

스크램제트 연소기 모델의 고공시험 연구

우관제*, 김영수**, V. A Skivin***

The high altitude test method of Scramjet engine combustor model

Woo Kwan Je*, Kim Young Soo**, V.A Skivin***

Keywords : Scramjet test facility, test method of Scramjet engine combustor model, single hole fuel spray nozzle injector

Abstract

This paper is investigated construction of the Scramjet test facility and test method of Scramjet engine combustor model. Scramjet engine combustor model test was performed at Lab C-16BK CIAM (Central Institute of Aviation Motors) at Tyraevo in Moscow. The velocity of flow in the combustion chamber equal to Mach number 2.49 with single hole fuel spray nozzle injector and test duration equal to 7 seconds. Therefore in this paper is showed high altitude test method of Scramjet combustor model and the proper structure of combustor with single hole fuel spray nozzle.

1. 서론

초음속 비행체의 초음속 비행을 위해서는 모든 속도 범위에서 좋은 비행 특성을 갖는 적합한 엔진의 선택이 필요하다. 이와 같은 엔진은 ejector 스크램제트, ducted 로켓, ejector 램제트, 로켓-램제트, 터보 램제트 등 다양한 형태의 복합 엔진으로서 단일 엔진 사이클 또는 2중 엔진 사이클로 구성된다. 램제트/스크램제트 엔진이 작동하기 위해서는 이 엔진의 작동 조건을 만들어 주기 위한 가속엔진이 필요하며 가속엔진으로 가스터빈 엔진이나 로켓 엔진이 사용될 수 있다. 램제트의 경우 비행 속도가 Mach Number 3-6으로 아음속 연소기를 사용하며 Mach Number 7 이상이면 초음속 연소기를 사용하는 스크램제트를 사용한다 [1].

스크램제트 엔진은 간단한 구조임에도 불구하고 초음속 비행의 항공역학적 특성, 충격파 현상, 유체의 점성 및 고온 등의 이론적, 응용적 측면에서 아직 해결해야 할 과제가 많다. 충격파와 경계층 및 이들간의 상호작용은 스크램제트 엔진의 사용 특성에 가장 큰 영향을 미치며 이들 현상으로 인해 램제트와 스크램제트 엔진은 일반 가스터빈과는 달리 고온, 고속의 사용상 특징을 갖는다. 따라서 이와 같은 사용상의 특징으로 인해 시험 조건에도 다음과 같은 특징이 있다.

- 고온의 시험조건 설정을 위한 고온의 공기 생성에 많은 에너지가 필요하다.
- 고온, 고압의 시험특성상 시험 시간이 짧으며 impulse 방법으로 수행된다.

- 시험실 장비에는 고압, 고온용 특수 센서가 필요하다.

램제트/스크램제트의 경우 가스터빈이나 로켓 엔진에 비해 운용 범위가 상당히 광범위하다. 따라서 비행체의 설계와 비행 시험 그리고 지상시험 장비도 넓은 운용 범위에 맞게 비행 조건을 시뮬레이션 할 수 있어야 한다.

본 연구의 목적은 램제트/스크램제트 엔진의 연소기 모델 시험을 통해 합리적인 모델시험 parameter 선정, 경제적인 시험 방법 연구, 시험결과를 이용한 미측정 데이터의 이론적 도출 및 램제트/스크램제트 엔진의 지상 종합시험방법을 연구하는데 있으나 지면 및 획득 데이터 제한으로 single hole fuel spray nozzle를 사용한 연소기 모델의 합리적 구조 및 적합한 연소조건을 논하는 것으로 국한한다.

2. 시험 parameters 선정 방법

시험 parameter 선정시 흡입공기의 성분 및 고도에 따른 압력과 온도 분포는 표준대기에 준하며 시험용 공급공기의 초기 온도 280 K, 시험용 초음속 노즐의 목 면적 계산은 경계층을 고려한 경험식 [2]을 이용한다는 가정으로 계산한다

램제트/스크램제트의 가능한 비행 궤도는 공기의 stagnation parameter에 따라 고도와 비행속도에 따라 제한을 둔다. 따라서 dynamic pressure (q)가 최대 75kPa, 최소 25kPa의 궤도를 따라 비행하는 것이 경제적이며 최저 고도는 비행체 구조의 강도상 제한을 두고 최대 고도는 연소의 안정성 문제와 관련이 있다.

