

研究論文

스크램제트 엔진 시험설비의 시동특성 연구

이양지* · 강상훈* · 오중환* · 양수석**

Starting Characteristics Study of Scramjet Engine Test Facility(SETF)

Yang Ji Lee* · Sang Hun Kang* · Joong Hwan Oh* · Soo Seok Yang**

ABSTRACT

Unlike most aerodynamic wind-tunnel, Scramjet Engine Test Facility(SETF) of Korea Aerospace Research Institute should simulate enthalpy condition at a flight condition. SETF is a blow-down type, high-enthalpy wind tunnel. To attain a flight condition, a highly stagnated air comes into the test cell through a supersonic nozzle. Also, an air ejector of the SETF is used for simulating altitude conditions of the engine, and facility starting. SETF has a free-jet type test cell and this free-jet type test cell can simulate a boundary layer effect between an airplane and engine using facility nozzle, but it is too difficult to predict the nature of the facility. Therefore it is required to understand the starting characteristics of the facility by experiments. In this paper, the starting characteristics of the SETF and modifications of the ejector are described.

초 록

한국항공우주연구원의 스크램제트 엔진 시험설비(이하 SETF)는 극초음속 추진기관 성능시험 설비로 일반 공력 풍동과 달리 엔진이 구동하는 비행 고도, 마하수에서의 엔탈피를 모사해야 한다. SETF는 불어내기 식으로 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 시험부는 자유제트 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. 본 논문에는 SETF의 마하수 및 시험 모델 변화에 따른 시동 성능 그리고 시동 성능 개선을 위하여 수행된 이젝터 설계 변경 과정을 정리하였다.

Key Words: Starting Pressure Ratio(시동 압력비), Scramjet Engine Test Facility(스크램제트 엔진 시험설비), Nozzle(노즐), Ejector(이젝터), Pitot Pressure(피토 압력)

접수일 2010. 12. 1, 수정완료일 2011. 3. 4, 게재확정일 2011. 3. 10

* 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀

** 종신회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀

† 교신저자, E-mail: mars336@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회(2010. 11. 25-26, 제주 샤인빌리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

스크램제트 엔진과 같은 극초음속 추진기관 연구는 한 때 기술적인 한계에 부딪쳐 야심차게

시작한 대형 프로젝트들이 종료되는 등, 실질적인 스크램제트 엔진을 구현할 수 있는 기술은 앞으로 2-30년 후에나 확립이 될 것이라는 비관적인 전망들이 지배적이었다. 그러나 2002년 호주 및 6개국 연구팀 연합의 HyShot II 비행시험 성공을 시작으로 연이은 HyShot 시리즈의 성공과 2004년 미국 NASA가 개발한 X-43A의 마하 9.8 자력 비행시험 성공으로 많은 사람들이 스크램제트 엔진의 가능성에 주목하기 시작, 2010년 5월 26일에는 탄화수소 연료를 사용한 X-51A가 마하 5의 속도로 약 143초간 자력비행에 성공하였다. 또한 프랑스의 LEA 비행시험 프로그램 등, 현재 전 세계적으로 활발한 연구가 진행되고 있다.

한국항공우주연구원은 2000년부터 이러한 극초음속 추진기관을 시험하기 위한 시험설비의 필요성을 인식하고 관련 설비를 구축하기 시작하여 2009년 구축 완료한 바 있다.[1] 스크램제트 엔진 시험설비(이하 SETF)는 일반적인 공력 풍동과 달리 엔진이 실제로 구동하는 비행 고도

및 마하수에서의 레이놀즈 수, 엔탈피를 모사할 수 있어야 한다. SETF는 불어내기(Blowdown)식으로 고압공기 공급원으로부터 공급된 고압 공기를 축열식 가열시스템으로 가열시킨 후 시험부에 장착된 노즐을 통과하면서 팽창하여 엔진의 시험 조건을 모사하는 방식을 취하고 있으며, 공기 이젝터를 구동하여 고고도 조건의 설비 시동 압력 조건을 구현한다. Fig. 1에 SETF의 구성을 나타내었다. SETF는 크게 고압공기 공급원 및 압력 조정부, 축열식 가열시스템, 공기 혼합시스템, 엔진 시험부, 이젝터 배기시스템, 기타 부대시설(연료 공급시스템, 제어 및 데이터 처리장치)로 구성된다.[1] 고압공기 공급원에 저장된 32MPa, 39.6m³의 공기는 축열식 가열시스템, 공기 혼합시스템, 이젝터 배기 시스템으로 분기되며 각 시스템의 필요 압력을 공급할 수 있도록 압력 조절기가 설치되어있다.

