한국소음진동공학회논문집 제 22 권 제 7 호, pp. 685~691, 2012.

http://dx.doi.org/10.5050/KSNVE.2012.22.7.685

난류-캐스케이드 상호작용 소음 예측을 위한 Perfectly Matched Layer을 이용한 내부 입/출구 정상유동 경계조건의 개발

Development of Internal Inflow/outflow Steady Mean Flow Boundary Condition Using Perfectly Matched Layer for the Prediction of Turbulence-cascade Interaction Noise

김 대 환*·정 철 웅†

Daehwan Kim and Cheolung Cheong

(2012년 5월 11일 접수 ; 2012년 6월 19일 심사완료)

Key Words : Nonreflecting Boundary Condition(무반사 경계조건), Computational Aeroacoustics(전산공력음향학), Turbulent-cascade Interaction Noise(난류-캐스케이드 상호작용소음), Meanflow Boundary Condition(평균유동장 경계조건)

ABSTRACT

It is essential for the accurate time-domain prediction of broadband noise due to turbulence-cascade interaction to develop inflow/outflow boundary conditions to satisfy the following three requirements: to maintain the back ground mean flow, to nonreflect the outgoing disturbances and to generate the specified input gust. The preceding study[(1)] showed that perfectly matched layer(PML) boundary condition was successfully applied to absorb the outgoing disturbances and to generate the specified gust in the time-domain computations of broadband noise due to interaction of incident gust with a cascade of flat-plates. In present study, PML boundary condition is extended in order to predict steady mean flow that is needed for the computation of noise due to interaction of incident gust with a cascade of airfoils. PML boundary condition is originally designed to absorb flow disturbances superimposed on the steady meanflow in the buffer zone. However, the steady meanflow must be computed before PML boundary condition is applied on the flow computation. In the present paper, PML equations are extended by introducing source term to maintain desired mean flow conditions. The extended boundary condition is applied to the benchmark problem where the meanflow around a cascade of airfoils is predicted. These illustrative computations reveal that the extended PML equations can effectively provide and maintain the target meanflow.

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

* 부산대학교 기계공학부

이 논문의 일부는 2012년 춘계 소음진동 학술대회에서 발표되었음.

기 호 설 명

ρ : 밀도

u : 축방향 속도

v : 원주방향 속도

p : 압력

p_0 : 정체 압력
T_0 : 정체 온도
α : 입구유동각도
c : 음속
γ : 비열비
R : 가스상수
M : 마하수

1. 서 론

항공기 소음은 발생원인에 따라 휀 소음, 제트 소음, 동체 소음으로 크게 구분된다. 최근 여객기의 엔진 효율을 높이기 위해서 높은 바이패스비(bypass ratio)를 가진 엔진을 사용함에 따라 휀 광대역 소음이 중요해지고 있다. 휀 광대역 소음은 자가소음(self noise)과 유입소음(inflow noise)으로 분류할 수 있는데 후자가 일반적으로 큰 소음을 발생시키는 것으로 알려져 있다[2]. 유입광대역 소음은 유입난류(rotor-wake)와 캐스케이드의 상호작용으로 발생하고 현재까지 난류-캐스케이드 상호작용 소음과 관련된 대부분의 연구는 두께가 없는 평판 캐스케이드에 대해 선형이론에 입각한 연구가 주를 이루었다[3~6]. 이러한 선형이론에 기초한 주파수영역 해석방법은 캐스케이드의 기하학적 형상에 따라 변화하는 하중과 불균일 유동장의 광대역 소음에 대한 영향을 고려할 수 없다. 따라서 최근에는 고차의 전산공력음향기법(computational aero-acoustics)을 이용한 시간-공간영역에서 에어포일 캐스케이드 소음에 대한 연구가 이루어지고 있다[1,7~9].

