

초음속 연소 실험을 위한 연소식 공기 가열기 출구 유동 조건 실험 연구

이은성^a · 한형석^a · 이재혁^a · 최정열^{a,*}

A Study on the Flow Conditions of the Combustion Air Heater Outlet for the Supersonic Combustion Experiment

Eun Sung Lee^a · Hyung-Seok Han^a · Jae Hyuk Lee^a · Jeong-Yeol Choi^{a,*}

^aDepartment of Aerospace Engineering, Pusan National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

ABSTRACT

In this study, a vitiated air heater was designed and manufactured to supply high-temperature and high-pressure air to the ground test apparatus of a direct-connected supersonic combustor, and an experiment was performed to verify the target design point. By installing wedges at the upper boundary, lower boundary and center of the nozzle exit of the vitiated air heater, it was confirmed that the Mach number satisfies the 2.0 level, and the pressure of the combustion chamber was also satisfactory compared to the design point. In the case of temperature, the measured temperature deviation was large due to the degree of exposure of the thermocouple and the slow response characteristics. After that, the isolator was connected to the rear of the vitiated air heater, and the Mach number was measured in the same method, and the Mach number at the center of the isolator exit was slightly reduced to 1.8~1.9.

초 록

본 연구에서는 직접 연결식 초음속 연소기의 지상 시험 장치에 고온, 고압 공기 공급을 위한 연소식 공기 가열기를 설계 및 제작하였으며, 목표 설계점 만족 여부를 검증하기 위한 실험을 수행하였다. 연소식 공기 가열기 노즐 출구의 상부 경계, 하부 경계 및 중앙에 췌기를 설치하여 마하수가 2.0 수준을 만족하는 것을 확인하였으며, 연소실 내부 압력 또한 설계점과 비교하여 만족할만한 수준으로 나타났다. 온도의 경우 열전대의 노출되는 정도와 느린 응답 특성에 의해 측정된 온도의 편차가 크게 나타났다. 이후 연소식 공기 가열기 후방에 격리부를 연결하고 동일한 방법으로 마하수를 측정하였으며, 격리부 출구 중앙의 마하수는 1.8~1.9 정도로 소폭 감소하였다.

Key Words: Supersonic Combustor(초음속 연소기), Vitiated Air Heater(연소식 공기 가열기), Isolator(격리부), Rocket Type Combustor(로켓형 연소기), Schlieren Visualization(췌리렌 가시화)

Received 6 October 2021 / Revised 24 January 2022 / Accepted 29 January 2022

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

1. 서 론

최근 극초음속 비행체의 연구와 개발이 세계적으로 이루어지고 있다. 극초음속 비행체의 추진기관은 공기의 빠른 유속으로 인해 연소기에서 체류시간이 매우 짧기 때문에 연료와 공기의 혼합과 화염안정화 및 연소효율에 관련된 기술이 핵심적이다. 따라서 극초음속 비행체의 개발에 있어서 초음속 연소기의 분사기 형상, 분사각도 및 연소기의 형상에 해당하는 공동(Cavity), 확장각 등의 다양한 관점에서 연구들이 진행되어왔다. 여기서 공동은 연료와 공기의 혼합과 연소 특성을 증진시키기 위한 가장 일반적인 장치로 길이와 높이 비(L/D, Length to Depth Ratio), 경사각(Ramp Angle) 및 개수에 따라 많은 연구진에 의해 연구되고 있다. 이외에도 연료의 혼합과 보염 효과를 위해서 추가적인 가진 장치가 연구되고 있는데, 본 연구진은 연료 분사기, 공동, 가진 장치의 다양한 조건 및 조합에 의한 효과를 연구하기 위한 초음속 연소 실험 장치를 준비 중이다. 하지만 이러한 초음속 연소 실험 연구를 위해서는 고온, 고속의 유동을 공급할 수 있는 지상 시험 장치가 필수적인데, 고엔탈피 시험 장치는 Table 1과 같이 크게 세 가지로 구분할 수 있다. 먼저 continuous type의 경우 고압 압축기와 전기 히터를 사용하여 공기의 압력과 온도를 높게 된다. 순수 공기를 연속적으로 공급할 수 있다는 장점이 있다는 반면 장비 구축 및 유지하는 비용이 크다. Pulse type은 shock tunnel이라고도 불리며, 1회 실험을 위한 공기를 압축하여 고온, 고압 상태로 만든다. Continuous type보다 상대적으로 비용이 적게 들지만 시험

시간이 수십 밀리초 수준이라는 단점이 있다. 마지막으로 blowdown type은 압력과 온도를 상승시키는 방법에 따라 각각 연소식, 전기 가열식, 축열식 세 가지 방식으로 구분될 수 있다[1]. Blowdown type은 수 초 수준의 시험 시간을 확보할 수 있다는 장점이 있으며, 구축 및 유지 비용 또한 적게 든다. 이 중에서도 연소식 공기 가열기(Vitiated Air Heater, VAH)의 경우 연료와 산화제의 연소반응을 통해서 온도와 압력을 상승시키기 때문에 고온, 고압의 공기에 연소 생성물이 포함되는 문제가 있다. 또한 연소 과정에서 산소가 소모되기 때문에 대기의 산소 조성비를 맞춰주어야 한다. 하지만 전기 가열식이나 축열식과 달리 전력 공급에 대한 부담 없이 간단한 장치로 시험이 가능하다. 따라서 본 연구진은 연소식 공기 가열기에 초음속 연소기를 직접 연결(Direct-Connect)하여 시험을 하는 장치를 구축하였으며, 초음속 연소 실험 연구에 앞서 연소식 공기 가열기를 설계 및 제작하여 노즐 출구 목표 조건을 검증하기 위한 실험을 수행하였다.

