

# 충격과 터널시험을 통한 스크램제트 엔진의 초음속 연소현상연구

강상훈\* · 이양지\* · 양수석\*

## Investigation of Supersonic Combustion within the Model Scramjet Engine by Shock Tunnel Test

Sang Hun Kang\* · Yang Ji Lee\* · Soo Seok Yang\*

### ABSTRACT

Ground test of model Scramjet engine was performed with T4 free-piston shock tunnel at University of Queensland, Australia. Test condition of free stream was Mach 7.6 at 31 km altitude. With this condition, variation effects of fuel equivalence ratio, cavity, cowl setting were investigated. In the results, supersonic combustion or thermal choking was observed depending on the amount of fuel. Cavity and W-shape cowl showed early ignition and enhanced mixing respectively.

### 초 록

호주의 T4 충격과 터널을 이용하여 모델스크램제트 엔진의 지상시험을 수행하였다. 시험조건은 마하 7.6 고도 31km로 두었으며 연료유량, 공동보염기, 카울형상 변화에 따른 영향을 고찰하였다. 연료유량에 따라 연소기 내부에서 초음속 연소 또는 열질식 현상이 발생하였으며 공동보염기 및 W자형 카울은 연소반응을 더 활발하게 하는 것으로 나타났다.

Key Words: Scramjet Engine(스크램제트 엔진), Supersonic Combustion(초음속 연소), Shock Tunnel(충격과 터널), 열질식(Thermal Choking), 공동보염기(Cavity Flame Holder)

### 1. 서 론

스크램제트 엔진은 공기흡입식형태의 엔진으로서 중량의 산화제를 탑재하지 않고도 마하 6 이상의 극초음속 영역을 비행할 수 있어 재사용

발사체, 극초음속 항공기, 극초음속 장거리 유도 무기 등에 적용할 수 있는 차세대 고속추진기관이다. 관련 기술이 성숙되지 않아 기초연구 수준에 머물렀던 과거와 달리 현재는 미국, 일본, 호주 등의 기술선진국들을 중심으로 다양한 기술 입증 지상시험 및 비행시험이 성공적으로 이루어지고 있으며, 복합사이클 엔진과 같은 실제적인 추진시스템개발사업이 경쟁적으로 추진되고

\* 한국항공우주연구원 첨단추진기관팀  
연락처, E-mail: aeroksh@kari.re.kr

있다[1-3].

이러한 연구동향에 맞추어, 한국항공우주연구원은 2007년 호주 University of Queensland의 HyShot center와 공동으로, 자체설계한 모델 스크램제트 엔진의 지상시험을 수행하였다. 본 연구에서는 호주의 T4 충격파터널을 이용한 스크램제트 엔진의 시험절차 및 그 결과에 대해서 논의하고자 한다.

## 2. 실험장치 구성

### 2.1 엔진 시험 모델

엔진 시험모델은 설계마하수 7.6, 고도 30km로 설계하였으며 4개의 충격파를 이용한 램프형 흡입구와 W자형 카울 및 Cavity flame holder를 적용한 초음속 연소기로 구성하였다. 마하수 7.6의 자유류는 4개의 충격파를 통해 마하수 2.0 ~ 2.3 수준으로 감속 압축되어 연소기로 공급된다. 연소기에는 길이 3mm, 길이 9mm의 공동이 설치되어 보염기의 역할을 수행한다. 연료는 수소를 사용하였으며 공동 전단에서 4개의 sonic injector를 통해 분사각 45° 각도로 분사하도록 설계하였다. 구체적인 설계의 방법은 본 연구팀의 다른 연구논문에서 확인할 수 있다[4].

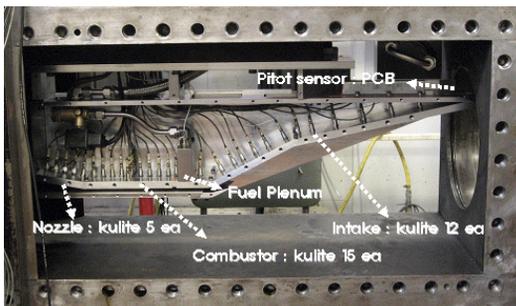


Fig. 1 Scramjet Engine test model with pressure sensors

시험모델의 흡입구, 연소기 및 추력면에는 총 32개의 압력센서를 부착하여 모델 내부의 압력 분포를 측정하였다. 압력센서는 Kulite™ 과 PCB™의 piezoelectric 압력측정기를 사용하였

다. 모델 내부의 정압력과 같은 낮은 압력 측정에는 Kulite™ XTEL-190M을 사용하였으며, 연료충전챔버(Fuel plenum chamber)압력 및 전압력과 같은 높은 압력 측정에는 PCB™의 111A26 센서를 사용하였다.

