

가스터빈 저온/저압 점화장치 구성 및 운영조건 확인 시험

김태완* · 이양석* · 고영성** · 임병준*** · 김형모*** · 김선진****

Performance Test of a Small Simulated High-Altitude Test Facility for a Gas-turbine Combustor.

Taewoan Kim* · Youngsung Ko** · Byeungjun Lim*** · Hyeongmo Kim*** ·
sunjin Kim*** · Yang-suk Lee***

ABSTRACT

Ignition and combustion performance of a gas-turbine engine were changed by various high-altitude condition. A goal of this study is to make the small test facility to simulate high-altitude condition. To perform the low pressure condition, a diffuser was used in various diffuser front of primary nozzle pressure. To perform the low temperature, heat exchanger was used in various mixture ratio of cryogenic air and ambient temperature air. The experimental result shows that high-altitude conditions can be controled by diffuser front of primary nozzle pressure and mixture ratio of cryogenic air and ambient temperature air.

초 록

고공 환경에서의 점화 연소 특성을 확인하기 위해 선행되어야 할 저압/저온 환경 모사 및 연료 유량 제어 실험을 수행하였다. 저압 환경을 모사하기 위하여 초음속 디퓨저를 이용하였고, 공기 유량 공급 및 디퓨저 1차 전단 노즐 압력에 따라 다양한 고도의 저압 환경을 조성할 수 있음을 확인하였다. 또한 저온 환경을 모사하기 위해 액체 질소를 이용한 열교환기를 활용하였고, 혼합 탱크로 유입되는 극저온/상온 공기 온도 조건을 일정하게 유지할 경우 다양한 공기 유량 조건에서 혼합 공기의 온도는 극저온/상온 공기의 혼합비에 의해 결정됨을 알 수 있었다. 이에 따라 본 연구에서 구축한 고고도 환경 모사 시스템을 활용하여 다양한 고도 조건에서의 점화 및 연소 특성 실험 수행이 가능함을 입증하였다.

Key Words: High-Altitude Condition(고고도 환경), Diffuser(디퓨저), Heat Exchanger(열교환기), APU(보조동력장치)

* 충남대학교 항공우주공학과

** 충남대학교

*** 한국항공우주연구원 KHP 엔지니어

**** 청양대학교

연락처, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

1. 서 론

고고도 환경에서 운용되는 항공기의 가스터빈 주엔진이나 APU(Auxiliary Power Unit)는 항공

기운영에 있어서 탑승원의 안전과 직결되기 때문에 고도의 신뢰성이 요구된다.

고고도 비행 조건에서 가스터빈 엔진은 고도에 따라 공기 유입 조건(온도 및 압력)이 변하기 때문에 고도에 따른 점화 성능과 가스터빈 엔진의 각 구성부 효율이 다르게 된다.

이에 관련되어 소모성 항공용 소형 가스터빈 엔진이나 보조동력장치(APU)와 같은 항공용 가스터빈 엔진의 경우에는 비행 중에 엔진의 정지 및 재시동이 반드시 요구되므로, 고고도의 저온/저압 환경 하에서의 점화/재점화 성능은 엔진의 신뢰성을 위해 반드시 검증되어야 할 문제이다 [1-3].

본 연구에서는 실제 연소기가 아닌 축소형 모델 연소기 점화 특성 연구를 위한 사전 연구 차원에서 고고도 환경을 모사하기 위한 시스템을 구축하고 여러 조건에서의 실험을 통하여 실행 가능 여부와 그 성능을 판단하고자 한다.

2. 실험 장치 구성 및 방법

고고도 환경을 조성하기 위해 맞추어야 할 조건은 대기의 압력과 온도이다. 일반적인 헬기의 운영 고도가 0~20,000ft임을 감안한다면, 표준대기 표에 의해 최고고도(20,000ft)에서 대기온도와 압력은 -25℃와 0.45bara임을 알 수 있다.

이에 따라 본 실험 장치에서는 최대 고도 20,000ft를 목표로 설정하여, 고도 20,000ft 이내의 환경을 모사하기 위해 일정한 공기가 공급되는 조건에서 초음속 디퓨저를 이용하여 다양한 저압 환경을 모사 할 수 있도록 하였고, 열교환기를 이용하여 극저온 공기와 상온 공기를 혼합 탱크에서 혼합시켜 다양한 저온 환경을 모사 할 수 있는 시스템을 구축하였다.

2.1 저압 환경 모사 부분

본 연구에서 저압 환경을 모사하기 위하여 Fig. 1과 같은 초음속 디퓨저를 사용하였다. 이는 1차 노즐을 통과한 유동이 모멘텀에 의한 효과로 챔버 내의 유입(entrained) 유동을 발생시키

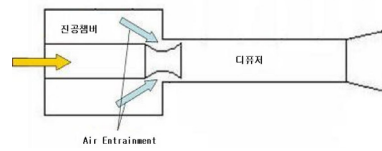


Fig 1. Schematic of Diffuser

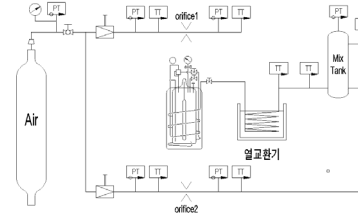


Fig. 2 Schematic of Heat exchange section

고 유입유동에 의하여 진공 챔버 내에 진공압이 형성되는 원리를 이용하였다[4]. 실험에 사용된 디퓨저는 디퓨저 설계 이론식과 추천치를 활용하여 제작하였다[4].

