Check for updates

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 26, No. 4, pp. 10-20, 2022

Research Paper
DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2022.26.4.010

자유제트형 지상추진 시험설비를 사용한 스크램제트 엔진 흡입구의 마하 5 성능시험

이양지[a,*] · 양인영[a] · 이경재[a] · 오중환[a] · 최 진[b]

Mach 5 Performance Tests of Scramjet Engine Intake Using Free-jet Type Ground Propulsion Test Facility

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] *The 3rd Missile System PMO, Agency for Defense Development, Korea*
[*] *Corresponding author. E-mail: mars336@kari.re.kr*

ABSTRACT

The performance analysis test of the scramjet engine intake was conducted under the Mach 5 condition of the scramjet engine test facility, a free-jet ground test facility of the Korea Aerospace Research Institute. A pitot/static pressure rake installed at the rear of the isolator was designed and manufactured to measure the total pressure recovery rate and mass capture ratio, which are typical performance factors of the scramjet engine intake. The effect of the rake mounted at the rear of the isolator on the intake, the performance analysis measured by the rake, and the change in wall static pressure distribution according to the angle of attack were performed. Finally, the point at which the intake unstart occurred was confirmed by using the rear back pressure adjusting device, which simulates pressure rise in the combustor, and the results are summarized in this paper.

초 록

한국항공우주연구원의 자유제트형 지상추진시험설비인 스크램제트 엔진 시험설비의 마하 5 조건에서 스크램제트 엔진 흡입구의 성능분석 시험을 진행하였다. 스크램제트 엔진 흡입구의 대표적인 성능 인자인 전압력 회복률, 공기 포획율 측정을 위하여 격리부 후방에 설치되는 피토/정압 레이크가 설계 제작되었다. 격리부 후방에 장착된 레이크가 전방의 흡입구 램프와 격리부에 미치는 영향과 레이크로 측정된 흡입구의 성능 인자 분석 그리고 흡입구의 받음각 변화에 따른 벽면 정압력 분포 변화에 대한 분석이 수행되었다. 끝으로 연소기에서의 압력 상승을 모사하는 장치인 흡입구 후방 배압 조정 장치를 이용하여 흡입구 불시동이 발생하는 시점을 확인하였으며, 본 논문에는 그 결과를 정리하였다.

Key Words: Scramjet Engine(스크램제트 엔진), Intake(흡입구), Pitot/Static Rake(피토/정압레이크), Total Pressure Recovery Rate(전압력 회복률), Mass Capture Ratio(공기 포획율)

Received 30 May 2022 / Revised 18 July 2022 / Accepted 23 July 2022
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548
[이 논문은 한국추진공학회 2022년도 춘계학술대회(2022.5.25.~27, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정 · 보완한 것임.]

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

1. 서 론

램제트, 스크램제트 엔진과 같은 공기 흡입식 고속 추진기관을 추진체로 사용하는 극초음속 비행체는 넓은 속도 영역과 고도 영역에서 작동한다. 따라서 비행체의 흡입구도 광대한 비행 영역에서 시동할 수 있어야 한다. 극초음속 비행체의 가속, 고도 상승 과정 중 추가 추력을 얻기 위해 연소기로 공급되는 연료 과다 분사 및 이의 연소로 발생하는 과도한 압력 증가 그리고 받음각 변화에 따른 충격파 구조 변화 등으로 인해 흡입구 불시동(unstart)이 발생하면 추진기관 추력의 급격한 저하와 엔진 작동 불능을 유발하게 된다. 따라서 극초음속 비행체의 흡입구의 불시동을 방지하면서 흡입구의 성능을 증진할 수 있는 연구가 진행되어왔다.

대표적인 흡입구 성능 증진 방법은 흡입구의 압축 램프를 따라 발달한 경계층 그리고 충격파와-경계층 중첩 등으로 발생한 재순환 영역을 배출하는 방법이 있다. 미국 NASA는 터빈기반 복합사이클 엔진의 작동 천이(가스터빈에서 스크램제트엔진)가 수행되는 마하 4 조건에서 흡입구에 경계층 배출을 위한 다공 홀을 배치하고 이를 수치적, 실험적으로 연구하였다[1-3]. 일본 JAXA는 내부 압축형 흡입구의 마하 4 및 마하 6 조건에서 다공 홀을 이용한 흡입구 성능 향상을 연구하였다[4]. 또한, 중국 Harbin Institute of Technology에서도 혼합 압축형 흡입구의 마하 3-5의 여러 비행 속도 조건 및 특정 다공 홀 위치에서의 1%, 2% 배출 조건에서 흡입구 성능을 수치해석으로 연구한 바 있다[5]. 그리고 독일 DLR에서는 초음속 흡입구에 슬릿(slit)형 경계층 배출 장치를 적용하고 마하 2.5와 3.5에서의 흡입구 성능 향상을 실험적으로 연구하였다[6]. 그 외에도 diverter[7]와 미세 램프에 의한 와류 발생기[8]와 같은 물리적 장치로 경계층을 제어하여 흡입구의 시동 성능을 증진하는 연구도 진행되어왔다.

한국항공우주연구원은 극초음속 흡입구의 성능 증진을 위한 기법으로 격리부에 다공홀을 배치하고 경계층을 배출하는 기법에 관한 연구를 수행하고 있으며, 기준 흡입구 형상에서 경계층 배출 기법을 적용하기 전과 후의 성능을 시험으로 검증하는 것을 목표로 하고 있다.

본 논문은 경계층 배출 기법을 적용하기 전의 흡입구 성능을 정리한 논문으로 흡입구의 성능 측정을 위한 치구 및 장치와 이를 적용한 시험 결과를 정리하였다.

