

직결형 초음속 연소기 시험 설비 개발

양인영*† · 이경재* · 이양지* · 김형모**

Development of a Direct-Connected Supersonic Combustor Test Facility

Inyoung Yang*† · Kyung-jae Lee* · Yang-ji Lee* · Hyung-Mo Kim**

ABSTRACT

A direct-connected, continuous type combustion test facility was developed to test a supersonic combustor model used in scramjet engines. The facility requirements were determined by assuming the flight speed of Mach 5, yielding the combustor inlet flow speed of Mach 2. Also the cross-section of the supersonic combustor under test was assumed as 32 mm X 70 mm. As a result, the facility was designed to have the flow total pressure of 548 kPaA, total temperature of 1,320 K, and flow rate of 0.776 kg/s. The facility consists of a turbo type air compressor, electric air heater, vitiation air heater and a two dimensional facility nozzle to accelerate the flow to Mach 2. Also, an oxygen supply system was added to compensate the vitiation. The exhaust de-pressurization system is not added. Designed pressure, temperature, and flow rate were verified through the test operation of the facility.

초 록

스크램젯 엔진용 초음속 연소기 연구를 위한 직결형, 연속식 연소 시험 설비를 개발하였다. 비행체 속도 마하 5, 연소기 입구 유속 마하 2를 가정하고, 시험 대상 연소기의 유로 단면은 높이 32 mm, 폭 70 mm로 가정하여 설비 요구 조건을 결정하였다. 이에 따라 설비는 유동 전압력 548 kPaA, 전 온도 1,320 K, 유량 0.776 kg/s로 설계하였다. 설비는 터보형 압축기, 전기 가열기 및 연소식 가열기와 그 하류에 유동 가속을 위해 장착한 마하 2의 2차원 노즐로 구성하였다. 노즐 상류에서 산소를 추가 공급하여 연소식 공기 가열에 의한 산소 감소를 보상하도록 하였다. 배기는 별도의 감압은 하지 않았다. 저압, 저유량에서의 시운전을 수행하였으며, 설계점 운전은 향후 계획 중에 있다.

Key Words: Supersonic Combustor(초음속 연소기), Scramjet(스크램젯), Test Facility(시험 설비)

1. 서 론

극초음속 공기흡입 추진을 위한 스크램젯 엔진을 실용화하기 위해서는 초음속 유동 하에서의 연소 유지 문제와 연소기의 내열 문제를 해결해야 한다. 초음속 연소기에 재생 냉각을 도입

* 한국항공우주연구원 엔진시스템연구팀

** 한국항공우주연구원 엔진부품연구팀

† 교신저자, E-mail: iyyang@kari.re.kr

할 경우 이 두 가지 문제를 동시에 해결 혹은 완화할 수 있어 관련 연구가 활발히 진행되고 있다. 이러한 연구를 위해서는 설계를 검증할 수 있는 시험 연구가 병행되어야 하므로 관련 시험 설비를 갖추는 것이 필요하다. 재생 냉각 연구는 연소와 더불어 열전달 및 재료 관련 연구의 성격이 있어 시험 시 재료가 열적 평형에 도달하기까지 비교적 긴 시험 시간이 필요하다. 여기에서는, 이러한 연구를 위하여 연속적으로 시험을 수행할 수 있는 연소기 시험 설비를 구축한 내용을 기술하였다.

2. 설비 설계

2.1 설비 요구 사항

이 설비를 이용하여 시험할 초음속 연소기는 고도 23 km(외기 정압력 3.4 kPaA, 외기 정온도 220 K), 비행 속도 마하 5의 비행체에 사용되는 스크램젯 엔진용으로 가정하였다. 따라서 엔진 입구 유동의 전압력은 1,800 kPaA, 전온도는 1,320 K이다. 이 설비는 엔진의 흡입구 및 노즐을 제외한 초음속 연소기(격리부(isolate) 포함)가 시험 대상이므로 초음속 연소기 입구 유동을 모사하는 것이 필요하다. 엔진 입구 유동이 위와 같을 때 흡입구 출구(즉 연소기 입구) 유동은 유속 마하 2.0, 전압력 548 kPaA, 전온도 1,320 K, 정압력 70 kPaA, 정온도 733 K으로 계산되었다.

