비대칭 공기흡입구를 통해 전파하는 소음의 방사특성에 관한 수치적 연구

Numerical Investigation on Radiation Characteristics of Noise Propagating through Asymmetry Aero-Intake

박용환*· 김민우*·이규호*·이수갑†

Yonghwan Park, Minwoo Kim, Kyuho Lee and Soogab Lee

Key Words : Computational AeroAcoustics(전산공력음향학), Asymmetry Aero-Intake(비대칭공기흡입구), Scarf Aero-Intake(스카프 공기흡입구), Scoop Aero-Intake(스쿠프 공기흡입구), Directivity Pattern(방향성), Overset Grid Technique(겹침격자기법)

ABSTRACT

Numerical investigation on radiation characteristics of discrete frequency noise from asymmetry aero-intakes was carried out. The near-field predictions were obtained by solving the linearized Euler equations with computational aeroacoustic techniques consisting of high order finite difference scheme, non-reflecting boundary conditions, overset-grid techniques. For the prediction of far-field directivity pattern, the Kirchhoff integral method was applied. By comparing the directivities of noise radiating from the scarf and the scoop aero-intakes with that from an axisymmetric aero-intake, it is shown that noise reduction at downward peak radiation angle can be achieved. The scattering of the radiating acoustic wave by background mean flow shifts the peak lobe radiation angle toward ground and increases the amplitude of the acoustic pressure compared with the cases without mean flow effect.

1. 서 론

항공기 소음원은 발생 기구 관점에서, 기체소음과 제트소음 같은 외부소음원과 엔진(압축기, 팬, 연소실)으로부터 발생하는 내부소음원으로 구분된다. 항공기 소음원 중 과거에는 제트소음이 지배적인 소음원이었지만 최근 바이패스 비(bypass ratio)증가와 팬의 대형화로 인해 공항주위의 이/착륙시 엔진입구에서 팬소음이 지배적인 소음원으로 대두되고 있다. 팬소음은 팬과 고정자 상호간섭에 의한 불연속 주파수 소음(discrete frequency noise)와 유입난류, 입구 경계면에서 발생한 후류-팬/고정자 상호간섭에 의한 광대역 소음(broadband frequency noise)으로 나눌 수 있으며, 본 연구에서는 팬-고정자 상호간섭에 의한 불연속 주파수 소음에 초점을 두었다.

이러한 팬 소음을 감소시키기 위해서, 음향처리기법(acoustic treatment method) 및 전파방향의 변형기법(re-direction method)등 수동적 제어기법이 많이 사용되어지고 있다. 음향처리기법은 공기흡입구를 통해 음향파가 전파할 때 음향에너지를 감쇄시키는 기법이며, 방향성 변형기법은 공기흡입구의 형상변화를 통해 지상으로의 소음전파를 감소시키는 기법이다. 스카프(scarf) 및 스쿠프(scoop) 공기흡입구와 같이 비대칭 공기흡입구을 사용한 방향성 변형 기법은 음향처리기법에 비해 구조적으로 간단하고 길이가 짧은 흡입구로 같은 소음감소 효과를 얻을 수 있으며, 광대역 소음방사의 경우, 스카핑 각도 15°를 가지는 스카프 공기흡입구를 통해 지상으로 방사되는 최대 음압은 약 6~8dB 정도 감소된다고 실험적 결과로 알려져 있다[1].

비대칭 공기흡입구 중 전형적인 스카프 공기흡입구는 원주방향으로 일정한 스카핑 각도(scarfing angle)를 가진다.(즉 전이각도(transition angle)가 180°이다. 전이각도는 스카핑 각도가 0°가 아닌 영역의 원주방향 각도로 정의된다.) 그러나 스쿠프 공기흡입구는 전이각도가 180°보다 작기 때문에, 스카프 공기흡입구와 축대칭 공기흡입구의 중간형태를 가지게 된다.

