

# 호주 UQ의 T4 Free Piston Shock Tunnel에서의 스크램제트 엔진 성능시험 기법 연구

이양지\* · 강상훈\* · 양수석\*

## Research of the Scramjet Engine Performance Test Technique at T4 Free Piston Shock Tunnel in University of Queensland, Australia

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

### ABSTRACT

Korea Aerospace Research Institute(KARI) made a scramjet engine test contract with the University of Queensland in October 2006. The experiments were conducted at Mach 7.6, Altitude 31.2 km condition in the T4 free piston-driven shock tunnel in June 2007. In this paper, the short introduction and data processing technique of the T4 free piston-driven shock tunnel will be explained.

### 초 록

한국항공우주연구원은 호주 University of Queensland(UQ)와 2006년 10월 스크램제트 엔진 성능시험 계약을 체결하고, 2007년 6월 UQ의 T4 Free Piston shock tunnel에서 마하 7.6, 고도 31.2 km 조건에서 스크램제트 엔진의 지상 성능시험을 수행하였다. 본 논문에는 T4 충격파 터널의 구조 및 데이터 취득 기법에 대하여 정리하였다.

Key Words: Scramjet Engine(스크램제트 엔진), Shock Tunnel(충격파 터널), Shock Speed(충격파 속도), Recoil(반동)

### 1. 서 론

스크램제트 엔진은 마하수 6 이상에서 구동하는 극초음속 추진기관의 일종으로 기존의 재사용이 불가능한 로켓 발사체 추진기관을 대신하

여 재사용이 가능한 TSTO(Two Stage To Orbit) 개념 위성발사체의 1단 비행체 추진기관으로 각광받고 있다. 스크램제트 엔진과 같은 높은 마하수와 고도 조건에서 구동하는 엔진을 시험하기 위해서는 엔진이 구동하는 고압/고온 환경을 모사할 수 있는 설비가 있어야 한다. 그러나 2007년 현재 국내에는 이러한 설비가 갖추어져 있지 않은 실정이다. 따라서 한국항공우주연구원은 호

\* 한국항공우주연구원 첨단추진기관팀  
연락처, E-mail: mars336@kari.re.kr

주 University of Queensland (UQ)와 2006년 10월 스크램제트 엔진 성능시험 계약을 체결하였으며, 2005년부터 2년여에 걸쳐 설계한 스크램제트 엔진을 2007년 6월 UQ의 T4 Free Piston-driven shock tunnel에서 마하 7.6, 고도 31.2 km 조건에서 스크램제트 엔진의 지상 성능시험을 수행하였으며, 초음속 연소가 성공적으로 이루어졌음을 확인하였다. 본 논문은 성능시험이 이루어진 T4 충격파 터널과 충격파 터널 시험의 데이터 취득 및 처리 과정을 소개한다.

## 2. T4 충격파 터널 구조

T4는 1987년에 구축한 Free piston-driven shock tunnel로 구동가스를 피스톤을 이용하여 고압으로 압축하는 형태이다. 최대 마하수 15까지 모사할 수 있는 설비로 터널 구성은 fig. 1과 같다. 압력 저장소(reservoir)는 annular형으로 압축관(compression tube)의 전단 도입부에 장착된다. 피스톤 무게는 약 92kg이며, 압축관의 내경은 29 mm, 길이는 26m이다. 충격파관의 내경은 76 mm, 길이는 10m이다. 충격파관 끝에는 비행 마하수를 모사하기 위한 노즐이 장착되며 시험부는 450mm 정방형으로 상부에 계측용 하드웨어와 연료 공급 설비가 장착되어 있다. 시험부 후방에는 2개의 원통형 덤프 탱크가 있다.[1]

