한국소음진동공학회 2013년 춘계학술대회논문집, pp. 353~358

난류 유동장 내 두께를 가지는 단일 에어포일의 음향파워 예측
Prediction of acoustic power radiated from an airfoil with thickness in turbulent flow

김대환* · 정철웅†
Daehwan Kim, Cheolung Cheong

Key Words : turbulent flow(난류 유동장), inflow broadband noise(유입광대역소음), acoustic power(음향파워), turbulence-airfoil interaction(난류-에어포일 상호작용), airfoil thickness effect(에어포일 두께 효과)

ABSTRACT

Present paper deals with turbulence-airfoil interaction noise and mainly investigates the effects of airfoil thickness on the broadband noise spectrum. The acoustic power radiation from an airfoil is predicted using high-order time-domain method, which is based on the computational aeroacoustic technique solving the linear Euler equations. The homogeneous and isotropic turbulence is generated by utilizing the synthetic turbulence modeling based on random particle method. The airfoils taken into consideration are a flat-plate and a NACA0012 airfoil aligned with uniform mean flow. The effects of airfoil thickness on the radiated inflow turbulence noise are investigated by comparing acoustic power spectrum predicted for each airfoil. The comparison of acoustic power spectrum reveals that the airfoil thickness significantly contributes the high frequency noise reduction.

기 호 설 명

ρ : 밀도
u : x 방향 속도
v : y 방향 속도
p : 압력
γ : 비열비
a_0 : 음속
c : 코드길이
M : 마하수
κ : 파수
Λ: 난류 적분 길이
K : 난류 운동 에너지
E(κ) : 난류 에너지 스펙트럼
$P(\omega)$: 음향파워
ω: 각주파수
α: 유동각
상첨자 ': 섭동값
하첨자 0 : 평균유동
$W=(u_0^2+v_0^2)^{1/2}$

† 교신저자; 정회원, 부산대학교
E-mail : ccheong@pusan.ac.kr
Tel : 051-510-2311
* 부산대학교 기계공학부

1. 서 론

항공기 엔진 휀, 수중 추진기, 풍력터빈 등과 같은 회전자(rotor)에서 발생하는 광대역 소음(수중 추진기의 경우 비공동소음)은 자가소음(self noise)과 유입소음(inflow noise)으로 분류할 수 있는데 항공기 엔진의 휀의 경우 일반적으로 유입소음이 큰 소음을 발생시키는 것으로 알려져 있다[1]. 이러한 유입광대역 소음은 입사 유동내의 난류와 회전자 날개깃과의 상호작용으로 발생하게 된다. 이러한 유입광대역 소음문제를 스트립(strip) 이론을 이용하여 입사난류와 에어포일 상호작용 문제로 단순화 할 수 있다.

