

굴곡형 흡입구에서의 유동 및 소음방사 해석

심인보*, 이덕주*, 안창수**

A numerical study on the flow and noise radiation in curved intake

In-Bo Shim*, Duck-Joo Lee*, Chang-Su An**

Key words : Computational Aero-Acoustics(CAA), Euler equation, High-order scheme, Intake aeroacoustics, Turbo-fan noise

ABSTRACT

Unsteady compressible Euler equation is solved and the high-order, high-resolution numerical solver, physical boundary condition, adaptive nonlinear artificial dissipation model and conformal mapping are applied to computation of steady transonic flow and unsteady acoustics. The acoustic characteristics of axi-symmetric duct and two dimensional straight/S channel are studied and the computation results shows good agreements with linear analysis. In transonic case, local time stepping and canceling-the-residual techniques are used for convergence acceleration. The aspect of flow and acoustics in S-channel and the pattern of noise radiation is changed by inflow Mach no. and static pressure at fan-face.

I. 서론

최근, 군사적으로나 민간용으로나¹⁾ 비행체의 소음에 대한 관심이 점점 커지고 있다. 하지만, 일반적으로 유동값에 비해 매우 작은 소음을 해석하기란 그리 쉬운 문제가 아니다. 지금까지는 비선형 현상을 무시할 수 있는 낮은 마하수의 아음속의 경우에는 유동값이 있는 파동방정식을 FEM, FDM등으로 해석하거나 선형화된 Euler 또는 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 음장을 계산하였다. 최근에 이르러까지 국외 및 국내에서 이와 같은 방법으로 비행체에서의 소음 방사를 해석해왔다.[1]

그러나 천음속 영역의 비행체에서는 충격파와 유동 박리 등 복잡한 유동장과 음장이 서로 강하게 연관되어 비선형 현상이 발생하므로 앞서 설명한 방법으로는 해석할 수 없게된다. 이러한 경우에는 비선형 Euler 또는 Navier-Stokes 방정식을 유동장 및 음장을 한꺼번에 해석하여야 하며, 기존의 전산유체역학(CFD)에서 사용하는 것보다 더 정밀한 수치기법이 필요하게 된다. 이러한 관점에서 발전하게된 전산공력음향학(CAA)에서는 선형파 및 비선형파를 보다 더 정확히 계산하기 위해 고차, 고해상도 차분법 뿐만 아니라 경계조건, 인공감쇄항, 격자형성 등의 연구가 계속되고 있다. 이러한 전산공력음향학에서는 초기에 1차원이나 간단한 형상이 주로 적용되어왔으나, 최근에 이르러서는 항공기 터보팬엔진의 흡입구에 대한 유동/소음해석 등 보다 일반적인 형상에 대해 적용이 시도되고 있다.[2]

본 논문에서는 비선형 축대칭/2차원 Euler 방정식을

이용하여 축대칭 덕트 및 S-채널에서의 유동/소음을 해석하였다. 자유류가 없는 경우 직관/S-채널에서의 음향 특성에 대해서 해석하였으며, 천음속유동속에서 S-채널에서의 복잡한 유동현상 및 소음방사를 해석하였다.

II. 수치기법

1. 지배방정식 및 수치기법

본 연구에서는 사용한 지배방정식은 비정상, 압축성 축대칭/2D Euler 방정식으로 다음과 같다.

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \xi} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial \eta} + \bar{H} = 0 \quad (1)$$

일반적으로 음향장은 유동장에 비해 그 크기가 매우 작다. 본 연구는 음향장과 유동장의 상호작용에 의한 효과를 정확하게 포착할 수 있어야 하므로 최신의 고차, 고해상도 수치기법을 사용하였다.

공간 차분을 위해서 파수(wave number)에 대한 해상도가 매우 우수한 Optimized Compact scheme을 사용하였다.[3] 이 기법은 Fourier analysis를 통해 위상 오차와, 확산 오차를 최소화 할 수 있도록 계수들을 최적화한 방법이다. 본 연구에서는 OFOP (Optimized Forth-Order Pentadiagonal) scheme을 사용하였다. 시간 적분을 위해서는 LDDRK 시간 적분법을 이용하였다. 이 기법은 OHOC scheme과 마찬가지로 최소의 위상 오차, 확산 오차를 갖도록 최적화된 방법이다.

