

# 혼합 영역 RANS-LES를 이용한 톱니 뒷전 유동 및 소음장의 계산 Computation of Serrated Trailing Edge Flow and Noise Using a Hybrid Zonal RANS-LES

김 태 형\*·이 승 훈\*·이 수 갑†

Taehyung Kim, Seunghoon Lee and Soogab Lee

(2012년 3월 7일 접수 ; 2012년 4월 24일 심사완료)

**Key Words :** Hybrid-zonal Method(혼합영역기법), Serrated Trailing Edge(톱니형 뒷전), Noise Reduction(소음저감), Aero-acoustics(공력음향학)

## ABSTRACT

The evaluation of a zonal RANS-LES approach is documented for the prediction of broadband noise generated by the flow past unmodified and serrated airfoil trailing edges at a high Reynolds number. A multi-domain decomposition is considered, where the acoustic sources are resolved with a LES sub-domain embedded in the RANS domain. A stochastic vortex method is used to generate synthetic turbulent perturbations at the RANS-LES interface. The simulations are performed with a general-purpose unstructured control-volume code FLUENT. The far-field noise is calculated using the aeroacoustic analogy of Ffowcs Williams-Hawkings. The results of the simulation are validated through the full-scaled wind turbine acoustic measurements. It is found that the present approach is adequate for predicting noise radiation of serrated trailing edge flow for low noise rotor system.

## 기 호 설 명

## 1. 서 론

- $c$  : 코드 길이
- $H$  : 타워 높이
- $h$  : 톱니 진폭
- $L_s$  : 스펜방향 길이
- $Q$  : Coherent 구조
- $R$  : 로터 반경
- rpm: 분당 회전수
- $\lambda$  : 톱니 파장

회전 블레이드는 항공기 제트 엔진 뿐만 아니라 자동차, 풍력발전기, 터보기계 등 우리 생활에서 광범위하게 사용되고 있다. 회전 블레이드 시스템에서 발생하는 소음은 분절소음과 광대역 소음으로 인간의 쾌적한 삶에 장·단기적으로 불쾌감을 유발한다.

회전 블레이드 소음 중 날개 뒷전의 공력음향학적 산란 현상에 의한 소음은 주요한 소음원이다. 이는 코드 길이가 음향 파장보다 같거나 큰 경우의 물체 끝단에서 발생하며 강한 광대역 소음원이 된다. 날카로운 끝단에서 음원 특성 변화로 원방으로의 소음 방사가 강해지게 되며, 자유장에서 사중극 음원으로 알려진 난류 소용돌이(eddy)는 반무한 평판 끝단 주위에서 비배수극(nonmultipole)음원으로 변화된다<sup>(1)</sup>. Howe<sup>(2)</sup>는 뒷전 소음 예측 기법에 대한

† 교신저자; 정회원, 서울대학교 기계항공공학부  
E-mail : solee@snu.ac.kr  
Tel : (02)880-7384, Fax : (02)876-4360

\* 서울대학교 기계항공공학부

# 이 논문의 일부는 2012년 춘계 소음진동 학술대회에서 발표되었음.

여 이론적인 토대를 마련했으며, 정철웅<sup>(3)</sup> 등은 난류 와류 입사에 의한 이차원 평판 에어포일의 광대역 소음장을 계산하였고, 손정민<sup>(4)</sup> 등은 실험기법으로 날개 후단소음 특성을 연구한 바 있다.