2. 스크램제트 엔진 흡입구 시험 모델 및 치구

2.1 스크램제트 엔진 흡입구 시험 모델

경계층 배출 기법을 적용하지 않은 기준 흡입구 시험 모델은 한국항공우주연구원 스크램제트 엔진 시험설비(이하 SETF)의 마하 5, 고도 20~25 ㎞ 조건에서 시험하였다. 기준 흡입구의 실제 크기는 Fig. 1과 같이 외부 압축 구간이 1.2 m이나 SETF의 시험부 코어에 장착될 수 있도록 자유제트형 시험설비의 시동이 가능한 시험 모델의 최대 폐색률(blockage ratio) 범위인 약 30% 내가 되도록 Fig. 2와 같이 50% 축소(길이 기준)하였다[9]. 실제 모델은 Fig. 1과 같이 카울이 아래쪽이고 배면이 위이지만 본 연구에서는 시험 모델 장착의 용이성을 위하여 카울을 위쪽으로 정하였다.

흡입구는 혼합 압축형으로 램프에서 외부 압축 2회, 카울을 지나 내부 압축 2회의 경사충격파가 발생하는 형태를 취한다. 흡입구의 설계 마

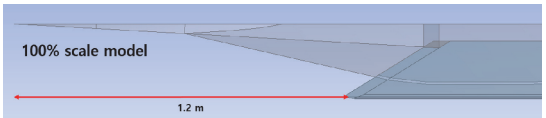

Fig. 1 Side view of scramjet engine intake model[9].

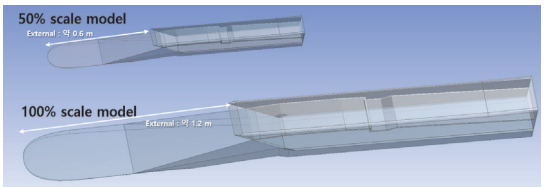

Fig. 2 Test model scale-down[9].

하수는 6이므로 마하 5 유속 조건에서 램프에서 발생한 2개의 경사충격파의 중첩 지점은 카울 립(lip)의 바깥에 위치한다. 카울을 거쳐 유입된 유동은 충격파-팽창파 상쇄 구간을 거친 후 일정 면적(constant area) 격리부로 진입한다. SETF에서 시험한 모델의 격리부는 폭 100 ㎜, 높이 20 ㎜, 길이는 171.5 ㎜이다. 본 연구에서 흡입구 시험 모델 범위로 채택한 것은 일정 면적 격리부까지다. 흡입구의 성능 파악을 위하여 측정하는 인자로는 램프와 격리부의 벽면 정압력 분포와 격리부 출구에서의 피토 압력, 정압력, 전온도이다. 시험 모델의 카울 측 벽면 압력은 SETF의 시동 성능을 고려하여 측정하지 않았다. 램프와 격리부의 정압력은 총 27개소에서 측정되었으며 첫 번째 램프에 1개, 두 번째 램프에 8개, 세 번째 램프에 3개 그리고 격리부에 15개가 배치되었다. 두 번째 램프의 카울 립 근방에 배치된 횡방향 정압력 측정 위치를 제외하고는 모든 정압력 측정은 중심선(centerline)에 배치한다. Fig. 3에 각 램프에 배치된 정압력 측정 위치를 나타내었다.

2.2 흡입구 성능 측정 치구

극초음속 흡입구의 유량, 전압력 회복률 측정에 일반적인 아음속 유동 측정법을 적용하기 힘들다. 벤츄리나 오리피스, 유량계 등 일반적인 유량 측정법을 극초음속 흡입구에 적용하려면 흡입구 후방의 유속을 아음속으로 감속해야 한다. 유속을 강제로 낮추기 위하여 구조물을 투입하면 구조물이 초음속 유동에 노출하여 발생하는 충격파 등으로 배압이 상승하여 전방의 격리부 유동에 영향을 준다. 격리부 후방 길이를 연장하여 유속을 줄일 수 있으나 시험부 내의 장착 구조물 길이 제한이 문제가 된다. 또한, 직사각형 단면을 취하는 격리부 후방에 원형 벤츄리를 적용하려면 사각에서 원형으로 천이 덕트가 필요하고, 유입 유동의 평균 온도인 약 900 K를 견딜 수 있는 유량계가 필요하다. 따라서 일반 측정 방식을 초음속 흡입구 측정용으로 적용하는 것은 현실적으로 불가능하다. 따라서 초음속 흡입구의 성능 측정 치구는 몇 가지 제한사항을 충족시킬 수 있어야 한다.

첫째는 측정 치구 장착이 초음속 흡입구의 기존 조성 유동에 영향을 가하지 않아야 하므로 측정 치구의 단면적을 제한해야 한다. 초음속 흡입구 내부 압축 영역에서의 자발 시동 압축 면적 한계인 Kantrowitz 한계[10,11]보다도 작은 단면적을 취하는 것이 유리하다. 기준형 흡입구 시험 모델의 출구 마하수는 4회의 충격파를 거쳐 약 2.6인데 이때의 Kantrowitz 한계 단면적은 장착 면적 대비 30%이나, 이전 한국항공우주연구원의 초음속 측정 치구 시험 경험을 토대로 이보다는 더 보수적인 단면적(약 10% 미만)을 취해야 전방 격리부에 영향을 주지 않는다.

두 번째는 작은 단면적을 취하면서도 흡입구 출구에서의 물성치 분포를 측정할 수 있을 정도의 해상도를 갖추어야 한다.

세 번째는 측정 치구의 구조 강도이다. 초음속 흡입구로 유입된 유동의 전압력은 충격파로 인한 손실이 있더라도 아음속 흡입구보다 매우 높은 압력 수준을 유지한다. 초음속 흡입구의 전압력 회복률을 30%로 가정한다면 마하 5, 고도 20

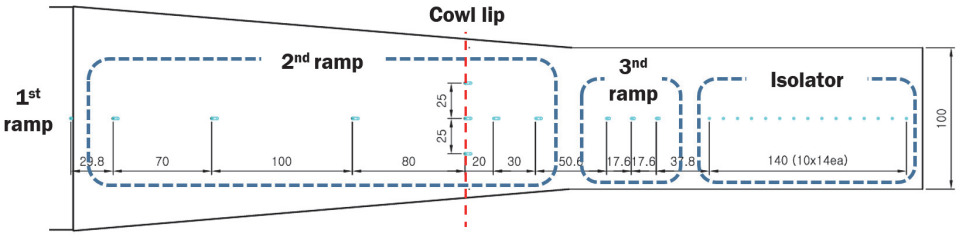

Fig. 3 Wall static pressure locations of the test model [Top view].