고도와 비행속도에 따른 total pressure p^* 와 정체온도 T^* 의 시뮬레이션의 제한 범위는 다음과 같이 gasdynamic 관계식에 의해 정의할 수 있다.

$$p_0^* = f(p_n, M_n); T_0^* = f(T_n, M_n); q = \rho_n \frac{W^2}{2}; \rho_n = f(p_n, T_n)$$

* 현대모비스 기술연구소 선임연구원
kjwoo@mobis.co.kr

** 현대모비스 기술연구소 수석연구원
yskim2@mobis.co.kr

*** 모스크바중앙엔진연구소 소장

q - dynamic pressure; ρ - density of air;
 w - velocity of air for test object.

그림 1는 Mach Number 5-8에서의 고도, 정체압과 정체온도의 관계를 나타낸 것이다. 여기에서 Mach Number 8은 온도 2500k, 압력 200atm, 가능 시험 시간 30초로 현재의 기술 수준에서 가능한 시험 범위이다. 그림 2에 나타난 것과 같이 Mach number 5 - 8 내에서 시험 하기 위해서는 정체온도가 1300-2700k, 정체압은 1 - 26Mpa의 범위를 알 수 있다.

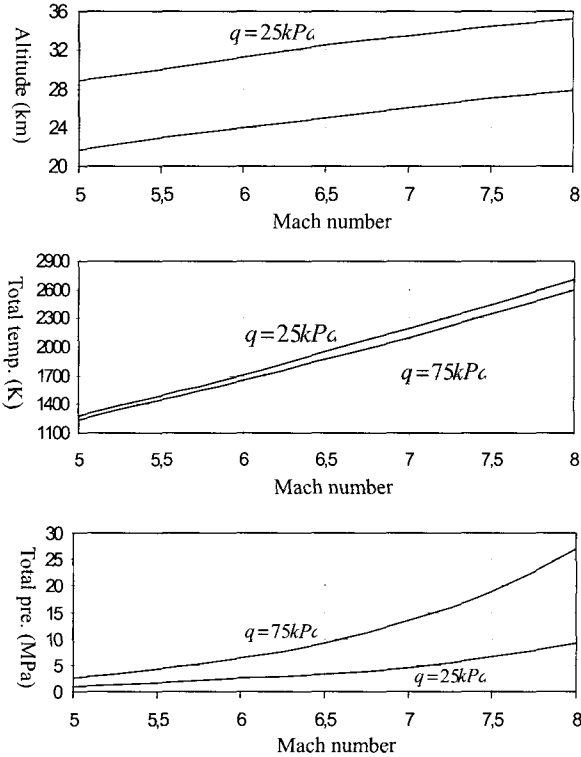


fig. 1 Parameters of modeling condition in flight trajectory $75 \text{ kPa} \geq q \geq 25 \text{ kPa}$

Test facility aerodynamic nozzle의 설계를 위해서는 노즐 출구에서 Mach Number에 따른 가스성분 변화량을 계산해야 한다. 계산에는 고온과 고압 상태에서 시험을 통해 얻은 가스의 실제 열물리 특성 및 냉각에 의한 열손실을 고려해야 한다.

$$G_{air} + G_{O_2} + G_f = G_{gas} \quad (1)$$

$$g_{air} + g_{O_2} + g_f = 1, 0, \text{ where } g_i = \frac{G_i}{G_2} \quad (2)$$

g_{air} - 공기의 상대질량; g_{O_2} - 산소의 상대질량;
 g_f - 연료의 상대질량;

또한 노즐 출구의 공기는 fire heater 연소기에서 소모된 산소량을 보정하여 출구의 산소성분은 대기중의 산소 성분 (g'_{O_2})과 같아야 한다.

$$g'_{O_2} \cdot g_{air} + g_{O_2} - L_{O_2} \cdot g_f = g'_{O_2} \quad (3)$$

$$g_{O_2} = \frac{L_{O_2} + g'_{O_2} \cdot g_f}{1 - g'_{O_2}} \quad g_{air} = 1 - \frac{1 + L_{O_2} \cdot g_f}{1 - g'_{O_2}} \quad (4)$$