본 연구에 활용된 연소식 공기 가열기의 형상은 연소기 내부 벽면의 막냉각을 제외하면 Santoro 등[2]에 의해 연구된 기체 수소, 산소 단일 전단 동축 분사기를 가진 소형 로켓 연소기와 유사한 형태이다. 국내의 초음속 연소기 시험을 위한 연소식 공기 가열기로는 Jin 등[3]의 고도 20 km, 비행 마하수 4.0의 초음속 연소기 인젝터 형상에 따른 연구를 위한 압축 공기와 메탄 연료 기반 직접 연결 연소식 가열기가 있으며, 또 Yang 등[4]은 전기식 공기 가열기와 천연 가스를 연료로 하는 연소식 가열기를 직류형으로 결합하여 초음속 연소기에 마하수 2.0, 온도

Table 1. Supersonic combustion ground test facilities.

Operation type	Continuous type	Pulse type	Blowdown type		
Pressure/ Temperature	Compressor/ Heater	Compression	Combustion	Electric heat	Heat accumulation
Characteristic	Pure air	Shock driven	Vitiation	Dissociation	Pariculates
Available time	Continuous	Milliseconds	Seconds		
Cost	Very high	Low	Low		

1,188 K, 압력 4.96 bar의 고온 고압의 공기를 공급하는 설비를 구축하였다.

이외에도 국외에는 Yu 등[5]이 초음속 연소기에 핀 가이드 연료 공급 실험을 위해 압축기에서 나온 고압 공기와 수소를 공급하여 고도 1.8 km, 비행 마하수 4.4 모사가 가능한 연소식 공기 가열기를 사용하였으며, Kono 등[6]은 고압 공기에 수소, 산소를 공급하여 고도 38 km, 비행 마하수 5.8, 정온도 2,000 K의 조건을 모사하였다. Sun 등[7]은 상온의 공기를 846 K까지 가열하기 위하여 에틸 알콜과 산소를 공급하여 연소시켰으며, 마하수 1.92, 압력 7 bar 공기를 2.35 kg/s를 공급할 수 있는 직접 연결식 공기 가열 장치를 구축하였다. 이처럼 연소식 공기 가열기는 초음속 연소기의 기본적인 고온, 고압 공기 공급 시험 설비로 여겨지고 있으며 전 세계의 각 대학과 기관들에서 연구하고 있다.

연소식 공기 가열기의 설계는 초음속 연소기의 형상과 가진 장치, 연료분사 조건에 의해 결정되며, 시험 장치의 제작 및 시험 이전에 초음속 연소기 내의 유동 형성과정과 안정화에 필요한 소요 시간을 파악하기 위한 수치적 연구가 Choi 등[8]에 의해 진행되었다. 또한 이를 기반으로 이론 설계 결과 및 McBride 등[9]의 NASA CEA 코드 결과와 비교 분석 후 제작하였다. 이외에도 로켓형 연소식 공기 가열기의 연소실은 단면이 원형이지만, 초음속 연소기는 일반적으로 가시화 등의 계측을 위해 사각 단면으로 설계하기 때문에 원형에서 정사각형으로 바뀌는 형상 천이 노즐을 채용하였으며, MOC(Method of

Characteristics) 기법을 통해 유동이 균일하게 공급하도록 Choi 등[10]이 설계 및 제작하였다.

본 연구에서는 직접 연결식 초음속 연소기의 지상 시험을 위해 공급 시스템 및 제어 시스템을 설계 및 구성하였으며, 초음속 연소기에 고온, 고압 공기 공급을 위한 연소식 공기 가열기를 설계 및 제작하였다. 장치 검증에 위해 노즐 출구에 썬치를 설치한 후, 충격과 각을 쥘리렌 촬영을 하여 마하수를 도출하였으며, 연소실 내부 압력, 노즐 출구 온도를 측정하였다. 이후, 격리부를 연결하여 동일한 방법으로 마하수를 측정하였다.

2. 시험 장치 및 연구 방법

2.1 시험 장치 구성

본 연구에 활용된 연소식 공기 가열기를 Fig. 1과 Fig. 2에 나타내었다. 연소식 공기 가열기의 노즐 출구 목표 조건은 마하수 2, 전온도 1,000

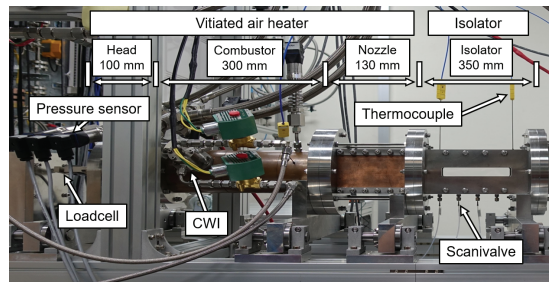


Fig. 1 Vitiated air heater.

