

研究論文

모델 스크램제트 엔진의 성능개선 및 지상시험

강상훈* · 이양지* · 양수석**

Improvements of Model Scramjet Engine Performance and Ground Test

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

ABSTRACT

Scramjet engine is one of the core parts of hypersonic vehicle of next generation and being investigated by many countries. Korea Aerospace Research Institute performed a ground test of the model scramjet engine S1 in 2007. And, S2 model which is improved from S1 model in engine startability and thrust was tested with HIEST (High Enthalpy Shock Tunnel) at Kakuda Space Center of JAXA. Design condition of S2 model was Mach 6.7, however, it was tested at Mach 7.7 as an off-design condition test. As a test result, flow separation was found at the inside of the intake, but the engine showed stable combustion pressure distribution. Furthermore, compared to other test models, S2 model showed a good performance value in thrust and specific impulse.

초 록

스크램제트 엔진은 현재 차세대 추진기관의 핵심구성품으로 주목받고 있으며, 현재 미국, 프랑스, 일본, 중국, 인도 등 전세계적으로 활발한 연구가 진행되고 있다. 항공우주연구원은 2007년 모델스크램제트 엔진 S1의 지상시험에 이어, 성능을 개선한 S2 모델의 지상시험을 2009년 4월 수행하였다. 엔진시험 모델은 설계마하수 6.7의 조건으로 제작되어 Off-design condition인 마하 7.7의 조건에서 지상시험이 수행되었다. 시험결과에서 본 시험모델은 흡입구 카울 안쪽의 충격파 증첩으로 인하여 유동의 박리현상이 발생하였으며, 이로 인하여 엔진 내부의 압력진동이 관찰되었다. 그러나, 연소기 내부에서 초음속 연소는 안정적으로 발생하였으며, 엔진의 격리부는 엔진 내 압력섭동이 흡입구로 전파되는 것을 차단하여 엔진불시동을 방지하는 것으로 나타났다. 또한 항우연의 S2 모델은 다른 시험모델과의 성능비교에서 추력 및 비추력 성능이 우수한 것으로 나타났다.

Key Words: Scramjet engine(스크램제트 엔진), Supersonic combustion(초음속 연소), Shock Tunnel(충격파 터널), Engine startability(엔진 시동성능)

접수일 2009. 12. 5, 수정완료일 2010. 3. 23, 게재확정일 2010. 3. 29

* 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀

** 종신회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀

† 교신저자, E-mail: aeroksh@kari.re.kr

1. 서 론

공기흡입식 추진기관으로 극초음속영역을 비행할 수 있으면서, 재사용이 가능한 스크램제트 엔진은 고가의 위성발사 비용을 현재의 약 1/10 ~ 1/100 수준으로 절감할 수 있는 재사용발사체의 유력한 핵심구성품으로 평가받고 있다. 또한 스크램제트 엔진은 극초음속 항공기엔진 및 극초음속 유도무기에 적용이 가능할 것으로 기대되므로 가장 유망한 차세대 추진기관이라 할 수 있다 [1].

이미 1950년대부터 시작된 스크램제트 엔진 연구는 한때 기술적인 한계에 부딪쳐 전세계적으로도 많은 연구 프로그램들이 종료된 바 있으며, 몇 년전까지만 해도 실질적인 스크램제트 엔진을 구현할 수 있는 기술은 앞으로도 약 20~30년 이후에나 확립이 될 것이라는 비관적인 전망들이 지배적이었다. 그러나 2002년 호주 및 6개국 연구팀 연합의 HyShot II 비행시험성공을 시작으로 연이은 HyShot 시리즈의 성공과 2004년 미국 NASA가 개발한 X-43A의 마하 9.8 비행시험성공으로 많은 사람들이 스크램제트 엔진의 가능성에 주목하기 시작했으며, 이후 전세계적으로 활발한 연구가 진행되고 있다[2,3]. 미국은 오는 12월 탄화수소계 연료를 적용한 마하 6.5급 스크램제트 엔진 X-51A의 비행시험을 앞두고 있으며, 프랑스는 2011년부터 2013년까지 4차례의 비행시험이 포함된 LEA 비행시험 프로그램을 순조롭게 진행하고 있다 [4,5]. 일본은 수소연료를 이용한 마하 8급의 스크램제트 엔진의 지상시험에서 순추력(Positive net thrust)을 확인한 이후, 이젝터제트, 램제트, 스크램제트 및 로켓의 복합사이클 엔진 RBCC (Rocket Based Combined Cycle Engine)관련 연구에 매진하고 있다 [6,7]. 뿐만 아니라, 중국과 인도 역시 후발주자로서 공기흡입식 극초음속 엔진 시험설비를 갖추고 스크램제트 엔진의 지상시험을 진행하고 있는 실정이다 [8,9].

