

## 마하 5 스크램젯 엔진의 내부 유동 공력 시험

양인영\* · 이양지\* · 김영문\* · 이경재\* · 강상훈\*\* · 양수석\*

### Internal Flow Aerodynamic Test of a Mach 5 Scramjet Engine

Inyoung Yang\* · Yang-ji Lee\* · Young-moon Kim\* · Kyung-jae Lee\* · Sang-hoon Kang\*\* · Soo-seok Yang\*

#### ABSTRACT

An internal flow aerodynamic test was performed for a Mach 5 scramjet engine. The test was done without fuel injection, as a preliminary test for the combustion test. Test engine is an engineering model with intake cross-section of 70mm × 200mm and total length of 1.7m. Test facility is a blowdown-type, high enthalpy, hypersonic facility. 19 pressures were measured through the holes on the model surface along the engine internal flow passage. It was found that the facility start is possible, and also supersonic flow is maintained inside the engine.

#### 초 록

마하 5 스크램젯 엔진에 대하여 연소 시험에 대한 예비 시험 성격으로서 연료 분사 없이 내부 유동 공력 시험을 수행하였다. 엔진은 흡입구 크기 70mm × 200mm, 전체 길이 1.7m의 시험용 모델을 대상으로 하였다. 설비는 한국항공우주연구원이 자체 설계·개발하여 보유한 불어내기식 극초음속 시험 설비를 사용하였다. 측정은 엔진 내부 유로를 따라 19개 지점에서 압력을 측정하였다. 시험 결과 본 엔진 모델을 사용하여 설비 시동이 가능하였으며 엔진 내부는 초음속 유동이 유지됨을 확인하였다.

Key Words: Scramjet(스크램젯), High Enthalpy Wind Tunnel(고 엔탈피 풍동), Storage Air Heater (축열식 가열기), Ejector Exhaust System(이젝터 배기시스템)

#### 1. 서 론

한국항공우주연구원은 마하 6~7의 스크램젯 엔진과 더불어 마하 5 스크램젯 엔진의 기술 입증을 위한 시험 모델 개발을 수행하고 있다. 또

한 지난 2000년부터 고성능 추진기관 성능시험 설비의 설계 및 개발에 착수하여 2002년 주요 요소 설비 구축을 시작하였고 2009년 6월 전체 시험설비를 완공하여 스크램젯 엔진 시험 설비(SeTF)로 명명하였다[1]. 이를 이용하여 스크램젯 엔진의 흡입구 성능 시험을 성공적으로 수행하였다[2].

본 논문에서는 현재 개발 중인 마하 5 엔진에

\* 한국항공우주연구원 항공추진기관팀

\*\* 한국항공우주연구원 미라로켓추진팀

† 교신저자, E-mail: iyyang@kari.re.kr

대하여 SeTF를 사용하여 내부 유동 공력 시험을 수행한 내용을 다룬다. 이 시험은 앞으로 수행할 연소 시험에 대한 예비 시험 성격으로서 연소 시험 모델에 대하여 실 비행 조건에서 점화나 연료 분사 없이 내부 유동에 대해 공력 시험을 수행한 것이다.

## 2. 스크램젯 엔진 시험 설비

SeTF는 고압공기 공급원 및 압력 조정부, 축열식 가열 시스템(SAH : Storage Air Heater), 공기 혼합시스템, 엔진 시험부, 이젝터(Ejector) 배기 시스템, 기타 부대 시설(연료공급시스템, 제어 및 데이터 처리장치)로 구성된다. 공기를 미리 32 MPa의 고압으로 압축 탱크에 저장하고 SAH를 고온으로 가열한 후 고압 공기를 SAH에 통과시켜 고온·고압의 유동을 조성하여 노즐을 통해 가속시켜 시험부로 흘려주는 방식이다. 또한 고압 공기 중 일부를 사용하여 이젝터를 구동, 시험부에 공급되는 공기를 배기하는 데 사용한다. 시험부는 자유제트 형식(Freejet type)으로 되어 있으며 직접 연결식(Direct-connected type) 시험도 가능하다.