뒷전 소음을 수치적으로 예측하려면, 광범위한 길이 스케일의 소음 발생 소용돌이를 적합한 모델로 표현할 수 있어야 한다. 회전하는 물체에 의하여 발생하는 소음과 같은 공력소음학적 현상은 유체의 물성치의 매우 작은 변화값으로 특정되어 지기 때문에 높은 해상도를 가진 기법을 사용해야 하며 이는 RANS(Reynolds-averaged Navier stokes) 방정식이나 Euler 방정식에 기초한 통상적인 전산유체역학 기법으로는 어렵다. 계산 비용이 증가하지만 LES(large-eddy simulation) 기법은 전산공력소음학(CAA, computational aeroacoustics)을 위한 소음원 예측에 가장 적합한 방법으로 알려져 있다. LES 기법은 고주파 대역의 소음원을 예측하기에는 부적합하지만<sup>(5)</sup>, 이는 직접수치모사(DNS, direct numerical simulation)와 CAA 기법을 결합한 방법을 사용하여 해결 가능하다. 그러나 DNS 기법의 계산 비용이 크게 증가하므로 회전 블레이드의 설계 단계에서 사용하기에는 무리가 있다.

기존의 RANS-LES 혼합 기법 연구<sup>(6)</sup>에서는 결합 모사(coupled simulation) 방법을 사용하였다. 이는 물체 주위 유동장은 RANS로 계산하고 원방은 LES로 계산하는 방법이다. 하지만, 결합모사 방법에서는 두 영역 간 경계면에서 오차원(error source)이 존재한다. 따라서, 이 연구에서는 이를 극복하기 위하여 RANS 접근법과 LES 접근법을 혼합하여 주요 유동장은 계산비용에서 효율이 높은 RANS 모사를 수행하고 날개 주위 유동장은 LES 기법으로 전환하여 동시에 비정상 난류 매개변수를 계산하여 높은 정확도의 결과를 얻었다. 이 경우에서 있어서 경계면 문제를 단순화하여 LES에서 RANS으로의 역결합(back coupling)을 제한하여 문제를 해결하였다. 따라서, 이 혼합영역 RANS-LES 비정상 전산유체역학 모사를 통하여 익형 끝단 소음을 예측하고, 톱니 뒷전을 가진 날개의 광대역 소음 예측 기법을 개발하였다. RANS와 LES 기법 간 난류 모사 기법 사이의 불연속성을 해결하기 위하여 기존의 중첩격자기법(overlapping method), 합성 입구 경계조건(synthetic inlet boundary condition)이나 재생기법

(recycling method)의 문제점을 보완하여 와류 기법(vortex method)를 이용하여 RANS-LES 경계면에서 난류 변동을 생성하는 기법을 사용하였다. 이 기법을 FLUENT를 이용하여 RANS 영역 내에 포함된 LES 하부 영역 계산을 통해 원방 소음을 예측하였다.

## 2. 연구 방법

### 2.1 시험 모델

날개 모델은 서울대학교의 풍력발전기 광대역소음 저감 연구에서 사용된 기본 익형<sup>(7)</sup>으로 블레이드의 루트부에서 스펜방향으로 75% 지점에 사용되며 코드 길이는 300 mm이고, 톱니 익형은 코드 길이의 10%에 해당하는 부분을 톱니 끝단(serrated edge)을 적용한 모델을 사용하였다. 자유 흐름 유속은 51.25 m/s이다. 유효 코드(effective chord)는 톱니 길이(serration length)의 50%까지로 하여 공력 특성을 계산하였다(Fig. 1). 톱니 형상은 톱니 진폭(serration amplitude)  $h$ 와 톱니 파장(serration wavelength)  $\lambda$ 에 대하여  $\lambda/h=1$ 인 경우와  $\lambda/h=2$ 인 경우에 대하여 격자를 생성하였다.

### 2.2 계산 영역

혼합 영역 RANS-LES 접근법은 공력소음원을 정확히 예측하기 위하여 특정 영역에 대하여 LES 모드로 해석하고 다른 영역은 RANS 모드로 동시에 해석하는 것이다. 입구와 출구 경계는 날개 주위

