

이중모드 스크램제트 엔진의 연소모드 특성

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

Characteristics on Combustion Mode in Dual Mode Scramjet Engine

HyuckJoon Namkoug*[†] · ChangYeul Shim* · SunYong Kim* · MinSoo Lee*
· JooHyon Park* · DongHwan Kim*

ABSTRACT

Recently many studies have been made for the development of propulsion system with wide range flight from supersonic to hypersonic. Dual Mode scramjet engine as a hybrid cycle with advantage of ramjet and scramjet has one combustor. It works under the ramjet mode (subsonic combustion) and scramjet mode (supersonic combustion) respectively. In this study, Experimental results of hot firing tests of dual scramjet engine designed on the condition of Mach 3.5~6 as a flight Mach number are discussed. The tests were carried out on a ground test bench under free stream condition of Mach 6 at 27.6km altitude. In the tests, the adopted design and technological solutions were verified and efficient operation of the dual mode ramjet engine with Kerosene combustion during 5 seconds was demonstrated.

초 록

초음속에서 극초음속 영역까지 광범위한 비행영역에서 작동 가능한 추진시스템으로 램제트와 스크램제트의 장점을 포함하는 복합사이클을 적용한 이중램제트에 대한 연구가 많은 선진국에 의해 수행되고 있다. 여기서 이중모드 램제트는 하나의 연소기 즉, 동일한 유동 경로상에서 아음속과 초음속 연소가 이루어져 램제트와 스크램제트 모드로 각각 작동되는 엔진이다. 본 연구에서는 이중모드 스크램제트 엔진의 비행마하수 3.5 ~ 6조건으로 설계된 지상시험모델에 대한 연소시험을 수행하였다. 특히 고도 27.6km 및 Mach 6조건에서의 연소시험 결과를 통해 이중모드램제트의 스크램제트 연소 현상을 확인하고 적용된 설계 방안 등에 대한 검증을 수행하였다.

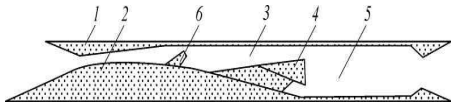
Key Words: Dual Mode Ramjet(이중모드 램제트), Scramjet (스크램제트), Supersonic Combustor(초음속 연소기), Isolator (격리부)

* 현대로템(주) 기술연구소

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

1. 서 론

[Enter] 일반적으로 아음속에서 극초음속까지의 비행영역에서 최적의 성능을 확보하기 위해서는 램제트 및 스크램제트 고유의 운용 마하수 범위를 포괄하는 이중모드 램제트 엔진 (그림 1. Dual Mode Ramjet Engine : 하나의 유로를 가진 채널에서 고속비행 중에 발생하는 램 압축에 의해 유입되는 공기를 압축하고 압축된 공기 속에 연료를 분사하여 연소시키며, 고마하수에서는 Isolator (격리부)를 지나 초음속 연소를 하게 되며 연소 가스를 노즐을 통해 추력을 발생시키는 제트 추진기관입)이 사용된다. 즉, 공기의 압축성질과 비행체 흡입구 형상을 이용한 공기역학적인 압축(램압축)을 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. 공기흡입구, 2. 격리부, 3. 상부연소실, 4. 화염안정화장치,
5. 하부연소실, 6. 연료분사장치

Fig. 1 Schematic of Dual Mode Scramjet

그림 1과 같이 이중모드램제트의 개념은 외부 공기를 유입시키는 공기 흡입구가 형성되고, 대향 하는 타 측은 노즐이 형성되며, 상기 공기 흡입구와 노즐 사이에 위치하여 액체연료를 미립화로 분사시켜 공기 흡입구를 통해 유입되어 유로를 흐르는 공기와 혼합, 연소되도록 하는 연료분사장치가 결합되어 있다. 상부 연소실은 스크램제트 연소실과 하부연소실은 램제트 연소실로 구성되어 있으며, 상기 램제트 연소실과 접하는 부분의 유로 앞단에 화염안정화 장치(flame

holder)를 포함하여 구성되어 있다. 이중모드 램제트 엔진용 연료분사장치에 있어서, 연료분사장치는 액체연료 공급관을 통해 유입되는 액체연료를 초음속 유동장 내에서 유동 저항을 최소화하도록 그림 2와 같이 화염안정화 날개 (fin)를 전방과 후방에 2열로 배열한 화염안정화 날개와, 화염안정화 날개 뒷면으로 분사하는 연료분사노즐로 이루어지는 것을 특징으로 한다.