### 2.2 T4 충격파 터널

T4는 호주의 University of Queensland가 보유하고 있는 Free-Piston type의 충격파터널로서 HyShot II와 III의 지상시험에 사용된 바 있으며 이들 비행시험과의 비교를 통해 시험결과의 정확성이 입증되었다. T4 충격파 터널의 자세한 사양은 Table 1에 나타냈다[5].

Table 1. Specification of T4 Free piston shock tunnel

Description	Quantity
Piston Mass	92 kg
Compression Tube	229 mm ID × 26 m long
Shock Tube	76 mm ID × 10 m long
Nozzles	Mach 4, 6, 7, 7.6, 8, 10
Enthalpy Range	2.5 - 15 MJ/kg
Pressure Range	10 - 50 MPa

### 2.3 연료 공급시스템

엔진에 사용되는 연료는 수소로 연소기 내부 공동 전단에서 4개의 sonic injector를 통하여 분사된다. 충격파 터널을 이용한 시험은 설비 특성상 3~4msec의 짧은 시간 내에 시험이 종료되기 때문에 이 시간동안 정량의 연료를 설계조건에 맞게 분사해주어야 한다. 본 시험에서 사용된 연료공급시스템의 개념도를 Fig. 2에 나타냈다. 연료탱크는 Coiled Ludwig tube를 지나 Solenoid 밸브 및 연료충전챔버로 연결된다. Solenoid 밸브를 열어 연료가 분사되는 동안에도 팽창파가 Ludwig tube를 이동하는데 시간이 걸리므로 연료충전챔버는 시험시간동안 일정한 압력으로 유지된다. 연료유량 및 압력은 시험전에는 사전테스트를 통해 보정한다.

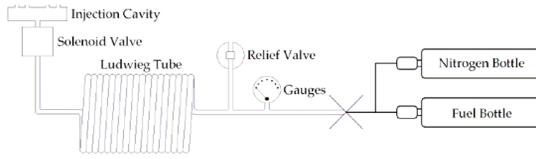


Fig. 2 Schematics of fuel supply system

이때 연료유량은 다음의 식으로 표현할 수 있다[6].

$$\dot{m}_{H_2} = \alpha P_{oi} \left\{ \frac{P_{H_2}}{P_{oi}} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} = \alpha P_{oi}^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} P_{H_2}^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \quad (1)$$

$\alpha$ 는 아래의 식으로부터 결정된다.

$$\alpha = \frac{R_f T_{o,i}}{V_o (P_{o,f} - P_{o,i})} P_{o,i}^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \int_i^f P_f^{\frac{\gamma+1}{2\gamma}} \quad (2)$$

또한,  $P_{o,i}$  = 연료탱크의 초기압력

$P_{o,f}$  = 연료탱크의 초기압력

$P_f$  = 연료충전챔버 압력

$V_o$  = 연료탱크 부피

$T_{o,i}$  = 연료탱크의 초기온도

$t_0$  = 연료밸브 개방시점

$t_f$  = 연료밸브 차단시점

이다.

Table 2. Test condition summary

No.	Shot No.	시험 성격	Test gas	AOA	당량비
1	9481	0° AOA	Air	0	0
2	9486	$\Phi=0.11$	Air	0	0.11
3	9487,8	$\Phi=0.183$	Air	0	0.183
4	9483	$\Phi=0.4$	Air	0	0.4
5	9489	N <sub>2</sub> , f	N <sub>2</sub>	0	0.11
6	9492	N <sub>2</sub> , f	N <sub>2</sub>	0	0.4
9	9493	No cavity	Air	0	0
10	9494	No cavity, f	Air	0	0.11
11	9495	No cavity, f	Air	0	0.4
12	9496	No cavity, N <sub>2</sub> , f	N <sub>2</sub>	0	0.11
13	9508	Flat Cowl	Air	0	0
14	9509	Flat Cowl	Air	0	0.11

## 2.4 시험 조건

기본적으로 시험 조건은 비행마하수 7.6 고도

31km ( $P_\infty = 1.04kPa$ ,  $T_\infty = 224K$ )로 고정하였다. 이러한 비행조건하에서 연료당량비 변화, 공동보염기의 유무, 카울형상에 따른 변화 등의 영향을 고찰하였다. 주요 시험조건은 Table 2에 나타났다.

