

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2024.28.1.029>

경계층 배출을 적용한 스크램제트 엔진 흡입구의 성능 분석

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

Performance Analysis of Scramjet Engine Intake with Boundary Layer Bleeding

Yang Ji Lee^{a,*} · Inyoung Yang^a · Kyung Jae Lee^a · Sang Hoon Lee^a ·
Jung Hwan Oh^a · Jin Choi^b^aAeropylpsion Research Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea^bThe 3rd Missile System PMO, Agency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: mars336@kari.re.kr

ABSTRACT

A study was conducted to analyze the effect of boundary layer bleeding on the performance of the intake by multiple bleeding holes in the ramp and isolator of a scramjet intake. In this study, the presence/absence of bleeding holes, porosity and the degree of concentration of bleeding holes were used as variables, and 7 configurations including baseline(no bleed holes) were tested. As a result, compared to the baseline, the boundary layer bleeding configurations expanded the starting range of an intake and improved performance indicators. The configuration that showed the best performance was 1 mm in diameter and 10 mm in width with the lowest porosity. It is judged that it would be advantageous to distribute the bleeding holes more evenly rather than centrally or to place them on the side walls where the boundary layer is expected to develop.

초 록

스크램제트 엔진 흡입구의 램프와 격리부에 다수의 다공 홀을 배치하고 이를 통한 경계층 배출이 흡입구의 성능에 미치는 영향을 분석하는 연구를 수행하였다. 본 연구는 경계층 배출 홀의 유/무, 다공도, 그리고 밀집도를 변수로 하였으며, 경계층 배출 미적용(기준형상) 포함 7개 형상을 시험하였다. 결과적으로 기준형상 대비 경계층 배출 형상들이 시동 영역 확장 및 전반적인 성능 지표가 개선되었다. 전압력 회복률과 격리부 출구 마하수 등 전반적인 성능을 분석했을 때 가장 좋은 성능을 보인 형상은 다공도가 가장 낮은 지름 1 mm, 폭 10 mm로 경계층 배출 유량이 작은 것이 흡입구 성능개선에 유리함을 확인하였다. 밀집도는 중앙 편중보다 균등하게 배분하거나 경계층이 발달할 것으로 예상되는 측벽에 배치하는 것이 유리할 것으로 판단한다.

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

Received 29 May 2023 / Revised 3 December 2023 / Accepted 8 December 2023

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2023년도 춘계학술대회(2023.5.24.~26,

라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

극초음속 영역에서 구동하는 스크램제트 엔진 흡입구는 각 램프를 거치면서 압력 상승을 하며, 급격한 압력 상승을 방지하기 위하여 수 개의 작은 램프를 거쳐 공기를 압축한다. 이에 따라 흡입구의 길이가 일반적인 엔진에 비하여 긴 형상을 취한다. 경계층은 유동 진행 방향에 따라 생성되며 길이가 길면 경계층의 발달도 비례한다. 또한 스크램제트 엔진의 연소기로 유입되는 유로는 매우 좁다. 따라서 엔진 유로 내에서 발달한 경계층은 유로를 잠식하게 되어 전체적인 엔진 성능을 저하하는 요인이 될 수 있다. 따라서 경계층을 효과적으로 배출하여 흡입구로 유입되는 공기의 모멘텀 손실을 줄여 흡입구 시동이 가능한 배압의 한계, 즉 연소실의 압력 한계를 높일 수 있는 기술이 필요하다.

경계층을 배출하여 극초음속 공기 흡입식 추진기관의 성능을 개선하기 위한 연구는 다수의 이미 수행된 연구들이 있다. NASA는 CCE (Combined Cycle Engine)-LIMX(Large-Scale Inlet for Mode Transition Experiments)와 관련하여 2차원 압축 가변 흡입구의 성능 증진 연구를 수행하였다. NASA GRC의 10x10 foot 풍동에서 마하 3, 4 조건 및 탈 설계점에서 배압 조정 플러그로 연소기 조건을 모사하고 격리부의 경계층 배출 홀(압축 램프, 카울, 측벽 등 13개소에 위치) 및 흡입 유량과 연계한 흡입 홀 작동 제어, 오버 보드 바이패스로 안정적인 모드 천이 여부를 연구하였다[1]. 일본 JAXA는 터빈 기반 복합사이클 엔진

인 ATREX 엔진의 정지 상태에서 마하 6까지 구동하는 축 대칭 흡입구에 경계층 배출 홀을 배치하고 흡입구와 가스터빈 엔진 흡기구 중간에는 바이패스 도어를 설치하여 불시동시 과도한 압력 상승을 해소하도록 하였으며, 바이패스 도어를 제어하기 위한 로직을 세워 이를 공시체와 엔진 통합 실험으로 입증한 바 있다[2]. 그 외에도 슬릿(slit)형[3], diverter[4] 그리고 미세 램프를 이용한 와류 발생기[5]로 경계층을 배출, 제어하는 연구가 수행되었다.

