

램제트 초음속 흡입구 내부 유동 특성

이형진* · 김세환** · 정인석***

Internal Flow characteristics of Ramjet Supersonic Intake

Hyoung Jin Lee* · Sei Hwan Kim** · In-Seuck Jeung***

ABSTRACT

The performance of ramjet engine is closely associated with a supersonic intake. In this study, experiments and computational simulations were conducted to observe the internal flow characteristics of the supersonic intake. The supersonic intake which have self-starting characteristics was designed and manufactured. The flow characteristics was analyzed from the experimental results using the supersonic wind tunnel testing and computational results using RANS equation and Menter's SST turbulence model. The detailed visualization results were suggested for the pseudo-shock wave of stable operations and for the inlet buzz phenomenon of unstable operations.

초 록

램제트 엔진의 성능은 초음속 흡입구의 성능과 밀접한 연관이 있다. 초음속 흡입구 내부 유동 특성을 관찰하기 위해 실험적/전산해석적 연구를 수행하였다. 자발 시동이 가능한 2차원 실험 모델을 설계 제작하고 마하 2.5 초음속 풍동을 이용한 실험적 연구와 Menter's SST 난류 모델과 RANS 방정식에 기반한 전산해석 결과로부터 내부 유동 특성을 정리하였다. 흡입구의 안정 작동 조건에서의 의사충격파(Pseudo-shock wave)와 불안정 작동 조건의 버즈 현상에 대해 자세한 가시화 결과를 제시하였다.

Key Words: Ramjet(램제트), Supersonic intake(초음속 흡입구), Pseudo-shock wave(의사충격파), Inlet buzz(흡입구 버즈)

1. 서 론

초음속 공기 흡입구는 램제트 엔진과 같이 초음속으로 비행하는 공기 흡입식 추진기관에 적

용되어 초음속으로 유입되는 고속의 공기를 감속/압축시켜 연소에 적합한 아음속 유동을 연소에 공급하는 역할을 한다. 따라서 흡입구는 추진 시스템의 전체 성능에 지대한 영향을 미친다.[1-2] 이러한 이유로 흡입구는 초음속 추진기관 설계 시, 가장 먼저 고려되어야 하는 중요한 구성품 중 하나로 간주되어 관련 연구가 오랜기간 활발히 수행되어 왔으며 일부 비행체에는 실제 적용되어 운용되기도 한다. 그러나 초음속 흡

* LIG넥스원, PGM연구센터

** 서울대학교 대학원 기계항공공학부

*** 서울대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: enjis@snu.ac.kr

입구 내부에는 기본적으로 초음속과 아음속 유동이 함께 존재하기 때문에 발생하는 유동이 매우 복잡하여, 최적화된 흡입구를 설계하는데 있어서는 현재까지도 해결해야 할 많은 문제가 산재해 있다. 이러한 이유로 최근까지 흡입구에 대한 다양한 연구가 다각도로 지속되고 있으며, 예를 들어, 안정적 운용 조건에서는 주로 흡입구 내부의 충격파-경계층 상호작용[3-4]에 대한 연구, 불안정한 운용 조건에서는 충격파 진동 현상 및 그에 따른 유입 유동이 외부 흘림 현상(spillage) 등 [5-6]에 대한 연구 등이 있다. 실제로, 이러한 유동 현상은 전압력 회복률 및 유입 유량 등 흡입구 성능 특성에 직접적으로 영향을 미치기 때문에 가능한 모든 유동 현상을 자세히 관찰하는 것이 필요하다.

이에 본 연구에서는 흡입구 전 운용 조건에 대해 흡입구 내부 전체 유동 가시화 이미지를 제시하고 이를 바탕으로 흡입구 내부에 발생하는 유동 특성을 보다 자세히 파악하는 것을 목적으로 한다. 이를 위해, 초음속 풍동을 이용하여 실험적 연구를 수행하였다. 이와 더불어 실험 결과를 보완하기 위해 RANS 방정식과 난류 모델에 기본적인 2차원 수치해석적 연구도 병행하여 실시하였다. 실험 데이터로는 쉘리렌 기법을 통한 가시화 이미지 및 압력 데이터를 획득하였으며 이를 바탕으로 흡입구 내부에 발생하는 유동 구조를 파악하고자 하였다.