2.2 저온 환경 모사 부분

저온 환경을 모사하기 위해서는 Fig. 2와 같은 열교환 장치를 사용하였다. 일정 유량의 공기 공급과 제어를 위해 각각의 공급 배관에 오리피스를 설치하였으며, 열교환기의 매질은 액체질소로 공급되는 공기를 열교환기 내부에 설치된 구리 배관을 통해 극저온으로 냉각하게 된다.

온도는 주위 환경에 민감하게 변화하므로 열교환기를 통과한 배관은 단열 처리를 하였으며, 극저온 공기와 상온 공기의 혼합 성능을 높이기 위해 혼합 탱크를 설치하여 극저온 공기와 상온 공기를 균일하게 혼합할 수 있도록 하였다.

2.3 모델 연소기

시험에 사용된 연소기는 Fig. 3과 같이 역류형 구조로 설계/제작하였으며, 실제 접선 방향의 공기 흐름을 모사하기 위해 라이너 뒷부분에 스월러를 장착하였다. 연료분사기는 현재 한국항공우주연구원에서 APU 시험을 위해 사용되고 있는 것으로 연료의 유동을 고려하여 연료 분사를 방향을 수평축 방향으로 개조하여 장착하였다.

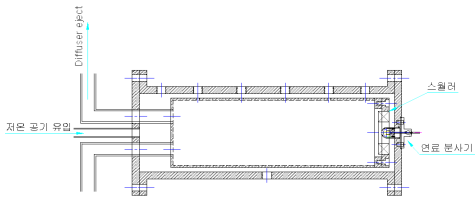


Fig.3 Schematic of model combustor

연료의 유량은 레귤레이터를 이용하여 연료탱크 가압 압력 조절로 제어되며, 가압 기체는 연료와의 반응성을 고려하여 불활성 기체인 가스 질소를 사용하였다.

연소기는 배관을 통해 저온 공급 장치인 혼합탱크와 연결되어 있으며, 연소실의 저압 환경 모사를 위해 라이너와 디퓨저를 직접 연결할 수 있도록 제작하였다.

3. 실험 결과

3.1 저압 환경 모사 실험

본 실험은 고도에 따른 저압 환경을 모사하기 위해 수행된 사전 실험으로 연소실로의 일정한 상온 공기 공급 조건에서 디퓨저의 1차 노즐 전단 압력에 따른 연소실의 압력을 측정하였다.

Figure 4와 같이 다양한 공기 유량 공급 조건에서 디퓨저의 1차 노즐 전단 압력을 증가시켜 각각 조건에서 연소실 내부 압력이 낮아지는 것을 확인하였다. 따라서 본 실험을 통하여 연소실로의 다양한 공기 유량 공급 조건에서도 디퓨저 1차 노즐 전단 압력을 조절하여 다양한 저압 환경을 모사할 수 있음을 알 수 있다. 특히, 공기 공급 유량이 17g/s 이내에서 최대 고도 20,000ft의 대기 압력(0.46bara)까지 낮춰줄 수 있음을 확인할 수 있다.

3.2 저온 환경 모사 실험

본 실험은 고도에 따른 다양한 온도를 구현을 위해 수행된 실험으로 열교환기를 통과한 극저온 공기(m_1)와 상온 공기(m_2)를 혼합하여, 단순한 에너지 보존 방정식으로부터 두 공기의 혼합

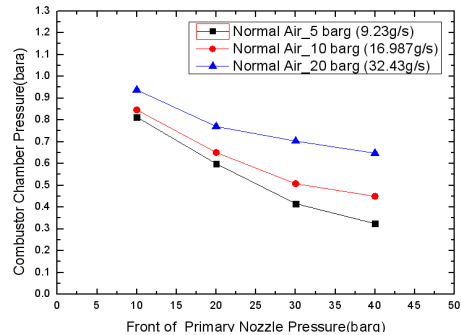


Fig. 4 Variation of combustor chamber pressure according to primary nozzle pressure

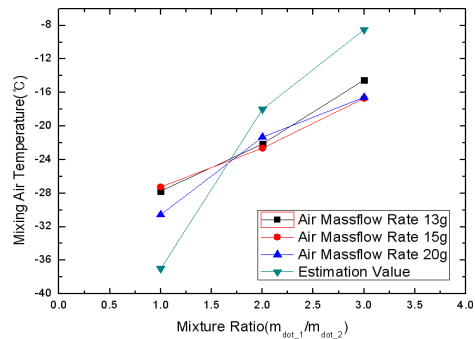


Fig. 5 Mixing air temperature & Mixture ratio

비에 의해 혼합 공기의 온도를 변화시킬 수 있다. 여기서의 가정은 혼합과정에서 열손실이 없고, 완벽히 단열된 용기 내에서 혼합한 것이기 때문에 실제와는 차이가 있을 수 있다. 본 실험에서는 데이터의 신뢰성을 확보하기 위하여 혼합탱크로 유입되는 극저온 공기와 상온 공기 온도를 일정하게 유지하였고, 혼합 탱크 내부에서의 혼합 성능을 고려하여 충분한 시간을 가지고 측정하였다.