비대칭 공기흡입구를 통해 방사하는 음향파의 방사특성 해석을 위한 이론적인 연구는 Keith 와 Peake[2]에 의해 수행되어졌다. 그들의 연구는 GTD(Geometrical Theory of Diffraction) 기법을 기초로 하였으며, 간단한 비대칭 형상에 대해서 합리적인 결과를 주었다. 그러나 이러한 이론적인 접근은 간단한 형상과 유동조건에 제한되어지며, 실제현상에 적용되기에 다소 어려움이 있다. 이러한 관점에서, 수치적 접근은 실제의 복잡한 3 차원 공기흡입구로부터 방사되는 음향파의 방사특성을 해석하기에 적절하다. 따라서 본 연구에서는 고차의 전산공력음향기법을 이용하여 스카프 및 스쿠프 공기흡입구와 같은 비대칭 형상을 가지는 공기흡입구를 통해 전파하는 불연속 주파수 소음의 방사특성을 모사하였다. 이를 통하여 비대칭공기흡입구가 음향파의 전파특성에 영향을 미치는 형상효과를 분석하였으며, 각각의 비대칭 공기흡입구를 통해 지상으로 전파하는 음압의 감소량을 정량적으로 평가하였다.

†; 서울대학교 기계항공공학부 대학원
E-mail : solee@snu.ac.kr
Tel : (02) 880-7384, Fax : (02) 875-4360
*;서울대학교 기계항공공학부

2. 수치기법과 경계조건

2.1 지배방정식 및 수치기법

엔진 배기구의 경우처럼 전단류(shear flow)와 같은 불안정한 유동이 존재할 때는 음향파와 유동사이의 상호작용을 통한 불안정파(instability wave)가 발생하기도 한다. 그러나 엔진 흡입구에서는 이런 불안정한 유동이 지배적이지 않으며, 점성효과의 음향파의 전파에 대한 영향이 무시할 정도로 적다고 가정할 수 있다. 그리고 음향파의 전파문제에 있어서 음향섭동값들은 원거리까지 소산과 감쇄가 적어야 하므로 이에 최적화된 수치기법을 요구한다. 따라서 본 연구에서는 지배방정식으로 선형화된 오일러 방정식(linearized Euler equations)을 사용하였고 차분기법으로 고차의 DRP(Dispersion Relation Preserving) 기법을 적용하였으며, 수치적 안정성을 위해 인공감쇄항(artificial selective damping term)을 첨가하였다[3].

2.2 경계조건들

일반적으로 계산영역은 유한하기 때문에 각각의 경계에서 음향파들의 반사없이 외부로 빠져나가게 하는 것이 중요하다. 음향파만 빠져나가는 경계영역에서는 방사경계조건(radiation boundary condition)을 적용하였고, 유동과 음향파가 동시에 빠져나가는 영역에서는 유출류경계조건(outflow boundary condition)을 적용하였다[4]. 또한, 벽면 경계조건으로는 벽면으로부터 수직압력구배가 없는 강체벽면경계조건을 적용하였다.

$$p'(x,r,\theta)=\left(\sum_{n=1}^{\infty}\sum_{m=-\infty}^{\infty}\sum_{\mu=1}^{\infty}\hat{p}_{nm\mu}e^{-i\omega nt}\right) \qquad (1)$$

여기서,

ω = circular frequency , n = circular frequency ,

m = circumfere ntial mode order ,

μ = radial mode order ,

$\hat{p}_{nm\mu}=A_{nm\mu}J_m(k_{m\mu}r)e^{i[k_x x+m\theta+\phi_{nm\mu}]}$,

$A_{nm\mu}$ = constant ,

J_m = bessel function of 1st kind of order m

k_x = axial wave number , $k_{m\mu}$ = raidal wave number ,

$\phi_{nm\mu}$ = phase

그리고 Fan-face 경계면에서는 원하는 음원을 발생시키면서 동시에 내부영역에서 경계면을 통해 외부로 빠져나가는 음향파에 대한 비반사경계조건을 만족해야하는 Non-homogeneous 경계조건을 적용하였다[5]. 여기서 원하는 음원, 즉 항공기 팬-고정자 상호간섭소음은 Tyler-Sofrin Theory[6]에 기초하여 식(1)과 같이 모델링하였으며, 원주방향의 모드수는 팬과 고정자 깃의 개수에 따라 식(2)에 의해 결정될 수 있다.