L_{O_2} - stoichiometric fuel-air ratio

위 식을 공기잉여량 α_{O_2} 로 표현하면,

$$g_{air} = 1 - (1 + \alpha_{O_2} \cdot L_{O_2}) \cdot g_f; \quad g_{O_2} = \alpha_{O_2} \cdot L_{O_2} \cdot g_f \quad (5)$$

$$\alpha_{O_2} = \frac{g_{O_2}}{L_{O_2} \cdot g_f} = \frac{L_{O_2} + g'_{O_2}}{L_{O_2} \cdot (1 - g'_{O_2})} \quad (6)$$

Fire heater 입구에서 가스 성분 $g_{air}; g_{O_2}; g_f$ 는 heater 입-출구의 에너지보존 법칙에 의해 계산할 수 있다.

$$\sum g_k \cdot i_k'' = \sum g_k \cdot i_k' \quad (7)$$

$$\sum g_k \cdot i_k' = g_{air} \cdot i_{air}' + g_{O_2}'' \cdot i_{O_2}'' + \sum g_f^k \cdot i_f^k, \quad (8)$$

$\sum g_f^k \cdot i_f^k$ - 연료의 열에너지

$$\text{따라서 } g_{air} \cdot i_{air}'' + g_{O_2} \cdot i_{O_2}'' + g_{H_2} \cdot i_{H_2}'' = \quad (9)$$

$$g_{air} \cdot i_{air}' + g_{O_2}'' \cdot i_{O_2}'' + g_{H_2O} \cdot i_{H_2O}'$$

인덱스 «H»는 inlet, «K» - outlet을 의미한다.

식 (5), (6)에 g_{air} 와 g_{O_2} 를 대입하여 연소 후 발생하는 물의 량 g_{H_2O} 와 잉여 산소량 g_{O_2}'' 를 계산할 수 있다.

$$g_{H_2O} = (1 + \alpha_{O_2} \cdot L_{O_2}) \cdot g_f; \quad g_{O_2}'' = (\alpha_{O_2} - 1) \cdot L_{O_2} \cdot g_f \quad (10)$$

따라서 heater에서의 필요한 연료량은 다음과 같다

$$g_f = g_{H_2} = \frac{\Delta i_{air}}{(1+a) \cdot \Delta i_{air} + a \cdot i_{O_2}'' + i_{H_2}'' - b \cdot i_{O_2}'' - c \cdot i_{H_2O}'}, \quad (11)$$

$$\Delta i_{air} = \Delta i_{air}'' - \Delta i_{air}'; \quad a = \alpha_{O_2} \cdot L_{O_2}; \quad b = (\alpha_{O_2} - 1) \cdot L_{O_2}; \quad c = (1 + L_{O_2})$$

3. 시험설비 및 시험방법

그림 3에는 스크램제트 모델 및 초음속 연소기 시험을 위한 working part와 공급 시스템 및 초음속 연소기의 up-down 외형을 보여주고 있다. 스크램제트 엔진의 모델을 시험하기 위한 설비의 공급시스템 및 시스템 사양은 다음과 같다.

test complex has the following resources:

- high pressure air $P \leq 32 \text{ MPa}, V = 29.5 \text{ m}^3$
- gaseous oxygen $P \leq 20 \text{ MPa}, V = 4.5 \text{ m}^3;$
- liquid oxygen $G = 18000 \text{ kg};$
- gaseous hydrogen $P \leq 15 \text{ MPa}, V = 1.5 \text{ m}^3;$
- gaseous methane $P \leq 15 \text{ MPa}, V = 3.2 \text{ m}^3;$
- gaseous nitrogen $P \leq 20 \text{ MPa}, V = 14.8 \text{ m}^3;$
- liquid nitrogen $G = 13000 \text{ kg};$
- kerosene $G = 600 \text{ kg}.$