SETF의 시험부는 자유제트(Free-jet) 형식으로 시험 엔진 시작점을 노즐 출구 면에 일치시킬 경우 비행체에서 발생하는 경계층과 엔진의 상

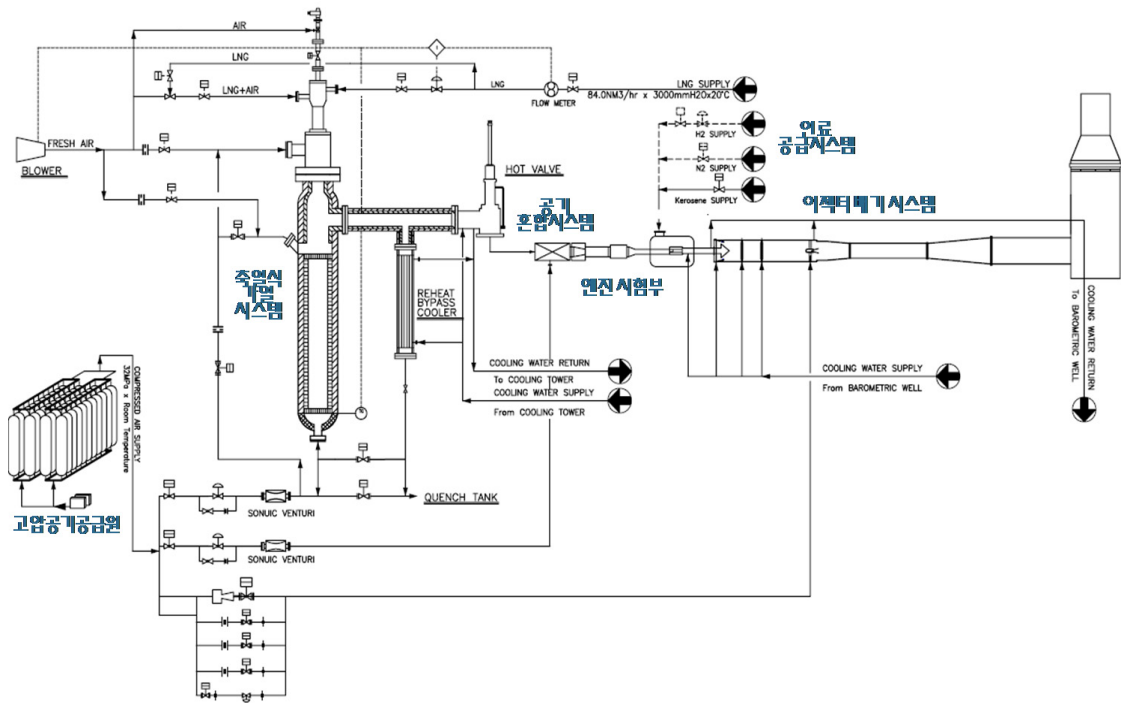


Fig. 1 Schematic of the SETF

호 작용을 파악할 수 있는 장점이 있는 반면, 설비의 시동 특성을 예측하기 힘들어 구축 후 반드시 시험을 통한 설비 특성 파악이 필요한 단점이 있다.

본 논문에서는 SETF의 시동 성능을 설비 마하 수 변화 및 시험 모델의 유무에 따라 정리하였다.

2. 스크램제트 엔진 시험설비(SETF)

SETF는 자유제트 형식 시험부를 기본으로 갖추고 있으나 직접연결(Direct-Connected) 방식 시험도 할 수 있도록 설계 및 구축되었다. Fig. 2에 SETF의 시험 영역을 고도 및 마하수에 따라서 나타내었다. 그림에서 실선으로 표시된 부분은 현재 구축되어 있는 축열식 가열시스템(Storage Air Heater, SAH)으로 모사할 수 있는 시험 영역을 나타낸 것이며, 점선으로 표시된 부분은 추후 구축될 연소가열 방식 가열시스템(Vitiation Air Heater, VAH)이 구축될 경우의 SETF의 시험 영역을 나타낸 것이다.[1]

