

〈논 문〉

## 다공관형 초음속 배기노즐의 공력소음에 관한 연구

### A Study on the Aerodynamic Noise of a Supersonic Exhaust Nozzle of Perforated Tube

이 동 훈\*

Dong-Hoon Lee

(1998년 9월 24일 접수 : 1998년 10월 30일 심사완료)

**Key Words :** Aerodynamic Noise(공력소음), Turbulent Mixing Noise(난류혼합소음), Shock-Associated Noise(충격성소음), Shock Wave(충격파), Directivity(지향성)

#### ABSTRACT

A perforated tube nozzle as an exhaust noise suppressor of a high-speed civil transport(HSCT) is proposed. The experimental results for the near and far field sound, the visualization of jet structures and the static pressure distributions in the jet passing through a perforated tube are presented and discussed in comparison with those for a simple tube. It is shown that the perforated tube has an excellent performance to greatly reduce the shock-associated noise and that also the turbulent mixing noise is reduced in the range of a limited jet pressure ratio. This considerable noise reduction is due to the pressure relief caused by the through-flow through the perforated holes. Such a pressure relief results in the transformation of normal shock waves into weak Mach waves of X-type and increases the thrust force of the perforated tube nozzle.

#### 1. 서 론

초음속여객기의 개발에서 무엇보다도 중요한 기술적 과제는 추진체의 안전성과 함께 소음문제를 꼽을 수 있다. 개발된 항공기가 아무리 우수한 성능을 갖추더라도 안전성과 환경적합성을 확보하지 않으면 안되는 것이 세계적인 추세이다. 특히 항공기소음에 관해서는 국제민간항공기구(ICAO))가 항공기 소음 기준 ICAO Annex 16에서 그 기준을 정하고 있으며<sup>(1)</sup> 해마다 그 기준이 강화되고 있다.

항공기소음은 기체의 운동에 의한 공력소음이 주

된 소음원으로 작용하며 엔진소음과 동체소음으로 분류할 수 있다<sup>(2)</sup>. 이 중에서 가장 문제시되는 소음은 동체소음보다도 훨씬 강한 소음파워를 방사하는 엔진소음이며, 주소음원으로는 엔진의 배기노즐을 통하여 방사되는 충격성소음을 꼽을 수 있다. 충격성소음은 배기계에 진동을 야기시켜 재료를 피로파괴시키는 요인으로도 작용하기 때문에 단순한 소음 문제로서만이 아닌 추진체의 안전성측면에서도 대단히 중요한 문제이다.

충격성소음을 소음억제원리에 따라 분류하면<sup>(3)</sup> 노즐출구에 다양한 형상의 기계장치를 부착하여 충격파구조를 변화시키거나 압력을 경감시키는 방법, 주분류와 보조분류와의 유동간섭을 이용한 방법 그리고 이젝터 슈라우드를 장착하여 소음원을 차폐

\* 정회원, 서울산업대학교 기계공학과

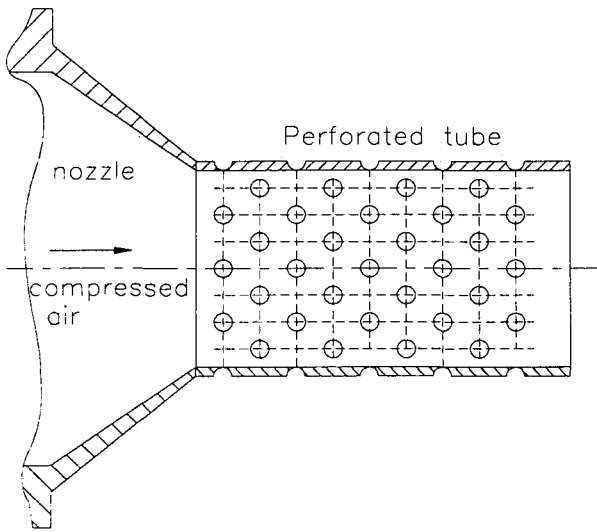


Fig. 1 A perforated tube attached at a circular convergent nozzle

(shielding)시키는 방법 등이 있다. 이러한 소음억제 원리를 토대로 한 소음감소장치로는 다중관<sup>(4)</sup>, 이중관<sup>(5)</sup>, 다공프러그<sup>(6)</sup>, 슬롯관<sup>(7)</sup>, 급확대관<sup>(8)</sup>, 탭(tab) 붙은 관<sup>(9)</sup>과 같은 다수의 형식이 있다. 이와 같은 장치들은 제트엔진의 노즐출구에 부착되어 배기노즐(exhaust nozzle)로서의 역할도 겸하게 된다. 그러나 이들 장치가 넓은 분류작동범위에서의 소음성능과 분류추력(jet thrust force) 확보 그리고 자중경감과 같은 제트엔진용 배기노즐의 기본요건 모두를 만족시키는데는 그 한계성이 있다.