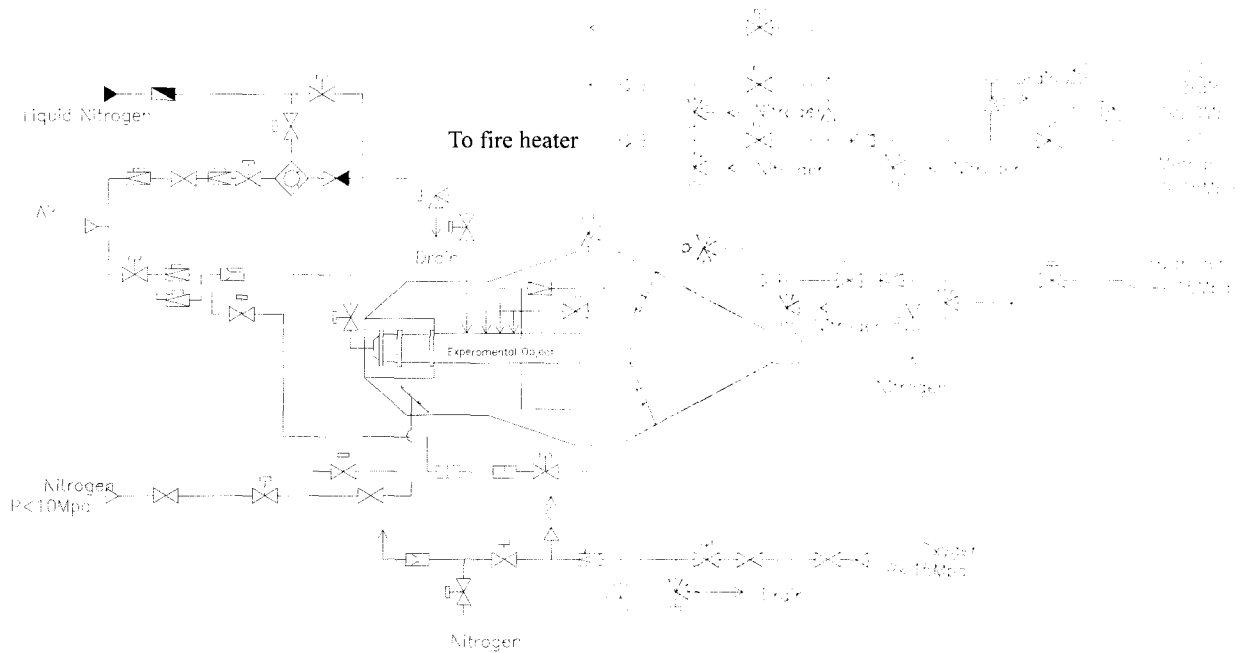


Fig. 2 Configuration of the working part in the test facility and test model

➤ **Component supply systems:**

- high pressure air $D_{pipeline} = 100 \text{ mm}, P \leq 20 \text{ MPa};$
- fire heater gaseous oxygen $D_{pipeline} = 32 \text{ mm}, P \leq 15 \text{ MPa};$
- fire heater gaseous methane $D_{pipeline} = 50 \text{ mm}, P \leq 15 \text{ MPa};$
- experimental object gaseous hydrogen $D_{pipeline} = 32 \text{ mm}, P \leq 15 \text{ MPa}.$

➤ **Cooling systems:**

- low pressure rewater system $P = 400 \text{ kPa}, G = 10 \text{ liter/s};$
- high pressure rewater system $P = 1 \text{ MPa}, G = 8 \text{ liter/s};$
- water displacement system $V = 1.6 \text{ m}^3, P \leq 10 \text{ MPa};$
- Cryogenic nitrogen (cooling of object) $D_{pipeline} = 32 \text{ mm}, G \leq 3 \text{ kg/s}$

연소기 모델시험은 연소기 입구의 공기 온도와 Mach number 및 산소잉여량을 변화하여 분사노즐의 성능 파악을 위해 수행되었으며, 시험조건은 표 1과 같다.

table 1

No	$G_{air}, \text{kg/s}$	$G_{ch4}, \text{kg/s}$	$G_{O2}, \text{kg/s}$	α_{FH}	$G_{\Sigma}, \text{kg/s}$	$G_{H2}, \text{g/s}$	α_{CC}	M_c
1	2,55	0,082	0,447	3,18	3,08	1,59	5,64	2,49
2	2,55	0,082	0,450	3,19	3,09	1,51	5,96	2,49
3	2,53	0,083	0,455	3,14	3,07	1,52	5,88	2,49
4	2,53	0,083	0,456	3,15	3,07	1,45	6,17	2,49
5	2,55	0,083	0,456	3,16	3,09	2,32	3,88	2,49
6	2,55	0,083	0,457	3,16	3,09	2,21	4,08	2,49
7	2,54	0,083	0,456	3,15	3,07	3,13	2,86	2,49
8	2,54	0,083	0,456	3,15	3,08	2,99	3,00	2,49
9	2,54	0,083	0,456	3,16	3,08	2,64	3,40	2,49
10	2,54	0,083	0,456	3,16	3,08	0		2,49