2. 실험 방법 및 시험 모델

2.1 초음속 풍동

서울대학교 항공우주추진연소 연구실에서 운용되는 초음속 풍동은 2차원 수축-확산 초음속 노즐을 통해 초음속 유동을 얻을 수 있으며, 시험부 크기는 가로, 세로 약 100X100 mm, 시험 시간은 약 10초이다. 본 연구의 유동 마하수는 2.5, 유입 유동의 단위 레이놀즈 수는 $7.6 \times 10^7/m$ 이다.

2.2 시험 모델

그림 2는 본 연구에서 사용된 초음속 흡입구의

개략도이다. 흡입구 모델은 Mahoney[2]에 의해 제안된 방식에 의해 설계되었으며, 기본적으로 2개의 램프를 갖는 2차원형의 자발 시동이 가능한 혼합 압축방식이다. 이론 해석을 통해 임계 조건(critical condition)에서 최고의 전압력 회복률을 갖도록 두 개의 램프각이 결정되었으며, 유입되는 유동이 목에 질식되지 않도록 간단한 연속 방정식을 통해 흡입구 목의 크기가 결정되었다. Fig.1은 본 연구에 사용된 초음속 흡입구 모델이다.

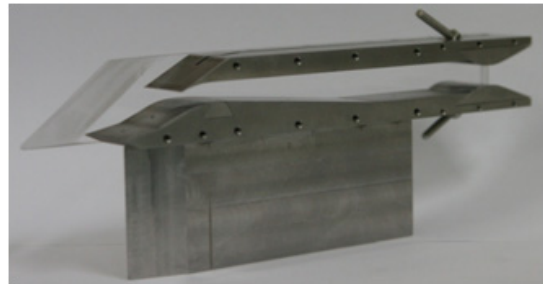


Fig. 1 초음속 흡입구 모델

2.3 유동 가시화 기법

흡입구 내부의 유동 가시화를 위해 쉘리렌 가시화 장치를 이용하였다. 쉘리렌 가시화 기법은 흡입구 내부 유동 특성을 얻기 위해 가장 잘 확립된 간단한 가시화 기법이다. 간단한 Z-형식의 4개 거울을 이용한 세팅 기법이 적용되었으며, 안정적 유동 조건의 경우 고분해능의 디지털 CCD 카메라를 불안정 유동 조건의 경우 초당 약 6,000에서 10,000장을 기록하는 고속 카메라를 이용하였다.

2.4 실험 절차

흡입구 내부 하류 조건은 Fig.1의 모델 후방의 block 높이를 조절하여 변화된다. block의 높이에 따라 외부 빠져나가는 제트 유동의 면적이 변화하며 실험 조건 변수를 유동 면적비(AR), 흡입구 목 면적에 대한 출구 제트 유동의 면적비로 설정하였다.

2.5 수치해석 방법

실험 결과를 검증하고 비교하기 위하여 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을

이용한 전산 유체 해석을 수행하였다. 계산의 편의를 위하여 2차원 해석을 수행하였다. 유입 유동 조건은 실험과 동일하게 설정하였으며, 벽면 경계에서는 점착 조건과 단열조건을 이용하였다. 출구 경계 조건은 초음속 유동 특성을 고려하여 외삽법이 적용되었다. 수치 기법으로는 Roe's FDS를 이용한 3차 정확도의 공간 차분과 완전 내재적 시간 적분 기법을 이용하였으며, Menter의 SST (Shear Stress Transport) 난류 모델을 이용하였다. 2차원 해석을 위해 정렬 격자를 이용하였으며, 벽면으로 격자가 조밀하도록 하여 y^+ 가 약 1이 되도록 하였다. 이와 같이 구성된 충격자셀의 수는 약 30만이다.

3. 실험 결과

3.1 면적비에 따른 의사 충격파 구조

Fig. 2는 면적비에 따른 흡입구 내부에서 나타나는 의사충격파에 대한 실험적 및 수치해석적 가시화 결과로 실험적 결과에 있어서는 웨도우 및 쉐리렌 기법을 이용한 이미지를 제시하였다. Fig. 2에 보이는 바와 같이 실험 결과와 전산 해석 결과는 대체적으로 잘 일치한다. Fig. 2로부터 의사충격파의 특성을 잘 파악할 수 있다.