난류-에어포일 상호작용에 대한 기존 연구는 주파수 영역에서 행해진 이론적 접근과 시간영역에서 고차의 수치기법을 이용한 수치적 접근으로 대별하

여 구분할 수 있다. 이론적 접근 중 Amiet[2, 3] 제시한 입사난류와 평판에 상호작용에 따른 유입광대역 소음에 대한 이론 모델이 대표적이다. 하지만 Amiet 모델은 평판 에어포일에만 국한 되어있고 실제 에어포일의 기하학적 형상이나 이로 인한 불균일 유동장에 대한 영향을 고려할 수 없다. 이것을 보완하기 위하여 최근 고차의 전산공력음향기법(Computational Aeroacoustics)을 이용한 시간-공간영역에서 난류-에어포일 상호작용 소음에 대한 연구가 이루어지고 있다. 에어포일의 기하학적 형상을 고려한 연구들 중, 단일 주파수 성분을 가지는 와류 속도 성분과 에어포일의 상호작용으로 인한 순음 소음을 예측하는 연구들[4-6]이 주를 이루고 있다. 보다 최근에는 이를 확장하여 난류-에어포일 상호작용 소음 해석을 위한 연구들이 수행되었다. 순음소음 해석을 광대역소음 해석으로 확장할 때, 가장 중요한 부분이 시간-공간 영역에서 입사 난류의 효율적 재생 방법의 개발이다. 이를 위하여 통계학적 접근방법이 사용되고 있는데, 통계학적 난류 재생 모델은 크게 두 가지로 나눌 수 있다. 첫번째는, 난류 에너지 스펙트럼의 이산화를 통해 푸리에 모드합성법을 이용한 방법이고, 두 번째는 공간상에 분포된 랜덤 값들로부터 난류 특성을 모사할 수 있는 디지털 필터를 적용한 방법이 있다. 전자를 이용하여 평판케스케이드로부터 방사되는 소음을 예측한 연구[7]와 날개 깃의 전단부(Leading edge)의 세레이션(serration)을 고려한 에어포일로부터 방사되는 소음을 예측한 연구[8]가 수행되었다. 하지만 푸리에 모드 합성을 통한 통계학적 난류 합성모델은 난류 재생을 위한 많은 해석시간을 요구한다. 디지털 필터를 사용하면 보다 빠르게 난류를 재생할 수 있는데 Random Particle Method(RPM)[9]가 이에 해당한다. RPM을 이용하여 항공기 날개의 slat 소음을 예측한 연구[9]가 수행되었으나 RPM모델의 디지털 필터를 정의하기 위한 입력 값으로 전산유체역학의 해석을 통한 난류의 에너지와 소산률이 필요하다. 전산유체역학의 해석 없이 난류에너지 스펙트럼으로부터 직접적으로 디지털 필터를 정의하고 난류-평판에어포일에서 방사되는 음향파워를 예측한 연구[10]가 수행되었으나 실제 에어포일 형상을 고려할 경우 에어포일 주위의 불균일 유동장으로 인한 랜덤 값들의 이동경로를 결정하는데 어려움이 있다. 따라서 본 논문에서는 RPM을 방법[10]과 입구 방사경계조건[11]과 연계하여 시간영역에서 광대역소음을 해석할 수 있는 새로운 유입광대역소음 입구 경계조건을 개발하였다. 개발한 방법을 난류-에어포일 상호작용소음을 예측하기 위하여 적용하였다. 에어포일의 두께가 난류-에어포일 상호작용 소음에 미치는 영향을 분석하기 위하여 평판에어포일과 NACA0012를 고려하였다. 두 에어포일로부터 방사되는 음향파워를 예측하고 음향파워의 비교를 통해 에어포일 두께가 유입광대역 소음에 미치는 영향을 정량적으로 분석하였다.

2. 해석기법

2.1 지배방정식과 수치기법

전산공력음향기법을 이용하여 개발한 시간-공간영역 프로그램에서 사용된 지배방정식은 2차원 선형 Euler 방정식이고 식(1)과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t}+\frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x}+\frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y}+\mathbf{H}=0 \qquad (1)$$

여기서,

$$\mathbf{U}=\begin{bmatrix}\rho'\\ \rho_0 u'\\ \rho_0 v'\\ p'\end{bmatrix},\ \mathbf{E}=\begin{bmatrix}u_0\rho'+\rho_0 u'\\ \rho_0 u_0 u'+p'\\ \rho_0 u_0 v'\\ u_0 p'+\gamma p_0 u'\end{bmatrix},\ \mathbf{F}=\begin{bmatrix}v_0\rho'+\rho_0 v'\\ \rho_0 v_0 u'\\ \rho_0 v_0 v'+p'\\ v_0 p'+\gamma p_0 v'\end{bmatrix},$$