전산공력음향기법을 이용해 시간-공간에서 다루어지는 대부분의 공력음향 문제들은 평균유동장(meanflow)이 공간의 함수가 아니고 전체 해석영역에 걸쳐 고정된 단 하나의 값을 가지고 있다. 이 경우 평균유동장은 상수로 표현할 수 있기 때문에 음향 해석시 음파의 섭동 값만을 고려한 선형 Euler 방정식으로 해석이 가능하고 균일한 유동장내에서 발생하는 음파를 흡수하거나 음파를 반사 없이 내보내는 무반사 경계조건들이 존재한다[10]. 하지만 난류-캐스케이드 상호작용 소음문제에 있어서 평균유동장은 캐스케이드를 구성하는 에어포일의 기하학적 형상과 휀의 회전 운동으로 인해 전체 해석영역에 걸쳐 불균일한 평균유동장을 형성시킨다. 따라서 불균일한 정상 유동장에 대한 입/출구 경계조건도 고려하면 동시에 섭동값들에 대해서 무반사 경계조건의 역할을 할 수 있는 경계조건의 개발이 필수적이다. 불균일한 평균유동장에 대한 perfectly matched layer(PML) 무반사 방정식[11]이 개발되었지만 이는 이미 결정되어 있는 평균유동장에 대해서만 적용할 수 있다. 하지만 난류-캐스케이드 상호작용 소음문제에 있어서 평균유동장은 해석 초기에 알려져 있지 않고 관련 섭동량들과 동시에 계산을 수행해야 한다. 따라서 난류-캐스케이드 상호작용으로 인한 소음을 예측하기 위해서는 입구경계와 출구경계에서 목표로 하는 평균유동장을 형성시킬 수 있는 동시에 평균유동장을 제외한 섭동을 흡수할 수 있는 무반사 경계조건이 필요하다.

이 논문에서는 기존의 PML방정식[12]을 확장하여 목표로 하는 평균유동장을 예측할 수 있는 PML방정식을 제시하고 이를 이용하여 4th Computational Aeroacoustics on Benchmark Problems[13]에서 제시한 에어포일 캐스케이드 주위의 평균유동장을 예측하였다.

2. 수치기법

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

$$
\begin{aligned}
&\frac{\partial \rho}{\partial t}+u\frac{\partial \rho}{\partial x}+v\frac{\partial \rho}{\partial y}+\rho\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}\right)=0\\
&\frac{\partial u}{\partial t}+u\frac{\partial u}{\partial x}+v\frac{\partial u}{\partial y}+\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x}=0\\
&\frac{\partial v}{\partial t}+u\frac{\partial v}{\partial x}+v\frac{\partial v}{\partial y}+\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial y}=0\\
&\frac{\partial p}{\partial t}+u\frac{\partial p}{\partial x}+v\frac{\partial p}{\partial y}+\gamma p\left(\frac{\partial u}{\partial x}+\frac{\partial v}{\partial y}\right)=0
\end{aligned}
\tag{1}
$$

식 (1)의 시간과 공간에 대해 미분방정식을 해석하기 위한 고차의 공간 차분법으로 이산관계 보전(dispersion-relation-preserving)기법[10]을 사용하였고 시간적분법으로 최적화된 3단계 Adams-bashford 기법을 사용하였다. 난류-에어포일 캐스케이드 상호작용 소음에 있어서 입/출구 경계조건은 목적하는 평균유동장을 정확히 유지해야 하고 평균유동장을 제외한 섭동들을 반사 없이 흡수해야 한다. 다음 절

에서 이 연구를 통해 확장된 PML 무반사 경계조건에 대해서 기술한다.

2.1 확장된 PML 방정식

무반사 경계조건으로 해석영역 경계에 사용하는 확장된 PML 무반사 경계조건은 아래식과 같이 표현할 수 있다.