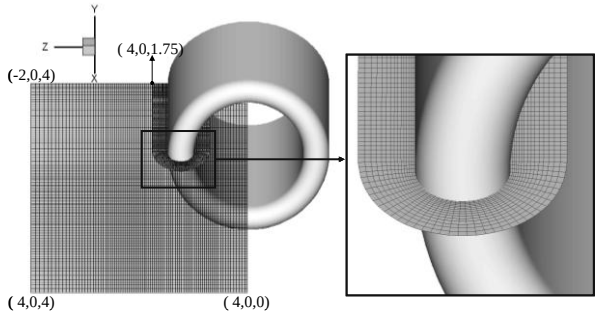

Fig. 1 Grid structure (body-fitted & background grid)

$$m=n\mathrm{B}+s\mathrm{V}, n=1,2,3,..., s=...,-1,0,1,... \qquad (2)$$

여기서, B 는 회전자 수, V 는 고정자 수를 나타낸다.

2.3 겹침격자기법

본 연구에서는 복잡한 비대칭 공기흡입구를 모사하기 위해서, 흡입구형상을 모사하는 body-fitted grid 와 그 이외의 background grid 로 구성된 겹침격자기법(Overset grid technique)을 사용하였으며, 두 격자계간 정보전달을 위해서 고차의 내삽기법[7]을 사용하였다. 각각의 공기흡입구에서 사용되어진 격자수는 background grid=130(x)×100(r)×97(θ), body-fitted grid=200(x)×16(r)×97(θ) 이다. Fig. 1 은 본 연구에서 사용된어진 겹침격자구조를 보여준다.

2.4 키르코프 적분기법

소음원으로부터 멀리 떨어진 원방에서의 음향파의 크기나 방향성을 예측할 때, 원방까지 격자구성을 할 필요없이, 키르코프 적분기법을 사용하여, 소음원 근접장에서 소음원을 둘러싸는 면적분식을 통해 원방에서의 값을 예측할 수 있다[8-10]. 본 연구에서는 식(3)과 같은 키르코프 적분기법을 이용하여 원방에서의 방향성 및 음압을 예측하였다.

$$p'(\mathbf{x},t)=\frac{1}{4\pi}\iint_S\left[\frac{E_1}{R(1-M_R)}+\frac{E_2}{R(1-M_R)}+\frac{E_3}{R^2(1-M_R)}\right]_{\tau_e}dS(\mathbf{y},\tau_e) \qquad (3)$$

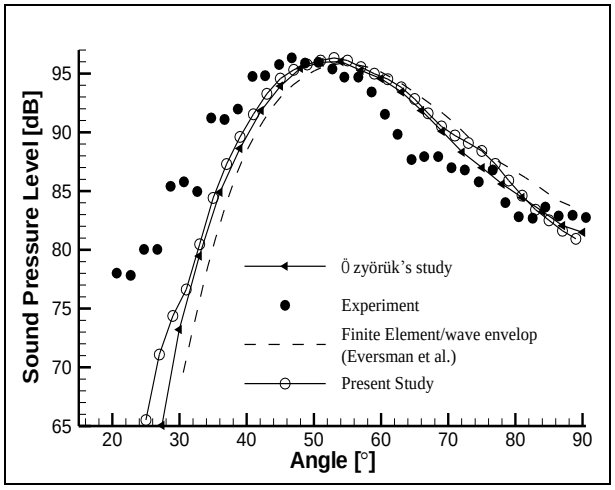

Fig. 2 Comparison of present numerical predictions for the noise radiation from JT15D aero-intake with other numerical and experimental results

여기서,

$M = |\mathbf{M}|$, $R = |\mathbf{R}|$, $\mathbf{R} = \mathbf{x} - \mathbf{y}(\tau)$

$\mathbf{x} = x_1\mathbf{i} + x_2\mathbf{j} + x_3\mathbf{k}$, $\mathbf{y} = y_1\mathbf{i} + y_2\mathbf{j} + y_3\mathbf{k}$,

$M_R = \mathbf{M}\cdot\mathbf{R}/R$,

$E_1 = -\mathbf{n}\cdot\nabla p' + (\mathbf{M}\cdot\mathbf{n})(\mathbf{M}\cdot\nabla p')$,

$$E_2 = \left[\frac{\cos\varphi - \mathbf{M}\cdot\mathbf{n}}{c_\infty(1-M_R)} - \frac{\mathbf{M}\cdot\mathbf{n}}{c_\infty}\right]\frac{\partial p'}{\partial \tau_e},$$

$$E_3 = \left[\frac{1-M^2}{(1-M_R)^2}\right](\cos\varphi - \mathbf{M}\cdot\mathbf{n})p'$$ 이며, $\mathbf{M}$ 은 흡입구의 속도, $(\mathbf{x},t)$ 는 수음자의 위치 및 시간, $(\mathbf{y},\tau_e)$ 는 음원 위치 및 시간 변수이며, φ 는 키르코프 적분면에서 수직벡터($\mathbf{n}$)와 거리벡터($\mathbf{R}$)사이의 각도이다.

