



초음속 연소기의 인젝터 형상에 따른 연소특성

진상욱^{a,*} · 최호진^a · 이형주^b · 변종열^a · 배주현^a · 박동창^a

Combustion Characteristics Based on Injector Shape of Supersonic Combustor

Sangwook Jin^{a,*} · Hojin Choi^a · Hyung Ju Lee^b · Jong-Ryul Byun^a ·
Juhyun Bae^a · Dongchang Park^a

^aThe 4th R&D Institute - 5th Directorate, Agency for Defense Development, Korea

^bDivision of Aeronautics, Cheongju University, Korea

*Corresponding author. E-mail: engine@add.re.kr

ABSTRACT

A direct connected test was conducted for a supersonic combustor with a cavity-type flame holder. Liquid hydro-carbon fuel was injected in different types of injectors: inclined and aeroramp injectors, for the flow condition of Mach 4 at an altitude of 20 km. The static pressure on the combustor wall along the axis and the total pressure at the exit of combustor were measured to analyze the combustion characteristics at various fuel flow rates.

초 록

공동형 화염 안정화 장치를 갖는 초음속 연소기를 직접 연결 방식으로 시험을 수행하였다. 고도 20 km, 비행 마하수 4에 해당하는 전온도, 전압력 유동 조건에 대해 액체 탄화 수소 연료를 경사 분사와 공력 램프 분사의 2가지 방법으로 분사하였다. 축방향 벽면 압력과 연소기 출구의 전압력을 측정하여 연료량에 따른 연소 특성을 파악하였다.

Key Words: Supersonic Combustor(초음속 연소기), Direct-Connect Test(직접 연결 시험), Cavity Type Flame Holder(공동형 화염 안정화 장치), Aero-ramp injector(공력 램프 분사), Inclined Injector(경사 분사)

Nomenclature

D : Diameter

N : Number

P : Pressure

T : Temperature

\dot{m} : Mass Flow Rate

ϕ : Equivalence Ratio

Received 3 June 2018 / Revised 23 April 2019 / Accepted 1 May 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2018년도 춘계학술대회(2018. 5. 30- 6. 1, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

- γ : Specific Heat ratio
- σ : Standard Deviation
- μ : Average
- th : Throat
- eq : Equivalence
- t : Total
- s : Static
- $fuel$: Liquid Fuel
- H_2 : Hydrogen
- air : Main Stream Air
- w : With
- wo : Without
- cav : Cavity

1. 서 론

극초음속 영역에서 운용 가능한 공기흡입 추진기관인 스크램제트 엔진은 지난 60여 년간 연구되어 왔다. 1960년대 초부터 엔진의 개념, 시험 설비, 계측장비, 해석 방법 등에 관한 연구가 지속 되어 왔고 이중모드 램제트(Dual Mode Ramjet) 또는 이중모드 스크램제트(Dual Mode Scramjet), 이중연소 램제트(Dual Combustion Ramjet), 스크램제트(Scramjet), TBCC(Turbine Based Combined Cycle), RBCC(Rocket Based Combined Cycle)와 같은 운용 모드에 따른 연구와 우주발사체로 이용하기 위한 SSTO (Single-Stage-To-Orbit), TSTO(Two-Stage-To- Orbit) 개념의 연구도 진행되고 있다[1].

공식적으로 알려진 Kholod, HyFly, HiFire, X-43A, X-51A Waverider와 같은 시험용 비행체의 비행 시험 사례 외에 최근 들어 중국과 러시아에서 스크램제트 추진기관을 이용한 비행체가 개발 완료 단계에 들어갔다고 하는 언론 보도를 종종 접할 수 있으나 명확히 확인된 사실은 없

다. 미국, 중국, 러시아뿐만 아니라 프랑스, 인도, 독일, 일본과 같은 항공 선진국에서도 관련 연구를 지속적으로 수행해오고 있으나 아직 구체적인 실용화 사례가 없는 것은 스크램제트 엔진 개발이 기술적으로 매우 어렵다는 사실을 말해 준다. 그 중 한 가지 좋은 예가 효율적인 초음속 연소와 안정적인 화염의 유지이다. 기체 상태의 수소 또는 열분해 된 상태의 연료를 모의하는 에틸렌을 이용한 스크램 모드에서의 자발화, 충격파의 중첩을 활용한 Radical Farming[2], 다양한 형태의 화염 안정화 장치를 이용한 보염 등의 화염 유지 연구가 진행되었으며 이중에서도 공동(Cavity)이 적용된 연소기에 관련 연구가 가장 널리 이루어지고 있다[3-5].

본 연구팀은 지난 2017년 AFRL(Air Force Research Laboratory)의 형상을 참고[6]로 공동형 화염 안정화 장치(Cavity Type Flame Holder)를 갖는 이중모드 램제트(Dual Mode Ramjet) 모델 연소기에 관한 직접연결 시험(Direct-Connected Test)을 수행하여, 안정적인 보염 특성은 확인하였으나, 연소기 외부의 후류에서 화염이 편중됨을 확인하였다[7-9]. 이러한 현상의 원인은 분사된 연료의 주유동 침투거리, 연료-공기 혼합에 필요한 시간 등으로 볼 수 있다. 혼합 시간을 늘리기 위해 흡입구 램프 분사를 적용한 연구 결과도 있으나[10], 경계층 내부 자발화에 의한 흡입구 점화 및 흡입구, 연소실 간섭 등의 이유로 이중모드 램제트 엔진에서는 적용하기 어렵다. 침투 거리 증대 면에서는 수직 분사가 가장 효과적인 방법이지만, 전압력 손실이 크고 이로 인한 엔진 효율의 저하가 발생한다는 단점이 있다. 대안으로 공력 램프와 같은 다단의 분사를 통해 전압력 손실을 줄이면서 침투 거리를 향상 시키는 방안이 있는데[10-13], 일반 공력 램프가 적용된 사례는 연료 분사 노즐

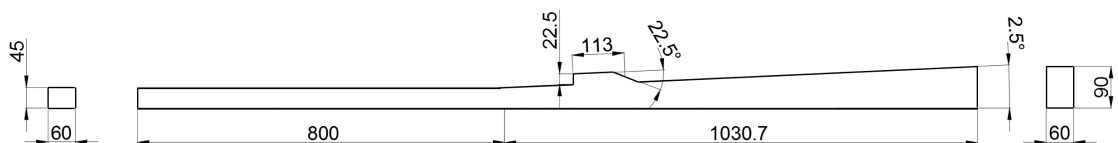


Fig. 1 Dimension of Test Model (unit : mm).