$$\mathbf{H}=\begin{bmatrix}0\\ \left(u_0\rho'+\rho_0 u'\right)\dfrac{\partial u_0}{\partial x}+\left(v_0\rho'+\rho_0 v'\right)\dfrac{\partial u_0}{\partial y}\\ \left(u_0\rho'+\rho_0 u'\right)\dfrac{\partial v_0}{\partial x}+\left(v_0\rho'+\rho_0 v'\right)\dfrac{\partial v_0}{\partial y}\\ (\gamma-1)\left(p'\dfrac{\partial u_0}{\partial x}+p'\dfrac{\partial v_0}{\partial y}-u'\dfrac{\partial p_0}{\partial y}-v'\dfrac{\partial p_0}{\partial y}\right)\end{bmatrix}.$$

식(1)의 시간과 공간에 대한 미분방정식을 이산화하기 위하여 고차의 공간차분법으로 이산관계보전(Dispersion Relation Preserving)기법[11]을 사용하였고 시간적분법으로 최적화된 3단계 Adams-bashford 기법을 사용하였다. 전산 수치 해석을 위해 길이는 에어포일 코드길이(c)로, 속도는 유입 유속(W)으로 무차원화하였다. 또한 시간은 (a_0/W)으로, 압력은 $\rho_0 W^2$으로 무차원화 하였다.

2.2 입구 난류 속도 경계조건

난류-에어포일 상호작용 소음를 유한한 영역의 계산격자를 사용하여 해석하기 위해서는 특정한 통계적 특성을 가진 난류의 생성과 내부로부터 전파되어 오는 섭동량을 반사없이 흡수해야는 입구경계조건이 필요하다. 이번절에서는 유입광대역소음의 효율적 계산을 위해서 개발한 입구 난류 속도 경계조

건에 대해서 기술한다.

선형화된 Euler 방정식은 엔트로피파(entropy wave), 와류파(vorticity wave), 음향파(acoustic wave)의 세가지 파가 존재하고 상류(upstream)영역으로는 음향파만이 전파하게 된다. 입구경계영역에서는 이와 같은 음향파에 대한 점근해(asymptotic solution)를 이용하여, 이 점근해가 만족시키는 편미분방정식을 구하여 방사 경계조건(radiation boundary condition)을 적용한다. 입구경계에서 생성되는 난류를 고려한 방사 경계조건[11,12]은 식(2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{1}{V(r,\theta)}\frac{\partial}{\partial t}\begin{bmatrix}\rho'\\u'\\v'\\p'\end{bmatrix}+\frac{\partial}{\partial r}\begin{bmatrix}\rho'\\u'\\v'\\p'\end{bmatrix}+\frac{1}{2r}\begin{bmatrix}\rho'\\u'\\v'\\p'\end{bmatrix}= \frac{1}{V(r,\theta)}\frac{\partial}{\partial t}\begin{bmatrix}0\\u_t\\v_t\\0\end{bmatrix}+\frac{\partial}{\partial r}\begin{bmatrix}0\\u_t\\v_t\\0\end{bmatrix}+\frac{1}{2r}\begin{bmatrix}0\\u_t\\v_t\\0\end{bmatrix} \tag{2}$$

여기서,

$V(r,\theta)=u_0\cos\theta+v_0\sin\theta+\left(a_0^2-(u_0\cos\theta-v_0\sin\theta)^2\right)^{1/2}$

하첨자 't'는 난류 속도성분을 나타내고 $r=\sqrt{x^2+y^2}$ 이고 $\theta=\tan^{-1}(y/x)$ 이다. 난류 속도 u_t와 v_t는 디지털 필터(Digital filter)를 이용한 RPM[10]을 적용하여 재생한다. 비압축성 유동인 경우 속도는 유선함수(stream function)수로 나타낼 수 있고 유선함수는 공간상에 분포된 랜덤(random) 값들에 대한 필터를 통해 나타낼 수 있다. 입구에서 재생되는 난류 속도는 식 (3)과 같이 표현 가능하다.

