

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.063>

마하 5.0 노즐을 장착한 스크램제트 엔진 시험설비의 시동 특성 연구

이양지^{a,*} · 양인영^a · 양수석^a

A Starting Characteristics Study of the Scramjet Engine Test Facility with a Mach 5.0 Nozzle

Yang-Ji Lee^{a,*} · In-Young Yang^a · Soo-Seok Yang^a

^aAeropropulsion System Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: mars336@kari.re.kr

ABSTRACT

A Mach 5 nozzle and a diffuser of the Scramjet Engine Test Facility (SETF) were made for a hydrocarbon-fueled scramjet engine. SETF, attached with a diffuser guide, started with a model of 60% blockage, though the model engine could not start by over expansion of the facility nozzle. The model was moved into the nozzle to escape the shock generated from the nozzle exit, both SETF and the engine could start. The pitot rake experiments (blockage of 2.3%) were done for measuring the core flow in the test section. From the pitot experiments, the core flow was expanded by an under expansion. It means that the core flow in the test section was related with a model blockage. SETF and the engine with a blockage of 33% work normally. From a series of experiments, SETF started with a normal shock efficiency of 58%, regardless of a blockage ratio.

초 록

탄화수소 스크램제트 엔진 시험을 위하여 한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비의 마하 5 노즐과 디퓨저가 제작되었다. 설비 시동을 개선을 위해 디퓨저 가이드를 장착하였으나 폐색율 60% 엔진 모델을 장착한 상태에서 설비의 과대 팽창으로 인한 엔진 불시동을 확인, 이를 개선하기 위하여 모델 위치를 전방으로 이동하여 설비와 엔진의 시동을 확인하였다. 코어 유동을 측정하기 위하여 피토티크(폐색율 2.3%) 성능시험을 수행하였으며, 설비 노즐의 과소팽창으로 인하여 코어 유동이 디퓨저 쪽으로 갈수록 커지고 있음을 확인하였다. 이는 폐색율이 시험부 유동 양상을 결정짓고 있음을 뜻한다. 폐색율 33% 모델을 장착한 상태에서 설비와 엔진은 원활히 작동하였다. 일련의 시험을 통하여 마하 5 노즐을 장착한 스크램제트 엔진 시험설비는 모델의 폐색율과 관계없이 수직 충격과 효율 약 58%로 시동함을 확인하였다.

Key Words: Scramjet Engine Test Facility(스크램제트 엔진 시험설비), Starting Characteristics(시동 특성), Normal Shock Efficiency(수직충격과 효율), Blockage Ratio(폐색율), Pitot Rake(피토티크)

Received 26 November 2012 / Revised 18 June 2013 / Accepted 27 June 2013

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

Nomenclature

M_n : Mach number at nozzle exit,

M_d : Mach number at diffuser inlet,

η_f : Normal shock efficiency

1. 서 론

재사용 위성발사체 및 우주 비행기를 구현하기 위해서는 램제트 엔진, 스크램제트 엔진과 같은 공기 흡입식 고속추진기관 개발이 필요하다. 이러한 공기 흡입식 고속추진기관을 개발하고 최종적으로 구현하기 위해서는 실제 엔진이 구동하는 조건에서 이를 시험하는 것이 필수적이다. 고속, 고고도 조건에서 구동하는 공기흡입식 고속추진기관을 시험하기 위한 시험설비는 엔진이 구동하는 고속, 고도 조건을 모사하기 위하여 고압 공기를 시험부 노즐 전방에서 안정적으로 공급할 수 있어야 하며, 엔진 연소기 내부로 공급되는 유동의 엔탈피 조건을 구현하기 위한 고온 환경을 모사할 수 있어야 한다. 예를 들어 마하 5, 고도 20 km 환경(압력 5.53 kPa, 온도 216.7 K)을 구현하기 위해서는 전압력 2.9 MPa, 전온도 1300 K의 기류를 시험부로 공급해야 한다. 한국항공우주연구원은 2000년부터 공기 흡입식 고속추진기관에 대한 연구를 시작하면서 고속추진기관 시험설비의 설계, 제작에 착수하였다. 스크램제트 엔진 시험설비(Scramjet Engine Test Facility, 이하 SETF)로 명명된 본 설비는 2009년 완공되었다[1-4]. 2010년에는 마하 7급 스크램제트 흡입구 시험을 성공적으로 수행하여 설비의 구동을 입증하였으며[5], 이 과정에서 시

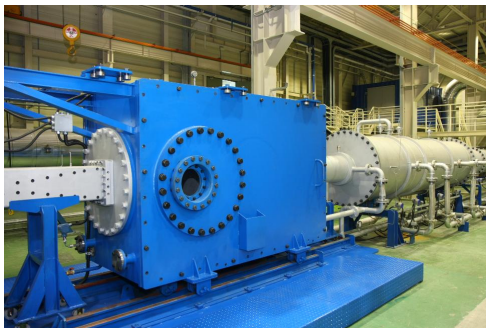


Fig. 1 Scramjet engine test facility (SETF).

험부 내에서 시험 환경을 안정적으로 구현하기 위하여 취해진 설비 변경 및 시동 성능에 대하여 연구하여 발표한 바 있다[6]. 2011년에는 마하 5급 탄화수소 스크램제트 엔진을 위하여 마하 5 노즐 및 디퓨저가 새롭게 장착되었다[7]. 본 논문에는 마하 5 노즐을 장착한 SETF의 시동 성능 과 시험부에 장착된 엔진의 시동을 위하여 수행된 조치에 대하여 정리하였다.

