

論文

카울 위치변화에 의한 초음속 공기흡입구의 버즈억제

신필권*, 박종호*, 이용범**

Buzz Suppression of Supersonic Air Inlet by Cowl Position Modification

Phil-Kwon Shin*, Jong-Ho Park* and Yong-Bum Lee**

ABSTRACT

An experimental study was conducted at a Mach number of 2.0 to investigate the buzz suppression method on an axisymmetric, external compression supersonic inlet. The inlet model has a fixed geometry with no internal contraction. The inlet configuration was altered by changing the cowling. Results show that source of buzz has been related to the existence in the flow field of velocity discontinuity across a vortex sheet which originates from a shock intersection point. With external compression inlet, buzz can be suppressed by positioning the oblique shock slightly inside or outside of the cowl.

초 록

축대칭 외부압축식 초음속 흡입구의 버즈 억제방법을 조사하기위해 마하 2.0 유동에서 실험적 연구를 수행하였다. 흡입구 모델은 고정형이고 내부 수축부는 없으며, 형상변화는 엔진덮개의 교체에 의해 이루어진다. 실험결과 버즈의 원인은 충격파 교차점에서 발생하는 와류면을 경계로 형성되는 불연속 유동장과 관련이 있는 것으로 나타났다. 외부압축식 흡입구에서는 경사충격파를 카울 앞이나 뒤에 위치하게 함으로써 buzz를 억제할 수 있다.

Key Words : Supersonic inlet(초음속 흡입구), Buzz(버즈), Vortex sheet(와류면)

1. 서 론

입계점에서 양호한 성능을 가지는 모든 외부압축식 초음속 흡입구는 어떤 유동비 이하의 아임계 작동에서는 충격파 시스템의 진동형태로 현저한 유동 불안정이 나타난다. 이런 현상을 구어적으로 buzz라고 부르기도 한다[1]. Buzz가 발생하면 충격파 시스템의 진동과 함께 흡입구 내부압

력의 급격한 요동이 나타나며, 이로 인해 연소불안정 및 엔진 구조물 손상 또는 엔진정지 상태에 까지 이를 수 있다.

이 현상은 1944년 Oswatitsch[2]에 의해 처음 알려진 후 50~60년대에 미국과 영국에서 많은 연구가 이루어졌다. 이후 유동조건에 따라 충격파 형상 및 내부유량을 조절할 수 있는 가변형 흡입구가 개발되어 buzz제어가 가능해지자 이에 대한 관심이 다소 감소하기도 했다. 그러나 현대의 고속 항공기 및 미사일 등에서는 중량, 비용 등의 문제로 가변형 흡입구를 채택하지 못하는 경우가 많이 있어 buzz문제는 여전히 중요한 문제로 남아있다. 또한 가변형 흡입구를 설계할 경

† 2004년 8월 2일 접수 ~ 2004년 10월 6일 심사완료

* 정희원, 충남대학교 기계공학부
연락처, E-mail : jhpak@cnu.ac.kr

대전시 유성구 궁동 220번지

** 정희원, 한국기계연구원

우에도 안정한 아임계 작동범위를 예측할 수 있어야 하므로 buzz의 원인 및 그 특성에 대한 이해가 있어야 한다.

Buzz의 원인규명 및 제어를 위해 다양한 형상의 흡입구를 대상으로 연구가 수행돼 왔으며 주요 사례는 다음과 같다.

Ferri와 Nucci[3]는 축대칭형 모델을 사용해 경사충격파와 수직충격파의 교차점에서 발생하는 와류면(vortex sheet)이 흡입구로 유입될 때 불안정 유동이 시작됨을 입증했고, Daily[4]는 와류면 유입 이외에도 압축면에서의 박리에 의한 흡입구 초킹이 아임계 불안정성의 주요 원인이라고 주장했다. 또한 Sterbentz[5]는 헬름홀츠공명기 이론을 제안했으며 실험결과와 그의 이론이 근사하게 일치함을 보였다. 그러나 Trimpi [6]는 준 일차원 불안정이론을 제시하며 Sterbentz의 이론을 반박했으며, Daily가 제안한 초킹발생도 유동 불안정이 시작되는데 꼭 필요한 인자가 아니라고 주장했다. 이외에도 Pitot형 흡입구에 대한 Stoolman의 음향 임피던스 이론[7] 등이 주목할 만하다.

기존의 연구결과를 분석해보면 각각의 이론으로 특정형상의 흡입구 및 마하수 범위에서 나타나는 buzz현상은 비교적 잘 설명된다. 그러나 흡입구 형상이나 유동조건이 다를 경우에는 적용할 수 없는 경우가 많다. 즉 어느 한 가지 이론으로 모든 buzz현상을 설명할 수 없다. 예를 들면 Pitot형 흡입구는 외부로 돌출된 압축면이 없으므로 와류면 유입이 원천적으로 없으며 이런 흡입구에서 나타나는 아임계 불안정은 Ferri 등[3]의 와류면 이론으로 설명할 수 없다. 그러므로 buzz현상의 이해를 위해서는 다양한 형상의 흡입구에 대한 체계적인 연구가 필요하다.