한국항공우주연구원은 스크램제트 엔진 흡입구의 내부 유로에 다수의 다공 홀을 배치하고 이로 경계층을 배출했을 때 그에 따른 성능 변화를 연구하고 있다. 다공 홀 배치 유/무에 따른 흡입구의 성능을 비교하기 위하여 다공 홀을 배치하지 않은 기준형상 흡입구의 배압 조정 장치의 순차적인 장착에 따른 영향성 및 배압 상승에 따른 성능 변화 그리고 받음각 변화에 따른 특성 분석 연구를 수행하였다[6]. 본 논문에서는 기준형상 흡입구에 다공 홀을 배치하였을 경우 흡입구의 성능이 어떻게 변화하는지를 정리하였다.

2. 경계층 배출 시험 모델 및 치구

2.1 경계층 배출 시험 모델

기준형상 흡입구는 마하 6을 목표로 설계된 혼합 압축형 흡입구로 외부 압축 2회, 내부 압축 2회를 거쳐 일정 면적 격리부로 유입되는 형상을 취한다[6]. 경계층 배출을 위한 다공 홀은 기

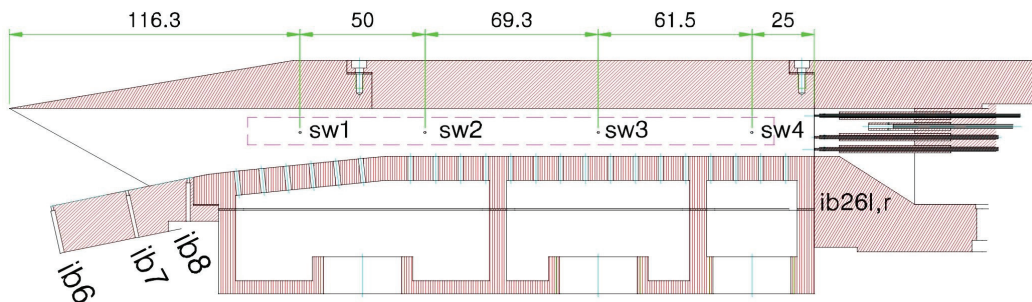


Fig. 1 Wall static pressure locations of the test model [Side view].

준형상 흡입구의 세 번째 램프와 격리부(바디측)에 총 198개를 배치하였다. 다공 홀은 모델 중앙선(Centerline)을 중심으로 횡간 9열로 구성되었다. 세 번째 램프에는 종간 6열, 격리부에는 종간 16열로 구성 배치하였다. 종간 간격은 10 mm로 같다. 경계층 배출 홀 하단에는 배출 챔버를 3기로 구획, 장착하고 시험 변수(경계층 배출 플레이트)를 교체할 때 분리하여 재설치할 수 있도록 하였다. 챔버 하단에는 1인치 배관이 장착될 수 있도록 마감처리 하였고 경계층 배출 밸브는 시험 모델 외부에 설치한다.

이렇게 경계층 배출 홀을 세 번째 램프와 격리부에 배치하면 기존 중앙선 위치에서 측정했던 벽면 정압력을 측정할 수 없다. 따라서 Fig. 1과 같이 두 번째 램프의 최후방에 1개소(ib8), 격리부 후방에 장착되는 레이크 부에 레이크 프로브에서 발생하는 충격파의 영향에서 자유로운 위치에 2개소(ib26l, ib26r) 모델 중앙선에서 좌/우 20 mm 위치 그리고 측벽(side wall)에 4개의 벽면 정압력 측정홀을 추가하여 이를 보완하였다. 측벽 정압력 측정홀은 모두 카울 벽에서 10 mm 떨어진 곳에 설치하였으나, 유로 방향으로 등 간격 배치되지 않았다. 각 측정 홀의 위치 선정은 경계층 배출 챔버와 관련하여 설정하였다. 앞의 2개소(sw1, sw2)는 3개로 구획된 경계층 배출 챔버 중 첫 번째 챔버 길이 3분할 점에, 뒤의 2개소(sw3, sw4)는 두 번째와 세 번째 챔버의 중앙에 위치한다.

2.2 경계층 배출 플레이트

본 연구에서 시험 변수는 다공도(경계층 배출 홀의 지름)와 밀집도(횡간 간격)로 하였다. 경계층 배출 홀의 지름은 1.0 mm, 1.5 mm, 2.0 mm로, 횡간 간격은 10 mm와 5 mm로 선정하였다. Fig. 2는 횡간 간격 10 mm를 적용한 경계층 배출 플레이트의 중앙선을 중심으로 절반을 나타낸 형상이며, Fig. 3은 횡간 간격 5 mm의 경계층 배출 플레이트이다. 총 6가지 형상에 대하여 배압 조정 장치 이동으로 연소기 압력 상승을 구현하고, 경계층 배출을 해당 형상들에 대하여 수행했을 때 흡입구의 성능이 어떻게 변화하는

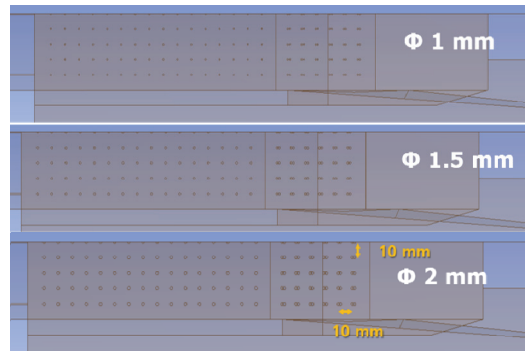


Fig. 2 Boundary bleed plates [span-wise 10 mm].

