

# 이중모드 램제트 연소기 연소특성 실험적 연구

심창열\* · 남궁혁준\* · 김선용\* · 이민수\* · 박주현\* · 김동환\*

## Experimental Study of Combustion Characteristic for Dual Mode Ramjet Combustor

ChangYeul Shim\*† · HyuckJoon Namkoung\* · SunYong Kim\* · MinSoo Lee\* · JooHyon Park\* · DongHwan Kim\*

### ABSTRACT

In this study, the combustion experiment of hydrocarbon-kerosene fueled dual mode ramjet combustor was performed at mach number 3.5~6.0 conditions. Through the experiment, the temperature and the pressure distribution inside the combustion chamber were measured and the combustion characteristics inside the combustion chamber were investigated. In the mach number 3.5~5.0 range, it was able to identify subsonic combustion in the downstream combustion chamber. In the mach number 6.0 condition, the injected fuel from the injectors was naturally fired, and it was possible to confirm that supersonic combustion was successful in the upper chamber.

### 초 록

본 연구에서는 탄화수소 계열 케로신 연료를 적용한 이중모드 램제트 연소기에 대하여 마하수 3.5~6.0 조건에서 연소시험을 수행하였다. 이를 통해서 격리부, 상부(초음속)연소실 및 하부(아음속)연소실 내부의 온도와 압력분포를 측정하여 연소실 내부의 연소특성을 연구하였다. 마하수 3.5~5.0 까지는 아음속 연소 모드로서 하부 연소실에서 램연소를 확인할 수 있었으며, 마하수 6.0 조건에서는 인젝터에서 분사된 연료가 자연발화하여 상부 연소실에서 초음속 연소가 성공적으로 발생하였음을 확인할 수가 있었다.

Key Words: Dual Mode Ramjet(이중모드 램제트), Subsonic Combustor(아음속 연소기), Supersonic Combustor(초음속 연소기), Isolator(격리부), Shock train(충격파열)

### 1. 서 론

일반적으로 초음속에서 극초음속까지의 비행

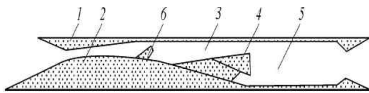
영역에서 최적의 성능을 확보하기 위해서는 램제트 및 스크램제트 고유의 운용 마하수 범위를 포괄하는 이중모드 램제트 엔진 (Fig 1. Dual Mode Ramjet Engine : 하나의 유로를 가진 채널에서 고속비행 중에 발생하는 램 압축에 의해 유입되는 공기를 압축하고 압축된 공기 속에 연

\* 현대로템(주) 기술연구소

† 교신저자, E-mail: cyshim@hyundai-rottem.co.kr

료를 분사하여 연소시키며, 고마하수에서는 격리부(Isolator)를 지나 초음속 연소를 하게 되며 연소 가스를 노즐을 통해 추력을 발생시키는 제트 추진기관이 사용된다. 즉, 공기의 압축성 질과 비행체 흡입구 형상을 이용한 공기역학적인 램 압축을 통해 흡입공기를 압축하는 램제트, 스크램제트 엔진은 각각 다른 비행 마하수 영역에서 최적의 성능을 가진다. 따라서 단일 추진시스템으로 초음속에서 극초음속까지의 비행영역에서 최적의 성능을 확보하기 위해 램제트와 스크램제트 엔진 고유의 운용마하수 범위를 포괄하는 이중 모드 램제트 엔진이 요구되고 있다[1,2,3].

본 연구에서는 설계 및 제작된 탄화수소 연료용 이중모드 램제트 엔진에 대한 연소시험을 수행하여 아음속 및 초음속 연소모드에서 연소의 특성을 파악하였다.



1. 공기흡입구, 2. 격리부, 3. 상부연소실, 4. 화염안정화장치, 5. 하부연소실, 6. 연료분사장치

Fig. 1 Schematic of dual mode ramjet

## 2. 계측 및 시험조건

### 2.1 시험조건

연소시험 조건은 Table 1 과 같다. 시험방식은 직접연결식(Direct Connection) 형태로 하였기에, 고도에 따른 마하수를 결정한 후에, 실제 흡입구를 통과하여 엔진 연소실에 유입되는 공기의 온도와 압력을 Table 1과 같이 결정하였다. 그리고 1개의 마하수에 대하여 연료와 공기의 혼합비인 공기과잉율(alpha)을 1.0~3.0 범위에서 변화하여 각각의 조건에서 시험을 수행하였다.