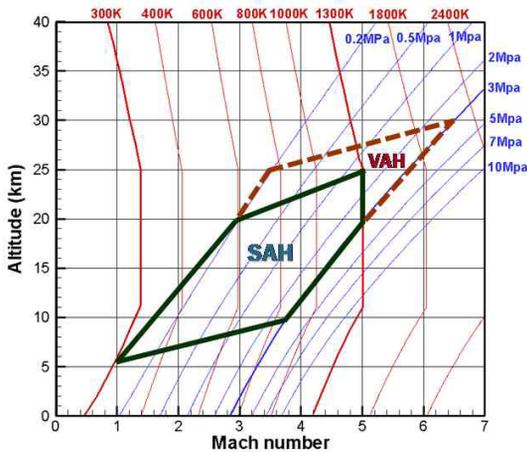


Fig. 1 Operation envelope of SeTF

Figure 1은 SeTF의 시험 영역을 나타낸 것으

로 세로로 그어진 등온선도 및 사선으로 표시된 등압선도는 각 고도 및 마하 수에서 모사해야 하는 전온도, 전압력 선을 나타낸다. 현재 SeTF는 SAH만 구성되어 있으므로 그림에서 실선으로 표시된 영역을 모사할 수 있다. 이번 시험에서는 마하 5 노즐을 사용하였으며 노즐 출구 면적은 335 × 136 mm이다.

## 3. 마하 5 스크램젯 엔진

시험 대상 엔진의 설계점은 비행 속도 마하 5, 비행 고도 21 km이다. 시험용 엔진 모델은 흡입구-격리부(isolator)-연소기로 구성하였으며 추력 노즐은 포함시키지 않았다. 형상은 Fig. 2와 같고 전체 길이는 1,700 mm이다.



Fig. 2 External layout of Mach 5 scramjet engine

흡입구는 2단 압축면과 2단 카울(cowl)면으로 구성되어 있고 유로 단면적은 폭 70 mm, 높이 200 mm이다. 설계점에서 흡입 공기 유량은 1.2 kg/s이다. 흡입구 출구에서의 마하 수는 1.6, 격리부 출구에서의 마하 수는 1.5로 설계하였다.

연소기는 공동형 보염기(cavity flameholder)와 등단면적 부분, 그에 이어진 확장 부분으로 구성된다. 등단면적 부분의 유로 단면적은 폭 70 mm, 높이 24 mm이다. 또한 연소기에는 연료 분사 노즐과 점화기가 장착된다. 그러나 이번 시험에서는 연료 분사나 점화기를 쓰지 않는 공력 시험만 수행하였다.

## 4. 시험 결과

이번 시험에서는 설비 노즐 유량 4.5 kg/s, 노즐 전압력 1.55 MPa, 노즐 전온도 최고 680 °C, 이젝터 유량 75 kg/s, 시험부 압력 10 kPa의 조건으로 시험을 수행하였다.

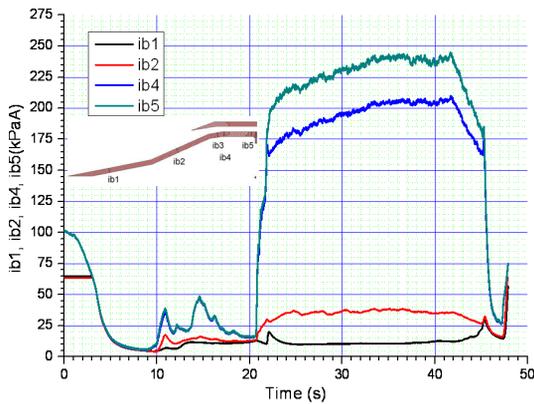
엔진 내에는 유동 방향으로 25개의 hole을 가공하여 벽압력(wall static pressure)을 측정할 수 있도록 하였다. 본 시험에서는 이 중 19개의 압력을 측정하였고(위치는 Fig. 3 및 Fig. 4 내 엔진 레이아웃 참조) 그 중 3개는 시험 중 압력 튜브가 파손되어 해석에서 배제하였다. 압력은 채널 당 10 kHz로 측정하였다.