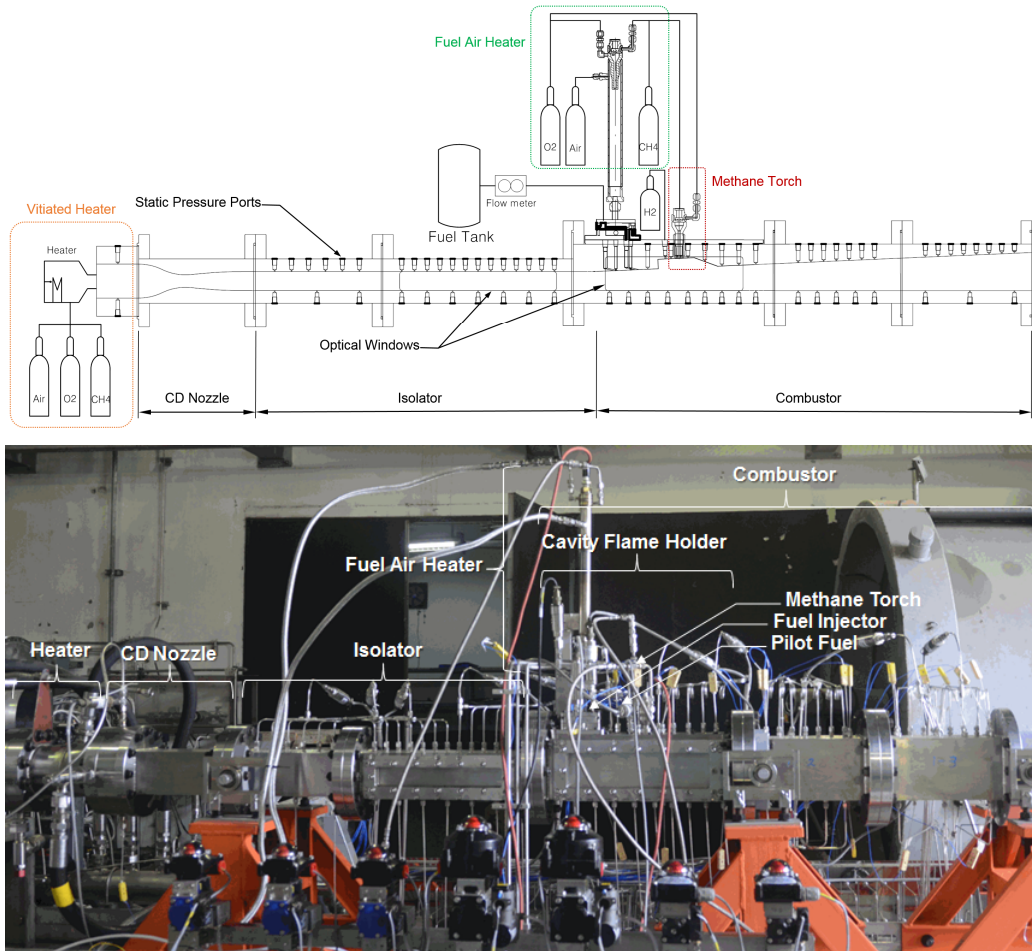


Fig. 2 Test Apparatus of Direct-Connect Supersonic Combustion Test Fig.

에서의 분사 속도가 음속 수준이기 때문에 침투 거리 증대 면에서 한계가 있을 수밖에 없지만, 연료 유동을 초음속으로 가속 시킨다면 보다 나은 결과를 얻을 수 있을 것으로 예상된다. Jin et al.은 초음속 노즐을 이용한 연료 분사 방법을 제시하였는데[14], 본 논문에서는 이에 대한 효과를 확인하기 위하여 초음속 공력 램프 연료 분사 장치를 만들고 연료 분사 및 점화 시험을 수행하여 경사 분사 결과와 비교하였다.

2. 장치 구성 및 시험 방법

Fig. 1는 공동형 화염 안정화 장치를 갖는 초

음속 연소기의 내부 유로 형상이다. 시험에 사용된 초음속 연소기는 전체 엔진에서 외부 흡입구와 노즐이 제외된 격리부(Isolator)와 연소기(Combustor)의 구성이며 연소기는 공동형 화염 안정화 장치를 포함한다. 전체 길이는 1830.7 mm, 폭은 60 mm이며, 높이는 45 mm로 시작하여 격리부가 끝나는 지점까지 일정하며, 이후 2.5°각도로 증가하여 출구면에서는 90 mm가 된다. 격리부 길이는 800 mm, 연소기 길이는 1030.7 mm이다. 공동의 평균 길이는 113 mm, 깊이는 22.5 mm, 후방 경사각은 22.5°로 길이-깊이 비는 5이다.

초음속 연소기의 직접 연결 시험에 사용된 시험 장치는 Fig. 2와 같다. 시험 장치는 압축 공

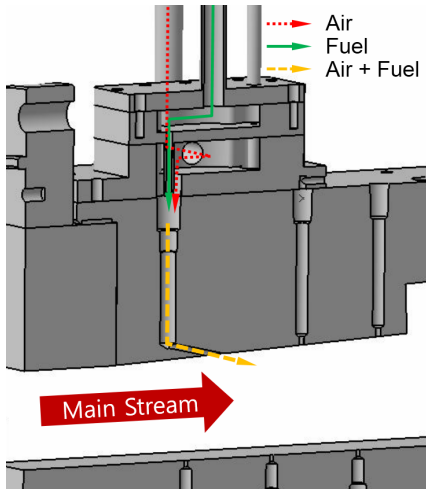


Fig. 3 Schematic of Air Assisted Fuel Injector.