3. 수치기법의 검증

3.1 수치기법의 검증

본 연구에서 사용되어진 수치기법의 검증을 위해서, JT15D[11] 엔진의 공기흡입구를 통해 방사하는 음향파의 방향성이 비교되어졌다[12-13]. 가진된 각주파수는 $\omega = 18.65$, 가진된 음향모드 (m,μ) 는 (13,0)이다. 여기서, m 은 원주방향 모드수(mode order)이고 μ 는 반지름방향 모드수이다. 그리고 자유류의 마하수 $M = -0.204$, 공기 흡입구의 받음각은 0°이다. Fig. 2 에서 보이듯이 본 연구에서 사용되어진 수치기법으로 예측된 방향성은 선행연구의 수치결과 및 실험결과와 정량적 및 정성적으로 일치함을 볼 수 있다.

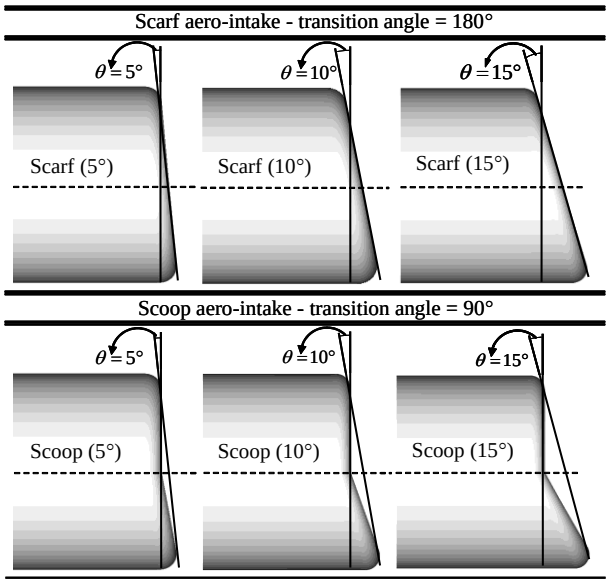

Fig. 3 Geometries of scarf and scoop aero-intakes selected for present study

4. 수치 결과 분석

본 연구에서는 3 개의 스카프 흡입구, 3 개의 스쿠프 흡입구 및 1 개의 축대칭 흡입구에 대해서 방사특성을 비교/분석하였다. Fig. 3 은 본 연구에서 사용되어진 각각의 비대칭 공기흡입구의 형상을 보여 주며, 스쿠프 공기흡입구의 경우 전이각도(transition angle)는 각각 90°로 정하였다.

4.1 비대칭 공기흡입구의 방사특성

Fig. 4 는 축대칭 흡입구, 스카핑 각도 10°를 가지는 스카프 및 스쿠프 공기흡입구를 통해 전파하는 음향파의 등음압면을 나타낸다.

이때 가진 각주파수 $\omega = 18.65$, 가진 음향모드 (m,μ) 는 (13,0)이며 유동의 효과는 고려되지 않았다. Fig. 4 에서 보이듯이 축대칭 흡입구의 경우 가진 음향모드에 의해 음향파는 13 개의 산(peak)과 골로(valley) 구성되어지며, 음향전파특성은 원주방향으로 대칭을 이룬다. 하지만 비대칭 공기흡입구의 경우 아래/위, 좌/우 방향으로 더 이상 대칭을 이루지 않으며, 수직평면(x-y 평면)에서 아래방향(-y 방향), 즉, 지상으로의 음향전파는 감소되어지며, 수평평면(x-z 평면)에서는 -z 방향으로 음향전파가 증가함을 볼 수 있다.