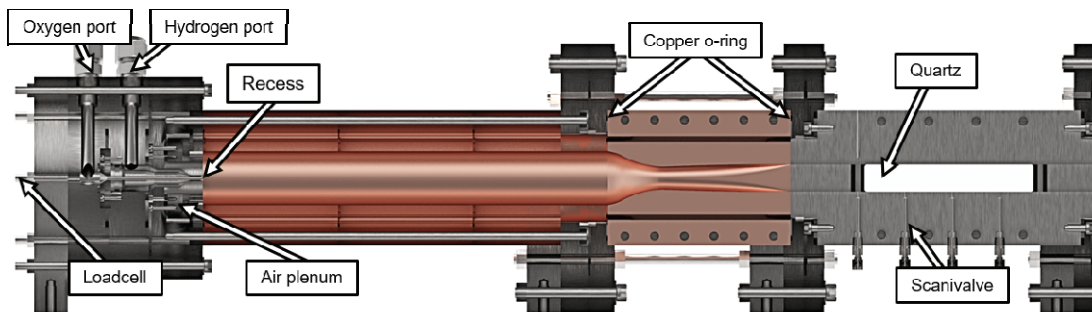


Fig. 2 Schematic of vitiated air heater.

K, 정압력 2.258 bar로 비행 마하수 4.0~5.0, 고도 20~25 km의 조건이다. 압력은 초음속 연소기의 확장각을 고려하여 1 bar부터 최대 2.258 bar로 공급할 수 있도록 설계하였다. 연료와 산화제는 기체 수소와 산소를 사용하며, 단일 전단 동축 분사기를 통하여 연소실 내부로 공급하게 된다. 또한 연소실 벽면의 막냉각 및 대기의 산소 조성비를 맞추기 위해 연소기 벽면의 24 개의 분사기를 통해 공기를 추가적으로 공급하게 된다. 분사기 면은 Fig. 3과 같다. 작동 종료 후에는 퍼징을 위해 질소를 공급한다. 연소기는 열구조 해석과 실험 시간에 따른 압력 및 온도에 대한 계산을 통해 내경 40 mm, 두께 30 mm의 무산소 구리(C102)로 제작하였다. 연소실의 길이는 내부 압력 및 온도 등을 고려하여 변경 가능하도록 각 100 mm의 길이를 갖는 3 개의 연소기를 모듈 방식으로 구성하였다. 형상 천이 노즐 또한 연소기와 동일한 무산소 구리로 제작하였으며, 제작의 용이성을 위해 출구 20 mm x 20 mm, 길이 130 mm의 노즐을 축 방향 기준으로 나누어 제작하였다. 분사구, 플리넘(Plenum)을 구성하는 헤드 부분의 길이는 100 mm이며 스테인리스 스틸(SUS303)로 제작하였다. 분사구 면과 각각의 연소기 모듈, 플랜지, 노즐에는 기밀 유지를 위해 고무 오링과 구리(C122) 오링을 설치하였으며, 필요에 따라 이중으로 사용하였다.

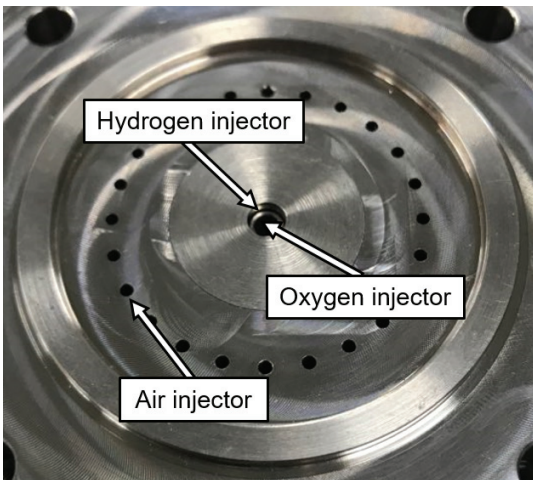


Fig. 3 Injector face.

연소식 공기 가열기의 점화기는 Choi 등[11]이 연구한 CWI(Combustion Wave Ignitor)를 활용하였으며, Fig. 1에 나타내었다. CWI는 연소식 공기 가열기의 헤드에서 50 mm 떨어진 벽면에 설치하였으며, 내경 약 4 mm, 길이 125 mm로 제작하였다. CWI에 공급되는 연료와 산화제는 기체 수소와 산소를 사용하며, 가능한 적은 질량 유량으로 짧은 시간 동안 작동시키기 위하여, 질량 유량 1.02 g/s, 당량비 1.04의 조건으로 점화하였다. 스파크 플러그는 PWM(Pulse Width Modulation) 회로를 구성하여 주파수를 조절할 수 있도록 하였다. 솔레노이드 밸브 작동 시간은 0.1 s이며, 스파크 플러그는 0.05 s 동안 작동하였다. 작동 여부 확인을 위해서 CWI를 분리 및 부착하여 실험하였으며, Fig. 4에 나타내었다. 그 결과, 점화되는 순간 충격파와 함께 화염이 빠르게 전파하여 20 ms 전후로 10 cm 정도까지 도달하는 것을 확인하였다.