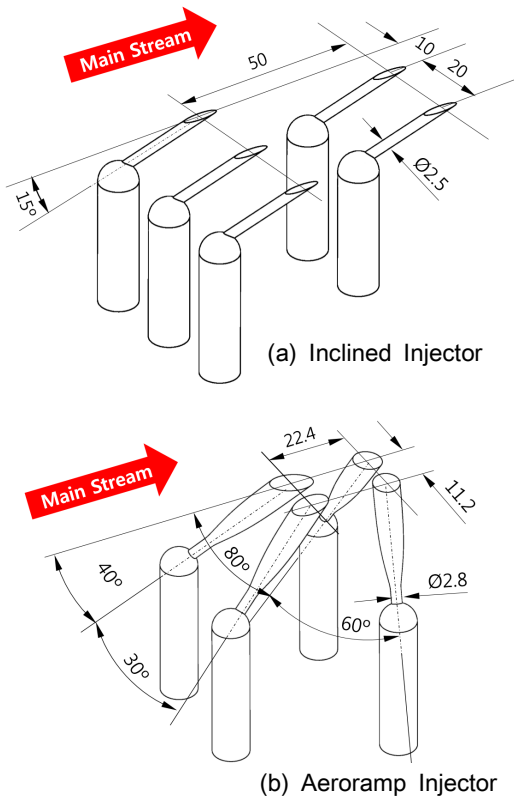


Fig. 4 Shape of Injector (unit : mm).

기 공급 장치, 연소식 히터(Vitiated Heater), 축소확대 노즐(Convergent-Divergent Nozzle)이다.

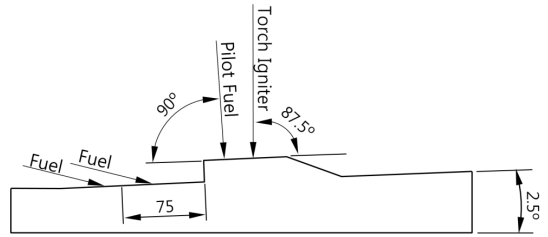


Fig. 5 Position of Fuel Injector and Igniter (unit : mm).

초음속 연소기에는 연료 공급 장치(Fuel Supplier), 수소 공급 장치(Pilot Fuel), 메탄 토치 점화기(Methane Torch Igniter)가 붙어 있다. 압축공기와 메탄 연소식 히터는 공급 공기의 전압력, 전온도 조건을 만들기 위한 것이며, 축소확대 노즐은 격리부 전단 유속을 모의하는 역할을 한다. 파일럿 연료로 수소가 쓰이며, 점화원은 메탄 토치 점화기가 사용된다. 주연료는 고밀도 액체 탄화수소($C_{10}H_{16}$)이며 공기 보조 연료 분사 장치를 통해 주유로(Main Stream)에 분사된다.

공기 보조 연료 분사 장치의 형상은 Fig. 3과 같다. 메탄을 연소시켜 고온의 연소가스를 얻은 후 상온 고압 공기를 혼합시켜 300 °C가 되도록 하며 여기에 액체 연료를 직경 0.7 mm의 오리피스를 통해 분사하여 액체 연료의 미립화 및 기화를 촉진시키고 동시에 주유로에 분사 시 혼합과 연소 효율 향상을 도모하였다. 시험에 사용된 경사 분사(Inclined Injector) 장치와 공력 램프 분사(Aeroramp Injector) 장치 모두 예혼합된(Pre-mixed) 연료를 분사하도록 되어 있다.

경사 분사 장치는 직경 2.5 mm의 단일 직경 분사 노즐로, 공동 시작 지점에서 100 mm 상류에 전방 3개, 후방 2개로 총 5개가 설치되었다. 앞뒤 간격 50 mm, 좌우 간격 20 mm이며, 유동면에 대해 15° 후방으로 분사된다.

공력 램프 분사 장치는 축소확대 노즐이 적용되어 연료가 초음속으로 분사된다. 분사 홀은 4개로 목직경은 모두 2.8 mm이며 중심축의 유속이 마하 3이 되도록 MOC(Method Of Characteristics)방법으로 설계되었으나 출구 면적은 경사 정도에 따라 차이가 있다. Eq. 1로 정의되는 등직경(Deq, Equivalence Diameter)을 기준으로

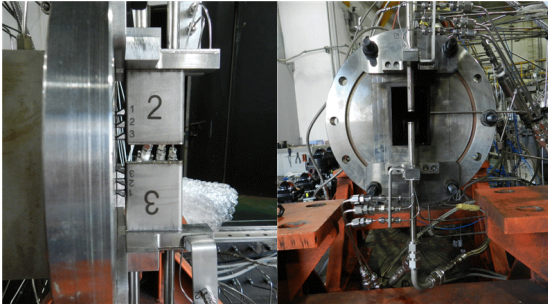


Fig. 6 Rake for Total Pressure Measurement.

앞뒤 간격 4Deq(22.4 mm), 좌우 간격 2Deq(11.2 mm)이다. 첫 번째 열은 중심면 방향으로 30°를 이루고 후방으로 분사면에 대해 40°의 기울기를 갖는다. 두 번째 열은 중심면 방향으로 60°를 이루고 후방으로 분사면에 대해 80°의 기울기를 갖는다. 동일 열에서 분사되는 연료는 비스듬히 서로 충돌하며 첫 번째 열의 유동과 두 번째 열의 유동도 서로 충돌하여 공력적으로 램프 형태의 유동이 만들어진다(Fig. 4). 두 연료 분사 방법 모두 연료 분사 홀의 중간 위치는 공동 상류 75 mm 지점이다(Fig. 5). 경사 분사는 분사 홀이 5개이나 공력램프 분사는 4개이므로 동일 당량비 조건 시험을 위해 연료 가압력을 조절하여 시험 하였다. 수소 인젝터의 직경은 2.0 mm, 개수는 2 개이며, 중심면에서 20 mm 간격으로 떨어져 있고, 공동 시작 지점에서 18 mm 하류에 있다. 수소는 7 MPa로 일정 압력 조건으로 공급되며, 공동 바닥면에 대해 수직으로 분사된다. 메탄 토치 점화기는 공동 시작 지점에서 51 mm 떨어져 있으며 공동바닥면에서 전방으로 87.5°로 기울어진 형태로 화염이 분사된다(Fig. 5).