Ferri 등[3]은 외부압축식 모델을 사용한 연구에서 외부 경사충격파에 대한 카울(cowl)의 상대적인 위치를 조절함으로써 아임계 안정작동 범위를 향상시킬 수 있음을 보였다. 본 연구는 이를 기초로 실험을 통해 축대칭형 외부압축식 흡입구에서 나타나는 buzz의 형태와 억제방법, 그리고 buzz발생시 흡입구 성능에는 어떤 변화가 있는지 조사했다.

Buzz의 특성인 외부 충격파 진동은 새도우그래피 방법을 통해서, 내부압력 요동은 정압 데이터의 파형 및 FFT로 분석하였다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 흡입구 모델

모델의 압축부는 Connor와 Meyer[8]의 논문을

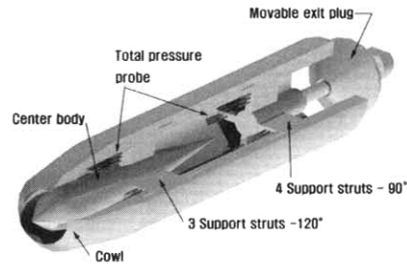


Fig. 1. Model 3D shape

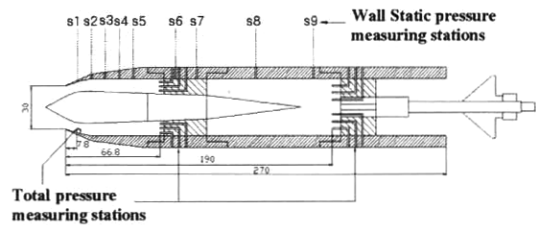


Fig. 2. Dimension and pressure measurement stations (unit : mm)

참조하여 설계했다. 설계마하수는 2.0이며, 각각 1개의 경사충격파와 수직충격파에 의해 압축이 이루어진다.

Fig. 1은 모델의 3차원 형상이다. 경사충격파를 발생시키는 원추형의 중심체가 선단부에 돌출되어 있고 그 외부를 카울이 감싸고 있다. 중심체는 선단부가 날카롭게 가공된 3개(120°간격)의 지주(strut)에 의해 고정되며 각 지주에는 3개씩 전압력프로브가 설치되어 있다. 이곳에서 측정된 9개의 전압력 평균값은 흡입구의 전압력 회복비(total pressure recovery ratio)를 계산하는데 사용된다. 모델 후미에는 흡입구 배압을 조절하기 위한 플러그가 설치되어 있다. 플러그의 이동축 지주는 4개(90°간격)이며 여기에도 3개씩 전압력 프로브를 설치하여 포획면적비(capture area ratio) 및 횡단면의 압력경향을 알아보려고 했다. 입구 바로 안쪽에도 1개의 전압프로브를 설치하여 임계조건일 때 수직충격파 직후의 전압력 변화를 파악할 수 있도록 했다.

Fig. 2는 모델의 평면도이다. 입구직경은 30mm이고, 입구에서 출구까지의 길이는 270mm이다. 전체 길이는 카울의 교체에 따라 미소하게 변한다. 모델의 외부에는 일직선상에 9개의 정압 측정구(s1-s9)가 있어 배압변화에 따른 내부 압력 패턴 및 수직충격파의 위치를 파악할 수 있다.

입구부의 설계변수 및 각 모델의 치수를 Fig. 3

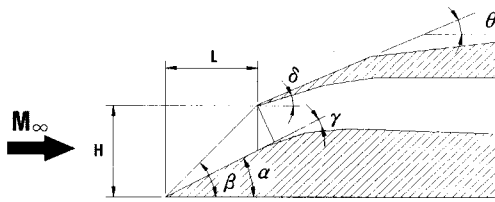


Fig. 3. Detailed inlet (design variables)

Table 1. Inlet design value

Model	M_∞	H(mm)	L(mm)	α	β	γ	δ	θ
A	2.0	15	14.5	28°	46°	4°	18	24°
B			19.5				14	
C			9.5				18	

과 Table 1에 나타냈다. 자유류 마하수 2.0일 때 원추 반정각이 26°~28°이면 전압력회복비는 최대가 된다[8]. 그러므로 모델A는 반정각 28°인 중심체에서 46°(β)의 경사충격파가 발생하여 카울 끝단에 닿도록 했다. 모델 A, B, C는 동일한 중심체를 사용하며 카울만 교체된다.