2.2 공급 시스템

연소식 공기 가열기의 노즐 출구 목표 조건은 마하수 2, 전온도 1,000 K, 정압력 2.258 bar이며, 이를 등엔트로피 과정 및 단순 고온 공기로 가정했을 때, 유량으로 계산하면 약 385.17 g/s 이 된다. 이후 이론 화학반응식을 통해 반응 계수들을 계산하여 각 기체의 유량을 구한 뒤, 질

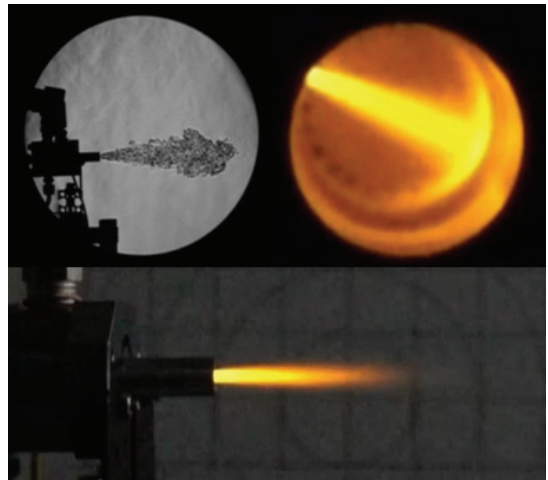


Fig. 4 CWI ignition test.

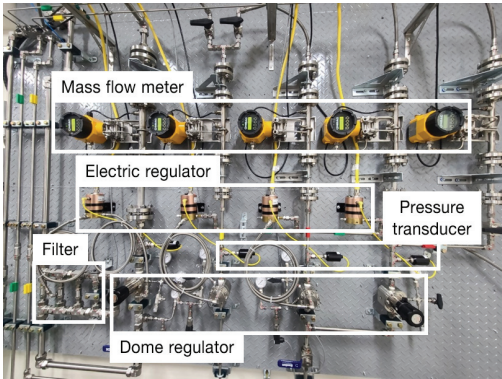


Fig. 5 Vitiated air heater supply system.

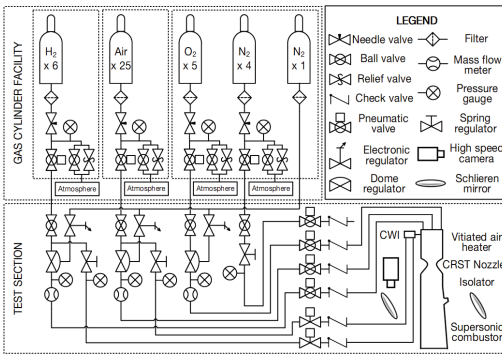


Fig. 6 Schematic of vitiated air heater.

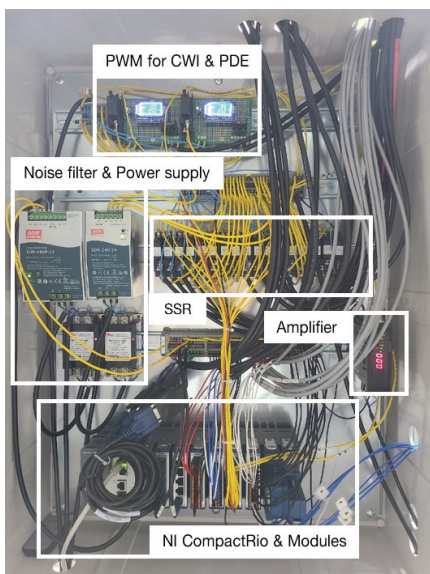


Fig. 7 Switchboard of control system.

식 노즐의 질량 유량식을 이용하여 각 분사기의 직경 및 플리넘의 목표 압력을 결정하였다.

Fig. 5와 Fig. 6에는 연소식 공기 가열기의 공급 시스템을 나타내었다. 배관 및 밸브 구성과 원활한 공급을 위해 비압축성, 정상 상태를 가정하여 설계점 및 탈설계점에 대한 계산을 수행하였다. 공기는 상대적으로 많은 유량이 필요하기 때문에 외부 보관소에 40 L 일반 산업용 가스 25 개를 클러스터링하여 1 inch 관을 통해 내부로 공급된다. 또한 수소와 산소도 외부 저장소에서 5 개의 실린더를 각각 클러스터링하여 내부로 공급된다. 고압 기체에 의한 안전사고를 방지하기 위하여 각 외부 보관소에 누출 감지 센서와 릴리프 밸브를 설치하였으며, 컨트롤룸에서 원격으로 내부로 공급을 차단할 수 있는 안전스위치를 설치하였다. 능동적이고 정확한 제어를 위해 수소, 산소, 공기 라인에는 전자 레귤레이터와 돔 레귤레이터를 사용하였으며, 질소 라인에는 스프링 레귤레이터를 사용하였다. 각 라인에는 차압식 유량계를 적용하여 유량을 측정하며, 연소식 공기 가열기에 공급되는 기체들의 제어는 솔레노이드 밸브 일체형 공압 밸브를 사용하였다.