시험 프로세스는 연소식히터 출구에서 나온 공기의 온도가 원하는 조건에 도달하여 안정화된 후에, 연료를 분사하고, 그 이후에 아음속 연소실(후방 연소실)에 장착된 토치점화기를 통하여 점화를 시켜(마하 3.5~5.0) 3~5초 정도의 연소시험을 수행하는 방식이다. 하지만 마하 6.0의

경우에는 토치점화기를 작동시키지 않고 연소기로 흡입되는 1,700K의 고온 공기에 의하여 초음속 연소실(전방 연소실)에서 연료가 자연 발화하여 연소되는 방식이다.

Table 1. Test condition

마하수	엔진입구 공기조건		공기 과잉율 (alpha)	유량	
	온도 [K]	압력 [bar]		공기 [kg/s]	연료 [kg/s]
3.5	800	10.5	1.15	20.5	1.25
			1.58		0.91
			1.97		0.73
4	950	9	1.26	14	0.78
			1.37		0.72
			1.55		0.64
			1.8		0.55
5	1250	15.5	1.32	12.6	0.67
			1.43		0.62
			2.08		0.43
			2.55		0.35
6	1700	14	1.0	5~5.15	0.37
			1.7		0.21
			2.5		0.14
			3.0		0.12

### 2.2 시험데이터 계측

연소실 압력을 측정하기 위하여 사용된 압력 센서는 5,000Hz 고주파와, 100Hz 저주파 2개의 종류이며, 압력센서 총 개수는 히터출구에 장착된 압력센서를 포함하여 총 18개를 사용하였다. 마하수 5.0 이상에서는 충격파열(Shock train)이 격리부(Isolator) 후단에서 초음속 연소기(상부 연소기) 영역에서 발생할 것으로 예측하여, Fig. 2 와 같이 고주파 압력센서 장착범위를 격리부에서 상부연소기 영역 까지 하였다. 또한 마하수 6.0에서는 상부연소실(초음속 연소실)에서 연료의 연소 유무를 확인하기 위하여 T3-1, T3-2의 온도센서를 추가로 장착하였다.

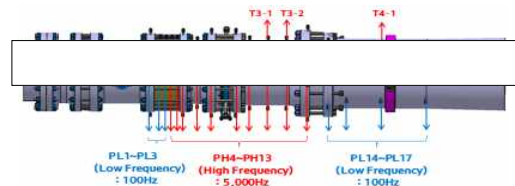


Fig. 2 The measurement location of pressure and temperature

### 2.3 시험설비 구성

히터 출구 온도 측정을 위하여 Fig. 3과 같이 엔진 입구에 온도센서 K-타입, B-타입을 각각 1개씩 장착하였고, 아음속 연소실에는 Fig. 3과 같이 온도센서 K-타입을 장착하였다. 마하 3.5~5.0 시험의 경우에는 엔진연소에 필요한 대유량의 고온 공기를 생성하기 위하여 Fig. 3과 같이 2개의 히터와 이를 연결하는 Y자형 고온유도관을 장착되었으며, 마하 6.0 시험의 경우에는 상대적으로 저유량의 고온 공기만 필요하므로, 하나의 히터와 일자형태의 고온유도관을 적용하였으며, 특히 히터에서 나오는 공기의 온도가 1,700K의 고온이므로 고온유도관에 워터자켓을 적용하여 고온유도관을 수냉하도록 하였다.



a) The configuration of heater and high temperature guide pipe(for Ma 3.5, 4.0, 5.0)



(b) The configuration of heater and high temperature guide pipe(for Ma 6.0)

Fig. 3 The connection configuration of heater, high temperature guide pipe and DMR combustor

## 3. 시험결과

아래에 나타난 시험결과 그림은 모두 안정적으로 연소되는 연소구간 3~5초 사이에서 획득한 압력데이터를 평균하여 나타난 값이다.

### 2.1 비점화(cold) 조건

Fig. 4에서 보는바와 같이 마하수 3.5의 경우 엔진입구로 유입된 10.5bar의 압축공기는 초음속

노즐목을 지나면서 가속(팽창)되어 압력이 3bar로 급격히 감소하게 된다. 이후에 격리부를 지나서 상부연소실 끝단까지 유로단면적이 계속 증가하여 공기압력은 완만히 감소하여 마하수 3.5에서는 1.2bar 까지, 마하수 5.0에서는 0.6bar인 대기압 이하로 까지 감소하는 것을 볼 수가 있다. 하부 연소실에서는 하류의 배기 노즐목으로 인하여 압력이 증가하게 되고 노즐목 근처로 오면서 다시 압력은 감소하게 된다. Fig. 7에서와 같이 마하수 6.0의 비점화조건인 경우 임계(critical) 노즐목이 없는 노즐을 적용하였기에 하류 배기 노즐출구로 가면서 엔진출구 외부 대기압의 영향으로 압력이 점진적으로 상승하는 것을 알 수가 있다.

