

Technical Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2022.26.1.077>

스크램제트 엔진 흡입구 시험을 위한 자유제트형 지상추진시험설비의 마하 5 성능 검증

이양지^{a,*} · 양인영^a · 이경재^a · 오중환^a · 최진^b

Mach 5 Performance Verification of Free-jet Type Ground Propulsion Test Facility for Scramjet Engine Intake Test

Yang Ji Lee^{a,*} · Inyoung Yang^a · Kyung Jae Lee^a · Jung Hwan Oh^a · Jin Choi^b^a Aeropropulsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea^b Agency for Defence Development, Korea^{*} Corresponding author. E-mail: mars336@kari.re.kr

ABSTRACT

In order to perform the scramjet engine intake ground test using the Scramjet Engine Test Facility (SETF) of the Korea Aerospace Research Institute, we introduced the test availability check procedure that is generally conducted. The design process of the newly manufactured Mach 5 nozzle for the scramjet intake test was summarized, a device for checking the core flow distribution of the nozzle was explained, and the core flow test analysis results were written. Through a series of test results, it was confirmed that the intake was located in the new Mach 5 nozzle core.

초 록

한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비를 활용한 스크램제트 엔진 흡입구 지상 시험을 수행하기 위하여 일반적으로 진행되는 시험 가능 여부 확인 절차를 소개하였다. 스크램제트 흡입구 시험을 수행하기 위하여 새롭게 제작된 마하 5 노즐의 설계 과정을 정리하였으며, 노즐의 코어 유동 분포를 확인하기 위한 장치를 설명하고 코어 유동 시험 분석 결과를 기록하였다. 일련의 시험 결과를 통하여 흡입구가 신규 마하 5 노즐 코어에 위치하는 것을 확인하였다.

Key Words: Scramjet engine(스크램제트 엔진), Intake(흡입구), Blow-down wind tunnel(불어내기식 풍동), Facility starting(설비시동), Pitot pressure(피토압력)

1. 서 론

스크램제트 엔진 연구는 그 개념이 도입된 60년대 이후로 실용화를 위한 노력이 지속적으로 전개되어왔다. 2000년대 들어 NASA의 X-43A 수소 스크램제트 엔진 마하 9.8 비행시험 성공, 미 공군의 X-51A 탄화수소 스크램제트 엔진 마

Received 2 December 2021 / Revised 19 January 2022 / Accepted 25 January 2022
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2021년도 추계학술대회(2021.11.24~26, 웨스틴 조선호텔 부산) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

하 5.1 비행시험 성공 등으로 가시적인 성과를 나타내었다. 그 후 중국, 러시아, 인도 등에서 이와 같은 비행시험이 성공하고 국방 분야에 스크램제트 엔진을 이용한 일회성 단순 극초음속 추진기관 및 비행체의 실전 배치 단계에 있다는 보도도 이어지고 있다.

스크램제트 엔진을 극초음속 항공기 분야에 적용하는 연구도 활발히 진행되는 추세다. 미국은 X-33 Venture star라는 초음속 우주왕복 항공기 개발 프로젝트를 NASA와 록히드마틴사를 중심으로 1996년부터 2001년까지 수행한 바 있으며, 이후에도 NASA와 보잉, 록히드 마틴을 중심으로 여러 가지 완전 재사용 비행체, 극초음속 민항기, 정찰기 실용화 기술을 연구하고 있다. 유럽도 ESA 주도로 2035년까지 극초음속 민항기 실현을 위한 STRATOFly, 브뤼셀에서 시드니 운항을 목표로 하는 LAPCAT 프로젝트를 진행하는 등 극초음속 항공기 실현을 위한 연구를 수행 중이다.

한국항공우주연구원도 스크램제트 엔진 연구를 진행하고 있으며 설계한 엔진의 성능 검증을 위하여 이를 시험하기 위한 스크램제트 엔진 지상추진 시험설비도 보유하고 있다. 2019년 한국항공우주연구원은 국방과학연구소로부터 수주한 '복합영역 경계층 제어기술'과제를 수행하고 있다. 본 과제의 목표는 스크램제트 엔진 흡입구 성능 증진을 위하여 국방과학연구소에서 설계한 흡입구를 한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비에서 흡입구 특성을 파악하도록 되어있다.

본 논문에는 통상적인 불어내기식 극초음속 지상추진시험설비에서 스크램제트 엔진 시험 가능성 확인을 위해 수행하는 절차, 그리고 스크램제트 엔진 시험설비의 신규 마하수 노즐의 코어 유동 분포 측정 시험 및 데이터 분석을 통한 설비 노즐의 성능 검증 결과를 정리하였다.

2. 스크램제트 엔진 시험설비(SETF)

2.1 시험설비 구성

한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설

비(이하 SETF)는 마하 5 이상의 극초음속 추진기관의 고고도 성능시험을 목적으로 구축된 설비로 압축기, 공기탱크 및 공기 가열기를 이용한 불어내기식 극초음속 풍동이다. SETF는 고압공기 공급원, 공기 가열부, 엔진 시험부, 이젝터 배기시스템 등으로 구성되어 있다. Fig. 1은 SETF의 대표 사진이다. 고압공기 공급원은 32 MPa로 가압된 0.9 m³의 고압 탱크 44기와 엔진 시험부와 이젝터 배기시스템으로 세팅된 압력을 조정해주는 압력 조절부로 구성되어있다[1]. 공기 가열부는 최대 3 MPa, 10 kg/s의 공기를 1,300 K까지 가열하는 축열식 가열기, 그리고 추가 온도 상승을 위한 연소 방식 가열기로 구성되었다. 엔진시험부는 시험체가 장착되는 곳으로 마하수 노즐과 초음속 디퓨저, 압력과 온도를 측정하기 위한 센서 패널이 위치한다. 배기시스템은 공기 이젝터 방식으로 고압공기 공급원을 통과하는 4 MPa, 60 kg/s의 공기를 이젝션 소스로 사용한다.