2. 스크램제트 엔진 시험설비(SETF)

SETF는 불어내기(Blowdown) 타입으로 고압공기 공급원으로부터 공급된 고압 공기를 축열식 가열시스템으로 가열시킨 후 시험부에 장착된 노즐을 통과. 팽창하여 엔진 시험 조건을 모사하며, 공기 이젝터를 구동하여 고고도 조건과 설비 시동 조건을 구현한다. SETF의 시험부(Fig. 1)는 자유제트(Free-jet) 형식으로 시험엔진 시작점을 노즐 출구면에 일치시킬 경우 비행체에서 발생하는 경계층과 엔진의 상호 작용을 파악할 수 있는 반면, 설비 시동 특성을 예측하기 힘들어 시험을 통한 설비 특성 파악이 필수적이다.

2.1 마하 5 시험 환경 조성을 위한 설비 변경

SETF는 마하 7급 스크램제트 엔진 흡입구 성능시험을 위하여 저 마하수, 대유량 시험에 적합하게 설계된 이젝터 배기시스템을 일부 설계 변경, 높은 마하수 시험에 적합하도록 개조한 바 있다. 2011년 탄화수소 스크램제트 엔진 성능시험을 위하여 마하 5 노즐이 설계 제작되었다. 노즐 출구 사이즈는 180 mm×335 mm로 직사각 단면을 가지는 스크램제트 엔진 시험에 용이하도록 제작되었다. 디퓨저 사이즈는 노즐 출구면 적의 두 배가 되도록 조정하였으며, 역시 엔진 장착에 용이하도록 직사각 단면을 가졌다. Fig. 2에 마하 5 노즐과 디퓨저를 장착한 SETF의 시험부를 나타내었다. SETF의 탄화수소 스크램제트 엔진 성능시험에서는 1000 °C의 공기가 설비 노즐로 공급된다. 따라서 단위 면적당 최대 열량이 부가되는 설비 노즐 목의 형상 변경을 방지

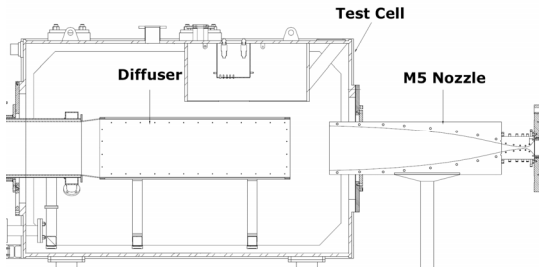


Fig. 2 M 5.0 nozzle and diffuser of SETF.

Table 1. Starting condition of SETF.

M_n	M_d	Starting Pressure Ratio(η_f 100%)
3.5	4.39	10
5.0	5.91	32
6.7	8.02	119

하기 위하여 노즐 목 부분을 인코넬 601 재질로 제작하고, 물로 냉각할 수 있도록 유로를 배치하였다.

2.2 마하 5노즐을 장착한 SETF의 시동성능 예측

마하 5 성능시험의 경우 설비 효율 100%를 가정하였을 때 시험부 진단과 후단에 32배의 압력 차이를 조성할 경우 설비 시동이 가능하다. Table 1에 SETF의 수직 충격과 효율[8] 100% 가정시의 시동 압력비를 정리하였다. 수직 충격과 효율은 풍동의 시동 성능을 판단하기 위한 주요 잣대로 사용되어 왔다[8-13].

Fig. 3은 SETF의 이젝터 성능 예측도로 이젝터 흡입 성능 예측 프로그램인 EJSIMP로 계산하였다.[6] 마하 5 조건에서 시험부로 공급되는 유동의 전압력이 1.6 MPa일 경우 수직충격과 효율 100%를 가정시 이젝터가 조성해줘야 하는 시험부 후방 압력은 50 kPa이다. 만약 효율이 50%일 경우 조성 압력은 25 kPa이 된다. 시험부로 공급되는 시험 유동의 유량은 약 5.0 kg/s로 마하 7용으로 설치된 이젝터로도 이를 조성할 수 있을 것으로 예측되었다. 따라서 탄화수소 스크램제트 엔진 시험은 마하 7용으로 개선된 이젝터를 사용하였으며 구동조건도 동일하다.

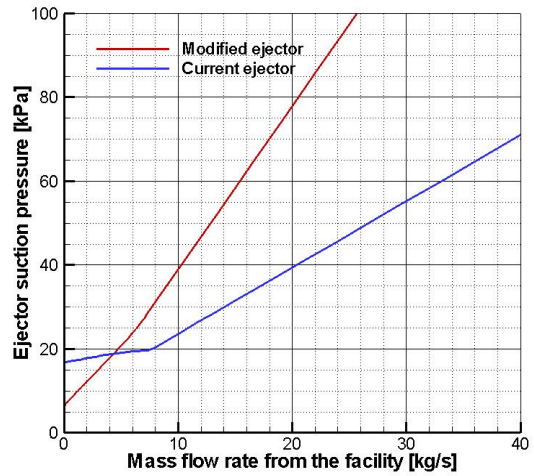


Fig. 3 Ejector performance prediction.