2.3 제어 시스템 및 계측 장비

연소식 공기 가열기는 Fig. 7에 구성된 것과 같이 National Instrument사의 CompactRio-9045 컨트롤러를 통해 컨트롤룸에서 원격으로 데이터를 수집하고 밸브들을 제어할 수 있도록 하였다.

Table 2. CompactRio 9045 controller modules.

Module	Signal type	Control
NI 9871	RS485	Mass flow meter
NI 9205	Voltage input	Pressure transmitter
NI 9263	Voltage output	Electronic regulator
NI 9375	Digital input/output	Solenoid valve
NI 9212	Thermocouple input	Thermocouple
NI 9401	TTL	High speed camera etc..

Table 2에는 컨트롤러에 설치된 각각의 모듈들의 종류와 역할을 나타내었다.

CompactRio-9045 컨트롤러는 LabVIEW 프로그램을 통해서 제어할 수 있도록 코드를 개발하였으며, 실시간으로 데이터 확인과 밸브 개폐 및 압력 제어가 가능하다. 이외에도 교류 전원의 노이즈를 최소화하기 위한 노이즈 필터를 설치하였으며, 솔레노이드 밸브 제어는 SSR(Solid State Relay)를 거쳐서 하게 된다. 앞서 언급한 PWM 회로 또한 배전반 내에 있으며 이를 통해 스파크 플러그의 주파수와 듀티사이클을 설정할 수 있다. 추가적으로 안전을 위해 원거리에서 외부 공급 차단이 가능하도록 볼밸브를 설치하였다.

계측 장비의 경우, 압력 트랜스미터는 WIKA사의 S-20을 사용하였으며 각 공급 라인의 레귤레이터 상류와 하류 그리고 플리넨에 설치하여 공급 압력을 확인하였다. 열전대는 OMEGA사의 K-type을 사용하였고, 연소기 벽면 및 노즐 출구에 설치하였다. 쉘리렌 촬영을 위한 고속카메라는 Phantom사의 v2512를 사용하였으며, 촬영 조건은 1,280 x 800 resolution, 25,000 fps이다. 노출 시간과 노출 지수는 각각 4 μ s, 200,000으로 설정하였다. 이외에도 ENBAC사의 차압식 유량계를 모드버스 프로토콜 기반의 RS485 시리얼 통신을 하여 유량을 측정하였다.

2.4 예비 실험

마하수 검증을 위한 실험에 앞서 플리넨에서의 설계 압력 도달 여부와 작동 시퀀스를 정하기 위한 예비 실험을 진행하였다. 그 결과, 이론 설계 대비 약 20~30%의 플리넨 압력 손실이 발생하였지만, 목표 압력 달성이 가능함을 확인하였다. 또한 수소, 산소, 공기 각 플리넨 모두 정상 상태까지 0.7 s 이내로 도달하였다. 연소식 공기 가열기에 수소, 산소, 공기를 동시에 공급하며 CWI를 작동시킬 경우, 벽면에서 나오는 공기로 인해 점화가 되지 않았다. 따라서 공기는 수소와 산소가 정상 상태에 도달 시점에 CWI 점화와 동시에 공급하였다. 공급이 차단되면 연소가 종료되며 각 공급 라인에 질소를 공급하여 퍼징을 시키며 1회 실험이 종료된다. 연소 실험

중 측정된 각 플리넨과 연소실의 압력 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 연소식 공기 가열기의 마하수 검증을 위한 시험 시간은 1 s 내외로 진행하였으며, 온도 측정은 열전대의 응답 시간을 고려하여, 3 s로 진행하였다.

3. 실험 결과

3.1 최대 유량 조건 연소식 공기 가열기 출구

연소식 공기 가열기의 공급 유량 조건은 연소식 공기 가열기의 목표 노즐 출구 조건에 따라 바뀌게 되는데, 이는 초음속 연소기의 확장각에 따라 결정된다. 본 연구의 초음속 연소기의 확장각은 0°에서 최대 4°까지 변경할 수 있도록 설계하였기 때문에 먼저 최대 유량 조건인 확장각이 4°일 때를 가정하여 연소식 공기 가열기가 목표 출구 조건을 만족하는지 실험을 진행하였다. 먼저 확장각 4°일 때의 목표 출구 조건을 만족하기 위한 각 기체의 유량, 연소실 내부 압력의 이

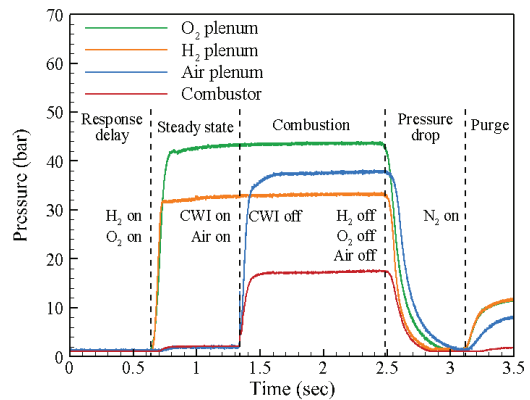


Fig. 8 Pressure history.

Table 3. Target conditions at 4° expansion angle.