한편 Fig. 1에 도시된 바와 같이 관의 원주면에 다수의 구멍이 뚫린 다공관(perforated tube)은 이러한 한계성을 해결할 수 있는 노즐형식으로 검토될 수 있다. 저자<sup>(10)</sup>는 슬롯관과 다공관의 소음감소기구를 비교한 연구에서 공극율제어를 통하여 필요로 하는 소음감소량을 얻을 수 있을 뿐만아니라 추력의 조절도 가능함을 확인한 바 있다. 그러나 다공관에 관해서는 Seto<sup>(11)</sup>의 연구가 보고되었을 뿐이며 그는 소음특성이나 성능에 관한 것보다는 유동특성에 주안점을 두었다. 즉 Fig. 1과 같이 원형축소노즐의 출구에 다공관을 부착하면 초음속분류를 얻을 수 있다는 것이 그의 주된 연구결과이다. 다공관이 초음속 제트엔진의 소음억제용 노즐로 쓰이기 위해서는 다공관의 음전파특성이라든가 음의 감소원인 그리고 소음성능을 파악할 수 있는 체계적인 연구가 필요하다.

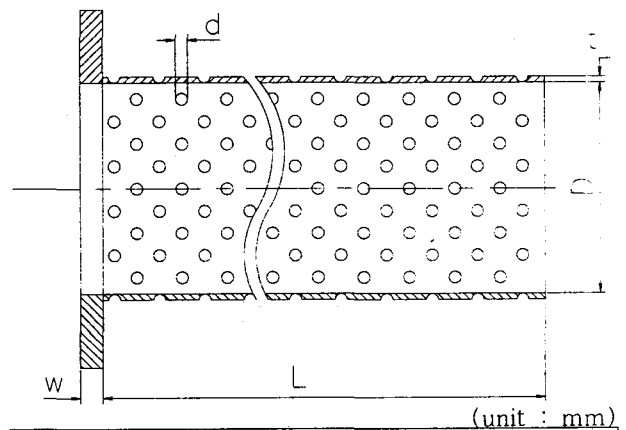
본 연구는 다공관형 초음속 배기노즐의 소음성능과 공력소음에 관한 것으로서 음전파특성, 음감소기구, 소음성능 그리고 분류추력 등을 구하고 토의하

였다. 음의 전파특성과 감소기구는 분류내의 충격파 구조와 크기 그리고 근음장영역에서 측정된 음압분포로부터 밝혀진다. 특히 음감소기구를 보다 분명히 하기 위하여 단순관(simple tube)의 실험결과와도 비교하였다. 소음성능과 분류추력은 원형축소노즐의 출구에 다공관을 부착하여 구한다.

## 2. 실험

실험장치는 음압스펙트럼, 분류추력, 그리고 분류구조를 측정하기 위한 단위시스템과 공기공급시스템으로 구성된다. 실험은 크기가 3.5 m × 3 m × 2 m인 간이무향실(semi-anechoic room)에서 수행되고, 실험에 사용된 다공관의 형식과 재원은 Fig. 2와 같다. 다공구멍이 없는 단순관의 외형도 다공관과 동일하다.

압축공기는 3.2 m<sup>3</sup>인 공기저장탱크로부터 압력조절밸브를 통해서 서지탱크에 유입된 다음 다공관을 거쳐서 방출된다. 분류압력비(jet pressure ratio) R은 대기압에 대한 서지탱크의 절대압력비로 정의된다. 음압분포, 분류추력, 분류축의 정압분포 측정 및 분류구조의 촬영에서는 압력비를 2.6, 3.0, 3.6, 4.4 및 5.4의 다섯단계로 변화시키고, 소음성능 실험시에



d	(%)	Remark
1	11, 22, 44	0% (simple tube)
2	22, 44	Used only for far field sound measurements
D=10, L=50, t=1, w=2, n (the number of holes on the tube surface). porosity, $\sigma(\%) = \frac{d^2 \cdot n}{4 \cdot D \cdot L} \times 100$		

Fig. 2 Configuration and specifications of the perforated tube

는 압력비 2.0부터 3.0까지는 0.2씩 그리고 3.0부터 6.0까지는 0.3씩 증가시켰다.

음압스펙트럼은 12 mm스페이서와 1/4인치 마이크로폰이 장착된 음향인텐시티 프로브(RION, SI-31), 2채널 주파수분석기(A&D, AD-3525), 3축이송대 및 컴퓨터를 이용하여 측정한다. 측정된 음신호는 주파수 300 Hz에서 50 kHz까지의 범위에서 분석되고, 분석된 결과는 컴퓨터에 자동저장된다. 음신호의 분해능을 높이기 위하여 주파수분석기의 샘플링수는 4096점까지 샘플링할 수 있도록 정하고, 입력신호는 6초씩 걸쳐 평균을 취하였다. 또한 3축이송대에 부착된 음향인텐시티 프로브는 간이 무향실밖의 컴퓨터에 의하여 측정위치가 원격조정된다.

