

익렬 날개의 공력소음 계산

°김 휘 중*, 이 승 배**, 김 진 화***

Computation of aero-acoustics for an airfoil blade

H.-J. Kim*, S. Lee** and J.-H. Kim***

Key Words: Cascade(익렬), Large-Eddy Simulation(대와류모사), Aero-acoustics(공력소음), Dipole Sound(이극소음), Quadrupole Sound(사극소음), Hybrid Method(복합방법)

ABSTRACT

The self-noise from blade cascade at off-design points mainly comes from separated boundary layer and vortex sheddings, and is also dependent on blade shape. If the incidence angle to the cascade increases, the stalling in blades may occur and the noise level increases significantly. The hybrid method using acoustic analogy was employed to compute the far-field noise spectra and directivity patterns from the separated vortex shedding at off-design points of the cascade of impeller. This paper is compared with the experimental data of a stationary cascade in the same conditions. The simulated result is in excellent agreement with the measured data except th slight under-prediction near the maximum radiation angle for a dipole sound.

1. 서론

최근의 지속적인 연구개발에 힘입어 소음성능이 향상된 엔진을 장착한 항공기에서는 기체제트에 의한 공력소음이 큰 문제가 되고 있다. 또한 수송 기계의 엔진, 변속장치, 타이어 등에 의한 소음이 개선되면서, 차량의 외부돌출물 즉 자동차의 측면 거울(Side mirror)이나 고속전철의 전원공급장치 등에 의한 공력소음은 기존의 해석기법을 적용하기 어려운 소음공학적인 문제중의 하나이다. 난류 유

동으로부터의 음향방사인 공력소음학(Aeroacoustics)은 Lighthill⁽¹⁾의 선구적인 연구로 시작하여, 최근 컴퓨터의 계산능력 향상에 힘입어 수치적으로 난류유동에 의한 소음을 예측하기에 이르렀다. 특히 수치적 공력소음은 대와류모사(Large Eddy Simulation) 기법이나 직접모사법(Direct Numerical Simulation)을 통하여 비정상 압축성 혹은 비압축성 난류장을 계산한 후, Lighthill 방정식 혹은 Powell⁽²⁾ 와동이론을 사용하여 음향학적 원거리장을 예측하는 방법과 Kirchhoff 방법을 적용하여 구하는 방법으로 구분된다. 본 연구는 이러한 수치해석기법중 대와류모사 기법으로 작은 크기의 소용돌이(Eddy)의 유동에 대한 영향은 모델링하고 기하학적 형상에 영향을 받는 큰 유동구조는 직접 계산하는 방법으로,

* 인하대학교 기계공학과 대학원

** 정회원, 인하대학교 기계공학과

*** 인하대학교 기계공학과

압축기 날개 형상손실, 벽손실, 이차흐름손실, 틈간극손실의 정량적 평가에 크게 기여하리라고 예상된다.⁽³⁾ 따라서 수년 내에 터보기계 내부 유동해석을 위한 대외류모사기법의 적용이 활발해질 것으로 예상하며, 본 연구에서는 아음속 영역의 압축성 영향을 고려한 소격자모형을 적용하여 압축기 익렬에서의 비정상 유동을 수치계산한다. 또한 항공기, 산업용 압축기의 환경소음문제와 관련되어 압축기 익렬에 의한 공력소음을 대외류모사기법과 Lighthill 방정식에서 출발한 파동방정식(Wave equation)을 이용한 복합(Hybrid) 방법으로 예측한다.