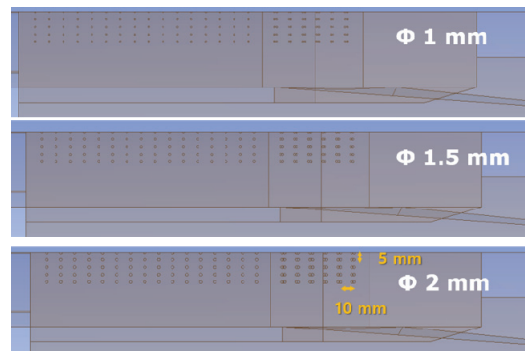


Fig. 3 Boundary bleed plates [span-wise 5 mm].

지를 파악하는 시험이 시행되었다.

2.3 경계층 배출 시험 치구 및 시험 조건

총 6가지 형상의 성능 평가는 기준형상 흡입구가 시험된 한국항공우주연구원의 스크램제트 엔진 시험설비의 마하 5 조건에서 수행되었다 [7]. 기준형상 흡입구를 시험한 이래로 경계층 배출 시험을 위하여 시험설비와 치구가 추가 및 보완되었다. 추가된 것은 시험설비의 디퓨저 광학 창으로 램프와 카울에서 발생하는 충격파의 가시화를 위함이며 Fig. 4는 유동 진행 방향의 좌측에 설치된 창이다. 또한 흡입구 배압 조정 장치의 안정적인 운용을 위하여 기존에 배압 조정 장치 후방에 설치되어 있던 모터 제어부를 Fig. 5와 같이 디퓨저 하단으로 이동 설치하고 각 축을 체인으로 연결하도록 하였다.

기준형상 흡입구의 배압 조정 장치 시험은 플러그가 최후방 +33.7 mm에서 블록에 닿기 직전

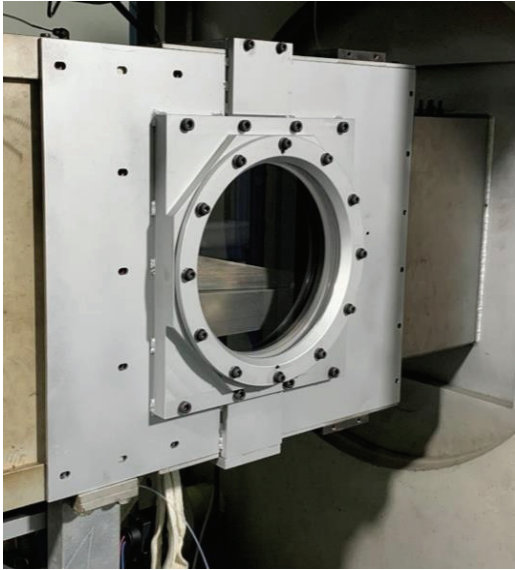


Fig. 4 Schlieren visualization window in diffuser.

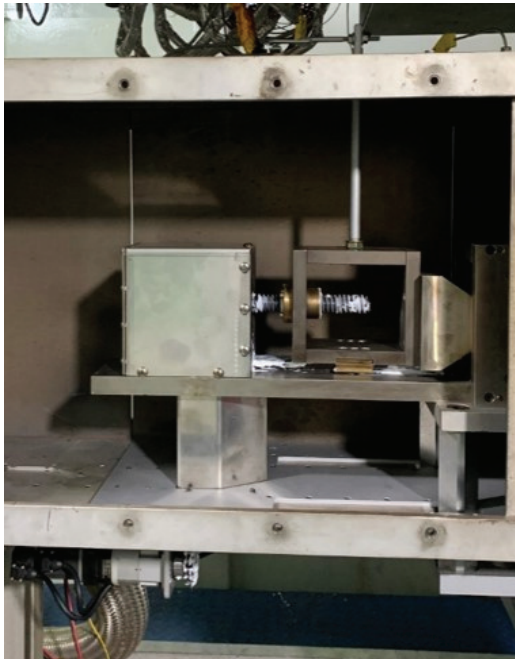


Fig. 5 Back pressure control system modification.