$$D_{eq} = \frac{1}{4} \pi D_{th}^2 N_{th} \quad (1)$$

계측에는 압력 79 채널, 온도 24 채널을 할당하였으며, 압력 69 채널은 스캐너(PSI, 98RK 200psi)를 통해 100 Hz로 계측되며 10 채널은 분기 되어 1 kHz의 고속 압력센서(Honeywell, FPG200, 200psi)로 계측된다. 상부 벽면 압력은 52 채널(고속 10 채널 포함), 하부 벽면 압력은

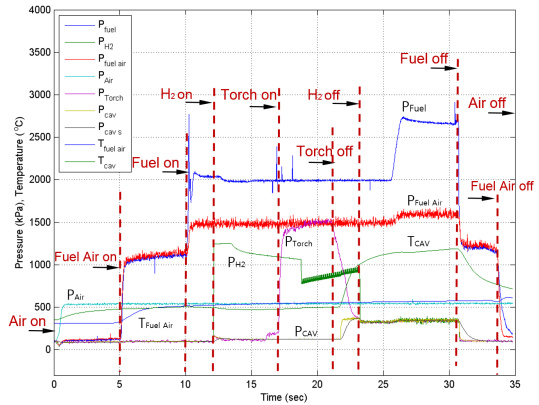


Fig. 7 Test Procedure.

27 채널이다. 온도 계측은 K-type 열전대(Omega, HKMQSS-062V)를 사용하였으며, 상부 벽면 17 지점, 하부 벽면 7 지점의 온도를 계측하였다. 격리부 내부 유동 확인을 위해 Shadow 가시화법을 적용하였고, 공동 주변의 내부 유동 및 초음속 연소기 외부 유동은 캠코더(Sony, FDR-AX100)를 이용하여 30 fps로 노출을 고정하여 촬영하였다. 제어와 계측은 별도의 컴퓨터를 두었고, 계측은 제어 신호와 연동하여 저장되도록 하였다.

연소에 의한 전압력 변화를 확인하기 위하여 전압력 측정 레이크를 초음속 연소기의 내부 유로가 끝나는 지점에 설치하였다(Fig. 6). 2개의 레이크를 상하로 고정하였으며, 각 레이크에는 3개의 압력 측정 홀이 10 mm 간격으로 있다.

3. 시험 절차

Fig. 7은 시간에 따른 주요 위치 및 배관의 압력, 온도 변화를 표시한 것으로 시험 진행 절차를 알 수 있다. 히터를 통해 고온, 고압의 공기를 축소확대 노즐에 흘려주면 격리부 전단에 해당하는 유동이 형성되어 초음속 연소기로 들어간다. 유동이 안정화 되면 연료를 가열하기 위한 공기를 공급하고 연료 가열 공기의 온도가 300 °C에 도달하면 액체 연료를 흘린다. 이후 파일럿 연료인 수소를 공급하고, 연이어 토치를 작동시

켜 연소기가 점화되도록 한다. 곧이어 토치와 수소가 순차적으로 차단되고 화염이 유지되는 동안 연료량을 바꾸어가며 연소시험이 진행된다. 연료가 차단되면 즉시 소화가 이루어지며, 연료 가열 공기 차단, 고온 고압 공기 차단 순으로 시험이 종료된다. 시험은 사전에 정해진 시나리오 대로 진행되며, 점화가 되지 않으면 추가적인 연료 공급 변화 없이 바로 종료된다. 각 장치가 정상적으로 작동하면 해당 부분의 압력, 온도 변화가 Fig. 7과 같이 계측된다.

4. 시험 조건

고도 20 km, 마하수 4 비행 조건을 가정한 시험을 수행하였다. 외부 흡입구를 감안하여 격리부 전단의 유동 마하수가 1.8이 되도록 하고, 이에 해당하는 축소확대 노즐을 설계하였다. 공기 공급 유량은 일정하므로 연료 압력을 변화시켜 당량비가 달라지도록 하였으며 대표적인 비연소 시험 및 연소 시험 조건을 Table 1에 표기 하였다. 이에 해당하는 시험 결과는 Fig. 13, Fig. 18에 나타나 있다.

5. 시험 결과

5.1 축방향 정압력 분포

Fig. 8~9는 당량비에 따른 초음속 연소기 상부 벽면 압력 분포의 변화를 나타낸 것이다. Fig. 9

Table 1. Test Condition.

	With Flame		Without Flame	
	Inclined	Aeroramp	Inclined	Aeroramp
Tt (K)	840.7	671	837.1	632.0
Pt (MPa)	0.546	0.536	0.543	0.536
m_{air} (kg/s)	1.51	1.48	1.50	1.48
P_{fuel} (MPa)	2.664	2.58	2.130	2.441
m_{fuel} (g/s)	61.67	48.89	47.39	46.82
ϕ (-)	0.577	0.467	0.446	0.446

의 공력 램프의 경우 해당 시험 조건에서 계측 장치의 오류로 고속 채널 데이터만 저장되어 경사 분사 대비 계측 포인트가 성기지만, 경향성은 파악할 수 있다. 두 분사 방법 모두 연료량이 증가하면서 내부 압력 레벨이 높아지고 압력이 격리부 전방으로 전파되는 경향을 보인다. 즉 연소에 참여하는 연료가 많아질수록 공동 주변의 압력이 높아지며 이 압력은 격리부 상류로 전파된다는 사실을 알 수 있다.

5.2 초음속 연소기 출구면 전압력 분석

Table 2에 당량비에 따른 초음속 연소기 출구 평균(μ , 면적 평균)과 표준편차(σ)를 연료 분사 방법별로 정리하였다. 초음속 연소기 출구 화염 영상에서 관측되는 미약한 팽창파를 통해 출구 유동이 초음속임을 알 수 있는데, 이 때문에 출구 레이크에서 측정된 압력은 수직 충격파 후단의 압력이다. Rayleigh 초음속 피도 관계식을 이용하여 수직 충격파 상류의 압력을 계산할 수

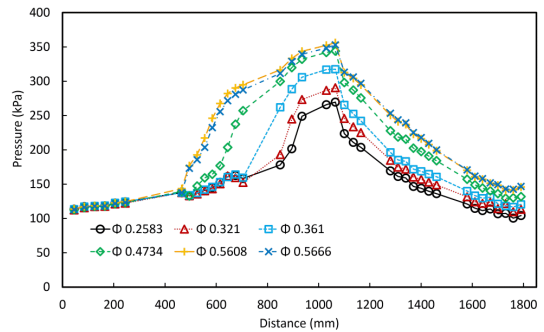


Fig. 8 Axial Upper Wall Pressure of Inclined Injector.