		Theoretical	Measured
Mass flow rate	H ₂	5.68 g/s	4.88 ± 0.53 g/s
	O ₂	69.04 g/s	68.84 ± 0.25 g/s
	Air	293.52 g/s	288.39 ± 11.38 g/s
Combustor pressure		17.27 bar	16.85 ± 0.72 bar

론값과 측정값을 각각 Table 3에 나타내었다. 유량과 압력의 경우 대체로 이론값과 큰 차이를 보이지 않았지만, 기체 수소의 경우 다른 기체에 비해 밀도가 낮기 때문에 질량 유량 오차가 상대적으로 크게 나타났다. 짧은 실험 시간 또한 응답 속도가 상대적으로 느린 유량계의 질량 유량 오차에 영향을 주었을 것으로 판단된다. 마하수의 경우 위아래가 각각 20°의 텅스텐 썰기를 제작하여 노즐 출구 및 격리부 출구에 설치 후 충격파 각을 썰리렌 촬영을 통해 측정하였다. 스테인리스 스틸, 구리, 흑연으로 제작한 썰기의 경우 삭마로 인해 충격파의 각도 측정이 불가능하였으며, 텅스텐으로 제작한 10° 썰기 또한 몇 회 이후 삭마가 일어나 20°로 변경하여 사용하였다. 삭마된 각 썰기를 Fig. 9에 나타내었다. 20° 썰기는 충격파 각도 변화에 대한 마하수 변화폭이 작아 상대적으로 측정이 용이했다. Fig. 10에 노즐 출구 중앙에서의 썰리렌 촬영 결과를 나타내었으며, 측정된 충격파 각도를 CEA 계산 결과를 활용하여 Eq. 1과 같이 $\theta-\beta-M$ 관계식으로

$$\tan\theta = 2\cot\beta \frac{M_1^2 \sin^2\beta - 1}{M_1^2(\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (1)$$

계산 시, 마하수는 1.96이다. 하지만 촬영 결과와 같이 점화 이후 노즐 출구의 상단과 하단에서 팽창파가 발생하면서 충격파에 영향을 주어 정확한 각도의 측정이 불가능했고, 마하수의 차이가 크게 나타났다. 팽창파는 노즐 출구 상단과 하단 경계의 충격파 각도를 측정할 때도 영향을 주었으며, 동일 조건 실험 결과에서도 각도를 측정할 때마다 차이가 났다. 따라서 팽창파에 의한 효과를 줄이기 위하여 노즐 출구 압력 조건이 1 bar인 초음속 연소기의 확장각이 없는 경우를 가정하여 실험을 진행하였다.

3.2 최소 유량 조건 연소식 공기 가열기 출구

Table 4에는 최소 공급 유량인 초음속 연소기의 확장각이 없을 때 연소식 공기 가열기 유량의 이론값과 측정값을 나타내었다. 최대 확장각 조건의 목표 출구 조건 대비 약 44%의 유량을 공급해 주었으며, 이전 조건과 비교하였을 때, 팽창파로 인한 영향이 줄어든 것을 확인할 수 있었다. Fig. 11, Fig. 12, Fig. 13에는 각각 노즐 출구 상단, 중앙, 하단의 썰리렌 촬영 결과를 나타내었다. 촬영 결과를 통해 연소식 공기 가열기 노즐 출구 상단, 중앙, 하단에서의 마하수가 큰 차이가 없음을 확인하였다. 다만 충격파 각도 측정은 시작점과 끝점을 직접 선택하기 때문에 측정 오차가 존재할 수 있지만, 그 영향이 최소화될 수 있도록 5회 이상 측정하였다. 온도 측정의 경우 연소실로부터 3 mm 떨어진 곳에 열전대를 설치하여 벽면 온도를 측정 후 보정할 계획이었

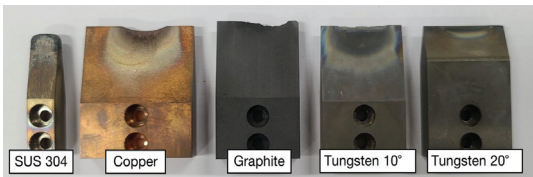


Fig. 9 Ablated wedges and normal wedge.

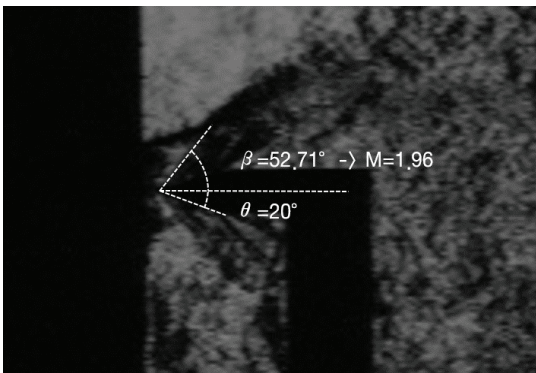


Fig. 10 Schlieren image of shock wave.

Table 4. Target conditions at 0° expansion angle.