2. 익렬 유동의 대외류모사(LES)

2.1 지배방정식 및 유동해석 기법

비직교(Non-orthogonal) 격자계를 사용하는 대외류모사방법을 적용하기 위하여 본 연구에서는 압축성 유동의 지배방정식을 수치적으로 계산하여 비정상, 삼차원 압축성 유동에 대한 지배방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial u_k}{\partial x_k} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_k u_l)}{\partial x_l} = -\frac{\partial p}{\partial x_k} + \frac{\partial \sigma_{kl}}{\partial x_l} \quad (2)$$

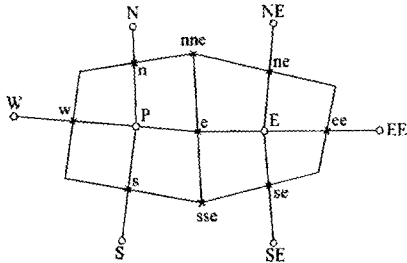


Fig. 1 Collocated grid arrangement

유한체적법에서 사용하는 직교 속도성분들의 일치(Collocated)된 격자는 Fig. 1에 나타나 있다. 일반적으로 물리량의 속(Flux)을 구하기 위해서는 제어면에서의 물리량의 구배, 즉 $\partial \phi / \partial x|_e$ 를 구하는 것이 필요하다.

e표면의 양쪽면에서 $\partial \phi / \partial x|_e$ 를 정의하여 선형내삽(Interpolation)하는 방법을 적용하게 되면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_e &= \frac{A_e}{V_e} (\phi_E - \phi_P) + \frac{V_e^+}{V_e} \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_e \\ &+ \frac{V_e^-}{V_e} \frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_E + \frac{S_\phi}{V_e} \end{aligned} \quad (3)$$

본 수치해석 코드에서는 연속방정식을 밀도에 대한 계산방정식으로 변환하는 DEFCON(Density Equation Formulation of Continuity Equation)이라는 방법을 이용하였다. 또한 Navier-Stokes 방정식은 일치된 정렬격자 시스템에 대한 유한체적법(Finite Volume Method)을 사용하여 적분하였다.

본 방법의 가장 큰 장점은 국부적으로 그리고 전체적으로 질량과 물리량의 속을 내재적으로 만족시킨다는 것이다. 수치적 적분은 상태변수들에 대한 적분 형태(Profile)를 가정하여 시작하게 된다. 본 연구에서는 안정성과 이차 정확도를 갖는 CONDIF 스킴(Scheme)을 사용하였다.⁽⁴⁾ 시간에 대한 적분방법으로는 세 방향(x,y,z)으로 나누어 대수방정식을 계산하는 ADI(Alternating Direction Implicit)방법을 적용하였으며, 이 방법은 선형적 의미에서는 무조건적 안정성을 나타낸다. 그러나 인수분해시 발생하는 삼차의 항을 무시하게 되므로 시간간격이 커지면 시간적분이 부정확해지는 단점이 있다. 위와 같은 대외류모사법(Large Eddy Simulations)을 통해 익렬 주변의 유동들을 수치적으로 계산된 변동하는 압력값(Fluctuating pressure)을 통해 복합(hybrid) 방법으로 소음예측을 수행하였다.

2.2 익렬의 형상 및 유동해석 결과

Table 1은 계산에 사용된 익형(Airfoil) 날개의 형상, 설치각, 출리더티, 입·출구각 등의 특성이다. Figure 2는 계산에 사용된 익형 날개의 형상 및 Table 1에 나타나 있는 익렬(Cascade)의 특성을 나타내고 있다. Figure 3과 4는 각각 입사각이 +5°과 -10° 일 때의 주기적인 유동 형태를 보이고 있다.

Table 1 Parameters of the cascade blade

Blade Chord, C	6.67 cm
Axial Blade Chord, C_x	4.20 cm
Blade Height, H	2.0 cm
Pitch, s	4.67 cm
Stagger Angle, ζ	51°
Inlet Angle, β_1	56.5°
Outlet Angle, β_2	43.5°
Solidity(σ), C/s	1.43

양의 입사각에서는 익형 날개의 후단에서 와동(Vortex)에 의한 와홀림(Vortex shedding) 현상에 발생하고 후류에 와류(Wake)를 발생시킨다. 음의 입사각에서는 날개 하단부에 와동이 표면에서 떨어져 나가지 못하고 붙어서 주기적으로 발생하는 것을 볼 수 있다.⁽⁵⁾