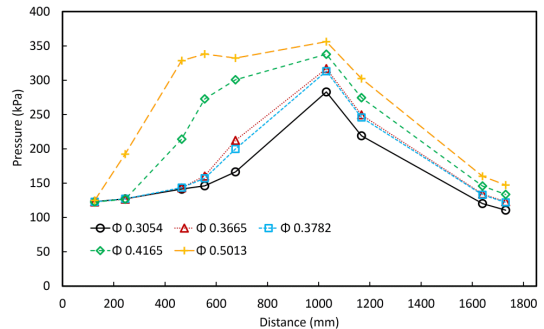


Fig. 9 Axial Upper Wall Pressure of Aeroramp Injector.

Table 3. Averaged Total Pressure and Standard Deviation for Equivalence Ratio.

	ϕ (-)	μ (kPa)	σ (-)
Aeroramp Injector	0.3054	302.4	12.2
	0.3665	310.7	7.7
	0.3782	301.8	13.1
	0.4165	294.1	19.6
	0.5013	320.6	5.9
Inclined Injector	0.2583	296.9	28.0
	0.321	312.4	13.3
	0.361	316.0	14.1
	0.4734	293.4	33.1
	0.5608	307.4	20.5
	0.5666	318.1	12.9

있지만, 본 시험에서 연소 가스의 물성을 정확히 모르기 때문에 피토 전압력을 평가 지표로 사용하였다.

연소 효율은 출구에서 측정된 평균 피토 전압력으로 판단할 수 있는데, 연료 분사에 따른 상류 전압력 손실과 연소에 따른 내부 압력 상승, 유속 변화 등이 모두 포함되어 출구의 전압력으로 나타나기 때문이다. 화염 분포의 균일도는 레이크의 각 지점에서 측정된 전압력의 표준편차로 평가할 수 있는데, 측정된 전압력 간에 차이가 크면 표준편차가 크고, 차이가 작으면 표준편차가 작으므로 작은 표준편차를 가지는 연소기가 보다 균일한 화염 분포를 가진다고 할 수 있다. 본 실험에서 화염 분포 차이를 만들 수 있는 요소는 연료 분사 방법이고, 두 연료 분사 방법의 가장 큰 차이는 연료 침투거리와 그에 따른 연료-공기의 혼합 정도이다.

Fig. 10~11은 연소기 출구면에 설치한 전압력 레이크에서 측정 압력을 당량비 변화에 따라 나타낸 것이다. 가로 축에서 낮은 값은 초음속 연소기 출구의 위쪽이고 높은 값은 아래쪽이다. 경사 분사의 경우 위쪽 압력은 큰 변화 없이 높은 상태를 유지하고 아래쪽의 압력은 연료량 증

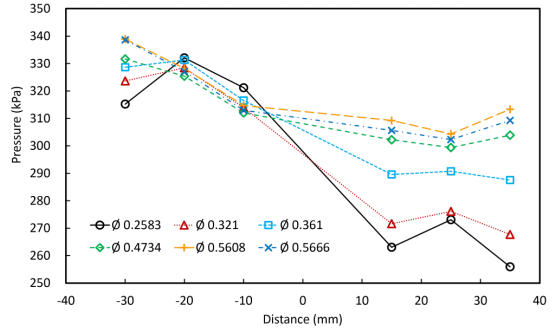


Fig. 10 Exit Total Pressure of Inclined Injector for Equivalence Ratio.

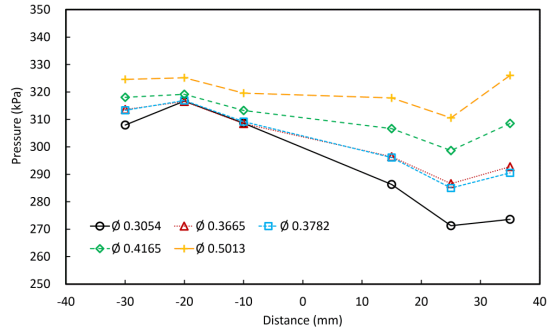


Fig. 11 Exit Total Pressure of Aeroramp Injector for Equivalence Ratio.

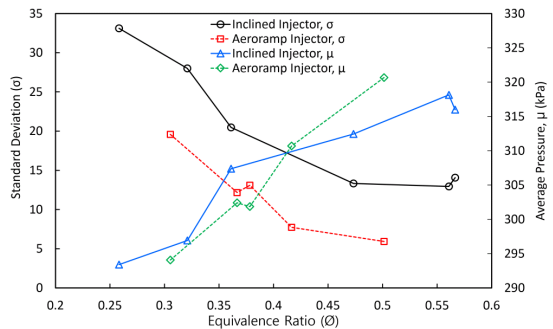


Fig. 12 Mean Value and Standard Deviation of Exit Total Pressure for Equivalence Ratio.

가에 따라 지속적으로 증가하지만, $\phi 0.35$ 부근에서는 변화가 줄어든다. 반면 공력 램프 분사의 경우 저당량비에 고당량비로 갈수록 압력 분포가 균일해지고, 아래쪽의 압력 변화도 경사 분사 대비 그 차이가 확연히 드러난다.

Fig. 12는 앞서 설명한 경향을 요약해서 보여준다. 좌측 세로축의 표준 편차의 경우 공력 램

프 분사가 항상 값이 낮으므로 화염 분포 균일도가 높다고 할 수 있다. 우측 세로축의 평균 전압력의 경우 $\phi 0.45$ 이하의 당량비 조건에서는 경사 분사가 압력이 높고, 그 이상에서는 공력 램프 분사가 압력이 높다. 경사 분사의 경우 $\phi 0.56$ 부근에서 압력이 감소하는 경향을 보이므로 그 이상에서는 추력 증대를 기대하기 어렵다. 다른 측면에서는 경사 분사 장치가 적용된 동일 초음속 연소기에서 마하수 4 조건에서는 모든 연료량에 대해 안정적으로 동작할 것으로 예상된다. 전체적인 기울기는 공력 램프 분사가 크므로 연료량 변화에 따른 추력 향상 효과는 공력 램프 분사가 크다고 할 수 있다. 그러나 Table 3과 Fig. 12에는 표시하지 않았지만, 공력 램프 분사의 $\phi 0.56$ 조건에서는 충격파가 초음속 노즐까지 이동하는 시험 결과를 얻었고 이를 통해 이상의 시험 결과에서 본 시험에 사용된 초음속 연소기의 최대 출구 피도 압력 조건은 320 kPa 이라고 볼 수 있다.