Figure 3은 엔진 시험부의 구성도로 엔진 시험부는 설비 노즐, 디퓨저, FMS(Force Measuring System)로 구성되어 있다.[1]

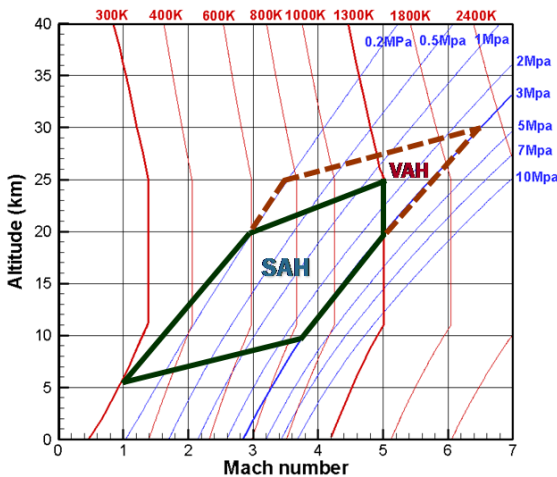


Fig. 2 Operating envelope of the Scramjet engine test facility(SETF)

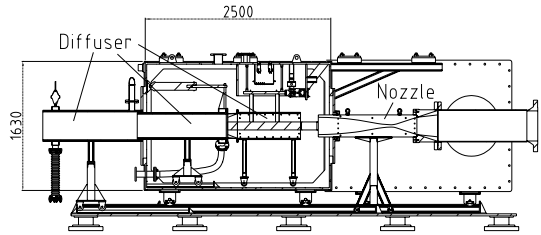


Fig. 3 Schematics of Engine Test cell

SETF의 기본 설계 단계[2]에서 시험부에 장착되는 노즐은 2차원 형태로 마하수에 따라 교체 가능하도록 하였으며 출구는 자유제트 형 시험부에서 시험할 수 있는 시험 모델의 단면 폐색률을 30%로 가정, 최대 100mm×100mm 형태의 엔진 시험이 가능하도록 200mm×200mm로 설계하였다. 제작된 노즐은 2010년 현재 2개로 마하 3.5, 마하 6.7 노즐이 제작되어 있다.

노즐 출구와 디퓨저 인입부 사이의 자유제트장의 길이는 설비 시동에 필요한 압력비(노즐 전압력/디퓨저 출구 압력 이하 시동 압력비)에 영향을 주는 주요 요인으로 참고문헌 3에서 수행된 여러 시험에 의하면 자유제트장의 길이가 디퓨저 직경의 2배를 넘게 되면 시동 압력비가 급격히 높아짐을 알 수 있었다.[3] 따라서 SETF의 자유제트 구간은 최대한 짧도록 설계/제작하였다.

디퓨저는 노즐에서 배출되어 시험 엔진 내부를 지나거나, 엔진 외부로 바이패스한 유동을 초음속 상태로 포획한다. 디퓨저의 단면적은 설비의 시동 압력비와 직결되기 때문에 노즐에서 배출된 유동을 포획할 수 있는 범위 내에서 최소 입구 면적을 가지도록 설계하는 것이 중요하다.[2] 디퓨저 설계 단계에서 디퓨저 내부를 contoured 형태를 취하는 것도 고려하였으나, contoured 형상의 경우 디퓨저 설계점이 아닌 다른 조건에서는 효율이 현저히 떨어지는 단점이 있어 배제하였다. SETF의 디퓨저의 인입부는 311mm×311mm의 정사각형 단면을 취하며 이는 노즐 출구 면적의 약 2배에 달한다. 이 경우 각 마하 수 노즐을 통과한 유동이 팽창하여 디퓨저에 도달했을 때의 마하수와 SETF의 설비 효율(수직

Table 1. Starting Condition of SETF

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

M_n : Mach number at nozzle exit,
 M_d : Mach number at diffuser inlet, η_f : facility efficiency

충격과 전후 압력비/시동압력비×100)을 100%로 가정했을 때의 시동 압력비를 Table 1에 정리하였다.

