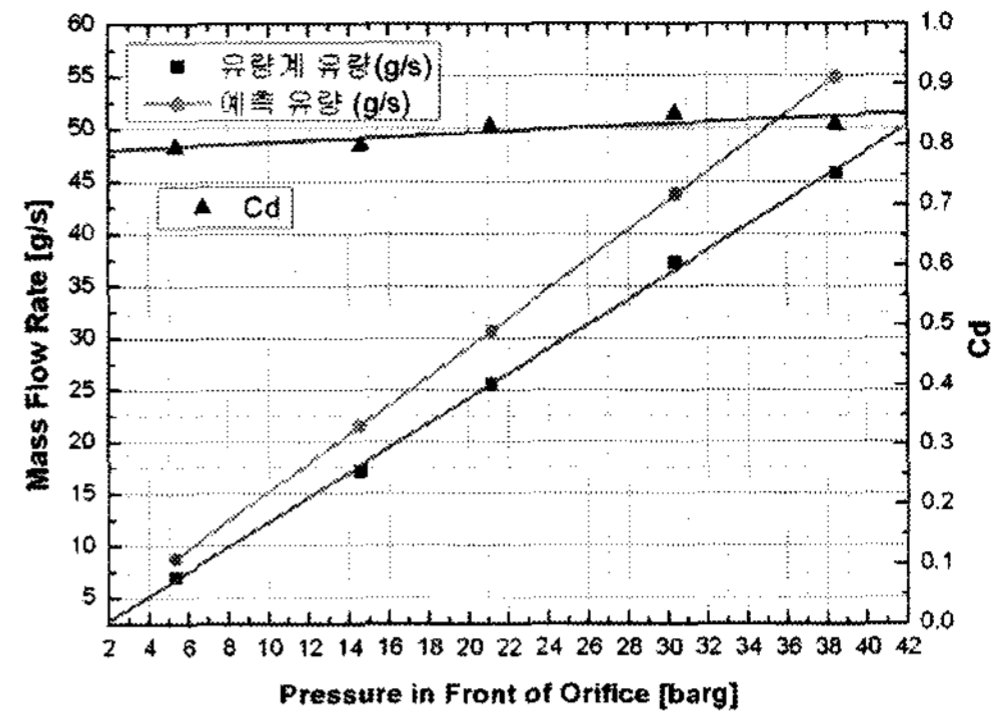


Fig. 3 Real/ideal mass flow rate & C_D (orifice 1)