### 2.2 점화(hot) 조건

Fig. 4에서 보는바와 같이 탄화수소계열 케로신 연료와 혼합된 공기는 화염안정화장치(Stabilizer) 후단에 설치된 점화기에 의하여 점화가 되어 연소가 종료될 때까지 화염이 유지가 되는 것을 볼 수가 있다. 하부 연소실의 연소로 인하여 연소실 압력은 증가하게 되고 증가된 압력은 상류로 전달되어, 격리부 입구까지 압력을 상승시킨다. 압력분포를 보면 격리부 입구 6번에서 출구 9번까지의 영역에서 충격파열이 발생하여 압력이 급격하게 상승하게 되며, 상승된 압력은 상부 연소실을 지나면서 일정하게 유지된다. 그 이후에 화염안정화장치를 지나면서(13번~14번 구간) 압력손실에 의하여 압력이 0.5bar 정도 감소한 후에, 하류로 가면서 일정하게 유지되다가 출구의 배기노즐목에 의한 팽창으로 인하여 압력이 다시 감소하는 것을 알 수가 있다.

동일한 공기 조건에서 연료의 분사량을 증가하여 공기과잉률(alpha) 값이 낮아짐에 따라 전반적으로 압력곡선이 증가하여 위로 이동하게 되는 것을 볼 수가 있다.

같은 공기과잉률 값 조건에서는 마하수가 증가할수록 연소실 길이 방향에 따른 압력곡선은 전체적으로 감소하게 되며, 같은 마하수 조건에서 공기과잉률 값이 감소할수록 압력곡선은 전체적으로 증가하게 된다.

마하수의 변화에 따른 배기 노즐목은 동일한 것을 사용하였기에, Fig. 4와 같이 마하수 5.0에서는 압력이 급격히 상승하는 충격파열이 발생하는 구간이 마하수 3.5, 4.0 과 비교하여 상대적으로 하류로 이동하여 상부 연소실에서 발생하는 것을 알 수가 있다. 이를 통해서 마하수 5.0에서는 효율증가를 위해서 배기노즐목 직경이 상대적으로 더 큰 것을 사용해야 됨을 알 수가 있다.

Fig. 7은 입계 목이 없는 배기노즐을 적용한 상태에서 마하 6.0 조건에서 연료분사량을 조절함에 따른 연소실 내부의 압력패턴 결과를 나타낸 것이다. 인젝터에서 연료를 분사시 상부연소실(초음속 연소실)에서 자연발화에 의한 연소로 인하여 연소실 내부의 압력이 상승하며, 이 압력이 격리부 입구까지 전달되어 격리부 압력을 상승시키는 것을 알 수가 있다. 그리고 공기과잉률 1.6~3.0 조건에서는 Rayleigh 유동특성에 근거하여 초음속 연소실에서 초음속 연소가 발생하는 것을 알 수가 있으나, 공기과잉률 1.0 조건 즉 연료분사량을 증가하였을 경우, 9번 위치에서 압력이 급격하게 증가한 후에, 초음속 연소실 하류로 가면서 압력이 감소하는 것을 볼 수가 있는데, 이것 역시 Rayleigh 유동특성에 근거하여, 9번 위치에서 열적(thermal) 초킹이 발생하여 유속이 아음속으로 감소한 후에, 연소가 되고 이러한 연소가스가 하류로 가면서 유속이 가속되어 압력이 감소되는 것을 알 수가 있다. 화염안정화 장치를 통과하면서 유속이 순간 가속되어 압력이 떨어진 후에도 아음속 연소실을 지나면서 면적이 증가함에 따라 압력이 감소하는 것을 통해서 아음속 연소실에서도 계속 초음속 연소가 이루어지고 있음을 알 수가 있으며, 16번 위치를 지나면서 압력이 증가하는 것은 배기노즐 출구의 대기압에 의한 영향으로 판단된다.

Fig. 8에서 마하수 4.0 조건에서 연소시험시 연소기 출구에서의 화염을 나타낸 것이다. 연소기 노즐 출구를 지나면서 초음속으로 가속된 화염은 팽창 및 수축을 반복하면서 연속적인 마하디스크를 보이고 있음을 알 수가 있다. 또한 화염은 엔진에 분사된 연료의 분사량이 작을수록

즉 공기과잉률 값이 증가할수록 연소기 출구에서의 화염이 감소하는 것을 알 수가 있으며, 화염온도 역시 공기과잉률 값이 증가하면서 낮아지므로 공기과잉률 값이 1.2 부근에서는 화염의 색깔이 고온의 파란색이었다가 공기과잉률 값이 증가하면서 빨간색으로 변화됨을 알 수가 있다.