설비 효율이 100%라는 것은 설비로부터 발생할 수 있는 항력 성분으로 인한 압력 손실이 없다는 뜻으로 수직 충격과 전후의 압력만 시험부 전후에 조성될 경우 시험 영역(test rhombus)에서 마하수를 모사할 수 있음을 말한다. 통상적으로 설비 효율은 마하수가 높아짐에 따라서 떨어지는 경향이 있으나 시험 모델의 유무와 형상에 따라 차이가 발생할 수 있다.[3,4] 이러한 경향은 SETF의 시동 성능 시험에서도 발견할 수 있었다.

Table 1을 통해 마하 3.5 조건에서는 시험부 전단과 후단에 10배, 마하 6.7에서는 119배 이상의 압력 차이를 조성해 주어야 설비 시동이 가능하다는 것을 알 수 있다. 이를 위하여 SETF는 디퓨저 후단에 공기 이젝터를 연결하여 시동 압력비를 조성하도록 하였다. 2006년의 기본 설계 시 SETF의 최고 속도 및 고도 조건은 마하 5, 고도 25km 이었으며, 이 조건에서 구동할 수 있도록 이젝터를 설계 및 제작하였다.[5,6] 제작된 이젝터는 마하 6.7 조건을 모사하기 위해서 형상과 구동 조건을 일부 변경하였으며 본 논문 4장에 일련의 과정을 정리하였다.

3. 마하 3.5 시동 성능

SETF의 마하 3.5 성능시험에서는 시험부로 최대 20kg/s의 유량이 공급된다. 마하 3.5 노즐 시험은 상온 유동을 대상으로 시험부에 장착된 모

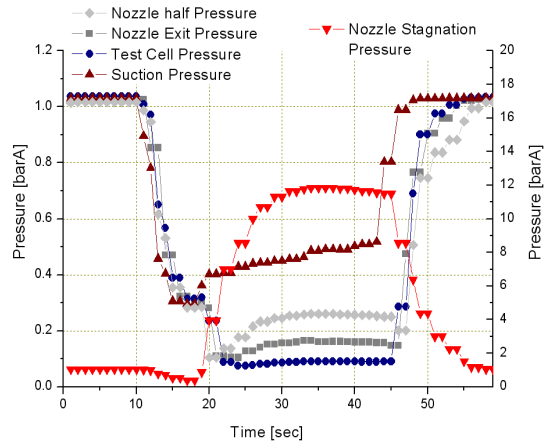


Fig. 4 Starting characteristics at room temperature in Mach 3.5 condition

델이 없이 수행되었다. 본 시험은 시험부로 공급되는 유량 상승에 따른 이젝터의 성능 및 SETF의 설비 검증 시험이 주된 목표였다. 마하 3.5 시험을 통하여 제작된 이젝터의 성능이 예측치를 약간 상회하나 예상 범위 내에서 작동하고 있음을 확인할 수 있었다.[6] 또한 노즐 목에서 측정된 전압력과 노즐 출구의 정압력 측정치의 비교를 통하여 마하 3.5의 유동을 확인하였으며 [1,6], 노즐 출구 정압력이 전압력과 비례하여 상승하는 '노즐류 시동'[3]을 확인한 바 있다.

Figure 4는 마하 3.5 최대 유량 송부 시험 데이터로 이 때 시험부로는 약 19kg/s의 유동이 마하 3.5의 기류를 20초 동안 유지하였음을 확인하였다. 본 시험에서 설비 시동은 압력비 9.79에서 확인되었으며 이는 Table 1에 정리한 예상 시동 압력비보다 낮은 값으로 마하 3.5 조건에서 시험부 내에 시험 모델이 장착되지 않았을 경우 SETF의 설비 효율은 100%에 달한다는 것을 확인하였다. 현재 마하 3.5 노즐은 탈착된 상태로 시험부 모델의 폐색율(Blockage ratio) 증가에 따른 시동 성능 분석 시험은 마하 6.7 스크램제트 엔진 흡입구 성능시험 이후로 연기된 상태이다.

4. 마하 6.7 시동 성능

4.1 이젝터 재설계 및 결과 분석

스크램제트 엔진 흡입구 성능시험을 위하여 마하 6.7 노즐이 설계 및 제작되었다. 2009년 제작된 SETF의 이젝터는 최고 마하수 5, 고도 25 km를 목표로 제작되었으며 참고문헌 6의 이젝터 시험을 통하여 목표 사양을 만족함을 확인할 수 있었다. 그러나 마하 6.7 노즐 장착시 기존의 이젝터로 성능시험을 수행하였을 때 SETF는 시동하지 않았다. 데이터 분석 결과 기존 이젝터가 마하 6.7 노즐에서 구현한 최대 시동 압력비는 99로 100% 설비 효율로 가정시의 시동 압력비에 미치지 못한 성능을 보여 이젝터의 보완이 필요함을 확인할 수 있었다.