## 3. 실험 결과

### 3.1 기준 조건 결과

Figure 3에는 기준조건 (AOA = 0°, Cavity, W자형 카울)에 대한 시험결과를 도시하였다. 그림을 살펴보면, 흡입구의 첫 번째 램프와 두 번째 램프의 연결부위에서 압력 역전점이 나타나고 있어 유동박리현상이 발생했음을 알 수 있다. 본 시험모델의 설계단계에서는 Korkegi의 실험식에 의거 흡입구의 램프 또는 카울의 어떠한 영역에서도 박리현상이 발생하지 않는 것으로 예측하였으나, 본 시험결과는 이와 다르게 나타났다[4]. 따라서 흡입구의 올바른 설계를 위해서는 충격파와 경계층 간의 상호작용에 대한 더 세심한 분석이 동반되어야함을 알 수 있다.

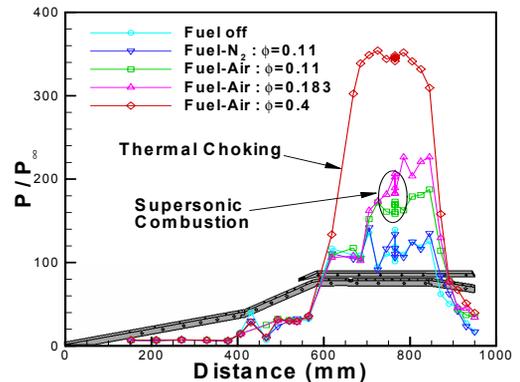


Fig. 3 Normalized static pressure distribution for various conditions of fuel amount

그림에서 원형 및 역삼각형 기호는 무연료 공기시험 및 유연료 질소시험결과로서 연소반응이 없을 때의 압력분포를 나타내고 있다. 연소기 내부에서 충격파, 팽창파의 반사로 인해 압력변화

가 나타나고 있으나 전체적으로 일정한 수준의 압력을 유지하고 있다. 비반응 유동의 결과와 달리 연료를 분사한 공기시험에서는 연소기하류방향에 대해 두드러진 압력상승현상이 나타나고 있어 초음속 연소현상이 발생하였음을 알 수 있다. 그러나 연료당량비 0.4의 경우에는 연료분사 지점보다 상류에서도 압력이 상승한 것으로 나타나 과도한 연소반응으로 인해 열질식(Thermal choking)현상이 발생한 것으로 판단할 수 있다.