Fig. 4는 실험에 사용된 카울형상을 중첩시켜

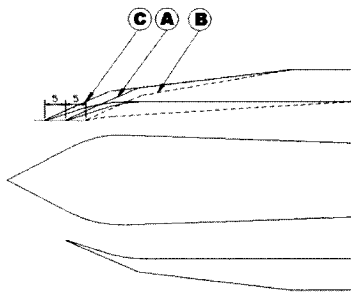


Fig. 4. Inlet shape comparison

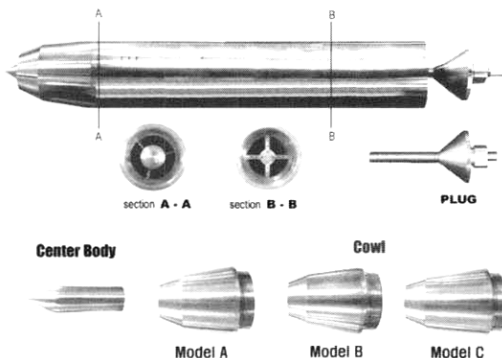


Fig. 5. Test model photograph

나타낸 것이다. 모델 C와 모델 B의 카울끝단은 각각 모델 A보다 5mm 전후방에 위치한다. 경사 충격파각(β)은 일정하므로 모델 C에서는 카울내부에, 모델 B에서는 카울전방에 경사충격파가 위치하게 된다. 중심체와 카울에 의해 형성되는 내부유로는 수축되는 부분이 없이 점점 확대되는 형상으로 설계하여 수직충격파가 내부유로에 형성될 경우 안정상태를 유지하도록 했다. 모델 B의 카울내부각(δ)이 다른 두 모델보다 약간 작은 것은 이와 같은 이유 때문이다.

Fig. 5는 제작된 모델의 부품 및 조립 후의 사진이다. 단면 A-A 와 B-B의 지주에는 전압력 프로브가 설치되어 모델 조립전 마하수 2.0 유동에서 보정이 이루어졌다.

2.2 초음속유동 시험장치 및 측정장비

초음속유동 시험장치는 저장용기에 고압의 공기를 압축한 후, 초음속 노즐을 통해 일시에 분사시켜 초음속 유동을 모사하는 장치로 자세한 제원 및 성능은 참고문헌[9]에 있다. 마하수 2.0으로 설계된 초음속 노즐의 출구직경은 80mm이며, 저장용기의 압력이 82.5kgf/cm²일 때 약 2.2초간 시험이 가능하다. 노즐 챔버압은 노즐 손실을 고려하여 이론적 완전팽창비보다 1~2% 높게 설정했다.

Fig. 6는 완전팽창조건일 때 초음속노즐 입구의 챔버압을 측정된 것으로 일정 압력구간이 이용 가능한 시험시간이다. 모든 시험과정동안 노즐 챔버압력은 약 6.9~6.98kgf/cm²로 유지된다.

흡입구 내부의 압력측정점은 27개이며 모두 스트레인게이지 방식의 압력센서로 측정되어 2개의 AD 변환기를 통해 3000Hz로 PC에 저장된다.

흡입구에서 발생하는 외부 충격파는 새도우그래피 방법을 통해 관찰했다. 광원은 할로젠 램프의 연속광원이며 오목거울의 직경은 200mm이다. 영상은 디지털 비디오카메라(32frame/s)에 기록하여 외부충격파의 거동을 분석했다.

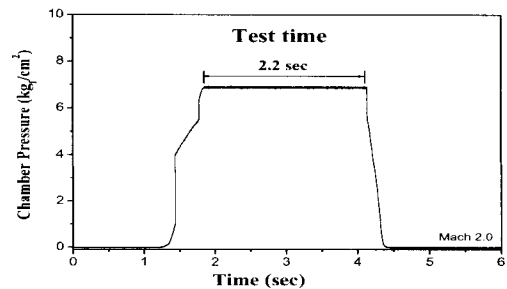


Fig. 6. Test time

2.4 흡입구 성능평가

초음속 흡입구의 성능은 보통 전압력 회복비와 포획면적비(또는 질량유동비)의 관계로 표현된다. Fig. 7에 성능 계산에 사용된 변수 및 각 부 위치를 나타냈다.

포획면적비는 입구로 유입되는 유동관(stream tube)의 단면적(A_0)에 대한 입구의 투영단면적(A_1)의 비로 정의된다. 유동면적(A_0)은 출구 플러그에 의해 형성되는 유효면적(a_e) 및 출구 전압력을 측정해서 구할 수 있다[1,10]. 흡입구 내부에서의 연소과정은 모사하지 않으므로 흡입구 내부의 전온도는 일정하다고 가정하여 연속방정식을 이용해 포획 면적비를 유도하면 식(1)과 같다.

$$\frac{A_0}{A_1} = \frac{P_{te}}{P_{\infty}} \cdot \frac{a_e}{A_1} \cdot \left(\frac{A}{A^*} \right)_0 \quad (1)$$

여기서 A/A^* 는 노즐의 입의 지점의 흐름면적과 목면적비의 관계식으로 다음과 같다.