시험 대상 연소기의 크기는 설비 유량과 관계가 있으므로 설비 유량의 한계 내에서 기존 연구 경험을 바탕으로 하여 유로 단면적 기준 32 mm X 70 mm로 결정하였다. 이 때 유량은 0.776 kg/s로 계산되었다.

2.2 설비 구성

설비의 구성은 세계 각국의 시험 설비 구성[1, 2]을 참조하되, 기존에 보유한 가스터빈 연소기 시험 설비(CCTF)를 최대한 활용할 수 있는 형태로 설계하였다. 설비의 전체적인 구성을 Fig. 1에 나타내었다.

CCTF는 2250 마력급 터보 압축기와 전기식 공기 가열기(EAH)를 사용하여 공기 유량 6 kg/s, 압력 550 kPaA, 온도 673 K의 공기를 공급하여 가스터빈 연소기를 시험할 수 있는 설비이다. 설비 요구 사항을 만족하기 위해서 공기 압축기는 그대로 사용하고 온도를 673 K에서 1,320 K까지 추가 상승시키기 위해 EAH 하류에 천연가스를 연료로 사용하는 연소식 공기 가열기(VAH)를 추가하였다. VAH로서, 기존에 보유한 역류형, 캔형(reverse, can type) 가스터빈 연소기를 직류형으로 개조하였다. 또 이러한 연소에 의한 산소 감소를 보상하기 위해 VAH 하류에서 산소를 추가로 공급하여 시험 대상 연소기에 공급되는 기체가 23%의 산소 질량 분율을 갖도록 하였다.

이렇듯 VAH 하류에서 상온의 산소를 공급하

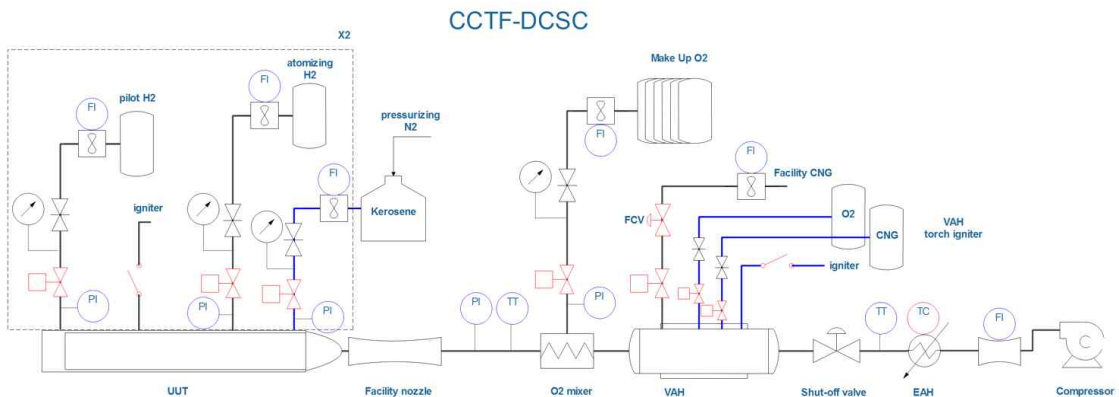


Fig. 1 Configuration of the direct-connected supersonic combustor test facility

면 혼합 기체의 온도는 낮아지므로 이를 감안하여, 최종적인 유동이 유량 0.776 kg/s, 온도 1,320 K이 되기 위한 터보 압축기가 공급하는 공기 유량, VAH의 연료 유량, 추가 공급하는 산소 유량을 CEA 코드[3]를 사용하여 계산하였다. 그 결과를 Table 1에 나타내었다.

