

마하 2.5 초음속 공기흡입구의 버즈 특성에 관한 연구

이형진* · 정인석**

Study on the Buzz Characteristics of Supersonic Air Intake at Mach 2.5

Hyoung-Jin Lee* · In-Seuck Jeung**

ABSTRACT

Theoretically, stable operations of an inlet are achieved at the design condition. However, at off-design conditions supersonic inlets often encounter the problem of aerodynamic instability, called inlet buzz. During inlet buzz, supersonic inlets exhibit considerable oscillation of the shock system in front of the inlet and corresponding large pressure fluctuations downstream. This phenomenon results in decrease of engine performance. An experimental and numerical study was conducted to investigate the phenomenon of supersonic inlet buzz on a generic, axisymmetric, external-compression inlet with a single-surface center-body. This study suggest that intermittent buzz exist and the frequency become to be large as increasing the back pressure.

초 록

초음속 흡입구는 안정한 유동은 설계점에서 얻을 수 있지만, 비행 중 나타나는 비설계점에서는 흔히 버즈라고 불리는 공력 불안정성에 직면하게 된다. 버즈가 일어나는 동안, 흡입구는 흡입구 선단에 큰 충격파 진동이 나타나며 그에 따라 후류에는 압력 섭동이 발생하며 이는 엔진의 성능감소를 야기한다. 본 연구는 버즈의 일반적인 특성을 파악하기 위해 1단 격입각을 갖는 외부 압축식 축대칭 흡입구를 이용하여 실험적, 수치적 연구가 수행되었다. 본 연구를 통해 간헐적으로 나타나는 버즈를 관찰할 수 있었고 배압이 증가할수록 버즈가 일어나는 주파수가 커짐을 확인할 수 있었다.

Key Words: Ramjet Engine(램제트엔진), Supersonic Air Inlet (초음속 공기흡입구), Buzz(버즈)

1. 서 론

초음속 공기흡입구는 초음속으로 유입하는 유

동을 가능한 전압력 손실 없이 아음속으로 감속시켜 연소실에 안정적이며 균일한 유동을 제공하는 역할을 한다. 특히 유동의 안정성은 초음속 공기흡입구를 설계하는데 있어서 가장 중요한 사항 중 하나이다. 이론적으로 설계조건에서 초음속 공기흡입구는 유동의 교란 없이 운용될 수 있으나 비설계점에서 외부 압축이 주로 이루어

* 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 서울대학교 기계항공공학부

연락처, E-mail: aaplus1@snu.ac.kr

지는 초음속 흡입구는 종종 버즈라고 불리는 공기역학적 불안정성 문제에 직면하게 된다. 버즈가 일어나는 동안, 흡입구 선단에는 큰 충격과 진동이 발생함과 동시에 흡입구 후류에 큰 압력 진동이 나타나며 이러한 압력 진동은 엔진의 성능을 감소 혹은 엔진 정지 상태를 일으킬 수 있어 그 운용에 있어서 매우 큰 악영향을 가져온다.[1] 초음속 흡입구가 초임계 상태에서 작동하면 버즈 현상을 피하는 것이 가능하지만, 초임계 상태에서 흡입구는 낮은 성능으로 운용되는 단점을 갖는다. 따라서 이러한 버즈가 일어나는 원인과 그 특성을 이해하기 위한 노력은 버즈가 시작되는 것을 예상하고 성능의 손실 없이 효율적으로 버즈를 피하기 위해서 매우 중요하다. 비록 흡입구 버즈 현상이 오랜 기간 동안 연구되었지만 버즈 현상에는 많은 인자들이 관여되기 때문에 그 메커니즘에 대한 이해는 아직까지도 완전하지 못한 채로 남겨져 있다. 또한 버즈 메커니즘이나 버즈 현상 시작의 정확한 예측과 진동 현상에 대한 실제 데이터를 정확하게 제시한 연구 결과도 많지 않다.