㎞ 조건에서 흡입구 출구 전압력은 540 kPa정도로 측정치구는 높은 압력과 마하 2~3에 달하는 유속을 버틸 수 있는 강건성을 갖추어야 한다.

따라서 본 연구에서는 측정 치구의 단면적 제한 조건 완화, 구조 강도 보강을 위하여 격리부의 출구 후방에 팽창부를 두어 측정치구(Rake) 장착에 필요한 단면적 제한 조건을 회피하였다. 측정치구(Rake)는 유동의 압력을 측정하기 위한 프로브, 지지대로 구성되며 프로브의 시작점은 격리부 출구 면에 위치하며 지지대는 격리부 출구 후방 팽창부에 장착된다. 이때 팽창부 단면적은 격리부 출구의 2배이다. 시험 모델을 제작하기 전 측정치구(Rake)가 전방의 격리부 유동에 영향을 가하는지를 파악하기 위하여 3차원 수치해석을 수행하였으며, 팽창부에 장착된 치구는 격리부에 영향을 미치지 않는 것을 확인하였다.

흡입구 측정치구 후방에는 연소기에서의 압력 상승을 모사하는 물리적 장치인 배압 조정 장치가 장착된다. 배압 조정 장치는 측정치구 후방에 축소-확장 노즐 형태를 띤 블록(Block), 시험체 우측에 있는 둥근 각을 가진 오각 형태의 플러그(Plug), 그리고 플러그를 직진 구동시킬 수 있는 플러그 제어부(Controller)로 구성되어있다. 플러그 제어부는 스텝 모터, LM 가이드, 볼 스크루로 구성되며 스텝 모터의 제어는 SETF의 PLC 통신 모듈에서 소형 PLC로 명령받아 스텝 모터 드라이버를 제어하는 방식으로 수행된다. 플러그의 이동은 시험 시간인 약 30초 동안 전진, 후진 및 정지를 할 수 있다. Fig. 4에 격리부 후방에 장착되는 측정 치구가 격리부 후방의 팽창부에 장착된 모습 그리고 배압 조정 장치(Back pressure control system)의 구성을 나타내었다.

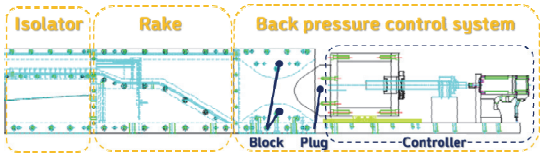

Fig. 4 Design of the Rake for inflow-rate and total pressure and back pressure control system for intake.

3. 전압력 회복률/흡입 유량 측정용 레이크와 이를 이용한 흡입구 성능 측정 기법

흡입구 측정치구는 전압력 회복률과 흡입 유량을 측정하며 레이크라 불린다. 레이크는 피토 압력 프로브, 정압력 프로브, 전온도 프로브로 구성된다.

Fig. 5는 격리부 출구에 장착된 레이크의 측면도로 이와 같은 레이크가 Fig. 6처럼 중앙에 1개소, 중앙에서 40 ㎜ 좌측과 우측에서 각 1개소 설치된다. 각 레이크는 3개의 피토 압력과 정압력 측정 프로브, 그리고 1개의 전온도 측정 프로브가 장착되어 있다. 따라서 레이크로 측정되는 피토 압력은 9개, 정압력은 9개, 전온도는 3개이다. 프로브의 위치 선정은 흡입구로 유입된 유동의 코어 중앙부, 그리고 코어의 시작점에 배치할 수 있도록 3차원 수치해석을 수행하여 위치를 선정하였다.

피토 압력과 정압력을 측정하기 위한 프로브는 유체 흐름의 평행 방향과 수직 방향을 모두 측정한다. 평행 방향을 측정하는 관은 외경 0.8 ㎜ 원형 스테인리스 관을 사용하며 레이크 지지대로부터 40 ㎜ 돌출되도록 배치한다. 유체 흐름

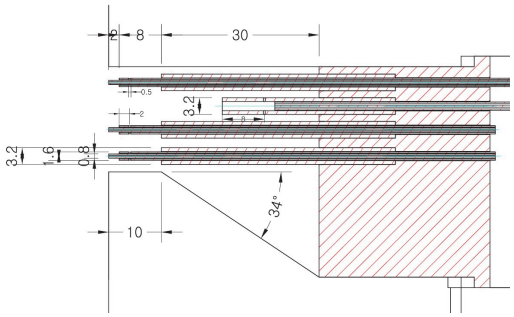

Fig. 5 Side view the rake for intake.

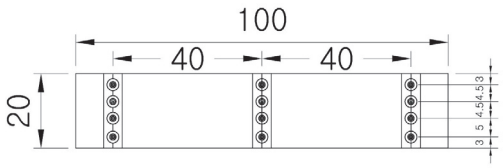

Fig. 6 Front view the rake for intake.

의 평행 방향을 측정하는 0.8 ㎜ 원형 관은 Fig. 5와 같이 외경 1.6 ㎜ 원형 관 내에 내삽하며 2 ㎜ 간격을 띄운 후 외경 1.6 ㎜ 원형 관 입구와 용접한다. 외경 1.6 ㎜ 원형 관과 0.8 ㎜ 원형 관의 용접 위치로부터 2 ㎜ 후방에 정압력을 측정하기 위한 직경 0.5 ㎜ 홀을 3시, 6시, 9시, 12시 방향으로 뚫었다. 이때 프로브의 전단에서 발생한 충격파에서 회복하여 정압력 측정에 적절한 위치를 선별하기 위하여 수치해석 결과와 제작 도면을 겹쳐 정압력 측정 홀의 위치를 선별하였으며 그 결과를 Fig. 8에 나타내었다.