SETF는 2011년 구축 이래 다수의 스크램제트

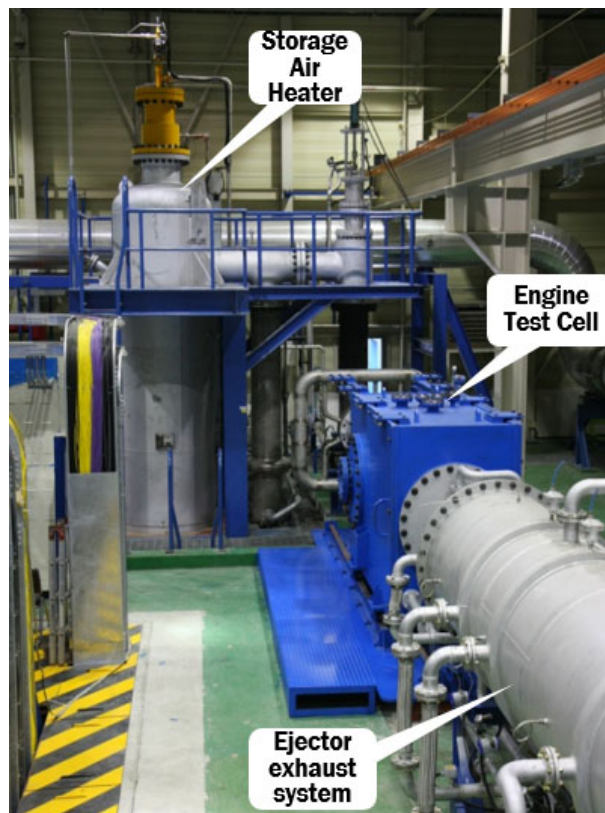


Fig. 1 Scramjet engine test facility.

엔진, RBCC 엔진 시험과 흡입구 시험 그리고 단열재, TPS 공력 가열 시험을 수행하였다[2-4]. 이를 위하여 각 시험체의 비행 조건에 부합하는 설비 노즐이 제작되었다. 설비 설계단계에서 엔진시험부는 자유제트형 시험부의 시험체 최대 단면 폐색률을 30%로 가정하고 100 mm x 100 mm 크기의 시험체를 적용할 수 있도록 하였다. 따라서 대략적인 노즐 출구는 200 mm x 200 mm 범위 내에서 시험체 형태에 따라 변경 제작할 수 있도록 하였다.

2019년 기준, SETF가 보유하고 있는 노즐은 총 4기로 M 3.5, M 5, M 6, M 6.7 조건을 모사하도록 설계되었다. 이 중 M 3.5와 M 6.7은 정방형 출구 노즐이며, M 5와 M 6은 직사각형 출구 노즐이다.

2.2 설비 시동과 효율

SETF와 같은 초음속 풍동의 운용에 있어 가장 중요한 것은 설비 시동이다. 설비 시동은 Fig. 2와 같이 시험부 즉 시험체 또는 시험체의 흡입구가 설비 노즐 코어(core)에 위치하는 구간 즉 충격파 또는 팽창파가 존재하지 않을 때 구현되었다고 할 수 있다. 이 때, 시동에 필요한 시험부 전 후방의 전압력 비를 시동 압력비라고 한다. 시동 압력비는 시험부 및 시험체의 공력 특성에 따라 달라지는데 통상적으로 폐색율이 큰 모델일 경우 설비 시동에 소요되는 시동압력비는 더 과대해지는 경향을 보인다.

시동압력비와 더불어 설비의 특성을 나타낼

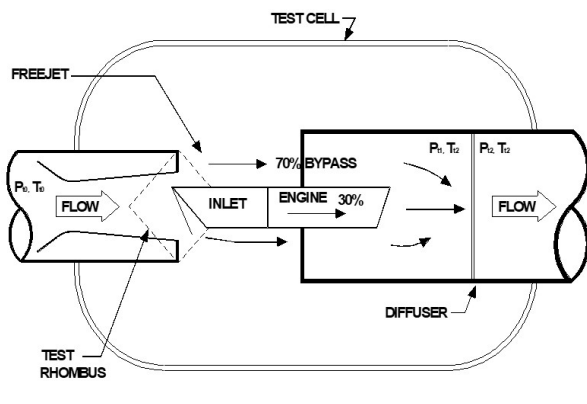


Fig. 2 Test rhombus of free-jet type windtunnel.

수 있는 지표로는 수직충격과 효율[5]이 있다. 수직충격과 효율(η_{NM})은 실제 설비 시동에 필요한 시동압력비를 무저항일 경우로 나누는 것이다. Table 1은 약 30% 폐색율의 시험체를 장착한 SETF의 실제 성능을 정리한 것이다. 여기서 Md는 설비 노즐을 통과한 유동이 노즐 출구의 2배 면적의 디퓨저에서 추가 팽창되었을 때의 마하수를 가정한 것이다. 설비의 수직충격과 효율은 마하수가 증가할수록 감소하며 이에 따라 설비 시동에 필요한 시동 압력비는 마하 6.7의 경우 285배로 시험부와 후방이 대기압일 경우 이를 구현하기 위해 설비 노즐로 285 bar의 공기를 송출할 수 있는 막대한 고압공기 공급원이 요구된다.

따라서 시험부와 후방의 압력을 저압으로 만들어 주는 이젝터를 사용한다. SETF는 2개의 이

Table 1. Performance of SETF.

Mn*	Md**	Starting pressure ratio (η_{NM} 100%)	Starting pressure ratio (from test)	η_{NM} (%)
3.5	4.39	10	17	58.8
5.0	5.91	32	58	55.2
6.0	7.03	65	136	47.7
6.7	8.02	119	285	41.8

*Facility nozzle Mach number, **Diffuser Mach number

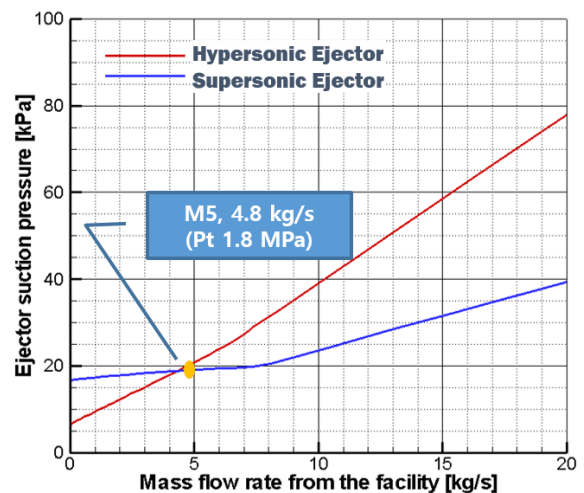


Fig. 3 SETF ejector suction performance graph[6].