인 -14.4 mm까지 2 mm/s로 이동하면서 수행되었다[6]. 해당 결과를 분석한 결과 격리부 출구의 정압력이 상승하기 시작한 시점은 +6.4 mm (출구 유로 높이 1.44 H(H:격리부 높이))였으며,

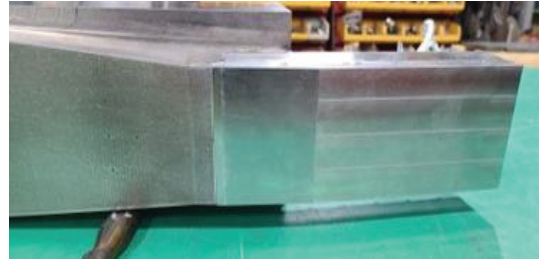


Fig. 6 Baseline plate (No bleed hole).

순차적으로 oblique shock train, normal shock train으로 전환되면서 흡입구 불시동, 최종적으로 설비 불시동까지 간 시점은 -3.3 mm(0.88 H)였다. 기존 기준형상 흡입구 시험에서 배압 조정 장치의 이동 시간은 약 24초로 스크램제트 엔진 시험설비의 시험 시간(30초) 내에서 구동할 수 있는 시간이다. 그러나 경계층 배출 시험에서는 이동 시점을 +23.7 mm(2.47 H)에서 -3.3 mm까지로 단축하여 경계층 배출로 인한 영향을 보는 것에 중점을 두기로 하였다. 경계층 배출부는 시험부 내 디퓨저 하단에 위치하며 해당 위치는 시험이 수행되는 동안 20 kPa 정도를 유지한다. 이는 이젝터 기동으로 시험부 내가 저압을 유지하기 때문에 비행 환경에 부합되는 환경을 조성할 수 있다.

배압 조정 장치의 시작 지점이 앞으로 당겨지면 격리부 출구에 조성되는 배압이 달라지기 때문에 경계층 배출을 적용한 흡입구와 기존에 수행한 기준형상 흡입구의 시험 조건이 상이하게 되며 직접적으로 성능을 비교 분석할 수 없다. 따라서 달라진 격리부 출구 배압 조건에서의 기준형상 흡입구의 성능을 획득하기 위하여 경계층 배출을 적용하지 않은 Fig. 6과 같은 플레이트를 제작하였다.

3. 경계층 배출 유/무에 따른 흡입구 성능

3.1 벽면 정압력 분포

먼저 경계층 배출을 적용하지 않은 기준형상 흡입구의 벽면 정압력 분포를 Fig. 7에 나타내었다. 그래프에서 x축은 모델 전단에서부터 길이

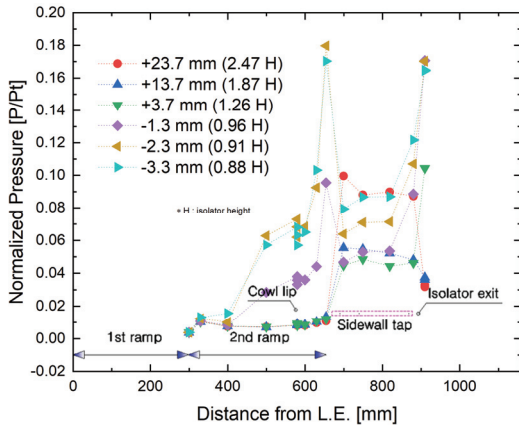


Fig. 7 Normalized wall static pressure of the intake according to the back pressure controller position baseline.

방향 거리를 나타낸 것이다. y축은 측정된 벽면 정압력을 시험설비 공급 전압력(약 1.8 MPa)으로 무차원화한 값이다. 그래프에는 벽면 정압력 홀이 흡입구의 어디에 위치하는지를 파악할 수 있도록 위치 정보를 함께 적었다. 그래프에서 측벽의 압력 분포가 시험 초반부인 +23.7 mm에서 다소 높게 분포되었다가 +13.7 mm에서 안정화되는 현상이 관측되었다. 이는 램프에서 발생하는 충격파와 팽창파의 영향이 즉각적으로 나타나는 바디 측과 다르게 측벽은 유입되는 유동 방향과 평행하게 설치되어 충격파가 발생하지 않기 때문이다. 더하여 측벽에 있는 측정 홀은 카울 벽으로부터 10 mm 떨어진 유로 중앙에 위치하기 때문에 바디 측과 카울 측 벽면에 중첩되는 충격파와 팽창파의 영향을 직접적으로 받지 않아 기존 기준형상 흡입구 격리부의 바디 측에서 관측된 oblique shock train 분포를 관측할 수 없었다. 이러한 복합적인 요인으로 인해 측벽에서 압력이 안정화되는데 상대적으로 시간이 소요되는 것으로 판단된다. 반면 유로 내의 평균적인 유속이 초음속에서 천음속-아음속으로 낮아질 경우(배압 조정장치의 위치가 +3.7 mm, -1.3 mm 로 내부로 들어갈 경우 후방부터 압력이 상승되는 경향을 볼 수 있음)에는 측벽에서의 압력 상승을 잘 나타내 주는 경향도 관측할 수 있었다.