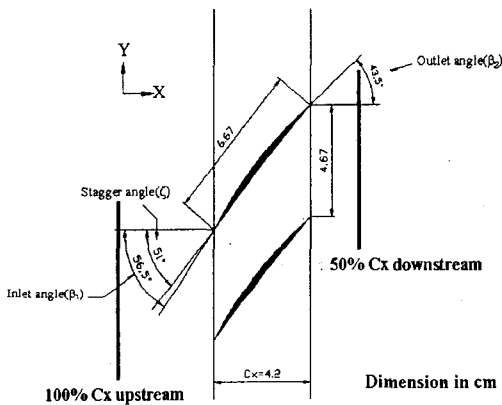


Fig. 2 Schematic of the cascade

3. 익렬 유동의 실험방법

본 연구에서는 대와류모사법으로 계산된 유동해석 기법을 통해 예측된 방사소음을 비교하기 위해 실험적 연구는 김휘중 등⁽⁶⁾에 의해 인하대학교 기계공학과에 설치된 무향풍동에서 수행되었다. 실험 조건은 유동해석에 사용된 것과 동일하다.

실험에 사용된 날개의 높이는 0.2m이고 원거리

방사소음 측정은 시험부를 Fig. 5와 같이 설치된 날개의 중심을 기준으로 유동이 마이크로폰(B&K type 4189)에 영향을 주지 않는 지점에서 1m 거리를 유지하며 측정하였다. 또한 방사방향을 측정하기 위해 원주방향으로 10° 씩 이동해 가면서 측정되었다. 각 입사각 변화에 따른 유동조건은 다음과 같다.

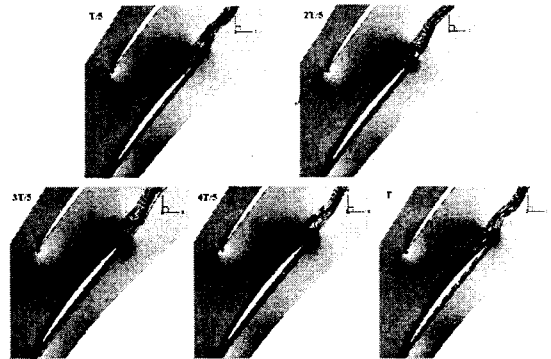


Fig. 3 Streamline patterns at $t=T/5 \sim T$ in one period (incidence angle $+5^\circ$; 2D2B model)

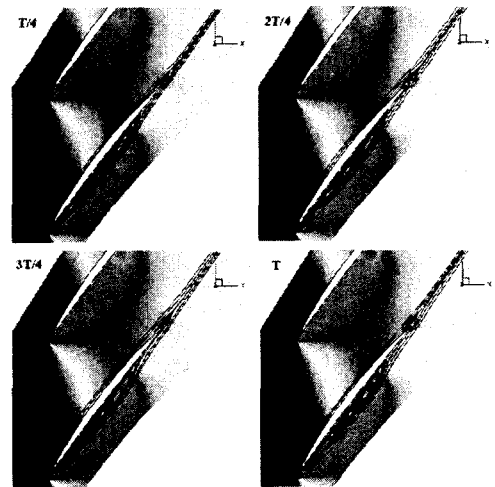


Fig. 4 Streamline patterns at $t=T/4 \sim T$ in one period (incidence angle -10° ; 2D2B model)

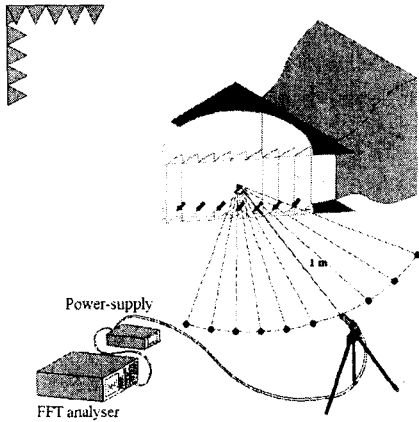


Fig. 5 Experimental setup of the cascade

Table 2 Inlet conditions with each incidence angle

Incidence angle	Velocity(m/s)	Reynolds number
+5°	30.4	1.34×10 ⁵
0°	27.6	1.2×10 ⁵
-10°	26.1	1.15×10 ⁵

방사된 소음은 2-CH FFT(Stanford Research Model SR780)를 통해 취득했으며 1,000개의 앙상블 평균(Ensemble-average)으로 계산되었다.