이러한 연구동향에 맞춰 한국항공우주연구원은 2005년부터 현재까지 스크램제트 엔진에 대한 핵심기술연구를 진행해오고 있으며, 2009년 4월, 일본 JAXA의 충격파 터널 HIEST(High

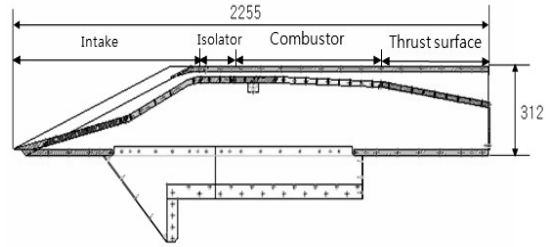


Fig. 1 Scramjet engine test model drawing

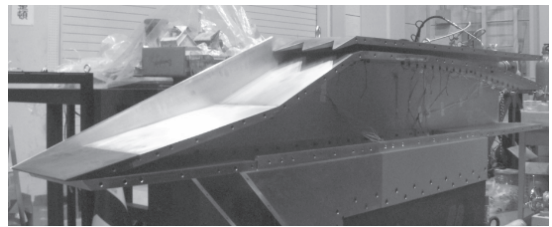


Fig. 2 Scramjet engine test model assembly

Enthalpy Shock Tunnel)를 이용한 시험에서 순추력을 갖는 스크램제트 엔진의 지상시험에 성공하였다.

본 논문에서는 지난 4월에 이루어진 모델스크램제트 엔진의 지상시험결과에 대해서 정리하였다.

2. 실험장치 구성

2.1 엔진 시험모델

2007년 본 연구팀은 모델 스크램제트 엔진을 독자적으로 설계하고 호주 UQ(University of Queensland)가 보유하고 있는 T4 shock tunnel을 이용한 엔진지상시험을 수행하였다. 비행마하 수 7.6, 고도 31km조건인 지상시험에서 본 연구팀은 추정연소효율 83%의 초음속 연소구현에 성공하였다. 편의상 본 연구팀이 당시 UQ에서 시험했던 모델을 S1이라 칭하고, 본 연구에서 적용한 시험모델을 S2라 하여 구분하기로 한다.

S1 모델은 본 연구팀의 초기모델로서, W자 형상의 카울 및 Cavity flame holder의 작용으로

연료당량비 0.1~0.2 조건에서 활발한 초음속연소 현상을 보였다. 그러나 연료당량비 0.4 조건에서 나타난 Thermal choking 및 Buzz 현상은 개선되어야 할 사항으로 파악되었다. 또한 초음속연소에 유리한 조건을 조성하기 위해 흡입유동을 마하 2.0까지 감속시킨 것은 초음속연소에는 도움을 주었으나, 엔진의 항력을 증대시키는 결과로 나타났다 [10-13]. 따라서 S2모델에서는 S1모델에서의 활발한 초음속 연소결과를 토대로 연소기 입구 연소조건을 완화하고 엔진불시동을 최대한 방지하며, 더불어 추력발생을 극대화할 수 있도록 설계하였으며, 구체적인 설계 변경 내용 및 배경은 다음과 같다.

S2모델의 설계조건은 비행마하수, 6.7, 고도 30km로 설정하였다. 초음속 흡입구는 2단 압축 램프와 카울에 의해 4개의 충격파로 압축된다. 이때 카울은 흡입구 시동성향상 및 연소기 내 연료-공기 혼합율을 높이기 위해 W자 형태를 적용하였다. S1모델의 문제점을 개선하기 위해서, 연소기 입구마하수는 기존의 2.0에서 2.5로 높게 조정하였다. 연소기 입구마하수를 높이면 빠른 유속때문에 화염을 생성, 유지시키기에 불리하지만, Thermal choking 한계연료마진이 높아지는 장점이 있다. 또한 Buzz 현상방지를 위해서는 Billig이 제안한 바와 같이 격리부(Isolator)를 배치하였다 [14]. 격리부는 면적변화가 없는 단순 채널로서 연소기 내 연소압이 높아지더라도 Precombustion shockwave system을 넓게 분포시켜 흡입구 불시동을 방지하는 효과를 보인다. 연소기는 기존의 일정단면적연소기를 개선하여 일정단면적구간과 확장구간으로 나누어 배치하였다. 연소기 확장부는 연소조건이 좋지않은 경우 소멸현상(Flame quenching)을 유발할 수 있지만, 연소조건이 양호한 경우에는 Thermal choking을 방지해주고 추가적인 추력을 발생시키는 효과가 있다. 연소기 내부에는 45도 방향으로 수소연료를 분사하는 Sonic injector 9개 및 Cavity flame holder를 장착하였다. 엔진시험모델에는 Kulite Pressure Transducer (XCL-100-100A) 32개를 장착하여 흡입구 및 연