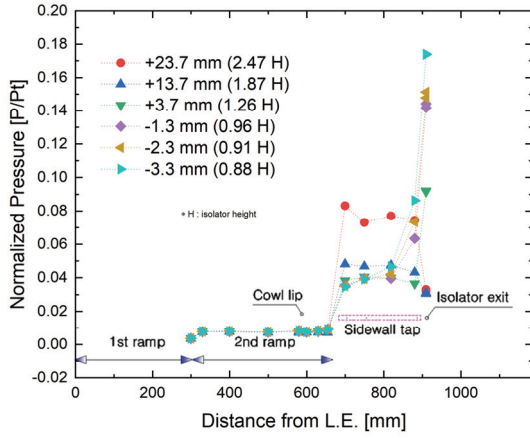
경계층 배출을 적용하지 않은 기준형상 흡입구의 경우 +3.7 mm에서 격리부 출구의 압력이 상승하고, -1.3 mm에서 흡입구 불시동에 이르는 것을 정압력 분포로 확인할 수 있었다.

Fig. 8은 경계층 배출 플레이트의 변화 및 배압 조정 장치의 이동에 따른 벽면 정압력 분포를 전압력으로 무차원화 한 그래프를 정리한 것으로 배압 조정 장치의 위치가 기준형상 흡입구와 같은 위치에서 데이터를 추출한 값을 나타내었다.

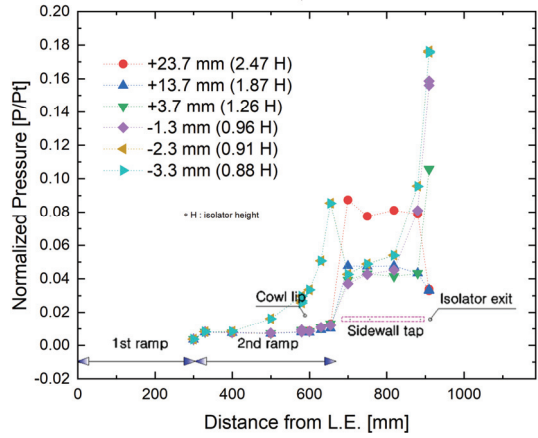
Fig. 8의 (a)부터 (c)는 횡간 폭이 10 mm 일 때의 그래프로 3개의 그래프가 비슷한 경향을 보이고 있음을 확인할 수 있다. 배압 조정 장치가 시험체에 가장 가까워져서 배압이 높게 조성되는 위치인 -3.3 mm까지 흡입구가 시동을 유지하고 있음을 확인할 수 있으며, 이는 경계층 배출 홀의 횡간 폭을 격리부와 램프에 균등하게 배분하면 경계층 배출을 적용하지 않은 기준형상 흡입구보다 성능이 개선되었다는 것을 의미한다.

Fig. 8의 (d)부터 (f)는 횡간 폭을 5 mm로 하여 중앙선에 집중했을 때의 성능을 나타내는 그래프로 균등하게 배분했을 때보다 성능이 좋지 않음을 확인할 수 있다. 지름 1 mm, 폭 5 mm에서는 -2.3 mm에서 두 번째 램프의 압력이 상승한 것을 볼 수 있으며 -2.3 mm와 -3.3 mm의 값이 거의 같은 것을 관측할 수 있다. 지름 1.5 mm, 폭 5 mm도 마찬가지로 -2.3 mm에서 압력 분포가 상승함을 확인할 수 있으나 지름 1 mm, 폭 5 mm에 비하여 완전한 불시동까지 가는 시기가 늦춰지는 경향을 볼 수 있다.

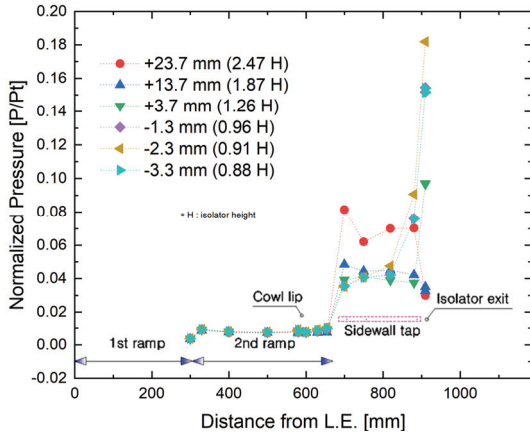
본 데이터들은 수집된 데이터를 0.5초간 평균낸 데이터이며, 실시간 측정값 기준으로 지름 1 mm, 폭 5 mm와 지름 1.5 mm, 폭 5 mm 형상의 흡입구 불시동시 배압 조정 장치의 위치는 각각 -2.04 mm와 -2.8 mm 였다(Table 1 참조). 경계층 배출 홀의 폭 5 mm로 배치된 형상 중에서 배압 조정 장치의 위치가 가장 안쪽까지 들어갔을 때도 흡입구 시동을 유지하고 있는 형상은 지름 2 mm로 경계층 배출 유량이 3가지 지름 중 가장 크기 때문에 시동을 유지할 수 있었