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t}+\mathbf{A}\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial x}+\mathbf{B}\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial y}+\sigma_x\mathbf{B}_0\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial y}+\sigma_x\left(\mathbf{U}-\overline{\mathbf{U}}\right)+\sigma_x\beta_x\mathbf{A}\left(\mathbf{U}-\overline{\mathbf{U}}\right)=\delta\overline{\mathbf{U}} \quad (2)$$

$$\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial t}+\mathbf{A}\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial x}=\mathbf{U}-\overline{\mathbf{U}}$$

여기서,

$$\mathbf{U}=\begin{bmatrix}\rho\\ u\\ v\\ p\end{bmatrix},\quad \overline{\mathbf{U}}=\begin{bmatrix}\overline{\rho}\\ \overline{u}\\ \overline{v}\\ \overline{p}\end{bmatrix},\quad \mathbf{A}=\begin{bmatrix}\overline{u} & \overline{\rho} & 0 & 0\\ 0 & \overline{u} & 0 & \frac{1}{\overline{\rho}}\\ 0 & 0 & \overline{u} & 0\\ 0 & \gamma\overline{p} & 0 & \overline{u}\end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}=\begin{bmatrix}\overline{v} & 0 & \overline{\rho} & 0\\ 0 & \overline{v} & 0 & 0\\ 0 & 0 & \overline{v} & \frac{1}{\overline{\rho}}\\ 0 & 0 & \gamma\overline{p} & \overline{v}\end{bmatrix},\quad \mathbf{B}_0=\mathbf{B}-\overline{v}\mathbf{I},\quad \beta_x=\frac{\overline{u}}{1-\overline{u}}$$

이고 σ_x는 PML영역의 흡음률을 나타낸다. 식 (2)는 일반적인 PML방정식[12]을 포함하면서 동시에 평균유동을 고려할 수 있도록 방정식의 좌우변에 평균유동 관련양을 도입하였다. 2차원 난류-캐스케이드 소음문제의 경우 y방향 즉, 원주방향으로 주기적 경계조건(periodic boundary condition)이 적용되므로 x방향 PML방정식만을 고려한다.

식 (2)에서, 일반적인 PML 방정식의 평균유동장 $\overline{\mathbf{U}}$은 전산유체역학기법 등으로 계산하지만 이 논문에서는 시간 전진 단계에 따라 해석이 수행되는 동안 확장된 PML방정식을 이용하여 평균유동장을 예측하므로 $\overline{\mathbf{U}}$는 식(3)을 이용하여 계산하고 이를 해석영역과 PML영역이 접하는 경계에서 계산한다.

$$\overline{\mathbf{U}}=\frac{1}{T}\int_{t-T}^{t}\mathbf{U}dt \quad (3)$$

여기서, T는 해석이 수행되는 전체 시간이다.

식 (2)에서 보는 바와 같이 PML방정식 우측에 추가된 항으로 인해 PML 방정식을 이용하여 평균유동장을 예측하는 동시에 PML영역에서 평균유동장을 제외한 섭동들을 흡수할 수 있다. $\delta\overline{\mathbf{U}}$을 정의하기 위해서 먼저 원하는 평균유동조건을 설정해야 한다. 이 논문에서는 입구경계에서 정체 압력(stagnation pressure, p_0), 정체 온도(stagnation temperature, T_0)와 유동각(flow angle, α)을 평균유동조건으로 사용하였고 출구경계에서는 출구 정압(outflow static pressure, pout)을 평균유동조건으로 사용하였다. $\delta\overline{\mathbf{U}}$을 계산하기 위하여 Giles[14]의 특성 값 정의 사용하였고 그 과정을 아래에 기술한다.