근음장영역에서의 음압분포는 Fig. 3의 그림 (a)와 같이 길이 800 mm, 안지름 12 mm인 가늘고 긴 관의 끝에 대상관을 부착하고 각 지점의 총음압레벨을 측정한다. 3축이송대에 의한 인텐시티 프로브의 이송범위는 분류중심축의 수평면상에서 y방향으로 80 mm부터 350 mm까지 그리고 관끝을 기준으로 x방향으로 상류측 -200 mm부터 하류측 400 mm까지이다. 이 때 음향인텐시티 프로브의 이동간격은 충격파영역에서는 10 mm, 그 외의 영역에서는 50 mm로 하였다.

소음성능, 분류추력 및 분류구조를 얻기 위한 실험은 Fig. 3의 그림 (b)와 같은 장치에서 수행된다. 먼저 소음성능의 경우는 관의 지름을 D라 할때 출구로부터 반경 60D인 곳에 인텐시티 프로브를 위치시키고 음압레벨을 측정한다. 이 거리는 초음속 분

류소음의 원음장영역의 최소한계거리인 40D를 초과한다<sup>(12)</sup>. 측정방향은 분류하류측을 기준하여 30°와 150°로 하였다.

분류추력은 정압 및 전압측정용 프로브(probe), 프로브홀더(probe holder), 직류증폭기(KYOWA, CDV-1A), 전자오실로그래프(SAN-EI, VISIGRAPH 5L30)를 이용하여 측정한다. 정압 및 전압프로브는 바깥지름 0.7 mm, 안지름 0.3 mm, 길이 30 mm인 스테인리스튜브로서 프로브홀더에 부착된다. 정압프로브의 경우는 선단으로부터 7 mm위치에 지름 0.2 mm의 구멍 2개가 대향되게 뚫려 있다. 측정위치는 충격파가 거의 소멸되고 난류혼합영역이 시작되는 분류하류측  $x/D=14$ 인 곳에서 분류중심축을 기준으로 반경방향으로 정압과 전압프로브를 각각 2 mm씩 이동시키면서 최고 20 mm까지 측정하였다. 또한 분류중심축선상의 정압변동은 관출구면으로부터 하류측으로 2 mm씩 프로브를 이동시키면서 압력변동이 없어질때까지 측정한다. 분류구조는 초당 900 프레임을 촬영할 수 있는 고속비디오 카메라를 사용하여 촬영하였다.

### 3. 결과 및 고찰

초음속 분류소음은 분류혼합영역에서 분류간의 전단력에 기인한 난류혼합소음과 분류기동내의 강한 충격파와 대류되는 와류(convected vortex ring)과의 상호작용에 의한 충격성소음으로 나눌수 있다. 특히 충격성소음은 와류의 대류속도 및 충격세포(shock cell)의 위치에 따른 위상차이로 인하여 음압스펙트럼의 형태가 서로 다른 스크리치음(screech tone)과 광대역음(broadband tone)으로 구분된다<sup>(13)</sup>. 이와 같은 초음속 분류소음의 포괄적인 특성이 Fig. 4 및 Fig. 5의 결과에서 토의된다.

Fig. 4는 분류압력비  $R=4.4$ 일 때 근음장영역에서 측정한 총음압레벨을 이용하여 음의 전파형태를 도시한 것이다. 먼저 단순관의 결과인 그림 (a)를 보면  $x/D=10$ 을 기준하여 음의 전파형태가 분리되고 이와 함께 음원도 상류 및 하류에 각각 위치한다. 즉 상류측의 충격성소음과 하류측의 난류혼합소음이 이에 해당된다. 이 두 음원을 상호 비교하여 보면 충격성소음은 난류혼합소음에 비하여 음압레벨이 높을 뿐만아니라 상류측으로 방사되는 지향성(directionality)을 갖는다. 한편 공극율이 11%인 그림 (b)의 다공관에서도 충격성소음과 난류혼합소음의 전파형태는 나타나지만 분류측에서 멀어질수록 음원간의 경계는

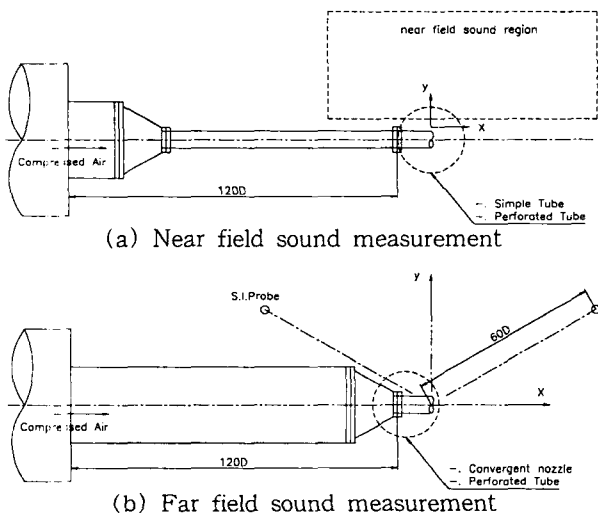
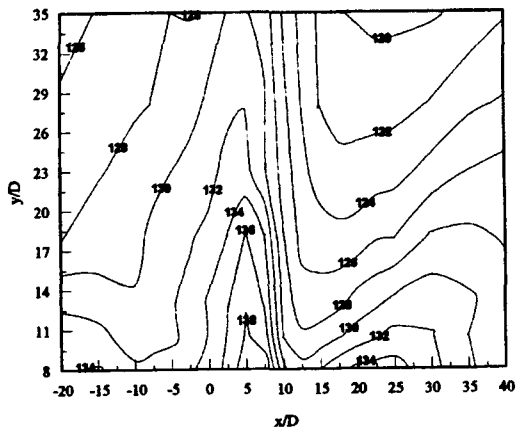