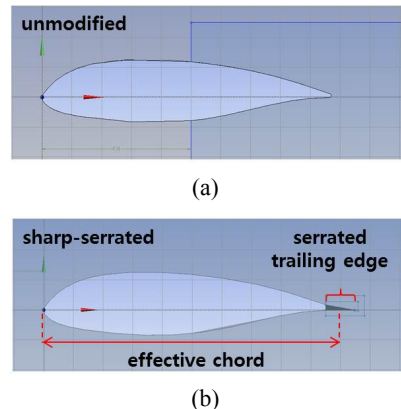


Fig. 1 The section of the test airfoil: (a) unmodified wing, (b) serrated wing

유동장에 미치는 영향을 최소화하기 위하여 입구와 날개 앞전 사이의 거리는  $4c$ 로, 출구 경계와 날개 뒷전 사이의 거리는  $6c$ 로 하였다. 이 계산영역은 Fig. 2와 같이 RANS 영역 내에  $1.5c \times 0.5c$ 의 LES 영역을 위치시켰다.

사용된 난류 모델은 두 가지이며 초기해를 위한 정상계산에서는 일반적인 익형에 대하여 정확한 해를 얻을 수 있는 Menter(1994)<sup>(8)</sup>에 의하여 제안된 전단응력 수송 모델(shear-stress transport k-w model)을 사용하였으며, 비정상 계산에서는 Walters (2008)<sup>(9)</sup>가 제안한 3-방정식 와점성 계수 천이 모델(three-equation eddy-viscosity k-kl-w transition model)을 사용하여 해석하였다.

LES 영역의 입구 경계에서 RANS 레이놀즈(Reynolds) 응력항이 사라지기 때문에 난류 소용돌이의 생성이 필요하다. 시간에 따른 LES 입구 조건의

변화를 위하여 와류 기법을 도입하였으며, 이는 2차원 와도 장(유동 방향에 수직한 평면)을 통하여 평균 속도에 변화값을 주는 기법이다.

### 2.3 계산 격자

계산 격자는 톱니 뒷전 형상을 용이하게 모사하기 위하여 비정렬 격자를 사용하였으며, 스팬 방향으로 일정한 격자 해상도를 유지하였고 날개의 앞전과 뒷전의 격자를 조밀하게 생성하였다(Fig. 3). 격자 시험을 통하여 계산비용과 해석정확도를 고려하여 RANS 영역과 LES 영역에 대하여 각각 2,122,930개의 사면체 격자와 5,028,110개의 사면체 격자를 사용하였으며, 날개 표면 경계층에서의 정확한 격자 해상도를 얻기 위하여 벽면에 수직한 방향으로의 격자 확장비율은 7%로 하였다. 이는 소음 해석 관심 대상인 날개 뒷전에서  $2.3 \times 10^{-5}c$ 의 격자 해상도를 가지며 벽면 기준단위(wall unit,  $y^+$ )가 1 미만의 격자 크기를 만족한다.

### 2.4 비정상 계산 조건

압력-속도 결합(pressure-velocity coupling)을 위하여 단순 방식(simple scheme)을 사용하였으며 공간차분화 오차를 최소화하기 위하여 최소자승 격자기반기법(least squares cell based method)을 적용했다. 운동량 방정식의 압력 계산은 표준 방식(standard scheme)을, 운동량과 난류 운동에너지 및 소산을 계산은 이차풍상기법(second order upwind method)을 적용하였다. 시간차분화는 한계이차내재 기법(bounded second order implicit method)으로 구현하였다. 내장(embedded) LES 접근법을 위하여 Wale의 하위 그리드 치수 모델(subgrid scale model)<sup>(10)</sup>에 기반한 난류 모델링을 사용하였으며, 한계 중심 미분(bounded central differencing)으로 계산하였다. 시간 단계 크기(time step size)는 공력학적 시간 해상도를 만족하도록 했으며 이 계산에서는  $9.76 \times 10^{-5}s$ 이다.