2.2 Giles 특성값과 평균유동

입구 경계에서 현재시간단계의 평균유동 오차는 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned}R_1&=\left(\overline{p}_0\right)_{\text{target}}-\left(\overline{p}_0\right)_{\text{current}}\\ R_2&=\left(\overline{T}_0\right)_{\text{target}}-\left(\overline{T}_0\right)_{\text{current}}\\ R_3&=\overline{\rho c}\left(\overline{v}-\tan\left(\alpha_{\text{target}}\right)\overline{u}\right)\end{aligned} \quad (4)$$

평균유동장 오차는 해석이 수행되는 동안 0으로 수렴되어야 하며 이때 특성값들의 변화량은 식 (5)의 Newton-Raphson의 절차에 따라 계산된다.

$$\begin{pmatrix}R_1\\ R_2\\ R_3\end{pmatrix}^n+\frac{\partial\left(R_1,R_2,R_3\right)}{\partial\left(c_1,c_2,c_3\right)}\begin{pmatrix}\delta\overline{c}_1\\ \delta\overline{c}_2\\ \delta\overline{c}_3\end{pmatrix}=0 \quad (5)$$

이때 Giles[14]의 특성값 정의에 따라 입구경계로 빠져나가는 4번째 특성값에 대한 변화량은 고려하지 않는다. 식 (5)에서 Jacobian matrix는 식 (6)을 통해 계산이 가능하다.

$$\frac{\partial\left(R_1,R_2,R_3\right)}{\partial\left(c_1,c_2,c_3\right)}=\frac{\partial\left(R_1,R_2,R_3\right)}{\partial\left(\rho,u,v,p\right)}\frac{\partial\left(\rho,u,v,p\right)}{\partial\left(c_1,c_2,c_3\right)}$$
$$=\begin{pmatrix}\frac{\partial R_1}{\partial\rho} & \frac{\partial R_1}{\partial u} & \frac{\partial R_1}{\partial v} & \frac{\partial R_1}{\partial p}\\ \frac{\partial R_2}{\partial\rho} & \frac{\partial R_2}{\partial u} & \frac{\partial R_2}{\partial v} & \frac{\partial R_2}{\partial p}\\ \frac{\partial R_3}{\partial\rho} & \frac{\partial R_3}{\partial u} & \frac{\partial R_3}{\partial v} & \frac{\partial R_3}{\partial p}\end{pmatrix}\begin{pmatrix}-\frac{1}{c^2} & 0 & \frac{1}{2c^2}\\ 0 & 0 & \frac{1}{\rho c}\\ 0 & \frac{1}{\rho c} & 0\\ 0 & 0 & \frac{1}{2}\end{pmatrix} \quad (6)$$

따라서, 평균유동 오차로 인한 특성값들의 변화는 식 (7)과 같이 계산되고 최종적으로 평균유동장 변

화량 $\delta\overline{\mathbf{U}}$ 은 식 (8)과 같이 정의한다.

$$\begin{pmatrix}\delta\overline{c}_1\\ \delta\overline{c}_2\\ \delta\overline{c}_3\end{pmatrix} = -\begin{pmatrix} \dfrac{\overline{p}-\overline{\rho c}^2}{\overline{p}\left(1+\dfrac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} & \dfrac{R\overline{\rho}^2\overline{c}^2}{\overline{p}\left(1+\dfrac{\gamma-1}{2}M^2\right)} & 0 \\ \dfrac{\tan(\alpha_{\text{target}})}{\left(1+\dfrac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} & 0 & 1 \\ \dfrac{2}{\left(1+\dfrac{\gamma-1}{2}M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix}R_1\\ R_2\\ R_3\end{pmatrix}, \delta\overline{c}_4 = 0 \tag{7}$$

$$\delta\overline{\mathbf{U}} = \begin{pmatrix}\delta\overline{\rho}\\ \delta\overline{u}\\ \delta\overline{v}\\ \delta\overline{p}\end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\dfrac{1}{\overline{c}^2} & 0 & \dfrac{1}{2\overline{c}^2} & \dfrac{1}{2\overline{c}^2} \\ 0 & 0 & \dfrac{1}{2\overline{\rho c}} & -\dfrac{1}{2\overline{\rho c}} \\ 0 & \dfrac{1}{\overline{\rho c}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \dfrac{1}{2} & \dfrac{1}{2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix}\delta\overline{c}_1\\ \delta\overline{c}_2\\ \delta\overline{c}_3\\ \delta\overline{c}_4\end{pmatrix} \tag{8}$$