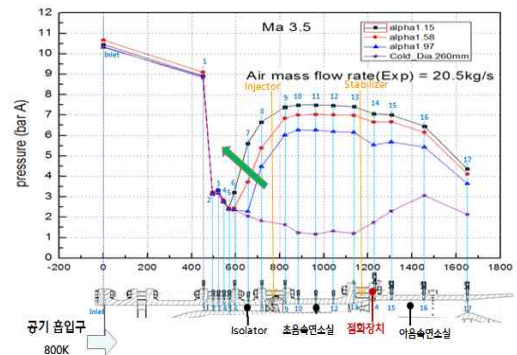


Fig. 4 Wall static pressure distribution at the Mach 3.5 flight condition

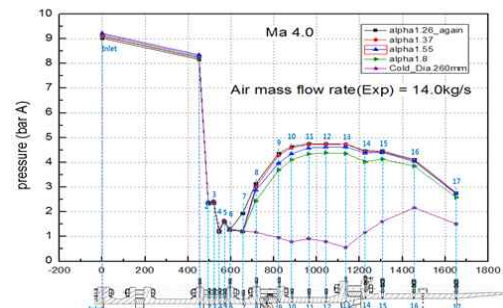


Fig. 5 Wall static pressure distribution at the Mach 4.0 flight condition

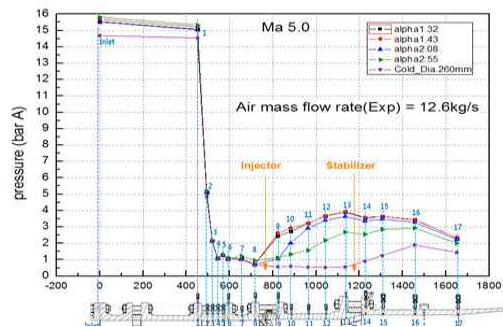


Fig. 6 Wall static pressure distribution at the Mach 5.0 flight condition

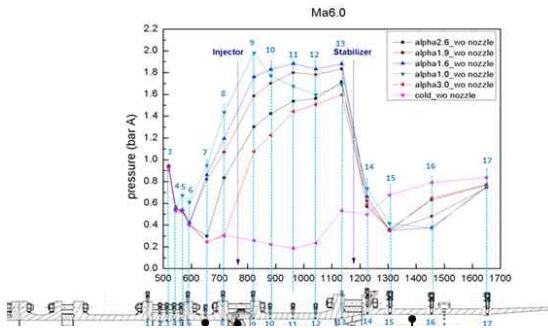


Fig. 7 Wall static pressure distribution at the Mach 6.0 flight condition

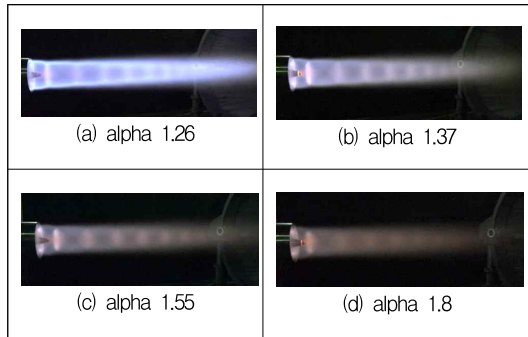


Fig. 8 Flame pictures of combustor outlet at the Mach 4.0 flight condition

#### 4. 결론

본 연구에서는 탄화수소계열 케로신 연료를 적용한 이중모드 램제트 엔진에 대한 연소시험을 수행하였으며, 아래와 같이 결론을 정리하였다.

(1) 마하 3.5~5.0 조건 시험에서 하부연소실에

서 연소로 인한 압력 상승이 발생하였고, 이로 인하여, 격리부 입구까지 압력상승이 발생하였다.

(2) 연료분사량 증가시 연소실 압력이 비례하여 증가하였고, 충격파열 발생 시점이 격리부 출구에서 입구 상류쪽으로 이동하였다.

(3) 마하 6.0 조건 시험시 상부연소실에서 초음속 연소로 인한 압력 상승이 발생하였으며, 연료분사량 증가시(공기과잉률 1.0 인 경우) 열적(thermal) 초킹 발생에 의하여 초음속 연소가 아음속 연소로 변화 되었다.

#### 참고 문헌

1. 남궁혁준, 이재호, 김동환, “극초음속 추진기관 내 격리부(Isolator) 충격파 특성 연구” 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집, pp. 1156~1159
2. 변종렬, 안중기, 윤현걸, 임진식, “이중연소 램제트 엔진의 예비 성능해석” 한국추진공학회지, 제15권 5호, 2011, pp.72-81
3. 변종렬, 박철, 권오준, 황기영, “이중연소 램제트 엔진의 연소기-흡입관 상호작용 특성” 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회 논문집 pp.512-516
4. Andreadis, D., “Scramjet Engines Enabling The Seamless Integration of Air & Space Operations,” Pratt &Whitney Space Propulsion, Hypersonics, West Palm Beach, FL., 2005