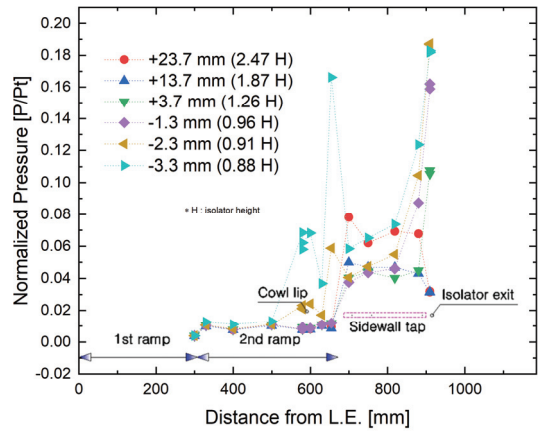
(a) Diameter 1 mm, span 10 mm.



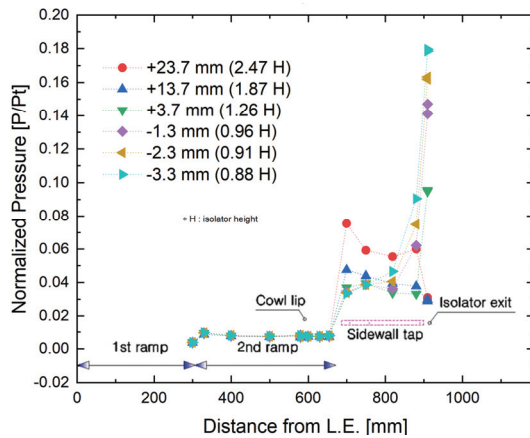
(d) Diameter 1 mm, span 5 mm.



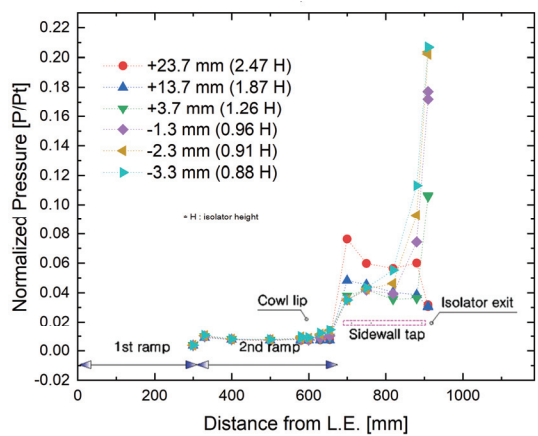
(b) Diameter 1.5 mm, span 10 mm.



(e) Diameter 1.5 mm, span 5 mm.



(c) Diameter 2 mm, span 10 mm.



(f) Diameter 2 mm, span 5 mm.

Fig. 8 Normalized wall static pressure of the intake according to the back pressure controller position.

던 것으로 판단된다. 경계층 배출 유량은 경계층 배출 유로 출구에 설치한 벤투리로 측정하였으며, 배출 예상 유량에 따라 벤투리를 경계층 배출 지름 1 mm 형상은 2인치, 지름 1.5 mm 형상은 2.5인치, 지름 2 mm 형상은 3인치로 측정하였다. 경계층 배출 유량은 지름 1 mm(배압 조정 장치 위치 +13.7 mm 기준)의 경우 폭 10 mm는 7.63 g/s(흡입구 유량의 0.9%), 5 mm는 8.43 g/s(흡입구 유량의 1.0%)로 측정되었다. 중앙부에 밀집했을 때 경계층 배출 유량은 많아지는데 이는 연구 대상인 흡입구의 전단이 티스폰 형태로 되어있어 유로가 중앙부에 밀집되기 때문이다. 본 시험을 통하여 많은 유량을 배출하는 것보다는 균등하게 배분하여 배출하거나 격리부 내부에서 압력 상승으로 인한 재순환 영역이 발생할 것으로 예측되는 측벽에 이를 배치하는 것이 흡입구의 성능 증진에 바람직한 것으로 생각된다.