본 시험에서 연소기에는 액체수소 연료를 사용했으며 fire heater 연소기에는 메탄가스를 사용했다. 스크램제트 연소기 모델은 비냉각으로 시험 시간은 30초로 제한하였으며, 처음 fire heater를 작동하고 주어진 정체온도 T^* , 정체압력 p^* 조건 까지 20초 정도 소요되었다. 이후 연소기용 torch에 불을 붙인 후 3초간 torch가 작동하며 총 5초간 연료를 분사했다. 시험은 다음과 같은 cyclogram에 의해 자동으로 수행되었다.

- 전체 시스템 작동 및 준비 상황 체크
- Thermo-pressure chamber 배기 (운용압력까지)
- 공기공급을 위한 공기 공급 시스템 작동
- 시험조건 (Mach Number, 시험온도)까지 fire heater 작동
- torch 연료 공급
- 연소기 연료 공급
- 연료공급, fire heater 작동정지
- 공기 공급 시스템 turn off
- 전체 시스템 작동 정지

4. 시험결과 고찰

시험결과 검토는 공급 연료량에 따라 No1, No7, No10의 경우만을 살펴보기로 한다. 그림 3은 축방향의 압력분포 곡선으로서, No10의 경우처럼 연료가 공급되지 않을 때에 연소기 면적이 일정한 경우에도 경계층의 두께가 증가하면서 압력이 낮아지며 No1의 경우에도 소량의 연료를 연소 했을 때 경계층에 의해 압력이 크게 증가하지 않고 일정함을 볼 수 있듯이 고속의 흐름에서 경계층의 영향을 큼을 알 수 있었다. 그리고 No7의 경우 일정량의 연료를 분사했을 때 온도 증가에 의한