젝터를 구비하고 있으며 마하 6 이상의 작동조건에서는 극초음속 이젝터를, 그 이하에서는 초음속 이젝터로 교체하여 사용하는 방식을 채택했다. Fig. 3은 SETF의 각각의 이젝터 흡입 성능 곡선이다[6]. 설비 노즐로 공급되는 유량 즉 이젝터가 흡입해야 하는 2차 유량이 증가할수록 흡입 성능은 저하된다. 시험체의 시험 조건(전압력)이 정해지면 시험부로 공급되는 유량을 계산하여 이때의 이젝터 흡입 압력으로 SETF의 일반적인(폐색율 약 30% 시험 모델 기준) 시동 압력비를 만족하는지 여부를 사전에 판단해야 한다.

3. 스크램제트 엔진 흡입구

시험 대상인 스크램제트 엔진의 설계 마하수는 6.0이며, 마하 4.0~6.0, 받음각 $-4\sim+4^\circ$ 범위에서 구동한다. 지상 시험은 SETF의 마하 5, 고도 20~25 km 조건에서 수행되는 것으로 결정되었다. 엔진 모델에서 흡입구의 크기는 길이 약 1.8 m, 최대 폭 약 0.3 m 이다. Fig. 4는 시험 모델의 앞전에서 카울에 수평하게 절단했을 때의 흡입구 측면 형상으로 외부 압축 2회, 내부 압축 2회의 충격과가 발생한다. 앞전에서 카울 시작점까지의 거리는 약 1 m이다. 해당 흡입구의 시험을 위해서는 외부 압축 구간 즉 카울 앞의 노즐 출구에서 300 mm 안쪽에 위치한다. 따라서 SETF에서 이를 시험하기 위해서는 본 사이즈가 설비 허용 범위 내인지를 확인하도록 한다.

Fig. 5에 SETF의 시험부에 배치된 항우연 스크램제트 엔진 시험 모델을 나타내었다. 항우연 모델의 크기는 높이 189 mm, 폭 94 mm으로 설비 노즐 출구 면적 대비 폐색율은 약 33%이다. 모델 앞전은 설비 노즐 코어에 위치하도록 노즐 출구에서 300 mm 안쪽에 위치한다.

항우연 모델이 시험된 마하 5 노즐의 코어 유동 시험은 외부 압축 구간이 존재하는 구간까지의 시험을 통해 검증한 바있다. 또한, 설비 노즐 출구에서 60 mm 떨어진 곳에 배치하여 노즐 경계층 영향을 배제하였다. 항우연 시험 모델의 앞전에서 카울 시작점까지의 거리는 442.89 mm로

Fig. 4의 시험 대상물의 외부 압축 구간 길이는 항우연 시험 모델에 비해 2배 이상 크기 때문에 설비 노즐 코어에 위치할 수 없는 형상이다. 따라서 모델 크기를 축소할 필요가 있다.

Fig. 6은 길이 기준 50% 축소 모델(부피 기준 25%)의 형상을 축소 전 형상과 비교한 것이다. 모델의 외부 압축 구간의 길이는 약 0.6 m로 항우연 모델의 외부 압축 구간 길이에 비해 길다. 따라서 모델이 코어 내에 존재하는지를 노즐 코어 유동 시험으로 파악할 필요가 있다. 흡입구 내부 유로의 폭 및 전체 크기는 SETF의 통상적인 폐색율 허용 범위 내의 적절한 크기로 판단된다. 다만 흡입구 형상에 있어 최대 폭이 첫 번째 램프에 위치하며 너비가 커 SETF에서 기존에 보유하고 있는 마하 5 노즐의 경계층에 외부 압축구간 일부가 잠식될 것으로 판단된다. 따라서 본 모델을 시험하기 위해서는 신규 마하 5 노즐이 필요하다.

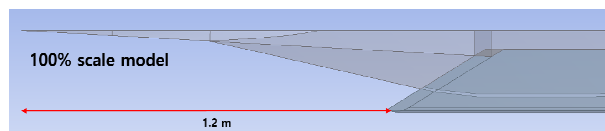


Fig. 4 Side view of scramjet engine intake model.

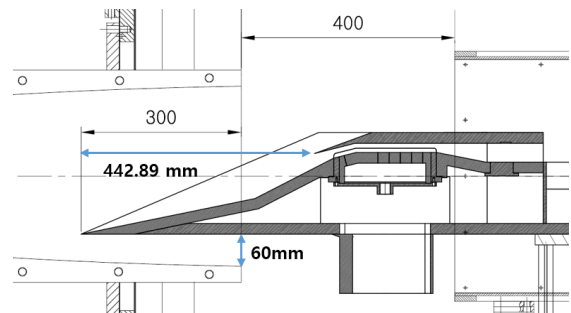


Fig. 5 KARI scramjet intake model in the SETF.

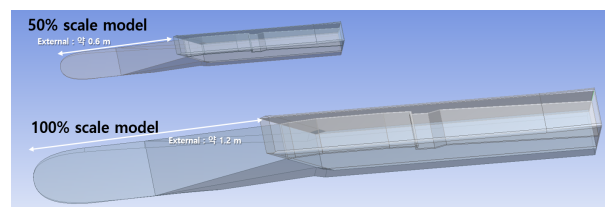


Fig. 6 Test model scale-down.

4. 신규 마하 5 노즐 설계

SETF의 기존 마하 5 노즐은 목 높이 11.4 mm, 출구 사이즈는 185 mm(w) x 312 mm(h), 확장부 길이는 1,493.55 mm이다. 시험 대상인 흡입구를 시험하기 위해 신규 노즐 출구의 폭 너비는 185 mm 보다 커야 한다. 일반적인 SETF의 설비 노즐 폭 방향 경계층 두께가 약 20 mm 임을 고려할 때 신규 마하 5 노즐의 폭 너비는 197.5 mm 이상이어야 한다. 또한 이 폭이 허용치 이상 넓어지게 되면, 설비로 공급되는 유량이 과대해져 이젝터의 흡입 성능에 영향을 미칠 수 있다. 따라서 신규 마하 5 노즐의 폭은 215 mm로 정하였다. 증가한 폭 너비 대신 노즐 목의 높이를 11.4 mm에서 10 mm로 줄여 노즐로 공급되는 유량은 비슷한 수준을 유지하도록 하였다. 노즐 확장부의 길이는 기존 마하 5 노즐과 유사하게 조치했다. 공력 설계 및 경계층 보정 프로그램은 본 연구원이 기보유하고 있는 Converging-Diverging 노즐 설계 프로그램을 사용하였다.