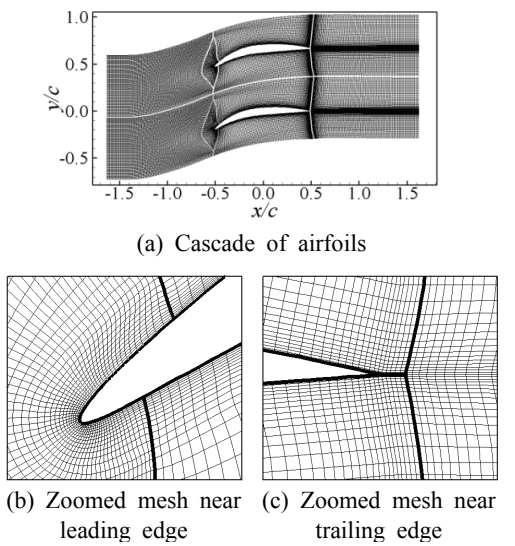
난류-캐스케이드 소음예측에 있어서 후류로 전파되는 음파는 전방으로 전파되는 음파보다 소음 수준이 크므로 비선형성을 띈다. 입구경계에 적용한 확장된 PML경계조건은 식 (2)에서 보는바와 같이 선형방정식으로 출구 경계조건에는 적합하지 않다. 따라서 출구 경계조건에 Shen[15]의 비선형 출구방정식(nonlinear outflow boundary condition)을 적용하였고 식 (9)와 같다. 이를 통해 출구 경계에서 출구 정압 p_{out}을 이용한 평균유동조건을 만족시키고 동시에 섭동들을 흡수한다.

$$\begin{aligned} &\frac{\partial\rho}{\partial t}+u\frac{\partial\rho}{\partial x}+v\frac{\partial\rho}{\partial y}=\frac{\partial p}{\partial t}+u\frac{\partial p}{\partial x}+v\frac{\partial p}{\partial y} \\ &\frac{\partial u}{\partial t}+u\frac{\partial u}{\partial x}+v\frac{\partial u}{\partial y}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial x} \\ &\frac{\partial v}{\partial t}+u\frac{\partial v}{\partial x}+v\frac{\partial v}{\partial y}=-\frac{1}{\rho}\frac{\partial p}{\partial y} \\ &\frac{\partial p}{\partial t}+(u+1)\frac{\partial p}{\partial x}+\sigma\frac{(u+1)}{\Delta x}(p-p_{out})=0 \end{aligned} \tag{9}$$

3. 평균유동장 예측결과

확장된 PML경계조건의 타당성을 검증하기 위하여 4회 CAA Workshop[13]에서 제시한 문제에 포함되어 있는 난류-캐스케이드 상호작용소음예측에 사용된 에어포일 캐스케이드에 대한 평균유동장을 예측하였다. 예측에 사용된 에어포일 캐스케이드의 형상은 Fig. 1(a)와 같다. 복잡한 형상을 가지는 에어포일 캐스케이드 주위의 평균유동장 해석을 위하여 다중영역 격자계(multi-block grid system)를 사용하여 해석을 수행하였다. 총 5개의 영역으로 이루어져 있으며 Fig. 1(b)와 (c)에서 보는 바와 같이 에어포일 앞전과 뒷전에 에어포일 주위의 유동장을 정확히 예측하기 위하여 격자를 집중시켰다. PML 영역에 사용된 격자 개수는 입구경계에서 20개, 그리고 출구경계에서 40개를 사용하였다. 입구 PML영역에서 적용된 흡음률 σ_x은 식 (10)과 같다.