이에 본 연구에서는 버즈의 특성에 대해 보다 일반적인 결과를 제시하고자 한다. 사용된 흡입구 모델은 하나의 외부 압축면을 갖는 간단한 축대칭 형상이며 self-starting 특성을 갖는다. 고정 형상을 갖는 외부 압축 흡입구는 보통 미사일을 위한 램젯엔진에 선호된다. 외부 압축식 흡입구 모델에 대한 몇 가지 선행 연구 결과가 보고되었다. 이러한 연구들의 대부분은 Ferri와 Nucci[2], Sterbentz[3], Trimpi[4], Connor와 Wollett[5], Nagashima[6]에 의해서 수행되었다. 이들 연구에서 콘에서의 유동의 박리가 없는 Ferri 타입의 버즈에 대한 것으로 경사충격파와 수직충격파의 교차점에서 발생하는 와류면이 흡입구로 유입될 때 불안정한 유동이 시작됨을 입증했다. Daily는 와류면 유입 이외에도 압축면에서의 박리에 의한 흡입구 초킹이 아임계 불안정성의 주요 원인임을 밝혔다.[7]

본 연구에서 고려된 외부 압축 흡입구 모델은 압축면에 박리 유동을 갖는 Dailey 타입이다. 본 연구에서는 받음각이 없는 비설계점에서 배압의

변화에 따른 초음속 흡입구의 버즈 특성 변화를 분석하기 위해서 Shadow graph 가시화와 표면 압력 측정을 수행하였다. 실험 결과의 명확한 분석을 위해 2차원 수치해석을 수행하였다.

2. 실험 장치 및 실험 모델

2.1 실험 장치

본 실험은 서울대학교 기계항공공학부 항공우주추진 연소 실험실의 free jet 타입의 불어내기식 초음속 풍동에서 수행되었다. 시험부 단면의 면적은 50mm×100mm이며 실험 시 전방 안정실의 전압력은 $P_0=8 \text{ kgf/cm}^2(\pm 0.1 \text{ kgf/cm}^2)$ 를 유지하도록 하였다. 가변 노즐을 이용하여 마하수를 1.5 서 3.3 지 변화 시킬 수 있으며, 본 실험이 이루어진 마하수 2.5에서 시험 시간은 약 5~6초 정도이다.

2.2 실험 모델

실험 모델은 마하수 2.5에 맞추어 설계되었다. 마하수 2.5의 이하의 경우 1개의 경사충격파를 사용하는 것과 2개의 경사충격파를 사용하는 것 사이의 전압력 회복률의 차는 그다지 심하지 않은 것으로 알려져 있다. 따라서 1단 꺾임각이 있는 축대칭의 3차원 모델로 제작하였으며, 이때 Oswatitsch등이 수행한 결과에 의하면 1단 꺾임각의 흡입구의 경우 최적 반각은 30도이다[8,9]. 모델의 전체 길이는 약 170mm, 외경은 28mm이며 SUS로 제작하였다. 흡입구 목의 내경은 15.6mm 이고 아음속 확산부에 균일한 유동을 제공하도록 흡입구 목의 길이가 5mm가 되도록 설계하였다. 모델은 adapter를 통하여 풍동의 strut에 지지되고 연소실의 압력 변화를 모사하기 위하여 blockage adjuster plug를 모델 출구에 부착하였다. 배압 변화는 blockage를 모델의 후반부에 체결한 후 면적비율을 변화시킴으로써 이루어진다. 면적 비율(Area ratio, AR)는 출구 유로 면적과 흡입구 목에서의 유로 면적의 비로 정의하였으며 본 실험에서는 1.34~0.366까지 11가지 면적비율(AR)에서 수행되었다.

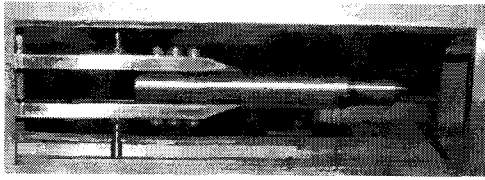


Fig 1. Model installed in wind tunnel

2.3 수치해석 방법

실험 결과를 검증하고 비교하기 위하여 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식을 이용한 전산 유체 해석을 수행하였다. 계산의 편의를 위하여 배압에 따른 영향은 2차원 해석을 통하여 살펴보았다. 유입 유동 조건은 실험과 동일하게 설정하였으며, 벽면 경계에서는 점착 조건을 이용하였다. 수치 기법으로는 Roe's FDS를 이용한 3차 정확도의 공간 차분과 완전 내재적 시간 적분 기법을 이용하였으며, Menter의 SST(Shear Stress Transport) 난류 모델을 이용하였다.