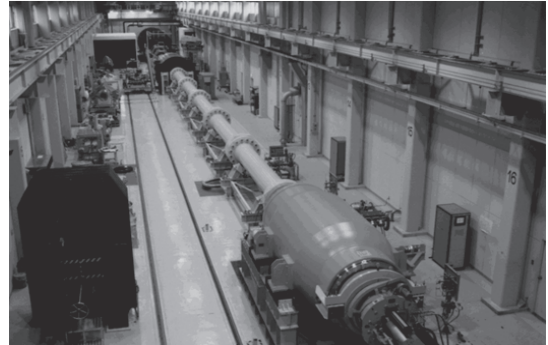


Fig. 3 HIEST (High Enthalpy Shock Tunnel)

Table 1. Specification of HIEST

Description	Quantity
Piston Mass	220 ~ 780 kg
Compression Tube	600 mm ID × 42 m long
Shock Tube	180 mm ID × 17 m long
T_{0_Max}	10000 K
P_{0_Max}	150 MPa

소기 내부의 압력분포를 측정하였다. 연료 인젝터로의 연료공급은 연료 Plenum chamber를 이용하여 모든 인젝터에서의 연료공급압이 동일하게 이루어지도록 구성하였다.

2.2 HIEST 충격파 터널

본 시험은 일본의 JAXA가 보유하고 있는 충격파터널인 HIEST (High Enthalpy Shock Tunnel)를 이용하여 이루어졌다. Fig. 3에는 HIEST 본체의 사진을 도시하였다. HIEST는 총 길이 약 80 m, 무게 약 300 ton, Test nozzle 출구직경 120cm로 세계 최대규모이다. HIEST의 자세한 사양은 Table 1에 나타난 바와 같다 [15].

2.3 연료 공급시스템

본 시험모델은 수소연료를 사용하며 연소기 내부 공동 전단에서 9개의 Sonic injector를 통하여 분사된다. 충격파 터널을 이용한 시험은 설비 특성상 3~4ms의 짧은 시간 내에 시험이 종료되

기 때문에 이 시간동안 정량의 연료를 시험조건에 맞게 분사해주어야 한다. 본 시험에서는 이를 위해 Fig. 4와 같이 Fast acting valve module을 사용하였다. Fast acting valve module은 2개의 Solenoid valve와 2개의 공압식 Ball valve로 이뤄져 있는데, 2개의 Solenoid valve는 제어기의 신호를 받아 각각 2개의 공압식 Ball valve에 작동유체를 공급한다.

연료가 차단되어 있는 상태에서는 1번 밸브는 닫힘, 2번밸브는 열림상태로 대기하고 있다가 제어기로부터 열림명령을 받으면 1번 밸브를 열어 연료를 흘려보내고, 제어기가 닫힘명령을 내리면 2번 밸브를 닫아 연료를 차단한다. 이렇게 2개의 밸브가 각각 연료 공급과 차단을 담당하여 단일