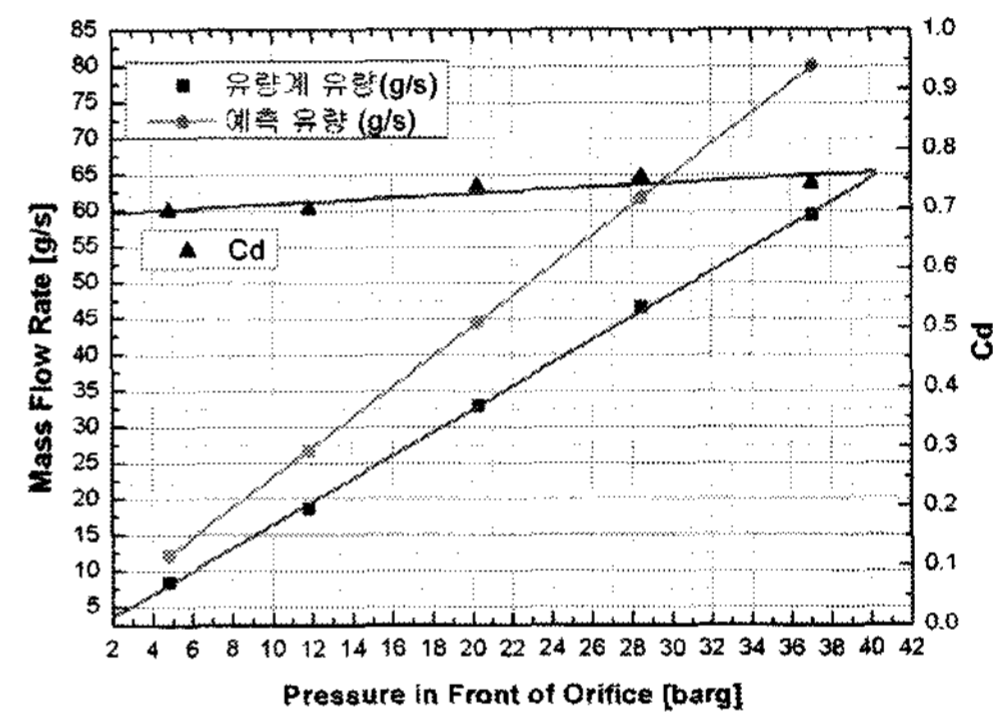


Fig. 4 Real/ideal mass flow rate & C_D (orifice 2)

0.75로 측정되었다.

따라서 이러한 결과를 이용하여 오리피스 전단 압력을 조절함으로써, 각각의 공기 유량을 제어할 수 있음을 확인하였다.

3.2 혼합 공기 온도 변화

열교환기 내에는 액체질소(1atm, 77K)가 있기 때문에 공기가 유입되어 산소의 액화점 이하(90K, 1atm)로 냉각이 과하게 될 경우 공기 중의 산소가 녹아 액체 상태로 존재할 가능성이 있다. 이 경우 저온화된 공기의 조성이 바뀌게 되므로 이러한 현상을 없애기 위해 열교환이 발생하는 배관 길이와 액체 질소의 충전량을 적절히 조절하여 극저온 공기의 온도를 일정하게 유지시켰다.

Figure 5, 6은 상온 공기의 오리피스 전단 압

력 변화(유량 변화)에 따른 극저온 공기와 상온 공기가 혼합된 공기의 온도 변화율을 보여주고 있다. 극저온 공기를 약 $-170\sim-160^{\circ}\text{C}$ 로 유지한 상태로 상온의 공기 유량 Table 1의 조건으로 변화시키면서 저온화된 공기와 혼합시킨 결과 혼합된 공기의 온도는 거의 선형적으로 증가함을 보여주었다.

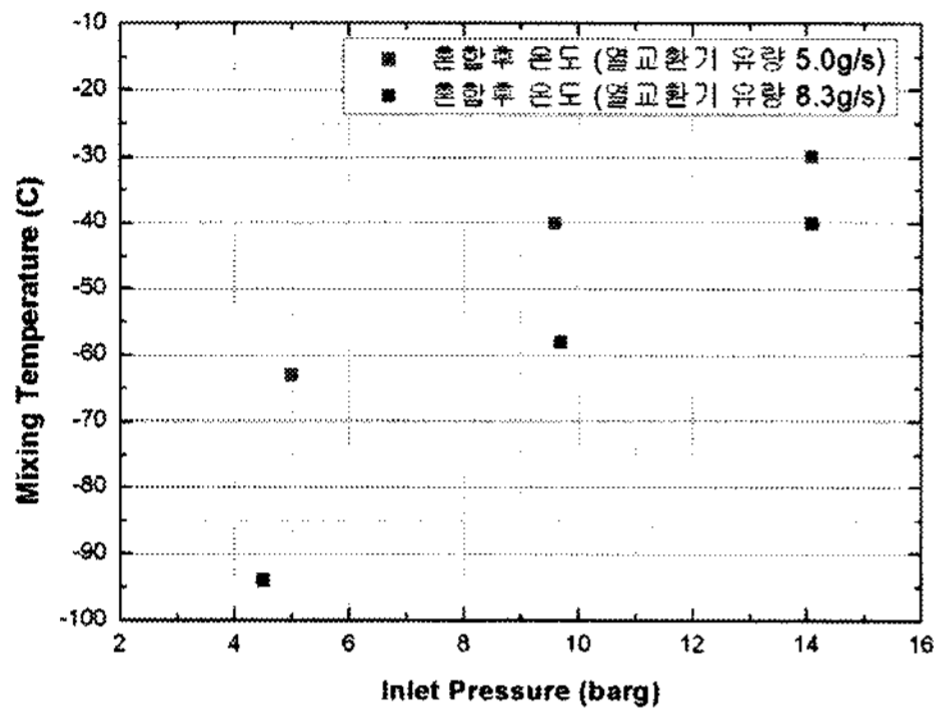


Fig. 5 Variation Mixing Temperature (Pressure)