3. 결과 및 분석

3.1 초임계 모드~아임계 모드

초임계 모드에서는 배압의 증가에 따라 종단 수직 충격파는 흡입구 상류로 이동하므로 흡입구 선단의 충격파 시스템에는 그 변화가 없으나 전압력 회복률은 증가한다. 본 연구에서는 AR 1.34~1.26이 초임계 모드였으며 전압력 회복률은 60%~62.5%이다. 임계모드(AR=1.177)는 수직 종단 충격파가 카울 근처에 존재하며 이때 전압력 회복률이 65%이다. 아임계 모드(AR=1.089~0.998)에서는 배압의 미세한 변화에 따라 종단 충격파가 움직이지만, Buzz현상과 같이 종단 충격파가 흡입구 내부까지 들어갔다 다시 밀려나오는 진동 현상은 발생하지 않았다. 이때 전압력 회복률은 임계 모드와 유사하거나 근소하게 증가였으며 최대 67.5%였다. 보다 자세한 실험 결과는 참조문헌 [9]에 제시되어 있다.

3.2 일반적 버즈 특성

AR=0.904에서 나타난 버즈에 대한 세도우 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 1/6000프레임을 촬영하는 고속 카메라를 이용하였다. 버즈 사이클은 세 가지 주요 기간으로 구성된다. 1) 아임계 모드로 콘에 박리가 발생하고 충격파가 흡입구 선단으로 이동(처음 화살표 영역); 2) 아임계 모드로 콘에 발생한 박리가 여전히 존재하며 충격파가 흡입구 후류로 이동(두번째 화살표 영역); 3) 흡입구가 초임계 모드로 re-start되면서 콘에 박리가 제거(세번째 화살표 영역); 버즈는 위 세 모드가 계속해서 반복된다.

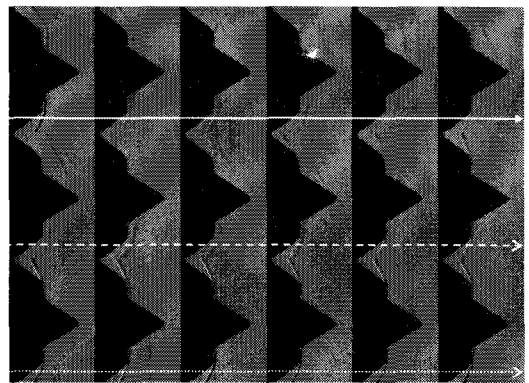


Fig 2. Shadowgraph of Buzz (AR=0.904)

Figure 3와 4은 AR=0.904에서 수행한 수치해석 결과로 압력선도와 압력선도에 표시한 시간에서의 마하선도이다. Figure 3의 지점별 압력선도 가운데 점선은 250 μ s의 시간간격을 나타내며 각각의 시간에서의 마하선도를 Fig. 4에 나타내었다. 충격파가 흡입구 목에서 경계층 박리를 야기한 후, 흡입구 목 위에 람다 충격파가 형성되고 목 위쪽에 박리 영역이 발생한다. 발생된 박리 영역이 유입 유량을 막게 되고, 흡입구 근처에서 압력이 급격히 상승하면서 충격파 시스템의 불안정을 야기한다. 이후 흡입구 목 근처의 압력상승이 종단 충격파를 흡입구 선단으로 밀어내면서 P1과 P2를 제외한 모든 영역에서 압력이 상승하며 Fig. 4의 1~3까지 경우에 해당한다. 이후 흡입구 선단에서 유입 유량의 방출이 발생하면서 흡입구 후류 챔버에서의 압력이 감

소하지만 흡입구 목에서 발생한 박리의 영향으로 목에서의 압력은 여전히 증가하고 충격파는 계속해서 흡입구 상류로 밀려간다 (4~6). 충격파가 밀려나옴에 따라 흡입구 목에서의 박리 영역이 감소하게 되면서 유로가 넓어지게 되고 충격파는 후류로 후퇴한(7~11) 후 같은 현상을 반복하게 되고 이것이 버즈의 한 사이클이 된다.