5.3 화염 분포

Fig. 13의 축방향 벽면 정압력 분포를 살펴보면, 초음속 연소기의 내부 유속 상태를 알 수 있고 이를 통해 램 모드(Ram Mode)인지 스크램 모드(Scram Mode)인지 확인 할 수 있다. 내부 유동 전체에서 내부 공기의 물성을 명확히 알 수 없으나, 화염이 없는 공동 전방까지는 고온의 공기로 볼 수 있고, 벽면에서의 열손실도 없고, 압력손실도 없다고 가정하면 초음속 노즐의 상류 압력 조건을 전압력으로 두고 축방향의 정압력을 등엔트로피 관계식(Eq. 2)을 적용하여 마하수를 계산할 수 있다. 이 경우는 이상적인 상태이므로 만약 마하수 1 조건 이하의 전압력, 정압력의 압력비(1.89)를 갖는다면 내부 유동이 아음속이라고 할 수 있다. 비열비를 1.4로 두고 경사 분사, 공력 램프 분사 상류의 압력조건 546 kPa, 536 kPa에 대해 마하수 1인 압력비를 적용하면 각각 284 kPa, 283 kPa이 되는데, Fig. 13을 보면 두 경우 모두 화염이 존재하는 영역에서 300 kPa 이상이므로 모두 아음속 유동 상태의 연소가 이루어지는 램 모드임을 알 수 있다.

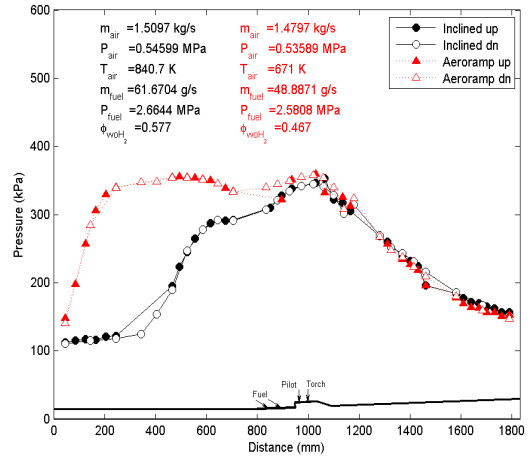


Fig. 13 Axial Up and Down Wall Pressure Distribution for Different Injector With Flame.

$$\frac{P_t}{P_s} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

Fig. 13의 동일 모의 마하수, 공기 유량 및 압력 조건에서 공동 후방의 후류 압력 분포가 유사한 조건에 대한 내부 정압력 분포를 살펴보면 당량비는 경사 분사와 공력 램프 분사 각각 0.577과 0.467로 공력 램프 분사가 0.1 낮은 상태이나 공동 부근에서 공력 램프 분사가 경사 분사 보다 약간 높은 압력 분포를 가지며 그 압력이 격리부 전방으로 전파되고 있다.

Fig. 13을 Fig. 8~9와 연계해서 분석할 수 있는데, Fig. 13의 압력 분포를 동일한 연료 분사 방법에서 연료량에 따른 내부 압력 변화라고 한다면, 상류로 압력이 전파된 경우가 연소 효율이 높다고 볼 수 있다. 그러나 실제로 공력 램프 분사의 경우 더 적은 연료량을 쓰면서 상류로 압력이 전파되는 경향을 보이므로 연소 효율이 더 높다고 판단할 수 있다.

Fig. 10~11를 Fig. 14~15의 화염과 연관 지어 살펴보자. Fig. 14의 공동 주변 화염에서는 공력 램프 분사의 화염이 상하 방향으로 넓게 형성되어 있지만, 그 차이를 구분하기는 쉽지 않다. Fig. 15의 연소기 출구 화염에서 경사 분사의 경우는 상부에 연료가 집중되어 국부적으로

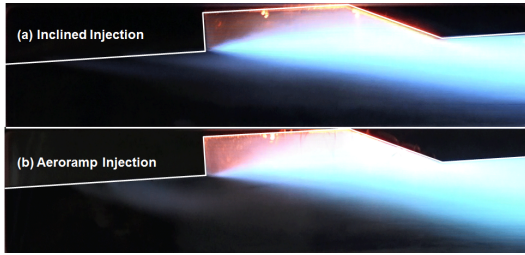


Fig. 14 Flame Distribution at Cavity Flame Holder.

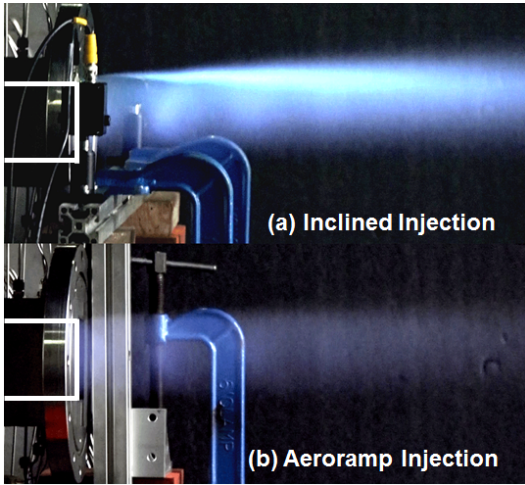


Fig. 15 Flame Distribution at Nozzle Exit.

Fuel-Rich 상태가 유지되며, 연소기 내부에서 타지 못한 연료가 외부에서 연소되어 초음속 연소기의 출구 상부에 밝은 화염이 형성되었다고 볼 수 있고, 공력 램프 분사의 경우는 상대적으로 균일한 연료 분포로 균일한 밝기를 보이는 것으로 해석할 수 있다.