격리부 후방에 직선 구간을 10 ㎜ 추가로 두어 팽창부에서 발생한 팽창파가 정압 측정 홀에 닿지 않도록 조치하였다. 그리고 피토/정압 프로브의 구조 보강을 위하여 피토관은 외경 3.2 ㎜ 원형 관에 내삽하여 지지대에 장착하였다. 외경 3.2 ㎜ 원형 관의 시작점은 피토관 전단으로부터

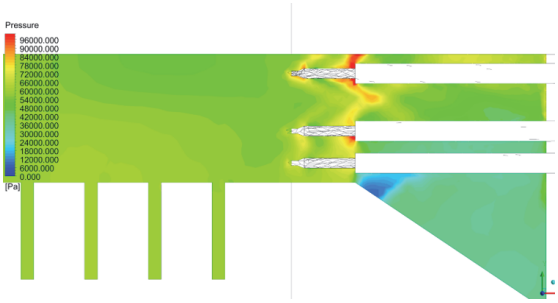

Fig. 7 Static pressure contour at symmetry plane of the intake.

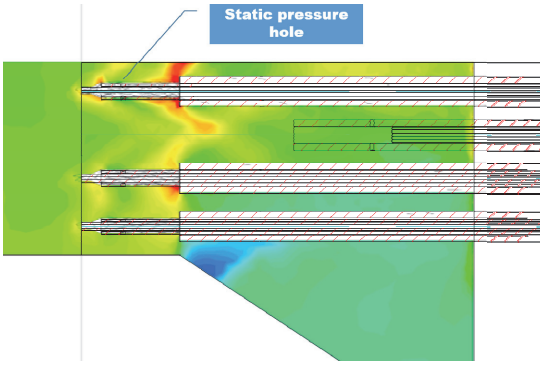

Fig. 8 Static pressure hole position of the rake.

10 ㎜ 지점에 떨어진 곳에 배치하여 구조 지지 장착물에서 발생한 충격파가 프로브 측정에 영향을 미치지 않도록 하였다.

전온도 프로브는 K-type 열전대를 사용하였으며, 열전대는 외경은 3.2 ㎜ 원형 관 안에 내삽하였다. 열전대가 장착된 원형 관으로 유입된 유동이 빠져나갈 수 있도록 3시, 6시, 9시, 12시 방향에 직경 0.5 ㎜ 홀을 뚫었다. 전온도 프로브의 전단은 피토/정압 프로브의 전단보다 21.6 ㎜ 후방에 위치하도록 하여 전온도 프로브의 전단에서 발생한 충격파가 피토/정압 프로브와 간섭하지 않도록 하였다.

피토/정압 프로브에서 측정된 피토 압력($P_{t,pi}$)은 마찬가지로 피토/정압 프로브에서 측정된 정압력(P_1)과 다음 계산을 거쳐 마하수(M_1)를 계산한다.

$$P_{t,pitot} = P_{t,2} = \left[\frac{(\gamma+1)M_1^2}{2}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left[\frac{\gamma+1}{2\gamma M_1^2-(\gamma-1)}\right]^{\frac{1}{\gamma-1}} P_1 \quad (1)$$

계산된 마하수와 측정된 정압력으로 프로브 측정지점에서의 전압력을 아래와 같이 계산하여 구할 수 있다.

$$P_{t,1} = P_1\left[1+\frac{(\gamma+1)M_1^2}{2}\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

흡입구의 전압력 회복률은 각 프로브에서 측정 및 계산된 9개의 전압력 산술 평균으로 구한다. 유입 유량은 Eq. 3을 이용하여 구할 수 있다. 여기서 A는 격리부 출구 면적이며, $P_{t,avg}$는 9개의 프로브에서 측정 및 계산된 전압력의 평균값이며, M_{avg}는 마하수의 평균값이다.

$$\dot{m}_{intake} = A \cdot P_{t,avg}\sqrt{\frac{\gamma}{R \cdot T_t}} \cdot M_{avg} \cdot \left[1+\frac{\gamma-1}{2}M_{avg}^2\right]^{\frac{\gamma+1}{2(1-\gamma)}} \quad (3)$$

Eq. 3을 이용하여 계산된 유량을 보정하기 위

하여 교정된 벤츄리를 Fig. 9와 같이 구성하고 레이크를 테스트하였다. 그 결과 평균 6% 오차로 교정 유량보다 높게 계측하는 경향을 파악하였으며[12], 본 보정 값을 레이크 계측값에 적용하도록 하였다. Fig. 10은 흡입구 시험 모델의 격리부 출구에 장착된 레이크의 사진이다.

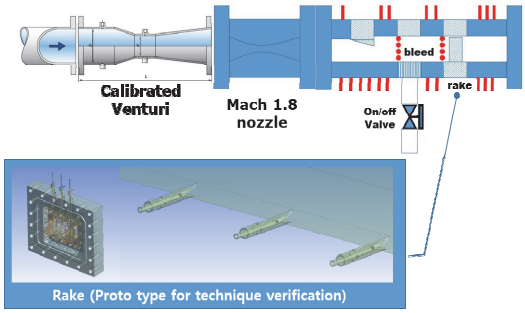

Fig. 9 Test apparatus for rake.

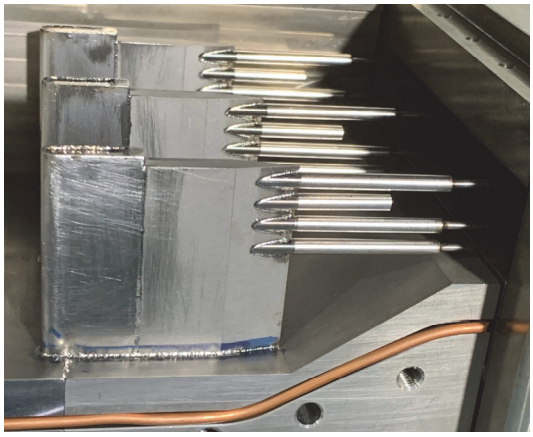

Fig. 10 Picture of the rake of the intake.