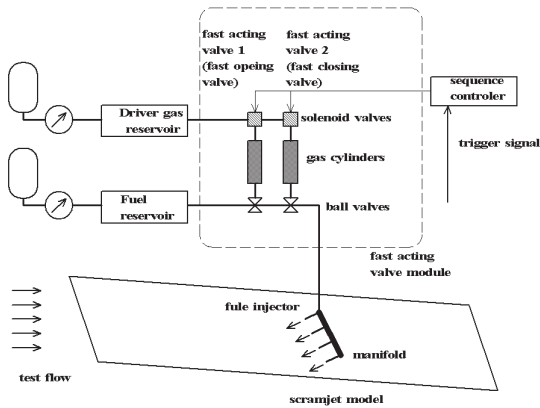


Fig. 4 Schematics of the fast acting valve module

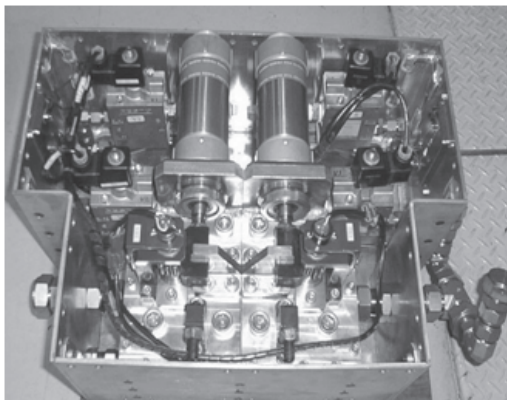


Fig. 5 Fast acting valve module

밸브보다 빠른 개폐시간을 갖게된다. 또한 연료 공급라인은 Coiled Ludwig tube 형태를 갖추고 있어 연료가 분사되는 동안에도 일정한 압력으로 유지된다.

24 연료 유량 및 압력 테스트

본 연구에서는 3가지 형태의 연료인젝터를 사용하였으며, 각 인젝터는 동일한 직경을 갖는 9개의 Sonic Injector를 적용하였다. Sonic Injector는 Injection hole의 가공상태에 따라 연료량 및

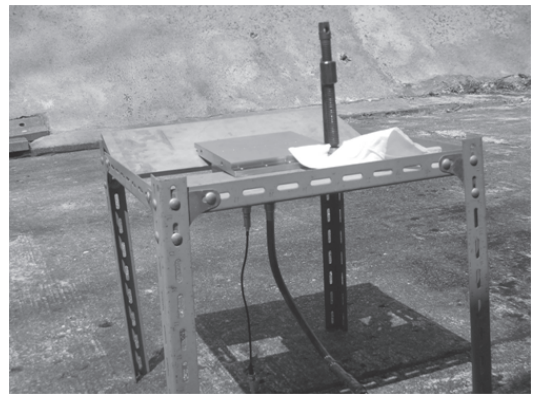


Fig. 6 Performance tests of the fuel injectors

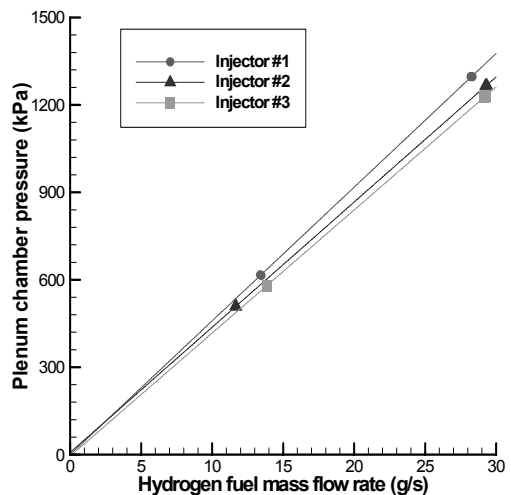


Fig. 7 Correlation of the fuel mass flow rate and the plenum chamber pressure

연료분사압력의 편차가 있을 수 있으므로, Fig. 6과 같이 유량 및 압력측정 시험을 통하여 인젝터의 특성을 파악하였다. 이때 유량은 Orifice를 이용한 차압식 유량계를 사용하였다. Fig. 7에는 3가지 연료인젝터에 대해서 Plenum chamber 압력에 따른 연료유량 측정값을 나타냈다. 그림에서 확인할 수 있듯이 모든 인젝터에서 Plenum chamber 압력과 연료유량이 선형적으로 비례하는 경향은 동일하지만, Injection hole의 가공오차로 인해 Injector간 특성에 차이가 있음을 알 수 있다.

3. 실험 결과

본 시험에서는 설계마하수 6.7의 시험모델이 마하수 7.7조건에서 어떠한 성능을 보이는지 확인하는 Off-design 성능시험으로 진행되었다. 모든 시험에서 비행마하수는 7.7, 고도 30km로 고정하였으며 연료인젝터형상 및 당량비변화영향을 고찰하였다.