$$\sigma_x = \sigma_{\max}\left|\frac{x-x_0}{D}\right|^2 \tag{10}$$



(a) Cascade of airfoils

(b) Zoomed mesh near leading edge (c) Zoomed mesh near trailing edge

Fig. 1 Multi-block mesh

이 논문에서는 $\sigma_{\max}$를 30으로 설정하였다. 이때 D는 PML영역의 두께를 나타내며 x_0는 PML영역이 시작되는 위치를 나타낸다. 출구경계에서 사용된 식(9)의 흡음률 σ은 2로 설정하였다. 시간-공간영역 해석을 위해 사용된 무차원 변수로 정체압력과 정체 온도, 음속 그리고 에어포일의 코드 길이(chord length)를 사용하였다.

입구 출구경계에서의 평균유동조건은 각각 $p_0 = 1.0$, $T_0 = 1.0$, $\alpha = 36^\circ$ 그리고 $p_{out} = 0.92$와 같다. 해석을 위해 초기조건으로 마하수 M=0.4로 설정하였으며 유동 각은 40°로 설정하였고 기타 정압과 각 방향의 속도는 아음속 유동(subsonic flow)의 등엔트로피 관계식(isentropic relation)으로부터 얻어진다.

평균유동장 변화률 $\delta\overline{\mathbf{U}}$을 0으로 둔 경우 예측된 입구 출구 유동장 예측 결과는 Fig. 2에 나타내었다.

출구 평균유동장 조건은 식(9)에 따라 정압의 크기가 목표로 한 0.92의 값으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 하지만 입구 유동장의 수렴한 평균유동을 살펴보면 목표로 한 평균유동조건들을 만족하지 못하는 것을 확인할 수 있다. 정체압력과 정체 온도는 1이하의 값으로 수렴하였으며 유동각은 39°로 수렴하였다. 시간전진단계에 따라 계산되는 평균유동장 $\overline{\mathbf{U}}$을 제외한 섭동은 흡수되어 반사파가 존재하지 않지만 평균유동장은 예측하지 못한다.

다음으로 식(8)에 의해 계산된 평균유동장의 변화률 $\delta\overline{\mathbf{U}}$을 고려하면 Fig. 3에서 보는 바와 같이 목표로 한 평균유동조건으로 수렴하고 해석이 수행되는 동안 그 값을 유지하는 동시에 입구 경계로부터 반사 없이 평균유동을 제외한 섭동들을 흡수하는 것을 확인할 수 있다. 따라서 Fig. 2와 Fig. 3에서 살펴본 바와 같이 기존 PML방정식에서 평균유동장의 변화율을 적용한 식(2)의 확장된 PML경계조건 방정식을 이용하여 목표로 한 평균유동장을 예측할 수 있다.

Fig. 3과 같이 해석결과가 수렴한 후 예측한 에어포일 주위의 평균유동장의 분포는 Fig. 4에서 나타내었다. Fig. 4(a)는 정압분포를 나타내고 Fig. 4(b)와 Fig. 4(c)는 각각 축 방향 속도와 원주방향 속도 분포를 나타낸다. 정량적이 예측결과의 검증을 위해서 Fig. 5에서 에어포일 표면에서 예측한 정압 분포를 타 연구자들[7,13]의 결과와 비교하였다. Fig. 5에서 보는 바와 같이 이 연구의 결과와 타 연구자들의 결과와 일치하는 것을 확인할 수 있다. 이는 확장된 PML 방정식과 개발한 시간-공간 영역 해석 프로그램의 타당성을 나타낸다.