## 3. 결과 및 토의

### 3.1 공력 시뮬레이션

RANS-LES 해석 결과의 유동 특성을 Fig. 4에 나타내었다. 세 경우 모두 완전 발달된 삼차원 유동이며, 기본 익형의 경우에 날개 윗면과 아랫면의 경

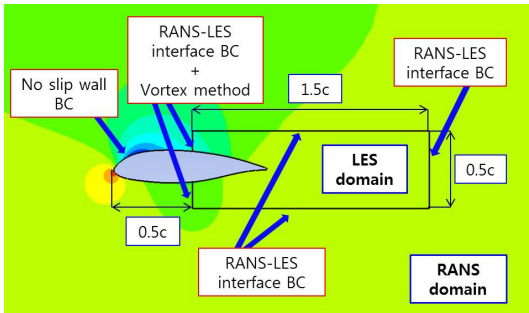
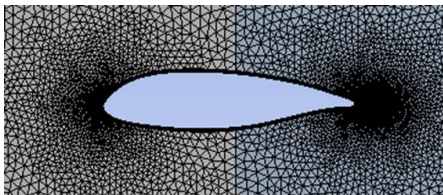
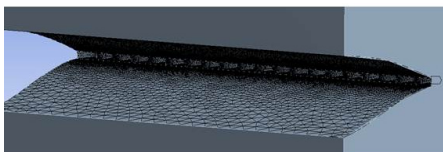


Fig. 2 Hybrid zonal method using RANS domain and LES domain



(a)



(b)

Fig. 3 (a) 2D cross-section of the grid; (b) grid on the serrated trailing edge

계층이 날개 뒷전의 날카로운 끝단에서 갑자기 박리되는 것을 확인할 수 있다.

즉, 기본 익형의 뒷전을 적용한 익형(unmodified wing)은 3차원 와류 구조( $\Lambda$ -structure)가 주로 뒷전에서 발달하고 있으나 틱니형 뒷전을 적용한 익형

(serrated wing)은 날개 표면에 고르게 분포하여 뒷전에의 와류 집중도가 저감되었음을 확인할 수 있다. 틱니 진폭을 일정하게 하고 틱니 파장을 작게 설계한 경우인  $\lambda/h=1$ 의 틱니형 뒷전은  $\lambda/h=2$  날개보다 경계층에서 유동 흐름 방향으로 낮은 와도 홀림 강도를 나타냈다.

순간 유동에 미치는 난류힘(turbulent force)의 영향도 역시 Fig. 4에서 확인할 수 있다. RANS-LES 경계면에서 생성되는 난류 소용돌이는 유동 흐름 방향으로 흘러가며 경계층의 박리를 지연시킨다. 이러한 소용돌이는 박리점을 지나며 생성된 2차원 결합 구조(coherent structure)와 상호작용을 하게 된다.

기본 익형과 틱니 익형 뒷전 주위와 후류에서의 유동의 순간 유선(instantaneous streamline)을 Fig. 5에 나타내었으며 기본 익형에서 약간 큰 박리 영역과 와류의 크기를 확인할 수 있다.

날개 뒷전 주위와 후류에서의 시간 평균 흐름방향 속도 프로파일을 Fig. 6에 나타내었다. 날개 앞전을

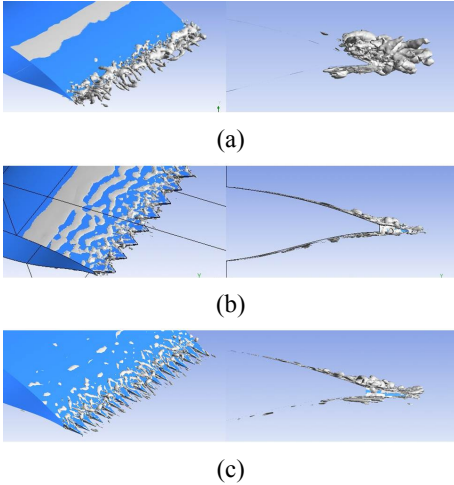


Fig. 4  $Q=10^7$  iso-surfaces in the  $L_x=1c$  domain: (a) unmodified wing, (b) serrated wing ( $\lambda/h=2$ ), (c) serrated wing ( $\lambda/h=1$ )