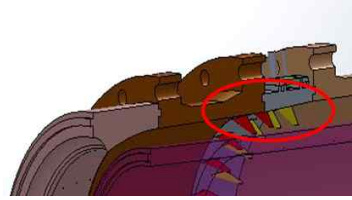


Fig. 2 Schematic of Fuel Injection Device

본 연구에서는 설계 및 제작된 탄화수소계열 케로신 연료를 사용하여 이중모드 스크램제트 엔진에 대한 연소시험을 수행하여 아음속 및 초음속 연소모드에서 연소의 특성을 파악하고 적용 설계안에 대한 검증을 수행하였다.

2. 시험 조건 및 설비

2.1 시험 설비



Fig. 3 Schematic of Direct Connection Test Facility

그림 3에서는 직접연결식 (direct-connected type) 시험스탠드 구성을 보여주고 있다. 고마하수 시험을 위해서 히터, 고온공기 유도관 및 디퓨저 등을 수 냉각하여 전온도 1,700K에서 설비의 열안정성을 확보하였다. 비행마하수에 대한 고온/고압 공기 및 연료 공급 조건은 표 1과 같다. 고도에 따른 각각의 마하수 조건에 대한 연료의 공기 과잉율 (α)은 1.0~3.0 범위에서 시험을 수행하였다.

2.2 시험 조건

Table 1. Hot Firing Test condition

비행 마하수	엔진입구 공기조건		공기 과잉률 (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

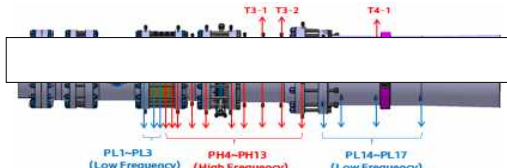


Fig. 4 Measuring Points for Pressure and Temperature Sensors

그림 4에서와 같이 연소실 압력을 측정하기 위하여 5,000Hz 고주파와, 100Hz 저주파 타입으로 히터출구에 장착된 압력센서를 포함하여 총 18개를 사용하였다. 고마하수에서의 스크램연소 현상을 파악하기 위해서 상부연소실 (초음속 연소실)에 T3-1, T3-2의 온도센서를 추가로 장착하였으며 연소구간 3~5초 동안의 압력데이터를 평균하여 분석하였다.

3. 시험 결과 및 분석

Fig. 5~8은 비행마하수 3.5~6조건에서 Cold 시험결과와 일차원 이론계산 값 Crocco model [6]을 비교한 결과를 보여주고 있다. 공기과잉계수는 M3.5에서는 1.15, M4.0에서는 1.26, M5.0에서는 1.32 및 M6.0에서는 2.13 조건에서 결과를 분석하였다.

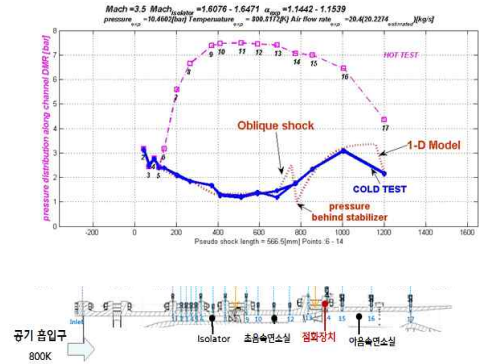


Fig. 5 Wall static pressure distribution at the Mach 3.5 and a 1.15 of the flight condition

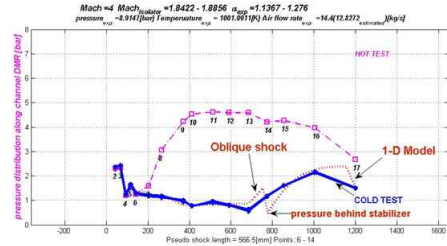


Fig. 6 Wall static pressure distribution at the Mach 4.0 and a 1.26 of the flight condition

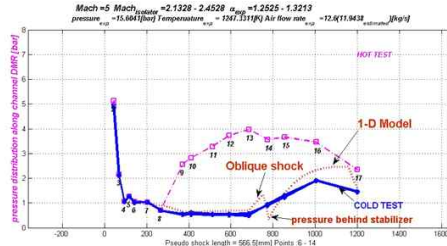


Fig. 7 Wall static pressure distribution at the Mach 5.0 and a 1.32 of the flight condition