이러한 결과는 Keller's diffraction cone 을 사용하여 설명되어 질 수 있다[14]. Fig. 5 는 각각 세 가지 경우에 대한 음향회절(acoustic diffraction)의 물리적 특성을 보여준다. 음향회절은 음향파가 공기흡입구 끝단을 만날 때 발생되어진다. 이때 발생된 음향선 원뿔(acoustic ray cone)은 음향파의 방사구조를 결정하게

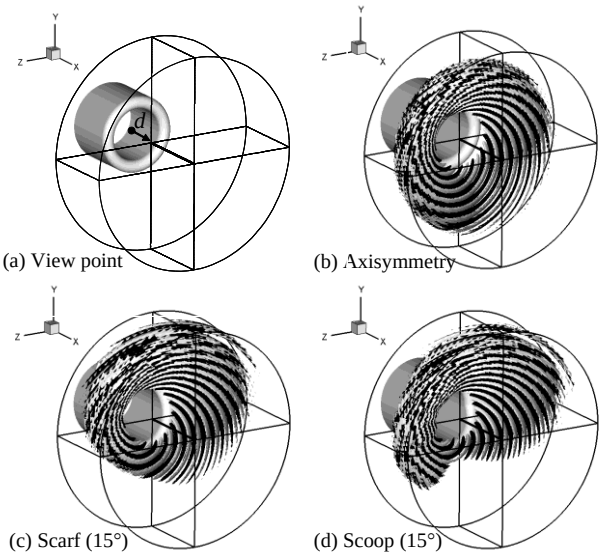

Fig. 4 Isobars of acoustic pressure, black-bars= -1.0×10^{-5} , white-bars= 1.0×10^{-5} , T=12.5, $M_\infty = 0.0$; (a) View point, (b) axisymmetric intake, (c) scarf intake(15°), (d) scoop intake(15°)

된다. Fig. 5 에서 공기흡입구의 각각의 점은 각도 β 를 가지는 원뿔의 꼭지점(vertex)이다. 이때 각도 β 는 음향선과 흡입구의 접선방향이 이루는 각도이다. 축대칭 공기흡입구의 경우 β_{axi} 는 원주방향을 따라 일정한 값을 가지므로 음향전파 또한 원주방향으로 대칭을 이루게 된다. 그러나 비대칭 공기흡입구의 경우 원주방향으로 각각 다른 β_{sco}, β_{sca} 을 가지게 되어 음향전파 또한 비대칭을 이루게 된다.

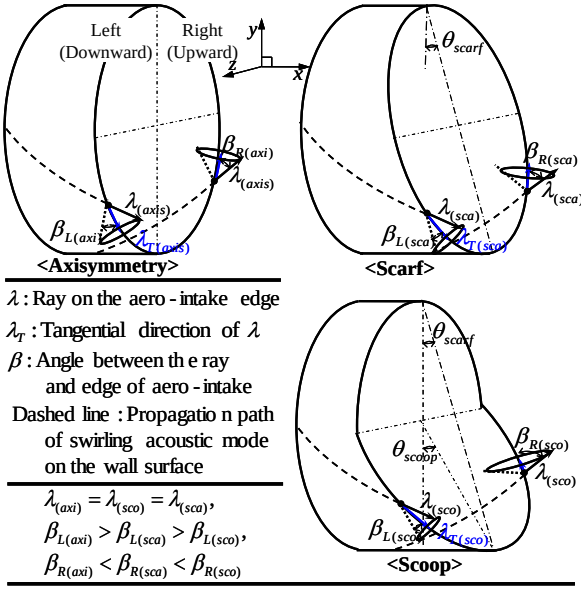

Fig. 5 Diffraction characteristics at the edge of each aero-intake

또한, 공기흡입구의 아래 부분에서 β 가 크면 클수록 지상 방향으로 회절이 증가하게 된다. 그러므로 스쿠프 공기흡입구의 경우 흡입구의 아래부분에서 축대칭 및 스카프 공기흡입구 보다 작은 β 값을 가지기 때문에 지상으로의 음향전파는 감소하게 된다.