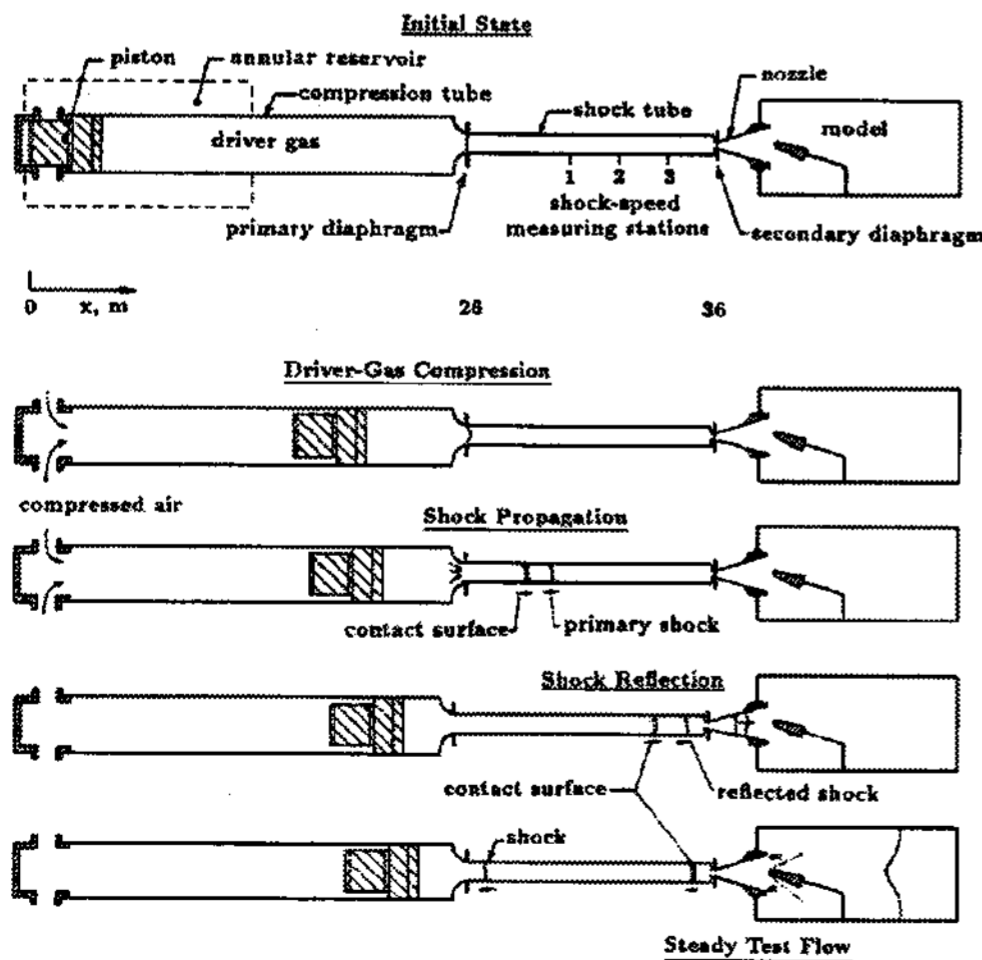


Fig. 1 T4 shock tunnel operation sequence[2]

## 3. 설비의 측정 물성치와 데이터 분석 과정

T4 성능시험에 있어서 관측되는 설비의 물성치로는 노즐 전압력, 충격파 속도, 터널 반동(recoil) 길이가 있다. 이들은 시험이 수행된 고도 조건을 계산하는데 사용된다. 데이터 계측은 short time과 long time을 기준으로 진행하며 short time은 16msec 동안 2μsec 간격으로, long time은 4sec 동안 0.5msec의 간격으로 데이터를 수집한다. 계측의 trigger 신호는 노즐 전압력으로 전압력이 상승하게 됨과 동시에 계측이 시작된다. fig. 2에 short time으로 계측한 노즐 전압력과 long time 노즐 전압력을 나타내었다.[1]