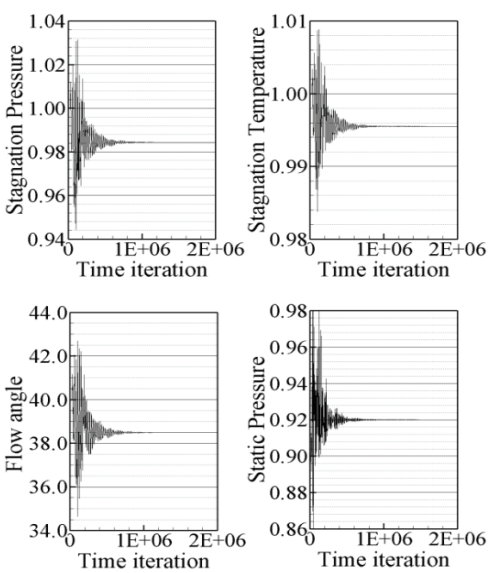


Fig. 2 Convergence of the target meanflow conditions for the time iteration without the meanflow boundary condition

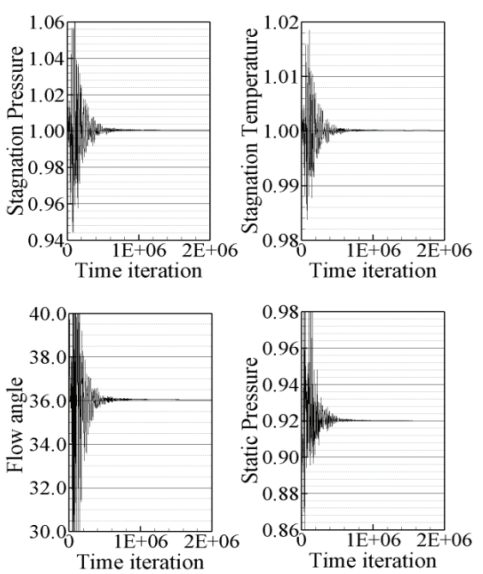


Fig. 3 Convergence of the target meanflow conditions for the time iteration with the meanflow boundary condition

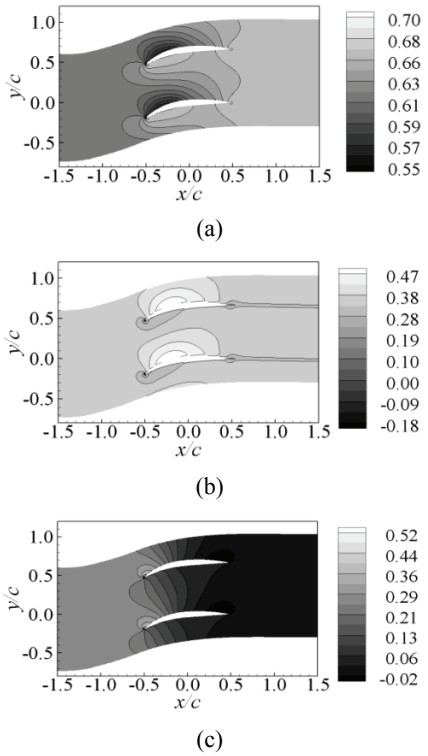


Fig. 4 Meanflow contours (a) static pressure, p (b) axial velocity, u (c)circumferential velocity, v

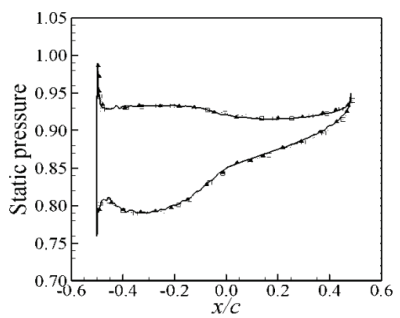


Fig. 5 Comparison of the static pressure distribution on the airfoil(— present ; ▲ Hixon[7] ; □ Turbo[13])

3. 결 론

평균유동장 변화율을 고려하여 확장된 PML 무반사경계조건 방정식을 제시하였다. 확장된 PML 방정식을 이용하여 실제 형상을 가지는 에어포일 캐스케이드 주위의 평균유동장을 예측하였다. 목표로 한 평균유동장을 정확히 예측하였고 기존 연구결과와 일치하는 것을 확인하였다. 이 논문에서 개발한 확장된 PML 경계조건을 사용하면 기존의 PML방정식을 이용하여 예측할 수 없었던 에어포일 캐스케이드 주위의 평균유동장을 예측할 수 있게 됨에 따라서 난류-캐스케이드 상호작용에 따른 소음해석 시 평균유동과 섭동량을 동시에 해석할 수 있어서 계산의 정확도와 효율성을 높일 수 있을 것으로 사료된다.