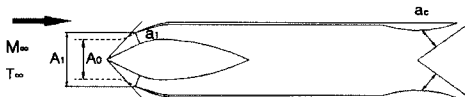
$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

전압력회복비는 다음과 같이 정의된다.

$$\eta = \frac{P_0}{P_{\infty}} \quad (3)$$

P_0 는 흡입구/연소실 경계면에서의 전압력이고, P_{∞} 은 자유류의 전압력이다. 본 실험모델에서 P_0 는 앞서 기술한 바와 같이 중심체 지주에 설치된 9개의 전압력 평균값으로 산출된다.

흡입구의 내부 배압을 변화시키기 위해서는 출구의 플러그를 전후로 이동시켜 유량을 제어해야 한다. 본 논문에서 출구 유효면적(a_e)의 변화는 입출구 면적비(a_e/a_1 : Throttling Ratio)로 표기한다 (이하 TR). 모델마다 흡입구 형상이 다르므로



- A_0 : Captured flow area ahead of inlet
- A_1 : Projected cowl area (Cookie cutter area)
- a_1 : Flow area at cowl station (Doughnut cutter area)
- a_e : Flow area at exit station (Doughnut cutter area)
- M_{∞}, T_{∞} : Free stream Mach number/Temperature

Fig. 7. Inlet station notation/performance nomenclature

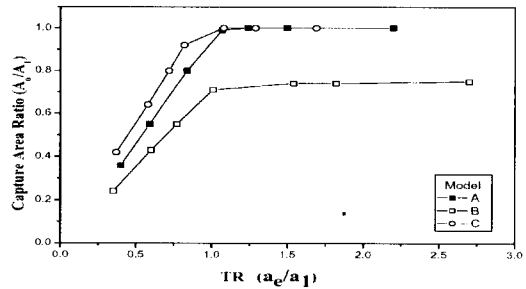


Fig. 8. Relationship between capture area ratios vs. throttling ratios (TR)

동일한 TR이라도 포획면적비는 다르다. 실험을 통해 각 모델의 TR과 포획면적비의 관계를 구했으며 이를 Fig. 8에 나타냈다. 세 모델 모두 TR이 1.0보다 작을 때 포획면적비가 감소하기 시작하며, 모델 B의 최대 포획면적비는 0.75로 모델 A나 C보다 작다.

III. 결과 및 고찰

Ferri 등[3]의 와류면이론(vortex sheet theory)의 이해는 본 실험내용의 이해에 도움이 되므로 간단히 기술하고자 한다.

와류면이론에 의하면 축대칭형 외부압축식 흡입구에서 나타나는 아임계 불안정의 주요원인은 흡입구 내부로의 와류면유입이며 그 원리는 다음과 같다.

Fig. 9(a)와 같이 아임계 상태에서 전방으로 배출된 수직충격파(BD)와 외부 경사충격파와의 교점(A)에서 와류면(AC)이 발생한다. 와류면을 경계로 두 유동장의 속도와 전압력은 불연속이다. 수직충격파가 전방으로 더 멀리 배출됨에 따라 와류면은 입구로 접근하게 되고, 어떤 조건하에서는 Fig. 9(b)와 같이 흡입구 내부로 유입될 것이다. 이때 입구의 EF를 통해서 한 개의 강한 수직충격파를 통과한 유동이 유입되고 FG로는 경사충격파 및 수직충격파를 통과한 유동이 유입되므로 FG를 통과한 유동의 전압력회복비가 크다. 이

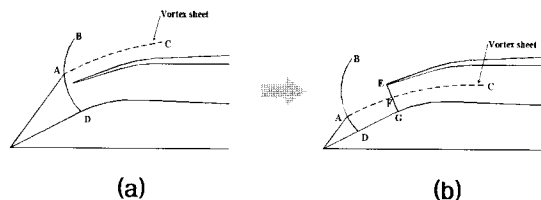


Fig. 9. Vortex sheet theory concept proposed by A. Ferri (Ref. 2)

때 두 유동장의 정압은 일정해야하므로 EF를 통한 유동은 급격히 감속되게 되어 카울 안쪽벽면에서 유동박리가 시작된다. 박리영역이 확장되면 입구에서 질식이 일어나 유동불안정이 시작된다. 또한 중심체 압축면에서 λ 형 충격파가 형성될 때도 와류면이 유입되어 유동불안정이 나타난다.

3.1 모델 A의 경우

모델 A는 마하수 2.0 유동에서 외부 경사충격파가 카울 끝단에 닿는다. 그러므로 수직충격파가 카울전방으로 배출되자마자 와류면이 유입될 수 있는 구조이다.