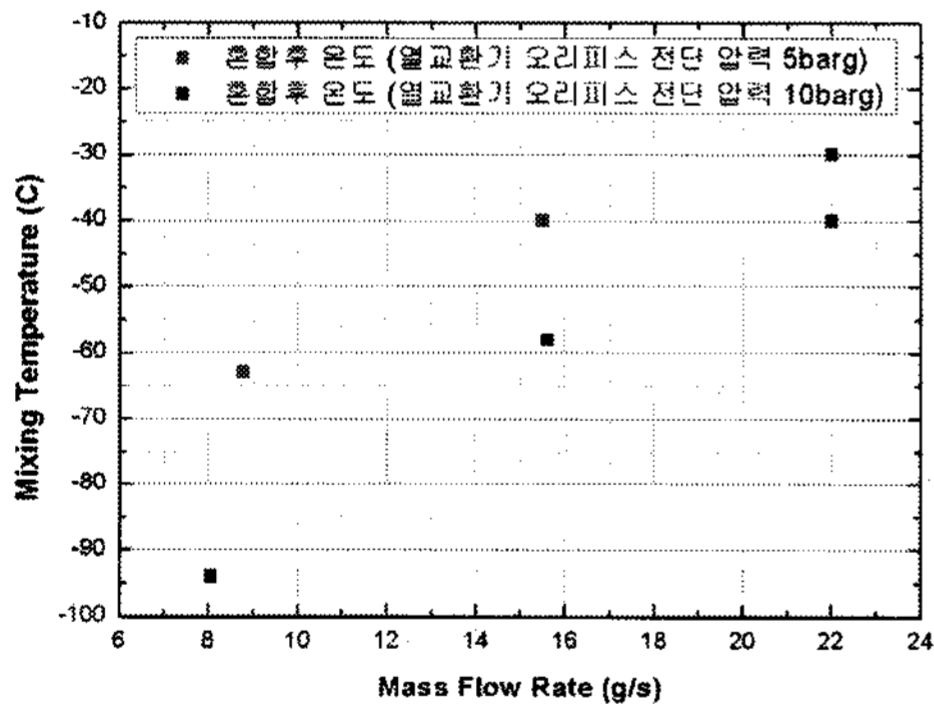


Fig. 6 Variation Mixing Temperature (Mass Flow)

4. 결 론

열교환기를 이용하여 극저온 상태의 공기를 생성하고, 이에 추가적으로 상온의 공기 유량을

변화시키면서 혼합 공기의 온도특성을 고찰하였다. 상온의 공기 유량이 증가함에 따라 극저온 공기와 혼합된 공기의 온도도 거의 선형적으로 증가함을 확인하였다. 이러한 연구를 좀 더 보강한다면 고공 환경에서의 저온 환경을 모사하기 위한 다양한 유량의 저온 공기를 생성할 수 있는 있다는 가능성을 확인하였다.

5. 후 기

동 연구는 산업자원부 한국형헬기 민군겸용구성품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부임.

참 고 문 헌

1. Arthur H. Lefebvre, "Gas Turbine Combustion" Second edition, Taylor & Francis, 1999, pp.212~213
2. 이강엽 외 9인, "회전분무시스템을 가진 환경연소기의 점화성능 연구," 한국항공우주학회, 제31권 10호, 2003, pp.60~65
3. 이지형, 오종윤, 박익수, "고고도 모사용 소형시험장치 연구", 한국군사과학기술학회, 제7권 제4호, 2004
4. 이진근 외 3인, "고공 환경 엔진 시험", 한국추진공학회지, 제9권 4호, 2005, pp.104~111
5. 이대성, 차봉준, 한영민, 윤민수, 김춘택, 고영성, "한국항공우주연구소 가스터빈 엔진 요소부품 및 시스템 성능시험기", 한국항공우주학회지, 제28권, 1호, 2000, pp. 166-176.
6. 이양석, 양재준, 고영성, 김유, 오승협, 김용욱, "고공 환경 모사용 디퓨저 설계에 관한 실험적 연구", 우주발사체기술 심포지움, 2007, pp.21~27