3. 폐색을 60% 모델 장착시 마하 5 시동성능

SETF에서 시험된 스크램제트 엔진은 4개의 경사충격과를 발생하는 혼합 압축 흡입구, 격리부, 공동형 보염기와 확장형 연소기를 가진 형상을 취하고 있으며 노즐은 제외되었다. 엔진의 총 길이는 1.7 m이며 단면적은 설비 노즐 출구 면적 대비 60%를 차지하여 일반적인 자유제트 형식 시험부에서 허용되는 폐색율인 30%에 비하여 상대적으로 매우 큰 모델이라 할 수 있다. 참고문헌 [9]에 따르면 시험부에 장착되는 모델의 공시 특성 및 설비에 따라 수직 충격과 효율이 향상되는 경우도 있다[9].

Fig. 4는 시험부로 최고 전압력 16.1 bar, 전온도 953 K로 공급될 때의 데이터를 정리한 그래프 들이다. 상단의 그래프는 스크램제트 엔진 흡입구의 각 램프(ramp)에서 측정된 정압력으로 ib1은 첫 번째 램프, ib2는 두 번째 램프에 위치한다. 각 램프의 각도 및 측정 위치는 Fig. 5에 나타내었다. 하단의 그래프에 도시한 데이터는 SETF 노즐 전압력(Nozzle stagnation pressure)과 노즐 출구 정압력(Nozzle exit pressure), 시험부 압력(Test Cell pressure) 그리고 이젝터에 장착된 흡입압력(Suction pressure)을 도시한 것이다.

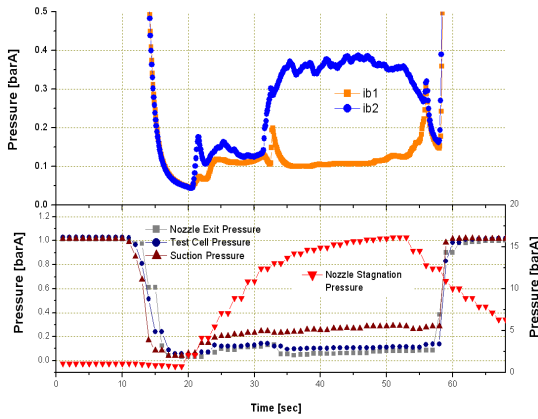


Fig. 4 Starting characteristics of SETF and static pressure of the scramjet engine intake.

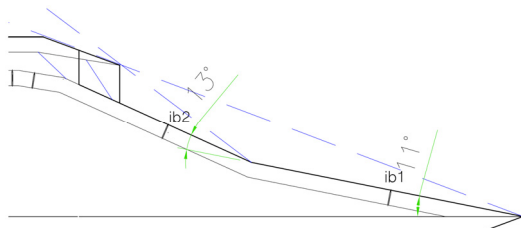


Fig. 5 Scramjet engine intake (blockage 60% model).

설비가 마하 5로 정상적으로 기동하였을 경우 노즐로 공급되는 유동의 전압력이 1.38 MPa일 때, 출구에서의 정압력은 약 2.6 kPa이며, ib1과 ib2는 각각 8.7 kPa과 27.14 kPa로 이어야 한다. 그러나 Fig. 4의 그래프를 통하여 측정된 값이 예측값보다 높아 설비가 시동하지 못했음을 확인할 수 있다. 노즐 출구 정압력은 약 4.5 kPa이었으며 ib1은 10 kPa이었다. 또한 ib2의 경우 압력 섭동이 심하여 주변에서 복잡한 충격과 환경이 존재함을 감지할 수 있었다. 반면 이젝터의 경우 4.67 kg/s의 공기가 2차 유량으로 공급되었을 때 측정된 흡입압력은 24 kPa로 예측치와 거의 유사한 압력을 보였다. 그럼에도 불구하고 설비가 시동하지 못한 것은 시험 모델의 폐색율이 상대적으로 커서 노즐을 통과한 유동이 디퓨저로 유입되지 못하고, 이로 인하여 자유제트장에서 발생하는 손실이 과대하여 수직충격과 효율이 50% 이하로 떨어졌기 때문으로 판단된다.

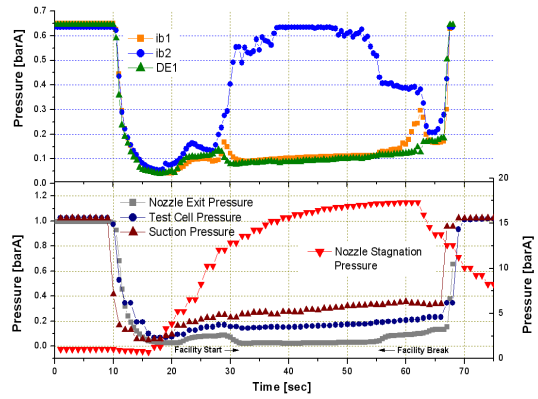


Fig. 6 Starting characteristics of SETF, attached with diffuser guide, and static pressure of the scramjet engine intake.

이러한 효율 저하를 방지하기 위하여 노즐과 디퓨저 사이에 노즐을 통과한 유동이 자유제트장을 통하여 시험 램버스(Test Rhombus) 바깥으로 유출되지 않도록 디퓨저와의 사이에 가이드를 설치하였다.