Fig. 10은 TR변화에 따른 외부 충격파 형태를 보여준다. TR=1.07일 때가 임계점 부근이며, $0.4 < TR < 0.84$ 범위는 아임계 상태이다. 아임계 상태에서는 저음의 공명음이 발생했으며, 동영상을 통해서도 외부충격파의 진동을 확인할 수 있었다. 그러나 충격파 진동수에 비해 비디오카메라의 기록 속도가 너무 늦어 정확한 진동형태를 파악할 수 없었다.

Fig. 11은 TR변화에 따른 흡입구 내부의 정압 변화이다. TR감소에 따라 내부압력이 상승하면 수직충격파가 점점 입구 쪽으로 밀려나가며 아임계 상태에서는 거의 균일한 상태로 최대가 된다. 아임계 상태에서 외부충격파의 진동이 나타날 때 내부 정압도 급격히 요동했다.

본 실험모델은 모두 입구가 최소면적이며 하류로 갈수록 확대되는 구조이다. 그러므로 수직충격파가 흡입구 내부에서 발생할 때 그 상류의 정압경향은 점점 감소 추세로 나타나야 한다. 그러나 TR=1.5 조건에서는 s2 부근에서 급격한 정압 상승이 일시적으로 일어난다. s2지점은 카울 경사충격파가 입사될 수 있는 위치이며, 이 곳에서 수직충격파가 발생할 때 벽면 굴곡이 심해 박리영역이 크게 발달할 수 있다. 일시적인 정압상승은 이와 같은 박리영역의 형성 및 반사충격파가 그 원인이라 판단된다.

Fig. 12의 압력파형 및 FFT 분석에는 Fig. 2의

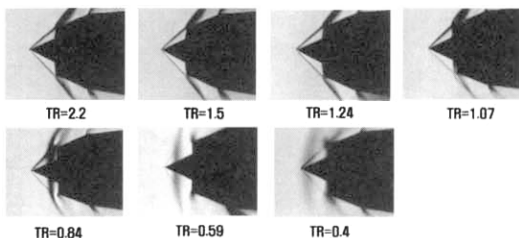


Fig. 10. Shadowgraph pictures of model A

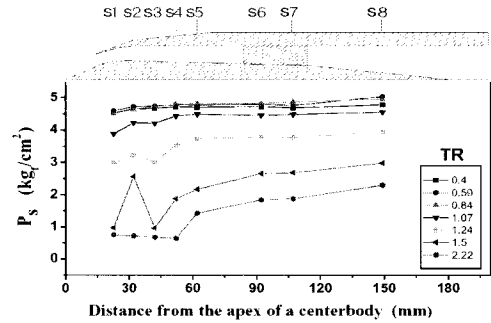


Fig. 11. Wall static pressure distribution

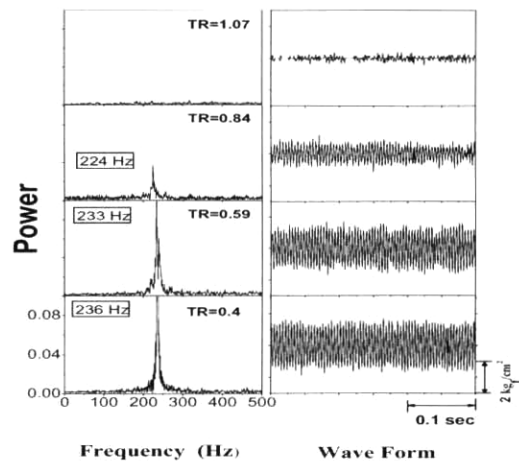


Fig. 12. Spectra of pressure histories and wave forms (Model A)

s8지점에서 측정된 데이터를 사용했다. 이 지점에서는 박리에 의한 진동수는 거의 나타나지 않고 순수한 buzz 진동수만 얻을 수 있어 buzz 분석에 유리하다. TR이 감소할수록 압력진폭 및 진동수가 증가하는 것을 확인할 수 있다. 압력진폭은 약 0.5~1.4kg/cm²범위였으며 진동수는 최대 236Hz로 나타났다.

3.2 모델 B의 경우

모델 B의 외부 유동조건 및 중심체 형상은 모델 A와 동일하지만 카울 끝단이 모델 A에 비해 5mm 후방으로 수평이동한 형태이다. Fig. 8에 나타난 바와 같이 이 모델에서는 경사충격파가 카울전방에 위치하므로 카울내부로 유입되지 못하고 유출되는 유량이 있다. 실제 비행체에서 이러한 유량유출은 성능저하 및 외부항력 증가로 나타난다. 그러나 전압력회복비 면에서는 모델 A와 같이 2개의 충격파를 통해 압축되므로 큰 차

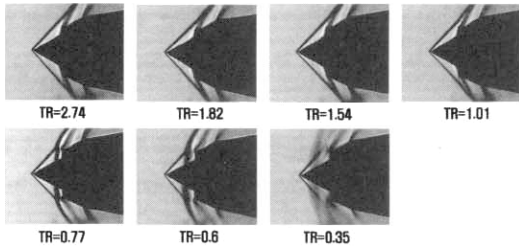


Fig. 13. Shadowgraph pictures of model B

이가 없을 것이다.