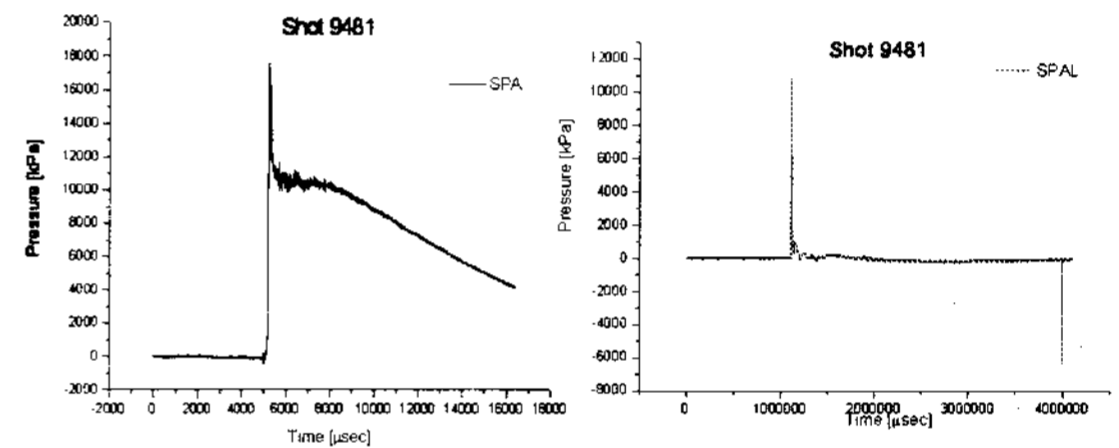


Fig. 2 Nozzle Stagnation Pressure (Left : short time base, Right : long time base)

노즐 전압력은 노즐 목으로부터 상류 100mm 지점에서 두 개의 piezoelectric(압전형) 압력 센서로 측정된다. 센서는 각각을 마주보도록 상부와 하부에 장착되며, 앰프를 거친 후 데이터 저장 unit으로 송신된다. 노즐 전압력은 long time과 short time 베이스로 모두 측정된다. long time 베이스로 측정된 신호는 연료 압력 신호와 recoil 신호와의 비교에 사용되며, short time 베이스는 피토 압력과 정압력 신호와의 비교에 사용된다.[1]

Shock speed(충격파 속도)는 fig.1의 첫 번째 그림과 같이 shock tube(충격파 관)을 따라 일렬로 장착된 3개의 압력 센서를 통하여 측정된다. 3개의 압력 센서 별 측정값을 하나로 결합하고 센서의 압력 상승에 걸리는 시간과 센서와 센서 간의 간격을 바탕으로 충격파 속도를 계산할 수 있다. 충격파는 관을 통하여 전파됨에 따라 약해지기 때문에 하류와 중간부의 센서로 측정된 속

도는 상류와 중간부의 센서로 측정된 속도보다 작다. 그러나 시험부로 유입되기 직전 노즐 목에서 유동이 정체되면서 시험부로 유입될 충격파 속도는 더 감소될 것이다. 따라서 중간과 하류 센서를 기준으로 충격파 속도를 계산한다.[1] fig. 3에 Shock Speed의 계측 값을 나타내었다.