3.2 흡입구 시동 영역 확장 분석

같은 시험 조건을 가했을 때 기준형상 흡입구와 경계층 배출 플레이트별 흡입구의 시동 영역이 어떠한지를 정리한 결과를 Table 1에 나타내었다. 경계층 배출시 기준형상 흡입구의 시동 영

역을 배압비 3.79에서 최대 6.82(지름 2 mm, 폭 10 mm)까지 확장할 수 있다는 것을 알 수 있다. 배압 조정 장치 이동 최종 위치인 -3.3 mm까지 시동을 유지한 형상은 총 4가지였으며, 가장 큰 배압비 성능을 보인 형상은 지름 2 mm(폭 10 mm)이나 경계층 배출 유량이 과대하여(약 23-25 g/s) 연소기로 유입되는 공기 유량에서 손해를 볼 것이다. 지름 1 mm 형상과 1.5 mm 형상은 배압비에서 유사한 성능을 보이나 경계층 배출 유량이 적은 지름 1 mm가 더 유리할 것이다. 따라서 경계층 배출을 실제로 적용하면 해당 형상 중에서 고른다면 지름 1 mm가 적절할 것으로 판단된다. 또한 앞서 언급한 대로 배출 유량을 많이 가져가는 것 보다는 균등하게 배출 홀을 배분하거나 경계층 및 재순환 영역이 발달할 것으로 판단된 곳에 집중하는 것이 더 유리할 것이다.

3.3 전압력 회복률

격리부 출구에 장착된 레이크로 획득된 데이터로 형상별 배압 조정 장치의 위치에서의 전압력 회복률을 Table 2에 정리하였다. 본 Table에서 +23.7 mm 위치는 제외하였는데 이는 본 시험이 설비가 막 시동이 되고 배압 조정 장치가

Table 1. Unstart location and back pressure ratio according to configuration.

| Configuration | Baseline | span 10 mm | | | span 5 mm | | |
|---------------|----------|------------|----------|---------|-----------|----------|---------|
| | | Φ 1 mm | Φ 1.5 mm | Φ 2 mm | Φ 1 mm | Φ 1.5 mm | Φ 2 mm |
| BPC location | -1.1 mm | -3.3 mm | -3.3 mm | -3.3 mm | -2.04 mm | -2.80 mm | -3.3 mm |
| P_e/P_i | 3.79 | 6.05 | 5.99 | 6.82 | 4.23 | 5.99 | 5.90 |

P_e : average wall static pressure at isolator exit(ib26r, ib26l), P_i : wall static pressure at isolator entrance(sw1)

Table 2. Total pressure recovery rate according to configuration.

| Configuration | Baseline | span 10 mm | | | span 5 mm | | | |
|---------------|----------|------------|----------|--------|-----------|----------|--------|------|
| | | Φ 1 mm | Φ 1.5 mm | Φ 2 mm | Φ 1 mm | Φ 1.5 mm | Φ 2 mm | |
| BPC location | +13.7 mm | 0.41 | 0.46 | 0.43 | 0.36 | 0.44 | 0.40 | 0.37 |
| | +3.7 mm | 0.31 | 0.33 | 0.33 | 0.32 | 0.31 | 0.31 | 0.31 |
| | -1.3 mm | 0.24 | 0.25 | 0.27 | 0.25 | 0.25 | 0.26 | 0.26 |
| | -2.3 mm | 0.23 | 0.27 | 0.27 | 0.26 | 0.25 | 0.26 | 0.26 |
| | -3.3 mm | 0.22 | 0.27 | 0.27 | 0.25 | 0.24 | 0.24 | 0.26 |

Table 3. Isolator exit Mach number according to configuration.

| Configuration | | Baseline | span 10 mm | | | span 5 mm | | |
|-----------------|----------|----------|------------|----------|--------|-----------|----------|--------|
| | | | Φ 1 mm | Φ 1.5 mm | Φ 2 mm | Φ 1 mm | Φ 1.5 mm | Φ 2 mm |
| BPC location | +13.7 mm | 2.12 | 2.34 | 2.27 | 2.27 | 2.22 | 2.10 | 2.11 |
| | +3.7 mm | 1.51 | 1.77 | 1.68 | 1.68 | 1.56 | 1.51 | 1.53 |
| | -1.3 mm | 0.99 | 1.25 | 1.07 | 1.07 | 1.05 | 1.09 | 1.02 |
| | -2.3 mm | 0.89 | 1.27 | 1.08 | 1.08 | 1.00 | 0.98 | 1.02 |
| | -3.3 mm | 0.81 | 1.19 | 1.19 | 1.19 | 0.88 | 0.86 | 0.89 |

이동하기 시작되기 때문에 흡입구가 완전히 안정화된 상태는 아니기 때문이다. 기준형상 흡입구에서 흡입구가 시동이 된 상태는 +13.7 mm과 +3.7 mm로 이를 본 절에서는 기준형상 흡입구 시동 영역, -1.3 mm 이하는 시동 한계 영역으로 명명하겠다. 흡입구 시동 영역에서 좋은 전압력 회복률 성능을 보인 형상은 지름 1 mm(폭 10 mm)로 기준형상 흡입구 대비 전압력 회복률 개선율은 11.4%(배압 조정 장치 위치 +13.7 mm 기준) 향상되었음을 확인하였다. 시동 한계 영역에서 좋은 성능을 보인 것은 지름 1.5 mm(폭 10 mm)로 기준형상 흡입구 대비 최대 14.5%(배압 조정 장치 위치 -1.3 mm 기준)의 개선을 보임을 알 수 있었다.