먼저 결정된 노즐 목 높이는 10 mm이다. 마하 파(Mach wave)가 시작되는 구간은 축 방향으로 0 mm부터 291 mm까지 팽창 각도는 9°로 선정하였다. 공력 설계 프로그램을 통하여 도출된 마하수는 5.02, 확장부 길이는 1,503.88 mm, 노즐 출구 높이는 256.16 mm로 계산되었다. 경계층 보정 프로그램을 통하여 경계층 높이를 고려한 노즐 출구 높이는 289.7 mm로 계산되었다. 따라서 노즐 출구 단면적은 215 mm × 289.7 mm로 정방향 노즐이다. 노즐 인입부의 높이는 110 mm이며 확장부가 늘어난 만큼 축소부의 길이를 줄여 신규 노즐의 총 길이는 1,559.77 mm로 기존 노즐과 동일하게 설계/제작되었다.

통상적인 자유제트 타입 시험부의 디퓨저/노즐 면적비는 2.0이다[7]. 일반적으로 설비 노즐이 신규 설계/제작될 때 디퓨저도 재설계/제작하나 신규 마하 5 노즐의 출구 면적이 구 마하 5 노즐과 크게 차이가 나지 않아 기존 디퓨저를 사용하였다.

신규 마하 5 노즐의 시동 성능은 기존 마하 5 노즐과 유사할 것으로 판단했다. 신규 노즐 목의

면적이 기존 마하 5 노즐보다 약간 증가하였기 때문에 마하 5 조건에 상응하는 1.8 MPa의 공기가 공급될 때 기존 노즐에서는 4.256 kg/s가 통과하며, 신규 노즐은 4.338 kg/s의 공기가 공급된다. 따라서 이젝터가 흡입해야 하는 유량이 약간 상승하였기 때문에 설비 시동에는 문제가 없을 것으로 판단했다.

5. 신규 마하 5 노즐 성능 검증을 위한 피토레이크 설계

신규 노즐이 제작되면 노즐의 특성(경계층 두께, 코어 유동 분포)을 확인해야 한다. SETF에서는 피토레이크를 이용하여 그 특성을 파악하여 왔다. 일반적으로 레이크는 피토 압력을 측정하기 위한 유체 흐름의 0°도 방향을 측정할 수 있는 프로브를 노즐 출구 면에 Fig. 7과 같이 열십자로 배치하여 가로방향과 세로방향을 측정하는 형태를 취한다.



Fig. 7 Picture of Pitot rake installation for new Mach 5 nozzle.

열십자 지지대의 전단은 22°의 각을 가지는 썰기 형태를 취하여 궁형 충격파가 발생하지 않도록 한다. 프로브의 전단은 열십자 지지대에서 발생하는 충격파의 영향을 받지 않도록 지지대로부터 10 mm 떨어진 곳에 배치한다. 유체 흐름의 0° 방향을 측정하는 프로브의 외경은 1/16"로 하여 충격파 강도가 크지 않도록 한다. 신규 마하 5 노즐 레이크의 측정 프로브의 위치는 Fig. 8과 같으며 종방향으로는 10 mm 등 간격 배치, 횡방향으로는 코어 부근은 15.5 mm 등 간격 배치, 벽면 쪽은 10 mm 간격으로 각각 3개

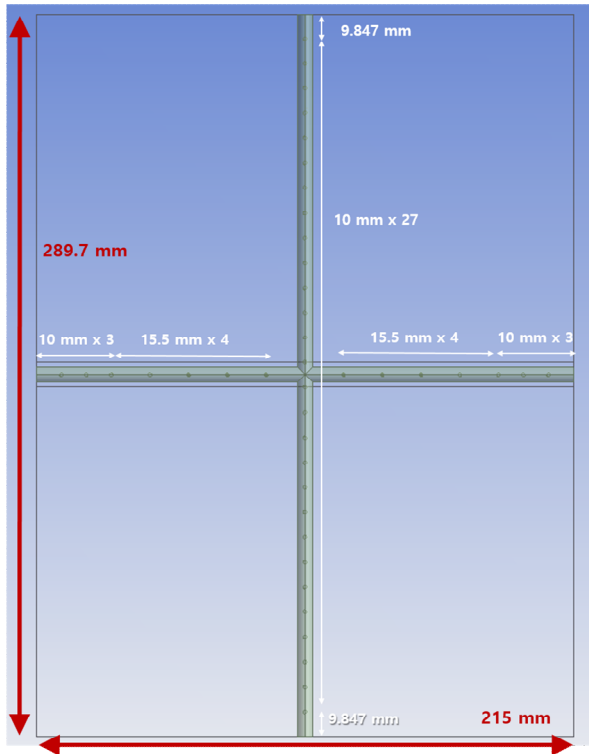


Fig. 8 Probe measuring point map of new Mach 5 nozzle of SETF(based on the nozzle exit face).

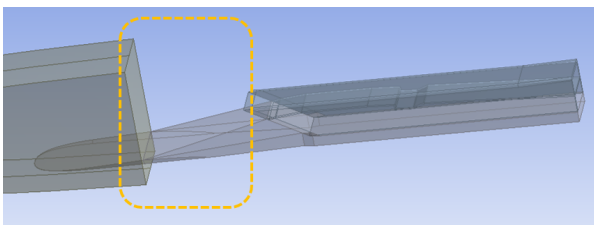


Fig. 9 Intake model external compression zone outside the new Mach 5 nozzle.

소 배치하여 경계층의 두께를 조밀하게 측정하도록 조치하였다.

2.2절에서 기술하였듯 시험체의 흡입구는 설비 노즐의 코어에 장착되어야 한다. 따라서 흡입구의 외부 압축구간이 노즐 코어에 안착되어야 한다. 이를 위해서 레이크는 Fig. 9의 점선 내부와 같은 흡입구의 외부 압축구간에 상응하는 부분의 코어 분포를 측정할 필요가 있다. Fig. 7은 노즐 출구 면에 장착된 레이크와 시험부 사진으로 출구 면에서부터 50 mm 간격으로 이동하여 최대 250 mm 위치까지 피토 압력을 측정할 수 있도록 제작하였다. 압력 측정에 사용된 센서는 GE Druck 사의 UNIK 5000, PTA 50 A3로 각 위치(노즐 출구, 유동 코어, 경계층 영역) 별 예상되는 압력 범위에 따라 각각 50, 200, 500 kPa의 센서를 배치하였다. 압력 센서의 정확도는 측정 최대치의 ±0.1%이다.