이젝터 재설계시 고려한 점은 크게 2가지로 첫째 마하 6.7 성능시험 유량인 1.8kg/s를 10kPa(설비 효율 50% 가정)로 흡입할 수 있어야 하며, 두 번째로 SETF의 고압공기 공급 한계를 고려하여 기존 이젝터 공급 유량(56kg/s)을 상회하는 공기가 공급되어서는 안 된다는 것이다. SETF의 이젝터는 Fig. 5와 같이 구성되어 있으며 이 중 이젝터 목의 직경과 이젝터 구동 노즐 변경 그리고 구동 압력 변경을 통하여 시동 성능을 개선하도록 하였다.

변경 전과 후의 이젝터 형상을 Fig. 6과 Fig. 7에 도시하였다. 이젝터 목의 직경은 기존 700mm에서 600mm로 수정되었다. 이젝터 내부에 장착되는 이젝터 노즐의 마하수는 마하 3.8(목 직경 70mm, 출구 직경 210mm)에서 마하 4.2(목 직경 98mm, 출구 직경 355mm)로 수정되었으며 이젝터 구동 압력도 6MPa에서 4MPa로 수정되었다.

개선된 이젝터와 기존 이젝터의 성능 예측을 EJSIMP 프로그램[3]으로 수행한 데이터를 Fig. 8에 나타내었다.

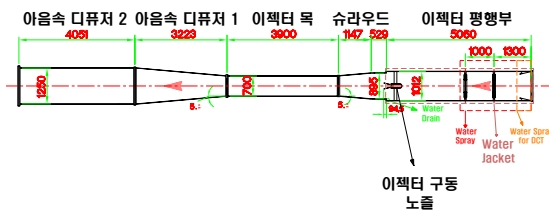


Fig. 5 Configuration of the existing ejector system

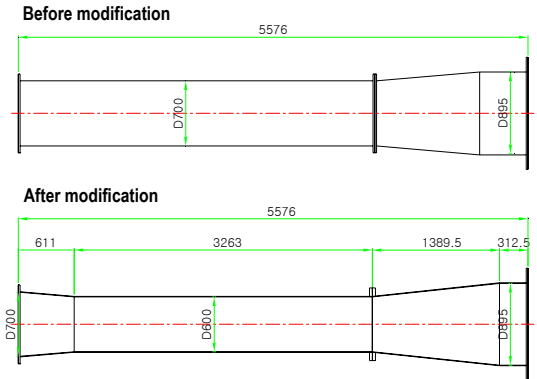


Fig. 6 Ejector pipe modification

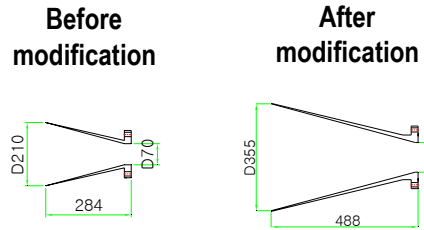


Fig. 7 Ejector nozzle modification

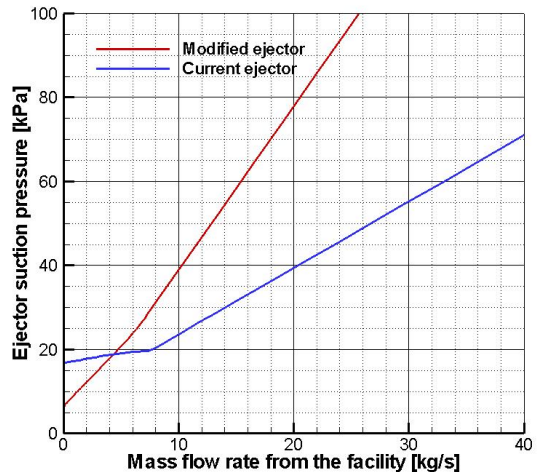


Fig. 8 Ejector performance prediction

이를 통하여 4kg/s 이하의 설비 유량이 송출되는 경우 개선된 형상의 이젝터 흡입 성능이 뛰어남을 확인할 수 있어 SETF의 마하 5 이상의 고 마하수 성능시험에 있어 개선된 형상의 이젝터를 적용할 경우 설비 시동 성능을 향상시킬

수 있을 것으로 판단되었다. 반면 4kg/s 이상의 설비 유량이 송출될 경우 기존 이젝터의 성능이 더 뛰어난 것으로 확인되어 송출되는 설비 유량에 따라 이젝터의 형상(이젝터 목, 이젝터 노즐) 및 구동 압력을 변경하는 것이 SETF 운용에 효율적일 것으로 예상되었다.