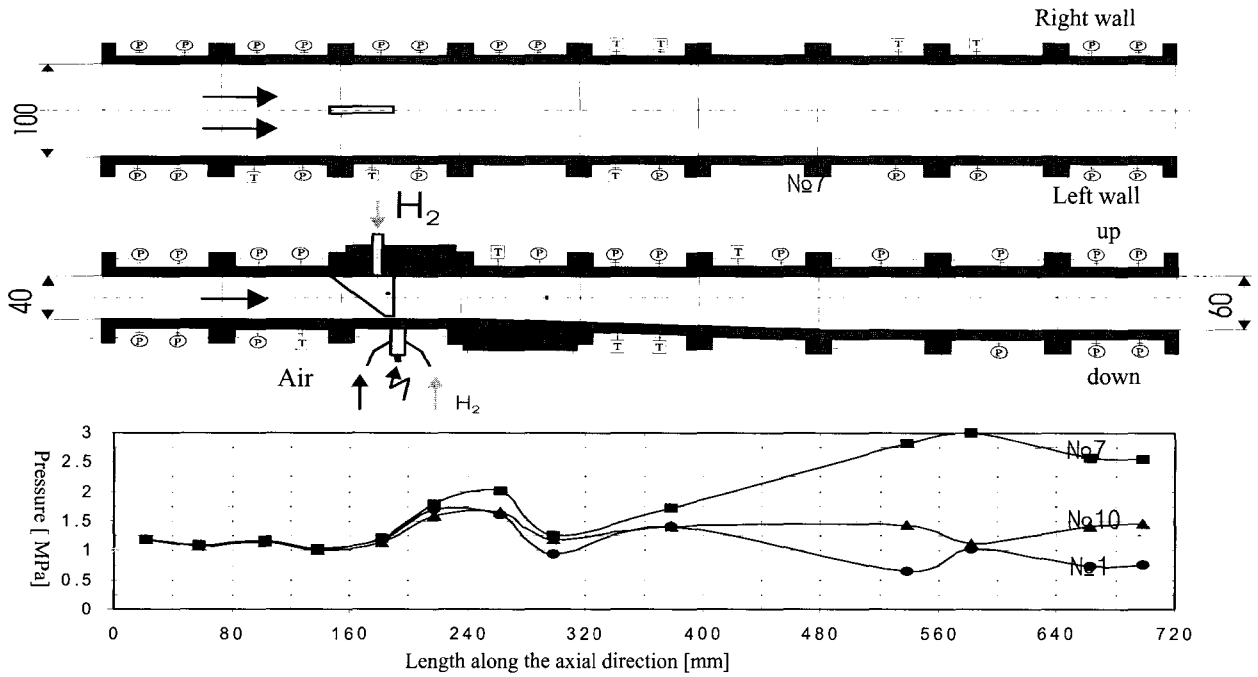


Fig 3. The schematic of supersonic combustion and total pressure distribution of the right-left wall in the supersonic combustion

압력 급상승을 볼 수 있었으며 본 시험과 같은 연소기 모델형태에서 적합한 초기 조건이 No7의 조건임을 알 수 있었고 최적의 연소기 길이가 압력이 최대인 점인 축 방향으로 580mm 지점임을 알 수 있었다.

그림 4는 축방향에 따라 연소기 양측면과 위 아래면의 변화하는 압력분포 곡선으로 사각 단면 연소기 모델에서 시험 초기 조건이 다를 경우에도 우측과 좌측의 압력 분포와 위면과 아래면의 압력 분포가 일정함을 알 수 있다. 이것은 동일 기하적 형상의 연소기 내부에서 연소가 있을 경우 (No7)와 연소가 일어나지 않을 경우(No10)에도 내부 유동 흐름이 symmetry임을 알 수 있었다.

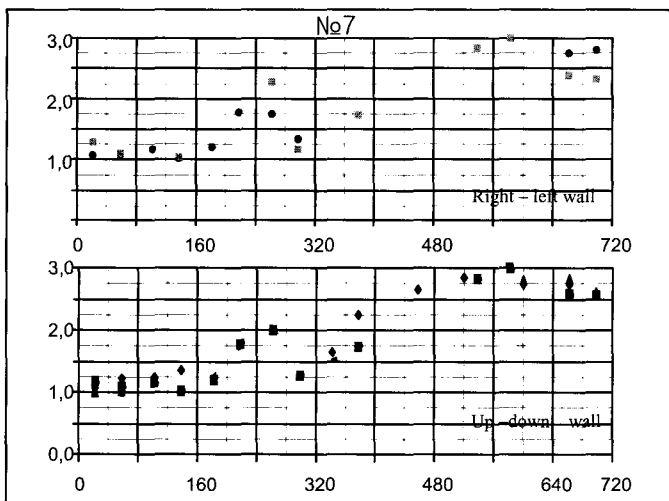


Fig 4. Total pressure distribution of Right - left wall and up-down wall

5. 결론

본 연구를 통해 초음속 연소의 가능성과 방법 및 초기조건을 알 수 있었다. 일반적으로 램제트/스크램제트의 경우, 연소기의 크기가 전체 크기를 좌우하며 따라서 연소기의 최적 형상은 램제트/스크램제트의 성능에 많은 영향을 준다. 특히 연소기에 있어 연료 분사방법이 연소기의 성능 및 크기에 많은 영향을 주고 있다. 그러므로 본 시험을 통해 사각 연소기 형태에서 단일 hole 형태의 가스 흐름방향 분사노즐 특성을 파악 할 수 있었으나 연료분사 노즐의 형태와 분사방법을 변화하면서 최적의 연료분사노즐과 방법을 얻기 위한 시험, 즉 multihole을 갖는 분사노즐의 역방향 분사 및 수직방향 분사 시험 등 다양한 형태의 분사노즐 시험 연구가 필요하다.

참고문헌

- [1] Billig F. S. Design of supersonic combustors based on pressure-area fields. 1967.
- [2] Межирова И. И., Е. А. Тимофеева и Ю. И. Чистова, Термодинамические характеристики воздуха при высоких температурах и давлениях, труды ЦАГИ 1403, 2119.
- [3] Эмельянов Ю. И, Мариват Ю. М. Стенд для испытания воздушно-реактивных двигателей. АС. No. 776197, 07. 1998г.