4. 성능시험 결과분석

스크램제트 엔진 흡입구 성능시험은 SETF의 마하 5, 고도 23 ㎞ 조건에서 수행되었다. 본 조건의 전압력은 1.8 MPa, 전온도는 1300 K이다. 이때 노즐 출구에서의 정압력은 3.4 kPa, 정온도는 216.7 K이다. 성능시험 계획을 Table 1에 정리하였다.

성능시험은 흡입구의 성능을 2가지 측면에서 분석하였다. 첫 번째는 흡입구의 시동 한계를 배압 조정 장치를 이용하여 분석하는 것으로 이때 유입 유량, 전압력 회복률을 측정할 수 있는 장치도 순차적으로 부착하여 모델 후방의 장치 부착이 전방 흡입구 벽면 정압력 분포에 영향을 주는지를 파악하였다.

두 번째는 받음각 변화에 따른 흡입구의 시동성을 보는 것이다. 실제 모델은 카울이 아래쪽이므로 이를 기준으로 양의 받음각은 전단을 고정한 상태에서 시험 모델 뒤쪽이 들리고, 음의 받음각은 시험 모델 뒤쪽을 낮추는 형태를 취한다. 받음각 +4°에서 시험 모델의 폐색률은 53%로 받음각 0°(폐색률 40%)에 비하여 과대해 설비 시동성이 저하되며, 받음각 -2°는 전압력 회복률이 증가하여 레이크 센서의 측정 범위를 초과하므로 받음각 시험에서는 배압 조정 장치와 레이크를 탈착하고 흡입구 본체만 시험하였다. 시험 번

Table 1. Intake test plan.

No.	Configuration				A.O.A.
	Intake	Pitot rake	B.P. block	B.P.C (motor)	
1	O				0°
2	O	O			0°
3	O	O	O		0°
4	O	O	O	O	0°
5	O	O			+4°
6	O	O			-2°

호에 해당하는 모델 형상을 Fig. 11, SETF 시험부 시험 모델 장착 사진을 Fig. 12에 나타내었다.

4.1 측정 치구 장착에 따른 흡입구 성능

Fig. 13에는 받음각 0°에서 수행된 형상 1, 2, 3의 벽면 정압력 데이터를 노즐 출구 정압력(P0)로 무차원화한 데이터를 그래프로 나타내었다.

형상 1 시험에서 SETF 시험부로 공급된 공기 유량은 4.4 kg/s였으며 전압력 !.8 MPa로 마하 5 기류를 약 30초 유지하였다. 첫 번째 램프와 두 번째 램프의 정압력 분포는 램프의 각도에 따른 이론적 계산에 의한 압력과 거의 근접한 값임을 확인하였다. 격리부에서는 경사충격파 및 팽창파 반사 패턴이 관측되었다. 형상 2와 3도 형상 1과 유사한 압력 분포 경향을 보였으나 격리부 출구 정압력 값은 형상 1이 가장 높은 값이었다. 이는 형상 1은 격리부 출구가 바로 외기에 노출되고 출구 유동의 영향이 지배적이지만 형상 2와 3은 격리부 후방에 치구가 장착되어 외기의 영향을 직접적으로 받지 않기 때문으로 판단한다. 엔진 시스템 차원에서는 형상 1보다는 형상 2와 3의 격리부 출구 압력이 옳은 경향으로 생각한다.

형상 4 시험은 Fig. 14와 같이 흡입구에 레이크, 배압 조정 장치가 장착된 형상으로 배압 조정 장치 플러그의 최후방(+33.7 ㎜) 위치에서 블록에 닿기 직전(-14.4 ㎜)까지 2 ㎜/s로 전진 이동하면서 흡입구의 성능 변화를 관측하였다.

배압 조정 장치의 이동에 따른 흡입구 정압력 분포를 무차원화(노즐 출구 정압력으로)한 데이터를 Fig. 15에 그래프로 나타내었다. +6.4 ㎜(출구 유로 높이 1.44 H(H:격리부 높이))에서 격리부 출구의 정압력이 상승하기 시작하였으며, 이후 격리부에서는 oblique shock train을 유지하

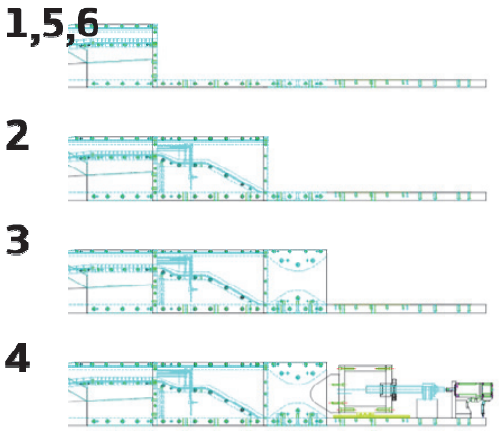

Fig. 11 Ground test model configuration according to the test number.

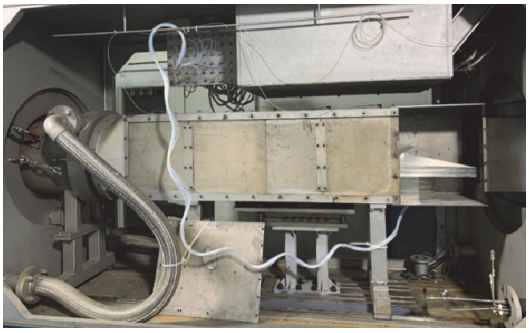

Fig. 12 Ground test model in the SETF Test cell.

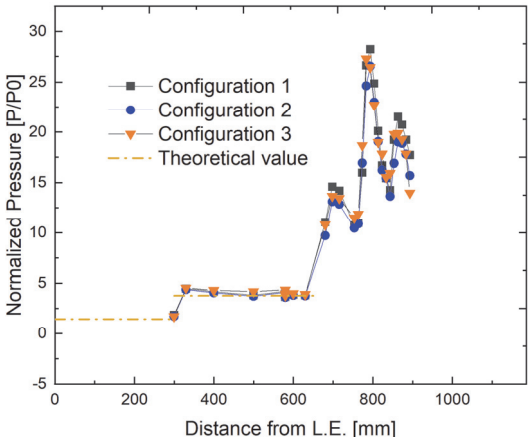

Fig. 13 Normalized wall static pressure of the each intake model (Configuration 1, 2 and 3).