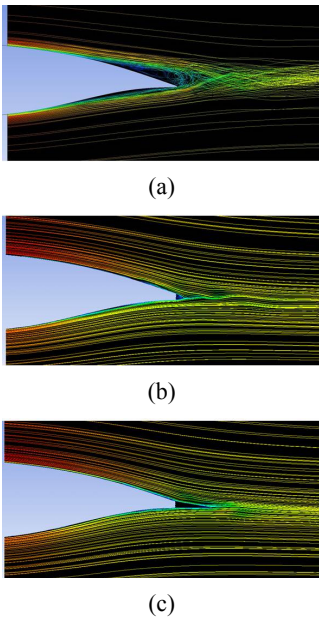
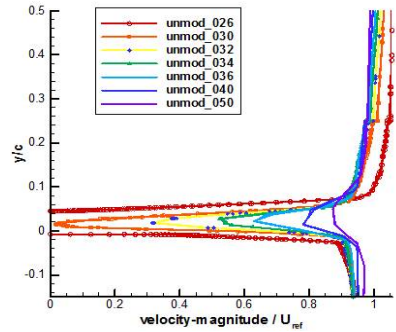
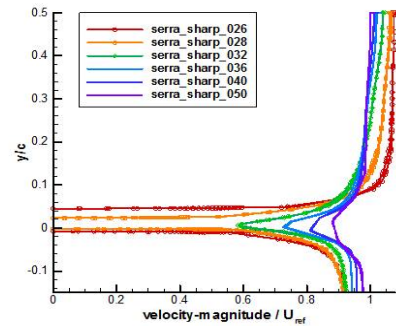


Fig. 5 Instantaneous streamlines of the flow: (a) unmodified wing, (b) serrated wing ( $L_x=0.5c$ ), (c) serrated wing ( $L_x=0.525c$ )



(a)



(b)

Fig. 6 Comparison of mean streamwise velocity in the wake: (a) unmodified wing, (b) serrated wing

기준으로 유동 흐름방향으로 260, 280, 320, 340, 360, 400, 500 mm 이격된 위치에 대하여 유입속도로 정규화된 속도 프로파일이며, 톱니형 뒷전 날개가 기본형 뒷전 날개보다 속도의 급격한 변화가 발생하지 않음을 알 수 있다. 이는 Fig. 5와 유사한 경향성을 보이며 난류 변동으로 인한 소음 발생을 톱니형 끝단을 적용하여 저감시킬 수 있음을 확인할 수 있다.

### 3.2 소음 시뮬레이션

원방 소음은 Ffowcs Williams-Hawkings 방정식<sup>(1)</sup>에 기초하였으며 날개의 표면을 적분면으로 하고 음향상사법을 적용하여 계산하였다. 수음자 위치는 날개 뒷전에서 코드와 수직인 방향으로 2c 거리이며, 해당 위치에서 음압 신호를 직사각형 윈도우(rectangular-windows)를 이용하여 FFT를 수행하여 소음 스펙트럼을 얻었다. Fig. 7의 스펙트럼과 같이 날개의 전체적인 광대역 소음 레벨은 톱니형 뒷전을 적용한 경우 1 kHz 이상 주파수 대역에서는 그 저감 정도가 낮으나 1 kHz 이하에서는 높은 소음 저감 효과를 보이며 톱니 진폭과 톱니 파장의 조합에 따라 저감 효과의 차이가 발생하였다.

톱니 파장과 톱니 진폭의 비율을  $\lambda/h=1$ 로 하였을 경우에는 1 kHz 이하에서 기본 익형에 대하여 광대역 소음 저감 효과를 나타내지만, 820 Hz 부근에서는  $\lambda/h=2$ 의 톱니형 뒷전 날개가 기본 익형에 비하여 높은 소음 저감 효과를 예측하였다. Fig. 7의 수치 예측결과에서 2 kHz 이상 고주파 대역의 경우, 기본 익형과 톱니 익형 간 소음도의 변화가 거의 없는 이유는 LES 수치해석의 한계<sup>(5)</sup>로 판단된다.