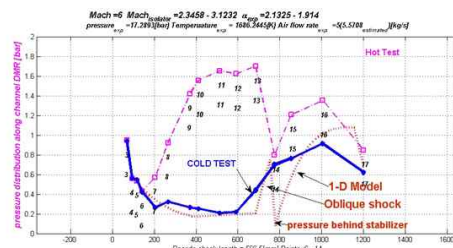


Fig. 8 Wall static pressure distribution at the Mach 6.0 and a 2.13 of the flight condition

Fig. 4~6의 그래프는 각 비행 마하수에 해당하는 채널마하수를 만족시키기 위해서 엔진입구로 유입된 10.5bar의 압축공기는 흡입구 노즐을 통해 팽창하고 격리부를 지나서 상부연소실 끝단까지 유로단면적이 계속 증가하여 공기압력은 완만히 감소하여 마하수 3.5에서는 1.2bar 까지, 마하수 6.0에서는 0.2bar까지 감소하고 있음을 보여주고 있다. 1차원 초음속 채널 유동 모델인 Crocco model 계산 결과와 비교했을 때 Cold 시험 조건에서 벽면에서의 압력분포가 잘 일치하고 있음을 확인하였다. 측정 압력센서의 위치로 인해 화염안정화장치 앞에서의 경사충격과 패턴은 세부적으로 계측하지 못해 일부 구간 차이가 발생하고 있다. 하부 연소실에서는 하류의 배기 노즐목으로 인하여 압력이 상승하게 된다.

Fig. 5~7에서 hot test 그래프에서 볼 수 있듯이 화염안정화장치 후단의 점화기에 의한 연소 반응이 시작되어 격리부에서 수직 충격파가 발생하여 압력상승이 시작되고 Ramjet 연소가 하부 연소실에서 유지되어 Critical 면적을 가지고 있는 배기 노즐을 통해 초킹되고 팽창하고 있음을 확인할 수 있다. 결국 비행마하수 3.5~5.0 구간에서 이중모드램제트 하부 연소실에서 안정적인 아음속 연소 현상을 확인하였다. Fig. 8은 비행마하수 6.0조건에서의 벽면압력분포를 보여주고 있다. 인젝터에서 연료를 분사할 때 상부연소실 (초음속 연소실)에서 탄화수소 계열의 케로신 연료를 자연발화시켜 초음속 연소로 인한 연소실 내부 압력 상승이 관찰된다. 초음속 연소에서 Critical 단면적이 되는 화염안정화장치 시작부에서 초킹이 되고 이후 하류에서 팽창되어 압력이 급격히 하락함을 확인할 수 있다. 이러한 연소가스의 팽창을 통해 추력으로 전환되는 과정에서 Ramjet 연소를 위한 배기노즐에 의해 하부 연소실에서 충격파 발생하고 압력이 상승하여 팽창노즐 영역에서의 손실을 발생시킨다. 그림 9는 비행마하수 6 조건에서 공기과잉계수의 변화에 따른 벽면 압력분포를 보여주고 있다. 연료량 증가 즉 공기과잉계수가 감소할수록 Pseudo Shock의 시작 위치가 상류로 이동하고 있으며 연료량이 감소하면 Pseudo Shock의 시작 위치

가 하류로 이동함을 확인할 수 있다. 이중모드 스크램제트 엔진은 광대역 비행마하수 (M3.5~M6)에서 안정적 작동을 위해서는 Pseudo Shock 및 Shock train의 시작 위치를 격리부 영역내에 위치시켜야 하기 때문에 연료량의 최적 제어가 중요하다.

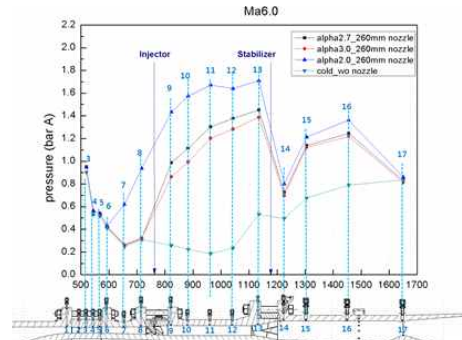


Fig. 9 Wall static pressure distribution at the Mach 6.0 of the flight condition according to the variation of air excess ratio