물리적이고 안정적인 경계조건을 위해 특성치 경계조건(Characteristic Boundary Condition)을 사용하였다. 이 기법은 계산영역 외부에서 내부로 들어오는 특성치에 대하여 물리적으로 타당한 정보를 직접 대입하여 내부

* 한국과학기술원 항공우주공학과

** 국방과학연구소

의 수치해가 정확성을 유지하도록 하는 방법이다. 본 연구에서는 특히 기존의 특성치 경계조건을 일반좌표계로 확장시켜 그 정확도를 향상시킨 일반화된 특성치 경계조건(Generalized Characteristic Boundary Condition)을 사용하였다.[4]

한편, 중심차분법을 이용하면 충격파와 같은 불연속면에서 비물리적인 수치적진동이 일어나게 되는데 이를 억제하기 위해서는 인공감쇠항(Artificial Dissipation)이 필요하다. 기존의 CFD에서 발전된 인공감쇠항의 경우 충격파주변에서의 수치적진동은 잘 억제하지만, 선형파에 대한 과도한 감쇠로 인해 음향장을 해석할 수 없게 된다. 따라서, 천음속 유동장의 소음해석을 위해서는 충격파의 위치를 정확하게 계산할 수 있고, 충격파 근처의 수치적 진동은 억제하지만, 선형파에 대한 감쇠가 일어나면 안 된다. 본 논문에서는 최근 CAA에서 많이 사용하는 Tam의 ASD(Artificial Selective Damping)와 Jameson의 인공감쇠항의 장점을 취하며, 주어진 문제 조건에 적합하도록 자동적으로 계수가 결정되는 ANAD(Adaptive Nonlinear Artificial Dissipation) model을 사용하였다.[5]

2. 격자형성

전산공력음향학에서는 유동값에 비해 매우 작은 음파를 잘 모사하기 위해서 고차, 고해상도의 수치기법을 사용한다. 그런데 식(1)의 지배방정식에서 공간차분내에 J , ξ_x , ξ_y , η_x , η_y 등 격자에 의한 영향이 들어있어 이러한 metric값의 분포는 해의 정확도에 큰 영향을 주게된다. 본 논문에서는 축대칭 덕트와 S-채널의 격자를 Conformal mapping을 이용하여 부드러운 metric값의 분포를 갖게 하였다.[6] 한편 가진 음파의 파장을 고려하여 덕트나 채널내부에서는 격자를 균일하게 구성하였으며 유동 및 음파의 변화량이 큰 입구 부근을 중심으로 조밀한 격자를 구성하였다. 축대칭 덕트의 완성된 격자는 그림1과 같다.

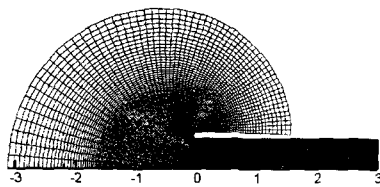


그림 1 Grid system of axisymmetric duct

III. 수치 해석

1. 자유류가 없는 경우 음향장 해석

1.1 축대칭 덕트에서의 음향장 해석

그림 2와 같이 축대칭 직관의 한쪽 끝에서 피스톤이 진동하고 있을 경우, 발생하는 소음의 전파 및 방사에 대해 해석해보았다. 그림 3에서처럼 선형파에 대한 수치적인 감쇠없이 음향장을 잘 모사함을 볼 수 있다.



그림 2 Sound radiation from straight duct

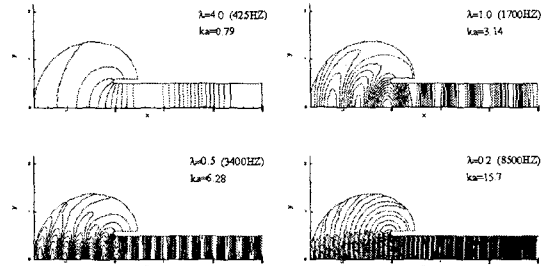


그림 3 Acoustic pressure contours

한편, 저주파 소음의 경우 덕트내의 음향장을 1차원의 평면파라 가정할 수 있는데, 이러한 경우 식(4)와 같이 알려진 open end의 impedance로써 덕트내의 음향장의 이론해를 구할 수 있다.[7]

$$\begin{aligned}
 p &= Ae^{-ikx} + Be^{ikx} \\
 u &= \frac{1}{\rho c} (Ae^{-ikx} - Be^{ikx}) \\
 \text{where } u(L) &= U \sin(\omega t) \\
 Z(0) &= \left. \frac{p}{u} \right|_{x=0} = \rho c \left\{ \frac{1}{4} (ka)^2 + i(0.6ka) \right\} \\
 &\Rightarrow \text{open end impedance (for } ka < 0.5)
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

이 경우, 수치해와 이론해를 비교해보면 그림 4와 같다. 상대적으로 저주파인 $ka=0.79$ 일때는 이론해와 거의 유사한 결과를 보이나 평면파 가정이 성립하지 않는 고주파일때는 위의 일차원적인 이론해가 맞지 않음을 알 수 있다.