6. 신규 마하 5 노즐 코어 유동 측정 시험 및 결과 분석

신규 마하 5 노즐 코어 유동 측정은 노즐 출구 면에서부터 50 mm씩 후방으로 이동하면서 실시된다. 1회의 시험에서 코어 유동 측정 위치는 고정되기 때문에 최후방 250 mm까지 총 6회의 시험이 수행되었다. 노즐 코어 유동 측정 시험에서 피토프로브로 측정된 압력은 아음속에서는 유동 전압력을 직접적으로 계측하지만, 초음속에서는 프로브 전단에서 발생한 충격파 후단의 압력을 계측한다. 피토프로브로 측정된 압력 ($P_{t,pitot}$)은 노즐 출구 정압력(P_1)과 다음 과정을 거쳐 마하수(M_1)로 계산된다.

$$P_{t,\pi} \tag{1}$$

정확한 마하수 계산을 위해서는 피토압력이 측정되는 위치에서의 정압력을 측정하는 것이 필요하다. 그러나 마하 5에 노출된 피토압 측정홀 부근에 정압력 측정 치구를 설치할 경우 피토압 측정홀에서 발생한 궁형 충격파로 인해 정

압력 측정치에 오차가 발생할 수 있다. 특히 극 초음속 영역에서는 정압력 1 kPa의 차이로 마하수의 소수점 첫째자리가 변할 수 있는 큰 오차를 유발할 수 있다. 따라서 본 계산에서는 충격파의 영향을 받지 않는 노즐 출구 정압력을 이용하여 마하수를 계산하였다. 이 경우 노즐 출구 근방의 유동은 비교적 정확한 마하수를 계산할 수 있을 것이나 출구에서 멀어질 경우 디퓨저에서 팽창되는 것을 고려할 때 노즐 출구 정압력보다 더 낮은 정압력이 조성되어 마하수는 더 증가할 수 있을 것이다. 그러나 코어 유동의 분포를 측정하는데에서는 노즐 출구 정압력을 사용하여도 무방한 오차일 것임을 3차원 수치해석으로 확인하였다.

Fig. 10은 노즐 출구에서 250 mm까지 종단 방향의 피토 압력과 마하수 분포 그래프를 정리하였다. 그래프에서 Y축은 노즐 종단 방향 최상단에서부터의 거리를 나타낸 것으로 -289.7 mm가 종단 방향 최하단이다. 상단 X축은 피토 압력(청색 삼각형), 하단 X축은 마하수(적색 사각형)를 나타낸다. 그래프의 레전드에는 각 시험이 수행된 설비 전압력과 전온도를 기입하였다. 본 그래프에 표시된 피토 압력은 1초 동안의 평균 값으로 불확도는 각 데이터의 소수점 둘째자리 수준이다. 그래프에 interval로 표기하기 어려워 평균 값만을 나타낸다.

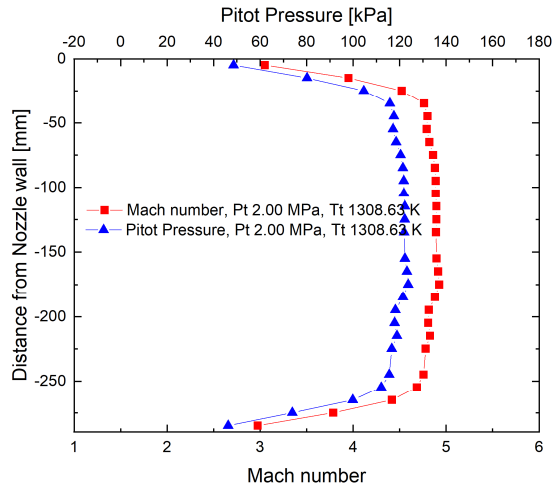
신규 마하 5 노즐 코어 유동 측정 시험은 전압력 2.0 MPa, 전온도 1,300 K 근방에서 수행되었다. 전압력 및 노즐 출구 측정 정압력 기준 시험 고도는 20.5 km이다. 시험 조건에서의 유닛 레이놀즈 수는 $6.47E+6$ [1/m]이며, 시험부로 공급된 유량은 전압력 2.0 MPa 기준 4.7 kg/s이었다. 이 때 SETF 공급 전압력과 신규 마하 5 노즐 출구 정압력으로 계산한 유속은 마하 5이다.

Fig. 10(a)는 노즐 출구에서 수행한 코어 유동 측정 시험에서 도출된 종단 방향 피토 압력과 마하수 분포를 나타낸 것이다. 노즐 출구 유속은 마하 5로 계산되었다. 노즐 출구 면 정중앙을 기점으로 위 아래 유동은 대칭 형태를 취하고 있으며 경계층 두께는 유속 99% 회복 기준 34.85 mm로 확인되었다. 출구 면에서 경계층을 제외

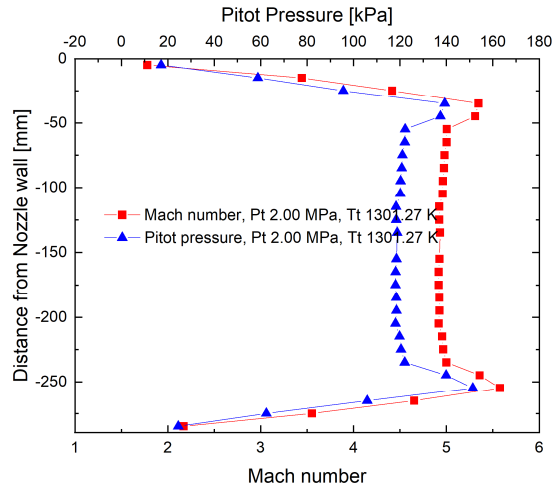
한 종방향 코어 유동 길이는 220 mm이다. Fig. 10(b)는 노즐 출구에서 50 mm 위치에서의 측정 데이터로 노즐 출구와 유사한 양상을 보인다. 50 mm 지점의 유속은 마하 5, 위, 아래 유동도 대칭 형태를 취하고 있으며 경계층 두께와 코어 유동 길이도 동일하다.

Fig. 10(c)는 노즐 출구 100 mm 지점 데이터로 출구와 50 mm에서는 관측되지 않았던 코어 가장자리에서 피토 압력이 최고 값이 측정되는 경향이 관측되었다. 이는 노즐에서 과소 팽창된 유동이 디퓨저에서 추가로 팽창하면서 발생한 팽창파를 포착한 것이다. 팽창파가 발생하였으나 출구 100 mm 지점의 경계층 두께는 노즐 출구 및 50 mm 지점과 동일하게 34.85 mm, 코어 길이는 220 mm를 유지하였다.