원방의 음향정보 및 음향전파 방향성을 예측하기 위해, 본 연구에서는 키르코프적분기법이 적용되어 졌다. Fig. 6 은 수직평면(x-y 평면)에서, 공기흡입구 끝단으로부터 50*r*(*r*=radius of aero-intake) 떨어진 위치에서 P_{rms} 값을 나타낸다. 여기서 각각의 P_{rms} 값은 축대칭 공기흡입구의 P_{rms} 값으로 정규화(normalization) 되어졌다. 이전의 결과와 비슷하게 지상으로의 음향전파는 감소되어 지고, 지상으로의 최대 방사각도가 증가함을 볼 수 있다. 축대칭 공기흡입구의 경우 지상으로의 최대방사각도는 -53°이고, 스카핑 각도

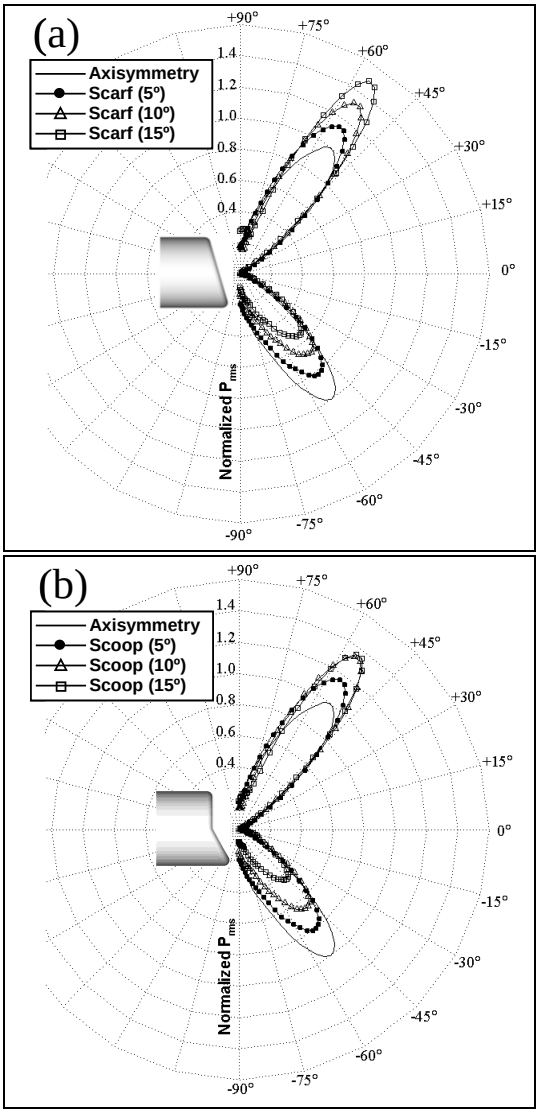

Fig. 6 Normalized P_{rms} and far-field directivity pattern in vertical plane;
(a) scarf (5°, 10°, 15°), (b) scoop (5°, 10°, 15°)

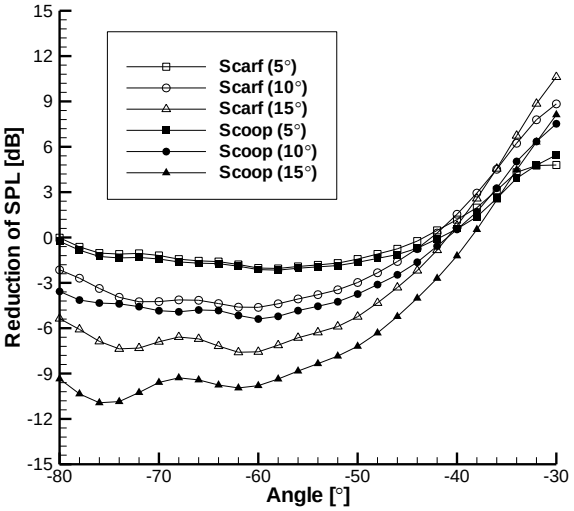

Fig. 7 Difference of SPL compared with axisymmetric aero-intake

15°를 가지는 비대칭 공기흡입구의 경우 최대방사각도는 -47°이며, 최대방사각도가 약 6° 증가함을 볼 수 있다. 좀 더 정량적인 비교를 하기 위해서, Fig. 7 은 축대칭 공기흡입구와 비대칭 공기흡입구의 음압차이값을 나타낸다. 스카핑 각도 15°를 가지는 스카프 공기흡입구의 경우, 최대 7dB 의 음압이 감소하며, 스쿠프 공기 흡입구의 경우 약 11dB 감소함을 볼 수 있다. 따라서 지상으로의 저소음전파 측면에서 볼 때, 스쿠프 공기흡입구가 좀더 효율적인 형상임을 알 수 있다.