5.4 연료 분포

비연소 조건에서 분사 방법에 따른 연료의 궤적을 Fig. 16에 나타내었다. 위쪽이 경사 분사, 아래쪽이 공력 램프 분사 이미지이다. 한 쪽 면은 배경이미지로 인한 간섭을 배제하기 위하여 금속판으로 막은 상태로 시험하였다. 공동 주변의 내부 유로를 흰색 선으로 표시하고 분사된 연료의 경계면을 점선과 화살표로 나타내었다. Fig. 17은 두 가지 분사 방법의 분사된 연료 궤적을 중첩해서 표시한 것이다. 공동의 시작점에

Table 3. Penetration Depth.

	Depth (mm)	Percentage (%)
h	51.5	100
a	17.4	34
b	25.5	49

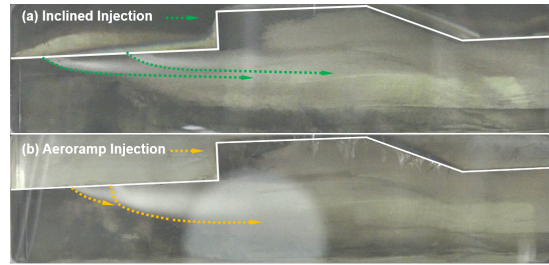


Fig. 16 Image of Fuel Injection.

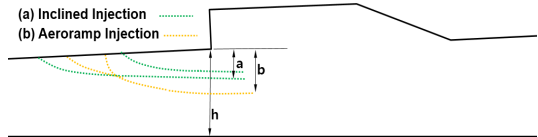


Fig. 17 Comparison of Fuel Flow Path.

서의 유로 높이를 "h"라 두고 경사 분사의 연료 궤적 최고 위치를 "a", 공력 램프 분사의 연료 궤적 최고 위치를 "b"라고 하였을 때 각각의 거리는 17.4 mm, 25.5 mm이다. 상대적 비교를 위해 유로 높이 h, 51.5 mm에 대한 비율로 나타내면 a는 34%, b는 49%가 된다. 즉 공력 램프 분사 장치를 이용하여 연료를 분사하면 경사 분사 장치 대비 15% 더 깊이 침투된다고 볼 수 있다 (Table 3). 이때의 연소기 상하의 정압력 분포를 유로의 축방향으로 나타내면 Fig. 18과 같다. 보기에서 up, dn은 주유로의 상/하부를 의미하고 검은 색 실선은 경사 분사를, 붉은 색 점선은 공력 램프 분사를 나타낸다. 그래프 하단에는 계측 압력 위치 확인을 위해 실제 비율의 초음속 연소기의 내부 유로 형상과 연료 분사 위치를 표기하였다. 분사 방법에 따라, 연료가 분사되는 주변의 압력 차이가 보이는데 분사된 연료의 침투 거리가 다르고 이 때문에 주유동의 교란이 정압력 분포에 국부적으로 영향을 준 것으로 볼

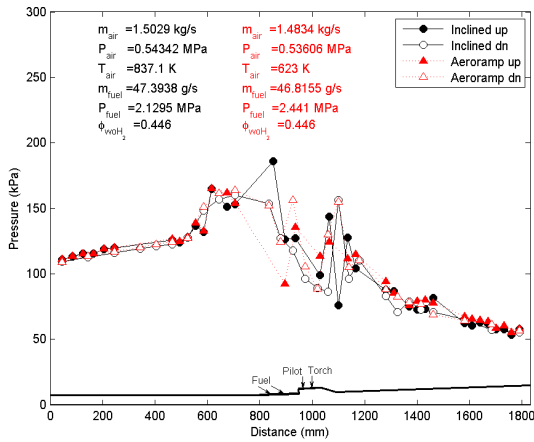


Fig. 18 Axial Upper and Lower Wall Pressure Distribution for Different Injector Without Flame.

수 있다. 주유동 대비 연료 분사량은 상대적으로 적기 때문에 그 외의 영역에서는 유사한 압력 분포를 나타내는 것으로 보인다. Fig. 19는 연료 분사 전후의 축방향 벽면 정압력 분포를 나타낸 것이다. 위쪽이 경사 분사, 아래쪽이 공력 램프 분사이다. 내부가 찬 표식은 윗면, 비어있는 표식은 아래 면이며, 검은색 실선은 공기만 흐르는 경우, 붉은색 점선은 연료가 분사되는 경우이다. 연료가 흐르면서 공동 부근에서 압력 상승 내지 분포의 변화가 있는데, 이는 정압력 회복에 의한 것으로 보이며, 공력 램프 분사의 경우 그 차이가 크지 않지만 전반적으로 압력 레벨이 높아진다.

연소가 있는 경우 내부 유동 구조가 다 바뀌기 때문에 단정 짓기 어려우나 연료 분사 장치에 따른 연료 침투 거리의 차이가 Fig. 12와 같은 결과를 낸 것으로 생각할 수 있다.

5.5 계측 오류

정온도 계측을 위해 사용된 열전대는 유동간섭을 줄이고 고속 유동에 의한 열전대의 손상을 막기 위해 벽면에서 2 mm 튀어 나오게 설치되었는데, 연소기 구조물의 열전도에 의해 응답특성이 느릴뿐더러 공기 또는 화염의 온도인지 구조물의 온도인지 구분하기 어려웠다. 다만, 단일 지점에서의 시험 조건 변화에 따른 경향을 파악

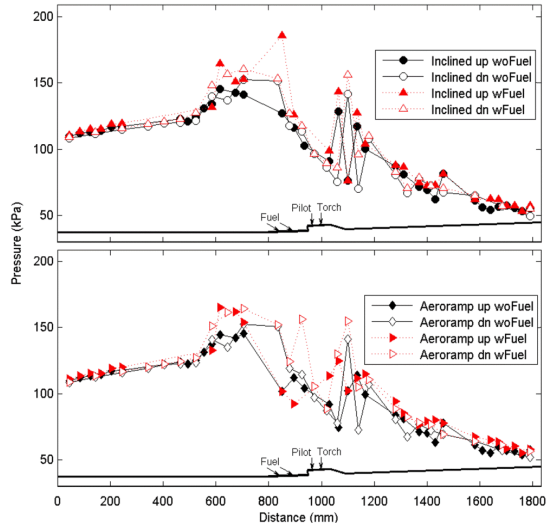


Fig. 19 Axial Wall Pressure Distribution for Different Injector With and Without Fuel.