3. 방사소음 계산 방정식

공력소음을 연구하는 방법은 크게 두 가지로 대변된다.⁽⁷⁾ 첫번째 방법은 움직이는 매질 속에 놓인 고체 표면에서의 압력변동에 의한 소음을 계산하기 위해 선형화된 지배방정식을 직접 계산하는 방법이며, 둘째 방법은 지배 방정식으로부터 유도된 라이트힐의 음향학적 상사성을 이용하는 방법이다.⁽¹⁾ 본 연구에서는 음향학적 상사성을 사용한 복합방법으로 익렬 날개의 탈설계점에서 와홀림(Vortex shedding)이 발생할 때의 방사소음과 방향성을 예측하기 위해 물체 표면과 상호 작용하는 구조적 유동에 의한 소음을 예측할 수 있는

Lighthill의 상사식을 이용하였다.

Lighthill 이론에 기초하여 Curle⁽⁸⁾은 움직이는 유체 중에 놓인 정지하는 장애물에 의해 방사되는 소음을 다음 식으로 표현하였다.

$$\rho - \rho_0 = \frac{1}{4\pi c_0^2} \left\{ \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V \frac{T_{ij}(\mathbf{y}, \tau)}{r} dV(\mathbf{y}) - \frac{\partial}{\partial x_i} \int_S \frac{f_i(\mathbf{y}, \tau)}{r} dS(\mathbf{y}) \right\} \quad (4)$$

여기서 $\tau = t - r/c_0$ 이며 지연시간(Retarded time)이다. 위 식에서의 체적적분항은 Lighthill의 해와 일치하며 사극소음원들은 공간부포에 의한 소음장을 나타낸다. 이와 유사하게 면적적분은 물체표면이 근접한 유체에 x_i 방향으로 작용하는 단위 면적당 섭동 힘 f_i 인 이극소음원이 정지한 매질속에 분포한다고 가정할 때의 소음장을 의미한다.

3.1 이극소음(Dipole sound)

밀도의 변동하는 에너지장(Force field)은 매체 내에 분포되어 있다면 연속 및 모멘텀 방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) + \frac{\partial p}{\partial x_i} = F_i(\mathbf{x}, t) \quad (6)$$

두 식을 $\frac{\partial}{\partial t}((5)) - \frac{\partial}{\partial x_i}((6))$ 을 취하면,

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} (\rho u_j u_i) - \frac{\partial^2 p}{\partial x_i^2} + \frac{\partial F_i}{\partial x_i} = 0 \quad (7)$$

위 식의 둘째항은 미소량이므로 무시하면 파동방정식 형태로 다시 표현하면 다음과 같다.

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = - \frac{\partial F_i}{\partial x_i} \quad (8)$$

음장(Sound field)이 에너지장을 포함하는 유동영역에 적분을 취하면,

$$4\pi \cdot p'(\mathbf{x}, t) = - \frac{\partial}{\partial x_i} \int_V [F_i] \frac{dV(\mathbf{y})}{r} \quad (9)$$

이고, 공간미분 값을 구하고 근거리장(Near-field)를

무시하면, 방정식은 다음과 같다.

$$4\pi \cdot \dot{p}(x, t) = \frac{1}{c_0} \int_V \frac{x_i - y_i}{r} \left[\frac{F_i}{\partial t} \right] \frac{dV(y)}{r} \quad (10)$$

위 식에서 r 은 $|x - y|$ 으로 y 의 점음원으로부터 x 의 원거리까지의 거리이다. 여기서 x 는 관찰자 위치를 나타낸다.