Figure 3은 공력 시험 결과 시간에 따른 엔진 내 각 위치에서의 벽압력 변화를 나타낸 것이다. 그림 상 0초 근방에서 설비를 구동하기 시작하

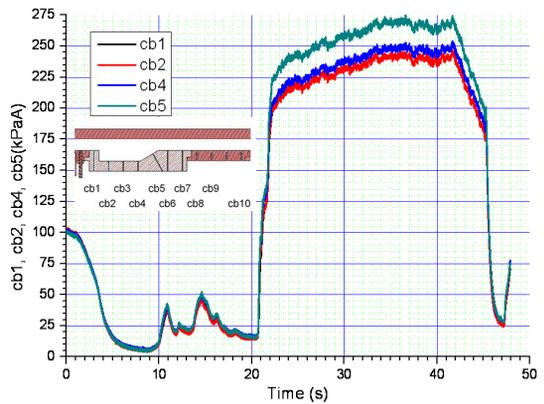
여 셀 내부 압력이 강하하고 설비 노즐에 공기가 공급되는 절차가 진행된 후 23초 경부터 본격적인 시험 조건이 조성되기 시작한다. 이후 공기 공급 압력이 충분히 증가하는 데에 시간이 소요되어 34초 경부터 안정된 조건에 도달하고 이후 8초간 유지된다. 이 때 설비 노즐 정압력은 3.3 kPaA로서 고도 23 km에 해당한다. 이후 공기 공급 압력 저하, 셀 압력 상승이 진행되어 시험이 종료된다.

Table 1은 안정된 구간인 35초에서 40초까지의 데이터의 평균값이며 Fig. 4는 이를 위치에 따른 그래프로 그린 것이다. 이러한 시험 결과로부터 다음과 같은 사항을 확인할 수 있다.

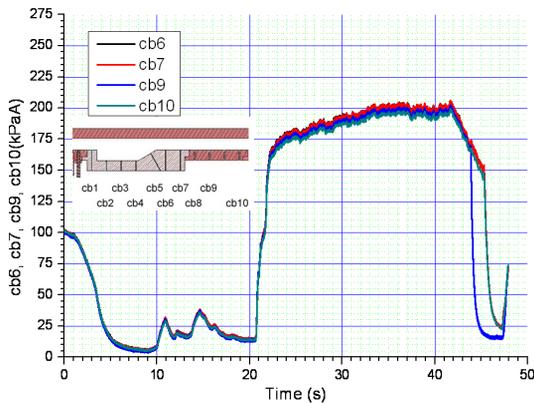
(1) 1차 및 2차 경사 충격과 후단의 벽압력



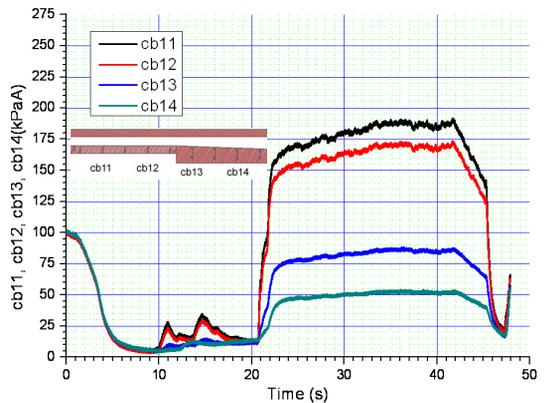
(a) Inlet and isolator



(b) Cavity (cb1 is overlapped with cb2 in the figure.)