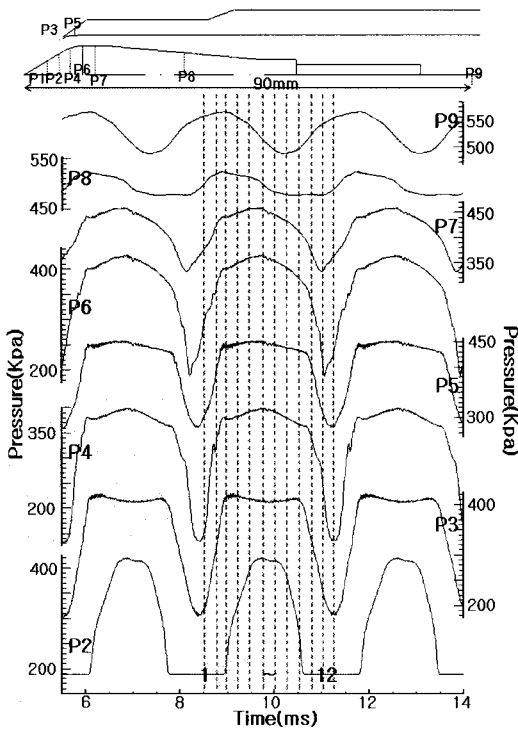


Fig 3. Pressure Distribution (AR=0.904)

3.3 배압에 따른 버즈 특성

Figure 5은 압력 진동에 대한 주파수 분석 결과로서 면적비율에 따른 버즈 주파수의 특성을 나타내었다. 그림에서 나타낸 P1~P9는 Fig. 3에 제시되어 있는 압력 지점과 동일하다.

모든 AR의 경우에서 흡입구 후류에 해당하는 p9 지점보다 흡입구 선단에서 보다 큰 압력 진동을 보이며 이는 Fig. 3의 지점별 압력선도로 부터 이미 예상 가능한 결과이다. AR에 따른, 즉 배압에 따른 버즈 주파수에 대한 관찰된 특성을 정리하면 다음과 같다.

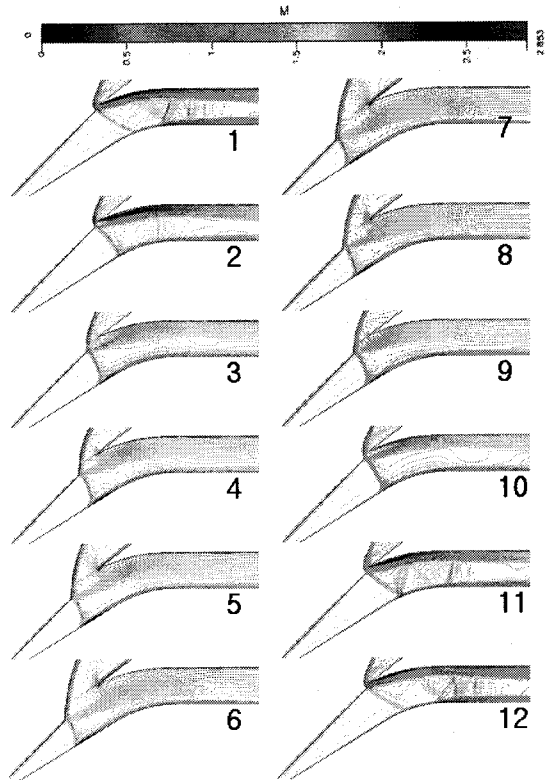


Fig 4. Mach contour (AR=0.904)

- 1) 각각의 AR에 따라 모든 위치에서 압력은 동일한 주파수를 가지고 진동한다.
- 2) 첫 번째 버즈 주파수는 AR이 감소할수록, 즉 배압이 증가할수록 카울에서의 압력 진동이 점차 증가한다. 이는 카울 근처에서 발생하는 충격파가 압축면에 수직으로 발생하기 때문에 나타나는 현상으로 보인다.
- 3) 두 번째 버즈 주파수의 경우 AR=0.904의 경우 카울립 근처가 압축면 보다 큰 진동 모드를 갖는 반면, AR=0.805와 0.703에서는 카울보다는 압축면에서 더 큰 진동 모드가 관찰되었다.
- 4) 전반적으로 AR이 감소함에 따라, 즉 배압이 증가할수록 각 지점에서의 진동 주파수가 증가하며, 각각의 AR에서 진동하는 주파수간의 차이는 거의 없다.