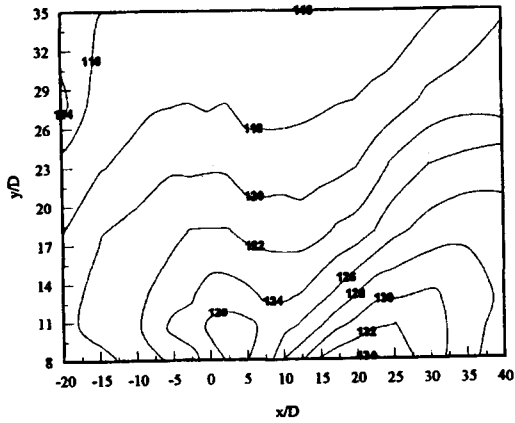
Fig. 3 The experimental apparatus for near and far field sound measurements

완만하게 된다. 이는 충격성소음의 주된 소음원인 스크리치음이 감소 또는 제거되었기 때문으로 음압

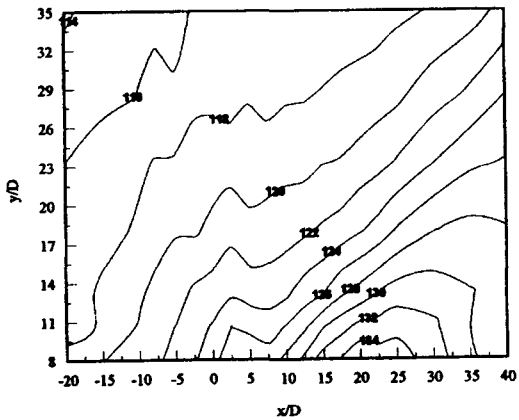
스펙트럼 측정단계에서도 확인한 바 있다. 그러나 공극율을 44%로 크게 한 그림 (c)의 결과에서는



(a) Simple tube

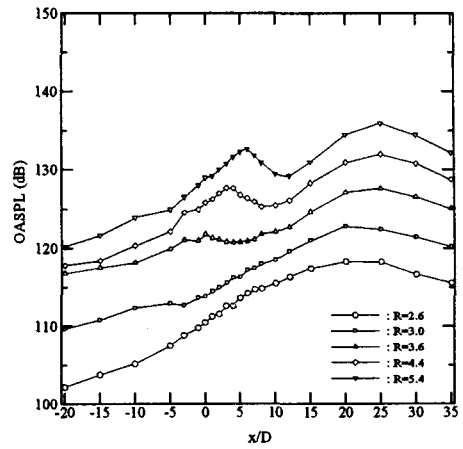


(b) Porosity ( $\sigma$ ), 11 %

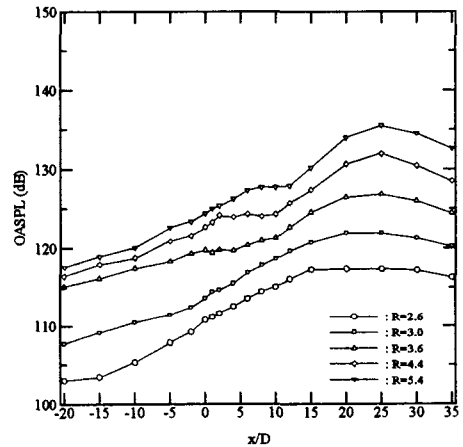


(c) Porosity ( $\sigma$ ), 44 %

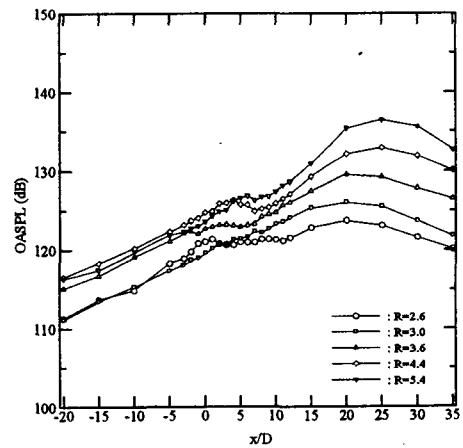
Fig. 4 Contours of the near field overall sound pressure level of the supersonic jet noise from the simple and the perforated tube for jet pressure ratio  $R=4.4$



(a) Porosity ( $\sigma$ ), 11 %



(b) Porosity ( $\sigma$ ), 22 %



(c) Porosity ( $\sigma$ ), 44 %

Fig. 5 Variation of the near field overall sound pressure level with jet pressure ratio for the perforated tube

충격성소음의 형태는 거의 사라지고 분류의 하류방향으로 전파하는 난류혼합소음만을 볼 수 있다.