Figure 5는 혼합비에 따른 혼합 공기 온도를 측정값과 예측값을 비교한 것으로, 그림에서와 같이 혼합 공기 온도는 다양한 공급 유량에서도 혼합비에 의해 결정된다는 것을 확인할 수 있다. Fig. 5에서 이론식을 이용하여 계산한 예측 온도와 실제 측정 온도 사이에 차이가 존재하는데, 이는 위에서 제시한 가정이 실제에 맞지 않기 때문이며 시험 온도의 결정을 위한 초기 혼합비 조건의 결정에 사용될 수 있다.

본 실험을 통하여 혼합공기의 온도는 혼합비에 결정된다는 사실을 확인할 수 있고, 이로 인하여 연소기에 유입되는 저온 공기 온도를 초기 이론식을 바탕으로 설정 후 미세 혼합비 조절을 통해 제어할 수 있음을 알 수 있다.

3.3 연료 분사기 수류 시험

연소실 내의 O/F ratio 변화에 따른 점화 특성 및 연소 특성 연구에 앞서, 연료 탱크 가압 압력에 따른 연료 공급 유량을 측정하였다.

소형 항공기 가스터빈 엔진이나 APU의 경우에는 단일 연료 노즐의 공급 유량이 상당히 적기 때문에 세밀한 가압 압력 조절이 요구되며, 또한 다양한 O/F ratio를 구현하기 위해서는 유량 제어 폭이 넓은 것이 바람직하다.

Figure 6은 연료 탱크 가압 압력에 따른 연료 유량 분포 곡선을 나타낸 것이며, 상당히 낮은 유량에서도 연료 유량 제어가 가능하다는 것을 알 수 있었다.

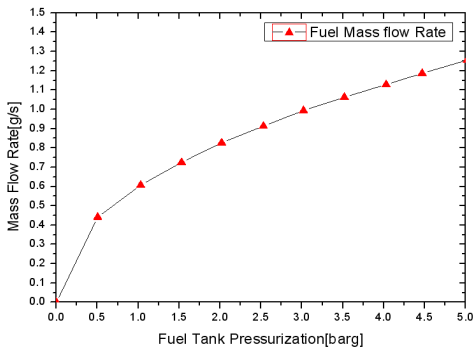


Fig. 6 Fuel mass flow rate

4. 결 론

본 연구에서는 고고도 환경에서의 점화 및 연소 특성 연구를 위해 고공 환경을 모사하기 위하여, 초음속 디퓨저과 열교환 장치를 이용하여 저압/저온 환경을 구현하였다.

디퓨저를 이용한 저압 환경 모사 실험에서는 일정한 공기 질유량 공급 시 디퓨저의 1차 노즐 전단 압력이 높아짐 따라 연소실의 압력이 낮아지는

것을 확인하였으며, 다양한 공기 질유량 공급을 통해 실험한 결과 동일한 디퓨저 1차 노즐 전단 압력에서 공기 유입량이 증가할수록 연소실 내부의 압력이 증가하는 것을 확인하였다. 이에 따라 다양한 공기 유입 조건에서 다양한 고도의 저압 조건을 형성 시킬 수 있는 가능성을 확인하였다.

열교환기를 이용한 저온 환경 모사 실험에서는 혼합공기의 온도는 극저온/상온 공기의 혼합비에 의해 결정됨을 확인하였고, 이에 따라 연소기로 유입되는 공기의 일정한 질유량 조건에서 혼합비를 조절하여 다양한 고도의 저온 조건을 형성 시킬 수 있는 가능성을 확인하였다.

마지막으로 연료 분사기 수류 시험을 통해 연료 탱크의 가압 압력을 조절함으로써 연료 유량이 정밀하게 제어될 수 있음을 확인하였고, 이를 앞서 실험한 다양한 유량의 저온 공기 공급과 관련하여 다양한 O/F ratio에서 점화 및 연소 특성 연구를 수행 가능성을 입증하였다.

5. 후 기

본 연구는 지식경제부 한국형헬기 민군겸용구성 품개발사업(KARI주관) 위탁연구결과 중 일부 임.

참 고 문 헌

1. Arthur H. Lefebvre, "Gas Turbine Combustion" Second edition, Taylor Francis, 1999, pp.212~213
2. 이지형, 오종윤, 박익수, "고고도 모사용 소형시험장치 연구", 한국군사과학기술학회지, 제7권 제4호, 2004
3. 이진근 외 3인, "고공 환경 엔진 시험", 한국 추진공학회지, 제9권 4호, 2005, pp.104-111
4. K.Annamalai, K.Visvanathan, V.Sriramulu, K.A.Bhaskaran, "Evaluation of the performance of supersonic exhaust diffuser using scaled down model" Experimental Thermal and Fluid science, 17, pp.217-229