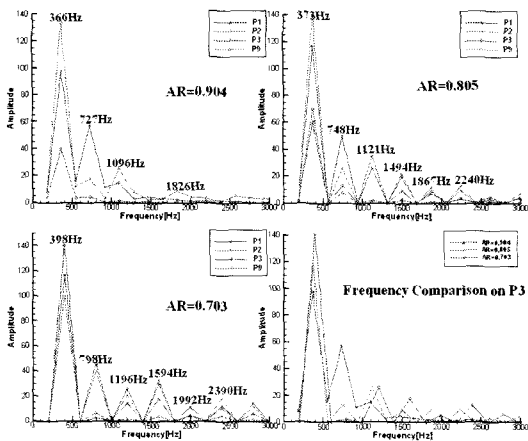


Fig 5. Frequency Characteristics of Buzz as AR

4. 결 론

본 연구는 서울대학교 항공우주 추진 연소 연구실의 초음속 풍동을 이용하여 마하 2.5 초음속 공기 흡입구의 버즈 특성에 관한 것이다. 배압을 변화 시키면서 버즈의 특성을 세 도우 사진과 측정된 압력 데이터 및 수치 해석을 통해 살펴보았다. 버즈 현상의 발생 메커니즘은 흡입구 내부에 박리의 발생 및 소멸과 밀접한 연관성을 가지며 배압에 따라 각기 다른 특성을 갖는다. 보다 정확한 버즈의 특성 파악을 위해서 동압 측정과 수치해석 결과의 정밀한 비교 분석과 받음각이 주어진 경우에서의 버즈 특성에 대한 연구도 수행할 예정이다.

5. 후 기

본 연구는 과학기술부 국가지정연구실 (과제번호 : M10500000072-05J000007210) 사업과 국방과학연구소 및 서울대학교 비행체특화연구센터의 연구비 지원에 의한 연구결과입니다.

6. 참 고 문 헌

1. Surber, L.E., and Numbers K.E., "Tactical Fighter Inlets", Intake Aerodynamics Vol. I. Von Karmen Institute of Fluid Dynamics Lecture Series 1988-04, 1988.
2. Ferri, A. and Nucci, L., "The Origin of Aerodynamic Instability of Supersonic Inlets at Subcritical Conditions," NACA RM L 50K30, 1951.
3. Sterbentz, W.H. and Evvard, J.C., "Criterion for Prediction and Control of Ramjet Flow Pulsations," NACA TN 3506, August 1955.
4. Trimpi, R.L., "An Analysis of Buzzing in Supersonic Ramjets by a Modified One-dimensional Non-stationary Wave Theory," NACA TN 3695, 1956.
5. Connors, J.F., and Wollett, R.R., "Performance Characteristics of Several Types of Axially Symmetric Nose Inlets at Mach Number 3.85," NACA RM E52I15, November 1952.
6. Nagashima, T., Obokata, T., and Asanuma, T., "Experiment of Supersonic Intake Buzz," ISAS Report No. 481, University of Tokyo, May 1972.
7. Dailey, C.L., "Supersonic Diffusers Instability," Journal of the Aeronautical Sciences, Vol. 22, No. 11, November 1955, pp 733-749.
8. Oswatitsch, K., "Pressure Recovery for Missiles with Reaction Propulsion at High Supersonic Speeds", NACA TM-1140, 1948
9. 이형진, 김성돈, 정인석, "마하 2.5 초음속 공기 흡입구의 유동 특성 연구", 2006년 춘계 학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, pp 189-192