흡입구 내부에서 관찰된 의사 충격파는 전체적으로 위아래 비대칭 형상을 나타내며 첫 번째 충격파는 확연히 λ -형식을 보여준다. 이는 경계

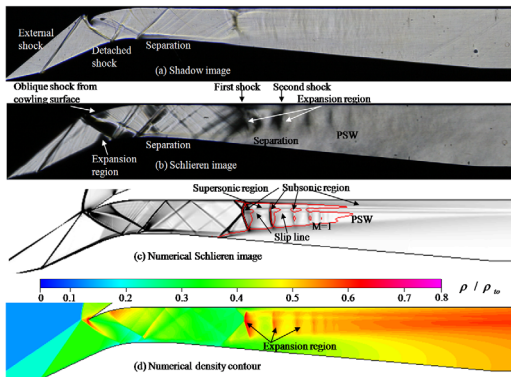


Fig. 2 Experimental and numerical results of PSW inside supersonic inlet

층이 첫 번째 충격파 발에서 비대칭적으로 박리되면서 비대칭 경사 충격파가 발생하기 때문이다. 두 번째 충격파부터는 상류로 굽어진 수직 충격파 형식으로 발생한다. 이후 계속하여 몇 개의 충격파가 더 발생하며 충격파의 간격은 점차 줄어든다.

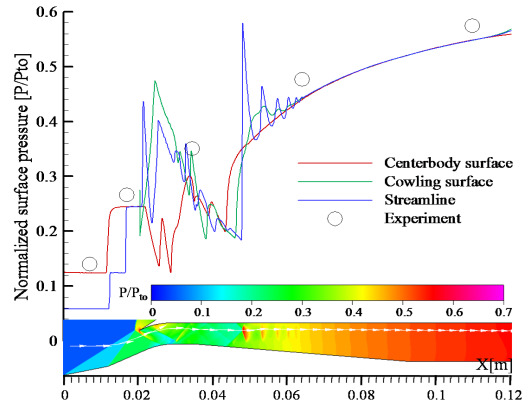


Fig. 3 Static pressure distribution and pressure contours (AR=1.156)

3.2 의사충격파 내 압력 분포 특성

Fig. 3은 면적비 1.156에서의 실험 및 수치해석적 결과를 통해 획득한 흡입구 내부의 압력 분포를 나타낸다. Fig. 3에 제시된 전산 해석 결과의 압력 분포는 중심체 면, 카울면, 그리고 흡입구 목에서 높이 방향으로 정중앙 점에서의 streamline을 따라 획득한 것이며 실험 결과와 함께 제시하였다. Fig. 3는 흡입구 내부에서 의사충격파에 의해서 발생한 압력 상승을 명확히 보여준다. 의사충격파를 통한 압력 상승의 대부분은 첫 번째 충격파를 통해서 발생하며 첫 번째 충격파 이후 streamline과 카울면에서의 압력은 약간 진동이 관찰되나, 대체적으로 압력 상승이 상당히 완화된. streamline을 따른 압력 분포의 압력 진동은 의사 충격파 내부에 연속적으로 나타나는 수직 충격파의 영향 때문이며 카울면에서의 압력 진동은 비대칭적으로 발달한 의사충격파의 영향이다. 즉 의사충격파의 중심 유동이 카울면으로 굽어짐에 따라 카울면의 압력은 충격파와 팽창파의 영향을 직접적으로 받는 반면, 중심체 면은 두껍게 형성된 경계층에 의해 압력의 진동이 관찰되지 않는다.