3.1 유동의 박리현상

앞서 설명한 바와 같이 본 시험모델은 비행마하수 6.7조건으로 설계되었으나, 시험조건은 마하수 7.7에서 수행되었다. 따라서 흡입구 카울 안쪽에서의 충격파 중첩으로 인해 유동박리현상이 예측되었다. Fig. 8과 9에는 On design 조건과 현재 시험조건에서의 충격파 배치를 이론적으로 예측한 결과를 도시하였다. 그림에서 확인할 수 있듯이, 마하 7.7 조건에서는 흡입구 ramp의 전단부 및 꺾임점에서 발생한 충격파가 카울 전단에서 중첩되어 카울 안쪽에서 충돌하고 있는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 10과 11에는 본 연구팀이 2007년 호주에서 지상시험을 수행한 스크램제트 엔진 시험모델 S1의 Side wall과 본 시험모델 S2의 Side wall을 각각 비교하여 나타냈다. Shock tunnel의 compression tube에는 우레탄 재질로 쌓인 피스톤이 있어 압축가스를 압축한다. 이 과정에서 고

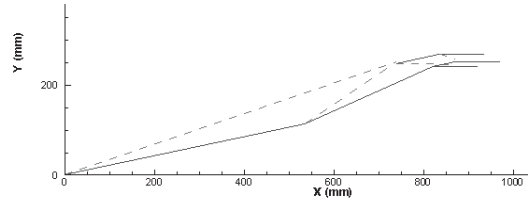


Fig. 8 Theoretical Prediction of shock waves configuration (M6.7)

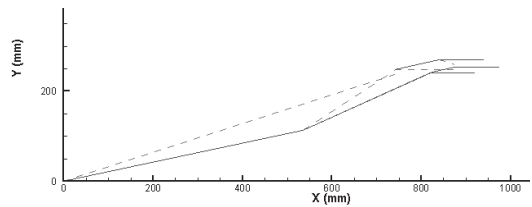


Fig. 9 Theoretical Prediction of shock waves configuration (M7.7)

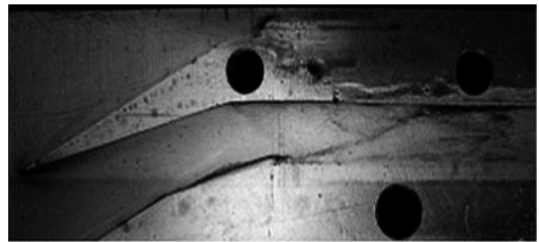


Fig. 10 The sidewall of the scramjet engine test model S1

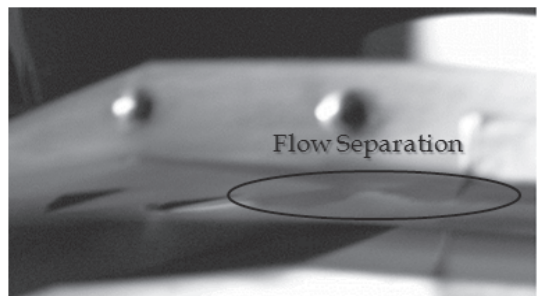


Fig. 11 The sidewall of the scramjet engine test model S2

온 고압에 노출되어 분해된 우레탄고무산화물은 유동과 함께 엔진 시험부로 유입되는데, 이때 유

동 패턴에 따라 시험모델에 유동의 흔적이 남게 된다. Fig. 10, 11을 살펴보면 모델의 Side wall에 이러한 우레탄산화물에 의한 충격과 및 박리 영역의 흔적을 확인할 수 있다. 단, 이러한 유동의 흔적은 반복된 시험에 의해 산화물이 적층되어 나타난 결과이므로 모든 시험결과에서 유효한 유동가시화의 결과물로 볼 수는 없으며, 전체 시험결과에서 수차례 반복된 유동현상을 추측하는 정도로 활용하여야 한다. 사진을 살펴보면 호주에서 수행한 S1 모델의 경우, 카울의 팁부분과 꺾임점 부분에서 발생한 충격파가 연소기 하단부에서 반사되는 모습을 확인할 수 있으며, 유동의 박리현상은 발생하지 않았음을 알 수 있다. 그러나 본 시험에서 적용한 S2 모델은 중첩충격파의 충돌이 있었을 것으로 예측되는 지점 후단에서 유동박리현상이 발생하여 검게 나타나고 있음을 알 수 있다. 이러한 박리현상은 시간에 따라 변화하는 압력섭동을 유발하여 연소기 내의 연소현상에도 영향을 준 것으로 드러났다. 이에 대해서는 3.2절에 더 자세히 서술하였다.