		Theoretical	Measured
Mass flow rate	H ₂	2.52 g/s	1.72 ± 0.61 g/s
	O ₂	30.58 g/s	29.74 ± 0.74 g/s
	Air	129.99 g/s	124.92 ± 7.27 g/s
Combustor pressure		7.65 bar	7.89 ± 0.61 bar

으나, 예비 실험 단계에서 측정된 연소실 벽면의 온도가 계산 결과와 큰 차이를 보여, 노즐 출구의 화염 온도를 직접 측정하였다. 하지만 노즐 후방의 빠른 유속으로 인해 열전대가 유동에 노

출되는 정도에 따라 측정되는 온도의 편차가 크게 나타났으며, 열전대의 느린 응답 시간 때문에 실험 시간에 대한 온도 특성이나 설치 위치에 따른 온도 특성 등을 파악하기 힘들었다. 측정된 출구의 온도는 약 1,047.75 K~1,376.55 K 수준으로 나타났다.

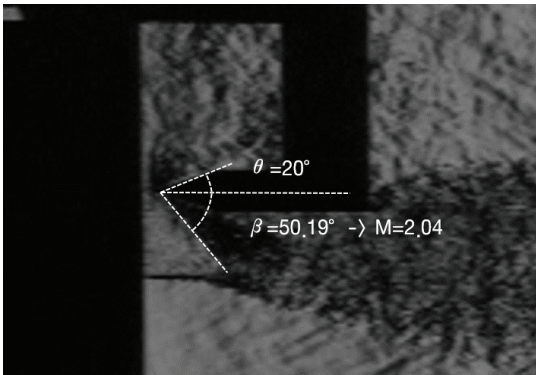


Fig. 11 Shock wave angle at top.

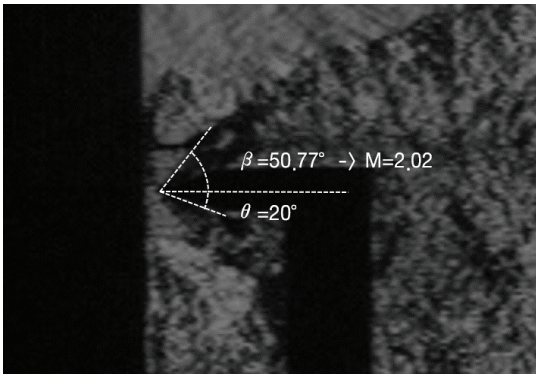


Fig. 12 Shock wave angle at center.

3.3 최소 유량 조건 격리부 출구

연소식 공기 가열기에서 생성된 고온, 고압의 공기는 초음속 연소기로 공급되기 이전에 격리부를 지나게 된다. 따라서 초음속 연소 실험 이전에 격리부를 설치하고 내부 가시화를 통해 경계층 두께 및 격리부 후방 마하수를 측정하였다. 격리부 각 파트에서 유동이 지나가는 부분은 샌딩 후 설치하였으며, Fig. 14에는 격리부 내부 가시화 설리렌 촬영 결과를 나타내었다. 촬영 결과처

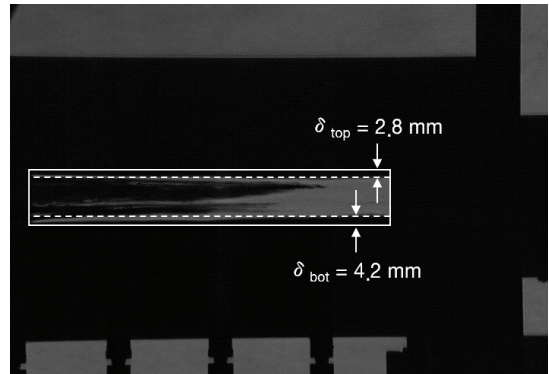


Fig. 14 Boundary layer in isolator.

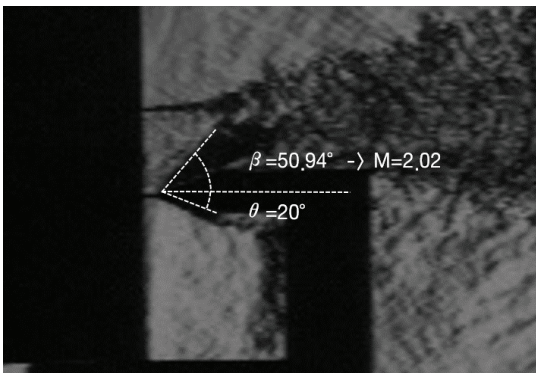


Fig. 13 Shock wave angle at bottom.

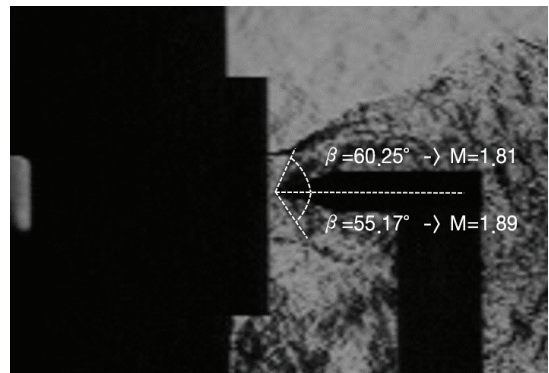


Fig. 15 Shock wave angle at center of isolator.