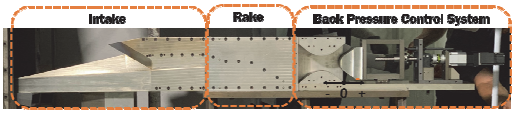

Fig. 14 Intake test model attached with rake and back pressure controller.

였으나 -1.3 ㎜(출구 유로 높이 0.96 H)에서 격리부에 normal shock train이 생성되었다. 이후 격리부의 높은 압력이 점차 카울을 거쳐(-2.3 ㎜) -3.3 ㎜에서 흡입구 불시동이 발생하였고, 불시동이 발생함에 따라 시험설비도 불시동하여 설비 노즐 출구 정압력은 7.8 kPa까지 상승하였다.

향후 수행될 흡입구 경계층 배출 기법 적용 연구는 실질 연소 상황에서 구현되는 연소기 내부 압력 조건에서 수행되어야 하므로 배압 조정 장치 위치 조정시험은 연소기 압력이 조성되는 조건을 찾기 위한 시험이었다. 배압 조정 장치의 위치 -1.3 ㎜(출구 유로 높이 0.96 H)가 이에 해당하므로 추후 경계층 배출 기법 적용 시험은 이 위치에서 수행할 예정이다.

4.2 받음각 변화에 따른 흡입구 성능

형상 5는 받음각 +4° 시험으로 L.E.의 위치는 고정하고 후방을 든 형태를 취한다.

형상 5와 6의 벽면 정압력 무차원 데이터를 형상 1과 함께 Fig. 16에 비교하였다. 첫 번째 램프의 정압력은 이론치에 비해 0.767(3 kPa) 높게 조성되었는데, 이는 받음각 증가로 인해 램프 각도 변경 구간 재순환 영역의 크기가 커지고, 흡입구 전단 bluntness의 영향도 과대해져 생긴 현상으로 판단한다. 두 번째 램프의 정압력은 이론값과 유사하다. 격리부에서는 oblique shock train이 관측되었는데 최대 압력 값이 41.2(139.4 kPa)에 달하여 상당히 높은 정압력 분포를 보였다. 이러한 높은 정압력 분포는 Fig. 17과 같이 모델 후방을 올리면서 카울이 설비 노즐 코어(점선으로 표시) 유동 외곽 과소 팽창 구간에 위치하여 흡입구 유입 유동이 코어 유속보다 낮은 마하수에 노출되어 발생한 현상으로 생각한다.

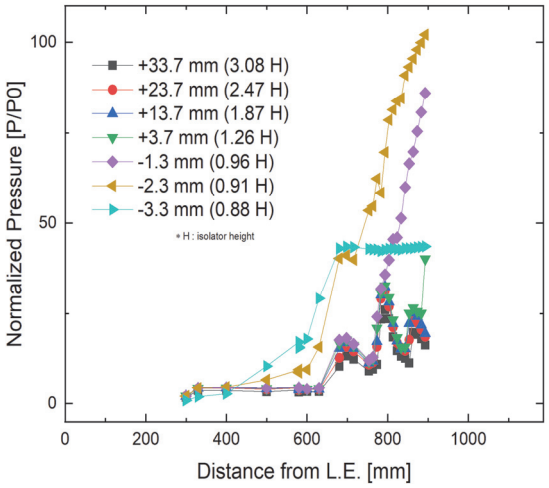

Fig. 15 Normalized wall static pressure of the intake according to the back pressure controller position (Configuration 4).

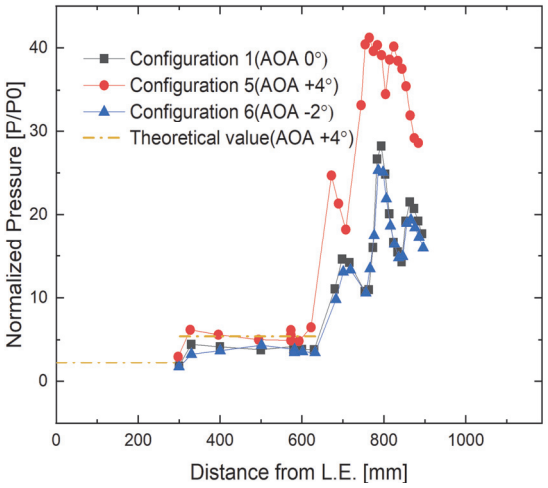

Fig. 16 Normalized wall static pressure according to the A.O.A. of the intake(Configuration 1, 5 and 6).

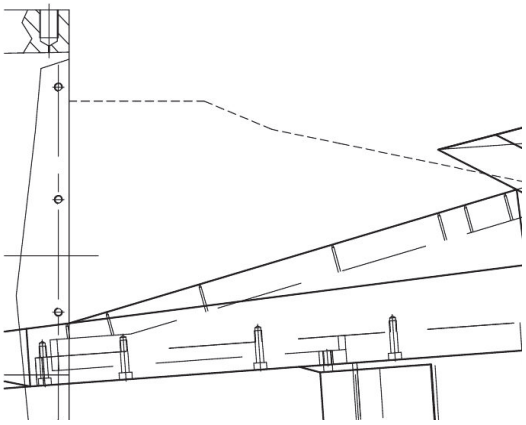

Fig. 17 Mach 5 nozzle core placement and Configuration 5 test model installation.

형상 6은 받음각 -2° 시험으로 흡입구 L.E.의 위치는 고정, 후방을 아래로 내린 것이다. 이때의 폐색률은 받음각 0° 모델과 유사하여 설비 시동 경향과 유지 시간은 받음각 0°와 비슷하였다. 정압력 분포는 첫 번째 램프와 두 번째 램프의 첫 번째 센서를 제외하고는 형상 1과 유사하였다.