3.4 격리부 출구 마하수

Table 3의 격리부 출구 마하수는 레이크로 측정된 피토 압력과 정압력으로 계산된 값을 평균한 데이터이다[7]. 흡입구 시동 영역에서도 경계층 배출을 적용하면 마하수 성능이 개선되는 것을 확인할 수 있었다. 마찬가지로 경계층 배출 홀을 고르게 배분한 형상이 좋은 성능을 보였으며, 지름 1 mm(폭 10 mm)가 가장 좋은 성능을 보였다. 기준형상 흡입구는 시동 한계 영역에서 아음속이 되지만 경계층 배출을 적용하면 일부 형상을 제외하고는 초음속을 유지하고 있음을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

스크램제트 엔진 흡입구에 경계층 배출을 적

용할 때 흡입구의 성능 변화를 분석하는 연구를 수행하였다. 같은 배압 조정 장치 이동 위치 및 기존 연구에서 설비 안정성 등을 고려하여 변경된 시험 치구를 적용하기 위하여 경계층 배출을 적용하지 않은 기준형상 흡입구의 격리부 플레이트를 재제작하였고 이를 시험하였다. 이를 baseline으로 하고 경계층 배출을 적용한 형상들과 비교 시험을 수행하였다. 경계층 배출 형상은 총 198개의 다공 홀을 세 번째 램프와 격리부에 배치한 형상으로 다공도(홀 지름)와 밀집도(균등 분배, 중앙 밀집 분배)에 따른 성능을 보는 것을 목표로 총 6개의 형상을 제작하였다.

시험 결과, 경계층 배출을 적용한 형상이 기준형상 흡입구에 비하여 시동 배압비가 확장되는 것을 확인할 수 있었는데 기준형상의 배압비인 3.79 대비 최대 6.82까지 확장되는 것을 확인할 수 있었다. 가장 좋은 배압비 성능을 보인 것은 지름 2 mm(폭 10 mm)로 다공도가 높아 경계층 배출 유량이 많아 가장 높은 배압비에서도 작동할 수 있었던 것으로 판단한다. 다만 같은 지름 2 mm(폭 5 mm)는 경계층 배출 유량이 이보다 크나 성능이 떨어졌는데 이는 경계층을 효율적으로 배출하는 데는 중앙에 밀집하는 것이 그 성능이 떨어지기 때문으로 생각된다. 전압력 회복률에서 가장 좋은 성능을 보인 형상은 지름 1 mm(폭 10 mm)와 지름 1.5 mm(폭 10 mm)였는데 지름 1 mm(폭 10 mm)의 경우 흡입구 시동 영역에서 기준형상 흡입구 대비 11.4%, 1.5 mm(폭 10 mm)의 경우 시동 한계 영역에서 14.5%의 개선을 보였다. 따라서 시동 한계 영역에서는 경계층 배출 유량을 늘이는 것이 성능개선에 효과적일 수 있다. 그러나 배출 유량을 늘이면 연

소기로 공급되는 유량이 줄어들기 때문에 전압력 회복률, 유입 유량을 엔진의 추력과 연관하여 어느 요인이 더 중요한지를 파악할 필요가 있다. 격리부 출구의 마하수도 개선되어 기준형상 흡입구의 시동 한계 영역에서도 초음속을 유지하는 것을 확인할 수 있었다.

본 연구에서는 경계층 배출 밸브를 시험 시간 동안 계속 연 상태에서 경계층 배출 홀의 다공도와 밀집도에 대한 특성을 파악하였다. 향후 이를 통해 선정된 경계층 플레이트를 대상으로 기준형상 흡입구의 시동 한계 영역에 배압 조정장치를 고정하고 경계층 배출 밸브의 개/폐를 벽면 정압력과 연계하여 벽면 정압력이 허용 압력 또는 슬로프를 초과했을 때 밸브를 여는 제어 로직을 적용한 연구를 추가로 수행하여 시동 한계 상태에서만의 경계층 배출에 따른 흡입구 성능 분석에 관한 연구를 수행할 것이다.

후 기

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

References

1. Foster L.E., Saunders Jr J.D., Sanders B.W., and Weir L.J., "Highlights From a Mach 4 Experimental Demonstration of Inlet Mode Transition for Turbine-Based Combined Cycle Hypersonic Propulsion," NASA TM-2012-217724, 2012.
2. Takayuki K., Tetsuya S., Shujiro S., and Nobuhiro T., "Experimental Study on Restart Control of Supersonic Air Breathing Engine," *宇宙技術*, Vol. 1, pp. 33-40, 2002.
3. 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.
4. 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.
5. 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.
6. Lee, Y.J., Yang, I.Y., Lee, K.J., Oh, J.H. and Choi, J., "Mach 5 Performance tests of Scramjet Engine Intake using Free-jet Type Ground Propulsion Test Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 26, No. 4, pp.10-20, 2022.
7. 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.