후 기

이 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구 사업임(No.2011-0004938). 또한, 이 연구는 2011년도 지식경제부의 재원으로 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행한 연구 과제 입니다.

참 고 문 헌

(1) Kim, S. and Cheong, C., 2009, Development of Efficient Numerical Method in Time-domain for Broadband Noise due to Turbulence-cascade Interaction, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 19, No. 7, pp. 719~725.

(2) Cheong, C., Jung, S. S., Cheung, W. S. and Lee, S., 2006, Time-domain Computation of Broadband Noise due to Turbulence Cascade Interaction, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 16, No. 3, pp. 263~269.

(3) Cheong, C., Joseph, P. and Lee, S., 2005, Computation of Broadband Noise of a 2D Flat-airfoil Cascade Subject to Ingested Turbulence, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 15, No. 6, pp. 687~696.

(4) Cheong, C., Joseph, P. and Lee, S., 2006, High-frequency Approximate Formulation for the Acoustic Power Spectrum due to Cascade-turbulence Interaction, Journal of Acoustical Society of America,

Vol. 19, No. 1, pp. 108~122.

(5) Cheong, C., Jurdic, V. and Joseph, P., 2009, Decomposition of Modal Acoustic Power due to Cascade-turbulence Interaction, Journal of Sound and Vibration, Vol. 324, pp. 57~73.

(6) Posson, H., Moreau, S. and Roget, M., 2010, On the use of a Uniformly Valid Analytical Cascade Response Function for Fan Broadband Noise Predictions, Journal of Sound and Vibration, Vol. 329, pp. 3721~3743.

(7) Nallasamy, M., Hixon, R. and Sawyer, S., 2007, Solution of Unsteady Ruler Equations: Gust-cascade Interaction Tones, Computers and Fluids, Vol. 36, pp. 724~741.

(8) Hixon, R., Sescue, A. and Allampalli, V., 2010, Towards the Prediction of Noise from Realistic Rotor Wake/stator Interaction Using CAA, Procedia Engineering, Vol. 6, pp. 203~213.

(9) Sescu, A. and Hixon, R., 2009, Validation of a CAA Code using a Benchmark Wake-stator Interaction Problem, 15th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, Miami, Florida, AIAA paper 2009-3340.

(10) Tam, C. K. W. and Webb, J. C., 1993, Dispersion-relation-preserving Finite Difference Scheme for Computational Aeroacoustics, Journal of Computational Physics, Vol. 107, No. 2, pp. 262~ 281

(11) Hu, F. Q., 2005, A Perfectly Matched Layer Absorbing Boundary Condition for Linearized Euler Equations with a Non-uniform Mean Flow, Journal of Computational Physics, Vol. 208, No. 2, pp. 469~492.

(12) Parrish, S. A. and Hu, F. Q., 2007, Application of PML Absorbing Boundary Condition to Aeroacoustic Problems with an Oblique Mean Flow, AI7 2007-3509.

(13) Envia E., 2004, Benchmark Solution for the Category3-problem2: Cascade-gust Interaction, In: Fourth Computational Aeroacoustics on Benchmark Problems, NASA/CP-2004-212954, pp. 59~65.

(14) Giles, M., 1991, UNSFLO: A Numerical Method for the Calculation of Unsteady Flow in Turbomachinery, GTL Report #205.

(15) Shen, H. and Tam, C. K. W., 1998, Numerical Simulation of the Generation of Axisymmetric Mode Het Screech Tones, AIAA Journal, Vol. 36, No. 10. pp. 1801~1807.