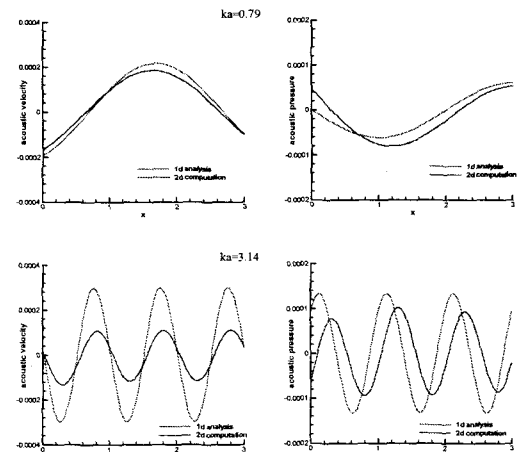


그림 4 Comparison with 1D theoretical results

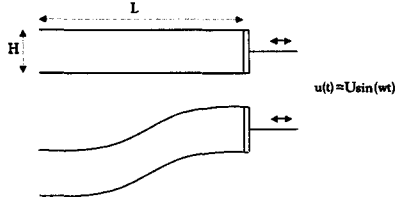


그림 5 Effect of curvature

1.2 S-채널에서의 음향장 해석

본 논문에서는 구부러진 관에서의 음향특성을 파악하기 위해서 2차원 S-채널에서의 음향장을 곧은 채널의 경우와 비교하여 보았다. 저 주파수의 음향장의 경우 채널내에서 거의 평면파의 양상을 보이며 채널 외부로는 단극자 음원의 방사와 같은 양상으로 방사됨을 볼 수 있다. 그러나 가진 주파수가 높아질수록 S 채널의 경우 y 방향으로 여러개의 모드가 발생하며, 그 방사 패턴도 곧은 채널의 경우와 매우 다름을 알 수 있다. 8500Hz의 고주파 음향파의 경우 채널내에서 강한 직진성을 보이며 방사됨을 알 수 있다.

2. 자유류가 있는 경우 음향장 해석

2.1 정상해 계산

천음속 영역의 S-채널의 경우 구부러진 형상으로 인해 충격파와 유동박리 등 복잡한 유동현상이 발생한다. 자유류가 있는 경우는 그림 7과 같이 채널의 벽면 외부에서 강한 유동박리가 일어나 수렴된 결과를 얻기가 힘들었다.

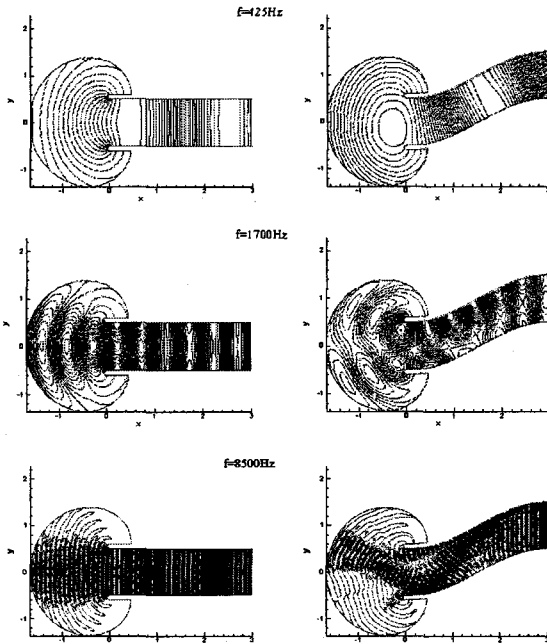


그림 6 Sound radiation from 2D channels (Acoustic pressure contour)

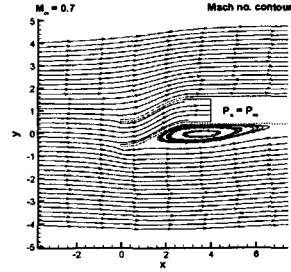


그림 7 Streamline ($M_\infty=0.7$, $P_e=P_\infty$)

따라서 본 논문에서는 S-채널의 형상을 변형하여 유동박리가 생기지 않도록 하였다. (그림 8) 채널 내부의 fan-face 경계면에서는 정압(P_e)을 일정한 값으로 유지하도록 경계조건을 부여하였다. 여기서는 $P_e=P_\infty$ 부터 $P_e=1.3P_\infty$ 까지 수행하였다.