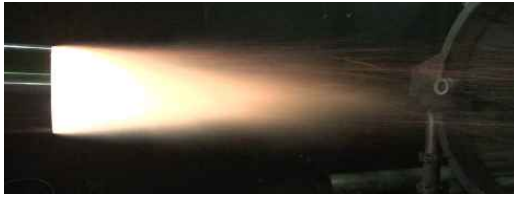
a) M3.5, α 1.2



b) M4.0, α 1.26



c) M5.0, α 1.32



d) M6.0, $\alpha 1.8$

Fig. 10 Nozzle exhaust flume at Mach 3.5~6.0 of flight condition

Fig. 10에서는 비행마하수 조건 3.5에서 6.0에서의 노즐 출구 화염을 보여주고 있다. 본 연구에서 수행된 지상연소시험은 연소실 출구에서 대기압 하에서 수행되었으며 마하수 3.5에서 5까지는 히터 공급압력조건에 따라 배기노즐에서 팽창되고 있다. 마하수 6.0에서는 고고도 모사 시험을 수행하지 않았기 때문에 노즐 안에서 유동 박리와 함께 충격파 발생하여 후류에서의 팽창 화염을 관찰하지 못했다.

4. 유동해석 검증

4.1 지배방정식 및 해석기법

본 연구에서는 3차원 정상상태 압축성 레이놀즈 평균된 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며, 범용 유체해석코드인 Ansys V16을 이용하여 이중모드형 연소기에 대한 연소해석을 수행하여 시험결과와 비교하였다. 초음속 유동해석에 적합한 Density-based coupled solver를 이용하여 해석을 수행하였으며, 압축성 효과를 고려한 $k-\omega SST$ 난류모델을 사용하였다. 또한 연소모델로 케로신 연료와 공기 반응 2 step모델을 적용하였다.

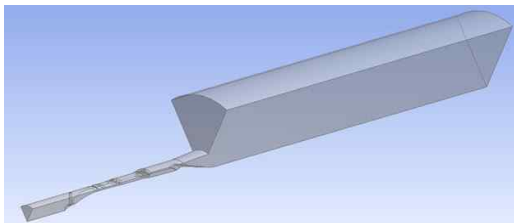


Fig. 11 Configuration of calculation model

4.2 해석모델 및 조건

그림 11에서는 다양한 비행마하수 및 공기과잉계수 조건에 대한 연소해석을 수행하기 위해 비행 마하수 3.0~6.0, 고도 20km~30km을 모사하는 히터 공급 압력에 대한 시험결과를 바탕으로 입구경계조건을 설정하였다. 연소기 출구경계에 대해서는 Far field Pressure 조건과 연소기 벽면에는 점착조건과 단열조건을 적용하였다.