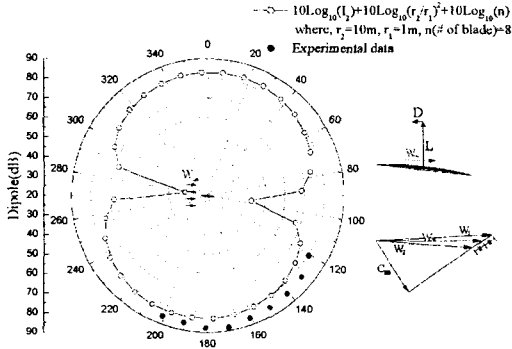


Fig. 6 Directivity patterns of far-field sound pressure levels at an incidence angle of $+5^\circ$ (Dipole sound)

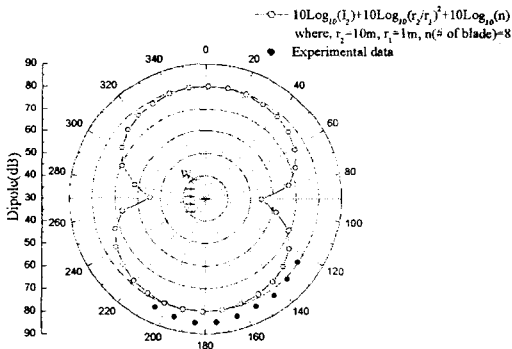


Fig. 7 Directivity patterns of far-field sound pressure levels at an incidence angle of -10° (Dipole sound)

이극소음의 계산은 Fig. 6와 7에서 보듯이 측정값과 계산값의 비교에서 입사각이 $+5^\circ$ 와 -10° 에서 비교되었다. 양의 입사각인 $+5^\circ$ 에서는 방사방향이 날개에 수직방향에 따라 최대 소음방사 형태가 보

이며, 전체소음레벨(OASPL)은 낮게 예측되었다. 음의 입사각인 -10° 에서는 방사방향이 실험값과 일치되고 소음레벨은 약간 낮게 예측되었다. 실험결과와 계산 결과에서 보듯이 날개의 수직 방향에서 양력(Lift force)이 발생하는 방향으로 소음이 최대 로 방사되는 것을 알 수 있다.

3.2 사극소음(Quadrupole sound)

Lighthill 이론은 변동하는 유동의 내부영역에 의해 방사되는 소음을 계산하게 된다. Lighthill tensor를 가진 비균질 파동방정식은 다음과 같다.

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_0^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = - \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (11)$$

변동하는 레이놀즈 응력(Reynolds stresses)의 연속적인 분포에 대해 음장은 응력들을 포함하는 유동 영역에 의한 적분형태로 나타나면,

$$4\pi \cdot \dot{p}(x, t) = \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_V [T_{ij}] \frac{dV(y)}{r} \quad (12)$$

이다. 공간미분 값을 구하고 근거리장을 무시하면 다음과 같은 압력변동의 식이 된다.

$$4\pi \cdot \dot{p}(x, t) = \frac{1}{c_0^2} \int_V \frac{x_i - y_i}{r} \frac{x_j - y_j}{r} \left[\frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial t^2} \right] \frac{dV(y)}{r} \quad (13)$$

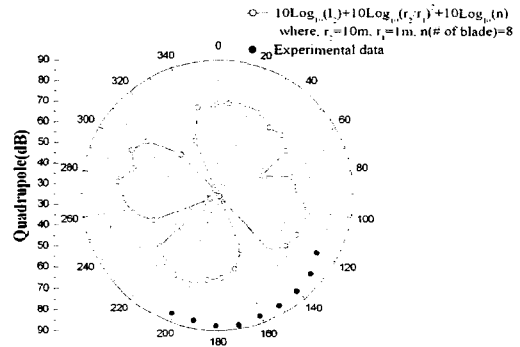


Fig. 8 Directivity patterns of far-field sound pressure levels at an incidence angle of $+5^\circ$ (Quadrupole sound)

위와 같이 본 연구에서는 Lighthill-Curle 방정식에서의 이극소음과 사극소음의 기여도를 평가하기 위해서 각각을 분리하여 복합방법으로 이극소음의 평가를 위해 유동 내에서 물체 표면의 시간에 따른 변동하는 압력을 취득해 예측하였으며 사극소음은 방사소음에 가정 지배적인 와동 및 와류 부근의 체적내에서의 변동하는 압력들로 예측을 수행하였다.