아임계 안정성면에서 본다면 모델 B는 수직충격파가 어느 정도 배출되더라도 흡입구 내부로의 와류면 유입이 없으므로 유동불안정 발생을 지연시킬 수 있을 것으로 예상된다. Fig. 13의 충격파 패턴을 보면 이와 같은 가정을 확인할 수 있다.

TR=0.77부터 외부로 배출된 수직충격파가 나타났는데 진동은 발생하지 않았다. 이때 수직충격파와 경사충격파와의 교점은 카울상부에 위치해 있다. TR=0.6일 때는 중심체 중간지점까지 수직충격파가 배출됐지만 역시 진동은 나타나지 않았다. TR=0.35일 때 비로소 중심체 정점 부근에서 진동하는 충격파가 관찰됐는데, 이때는 와류면이 흡입구 내부로 유입할 수 있는 위치다.

Fig. 14의 압력상승 경향으로 볼 때 TR=1.01일 때가 임계점이라 판단된다. 이때의 압력상승 경향을 보면 모델 A에서와는 달리 s1~s5지점까지 완만하게 상승한 후 일정한 값으로 유지된다. 보통 수직충격파 강도가 커서 하류에서 연속적인 pseudo-shock이 발생하면 이 영역에서는 완만하게 압력이 상승하는데, 모델 B에서도 수직충격파와 난류경계층 박리와의 상호작용에 의한 pseudo-shock 형성이 그 원인일 수 있다.

Fig. 15의 압력파형을 보면 TR=0.35에서만 압력요동이 나타나며 진동수는 260Hz이다. 이것은 모델 A의 최대 진동수(236Hz)보다 약간 높다.

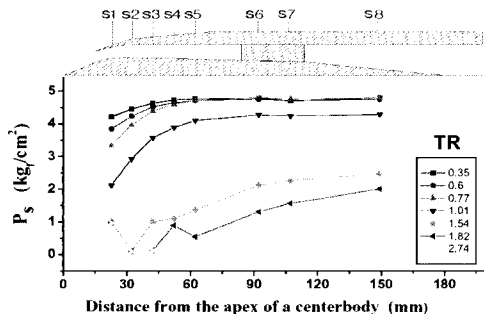


Fig. 14. Wall static pressure distribution

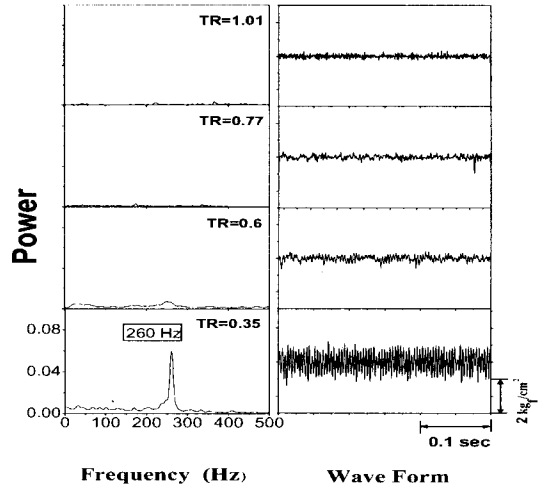


Fig. 15. Spectra of pressure histories and wave forms (Model B)

Fig. 4의 모델형상 비교에서 알 수 있듯이 모델 B의 내부체적은 모델 A보다 약간 작아진다. Buzz가 발생할 때 충격파 진동으로 인해 유입 공기의 흡입 토출이 반복되는데[4], 체적이 작은 경우 흡입과정에서 내부를 충전하는 시간도 단축되므로 진동수가 증가했다고 판단된다.

3.3 모델 C의 경우

모델 C는 모델 A와 비교할 때 카울끝단이 전방으로 5mm 수평 이동한 형태이다. 중심체에서 발생한 경사충격파는 카울 내부로 입사되므로 연속적인 반사충격파가 발생하는 등 복잡한 유동패턴이 형성될 것이다. 유입유량은 모델 A와 비슷하지만 내부에서의 충격파손실로 인해 전압력 회복비는 낮을 것으로 예상된다.

Fig. 16의 충격파 사진에서 흡입구 내부로 유입되는 경사충격파가 명확히 나타난다. TR=0.82부터 수직충격파가 배출되기 시작했으며 TR=0.58일 때는 중심체 정점부근에 수직충격파가 위치해 있다. 모델 C는 수직충격파가 임계점 부근에 오자마자 경사충격파와 교차되어 와류면이 형성되는 구조이다. 그러나 상당량의 유량감소가 진행되어도 진동은 발생하지 않았다. 최저 유량비인 TR=0.37일 경우 초기에 진동이 나타났지만 곧 안정상태로 유지됐다(TR=0.37(a)→TR=0.37(b)).