Fig. 5는 서로 다른 분류압력비에서 측정된 근음장영역에서의 총음압분포를 나타낸다. 다공관의 공극율은 11%, 22% 및 44%이고, 마이크론과 중심축까지의 거리  $y/D=10$ 이다. 도시된 결과에서 보듯이 다공관의 공극율과 압력비에 따라 음의 전파형태는 서로 다르게 나타난다. 먼저 공극율 11%인 그림 (a)의 경우는 낮은 압력비에서 난류혼합소음만이 발생하여 전파하지만 압력비가 높아질수록 충격성소음이 더해진다. 이와 함께 충격성소음의 음원쌍의 하나인 충격세포의 위치변화로 인하여 최고 음압점도 점차 하류로 이동하고 있음을 알 수 있다. 한편 공극율 22%인 그림 (b)와 44%인 그림 (c)의 결과에서는 압력비를 크게 하여도 그림 (a)와 같은 강한 충격성소음의 전파형태는 보이지 않는다. 특히 공극율 44%에서는 그림 (a) 및 그림 (b)의 결과에 비하여 낮은 압력비단계에서도 분류음의 음압레벨이 높아진 것을 볼 수 있다. 이는 분류구조의 촬영시에 확인한 바 있는 다공관내부에서 발생한 충격파때문이다. 즉 관내부에서 발생한 충격파는 분류에 진동을 가하고 이 진동은 분류자체의 자생소음(self-noise)과 다공관명을 통한 난류소음의 세기를 한층 더 강화시키는 역할을 한다고 볼 수 있다. 이 같은 관내부의 충격파는 공극율의 영향을 받으며 낮은 압력비일지라도 공극율이 커지면 그 발생가능성도 크다 하겠다.

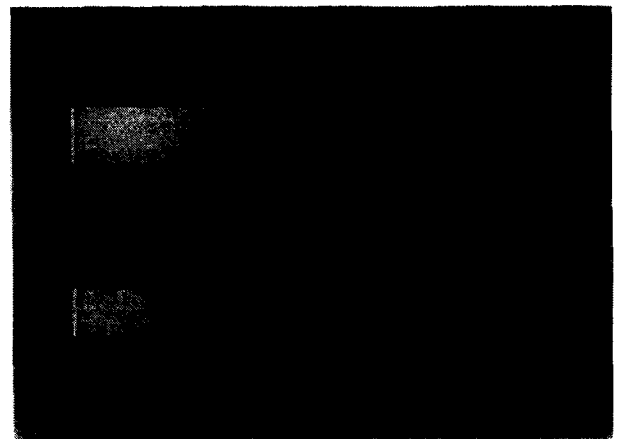
다음에 제시되는 Fig. 6과 Fig. 7은 다공관의 소음감소기구를 밝힐 목적으로 관으로부터 고속분류가 분출될 때 분류구조를 촬영하고 분류기동내의 정압분포를 측정된 결과이다. 비교를 위해 단순관의 결과도 함께 제시하였다. 먼저 Fig. 6은 분류압력비  $R=4.4$ 일 때의 단순관 및 다공관에 대한 충격파구조를 담은 사진이다. 그림 (a)에 도시된 단순관에서는 분류기동내의 팽창파와 압축파의 교차에 의한 강한 수직충격파가 발생됨과 동시에 주위유체와 접하는 경계유선이 배럴형태를 취한다. 이 같은 충격파구조는 부족팽창분류의 대표적 형태로서 충격성소음의 주된 요인으로 작용하게 된다<sup>(13)</sup>. 한편 다공관의 공극율 44%인 그림 (b)에서는 단순관의 것과는 전혀 다른 X형 경사충격파인 마하파(Mach wave)가 발생하는데 이러한 마하파는 공극율 11%와 22%인 다공관에서도 발생하였다. 또한 제시된 사진에서 경계유선이 분류축에 평행하게 되는 것으로 보아 분류가 적정팽창(correct expansion)상태로 분출되고 있음을 알 수 있다<sup>(11)</sup>. 이러한 적정팽창분류에서 발생

하는 마하파는 앞서 도시된 음압분포결과에서 확인하였듯이 단순히 난류소음원으로만 작용하는 것을 알 수 있다.

Fig. 7은 Fig. 6에 제시된 충격파의 크기와 거동을 보다 상세히 관찰하기 위하여 분류기동내의 정압변동을 측정하여 도시한 것이다. 단순관의 결과는 그림 (a)에 그리고 공극율 22%인 다공관의 결과는 그림 (b)에 도시하였다. 그림에서 종축은 대기압에 대한 측정된 정압의 비로 정의한 충격파의 크기를 뜻한다. 두 결과의 비교에서 충격파의 크기와 형태에는 큰 차이가 있음을 볼 수 있다. 즉 단순관의 경우는 압력비증가에 따라 수직충격파의 한쌍인 팽창파와 압축파의 크기가 뚜렷해지고 이들 형태가 마치 정현파(standing wave)같은 거동을 보인다. 또한 압력비가 커질수록 충격파범위도 확대되고 팽창파