$$u_t(\mathbf{x},t)=\frac{\partial}{\partial y}\int G(|\mathbf{x}-\mathbf{x}'|)U(\mathbf{x}',t)d\mathbf{x}'$$
$$v_t(\mathbf{x},t)=-\frac{\partial}{\partial x}\int G(|\mathbf{x}-\mathbf{x}'|)U(\mathbf{x}',t)d\mathbf{x}' \tag{3}$$

여기서 G는 필터를 나타내고 U는 랜덤 장(random field)를 나타낸다. 또한 x는 난류가 생성되는 위치를 나타내고 x'는 랜덤 값이 분포된 위치를 나타낸다. 필터는 유입되는 난류 에너지 스펙트럼, $E(\kappa)$의 역 푸리에 변환(Inverse Fourier transform)으로부터 정의되고 식(4)와 같다.

$$G(r)=\frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_0^\infty\left(\frac{E(\kappa)}{\kappa}\right)^{1/2}J_0(\kappa r)d\kappa \tag{4}$$

여기서 J_0는 0차 제1종 Bessel 함수이다.

2.3 음향파워 예측식

시간-공간영역에서 난류-에어포일 상호작용 소음을 해석하고 음향파워를 예측한다. 에어포일로부터 r_0 떨어진 위치에서 음압의 파워 스펙트랄 밀도(Power spectral density), S_{pp}를 예측 후 식(5)를 이용하여 음향 파워 $P(\omega)$ 를 예측한다[13].

$$P(\omega)=\frac{1-M^2}{2\rho_0 a_0}\int_0^{2\pi}\frac{\sqrt{1-M^2\sin^2\theta}}{\left[\sqrt{1-M^2\sin^2\theta}-M\cos\theta\right]^2}S_{pp}(r_0,\theta)r_0 d\theta \tag{5}$$

3. 음향파워 예측

난류-에어포일 상호작용 소음해석에 사용된 해석영역은 Fig. 1(a) 같다. 에어포일 형상의 정확한 묘사를 위해 겹칩격자 기법을 사용하였고 평판 에어포일과 NACA0012에 대한 겹침격자계는 Fig.1(b)-(c)와 같다. 평균유동 조건은 M=0.5 이고 α=0°이다. 해석에 사용한 난류 에너지 스펙트럼은 2차원 Gaussian 스펙트럼을 사용하였고 식 (6)과 같다.

$$E(\kappa)=\frac{2}{\pi^2}K\Lambda^4\kappa^3\exp\left(-\frac{\Lambda^2\kappa^2}{\pi}\right) \tag{6}$$

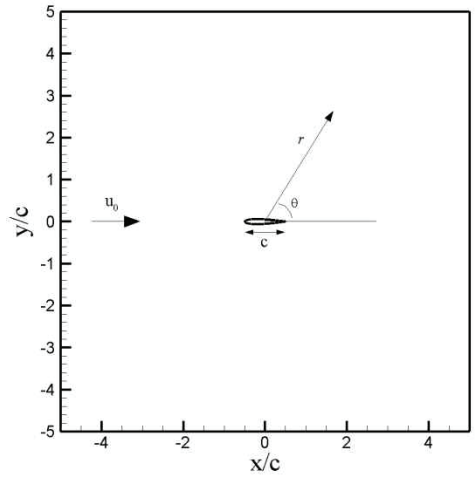
난류 적분 길이, Λ는 코드길이의 8%로 설정하였다.

3.1 평판 에어포일

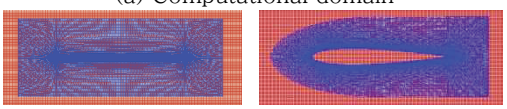
CAA기법을 이용한 시간-공간영역 해석 프로그램을 통해 난류-평판에어포일의 상호작용으로 발생하는 음향파워를 예측하고 이론해[13]와 비교를 통해 해석 프로그램의 타당성을 확보하였다.