4.3 해석결과

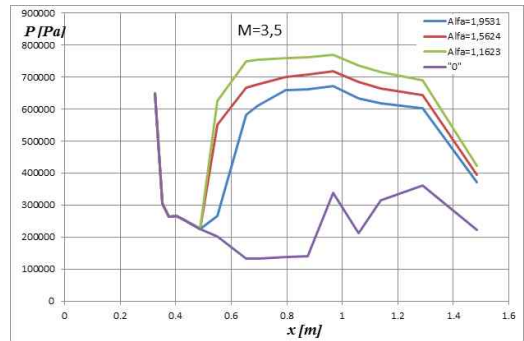


Fig. 12 Wall pressure distribution at M3.5

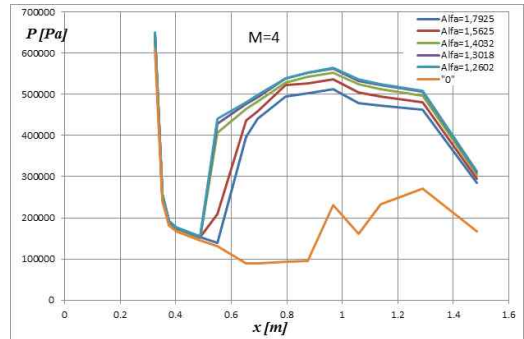


Fig. 13 Wall pressure distribution at M4.0

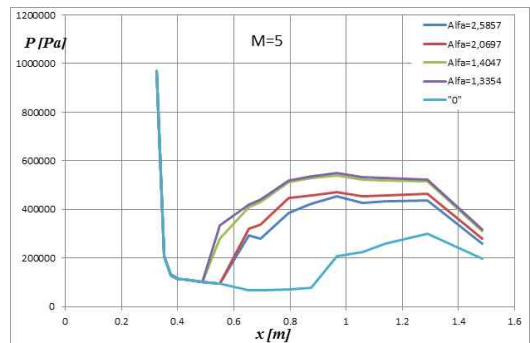


Fig. 14 Wall pressure distribution at M6.0

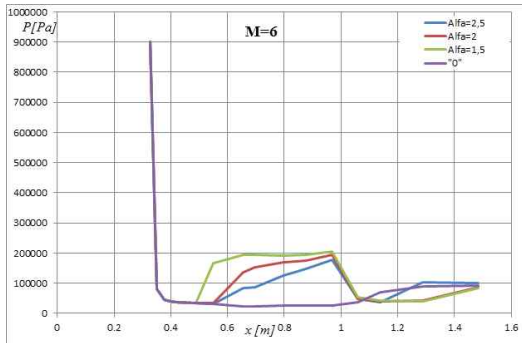


Fig. 15 Wall pressure distribution at M6.0

Fig. 12~15는 비행마하수 조건 3.5에서 6.0에서 공기과잉계수 변화에 따른 연소해석 결과 및 벽면 압력 분포를 보여주고 있다. 그림 5~8까지의 해당마하수 및 공기과잉계수 결과와 비교했을 때 벽면 압력 상승 및 분포에 대해서 유사한 경향을 예측하고 있다. 하지만 최대 압력 차이가 발생하고 있으며 이는 벽면으로의 열전달 고려 및 연소모델의 상세화를 통해 향후 정확도를 향상시킬 예정이다.

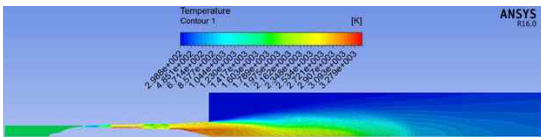


Fig. 16 Temperature distribution at M6.0, $\alpha 1.5$

Fig. 16은 비행마하수 6.0 및 공기과잉계수 1.5 조건에서의 연소해석결과로서 온도분포를 보여주고 있다. 시험결과와 마찬가지로 연소 해석 결과에서도 스크램제트 연소실에서 자연발화 및 연소유지 됨을 확인할 수 있다. 향후 시험결과와의 차이 분석 및 보정을 통해서 최적 형상 설계를 위한 해석방안 수립 및 시험결과를 반영한 개선 시제안을 도출하고 비행조건에 따른 추력 등 성능예측을 수행할 계획이다.

5. 결론

본 연구에서는 탄화수소계열 케로신 연료를 적용한 이중모드 램제트 엔진에 대한 연소시험을 수행하고 연소모드별 연소특성을 분석하였으

며 이중모드램제트 지상시험모델 형상이 적절히 설계되었는지 검증을 수행하였다. 결론적으로 설계 형상에 대한 지상연소시험 결과 마하수 5까지는 램압축에 의한 아음속 연소모드로서 하부 연소실에서 압력이 회복되어 연소에 적합한 환경까지 압력 상승됨을 확인할 수 있었으며 비행 마하수 6 조건에서는 격리부 (상부연소실)에서의 K-충격파열 (Pseudo Shock)이 하부 연소실까지 발달하여 초음속 연소할 수 있는 내부 유동장이 형성되고 스크램제트 연소가 이루어졌음을 시험 및 해석 결과를 통해 확인하였다. 향후 배기노즐 형상 및 공기과잉계수 변화에 따른 영향도 및 민감도 평가를 통해 광대역 마하수 비행을 위한 이중모드램제트의 최적 형상안을 도출할 예정이다.

참고 문헌

1. 남궁혁준, 이재호, 김동환, “극초음속 추진기관 내 격리부(Isolator) 충격파 특성 연구” 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집, pp. 1156~1159
2. 변종렬, 박철, 권오준, 황기영, “이중연소 램제트 엔진의 연소기-흡입관 상호작용 특성” 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회 논문집 pp.512-516
3. Mathur, T., Gruber, M. Jackson, k., Donbar, J., Donaldson, W., Jackson, T and Billig, F., “Supersonic Combustion Experimentas with a Cavity-Based Fuel Injector, Journal of Propulsion and Power, Vol.17 No. 6, 2001 pp.1305-1312
4. 남궁혁준, 심창열, 김동환, “초음속 연소실의 화염안정화장치 최적 형상 설계” 한국추진공학회 2016년 춘계학술대회 논문집
5. Howard W. Emmons “Fundamentals of Gas Dynamics”. Princeton 1958. Randall T. Voland, Lawrence D. Huebner, Charles R. McClinton (retired). X-43A Hypersonic Vehicle Technology Development. NASA Langly Research Center, Hampton, VA,USA. IAC-05-D2.6.01.