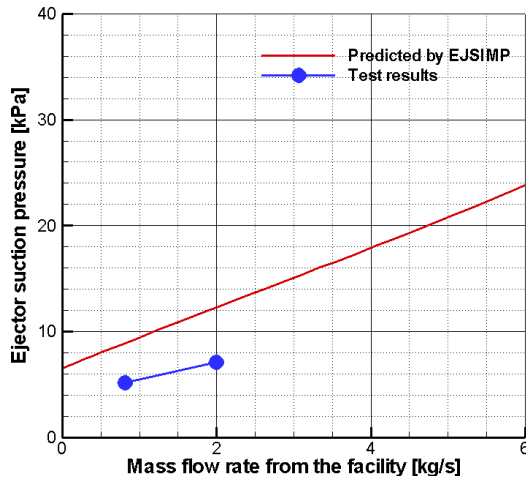


Fig. 9 Prediction and results of the ejector performance

Figure 9는 개선된 이젝터를 장착한 후 시험부에 스크램제트 엔진 흡입구를 장착한 성능시험 데이터로 이젝터의 흡입 압력을 EJSIMP 예측 값과 비교한 그래프이다. 이를 통하여 예측치 보다 높은 흡입 성능을 나타내는 것을 확인할 수 있었다. 이러한 예측치와 실험 데이터의 차이는 EJSIMP 코드가 이젝터 주 유동과 설비 유량(2차 유동)의 혼합과정을 등 엔트로피로 가정하기 때문에 발생한 오차로 이를 해결하기 위해서는 주 유동과 2차 유동의 혼합 후 두 유동의 정압력이 일치하도록 프로그램 수정이 필요할 것으로 예상된다.[3,7]

4.2 출구 마하수

통상적으로 마하 5 이상의 높은 마하수에서 풍동 기류를 상온 공기를 이용할 경우 공기 액화가 발생한다. 따라서 마하 6.7 시험의 경우 공기 액화를 방지하기 위해서는 공급 기류의 온도를 550K 이상으로 유지해야 한다. 마하 6.7 노즐

시험에서는 1회의 상온 시험을 수행하였으며 그때 측정된 노즐 출구 정압은 0.8 KPa로 노즐류 시동이 된 것으로 판단되었다. 이후의 시험은 스크램제트 엔진 흡입구 레이놀즈 수 상사를 위하여 전온도 823 K의 기류가 노즐로 공급되었다.

마하 3.5 그리고 마하 6.7 노즐의 상온 시험에서 시동 여부는 노즐 출구 벽면 압력 측정을 통하여 판단할 수 있었던 반면, 마하 6.7, 전온도 823 K 시험에서는 노즐 출구 벽면 압력이 예상 값보다 약 0.4 kPa 높게 측정되었다. 이러한 현상은 상온 조건에서 수행된 마하 3.5와 마하 6.7 시험에서는 관측되지 않았다. 그러나 노즐 출구 벽면 압력이 높게 나오는 현상은 2008년 항우연 스크램제트 엔진 흡입구의 일본 JAXA Kakuda Space Center의 P 풍동 마하 6.7 성능 시험에서도 관측된 바 있다. 당시 시험 조건은 전압력 6 MPa, 전온도 600 K 이었으며 관측된 노즐 출구 정압은 2.55 KPa로 예상치보다 0.6 kPa 높은 압력이 계측되었다. 이러한 현상은 높은 마하수 그리고 높은 전온도로 인하여 경계층 두께가 과대해짐으로 인하여 발생한 것으로 사료된다. SETF의 노즐 설계 과정에서 수행한 전산해석 결과에 따르면 마하 3.5 노즐의 경계층 두께가 약 8mm(전압력 2.99 MPa, 전온도 630 K)인 반면, 마하 6.7 노즐의 경계층 두께는 약 38mm(전압력 2.24 MPa, 전온도 800 K)에서 정도로 예측된 바 있다.