4.3 흡입구 출구 성능분석

레이크를 이용한 흡입구의 전압력 회복률과 흡입 유량 측정은 형상 2, 3, 4에서 수행되었다. 이 중 배압 조정 장치를 이용한 형상 4 시험의 +13.7 ㎜ 조건에서 레이크로 측정 및 계산된 데이터를 3차원 그래프로 Fig. 18에서 20까지 나타내었다. 또한 Table 2에서 4에 3차원 그래프의 수치를 식별이 쉽도록 정리하였다. 해당 시험의 시험 조건은 전압력 1.83 MPa, 전온도 1206 K이었다. 3차원 그래프에서 X, Y축은 격리부 출구에 배치된 프로브의 기하학적 위치를 나타낸다. X축은 격리부 출구의 폭 방향 배치로 중앙(0 ㎜)을 중심으로 좌측(-40 ㎜)과 우측(+40 ㎜)의 레이크를 나타낸다. Y축은 높이 방향 배치로 0 ㎜는 시험체 바디(body), 20 ㎜ 위치에 카울이 존재한다.

Fig. 18의 Z축은 격리부 출구의 전압력으로 이는 프로브로 측정된 피토 압력과 정압력으로 계산된다. 중앙에 있는 프로브에서는 1.2 MPa에서 1.3 MPa에 달하는 높은 전압력이 계산되었다. 바디 측의 프로브에서 계산된 전압력은 평균 457 kPa, 카울 측에 배치된 프로브에서의 전압력은 평균 649 kPa로 카울 측이 높은 전압력 분포를 보였다. 바디 측 유로가 카울 측보다 상대적으로 길어 경계층 두께가 증가하고 이로 인한 손실로 바디 측의 전압력이 낮게 측정된 것으로 판단한다. 9개의 프로브로부터 계산된 기준형 흡입구의 전압력은 784.6 kPa로 전압력 회복률은 42.8%이다.

Fig. 19의 Z축은 정압력으로 중앙부가 평균

Table 2. Total Pressure Distribution at isolator exit.

Y \ X	+40 ㎜	0 ㎜	-40 ㎜
17 ㎜	605.7 kPa	662.6 kPa	678.2 kPa
8 ㎜	1240.9 kPa	1345.6 kPa	1158.5 kPa
3 ㎜	490.7 kPa	441.3 kPa	440.0 kPa

Table 3. Static Pressure Distribution at isolator exit.

Y \ X	+40 ㎜	0 ㎜	-40 ㎜
17 ㎜	100.3 kPa	73.1 kPa	88.3 kPa
8 ㎜	56.4 kPa	48.6 kPa	56.0 kPa
3 ㎜	56.8 kPa	73.3 kPa	61.0 kPa

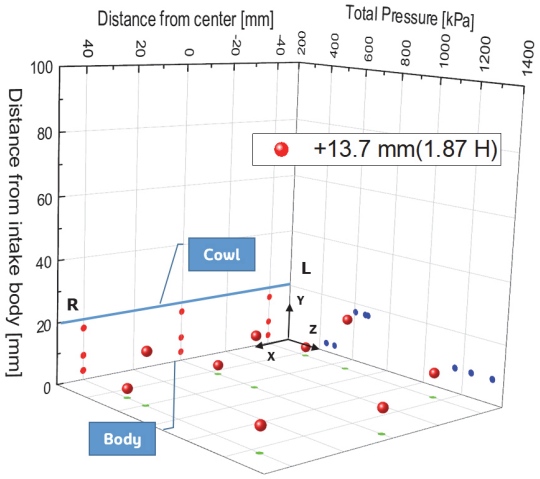

Fig. 18 Total Pressure Distribution at the isolator exit (Configuration 4, B.P.C. +13.7 ㎜ position).

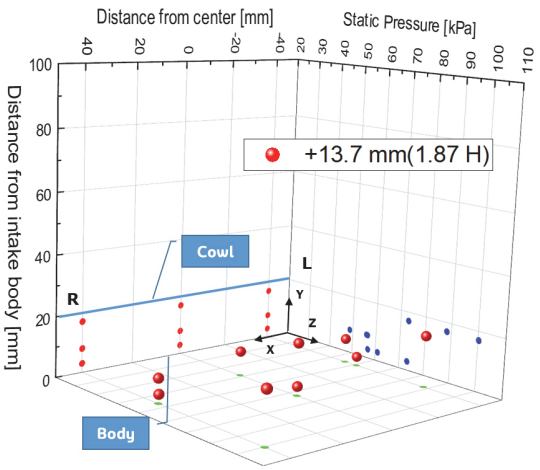

Fig. 19 Static Pressure Distribution at the isolator exit (Configuration 4, B.P.C. +13.7 ㎜ position).

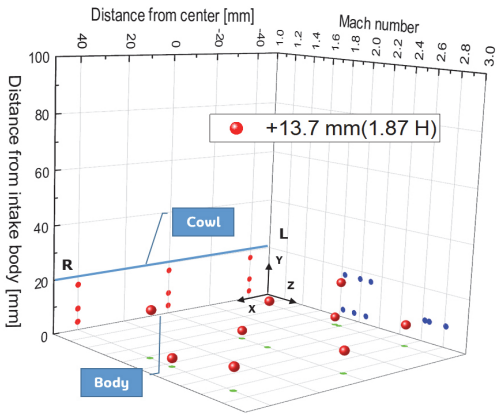

Fig. 20 Mach number Distribution at the isolator exit (Configuration 4, B.P.C. +13.7 mm position).

Table 4. Mach number Distribution at isolator exit.

Y \ X	+40 ㎜	0 ㎜	-40 ㎜
17 ㎜	1.8	2.1	2.0
8 ㎜	2.7	2.8	2.6
3 ㎜	2.1	1.8	1.9

53.7 kPa로 가장 낮은 분포를 보여 중앙 유속이 높을 것을 예측할 수 있다. 바디 측 평균 정압력은 63.7 kPa, 카울 측 평균 정압력은 87.2 kPa로 전압력 분포 경향과 같이 바디 측이 카울 측보다 낮은 정압력 분포를 보였다.