3.2 초음속 연소현상

Off-design 시험조건으로 인하여 흡입구 안쪽에서 발생한 유동박리현상은 엔진 내부의 압력 진동을 유발하였다. Fig. 12에는 연료당량비 0.4 조건에 대해서 설비노즐 시동 후 2.0ms 및 3.5ms 뒤의 엔진내부 압력분포를 나타냈다. 그림에서 확인할 수 있듯이 $t = 2.0\text{ms}$ 에서는 연소로 인한 압력상승 및 유동팽창으로 인한 압력저하 패턴이 명확하게 나타나고 있으나, $t = 3.5\text{ms}$ 에서는 격리부(isolator)구간에서 급격한 압력상승 및 하강이 관찰되어 유동박리영역으로 인한 충격파 및 팽창파의 영향이 나타나고 있음을 알 수 있다. 이러한 압력변화는 시험시작 직후 연료분사구 상류에서 바로 발생하는 것으로, 연소반응안정화 후 하류에서 상류로 압력상승이 전파되는 열질식현상과는 구별된다. 이러한 압력진동현상에도 불구하고, 연소기 확장구간에서의 압력분포는 일정하게 유지되고 있어 초음속연소가 안정적으로 진행되고 있는 것을 알 수 있다. Fig. 13

에는 당량비 변화에 따른 엔진 내부 압력분포의 변화를 나타냈다. 이때 데이터는 유동박리영역이 확장되기 이전인 $t = 2.0\text{ms}$ 시점에서의 데이터이다. 그림을 살펴보면, 연료당량비를 증가시키에 따라 엔진 내부 압력이 상승하여 더 높은 추력을 발생시키고 있음을 확인할 수 있다.

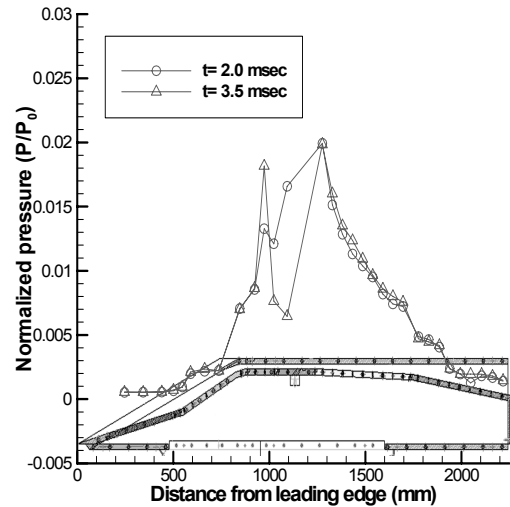


Fig. 12 Pressure distribution inside the test model ($\Phi=0.4$)

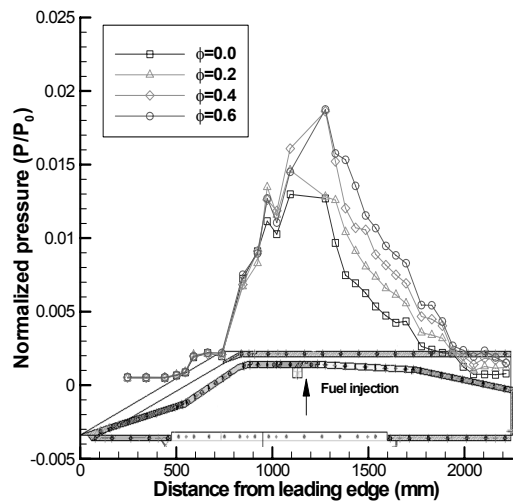


Fig. 13 Pressure distribution inside the test model at $t = 2.0\text{ ms}$

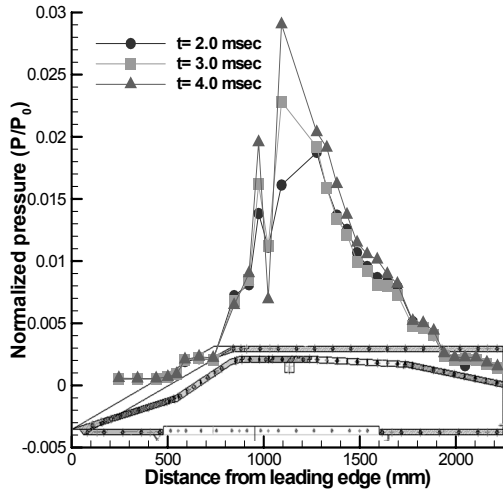


Fig. 14 Pressure distribution inside the test model ($\Phi = 0.6$)