Fig. 8의 풍동시험 결과<sup>(11)</sup>와 비교하면,  $\lambda/h=2$ 의 톱니 익형에 대하여 LES 해석결과는 300~900 Hz 영역에서 주파수 대역별로 차이는 있으나 5~10 dB의 저감효과를 예측하였으며 시험결과는 300~800 Hz 영역에서 1.5~2 dB의 저감효과를 나타내었다. 이는 톱니형 끝단의 제각 결합, 날개와 톱니평판의 부착 시 발생하는 돌출부로 인한 경계층 내 와류 특성 변화에 기인하여 실제 시험에서는 톱니형 끝단으로 인한 소음 저감 효과가 감소한 것으로 판단된다. 수치적으로 예측된 톱니 익형의 소음 저감 효과는 Howe<sup>(2)</sup>의 이론해석적인 7~8 dB 저감효과와 유사한 것으로 나타났다. 이론해석 결과는 두께가

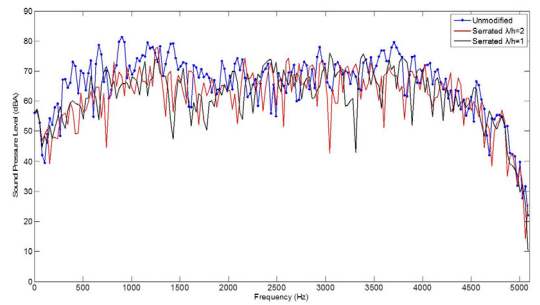


Fig. 7 Comparison of the SPL of the far-field radiated sound for an observer located at a normal distance of 0.6 m from the trailing edge

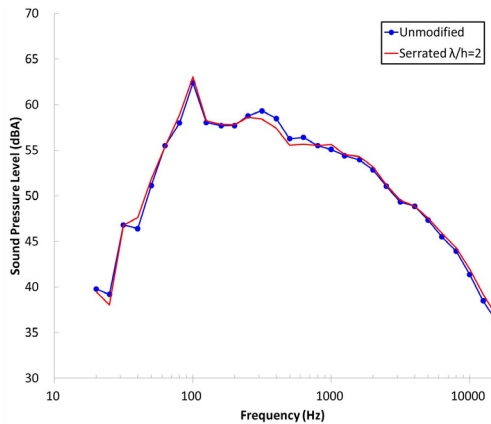


Fig. 8 Comparison of the SPL of the far-field radiated sound for an observer located at a normal distance of 0.6 m from the trailing edge

없는 평판이므로 이 해석상의 두께가 존재하는 익형과 차이가 발생하나 톱니 효과에 대한 소음저감 특성은 확인할 수 있었다.

또한, Fig. 8에서 5 kHz 이상 고주파 영역에서는 톱니 익형이 기본 익형보다 약 0.3 dB의 소음 증가 효과를 나타냈다. 이는 톱니 형상에 의하여 경계층 내의 난류 소용돌이가 톱니형 끝단을 통과하면서 대형 와류(large scale eddy)에서 소형 와류(small scale eddy)로 형태가 변함에 따라 고주파 소음 특성을 보이는 것으로 해석된다.

### 3.3 로터 소음 시험 및 검증

톱니형 뒷전을 적용한 로터의 소음 저감 효과를 검증하기 위하여 유전 알고리즘을 이용한 최적설계를 통하여 10 kW급 저소음 풍력발전기 블레이드를



Fig. 9 The manufactured low noise serrated trailing edged blade and acoustic field test

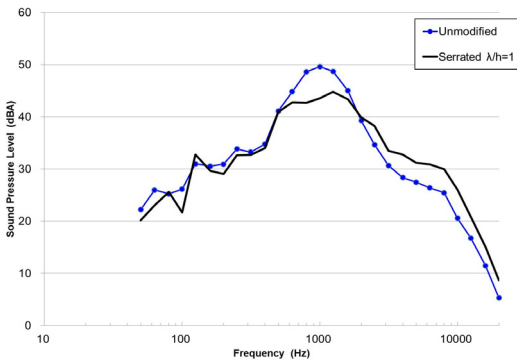


Fig. 10 Comparison of the SPL of a standard rotor and modified serrated rotors near 110 rpm