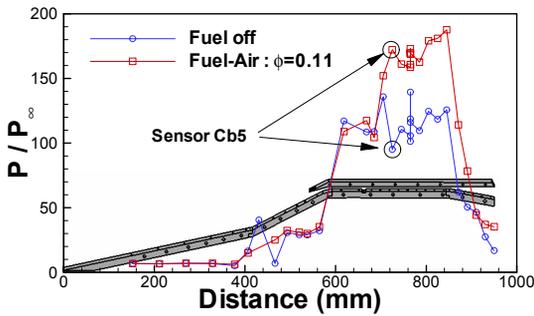


Fig. 4 Static pressure distribution for baseline case

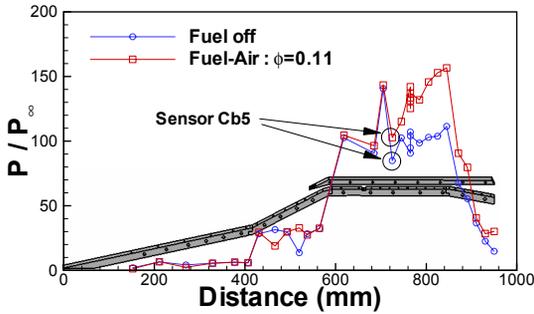


Fig. 5 Static pressure distribution for no cavity case

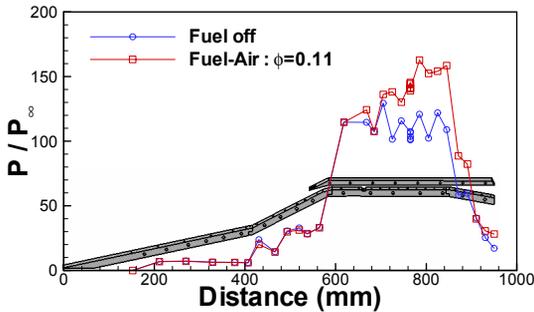


Fig. 6 Static pressure distribution for flat cowl installation

### 3.2 공동(Cavity) 보염기 및 카울형상의 효과

Figure 4, 5 에는 공동이 있는 경우와 없는 경우의 시험결과를 비교하여 도시하였다. 그림에서 살펴볼 수 있듯이, 공동 보염기가 있는 경우에는 앞전에서 약 705mm 위치에서부터 압력상승이 나타나고 있다. 특히 압력센서 Cb5 부근에 있던 압력감소영역이 초음속 연소반응에 의해 오히려 압력상승구간으로 역전되는 현상을 관찰할 수 있다. 그러나 공동 보염기가 없는 경우에는 앞전에서 약 765mm 위치에서부터 압력상승이 나타나고 있으며 압력센서 Cb5 부근에 있던 압력 감소영역도 그대로 나타나고 있다. 따라서 공동보염기가 연소반응을 더 활성화시킨 것으로 판단할 수 있다. 공동보염기는 유동에 섭동을 유발하여 전단층(shear layer) 내부에서의 연료-공기 혼합율을 증가시키고 국부적인 고온영역을 생성시켜 점화원(Ignition source)를 제공한다고 알려져 있다[7].

Figure 6에는 W자형 cowl 대신에 Flat cowl을 적용하였을 때의 시험결과를 나타냈다. 그림에서 확인할 수 있듯이 두 개의 다른 카울을 적용한 경우 모두에서 압력상승 시점은 약 705mm 정도로 거의 비슷하게 나타나고 있으나, 그 압력상승의 기울기는 Flat cowl을 적용하였을 때가 더 낮게 나타나고 있다. 이는 W자형 카울이 유동의 가로방향으로의 압력불균형을 유발하여 연료공기 혼합을 더욱 증진시켰을 것으로 예측할 수 있다.

## 4. 결 론

본 연구를 통하여 호주의 T4 충격파 터널을 이용한 모델스크램제트 엔진의 지상시험을 수행하였다. 분사연료량에 따라 스크램제트 엔진 연소기 내부에서 초음속 연소 및 열질식 현상을 관찰할 수 있었다. 공동보염기를 장착한 경우에는 연소기 내 점화 위치가 상류로 앞당겨졌으며 연소반응도 더 활발한 것으로 나타났다. Flat 카울을 적용하였을 때에는 W자형 카울의 경우보다 압력상승기울기가 낮게 나타나 초음속 연소

반응이 감소한 것으로 추정할 수 있다.

#### 참 고 문 헌

1. T. Kanda, S. Tomioka, S. Ueda and K. Tani, "Design of Sub-Scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," JAXA-RR-06-009E, 2007
2. J. E. Quinn, "ISTAR: PROJECT STATUS AND GROUND TEST ENGINE DESIGN," AIAA Paper 2003-5235, 2003
3. 원수희, 정인석, 최정열, "극초음속 스크램제트 엔진 개발의 개관," 한국추진공학회지 제 9권, 제 1호, 2005, pp. 67-83
4. 강상훈, 이양지, 양수석, "지상시험용 모델 스크램제트 엔진의 설계," 한국추진공학회지 제 11권, 제 5호, 2007, pp. 1-13
5. Odam, J., Scramjet Experiments using Radical Farming, Ph.D. thesis, The University of Queensland, 2004.
6. Portwood, T., Enhancement of Hydrocarbon Supersonic Combustion by Radical Farming and Oxygen Enrichment, Master thesis, The University of Queensland, 2006.
7. Ben-Yaker, A. and Hanson, R. K., "Cavity Flameholders For Ignition and Flame Stabilizaion in Scramjets: Review and Experimental Study", AIAA Paper 1998-3122, 1998