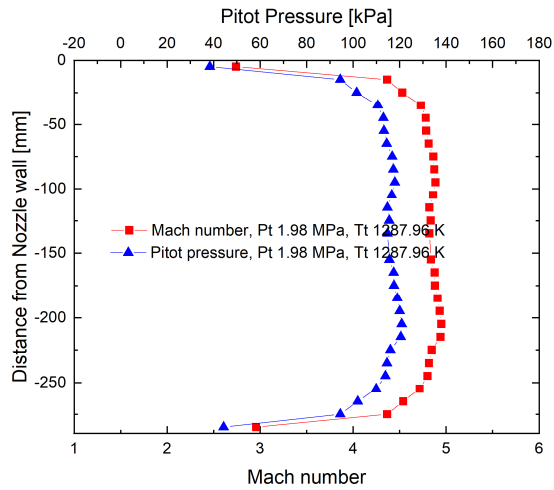
Fig. 10(d)에서 (f)는 각각 노즐 출구 150 mm, 200 mm, 250 mm 지점의 데이터이다. 100 mm 지점에서 관측되었던 코어의 위 아래 가장자리 피토 압력의 피크 경향이 후방으로 갈수록 영역이 확장되는 것을 확인할 수 있다. 이는 노즐의 과소 팽창 유동에 의하여 발생한 팽창파가 후방으로 갈수록 그 영역이 확장되었기 때문으로 이로 인해 마하 5 코어의 길이도 후방으로 갈수록 줄어들게 된다. 노즐 과소 팽창 유동에 의한 팽창파의 강도는 노즐로 공급되는 유동 전압력이 클수록 팽창파의 강도는 커지고 코어 유동 길이도 줄어든다. 따라서 노즐 전압력을 2.0 MPa에서 1.8 MPa로 낮추면 코어의 길이도 추가로 더 확보할 수 있을 것으로 생각된다. 시험부로 공급되는 코어 유동의 마하수는 노즐의 목과 출구의 면적비로 결정된다. 시험부에 조성되는 유동의 고도 조건 즉 정압력은 노즐로 공급되는 유동의 전압력에 좌우된다. 마하 5 노즐로 공급되는 유동의 전압력이 2.0 MPa일 경우 시험부에서는 고도 21 km의 압력 조건에 해당하는 3.9 kPa의 환경이 조성된다. 만약 1.8 MPa의 유동이 공급되면 시험부에서는 고도 21 km의 환경에 해당하는 3.4 kPa의 압력이 조성된다. 본 지상 시험은 SETF의 마하 5, 고도 20~25 km 조건에서 수행되도록 결정되었으므로 1.8 MPa 조건에서 시험해도 무방하다.