시간-공간영역해석 결과로부터 음향파워는 1000개의 표본의 평균을 통해 예측하였다. 하나의 표본은 $T/(a_0/W)$=80000의 시간 동안 기록된 음압 정보이다. 이론해와 시간-공간영역에서 계산된 평판에서 방사되는 음향파워의 비교는 Fig.2와 같다.

Fig.2에서 보는 바와 같이 본 연구에서 제시한 시간-공간 영역 해석방법이 이론해와 동일한 결과를 예측하고 있는 것을 확인할 수 있다. 이와 같은 결과를 바탕으로 다음 절에서 NACA0012에 대한 음향파워를 예측하고 평판에어포일의 음향파워와의 비교를 통해 에어포일의 두께가 난류-에어포일 광대역 소음에 미치는 영향을 분석한다.



(a) Computational domain



(b) flat-plate (c) NACA0012

Fig.1. Computational domain and overset grids

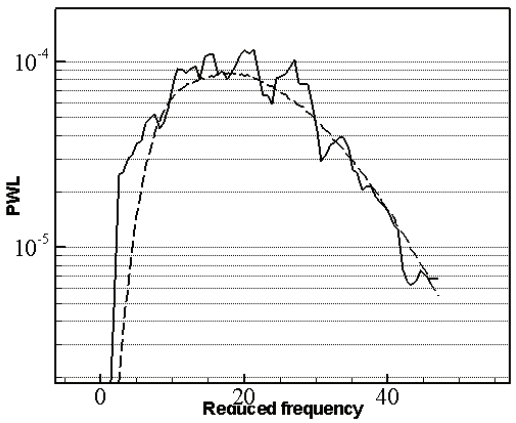


Fig. 2. Comparison of acoustic power spectrum (— CAA; ---Analytic solution[13])

3.2 NACA0012

에어포일의 형상으로 인해 생성되는 에어포일 주변의 불균일 유동장은 비선형 Euler 방정식이나 기타 상용 전산유체역학 프로그램을 통해 예측할 수 있다. 본 논문에서는 비선형 Euler 방정식을 이용하여 불균일 평균유동장을 예측하였고 예측된 에어포일 주위의 평균압력은 Fig.3과 같다.

식(3)을 통해 해석영역 입구에서 재생된 난류속도성분은 평균유동장의 유속에 따라 이동하게 되고 에

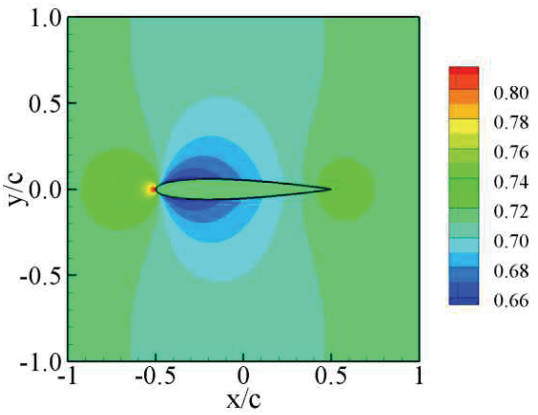
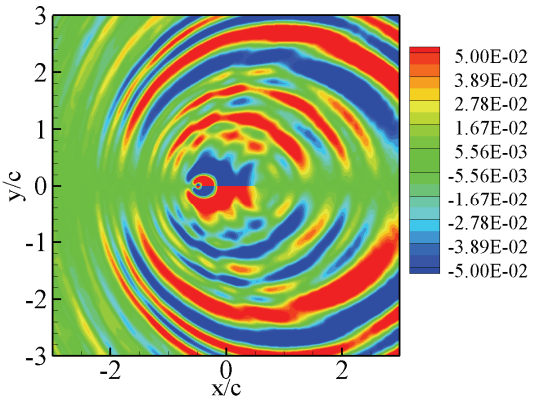
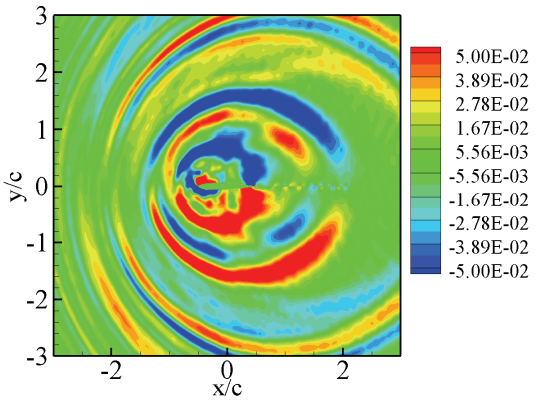