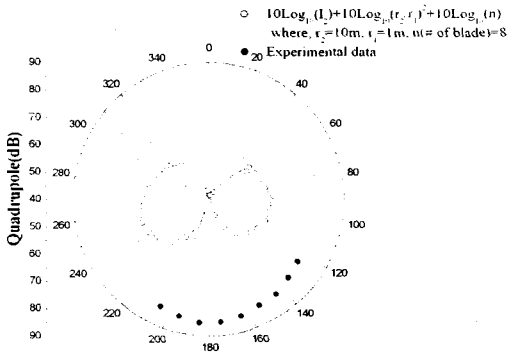


Fig. 9 Directivity patterns of far-field sound pressure levels at an incidence angle of -10° (Quadrupole sound)

위의 Fig. 8과 9에서 보면 Fig. 6과 7의 이극소음에 비교해서 소음 방사형태나 소음레벨과도 다른 형태의 방사를 나타내고 있다. 또한 이극소음에서 나타나는 크기와 비교해 소음방사에 큰 영향을 미치지 않는 것으로 보인다.

4. 결론

익렬의 날개에서 발생된 소음의 예측을 위해서는 광대역소음인 난류유입소음, 경계층/날개후단 상호작용소음, 날개뒤틀전소음, 뭉뚝한 날개후단소음 등을 일반적으로 고려하여야 하나, 본 연구에서는 날개 위의 비정상 압력, 난류 전단력 및 난류응력을 계산하여 경계층/날개후단 상호작용소음, 날개뒤틀전소음을 예측하기 위해 정지된 익렬에 의한 비정상 이극소음과 사극자 소음을 계산하였다. 이러한 원거리장 해석방법을 사용하여 익렬의 유동소

음의 방사형태를 해석 및 실험 결과, 날개에 작용하는 양력이 발생하는 방향으로 이극소음이 사극소음에 비해 크게 영향을 미치며 방사 방향에서는 이극소음의 방사형태가 더욱 크게 지배하고 있다는 것을 알 수 있다.

참고문헌

1. Lighthill, M.J., 1952, "On Sound generated Aerodynamically: I. General Theory," Proc. Roy. Soc. London Ser. A., Vol. 211, pp.564~587.
2. Powell, A., 1964, "Theory of Vortex Sound," J. Acoust. Soc. Am., Vol. 36, No. 1, pp. 177~195
3. Ferziger, J.H., 1996, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, Springer-Verlag, Berlin.
4. Runchal, A.K., 1987, "CONDIF: A Modified Central Difference Scheme for Convective Flows," Int'l J. Num. Methods in Eng., Vol. 24, pp. 1593~1608.
5. Kim, H.-J., Lee, S. and J.-H. Kim, 2000, "Computation of Turbulent Flows and radiated Sound from axial Compressor Cascade Using LES," Proceedings of The First National Congress on Fluids Engineering Sept. 1-2, Muju, Korea, pp. 243~246.
- 6 Kim, H.-J. and Lee, S., 1997, "Design of Low Noise Anechoic Wind Tunnel," Proceedings of the KSME 1997 Fall Annual Meeting, pp. 691~696.
7. Goldstein, M.E., 1976, *Aeroacoustics*, McGrawHill, New York.
8. Curle, N., 1955, "The Influence of Solid Boundaries upon Aerodynamic Sound," Proc. Roy. Soc. London Ser. A., Vol. 231, pp. 505~522.