Fig. 17의 압력파형을 보면 TR=0.37일 경우, 초기에 241Hz의 진동이 나타났지만 이후 점점 압력요동은 사라졌다. 이를 통해 볼 때 와류면이 유입되더라도 buzz가 억제되는 특정한 유동 조건이 있다고 생각할 수 있다.

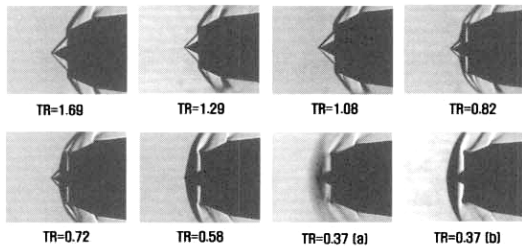


Fig. 16. Shadowgraph pictures of model C

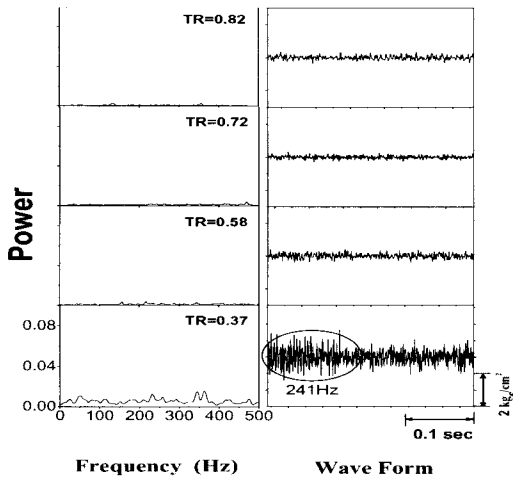


Fig. 17. Spectra of pressure histories and wave forms (Model C)

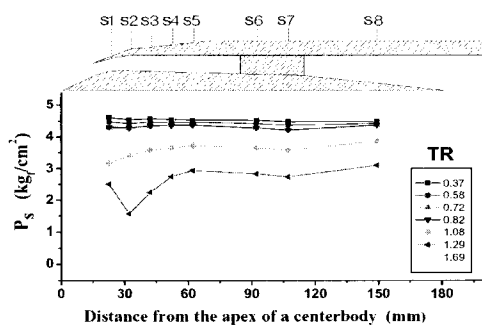


Fig. 18. Wall static pressure distribution

Fisher 등[11]은 마하수 2.0에서 2D 및 축대칭형 흡입구의 실험을 통해 와류면이 유입되더라도 약 6~7%의 와류면 강도까지는 buzz가 나타나지 않음을 확인한바 있다(여기서 강도는 와류면을 경계로 한 전압력의 차이이며 자유류 전압력으로 무차원화 하였다). 본 실험에서 모델 C는 모델 A와 비교할 때 카울이 전방으로 이동한 형태이

므로 입구 횡단면은 모델 A보다 약간 크다(즉, Fig. 9(b)에서 EG의 투영면적은 모델C가 큼). 외부 경사충격파의 각은 동일하므로 FG는 일정하지만, 수직충격파가 배출됨에 따라 EF의 길이는 C가 더 커진다. 그러므로 입구 전압력차는 모델 C가 모델 A보다 작을 것이다. 모델 C에서 buzz가 억제되는 것은 이와 같이 와류면에 의한 교란의 크기가 작기 때문이라 판단된다.

Fig. 18은 모델 C의 정압경향이다. TR=1.08일 때가 임계점 부근이다. 이전 모델에서는 아임계로 갈수록 거의 일정한 압력이 형성되었으나 모델 C에서는 buzz가 나타나지 않으므로 미소하지만 약간씩 증가하는 경향으로 나타난다.

3.4 흡입구 성능

Fig. 19에 포획면적비와 전압력회복비의 관계로 흡입구 성능을 나타냈다. 모델 A, C의 경우 수직충격파가 카울 전방으로 배출되기 전까지 포획면적은 최대($A_0=A_1$)이며 수직충격파가 배출되면서 포획면적은 감소하기 시작한다. 모델 B는 경사충격파가 카울 전방에 위치하므로 초기에 0.74~0.75의 포획면적비를 유지하다가 수직충격