Fig. 3. Mean pressure



(a) flat-plate



(b)NACA0012

Fig. 4. Pressure fluctuation at $t/(a_0/u_0)=10^6$

어포일과의 상호작용으로 소음이 발생하게 된다. Fig. 4는 시간-공간영역 해석을 통해 예측된 평판 에어포일과 NACA0012에 대한 $t/(a_0/W)=10^6$일 때

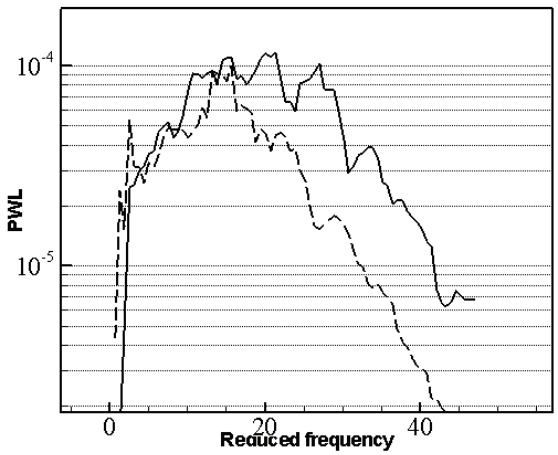


Fig. 5. Comparison of acoustic power spectrum (— Flat-plate; ---NACA0012)

의 음압 분포를 나타낸다. Fig. 4에서 보는 바와 같이 에어포일의 형상으로 인해 평판에서 방사되는 소음과 NACA0012에서 방사되는 소음의 전파 특성이 차이를 보이는 것을 확인할 수 있다. 보다 정확한 에어포일의 형상, 즉 두께가 난류-에어포일 광대역 소음에 미치는 영향을 분석하기 위하여 음향파워를 예측하고 비교하였다. 평판 에어포일과 NACA0012의 음향파워 비교는 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5에서 보는 바와 같이 에어포일의 두께로 인하여 고주파수에서 상당한 음향파워의 감소를 보이는 것을 확인 할 수 있다.

고주파에서의 광대역 소음의 감소는 실험결과들[14,15]에서 확인된 경향과 동일한 결과를 보인다. 실험결과에 따르면 두께를 가지는 에어포일의 경우 두께가 얇은 경우의 에어포일 보다 7-10dB의 소음 감소를 보이는 것을 확인 할 수 있다. 두께로 인한 음향파워의 감소는 에어포일의 두께로 인해 코드방향의 난류 운동에너지의 감소에 기인한 것으로 판단된다.

4. 결 론

시간-공간영역 해석을 통해 에어포일 형상을 고려하여 난류-에어포일 상호작용으로 인한 광대역 소음을 예측하였다. 유입 광대역 소음의 효율적 예측을 위하여 랜덤 난류 재생법을 이용한 입구 경계조건을 제시하였다. 제시한 방법을 사용하여 이론결과가 존재하는 평판 에어포일에 의한 유입광대역 소음을 해석하였으면 이론 결과와의 비교를 통하여 그 유효성을 증명하였다. 다음으로 두께를 가지는 에어포일과 평판 에어포일로부터 방사되는 음향파워의 비교를 통해 에어포일 형상이 광대역 소음에 미치는 영향을 관찰하였고 에어포일 두께가 음향파워의 감소를 야기함을 확인하였다.