따라서 설비의 시동 여부를 정확하게 파악하기 위해서는 노즐 출구 면에서의 피토 압력 측정이 필요할 것으로 판단하였으며 노즐 출구 단면에서의 피토 압력 측정을 수행하였다. 측정된 피토 압력 및 노즐 출구 정압력 비를 통하여 계산된 노즐 출구 단면의 마하수 분포를 Fig. 10에 나타내었다.

Figure 10은 전압력 2.5 MPa, 전온도 823 K에서 노즐 출구의 마하수 분포를 나타낸 것으로 이를 통하여 경계층의 두께가 앞서 전산해석에서 예측했던 38mm와 유사함을 확인할 수 있었다. 또한 피토 압력과 노즐 출구 정압력의 비를 통하여 계산한 노즐 코어 부분의 마하수는 약 6.47로 Fig. 10을 통하여 확인할 수 있듯이 코어 부

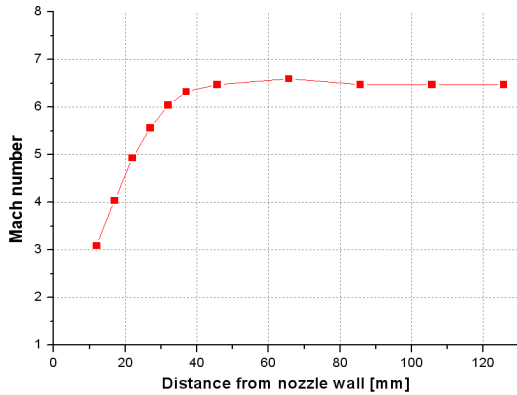


Fig. 10 Mach number distributions in the Mach 7.0 2D nozzle

분의 기류가 고른 분포를 보여 마하 6.7 노즐 유동의 균일성을 확인할 수 있었다.

4.3 시동 성능

Figure 11은 마하 6.7 피토 압력 측정 시험시의 설비 데이터로 시험부에는 피토 압력 측정 레이크가 장착되었다. 시험부에 노출된 레이크의 단면적은 노즐 출구 면적의 5.1%를 차지한다. 본 시험에서 시험부로 공급된 유동은 약 1.88kg/s이며 피토 압력 측정 결과(Fig. 11의 pitot pressure) 마하 6.47의 기류를 약 25초 동안 유지하였음을 확인하였다. 피토 압력 측정에 사용된 압력 센서는 GE Druck 사의 PTA 50 A3로 압

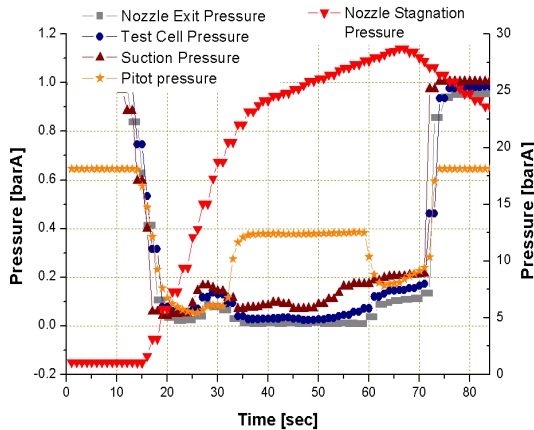


Fig. 11 Starting characteristics at Mach 6.7 condition

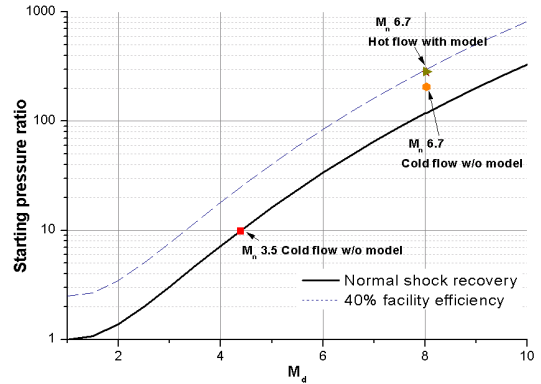


Fig. 12 Starting characteristics of the SETF

력 측정 영역이 50kPa로 측정 영역 내에서 $\pm 0.1\%$ 의 정확도를 가졌다. Fig. 11 그래프를 통해서 알 수 있듯이 시험 시간 내에는 정확한 값을 계측함을 확인할 수 있었다.