Fig. 6은 디퓨저 가이드를 설치한 후 압력 분포를 나타낸 것으로 전압력이 1.36 MPa일 때 노즐 출구 정압력은 2.26 kPa로 노즐에서의 시동을 확인하였다. Fig. 6에서 시험구간은 Facility start와 Facility Break 사이의 구간으로 약 25초 정도 마하 5 기류가 유지됨을 확인하였다. 시험구간 내에서도 전압력은 계속 상승하고 있는데 엔진 성능 해석에서는 측정된 압력을 모두 노즐 전압력으로 나누어 전압력 상승 효과를 배제한다. 또한 ib1도 9.2 kPa로 측정되어 첫 번째 램프에서 마하 5의 유동이 관측되었다. 그러나 두 번째 램프의 정압력은 오히려 이전보다 더 높게 측정되었다. 이는 노즐과 디퓨저 사이에 장착된 가이드로 인하여 이전보다 더 강한 충격과 두 번째 램프에서 증척되어 압력이 상승한 것을 뜻한다. 본 시험에서 디퓨저 가이드의 정압력을 측정된 결과, 약 9 kPa로 노즐 출구 정압력에 비하여 높다. 따라서 노즐 출구에서 과대 팽창(over expansion)으로 인한 경사충격과 발생하고 있을 것으로 판단된다. 디퓨저 가이드의 정압력을 토대로 경사충격과를 예측한 그림을 Fig. 7

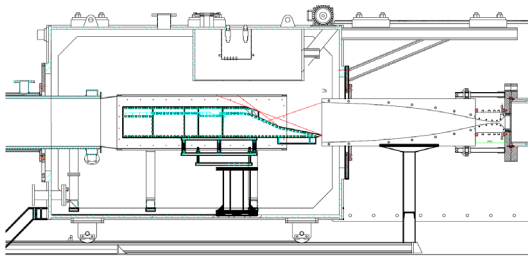


Fig. 7 Shock distribution in the SETF test section.

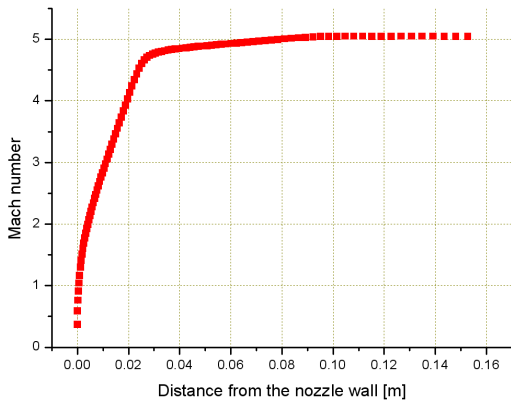


Fig. 8 Mach number distributions in the Mach 5.0 2D nozzle (400 mm inside the nozzle).

에 나타내었다. 예상대로 두 번째 램프에 노즐 출구에서 발생한 경사충격파가 도달하여 엔진 흡입구에서 발생한 경사충격파와 중첩되고 있음을 알 수 있다.

따라서 디퓨저 가이드를 설치할 경우 SETF의 마하 5 노즐 시동은 확인한 반면, 모델 엔진이 유동의 코어에 위치하지 않아 흡입구에 균일한 마하수가 조성되지 않았다. 균일한 마하수가 흡입구에 조성되게 하기 위해서는 첫 번째로 엔진 단면적을 줄이는 방법, 두 번째로 엔진 흡입구가 코어 유동에 위치할 수 있도록 위치를 조정하는 방법이 있다. 두 번째 방법의 경우 엔진 흡입구의 시작점이 노즐 내부에 위치하여 모델의 일부 부분이 노즐에 위치하게 되나 흡입구는 마하 5 유동의 코어에 존재할 것으로 판단하였다. 이러한 판단의 근거는 마하 5 노즐 설계 과정에서 수행한 2차원 전산해석 결과가 바탕이 되었다. Fig. 8은 노즐 안쪽으로 400 mm 지점의 노즐 벽면에

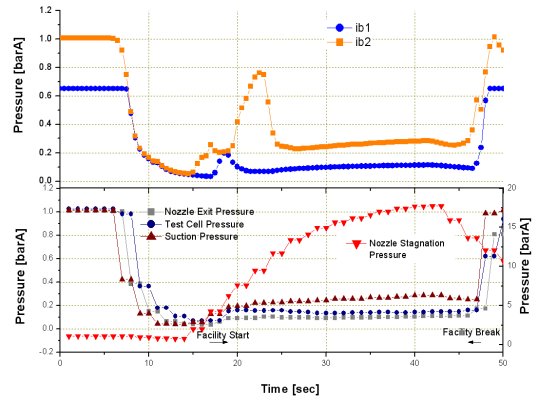


Fig. 9 Starting characteristics of SETF and static pressure of the scramjet engine intake, moved into the facility nozzle.

서 센터까지의 마하수 분포를 나타낸 것으로 코어 마하수는 약 5.05, 경계층 두께(코어 마하수 99% 도달 기준)는 64 mm이다. 따라서 엔진 시작점을 노즐 안쪽으로 400 mm 이동하더라도 마하 5 성능시험을 문제없이 진행할 수 있을 것으로 판단하였다.