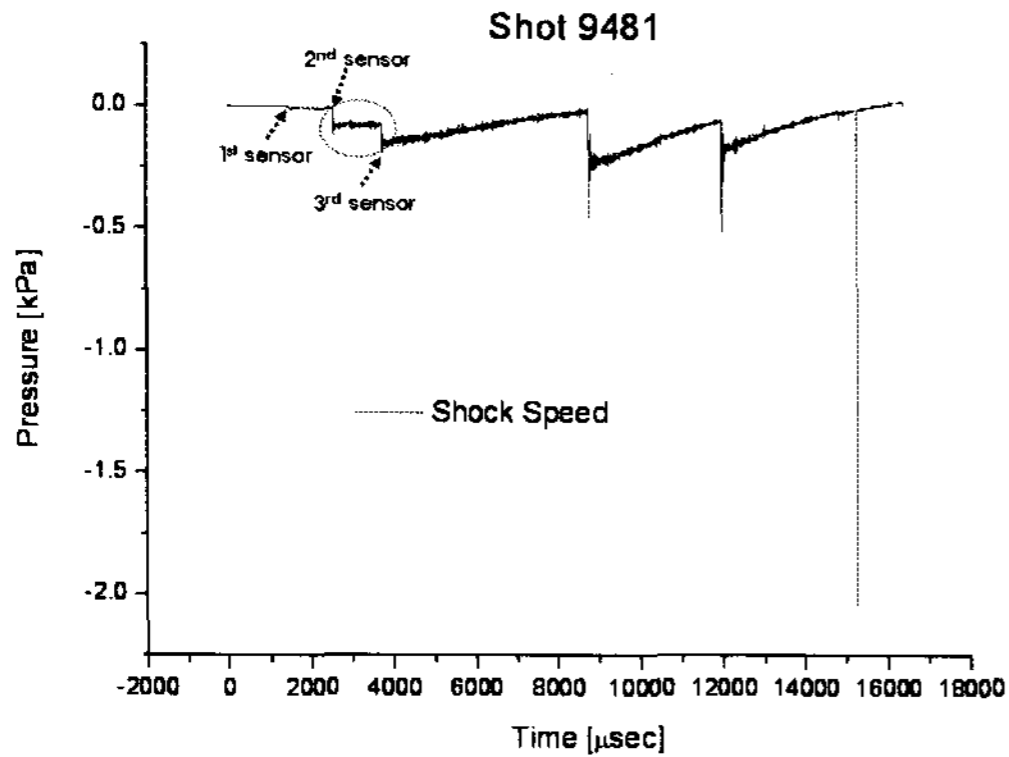


Fig. 3 Measuring data of the shock speed sensor (Shot 9481)

터널 구동시, 터널은 피스톤이 압축관을 따라 이동하면서 반동(recoil)한다. 이 반동은 선형 전압 변위 측정계(LVDT, linear voltage displacement transducer)를 통하여 long time base로 측정된다. 반동 신호는 연료 분사에 있어서 솔레노이드 밸브를 구동하는 트리거 신호이기도 하다. 노즐 전압력 신호를 트리거로 정했을 때와 비교하여 long time base의 분사와 반동 신호는 시험시간 동안 모델 내부의 연료 인젝터를 거쳐 공급되는 연료를 일정시간 공급할 수 있다.

#### 4. 엔진 모델의 측정 물성치와 데이터 분석 과정

##### 4.1 엔진 센서

Fig. 4은 시험부에 장착된 엔진 사진이다. 엔진에 장착되는 센서는 총 3가지로 피토 압력, 연료 압력, 엔진 정압력 측정 센서이다. 엔진 최전방에 노즐과 가장 근접한 부분에는 피토 튜브가 장착되며, 여기서 측정된 신호를 통해 엔진이 노즐 core flow에 장착되어있는지를 파악할 수 있다. 연료 압력을 측정하는 센서는 총 2개로 모델 내부의 연료 plenum에 장착된다. 모델에 장착된

정압력 센서는 총 32개로 흡입구 12개, 연소기 15개, 노즐 5개가 장착된다.