본 논문에서 개발한 시간-공간 영역 해석기법이 복잡한 기하학적 형상을 가지는 에어포일로부터 발생하는 음향파워의 예측을 위한 주요한 해석도구로 활용할 수 있을 것으로 사료된다. 향후 3차원으로 확장을 통하여 항공기 엔진 휀, 수중 추진기, 풍력터빈의 유입 광대역 소음 해석에 활용하기 위하여 2차원 모델을 3차원 회전자로 확장할 예정이다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 기초연구사업 지원을 받아 수행된 것임.(2012-0002461)

참 고 문 헌

(1)Cheong, C., Jung, S.S., Cheung,W.S., Lee, S., 2006, Time-domain computation of broadband noise due to turbulence cascade interaction, KSNVE, Vol. 16, No.3, pp. 263~269.

(2)Amiet, R.K., 1975,Acoustic radiation from an airfoil in a turbulent sstream, Journal of sound and vibration, Vol.41, ppp. 407~420.

(3)Amiet, R.K.,1984, Airfoil gust response and the sound produced by airfoil-vortex interaction, Proc. of the 9th AIAA/NASA Aeroacoustic Conference, AIAA paper 84-2268.

(4)Lockard, D.P.,Morris, P.J., 1998, Radiated noise from airfoils in realistic mean flow, AIAA Journal, Vol.36, pp. 907~914.

(5)Golubev, V.V., Mankbadi, R.R., Scott, J.R., 2004, Numerical inviscid analysis of nonlinear airfoil response to impinging high-intensity high-frequency gust , Proc. of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Confesrence, AIAA paper 2004-3002, 2004.

(6)Hixon, R., Golubev, V.V., Mankbadi, R.R., Scott, J.R., Sawyer, S., Nallasamy, M., 2006,Application of a nonlinear computational aeroacoustic code to the gust-airfoil problems, AIAA Journal, Vol. 44(2).

(7)Salem-Said, A.H., 2007, Large eddy simulation of shear-free interaction of homogeneous turbulence with a flat-plate cascade, Ph.D thesis,Virginia

Polytechnic Institute and State University.

(8)Clair, V., Polacsek, C., Garrec, L.T., Revoul. G, 2012, CAA methodology to simulate turbulence-airfoil noise, 18th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, AIAA 2012-2189.

(9)Ewert, R., 2006, Slat noise trend predictions using CAA with stochastic sound sources from a random particle mesh method (RPM), Proc. of the 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA paper 2006-2667.

(10)Dieste, M. 2011, Random-vortex-particle methods applied to broadband fan interaction noise, Ph. D thesis, University of Southhampton.

(11)Tam, C.K.W., Webb, J.C., 1993, Dispersion-Relation-Preserving finite difference scheme for computational aeroacoustics, Journal of Computational Physics, Vol. 107, pp. 262~281.

(12)Tam, C.K.W., Dong, Z., 1996, Radiation and outflow boundary conditions for direct computation of acoustic and flow disturbances in a nonuniform mean flow, Journal of Computational Acoustics, Vol. 4(2), pp. 175~201.

(13)Blandeau. V. P., 2011, Comparison of sound power radiation from isolated airfoils and cascades in a turbulent flow, Journal of Acoustic Society of America, Vol. 129(6), pp. 3521~3530.

(14)Oerlemans, S., Migliore, P., 2004, Aeroacoustic wind tunnel tests of wind turbine airfoils, Proc. of the 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2004-3042.

(15)Moreau, S., Roger, M., Jurdic, M.V., 2005, Effect of angle of attack and airfoil shape on turbulence interaction noise, Proc. of the 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, AIAA 2005-2973.