그 결과 Fig. 9와 같이 흡입구 시동을 확인하였다. ib1과 ib2의 압력은 8.46 kPa, 23.45 kPa로 측정되었다. 노즐 출구 정압력과 디퓨저 가이드의 정압력은 8.73 kPa과 18.22 kPa로 기준에 비하여 높게 측정되었다. 그러나 이는 엔진이 노즐 내부로 이동함에 따라 흡입구 발생한 경사충격파가 노즐 벽에 부딪히면서 후방의 노즐 출구와 디퓨저 가이드에 영향을 미친 것이다.

4. 마하 5 코어 유동 측정

엔진 시험을 성공적으로 수행하기 위해서는 엔진 흡입구가 노즐 코어에 위치해야 한다. 시험 모델의 폐색율을 줄여 노즐 코어에 위치하게 할 수도 있으나 폐색율이 감소됨에 따라 엔진 연소기 높이도 줄게되어 경계층이 연소에 미치는 영향이 커지게 된다.

따라서 흡입구가 위치하는 곳의 유동 분포를 알면 모델의 폐색율을 최대로 할 수 있다. 따라

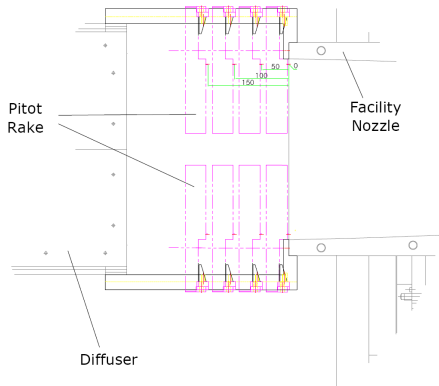


Fig. 10 Pitot rake position in the test section.

서 유동 분포를 측정하기 위하여 피토레이크 성능시험을 수행하였다. 시험에 사용된 피토레이크는 마하 7 유동 측정용으로 제작된 레이크를 개조하여 사용한 것으로 Fig. 10에 피토레이크가 시험부에 장착된 형상 및 측정 위치를 나타내었다. 레이크는 노즐 중앙에 위치하며, 노즐 출구에서부터 150 mm 떨어진 지점까지 50 mm 간격으로 이동할 수 있도록 하였다.

Fig. 11은 노즐 출구에서 측정된 피토 압력과 노즐 출구 정압력으로 마하수 분포를 계산한 값이다. 그래프를 통해 위쪽(Top)과 아래쪽(Bottom)의 마하수 분포는 거의 대칭이며, 측정된 경계층이 약 37 mm 임을 확인하였다. 코어 부분의 마하수는 약 5.5로 설계된 마하수에 비하여 다소 높았다. 이는 마하 5 노즐의 설계 온도가 1300 K인데 비하여 노즐에 공급된 유동의 온도가 낮기 때문에 경계층의 두께가 작아진 영향으로 판단된다.

Fig. 12는 노즐 출구 면에서 50 mm 떨어진 곳에서 측정된 마하수 분포로 노즐 출구면의 마하수 분포와 큰 차이가 없었다.

Fig. 13은 100 mm 떨어진 곳의 마하수 분포로 앞선 노즐 출구와 50 mm 지점에 비하여 측정된 경계층이 약 20 mm로 얇아진 것을 확인할 수 있다. 또한, 기존 시험과는 다르게 코어 부분의 마하수가 약 5.0이었으며, 아래 측(bottom)에 위치한 피토레이크의 노즐 벽면 40 mm 지점에서 측정된 피토 압력 값이 주변 값들에 비하여

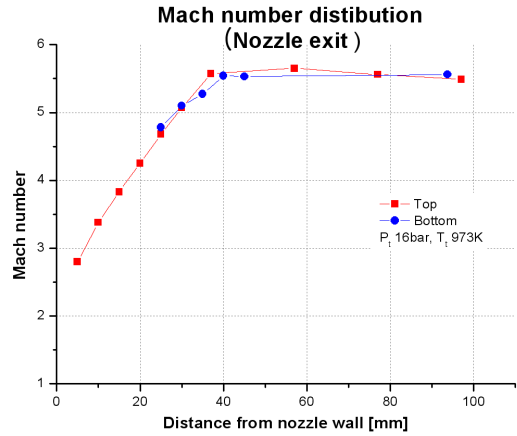


Fig. 11 Mach number distribution at nozzle exit.

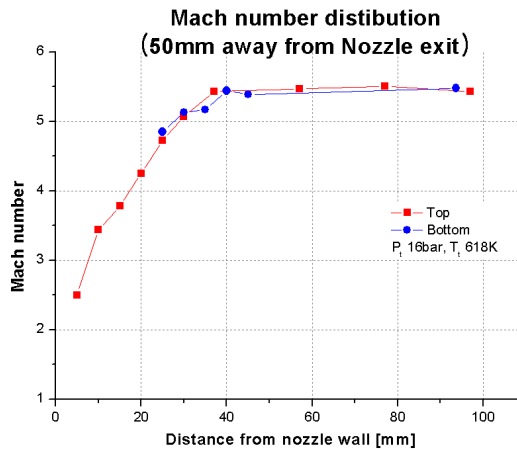


Fig. 12 Mach number distribution at a 50 mm away from the nozzle exit.