Table 1 Required flow rate and properties at VAH

Parameter	Value
Compressor air flow	0.693 kg/s
VAH fuel flow	12.7 g/s
Make-up oxygen flow	70.0 g/s
T_t at EAH exit (VAH inlet)	673 K
T_t at VAH exit	1,406 K
T_t at Oxygen mixer exit	1,320 K
C_p at Oxygen mixer exit	1.28 kJ/kg-K
γ at Oxygen mixer exit	1.30

산소 공급 장치 하류에는 유동을 마하 2로 가속하는 설비 노즐을 장착하였다. 이 노즐은 단면이 직사각형인 2차원 축소-확대 노즐이며 노즐 목에서 유로 단면적은 16.8 mm X 70 mm이고 노즐 출구에서 유로 단면적은 시험 모델 입구와 동일한 32 mm X 70 mm이다.

설비 노즐 하류에는 격리부와 연소기부로 구성된 시험 모델이 장착된다.

이상과 같이 설계하여 제작한 설비를 Fig. 2에 나타내었다.

2.3 보조 시스템

앞서 기술한 것 외에 본 설비는 다음과 같은 보조 시스템을 필요로 하며, 구성을 완료하였다.

- VAH 점화용 토치 점화기와 시험 모델 점화용 전기 스파크 점화기의 제어 시스템
- VAH의 연료, 추가하는 산소, 시험 모델 점화용 보조 연료, 모델 주 연료 등 각 연료 및 기체 압력을 제어하고 유량을 측정하며 밸브를 개폐하는 공급 시스템
- 설비 인자 및 시험 모델 인자를 측정하기 위한 시스템. 설비 인자로는 VAH 입구, VAH 출구, 산소 혼합기 출구 각 단에서의 압력과 온도, 위에 기술한 각 연료 및 기체의 압력, 온도, 유량을 측정한다. 시험 모델 인자로는 벽면 정압력을 측정한다. 유량은 터빈 유량계나 코리올리(Coriolis) 유량계, 압력은 앰프 일체형 압전형 압력 센서, 온도는 K형 열전대를 사용하여 측정한다.
- 고온의 모델 배기 가스 냉각을 위한 냉각수 분사 및 대기 배출 시스템. 시험 모델에서 분출되는 배기 가스는 설비 디퓨저로 유입된다. 모델 배기는 디퓨저와 직결되지 않으므로 모델의 배기 압력은 대기압으로, 배기에서 별도의 감압은 하지 않는다.

3. 설비 시운전

설비 시운전은 VAH의 안정적인 운전 조건 확

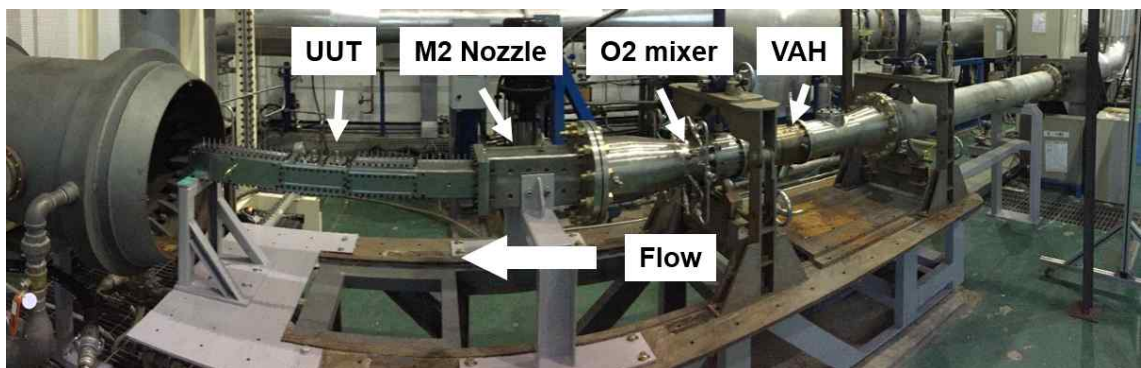


Fig. 2 Photo of the manufactured supersonic combustor test facility with UUT installed

보가 가장 큰 목적이었으며, 그 외에 각 보조 시스템을 운전하면서 설비 운전 데이터를 획득하는 것을 목적으로 하였다.