(a) Simple tube



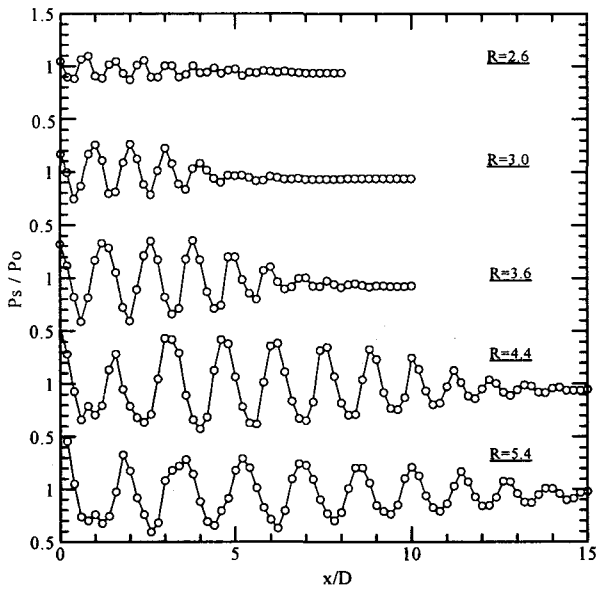
(b) Perforated tube

Fig. 6 Photograph of jet structures on the simple and the perforated tube for jet pressure ratio  $R=4.4$

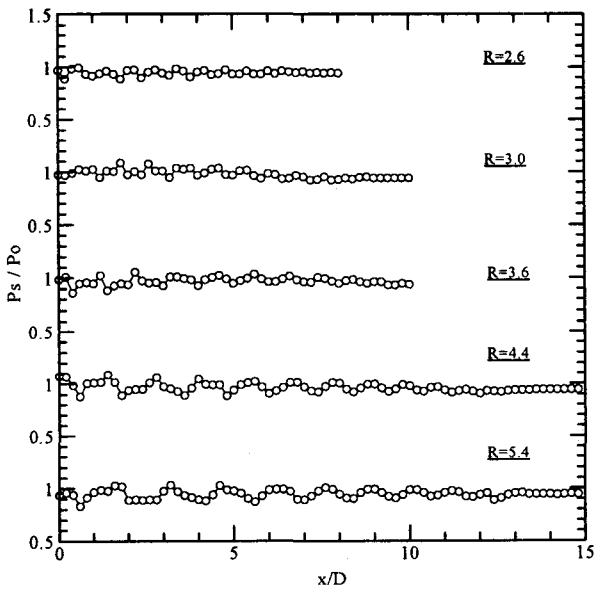
또는 압축파의 간격도 점차 벌어진다. 그러나 다공관의 결과에서는 전압력비범위에 걸쳐서 단순관만큼의 압력증감은 나타나지 않는다. 이는 다공관내에서 분류의 압력이 완화되었기 때문이다. 저자는 이를 확인하기 위하여 실험중에 얇은 종이를 다공관의 원주면에 접촉시켜 보았다. 그 결과 Fig. 8과 같은 유동경로와 압력변화를 짐작할 수 있었다. 즉, 다공관

입구측에서 다공구멍을 통해 주위공기가 유입될 때는 관내부의 압력은 낮아지게 되고, 분류가 관출구에 이르면 대기와 관내저항으로 인하여 압력이 다시 회복되면서 압축공기의 일부가 다공구멍을 통하여 외부로 유출되는 것이다. 이 같은 다공구멍을 통한 일련의 통과유동(through-flow)은 다공관내의 분류압력을 완화시키는 역할을 하게 된다. 또한 다공관에 의한 압력완화는 단순관에서와 같은 강한 수직충격파를 한층 약화된 경사충격파인 마하파로 그 형태를 변화시켜 준다. 결과적으로 Fig. 6과 Fig. 7의 결과를 종합해 볼 때 초음속분류음의 감소에 대한 직접적인 원인은 바로 다공관에 의한 압력완화 때문이라 할 수 있다.

Fig. 9는 분류소음의 지향특성을 감안하여 다공관의 소음성능을 측정된 결과이다. 분류축으로부터 30°와 150°의 결과는 각각 난류혼합소음과 충격성소음의 감소를 대표한다. 그림의 종축은 다공관과 노즐간의 총음압차로서 음의 기호는 다공관에 의하여 감소된 음레벨을 뜻한다. 또한 x축의 분류마하수  $M$ , 는 관을 통과한 분류가 이상팽창(ideally expanded jet)하는 것으로 가정하였을 때이다. 제시된 두 결과로부터 다공관이 초음속분류소음을 감소시키는데 탁월한 효과가 있음을 확인할 수 있다. 즉 난류혼합소음의 감소를 반영한 그림 (a)를 보면 공극율에 따라 다소 다르기는 하지만 분류마하수 1.2~1.7범위에서 평균 5 dB정도의 소음효과를 나타낸다. 더우기 충격성소음의 감소결과인 그림 (b)에서는 특정의 유속조건에서 최고 19 dB에 가까운 소음억제력과 더불어 넓은 압력비범위에 걸쳐서 우수한 소음효과가