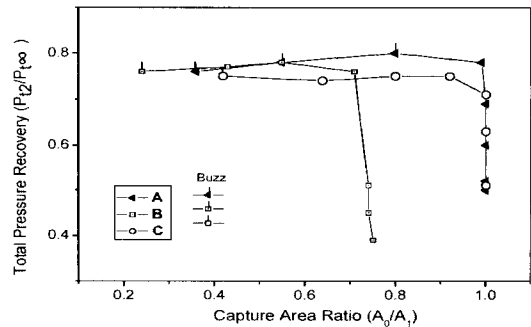


Fig. 19. Inlet performance curve

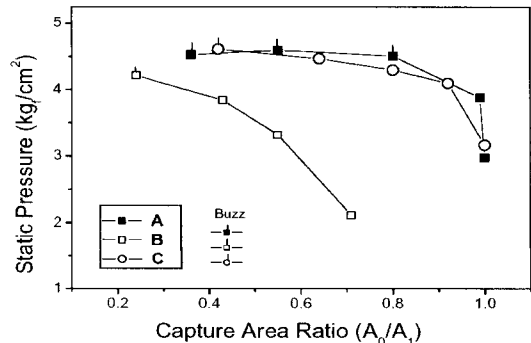


Fig. 20. Static pressure at the throat(s1) and capture area ratio

파 배출됨에 따라 0.3까지 감소했다. 세 모델에서 전압력회복비는 임계점보다는 임계점 직후의 아입계 상태에서 약간 증가한다. 이것은 수직충격파의 배출에 따라 내부 유로에서의 손실이 감소되기 때문이다. 임계점에서 모델 A, B의 최대 전압력회복비는 각각 0.78과 0.76으로 큰 차이가 없지만, 모델 C는 충격파 손실이 있기 때문에 0.71로 상대적으로 낮다.

Fig. 20은 s1위치에서 측정된 정압을 포획면적비 변화에 따라 도시한 것이다. s1지점은 최소 단면적인 입구에서 가장 근접한 위치이다. 아입계에서 buzz가 발생할 정도로 와류면 강도가 충분히 강하면 카울입구 안쪽벽면에서 역압력 구배가 형성되어 벽면부근의 정압은 더 이상 상승하지 않거나 감소하는 경향으로 나타난다[3]. 비교적 buzz가 잘 발생하는 모델 A는 이런 경향을 보여준다. 즉, 포획면적비 0.39~0.8 구간에서 정압이 일정하게 유지되다 감소하는 경향으로 나타난다. 상대적으로 buzz 발생이 억제되는 모델 B, C는 계속 감소추세로 나타나고 있어 입구부의 정압변화가 유동 불안정의 시작과 밀접한 관련이 있음을 보여준다.

IV. 결 론

초음속 흡입구의 아입계 유동불안정을 외부형상변화를 통해 억제할 수 있는지 실험을 통해 조사했으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 아입계 작동시 경사충격파와 수직충격파의 교차점에서 발생하는 와류면이 흡입구로 유입될 때 유동불안정이 시작된다.
2. 경사충격파가 카울끝단에 닿는 설계조건일 때 buzz가 발생하기 쉬우며, 카울 전방이나 안쪽에 있을 때는 와류면 유입이 지연되거나 그 강도가 약해져 buzz 발생이 억제된다.
3. buzz 발생 조건에서 전압력 회복비의 감소는 미소하지만 질량유량비는 급격히 감소했다. 이 조건에서 입구부근의 내부 벽면의 정압은 유동불안정의 시작과 밀접한 관련이 있다.

4. buzz 발생시 포획면적비 감소에 따라 압력요동의 진폭 및 진동수는 증가했다.

참고문헌

- 1) Seddon, J. and Goldsmith, E. L., "Intake aerodynamics", *AIAA Education Series*, 1989.
- 2) Oswatitsch, K. L., "Pressure recovery for missiles with reaction propulsion at high supersonic speed (The Efficiency of shock diffuser)", *NACA TM 1140*, 1947.
- 3) Ferri, A and Nucci, L., "The origin of aerodynamic instability of supersonic inlets at subcritical conditions", *NACA RM L50K30*, 1951.
- 4) Dailey, C.L. "Supersonic diffuser instability", *CIT PhD Thesis*, 1954.
- 5) Sterbentz, W.H and Evvard, J.C., "Criteria for prediction and control of ram-jet flow pulsation", *NACA TN 3506*, 1955.
- 6) Trimpi, R. L., "An analysis of buzzing in supersonic ram jet by a modified one-dimensional non-stationary wave theory", *NACA TN 3695*, 1956.
- 7) Stoolman, Leo, "Investigation of an instability phenomena occurring in supersonic diffusers", *CIT PhD Thesis*, 1953.
- 8) Connors, J. F., and Meyers, R.C., "Design criteria for axisymmetric and two-dimensional supersonic inlets and exit", *NACA TN-3589*, 1956.
- 9) Jung-Min Lee, "Experimental Study of Supersonic Flow for Jet Vane Design", *Chungnam National Univ, Master Thesis*, Feb, 2000.
- 10) Ione D.V., *Handbook of supersonic aerodynamics*, "Duct, Nozzles and diffusers", *NAVWEPS Report 1488*, Vol.17, 1964.
- 11) Fisher, S.A., Neale, M.C. and Brooks, A.J., "On the subcritical stability of variable ramp Intakes at Mach numbers around 2", *NGTE Report R3111*, 1970.