- (1) 우선 Fig. 2와 같이 VAH, 산소 혼합기, 그 하류에 설비 노즐과 시험 모델을 모두 장착하고 VAH 상류 압력 기준 548 kPaA의 유동을 형성시켜 터보 압축기 및 EAH 동작을 점검하고 설비 배관의 누설을 확인하였다.
- (2) 다음으로 Fig. 2 대비 산소 혼합기 하류의 설비 노즐과 시험 모델을 탈착하고 상압의 유동을 형성시켜 VAH의 상압 점화 시험을 수행하였다.
- (3) 다음으로 산소 혼합기 하류에 설비 노즐을 장착하고 VAH의 고압 점화 시험 및 운전 시험을 수행하였다. 유동 압력과 유량은 수회 시험에 걸쳐 점차적으로 증가시켰다. Fig. 3은 이 중 VAH 상류 압력 217 kPaA, 상류 온도 604 K, 공기 유량 0.27 kg/s, VAH 연료 유량 5.1 g/s 조건의 데이터를 나타내는데, VAH 점화 이후 연료를 늘려서 온도를 높였으며, VAH의 총 운전 시간은 약 6분, 온도가 1,270 K에서 안정화된 이후의 운전 시간도 약 4분 30초가 확보되었다.

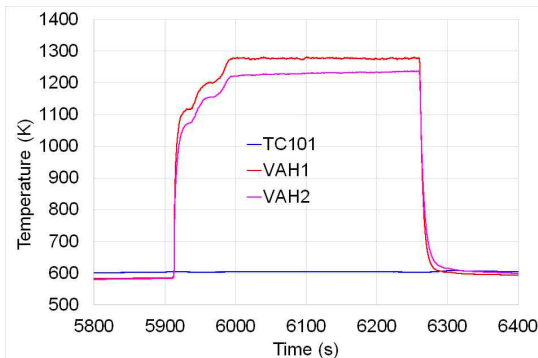


Fig. 3 Facility operation data (TC101 = temperature at VAH upstrea, VAH1 = temperature at VAH downstream, VAH2 = temperature at O2 mixer downstream)

4. 결 론

이상과 같이 초음속 연소기 모델을 시험할 수 있는 직결형 연소기 시험 설비를 개발하였다. 설비는 수 분 동안 안정적인 시험이 가능하도록 설계하였으며, 시운전을 통해 설계를 일부 검증하였다. 운전 시간은 필요에 따라 더 늘릴 수 있을 것으로 판단된다.

향후 설비의 설계점 검증 시험을 수행하고, 산소 혼합 시험, 노즐 출구의 유질을 검증하는 Pitot rake 시험 등 추가적인 설비 검증 시험을 수행한 후 현재 개발 중인 초음속 연소기 모델의 설계 검증에 이 설비를 활용할 계획이다.

또한 국내 산학연의 초음속 연소기 연구 개발에도 이 설비를 적극 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

이 논문은 2016년 정부(미래창조과학부)의 재원으로 국가과학기술연구회 민군융합기술연구사업(No. CMP-16-06-KARI)의 지원을 받아 수행된 연구임.

참 고 문 헌

1. Guy, R. W., Rogers R. C., Puster ,R. L., Rock, K. E., and Diskin, G. S., "The NASA Langley Scramjet Test Complex," AIAA96-3243, 1996.
2. Chandrasekhar, "Successful Demonstration of Design, Development and Testing of Scramjet Combustor for HSTDV Mission of 20s Duration," in DRDO Science Spectrum, pp. 250-256, 2010.
3. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA RP-1311, 1994.