할 수 있으나, 축방향 분포에 대해서는 불확실한 요소가 많아 분석한 내용을 본문에 담지 않았다. 그러나 상대적으로 유속이 느리고 온도가 낮은 초음속 노즐의 상류 유동 온도, 연료가열 공기의 온도는 열전대를 유동 중심에 위치시켜 정상적으로 계측 할 수 있었다.

충격파열(Shock Train, Pseudo-shock)을 확인하기 위해 설치한 Shadow 가시화 기법으로 촬영한 영상은 광학창의 고온 유동에 의한 왜곡 정도가 심하고 시험 기간 중 지속적으로 변하여 측정 자료로 활용하기 어려웠다.

6. 결 론

공동형 화염 안정화 장치를 갖는 초음속 연소기에 대해 액체 탄화수소 연료를 이용하여 연소 시험을 수행하였다. 초음속 연소기 내부의 연소 상태를 종합적으로 판단할 수 있는 벽면 정압력 분포와 출구 전압력 분포를 얻었고 이를 통해 경사 분사, 공력 램프 분사의 연소 상태를 분석하였다.

마하수 4 비행 조건에 해당하는 시험으로 모든 경우에 램모드로 동작하였으며, 당량비가 증

가할수록 연소실의 압력이 상부로 전파됨을 확인하였다.

공력 램프 분사가 항상 높은 화염 분포 균일도를 보였고, 당량비 변화에 따른 출구 전압력 상승 관계를 나타내는 기울기는 공력 램프 분사가 경사 분사보다 컸으나 낮은 당량비에서는 경사 분사의 전압력이 높았고, 높은 당량비에서는 공력 램프 분사의 전압력이 높았다. 낮은 당량비 조건에서는 높은 연료 침투 거리에 따른 전압력 손실이 상대적으로 크게 작용하고, 높은 당량비 조건에서는 연소 효율 향상에 의한 전압력 상승이 연료 침투 거리에 의한 압력 감소보다 크다고 판단된다.

경사 분사의 경우는 연료량을 증가시키더라도 높일 수 없는 전압력 한계가 있었으며, 공력 램프 분사의 경우는 연료량을 증가시키면 연소실 압력이 격리부 전방까지 전파되어 일정량 이상의 연료를 사용할 수 없는 한계가 확인되었다. 이러한 연소 특성은 초음속 연소기를 갖는 엔진의 운용 범위를 정하는데 귀중한 자료로 활용될 수 있을 것으로 보인다.

초음속 화염에서 전압력을 측정하여 다양한 분석을 수행한 것에 본 시험의 큰 의미를 부여할 수 있으나, 정확한 연소 효율 분석에 필요한 연소기 내부 온도 및 출구의 온도 계측은 극복해야 할 과제로 남아 있다.

References

- Jin, S.W., Byun, J.R., Hwang, K.Y., Choi, J.H., Park, J.W., Lee, H.J., Kim, Y.R., Im, J.H., Kim, M.H., Kim, J.H., Gil, H.Y., Lee, J.Y., Choi, H.J., Park, D.C., Jeong, H.S., Kim, J.W. and Jeong, B.H., *Introduction of Air-breathing Propulsion System for Missile*, 1st ed., DeSTA, Daejeon, Korea, 2015.
- Smart, M. and Stalker, R., "Scramjet Combustion Process," RTO-EN-AVT-185, 2010.
- Li, X.P., Liu, W.D., Pan, Y. and Liu, S.J., "Investigation on Ignition Enhancement Mechanism in a Scramjet Combustor with dual Cavity," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 32, No. 2, pp. 439-447, 2016.
- Dharavath, M., Manna, P. and Chakraborty, D., "Numerical Investigation of Hydrogen-Fueled Scramjet Combustor with Cavity Flame Holder," *Defence Science Journal*, Vol. 64, No. 5, pp. 417-425, 2014.
- Mathur, T. and Billiq, F., "Supersonic Combustion Experiments with a Cavity-Based Fuel Injector," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, No. 6, pp. 1304-1312, 2001.
- Gruber, M.R. and Jackson, K., "Hydrocarbon-fueled Scramjet Combustor Flowpath development for Mach 6-8 HIFiRE Flight Experiments," AFRL-RZ-WP-TP-2010-2243, 2008.
- Jin, S.W., Lee, H.J., Byun, J.R., Hwang, K.Y., Park, D.C. and Min, S.K., "Ignition Characteristics Depending on the Shape of Supersonic Combustor," *49th KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 180-181, Nov. 2017.
- Byun, J.R., Jin, S.W., Lee, H.J., Hwang, K.Y., Park, D.C. and Min, S.K., "Experimentals of Supersonic Model Combustor Using Cavity-Type Flameholder," *49th KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 178-179, Nov. 2017.
- Byun, J.R., Jin, S.W., Lee, H.J., Hwang, K.Y., Park, D.C. and Min, S.K., "Operating Mode Characteristics of Dual-Mode Scramjet Combustor," *49th KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, pp. 182-183, Nov. 2017.
- Fuller, R. and Wu, P., "Comparison of Physical and Aerodynamic Ramps as Fuel Injectors in Supersonic Fuel," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 14, No. 2, pp. 135-145, 1998.
- Olmstead, D.T., Gruber, M.R., Collatz, M.J. and Dranam, R.D., "Cavity Coupled Aeroramp Injector Combustion Study," *45th*

- AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, Colorado, U.S.A., AIAA 209-5227, August 2009.
12. Olmstead, D.T., "Cavity Coupled Aero-ramp Injector Combustion Study," M.A. Dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, U.S. Air Force Research Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, O.H., U.S.A., 2009.
 13. Jacobsen, L.S., "An Integrated Aerodynamic-Ramp-Injector/Plasma-Torch- Igniter for Supersonic Combustion Applications with Hydrocarbon Fuels," Ph. D. Dissertation, Aerospace Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, U.S.A., 2001.
 14. Jin, S.W., Lee, H.J., Hwang, K.Y., Park, D.C. and Min, S.K., "Study on Improvement of Penetration Distance of Injected Fuel in Supersonic Flow Field," *SASE Spring Conference*, Jeju, Korea, pp. 350-351, April 2017.