$P_e=P_\infty$ 일 때는 채널 내부에 충격파가 발생할 수 있으며 이로 인해 음향파가 전방으로 전파되지 않음을 예측할 수 있다. P_e 를 증가시킬수록 채널 내부의 유동장은 압력이 높아지며 속도가 감소하는 것을 알 수 있다. 각 경우에 채널 내부를 지나가는 유동의 mass flow rate를 계산할 수 있다. P_e 가 증가할수록 채널 내부의 mass flow rate가 떨어지는 것을 알 수 있다.

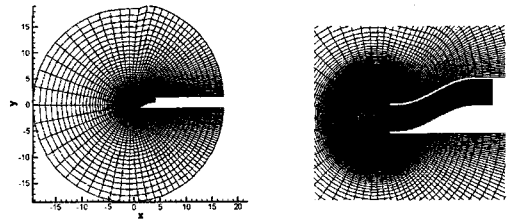


그림 8 Grid system of S-channel

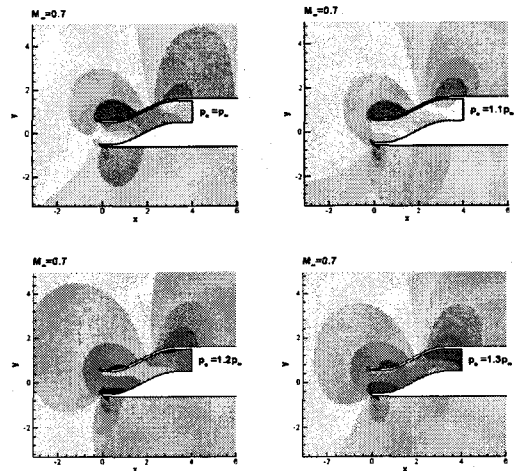


그림 9 Mean pressure contours ($M_\infty=0.7$)

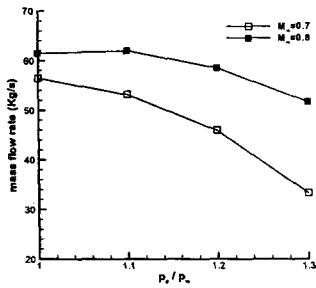


그림 10 Mass flow rate ($M_\infty=0.7,0.8$)

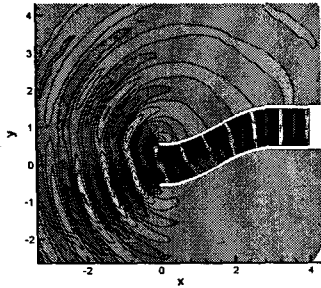


그림 11 Acoustic wave propagation ($M_\infty=0.3, 1700\text{Hz}$)

2.2 음향장 해석

고차, 고해상도 수치기법을 이용하여 구한 정상해를 초기조건으로 부여하여 채널의 outflow 경계면에서 음향가진을 해 보았다. 앞서 언급한 바와 같이 일반적으로 음향장의 크기는 유동장 보다 그 크기가 매우 낮으며 또한, 이 문제를 일반좌표계에서 변환하였을 때, Jacobian의 차이가 매우 크기 때문에 음향장 해석은 매우 정확한 유동장의 해석이 밑바탕이 되어야 한다.

$M_\infty=0.3$ 인 아음속 유동장의 경우 원거리 정압의 0.1%의 크기로 1700Hz의 주파수로 가진을 하였다. Time marching으로 계산된 해에서 초기의 정상해를 뺀 값이 그림 11에 나타나있다. 그림에서 알 수 있듯이 수치기법에 의한 수치적인 감쇄없이 음향장의 방사를 잘 모사함을 알 수 있다.