왜곡되는 현상이 발생하였다. 이러한 현상은 측정을 위해 돌출된 1/16" SUS 튜브 내에 이물질이 끼여 발생한 현상으로 생각된다.

Fig. 14는 노즐 출구에서 150 mm 떨어진 지점에서 측정된 마하수 분포로 경계층 두께는 약 17 mm로 관측되었다. 코어 부분의 마하수는 약 5.5이었다.

Fig. 12에서부터 14의 그래프를 통해서 시험부의 코어 유동의 분포가 노즐 출구에서 디퓨저 쪽으로 갈수록 넓어지며, 경계층이 줄어드는 양상을 발견하였다. Fig. 15는 피토레이크를 장착한 상태에서의 시동 성능을 나타낸 것이다. 설비

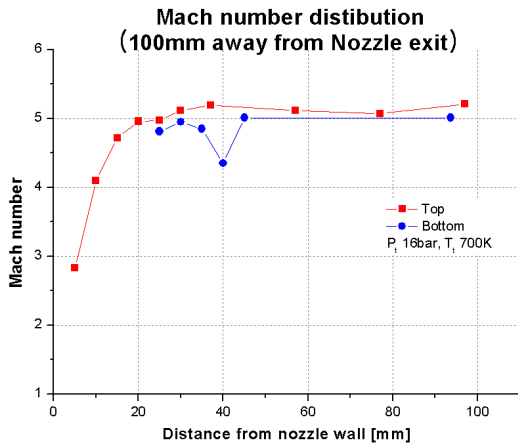


Fig. 13 Mach number distribution at a 10 mm away from the nozzle exit.

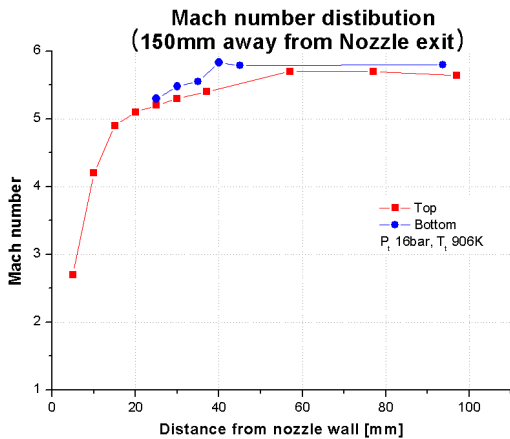


Fig. 14 Mach number distribution at a 150 mm away from the nozzle exit.

시동 시점인 노즐 전압력 1.31 MPa 기준으로 노즐 출구의 정압력은 2.75 kPa로 기존의 폐색율 60% 스크램제트 엔진 장착 시험과 유사한 반면, 디퓨저 가이드 부의 정압력은 1.33 kPa로 이전에 비하여 매우 낮게 측정되었다. 이 경우 노즐 출구에서 과소 팽창(under expansion)으로 인한 팽창과가 발생한다. 따라서 유동이 진행방향 바깥으로 빠져나가게 되어 디퓨저 쪽으로 갈수록 코어 유동이 커지는 양상을 보였다.

이러한 현상은 시험부에 장착되는 모델의 폐색율 차이에서 기인한 것으로 보인다. 폐색율

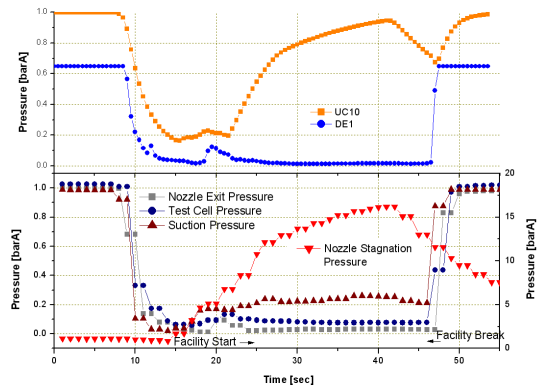


Fig. 15 Starting characteristics of pitot rake experiments.

60% 스크램제트 엔진 모델의 경우, 시험부 내에서 차지하는 면적이 크다. 따라서 노즐을 통과한 유동이 시험부를 거쳐 디퓨저로 유입되는 유료가 상대적으로 좁아져, 유동이 압축되는 효과를 가진다. 이로 인하여 노즐 외부의 압력이 높아지게 되어 노즐 출구에서 과대 팽창으로 인한 경사충격과가 발생하게 된다. 반면 피토레이크의 경우 폐색율이 2.3%에 불과하다. 따라서 전과 같은 유료 감소로 인한 유동의 압축 효과가 극히 미미하다. 이로 인하여 노즐 출구에서는 과소 팽창으로 인한 팽창과가 발생하여 코어 유동이 후방으로 갈수록 커지게 된다. 피토레이크 시험에서 측정된 이러한 과소 팽창 양상이 어느 정도의 폐색율까지 유효한지를 보기 위해서는 다양한 폐색율의 피토레이크를 장착하고 시험하는 것이 필요할 것으로 판단된다.