4.2 유동의 효과

음향파의 전파 방향성은 음향파와 정상류와의 상호작용에 영향을 받기 때문에 정확한 예측을 위해서 유동의 영향을 고려하는 것이 중요하다. 본 연구에서 공기흡입구 주위의 정상유동은 Euler 방정식에 의해 구해지며 유동의 자유류 마하수 M 은 -0.3, 공기흡입구의 받음각을 0°로 하였다.

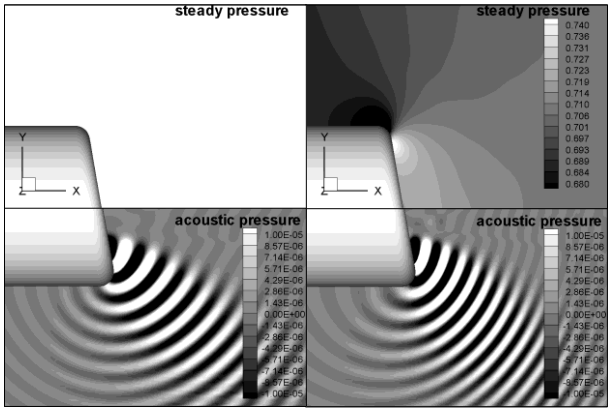

Fig. 8 Steady pressure contour and acoustic pressure contour outside the Scarf (10°)

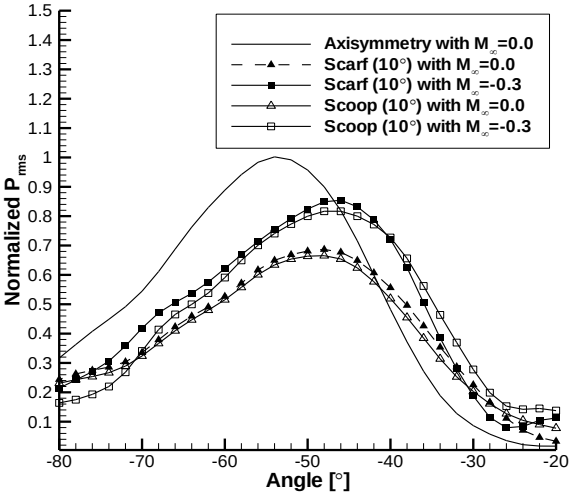

Fig. 9 Normalized P_{rms} with flow effect; scarf (10°) & scoop (10°)

Fig. 8 은 스카핑 각도 10°를 가지는 스카프 공기흡입구에서 유동의 효과를 고려한 음향파의 크기와 정상류의 압력을 나타낸다. 유동과 반대 방향으로 전파하는 음향파는 압축되어지고 유동과 같은 방향으로 전파하는 음향파는 팽창되어지며, 음향파면(wave front)은 x 축 방향으로 굽어짐을 볼 수 있다. Fig. 9 는 스카핑 각도 10°을 가지는 비대칭 공기흡입구에서 유동의 효과를 고려한 정규화된 P_{rms} 값을 나타낸다. 마찬가지로 각각의 P_{rms} 값들은 유동의 효과를 고려하지 않은 축대칭 공기흡입구의 P_{rms} 값으로 정규화 되어졌다. 유동의 효과가 고려되어졌을 때, P_{rms} 값이 증가하고 최대 방사각도 또한 증가함을 볼 수 있다. 스카핑 각도 10°를 가지는 스카프 공기흡입구의 경우 전체적인 최대방사각도는 유동의 효과를 고려하지 않은 축대칭 공기흡입구와 비교했을 때 약 +6° 증가함을 볼 수 있다. 이는 앞 절의 결과와 비교해볼 때, 스카핑 효과에 의해 +4° 증가하고, 유동의 효과에 의해 +2° 증가함을 알 수 있다.

결론적으로, 유동의 효과에 관계없이 스쿠프 공기흡입구가 지상으로의 저소음방사 측면에서 스카프 및 축대칭 공기흡입구보다 효율적인 방사특성을 가짐을 알 수 있다.