(c) Straight combustor



(d) Straight and diverging combustor

Fig. 3 Time history of all measured wall pressure data

(Table 1에서 ib1, ib2)을  $\theta-\beta-M$  관계식[3]으로 계산한 값은 11.2 kPa, 34.9 kPa로서 측정값과 대체로 일치하였다.

(2) 격리부 입구(ib4)에 비하여 120 mm 떨어진 출구(ib5)에서 압력이 35 kPa 상승하는데 이것은 격리부에서의 마찰에 의한 압력 상승과 더불어 격리부에서 생성되는 oblique shock train에 의한 압력 상승이 더해진 결과이다[4].

(3) 공동 직전(cb1)과 공동 내(cb2~cb5)의 압력 분포는 Ben-Yakar 등[5]의 기술에서 볼 수 있듯이 대체로 일정하다가 경사면에서 증가한다.

(4) 공동 직후(cb6)는 공동 직전(cb1)과 비교하여 약 40 kPa 낮다. 또한 등단면적 구간(cb6~cb12)에서는 전반적으로 유동 방향을 따라 압력이 낮아진다.

Table 1. Time-averaged pressure data

Name	Average [kPaA]	Name	Average [kPaA]
ib1	11.2	cb6	200.4
ib2	36.9	cb7	200.2
ib3	-	cb8	-
ib4	205.0	cb9	196.5
ib5	239.5	cb10	194.3
cb1	240.3	cb11	186.8
cb2	240.2	cb12	169.3
cb3	-	cb13	85.7
cb4	247.1	cb14	52.2
cb5	267.2		

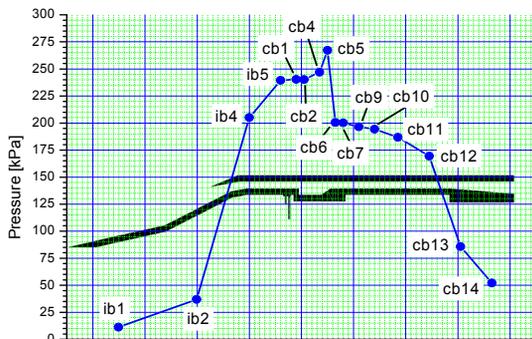


Fig. 4 Time-averaged pressure data

(5) 연소기 확장부(cb13, cb14)에서는 유동 방

향을 따라 압력이 낮아지는데 이것은 이 영역에서 초음속 유동임을 의미한다.

## 5. 결론

공력 시험 결과 마하 5 스크램젯 엔진 연소 시험 모델을 사용하였을 때 SeTF를 시동할 수 있음을 확인하였다. 또한 설비 시동이 되었을 때 연소기 내에서 초음속 유동이 형성됨을 확인하였다.

또한 측정된 16개의 벽압력 데이터를 통하여 격리부에서의 압력 상승, 공동 전후에서의 압력 감소, 연소기 등단면적 부분에서의 압력 감소, 연소기 확장 부분에서의 압력 감소 등을 정량적으로 평가할 수 있었다. 향후 연소 시험을 수행하면 연소 시 압력 데이터와 본 공력 시험 시의 압력 데이터를 비교함으로써 연소 유지 여부, 초음속 유동 유지 여부를 판단하고 연소의 강도를 정량화할 수 있을 것으로 판단된다.

## 참고 문헌

1. 황인희 외, “비행체 핵심시험장비 구축사업 산업기술기반조성에 관한 보고서(최종 보고서)”, 2009
2. 강상훈, 이양지, 양수석, “축열식 가열기형 풍동을 이용한 스크램젯 엔진 흡입구 실험 연구”, 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회 논문집, 2010, pp.463-466
3. John D. Anderson, “Modern Compressible Flow”, 3rd ed., McGraw-Hill, 2003, p.136
4. F. S. Billig, “Research on Supersonic Combustion”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 4, 1993, pp.499-514
5. Adela Ben-Yakar and Ronald K. Hanson, “Cavity Flame-Holders for Ignition and Flame Stabilization in Scramjets: An Overview”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 4, 2001, pp.869-877