5. 폐색율 33% 모델 장착시 마하 5 시동 성능

2011년 탄화수소 스크램제트 엔진 시험 데이터에서 얻은 결과를 바탕으로 개선된 형상을 적용한 스크램제트 엔진 시험이 2012년 시작되었다. 본 시험의 경우 최종적으로 스크램제트 엔진 노즐을 장착하고 추력 발생 정도를 측정하는 것을 최종 목표로 하며, 새로 제작된 스크램제트 엔진의 폐색율은 자유제트 형식 시험부의 시동 한계 폐색율로 알려진 30%[9]와 유사하게 33%로

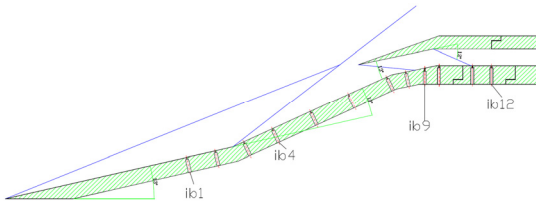


Fig. 16 Scramjet engine intake II (blockage 33% model).

제작하였다. 시험 엔진의 총 길이는 1.4 m(15° 경사 노즐 장착시), 연소기 높이는 18 mm이다. 흡입구는 기존과 동일하게 4개의 경사충격파를 발생하는 혼합 압축형 흡입구로 각도를 Fig. 16와 같이 일부 수정하여 연소기로 유입되는 공기의 압축 정도를 완화하였으며, notched 카울은 적용하지 않았다.

피토레이크 시험을 통하여 얻은 노즐 출구면에서의 경계층 분포 및 시험부에 장착되는 모델의 폐색율로 인한 과대 팽창으로 인한 출구면에서의 경사충격파의 영향 등을 고려하여 엔진 시작점은 노즐 내부에 위치하도록 하였다. 또한 노즐 내부에서의 경계층이 흡입구에 미치는 영향을 방지하기 위하여 엔진 시작점을 노즐 벽면에서 61 mm 떨어진 지점에 위치하도록 하였다.

Fig. 17은 폐색율 33% 모델을 장착한 SETF의 마하 5 시동 특성과 흡입구의 정압력 분포를 나타낸 것이다. 상단의 흡입구 데이터의 경우 Fig. 16과 같이 흡입구의 경사 충격파 후방에 존재하는 압력 값을 나타내었다. 각각의 이름은 ib1, ib4, ib9, ib12이다. 첫 번째 램프와 두 번째 램프에 존재하는 ib1과 ib4의 이론 예측치는 9.89 kPa, 27.19 kPa이며, 실험을 통하여 측정된 값은 9.99 kPa과 24.0 kPa로 이론 예측치와 거의 동일하다. ib9와 ib12도 시험시간 중 균일한 압력 분포를 보여 설비 노즐에서 발생하는 경사충격파의 영향을 흡입구가 받지 않음을 확인할 수 있었다. 디퓨저 가이드 부에서는 약 16.62 kPa의 압력이 측정되었는데 역시 시험부에 존재하는 모델의 영향으로 인해 유동이 압축된 효과가 반영된 것으로 판단다. 설비 시동은 60% 폐색율 모델과 동일하게 전압력 13.2 MPa, 흡입압력 24.3 kPa 조건에서 구현되었다. 따라서 폐색율이

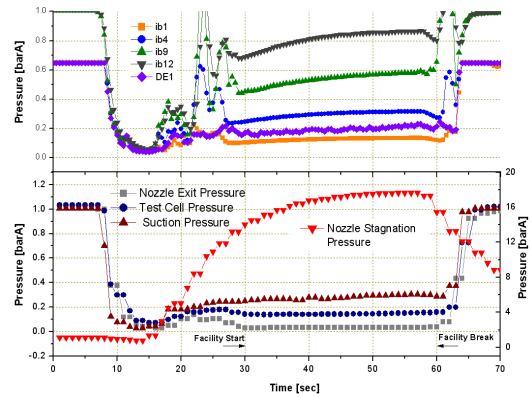


Fig. 17 Starting characteristics of SETF and Static pressure of the scramjet engine intake with a blockage ratio of 33%.

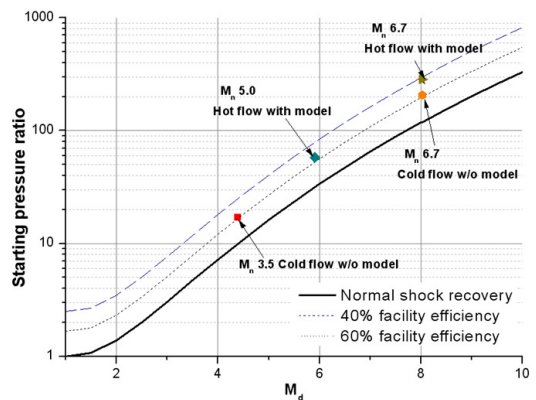


Fig. 18 Starting pressure ratio of the SETF.

설비 시동 압력에 큰 영향을 미치지 않는 양상이 마하 7 시험과 동일하게 발생하였다[6].

Fig. 18은 2012년까지 수행된 SETF의 마하 3.5, 7 그리고 5 시험의 시동 압력비를 수직충격파 효율과 비교한 그래프이다. 마하 5 시험의 경우 폐색율에 관계없이 시동압력비는 약 53~60 정도로 58%의 수직 충격파 효율로 설비가 시동하고 있음을 확인하였다.

6. 결 론

마하 5급 탄화수소 스크램제트 엔진 시험을

위하여 SETF의 마하 5 노즐과 디퓨저가 제작되었다.