(a) Simple tube



(b) Perforated tube

Fig. 7 The change of the static pressure in the jet plume with jet pressure ratio for the simple and the perforated tube

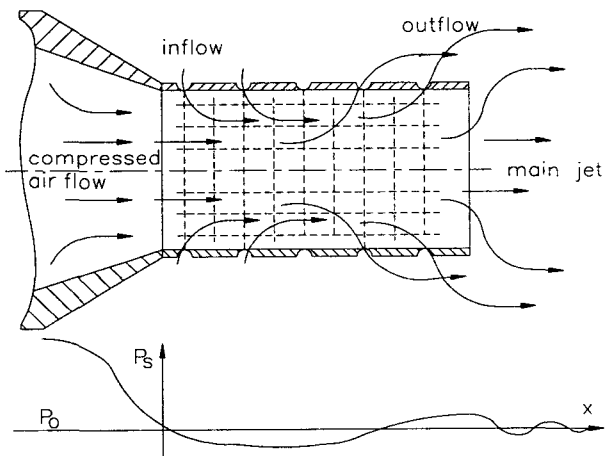
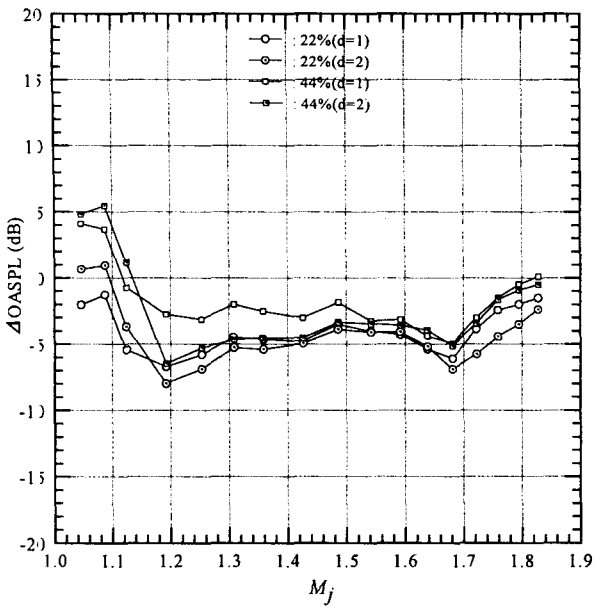
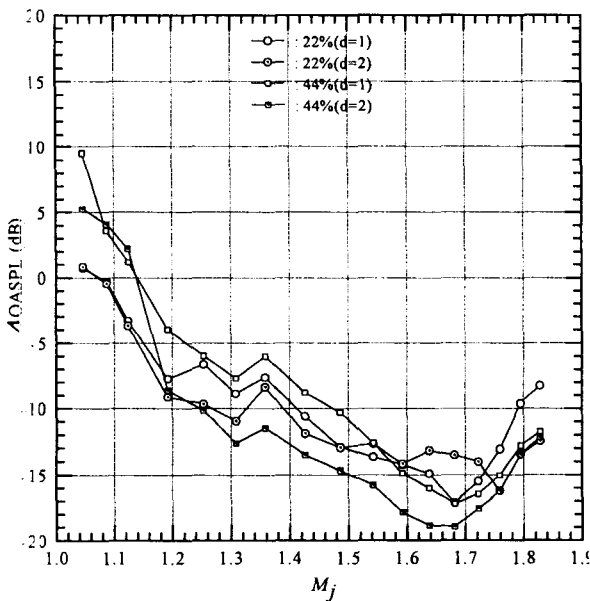


Fig. 8 A sketch on the flow path and the pressure change caused by the through-flow in a perforated tube



(a) 30deg



(b) 150 deg

Fig. 9 The overall sound pressure level(OASPL) of the turbulent mixing noise(a) and the shock associated noise(b) reduced by the perforated tube

있음을 보여준다. 지금까지 연구발표된 초음속분류소음의 감소장치인 급확대관, 슬롯관, 다공플러그 그리고 다중관 등의 소음성능결과에서도 본 연구에 제시된 다공관만큼의 결과는 얻지 못하였다.

Fig. 10은 다공관의 추력결과로서 원형축소노즐의 결과와 비교도시하였다. 추력은 충격파영향이 거의

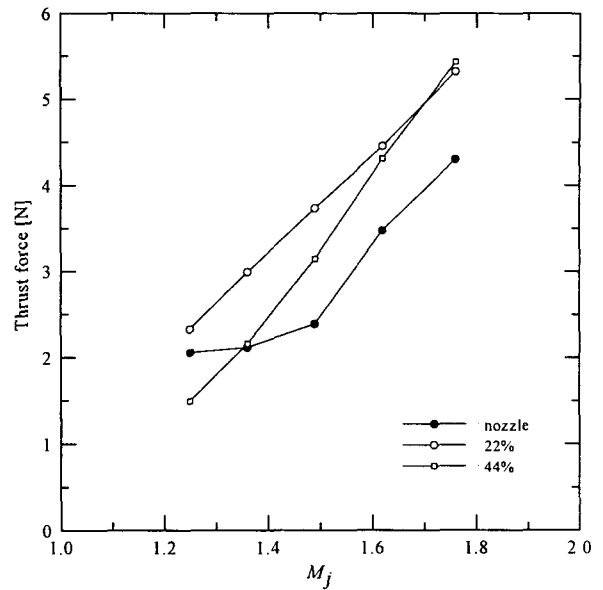


Fig. 10 Comparison of the thrust force between the convergent nozzle and the perforated tube