3.3 엔진 격리부(Isolator)의 작용

램제트와 스크램제트 엔진은 가스터빈 엔진과 달리 연소기 전후에 압축기와 터빈을 장착하지 않아 매우 간단한 구조로 이루어져 있으며, 이로 인해 흡입되는 공기의 운동량 손실을 최소화하여 항력최소화, 추력최대화를 구현할 수 있다. 그러나 램제트, 스크램제트 엔진은 이렇게 간단한 구조를 갖는 대신 유로의 차단없이 흡입구와 연소기 및 노즐 간의 상호작용을 제어해줘야 하는 기술은 램제트, 스크램제트 엔진 계열에서 가장 어려운 핵심 중 하나로 손꼽히고 있다. 연소기와 흡입구 간의 상호작용을 차단해주는 구성품은 격리부(Isolator)가 담당한다. 엔진의 어려움이 있다. 이러한 구성품 간의 섭동을 감, 가속 등 운영조건에 따라 변화하는 연소기 내부 압력은 완전개방된 상류 및 하류로 전파될 수 있는데, 격리부는 Pseudo shock wave 및 경계층 두께 변화를 통하여 이러한 압력파가 상류로 전파되는 것을 막게 된다. Fig. 14에는 연료당량비 0.6인 경우에 엔진 내 압력분포가 시간에 따라 어떻게 변화하는지 나타냈다. 그림에서 확인할 수 있듯이 연소에 의한 과도한 열로 연소기 내 압력이 상승하여 열질식 현상으로까지 발

전되고 있으나 이러한 압력파가 상류방향으로는 전파되지 않도록 엔진 격리부가 이를 차단하고 있으며 엔진불시동 및 Buzz 현상을 방지하고 있음을 알 수 있다. 이는 연료당량비 0.4 조건에서 Thermal choking 및 Buzz 현상이 관찰되었던 S1 모델의 성능보다 훨씬 개선된 연구결과라 볼 수 있다 [11-13].

3.4 엔진 추력의 예측

Mitani 등 일본 JAXA의 연구팀은 Ramp compression type의 모델스크램제트 엔진의 Mach 8 (엔진 입구 마하수 6.7) 지상시험에서 최대 순추력 465N을 얻어냈다 [16]. 이때, 순추력 F_{net} 은 스크램제트 엔진 시동(=Intake start + Steady combustion)전후에 따른 추력상승분 ΔF 에서 엔진 내부항력 D_{int} 을 제외한 값으로 다음과 같이 정의된다.

$$F_{net} = \Delta F - D_{int} \quad (1)$$

이들 연구팀은 추력측정장치로부터 측정된 $(\Delta F)_{MS}$ 가 엔진내부압력분포차이를 적분하여 산출한 $(\Delta F)_{int}$ 와 거의 동일하게 나타난다는 결과를 보였다. 따라서 스크램제트 엔진 시동전후의 추력상승분 ΔF 는 연소기 내 압력측정값의 차이를 적분한 $(\Delta F)_{int}$ 로 대체하여 적용할 수 있다. 또한 이들 연구팀은 스크램제트 엔진 내부의 연소에 의한 마찰항력의 증가량은 실험측정오차 범위 이내에 존재한다는 결과를 제시하였다. 따라서, D_{int} 는 연료를 분사하지 않은 경우의 값으로 대체할 수 있다. 본 시험모델은 간단한 Ramp압축형 흡입구를 장착하였고, Air bleeding system을 배제하였기 때문에 흡입공기의 유량 및 유속 예측이 가능하므로 엔진내부항력 D_{int} 을 계산할 수 있다. 이러한 방식을 통해 본 시험모델 S2의 추력데이터를 UQ와 JAXA의 데이터 및 S1 모델의 성능과 비교하여 Table 2에 정리하였다 [16, 17].

표에 나타난 바와 같이 항우연의 S2 모델은 S1 모델보다 훨씬 개선된 성능을 보여주고 있을

Table 2. Net thrust & specific impulse performance comparison

	Mach no.	\dot{m}_{air} (kg/s)	\dot{m}_{fuel} (g/s)	ΔF (N)	F_{net} (N)	$\Delta F/\dot{m}_{air}$ (m/s)	F_{net}/\dot{m}_{air} (m/s)	F_{net}/\dot{m}_{fuel} (km/s)
UQ	6.4	1.36	33 ($\phi=0.8$)	243	75.9	179	55.8	2.3
JAXA	6.7	1.56	61.5 ($\phi=1.3$)	760	465	487	298	7.6
KARI, S1	7.6	0.47	1.6 ($\phi=0.12$)	39	-32.6	83	-69	-20.4
KARI, S2	7.7	1.91	22.3 ($\phi=0.4$)	409	285	214	149	12.8

뿐만 아니라 호주 UQ의 모델보다 추력상승분, 순추력, 비추력 측면에서 우수한 성능을 보이고 있다. 또한 일본 JAXA의 모델에 비해서는 추력상승분 및 순추력은 약간 낮게 나타나고 있지만, 비추력성능은 더 우수한 것으로 나타나고 있다. JAXA의 스크램제트 엔진은 경계층 배출법(Boundary layer bleeding)을 적용하여 엔진불시동없이 보다 많은 연료를 태울 수 있어 더 높은 추력을 보이는 것으로 추정된다.