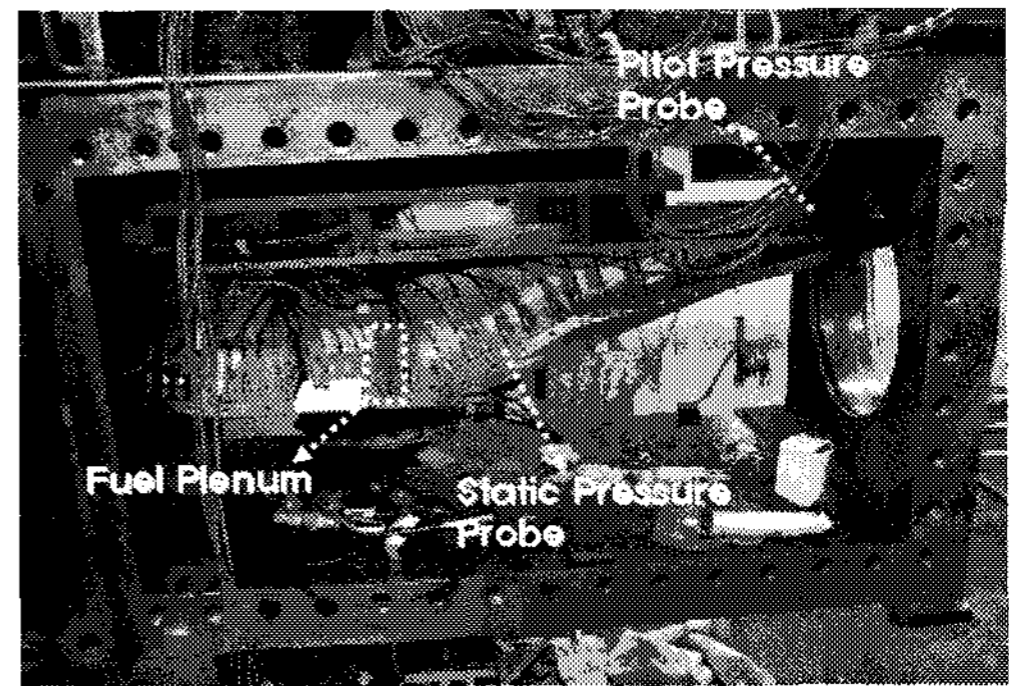


Fig. 4 Test section & Sensor Instrumentation

##### 4.2 시험 조건(고도, 마하수)

시험부로 공급되는 자유류의 조건은 압축관과 충격파관을 구분하는 1차 격막의 두께와 reservoir의 충전압력의 조합을 통하여 조절이 가능하다. 충격파 관 시험은 시험시간이 수 msec로 극히 짧기 때문에 tailored 조건을 구현하여 시험시간을 최대한 연장하고자 한다. 이는 압축관에 충전되는 구동가스의 조성, 충전 압력, 충격파관의 충전 압력 조절을 통하여 구현한다. 시험 조건을 제대로 모사하기 위해 table 1의 3개의 조건으로 예비 shot을 수행한 결과 3번 조건이 가장 clear 한 환경을 모사할 수 있었다.

Table 1 Test Conditions

Test Condition	Diaphragm Thickness [mm]	Reservoir Pressure [MPa]	Driver Pressure [kPa]	Driver Gas Composition	ShockTube Pressure [kPa]
1	2	2.4	52.0	90% Ar, 10% He	115.0
2	2	1.4	27.4	100% Ar	110.0
3	2	1.4	27.4	90% Ar, 10% He	90.0

자유류의 조건은 1차원 화학 평형 코드인 STN으로 계산한다. STN 코드의 입력 값은 다음과 같다.[3]

- shock tube(충격파 관) 압력
- 시험 가스 온도
- 충격파 속도
- 노즐 공급 압력
- 피토 압력과 노즐 공급 압력의 비

Table 2에 이번 시험에서 자유류 조건을 모사하기 위하여 수행한 설비 물성치 조건을 정리하였다.

Table 2 Free stream specification

Test Condition	$H_t$ [MJ/kg]	$P_t$ [MPa]	$P$ [kPa]	$T$ [K]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$u$ [m/s]	$M$
3	3	10.58	0.971	222.08	0.01534	2290.6	7.6

### 4.3 시험 시간

시험시간은 Mylar 격막이 파열 이후, 노즐이 시동하는데 소요되는 시간 및 이후 유동이 시험부 내에서 완전히 정체한 후 시작한다. fig. 5에 9483 shot에서 측정된 신호의 시험시간의 예를 나타내었다.