또한, 입류 마하수가 0.7인 경우에는 앞서 설명한 바와 같이 P_e 에 따라서 유동값이 매우 상이하기 때문에 음향파의 방사패턴도 다양하게 나왔다. $P_e=P_\infty$ 일 때에는 채널내부에 충격파에 의하여 음향파가 외부로 방사하지 못하는 결과를 보였다. P_e 를 증가시키면 채널 내부의 유동장의 마하수는 점점 감소하게 되어 같은 주파수로 가진한 음향장이라도 파장이 점점 증가하는 것을 알 수 있었다. (그림 12)

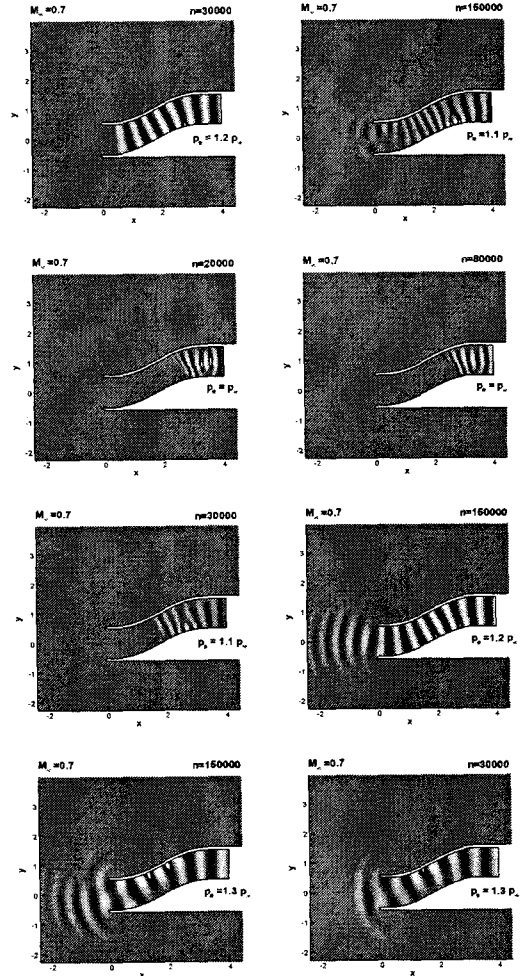


그림 12 Acoustic wave propagation ($M_\infty=0.7, 1700\text{Hz}$)

IV. 결론

본 논문에서는 천음속 비행체의 곡관형 흡입구에서의 유동 및 소음 특성을 고차, 고해상도의 스킴과 전산공력 음향학(CAA)의 특성치 경계조건과 인공감쇄항 그리고, conformal mapping을 이용한 양질의 격자를 이용하여 해석하여 보았다. 자유류가 없는 경우 피스톤의 가진에 의해 발생되는 음향장의 전파/방사를 본 수치기법으로 잘 해석할 수 있음을 알 수 있었다. 또한, S-채널에서는 곧은 채널에서와는 달리 가진 주파수에 따라 다양한 경향성이 나타남을 알 수 있었다. 한편, 자유류가 있는 경우 충분히 수렴된 결과를 이용하여 음향방사를 해석해 보았다. Fan-face에서의 정압 P_e 에 따라서 서로 다른 유동장 크게 바뀌었으며, 이는 음향파의 전파에도 큰 영향을 미침을 알 수 있었다.

참고문헌

- [1] Myers M. K., "Boundary Integral Formulation for

- Ducted Fan Radiation Calculation", CEAS/AIAA paper 95-076, 1995 Mag., 1995, pp.86-95
- [2] Y.Ozyoruk, "Sound Radiation From Ducted Fans Using Computational Aeroacoustics on Parallel Computers", Ph.D thesis, The Penssylvania State University, 1995
- [3] Kim, J. W., and Lee, D. J., "Optimized Compact Finite Difference Schemes with Maximun Resolution," AIAA Journal, Vol. 34, No. 5, 1996, pp. 887-893
- [4] J. W. Kim, and D. J. Lee, "Generalized Characteristic Boundary Conditions for Computational Aeroacoustics," AIAA Journal, Vol. 38, No. 11, November 2000, pp. 2040-2049.
- [5] J. W. Kim, and D. J. Lee, "Adaptive Nonlinear Artificial Dissipation Model for Computational Aeroacoustics," AIAA Journal, Vol. 39, No. 5, May 2001, pp. 810-818.
- [6] 심인보, 최적화된 집적유한차분법을 이용한 항공기 팬 소음의 근거리 방사 연구, 석사학위논문, 한국과학기술원, 1998
- [7] Allan D. Pierce, "Acoustics", McGraw-Hill Book Company