Fig. 20의 Z축은 마하수로 예측했던 대로 중앙부 평균 마하수는 2.7로 높은 유속을 보였다. 바디 측과 카울 측의 평균 마하수는 각각 1.9와 2.0으로 비슷한데 이는 바디 측과 카울 측의 전압력, 정압력의 분포 경향이 유사한 것에 기인한다. 9개의 프로브로부터 계산된 기준형 흡입구의 평균 마하수는 2.2이다.

시험 결과로 Eq. 3을 계산하면 흡입구로 유입되는 유량은 0.8 kg/s이다.

5. 결 론

극초음속 흡입구의 성능 측정 및 증진을 위하여 연구 대상이 된 스크램제트 엔진 흡입구를 소개하고 흡입구의 성능 인자인 전압력 회복률, 공기 포집률을 측정하기 위하여 흡입구의 격리부 후방에 설계, 제작된 치구를 소개하였다. 설계, 제작된 치구는 레이크로 격리부 후방에 장착되어 전압력 회복률과 유입 유량을 측정한다. 해당 레이크의 구성품(피토/정압 프로브와 전온도 프로브) 설계 과정, 그리고 제작 기법에 대해서도 정리하였다. 또한 레이크를 적용하여 흡입구의 성능을 측정하는 기법에 관해서도 기술하였다. 레이크 후방에는 스크램제트 엔진 연소로 인한 압력 상승을 모사하는 배압 조정 장치가 장착된다. 통상적인 연소로 인한 압력 상승과 달리 물리적인 장치를 이용한 압력 상승은 해소되지 않아 일반적인 연소 압력 상승보다 과도한 압력 상승을 부가할 수 있다. 따라서 본 연구에서는 배압 조정 장치의 플러그를 직진 이동하는 과정의 데이터를 수집하고 이 중 실질 연소로 인해 발생할 수 있는 압력 상승을 선별하였다. 향후 수행될 경계층 배출 기법을 적용한 흡입구 성능 증진 연구는 변별된 압력 상승 조건에서 수행할 예정이다.

경계층 배출 기법을 적용하지 않은 기준형 흡입구의 성능시험은 치구 장착에 따른 흡입구 성능 변화 그리고 받음각 변화에 따른 성능 관측을 대상으로 하였으며 총 여섯 형상에 대한 시험이 시행되었다. 치구 장착에 따른 성능 변화는 레이크와 배압 조정 장치를 순차적으로 배치할 때 흡입구(램프, 격리부)에 미치는 영향을 분석하였는데, 레이크와 배압 조정 장치는 흡입구에 영향을 미치지 않는 것으로 판별되었다. 받음각 변화에 따른 흡입구 성능은 흡입구 본체만의 받음각 변화를 대상으로 수행되었다. 받음각 +4°에도 SETF와 흡입구는 시동하였으나 설비 노즐 과소 팽창 구간에 일부가 노출되어 격리부의 oblique-shock train이 심화하는 경향을 보였으며, 받음각 -2°는 받음각 0°와 유사한 압력 분포를 보였다.

흡입구 출구 성능은 배압 조정 장치를 적용한 형상 4, 플러그 위치 +13.7 ㎜(출구 유로 : 격리부 높이의 1.87배) 위치에서 전압력 회복률은 42.8%, 유입 유량은 0.8 kg/s로 계산되었다. 측

정 성능은 향후 경계층 배출 기법 적용할 때 흡입구 성능 개선 정도를 파악하기 위한 척도가 될 것이다.

후 기

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

References

1. Sanders, B.W. and Weir, L.J., "Aerodynamic Design of a Dual-Flow Mach 7 Hypersonic Inlet System for a Turbine-Based Combined-Cycle Hypersonic Propulsion," NASA CR-215214, 2008.
2. Slater, J.W. and Saunders, J.D., "Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulation of Hypersonic Turbine-Based Combined-Cycle (TBCC) Inlet Mode Transition," *16th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, Bremen, Germany, AIAA 2009-7349, Oct. 2009.
3. Vance, F.D.III, "Computational Analyses of the LIMX TBCC Inlet High-Speed Flowpath," NASA TM-217219, 2012.
4. Mitani, T., Sakuranaka, N., Tomioka, S. and Kobayashi, K., "Boundary-Layer Control in Mach 4 and Mach 5 Scramjet Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 4, pp. 636-641. 2005.
5. Chang, J., Yu, D., Bao, W., Fan, Y. and Shen, Y., "Effects of boundary-layers bleeding on unstart/restart characteristics of hypersonic inlets," *The AERONAUTICAL JOURNAL*, Vol. 113, No. 1143, pp. 319-327, 2009.
6. Herrmann, D., Blem, S. and Gulhan, A., "Experimental Study of Boundary-Layer Bleed Impact on Ramjet Inlet Performance," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 6, pp. 1186-1195, 2011.
7. Ruban, A., Menezes, V. and Balasubramanian, S., "Boundary-Layer Control for Effective Hypersonic Intake," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 6, pp. 1611-1614, 2018.
8. Verma, S.B., Manisancar, C. and Raju, C., "Control of shock unsteadiness in shock boundary-layer interaction on a compression corner using mechanical vortex generators," *Shock Waves*, Vol. 50, No. 12, pp. 327-339, 2012.
9. Lee, Y.J., Yang, I.Y., Lee, K.J., Oh, J.H. and Choi, J., "Mach 5 Performance Verification of Free-jet type Ground Propulsion Test Facility for Scramjet Engine Intake Test," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 1, pp. 77-87, 2022.
10. Kantrowitz, A., "The formation and stability of normal shock waves in channel flows," NACA Tech. Note 1225, 1947.
11. Kantrowitz, A. and Donaldson, C.., "Preliminary investigation of supersonic diffusers," NACA Report L5D20, 1945.
12. Lee, Y.J., Lee, S.H., Yang, I.Y. and Choi, Y.J., "Rake Design and Test Evaluation for Scramjet Engine Intake Inflow Measurement," *55th KSPE Fall Conference*, Busan, Korea, p. 1, Nov. 2020.