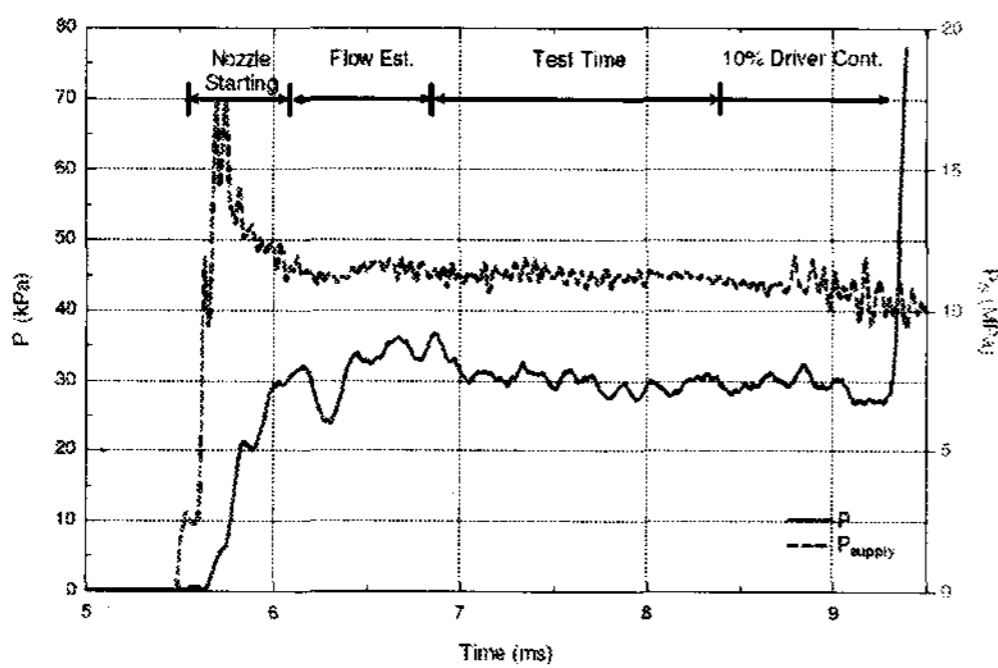


Fig. 5 Typical measured test time for nozzle-supply and static pressure(lb11) traces.

시험시작 시간은 시험부 유동의 안정화가 완료된 시점으로부터 시작되며, 시험부에 장착된 모델 시작점으로부터 센서가 장착된 거리의 2.0~3.3배를 노즐에서 공급된 유동이 지나가는 데 소요되는 시간 이후를 기준으로 한다.[4] 본 시험에서는 엔진 시작점에서 센서 장착 위치까지 거리의 3배를 유속의 0.95배 속력으로 통과한 후를 시험시간으로 간주하였다. 여기서 유속의 0.95배는 노즐을 통과한 유동이 모델에 도달할 때 감속될 것을 고려한 값이다. 수식 (1)에 시험 시작시간 계산식을 정리하였다. 식으로부터 시험시간은 센서의 위치에 따라 달라지며, 시작점으로부터 센서의 위치가 뒤에 있을수록 짧아진다는 것을 알 수 있다.

$$t = \frac{3d_{trans}}{u_{\infty} \times 0.95} \quad (1)$$

시험 종료 시점은 시험부가 구동가스에 의하여 오염되는 시점이 기준이 된다. 3MJ/kg의 저엔탈피 시험일 경우 3ms 이후에는 시험부로 구동가스가 유입된다. 따라서 3msec 내에서 피토압력의 평균값을 취하고 이 값에서 수렴값이 10% 이하로 떨어지기 시작하는 점을 시험 종료 시각으로 간주한다.[5]

## 5. 결 론

본 논문에는 T4 충격파 터널의 구조에 대하여 간략하게 설명하였으며, 시험된 고도 조건을 계산하기 위하여 필요한 설비의 물성치 및 성능시험 시간 계산과정에 대하여 정리하였다.

## 참 고 문 헌

1. Judy Odam, "Scramjet Experiments using Radical Farming", Ph.D. thesis, The University of Queensland, 2004.
2. Jacobs, P. A., "Quasi-One Dimensional Modeling of a Free-Piston Shock Tunnel," AIAA Journal, Vol. 32, No.1, 1994, pp.137-145
3. Krek, R. M. and Jacobs, P.A., "STN: Shock tube and nozzle calculations for equilibrium air," Department of Mechanical Engineering Report 2, The University of Queensland, Feb. 1993.
4. East, R. A. et al. "Measurements of heat transfer to a flat plate in a dissociated high-enthalpy laminar air flow," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 97, No. 4, 1980, pp.673-699
5. Skinner, K. A., "Mass Spectrometry in Shock Tunnel Experiments of Hypersonic Combustion," Ph.D. Thesis, The University of Queensland, 1994.