피토 압력 측정 시험에서 설비 시동은 압력비 280에서 확인되었으며 SETF의 마하 6.7 노즐 Blockage ratio 5.1% 성능 시험에서의 설비 효율은 약 40%임을 확인하였다. 피토 압력 측정 이후 스크램제트 엔진 흡입구를 SETF 시험부에 장착한 성능시험이 진행되었다. 시험부에 장착된 모델의 Blockage ratio는 22.8%이었으며 시동 압력비는 285였다. Fig. 12에 SETF의 시동 압력비를 디퓨저에서의 수직 충격파에 의한 전압력 회복율 및 설비 효율 40% 일 경우의 전압력 회복율 그래프와 함께 나타내었다.

마하 6.7 노즐의 상온 시험은 노즐 인수 시험 목적으로 1회 진행되었으며 시험부에 모델은 장착하지 않았다. 상온에서 수행된 마하 6.7 시험에서는 노즐 출구 벽면 압력으로 약 10초 동안 설비 시동이 되었음을 확인하였다. 이 때 시동 압력비는 206이었으며 설비 효율은 약 58%이었다.

5. 결 론

본 논문에는 SETF의 마하 3.5 및 마하 6.7 노즐 장착에 따른 설비 시동 특성을 정리하였다. 마하 3.5 노즐은 SETF 구축 후 최종 인수 시험

을 위하여 제작된 노즐로 SETF의 시험부 최대 공급 유량인 20kg/s를 송출할 수 있어 최대 공급 유량 송출시 설비의 시동을 확인할 수 있었으며, 시험 모델이 장착되지 않은 상태에서 설비 효율 100%를 상회하는 성능을 보임을 확인하였다.

마하 6.7 노즐은 스크램제트 엔진 흡입구 성능 시험을 위하여 제작되었다. 설비 노즐 교체에 따라서 SETF의 이젝터 형상 및 운전 조건도 변경되었으며 이 과정 및 변경 전과 후의 형상을 본문에 정리하였다. 이젝터 변경 후 시험부에 모델을 장착하지 않은 상온 성능 시험을 수행, 노즐 출구 벽면 압력으로 설비 시동을 확인하였으며 이 때의 시동 압력은 206, 설비 효율은 58%였다. 추후 전온도 823 K 조건에서는 피토 압력 측정을 통하여 설비 시동을 확인하였다. 이 때 피토 압력 측정 레이크의 Blockage ratio는 5.1%로 시동 압력비는 280, 설비 효율은 40%였다. 2010년 9월과 10월 수행된 스크램제트 엔진 흡입구의 Blockage ratio는 22.8%로 이 때의 시동 압력비는 285로 피토 압력 측정레이크의 시동 압력비 및 설비 효율과 유사한 경향을 가짐을 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 이양지, 강상훈, 오중환, 양수석, "한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비의 개발", 한국추진공학회지 제14권, 제3호, 2010, pp.69-78
2. 이양지, 차봉준, 양수석, 김형진, "초음속 지상추진시험설비의 기본설계기법 연구", 한국추진공학회지 제7권, 제4호, 2003, pp.53-62
3. Tohru Mitani, et al., "Subscale Wind Tunnels and Supplemental Studies of Scramjet Engine Tests", Technical Report of National Aerospace Laboratory TR-1458, April, 2003
4. RJTF construction group, "RAMJET ENGINE TEST FACILITY(RJTF)", Technical Report of National Aerospace Laboratory TR-1347, March, 1997
5. 이양지, 차봉준, 양수석, "초음속 지상추진시험설비의 이젝터 설계 기법 및 유동 특성 연구", 한국추진공학회지, 제10권, 제1호, 2006, pp.54-63
6. 강상훈, 이양지, 양수석, "고속추진기관 시험설비 시운전 : 이젝터시스템 성능분석", 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, pp.268-271
7. T. Kanda and K. Kudo, "Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane" Journal of Propulsion and Power, Vol. 19, No. 5, 2003, pp.859-867

1. 이양지, 강상훈, 오중환, 양수석, "한국항공우