럼 가시화창 왼쪽부터 중앙까지는 구리로 제작된 연소실에서 생성된 오염물질이 실험이 진행될수록 묻어나는 것을 확인할 수 있었으며, 격리부의 상단과 하단에서는 점화 이후 시간이 지날수록 경계층이 발달하는 것을 확인하였다. 경계층은 후방으로 갈수록 두꺼워졌으며, 상단에서는 최대 2.8 mm, 하단에서는 최대 4.2 mm까지 발달하였다. 마하수는 연소식 공기 가열기와 동일한 방법으로 썰기를 설치하여 측정하였으며, 결과를 Fig. 15에 나타내었다. 마하수는 격리부를 통과하며 소폭 감소하여 1.8~1.9 정도로 나타났으며, 썰기의 윗면과 아랫면의 가공 오차와 썰기를 설치하는 과정에서 발생한 틀어짐 등의 이유로 윗면과 아랫면에서 마하수의 차이가 조금 나타났다. 경계층이 발달한 상단과 하단에 썰기를 설치했을 때에는 마하수가 감소하여 궁형 충격파가 발생하였다.

4. 결 론

직접 연결식 초음속 연소기에 고온, 고압 공기 공급을 위한 연소식 공기 가열기를 설계 및 제작하여 설계점 만족 여부 및 성능을 실험적으로 검증하였다. 연소식 공기 가열기 노즐 출구의 상단, 중앙, 하단에 썰기를 설치하여 충격파 각을 측정하여 마하수를 도출하였으며, 측정 결과 마하수는 약 2.0 내외로 설계점을 만족하는 것을 확인하였다. 연소실 내부 압력 또한 등엔트로피 관계식을 통해 계산한 이론값과 비교하여 2~3% 오차로 만족할만한 수준으로 측정됨을 확인하였다. 추가적으로 연소식 공기 가열기 후방에 격리부를 연결하고 격리부 내부 가시화를 통해 경계층의 두께를 측정하였으며, 두께는 약 2~4 mm 정도로 나타났다. 격리부 출구 마하수는 이전과 동일한 방법으로 측정하였으며, 연소식 공기 가열기의 출구보다 약간 감소하여 1.8~1.9 정도로 나타났다. 특히 경계층이 발달한 상단과 하단의 경우에는 마하수가 감소하여 궁형 충격파가 발생하였다. 온도의 경우 유동에 노출되는 정도에 따라 측정되는 온도 편차가 크게 나타났으며, 측

정된 온도 범위와 목표 설계 온도의 차이가 크지 않았다. 추후 본 연구에서 개발된 연소식 공기 가열기를 활용하여 초음속 연소 실험 연구를 수행할 수 있을 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 방위사업청의 재원으로 국방과학연구소 일반기초연구(No. 08-201-501-014)의 지원으로 수행되었습니다.

References

1. Kim, J.W. and Lee, J.M., "The Review and Investigation of High Temperature Heater Development," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 5, pp. 90-98, 2016.
2. Marshall, W.M., Pal, S., Woodward, R.D. and Santoro, R.J., "Benchmark Wall Heat Flux Data for a GO_2/GH_2 Single Element Combustor," *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Tucson, AZ, U.S.A., AIAA 2005-3572, Jul. 2005.
3. Jin, S.W., Choi, H.J., Lee, H.J., Byun, J.R., Bae, J.H. and Park, D.C., "Combustion Characteristics Based on Injector Shape of Supersonic Combustor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 3, pp. 76-87, 2019.
4. Yang, I.Y., Lee, K.J., Lee, Y.J., Lee, S.H., Kim, H.M. and Park, P.M., "Combustion Test for a Supersonic Combustor Using a Direct-Connected Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 3, pp. 1-7, 2018.
5. Aguilera, C. and Yu, K.H., "Effect of Fin-Guided Fuel Injection on Dual Mode Scramjet Operation," *50th AIAA/ASME/SAE/*

- ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, OH, U.S.A., AIAA 2014-3945, Jul. 2014.
6. Nakaya, S., Hikichi, Y., Nakazawa, Y., Sakaki, K., Choi, M.H., Tsue, M., Kono, M. and Tomioka, S., "Ignition and supersonic combustion behavior of liquid ethanol in a scramjet model combustor with cavity flame holder," *Proceedings of the Combustion Institute*, Vol. 35, No. 2, pp. 2091-2099, 2015.
 7. Sun, M.B., Gong, C., Zhang, S.P., Liang, J.H., Liu, W.D. and Wang, Z.G., "Spark ignition process in a scramjet combustor fueled by hydrogen and equipped with multi-cavities at Mach 4 flight condition," *Experimental Thermal and Fluid Science*, Vol. 43, pp. 90-96, 2012.
 8. Jeong, S.M., Han, H.S., Sung, B.K., Lee, E.S. and Choi, J.Y., "Numerical Study on the Process of Supersonic Flow Formation in a Direct-Connect Supersonic Combustor," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 48, No. 11, pp. 889-902, 2020.
 9. Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA, Cleveland, OH, U.S.A., NASA RP-1311, 1994.
 10. Sung, B.K. and Choi, J.Y., "Design of a Mach 2 shape transition nozzle for lab-scale direct-connect supersonic combustor," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 117, 2021.
 11. Han, H.S., Jin, W.S., Oh, S.J. and Choi, J.Y., "Ignition System in Multiple Combustion Chambers using Small-scale Pulse Detonation Engine," *2016 KSPE Fall Conference*, Gangwon-do, Korea, pp. 10-11, Dec. 2016.