4. 결 론

본 연구를 통하여 일본의 HIEST 충격파터널을 이용한 모델스크램제트 엔진의 지상시험을 수행하였다. 엔진시험모델은 설계마하수 6.7의 조건으로 제작되어 Off-design condition인 마하 7.7의 조건에서 지상시험이 수행되었다. 시험결과에서 본 시험모델은 흡입구 카울 안쪽의 충격파 증첩으로 인하여 유동의 박리현상이 발생하였으며, 이로 인하여 엔진 내부의 압력진동이 관찰되었다. 그러나, 연소기 내부에서 초음속 연소는 안정적으로 발생하였으며, 엔진의 격리부(Isolator)는 엔진 내 압력섭동이 흡입구로 전파되는 것을 차단하여 엔진불시동을 방지하는 것으로 나타났다. 또한 항우연의 S2 모델은 2007년의 S1모델보다 추력성능, 엔진불시동 방지 측면에서 개선되었고, 호주 UQ의 모델보다 추력상승

분, 순추력, 비추력 측면에서 우수한 성능을 보였다. 또한, S2 모델은 일본 JAXA의 모델에 비해서는 추력상승분 및 순추력은 약간 낮지만, 비추력성능은 더 우수한 것으로 나타났다.

참 고 문 헌

1. Fry R., "A century of ramjet propulsion technology evolution," Journal of propulsion and power Vol. 20, 2004, pp.27-58
2. Boyce R., Gerad S. and Paull A., "The HyShot scramjet flight experiment-flight data and CFD calculations compared," AIAA Paper 2003-7029, 2003
3. Cikanek H., Bartolotta P. and Kelm M., "NASA Hypersonic Propulsion - Overview of Progress from 1995 to 2005," ISABE 2007-1208, 2007
4. Mutzman R., Murphy J. and Hank J., "The X-51A Scramjet engine flight demonstration program," AIAA-2008-2540, 2005
5. Falempin F. and Serre L., "French R&T effort for high-speed airbreathing propulsion - status in 2009," ISABE 2009-1352, 2009
6. Kanda T. and Kudo K. "Conceptual study

- of a combined-cycle engine for an aerospace plane," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, 2003, No. 5, pp.859-867
7. Kato K, Kand T., Kudo K. and Murakami A., "Mach-8 Tests of a combined-cycle engine combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 23, 2007, No. 5, pp.1018-1022
 8. Yang S. and Liu W. "Investigation of ignition characteristics for kerosene fueled scramjet," ISABE 2009-1322, 2009
 9. Charyulu B., Manoj R., Ramanujachari V. and Panneerselvam S., "Scramjet combustor performance employing ramp-cavity fuel injectors," ISABE 2009-1140, 2009
 10. 강상훈, 이양지, 양수석, "지상시험용 모델 스크램제트 엔진의 설계," 한국추진공학회지, 제 11권, 제 5호, 2007, pp.1-13
 11. 이양지, 강상훈, 양수석, "호주 UQ의 T4 Free Piston Shock Tunnel에서의 스크램제트 엔진 성능시험 절차 연구," 한국항공우주공학회 2007 추계학술발표회논문집, pp.1457-1460
 12. 강상훈, 이양지, 양수석, "충격파 터널시험을 통한 스크램제트 엔진의 초음속 연소현상 연구," 한국추진공학회 춘계학술발표회 논문집, 2008, pp.307-314
 13. Kang S., Lee J., Yang S., Smart M. and Milinda S. "Investigation of supersonic combustion through model engine design and shock tunnel tests," ISABE 2009-1318, 2009
 14. Billig F., "Research on Supersonic Combustion," *Journal of propulsion and power* Vol. 9, 1993, pp.499-514
 15. Itoh K., Tanno H., Ueda S., Sunami T. Komuro T. and Sato K. "Hypersonic aerothermodynamic and propulsion research in the HIEST," *Symposium on Interdisciplinary Shock Waves Research*, Sendai, Japan, 2004, pp.210-223
 16. Mitani T., Tomioka S., Kanda T., Chinzei N. and Kouich T. "Scramjet Performance achieved in Engine tests form M4 to M8 flight conditions," JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-03-020, 2004
 17. Odam, J., *Scramjet Experiments using Radical Farming*, Ph.D. thesis, The University of Queensland, 2004