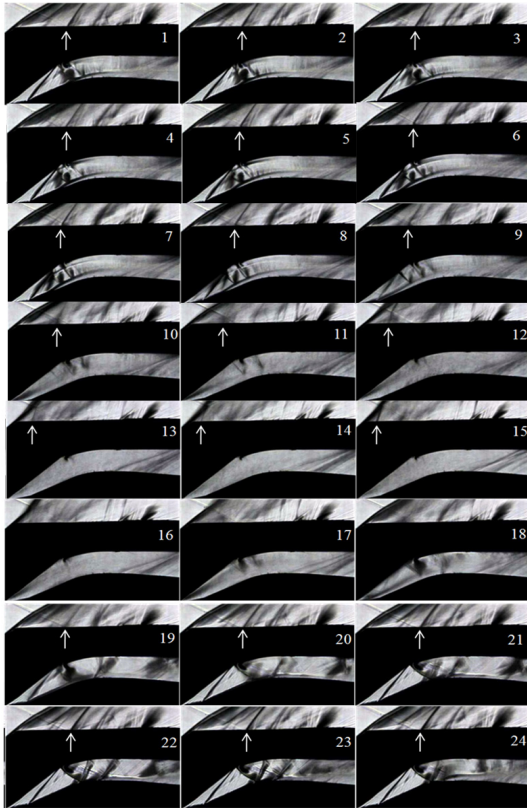


Fig. 4 Schlieren visualization of a buzz cycle for the rectangular model (AR=0.828)

3.3 흡입구 버즈 가시화

Fig. 4.는 면적비 0.828에서 발생하는 흡입구 버즈에 대한 한 사이클에 대한 가시화 결과를 보여 준다. 흡입구 내외부 가시화 이미지로부터, 버즈가 발생하는 메커니즘을 자세히 관찰할 수 있다. Fig. 4.에 보여지는 가시화 이미지는 고속카메라를 이용하여 초당 6,000장의 속도로 촬영되었으며, 프레임 당 시간간격은 0.167 msec이다. 1번 프레임에서 종단 충격파는 카울 밖으로 밀려나오기 시작한 후 13번 프레임에서 흡입구 최 선단으로 밀려나온다. 그런 후, 14-15번 프레임까지 충격파의 움직임이 없다. 이후, 충격파가 흡입구 내부로 다시 들어가며 19번 프레임에 보이는 바와 같이 초음속 유동이 다시 형성된다. 초음속 유동이 형성되면 21-24번 프레임과 같이 연소기 내 압력이 다시 상승하고 종단 충격파가 다시 앞으로 밀려나온다. 그런 후 새로운 버즈 사이클이 시작된다.

4. 결 론

초음속 흡입구 내 유동 특성을 관찰하기 위해 실험적 연구와 함께 전산해석적 연구도 병행하여 수행하였다. 두 연구 결과는 비교적 잘 일치하였으며, 이 결과를 바탕으로 흡입구 내 유동 특성을 파악하였다.

안정적 운용 조건에서 흡입구 내 가장 중요한 유동 특성은 의사충격파의 존재에 있다. 경계층과 충격파 간섭 현상으로 발생하는 흡입구 내 의사충격파는 비대칭 특성을 갖는다. 이러한 비대칭성에 의해 유동 구조 및 압력 특성이 크게 달라진다. 불안정한 운용의 경우, 흡입구 내부에 크게 진동하는 충격파가 관찰되었다. 이와 관련한 메커니즘은 흡입구 내부에 발생하는 박리 영역에 있음이 관찰되었다.

참 고 문 헌

1. Seddon, J., and Goldsmith, E. L., Intake Aerodynamics, AIAA education series, Great Britain, 1985
2. Mahoney, J. J., Inlets for supersonic missiles, AIAA education, Washington, 1990
3. Matsuo, K., Miyazato Y., and Kim, H. D., "Shock train and Pseudo-shock phenomena in internal gas flows," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 35, Issue 1, January 1999,
4. Sajben, M., and Kroutil, J. C., "Effects of Initial Boundary-Layer Thickness on Transonic diffuser flows," AIAA Journal, Vol. 19, No. 11, 1981, pp 1386-1393
5. Trapier, S., Duveau, P., and Deck, S., "Experimental Study of Supersonic Inlet Buzz," AIAA Journal, Vol.44, No.10, October 2006
6. Trapier, S., Deck, S., and Duveau, P., "Delayed Detached-Eddy Simulation and Analysis of Supersonic Inlet buzz," AIAA Journal, vol. 46, No. 1, January 2008, pp. 118-131