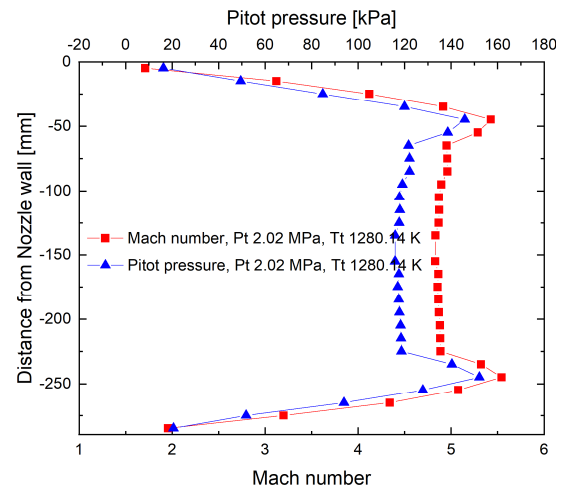
(a) Nozzle exit



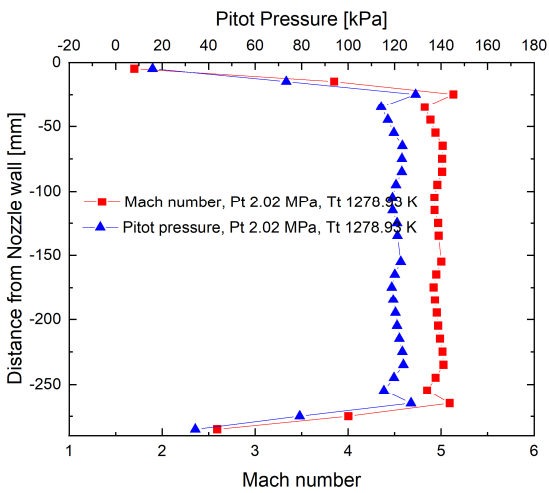
(d) 150 mm away from Nozzle exit



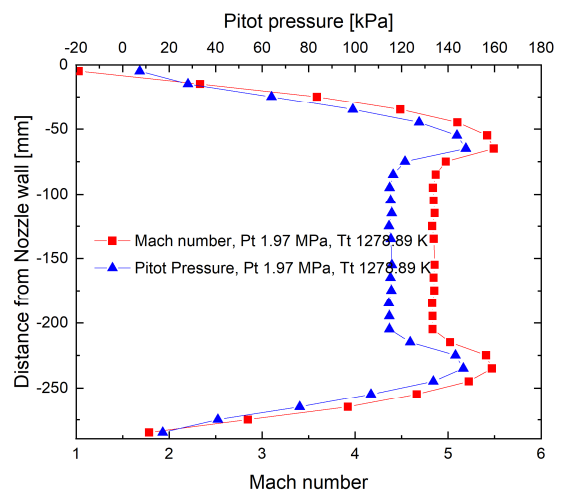
(b) 50 mm away from Nozzle exit



(e) 200 mm away from Nozzle exit

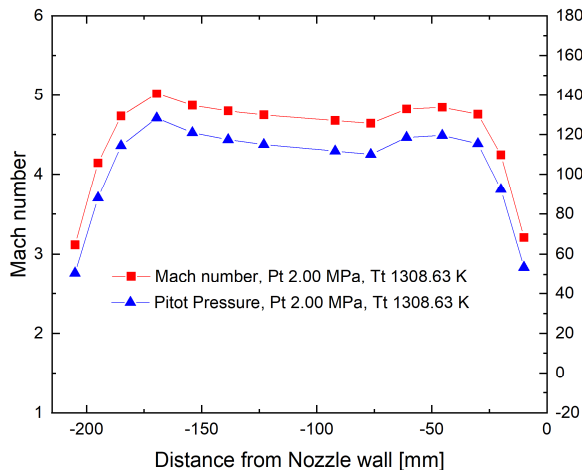


(c) 100 mm away from Nozzle exit

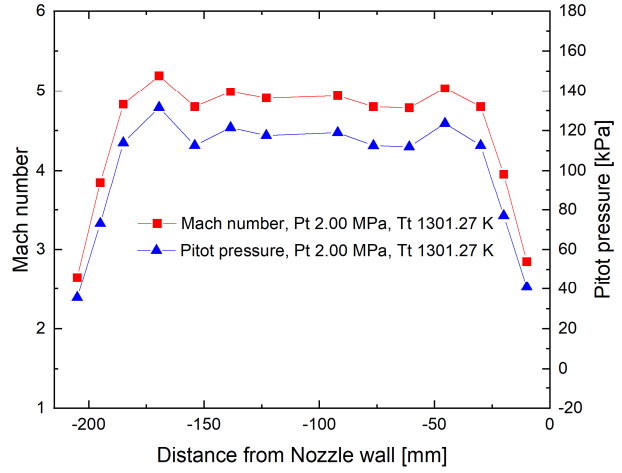


(f) 250 mm away from Nozzle exit

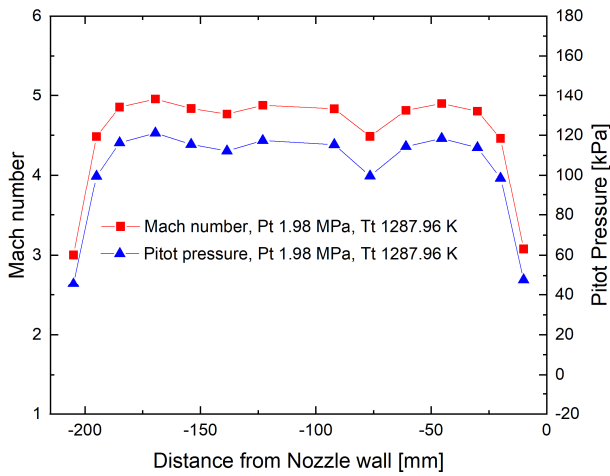
Fig. 10 Longitudinal distribution of pitot pressure and Mach number of the new Mach 5 nozzle.



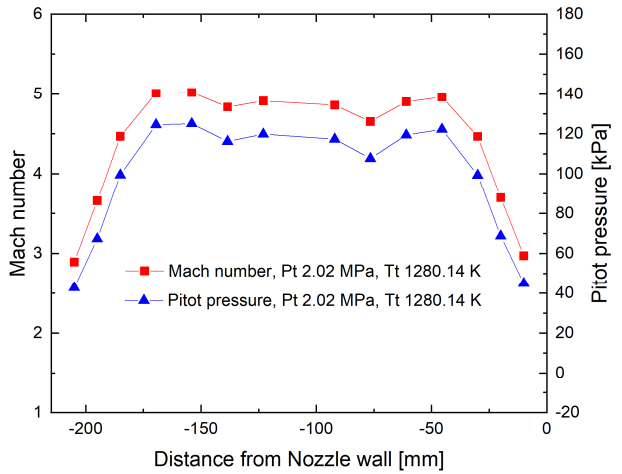
(a) Nozzle exit



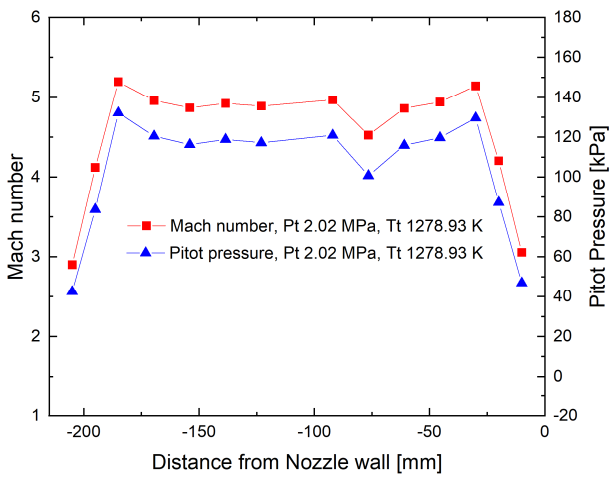
(d) 150 mm away from Nozzle exit



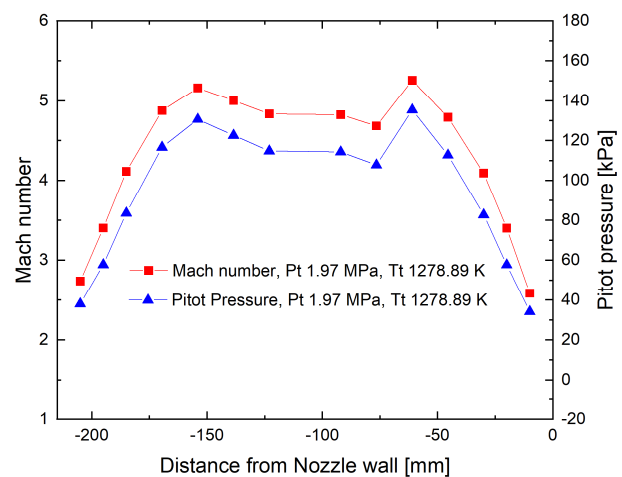
(b) 50 mm away from Nozzle exit



(e) 200 mm away from Nozzle exit



(c) 100 mm away from Nozzle exit



(f) 250 mm away from Nozzle exit

Fig. 11 Horizontal distribution of pitot pressure and Mach number of the new Mach 5 nozzle.

전압력 2.0 MPa 시험 기준, 노즐 출구 150 mm 지점에서의 코어 길이는 180 mm이며, 200 mm 지점은 코어 길이 160 mm, 250 mm 지점은 코어 길이 140 mm로 관측되었다.

Fig. 12는 신규 마하 5 노즐과 시험부 그리고 흡입구 시험 모델 배치 계획도의 일부로 코어 유동 측정 시험에서 계산된 노즐 코어 분포를 점선으로 표현하였다. 이 배치에 따르면 흡입구 시험 모델은 신규 마하 5 노즐의 종단 코어에 장착되므로 흡입구 시험수행에는 문제가 없을 것으로 확인하였다.