폐색율 60% 엔진 모델을 장착한 상태에서 설비를 시동하기 위하여 노즐과 디퓨저 사이에 디퓨저 가이드를 설치하였다. 그러나 설비는 시동한 반면, 디퓨저 가이드 장착 및 시험모델 사이즈 과대 등의 복합적인 요인으로 노즐 출구에서 경사 충격파가 발생하고 엔진 흡입구의 두 번째 램프에서 흡입구의 경사충격파들과 중첩되고 있음을 시험 데이터로 확인하였다. 따라서 설비 노즐에서 발생하는 경사충격파의 영향을 배제하기 위하여 엔진을 노즐 안쪽으로 삽입, 400 mm 내부로 이동하였을 때 흡입구 시동을 확인하였다.

이후 피토투레이크 시험을 통하여 노즐 출구에서부터 디퓨저 방향으로 150 mm 떨어진 지점까지의 마하수 분포를 측정하였다. 피토투레이크로 측정된 코어 유동의 마하수는 약 5.5, 노즐 출구면에서의 경계층 두께는 약 40 mm로 측정되었다. 또한, 폐색율 60% 모델과는 달리 설비 노즐이 과소 팽창하여 코어 유동이 후방으로 갈수록 커지고 있음을 확인하였다. 이는 피토투레이크의 폐색율이 3% 이하로 매우 작아 전과 같은 유로 축소로 인한 효과가 없었기 때문에 시험부에서의 코어 유동이 모델 폐색율과 밀접한 관계가 있음을 확인하였다. 따라서 엔진 모델 장착시의 마하수 분포를 확인하기 위해서는 모델의 폐색율과 동일한 피토투레이크를 설계/제작하는 것이 필요할 것이다.

폐색율 33% 모델은 설비 노즐에서 발생하는 경사충격파의 영향을 배제하기 위하여 모델 시작점을 노즐 내부에 두었으며, 예상했던 대로 설비와 모델 흡입구가 모두 시동함을 확인하였다.

마하 5 노즐과 디퓨저를 장착한 SETF의 시동 특성을 일련의 시험을 통하여 확인한 결과, 시험 모델의 폐색율과 관계없이 시동 압력비 53~60, 수직 충격파 효율 약 58%로 시동하고 있음을 알 수 있었다.

References

1. Lee, Y.J., Kang, S.H., Oh, J.H., Yang, and S.S., "Development of the Scramjet engine Test Facility(SeTF) in Korea Aerospace Research Institute," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 3, pp. 69-78, 2010.
2. Lee, Y.J., Cha, B.J., Yang, S.S., and Kim, H.J., "Preliminary Design of Supersonic Ground Test Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 7, No. 4, pp. 53-62, 2003.
3. Lee, Y.J., Cha, B.J., and Yang, S.S., "A Study On the Ejector Design Technique And Flow Characteristics," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 10, No. 1, pp. 54-63, 2006.
4. Kang, S.H., Lee, Y.J., and Yang, S.S., "Hypersonic Engine Test Facility Operation Test : Ejector System Performance Analysis," *2010 KSPE Spring Conference Proceeding*, pp. 268-271, 2010.
5. Kang, S.H., Lee, Y.J., and Yang, S.S., "Experimental Study of a Scramjet Engine Intake in a Storage Heater Type Hypersonic Wind Tunnel," *2010 KSPE Fall Conference Proceeding*, pp. 463-466, 2010.
6. Lee, Y.J., Kang, S.H., and Yang, S.S., "Starting Characteristics Study of Scramjet Engine Test Facility(SETF)," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 15, No. 2 pp. 15-22, 2011.
7. Yang, I.Y., Lee, Y.J., Lee, K.J., and Kim, Y.M., "Intake Start Characteristics of a Mach 5 Scramjet Engine," *2012 KSPE Spring Conference Proceeding*, pp. 1-4, 2012.
8. Grunnet, J. L., and Laster, M. L., 1967, "Pressure Recovery in Hypersonic Engine Test Facilities," *J. Spacecraft*, Vol. 4, No. 5, pp. 643-649, 1967.
9. Mitani, T., Hiraiwa, T., Kanda, T., Shimura, T., Tomioka, S., Kobayashi, K., Izumikawa,

- M., Sakuranaka, N., Watanabe, S., Tarukawa, Y., Kouchi, T., Kitamura, E., and Yatsunami, T., "Subscale Wind Tunnels and Supplemental Studies of Scramjet Engine Tests," *Technical Report of National Aerospace Laboratory TR-1458*(in Japanese), 2003.
10. Lukasiewicz, J., "Supersonic Diffusers," *Aeronautical Research Council Report and Memoranda*, No. 2501, London, 1946.
11. Lukasiewicz, J., "Diffusers for Supersonic Wind Tunnels," *J. Aeronautical Sciences*, pp. 617-626, 1953.
12. Andrews, Jr., E. H., "Design and subscale tests of a diffuser system for a Mach 4 scramjet facility," *AIAA* pp. 78-771, 1978.
13. Molly, J.K., Mackley, E.A. and Keys, J.W., "Effect of Diffuser, Shrouds, and Mass Injection the Starting and Operating Characteristics of a Mach 5 Free Jet Tunnel," *NASA TN D-6377*, 1971.