없는 출구로부터  $x/D=14$ 만큼 떨어진 곳에서 분류운동량을 측정하여 구하였다. 결과에서 보듯이 분류의 마하수가 낮은 일부구간을 제외하고는 전반적으로 다공관의 경우가 양호한 추력성능을 갖는다. 이는 Fig. 6의 결과에서도 언급하였듯이 다공관을 통과한 분류가 적정팽창상태이기 때문이다.

#### 4. 결 론

다공관형 초음속 배기노즐의 소음성능과 공력소음에 관한 실험결과로부터 다음의 결론을 얻었다.

(1) 다공관은 공극률에 따라 분류음의 전파형태를 달리한다. 즉 공극률이 작은 경우는 충격성소음과 난류혼합소음이 동시에 발생되어 전파되지만, 공극률을 크게 하면 난류혼합소음만이 방사된다.

(2) 다공관노즐은 충격성소음의 억제에 특히 탁월하며 특정의 분류조건에서 최고 19 dB정도의 소음성능을 갖는다. 또한 난류혼합소음에 대해서도 평균 5 dB 정도의 소음억제효과가 있다.

(3) 충격성소음의 감소는 다공구멍을 관통하는 통과유동에 의한 다공관내의 압력완화때문이다. 이러한 압력완화로 말미암아 수직충격파의 발생이 억제되는 대신에 X형 경사충격파인 마하파로 충격파형태가 변화된다.

(4) 다공관에 의한 압력완화는 분류를 적정팽창상태로 되게 하므로써 분류추력을 증진시킨다.

## 참 고 문 헌

- (1) H. H. Hubbard, 1995, *Aeroacoustics of Flight Vehicles, Theory and Practice*, Vol. 1, Chapter 1, p. 53.
- (2) H. Kobayashi, 1995, "Aerodynamic Noise Generation Mechanism and Noise Reduction Technology in Aircraft," *日本航空宇宙學會誌*, 第4卷, 第493號, pp. 82~89.
- (3) D.S. Dosanjh, J.C. Yu and A.N. Abdelhamid, 1971, "Reduction of Noise from Supersonic Jet Flows," *AIAA Journal*, Vol. 9, No. 12, pp. 2346~2353.
- (4) H.T. Nagamatsu, R.E. SHEER Jr., and M.S. Gill, 1972, "Characteristics of Multitube Multishroud Supersonic Jet Noise Suppressor," *AIAA Journal*, Vol. 10, No. 3, pp. 307~313.
- (5) S. Fujii, H. Nishiwaki and K. Takeda, 1981, "Suppression of Jet Noise Peak by Velocity Profile Reshaping," *AIAA Journal*, Vol. 19, No. 7, pp. 872~877.
- (6) V. Kibens and R.W. Wlezien, 1985, "Noise Reduction Mechanisms in Supersonic Jets with Porous Centerbodies," *AIAA Journal*, Vol. 23, No. 5, pp. 678~684.
- (7) A. Krothapalli, J. McDaniel and D. Baganoff, 1990, "Effect of Slotting on the Nozzle of an Axisymmetric Supersonic Jet," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 12, pp. 2136~2138.
- (8) G.E.A.Meier, W.C.Selerowicz and A.P. Szumowski, 1990, "A Nozzle Generating Low Jet Noise," *Jr. of Sound and Vibration*, Vol. 136, No. 1, pp. 65~73.
- (9) M. Samimy, K.B.M.Q. Zaman and M.F. Reeder, 1993, "Effects of Tabs on the Flow and Noise Field of an Axisymmetric Jet," *AIAA Journal*, Vol. 31, No. 4, pp. 609~619.
- (10) K. Seto, D.H. Lee, Zhi Xiang XU and N. Takase, 1998, "A Study on the Mechanism of Noise Reduction of the Slotted Nozzle," *日本航空宇宙學會*, 第 29 期 年會講演會. 講演集, pp. 66~67.
- (11) K. Seto, 1988, "Modification of the Characteristics of Underexpanded Jets by Using an Extended Perforated Tube as a Noise Suppressor," *Noise Control Engineering Journal*, Vol. 30, No. 3, pp. 119~125.
- (12) R.T. Nagel, J.W. Denham and A.G. Papathanasiou, 1983, "Supersonic Jet Screech Tone Cancellation," *AIAA Journal*, Vol. 21, No. 11, pp. 1541~1545.
- (13) M. Harper-Bourne and M.J. Fisher, 1973, "The Noise from Shock Waves in Supersonic Jets," *Proceedings(No. 131) of the AGARD Conference on Noise Mechanisms*, Brussels, Belgium, pp. 11-1~11-13.