Fig. 11은 노즐 출구에서 250 mm까지 횡단 방향의 피토 압력과 마하수 분포 그래프를 정리한 것이다. 각 그래프에서 좌측 Y축은 마하수(적색 사각형) 우측 Y축은 피토 압력(청색 삼각형)이다. 하단 X축은 노즐 횡단방향 우측에서부터의 거리를 나타낸 것으로 -215 mm가 횡단 방향 끝이다. 그래프의 레전드에는 종단 방향과 마찬가지로 각 시험이 수행된 설비 전압력과 전온도를 기입하였다.

횡단 방향 경계층 쪽은 프로브 배치가 10 mm 간격이어서 경계층 분해능이 충분하지 못하나 노즐 출구에서 200 mm까지 횡단 코어 길이는 155 mm를 유지하는 것으로 파악되어 흡입구는 노즐 코어에 장착될 것으로 판단된다. 종단 분포와 비교하여 코어 길이가 좀 더 후방으로도 유

지되는데 이는 노즐의 팽창 컨투어가 종단 방향에 있어 과소 팽창과가 종단 방향을 따라 진행되기 때문이다.

횡단 방향 측정 데이터를 보면 종단 방향에 비하여 코어 쪽의 불균일이 확인된다. 이는 노즐 전방 VAH의 추가 연소로 인한 영향으로 판단된다. VAH의 수소 인젝터는 노즐 전방의 좌/우측에 설치되어 있으며 수소 연료 공급시스템 특성상 개별 압력 조정장치를 거쳐 공급되기 때문에 완벽히 동등한 압력으로 수소 연료를 공급하는 것이 불가능했다. 이로 인해 발생한 연소 압력의 영향으로 이러한 코어 불균일이 발생한 것으로 판단된다. 향후 이를 일원화하여 좌/우측 압력 불균일이 발생하는 것을 최소화할 계획이다.

Fig. 11(f)는 노즐 출구 250 mm 지점에서의 횡단 피토압력과 마하수 분포이며, 여기서도 종단 방향과 유사한 코어 주변 팽창과 영역을 관측할 수 있다. 노즐 출구에서 250 mm 구간은 흡입구 폭이 100 mm이므로 상기 팽창과의 영향을 받지 않으나 이러한 추가 팽창과의 영향을 최소화하기 위해서는 마하 5와 고도 조건이 유지되는 범위 내에서 설비 공급 압력을 좀 더 낮추는 것이 좋을 것이다.

5. 결 론

한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비를 활용하여 국방과학연구소의 스크램제트 엔진 흡입구 성능시험을 수행하기 위하여 시험체의 특성을 고려하여 시험 조건 마하 5에 부합하는 신규 노즐을 설계/제작하였다. 본 논문에는 한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비의 설비 노즐을 설계하는 과정과 진행되는 절차를 기록하였다. 설비 노즐은 시험설비의 공급 유량, 공급 압력, 이젝터 흡입 성능 그리고 시험체의 형상을 고려하여 설계되어야 하며, 설비 노즐과 통상적으로 같이 설계되는 디퓨저도 마찬가지로 이를 고려해야 한다.

설계/제작된 노즐 및 디퓨저에 흡입구 시험체를 장착하기 전에 설비 노즐의 코어 유동 분포

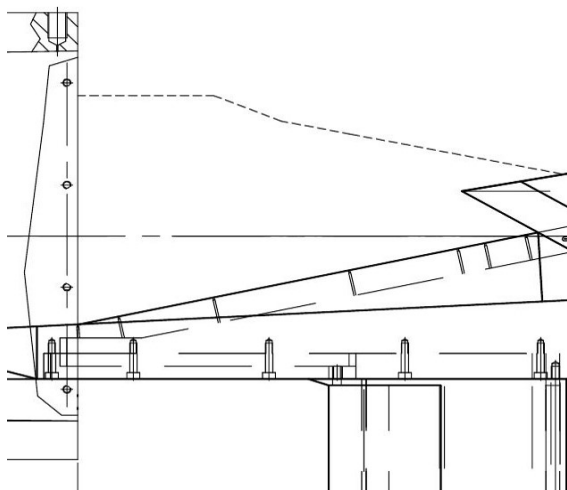


Fig. 12 Mach 5 nozzle core placement and intake test model installation.

를 측정하기 위한 시험을 수행한다. 코어 유동 측정 시험은 흡입구 시험체의 외부 압축 구간이 설비 노즐 코어에 안착할 수 있는 최소한의 영역을 파악하기 위하여 수행된다.

노즐 코어 유동 측정 시험 결과 중단 방향 코어의 길이는 노즐 출구면에서 100 mm 지점까지 220 mm의 코어 길이를 확보하는 것을 확인하였다. 150 mm 지점부터 250 mm 지점까지는 코어 길이가 180 mm에서 140 mm까지 줄어드는 경향을 확인하였다. 또한 100 mm 지점에서 250 mm 구간에서는 설비 노즐 과소 팽창으로 인해 팽창과 영역을 포착하였다. 이러한 설비 노즐 과소 팽창 경향을 줄이기 위해서는 공급 전압력을 낮출 필요가 있을 것으로 판단된다. 횡단 방향 코어는 노즐 출구 200 mm 지점까지 155 mm를 유지하였다. 신규 마하 5 노즐의 중단 방향, 횡단 방향 코어 유동 분포를 통해 길이 방향 50% 축소 흡입구 시험모델은 SETF 신규 마하 5 노즐의 코어에 장착되는 것으로 판단된다. 향후 계획된 흡입구 성능시험을 순차적으로 수행할 계획이다.

후 기

본 논문은 방위사업청과 국방과학연구소로부터 지원받은 '복합영역 경계층 제어기술'과제의 연구 결과물입니다.

References

1. Lee, Y.J., Kang, S.H., Oh, J.H. and Yang, 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. 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*, Jeju, Korea, pp. 463-466, Nov. 2010.
3. 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.
4. 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*, Gumi, Korea, pp. 1-4, May 2012.
5. Grunnet, J.L. and Laster, M.L., "Pressure Recovery in Hypersonic Engine Test Facilities," *J. Spacecraft*, Vol. 4, No. 5, pp. 643-649, 1967.
6. Lee, Y.J., Yang, I.Y. and Yang, S.S., "A Starting Characteristics Study of the Scramjet Engine Test Facility with a Mach 5.0 Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 4 pp. 63-72, 2013.
7. 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.