5. 결 론

비대칭 공기 흡입구를 통해 방사되는 불연속 주파수 소음의 방사특성이 저감쇄/저소산을 만족하는 고차의 수치기법, 복잡한 비대칭 공기흡입구 형상을 간단히 모사할 수 있는 겹침격자기법 그리고 고차의 비반사경계조건을 이용하여 분석되어졌다.

축대칭 공기흡입구와 비교하여, 스카핑 각도 15°

를 가지는 스카프 공기흡입구를 통해 지상으로 방사되는 음향파는 최대 7dB 감소되고, 스쿠프 공기흡입구를 통해 방사하는 음향파는 최대 11dB 감소됨을 볼 수 있었다. 또한 지상으로의 최대 방사 각도는 비대칭 공기흡입구의 형상효과와 유동 효과에 의해 감소되며, 유동효과에 의해 지상에서의 음압 크기가 증가함을 볼 수 있었다.

전체적으로, 비대칭 및 축대칭 공기흡입구의 방사특성을 비교해 볼 때, 지상으로의 저소음방사측면에서 스쿠프 공기흡입구가 좀 더 효과적인 방사특성을 가짐을 볼 수 있었다.

후 기

본 연구는 항공우주부품기술개발사업 및 특정기초연구사업(R01-2006-000-10301-0)의 지원으로 수행된 결과의 일부입니다.

참 고 문 헌

(1) Baker, N. J. and Bewick, C. L., 2001, " Noise Test of a Negative Scarfed Inlet Flare", AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.

ibration Control Engineering, John Wiley & Sons, Inc., New York.

(2) Keith, G. M. and Peake, N., 2002, " High-Wavenumber Acoustic Radiation from a Thin-Walled Scarfed Cylinder", Journal of Sound and Vibration, Vol. 255, No. 1, pp. 129~146.

(3) Tam, C. K. W. and Webb, J. C., 1993, " Dispulsive-Relation-Preserving finite schemes for computational acoustics", Journal of Computational Physics, Vol. 107, No. 2, pp. 262~281.

(4) Tam, C. K. W. and Dong, T. Z., 1996, " Radiation and outflow boundary condition for direct computation of acoustics and flow disturbance in a nonuniform mean flow", Journal of Computational Acoustics, Vol. 4, No. 2, pp. 175~201.

(5) Dong, T. Z. and Povinelli, L. A., 1996, " On computations of duct acoustics with near cut-off frequency", Second Computational Aeroacoustics (CAA) Workshop on benchmark.

(6) Tyler, J. M. and Sofrin, T. G., 1962, " Axial Flow Compressor Noise Studies", SAE transaction, Vol. 70, pp. 309~332.

(7) Bin, J., Cheong C. and Lee, S., 2004, " Optimized Boundary Treatment for Curved Walls for High-order Computational Aeroacoustics Schemes", AIAA Journal,, Vol. 42, No. 2, pp. 414-417.

(8) Lyrintzis, A. S., 1994, " Review: The use of the Kirchhoff' s method' s method in computational aeroacoustics, Journal of Fluids Engineering, Vol. 116, pp.665~675.

(9) Farassat, F. and Myers, M. K., 1998, " Extension of Kirchhoff' s formula for radiation from moving surfaces", Journal of Sound and Vibration, Vol. 123, pp. 451~460.

(10) Ozyoruk, Y. and Long, L.N., 1994, " A Navier-Stokes/Kirchhoff method for noise radiation from ducted fans", AIAA Paper 94-0462.

(11) Heidmann, M. F., Saule, A. V., and McArdle J. G., 1979, " Analysis of radiation patterns of interaction tones generated by inlet rods in the JT15D engine", AIAA paper 1979-581.

(12) Ozyoruk, Y., 1995, " Sound Radiation from Ducted Fans using computational Aeroacoustics on Parallel computer", Doctor of philosophy in Pennsylvania university.

(13) Eversman, W., Parret, A. V., Preisser, J. S. and Silcox, R. J., 1985, " Contributions to the finite element solution of the fan noise radiation problem", Transactions of the ASME, Vol. 107, pp. 216~223.

(14) Keller, J. B., 1962, " Geometrical theory of Diffraction", Journal of the Optical Society of America, Vol. 52, pp. 116~130.