설계하였고 블레이드 몰드와 FRP(fiber reinforced plastic)로 제작하였다. 톱니형 평판을 부착하여 완성된 로터를 이 연구실과 MOU를 체결한 사업체의 풍력발전기 실증 단지에 설치하였다. 기본형 로터와 톱니형 로터에 대하여 IEC 61400-11 규정에 의거하여 표준 소음 측정지점인 로터 후류 방향으로 R+H(R: 로터 반경, H: 타워 높이)만큼 떨어진 위치에서 B&K 2250 소음계를 이용하여 소음을 측정하였다(Fig. 9). 로터 직경은 8 m이며 회전속도는 100~110 rpm이며, 소음 측정결과를 1/3-옥타브 대역으로 Fig. 10에 도시하였다. 톱니 블레이드  $\lambda/h=1$ 의 경우를 시험하였으며 600~2,000 Hz 대역에서 준-분절(quasi-tonal) 특성의 난류 경계층 끝단 소음이 스펙트럼 상에서 5~7 dB 감소되었다. 로터 시험은 익형의 해석이나 풍동 시험과 달리 3차원 회전효과에 의하여 경계층 특성 변화, 회전하는 물체에 의한

지연시간(retarded time)으로 인한 음향평면(acoustic planform) 형성으로 소음 특성이 달라지게 된다. 따라서 익형 시험과 3차원 로터 시험은 소음 저감 주파수 대역은 차이가 발생하나 톱니형 뒷전에 의한 소음 저감효과는 확인 가능하였다.

2,000 Hz 이상의 주파수 영역에서 소음스펙트럼 상 소음레벨이 증가하는 이유는 경계층 내 난류 소용돌이가 톱니형 끝단을 통과하면서 고주파 특성을 가지는 소형 와류(small scale eddy)로 형태가 변함에 기인하는 것으로 해석된다.

#### 4. 결 론

회전 블레이드 소음 중 날개 뒷전의 공력음향학적산란에 의하여 발생하는 난류 경계층 끝단 소음을 저감시키기 위하여 톱니형 뒷전 익형의 소음 예측 및 검증을 수행하였다. 혼합 영역 RANS-LES 기법을 이용하여 기본형 익형과 톱니형 익형에 대한 유동 및 소음 시뮬레이션을 수행하였으며 톱니형 날개가 300~900 Hz 주파수 대역에서 5~10 dB의 소음저감효과를 나타내었다. 3차원 회전효과를 고려한 실제 로터의 소음 특성 변화를 확인하기 위하여 톱니형 뒷전을 적용한 풍력발전기 블레이드의 제작 및 현장 소음 측정시험을 수행하였으며 600~2,000 Hz 영역에서 준-분절 소음이 5~7 dB 감소하였다. 톱니형 뒷전에 의한 소형 와류 생성으로 고주파대역의 음압 레벨이 증가하였으나 강한 준분절 소음 특성을 가지는 난류 경계층 끝단 소음의 저감은 풍력발전기 소음 저감에 효과적일 것으로 판단된다.

#### 후 기

이 연구는 서울대학교 공학연구소의 지원과 2010년도 및 2011년도 지식경제부의 재원으로 한국에너지기술평가원(KETEP)의 지원을 받아 수행한 연구 과제입니다(No. 20093021020020, No.20104010100490).

#### 참 고 문 헌

(1) Ffowcs-Williams, J. E. and Hall, L. H., 1970, Aerodynamic Sound Generation by Turbulent Flow in the Vicinity of a Scattering Half Plane, Journal of

Fluid Mechanics, Vol. 40, pp. 657~670.

(2) Howe, M. S., 1978, A Review of the Theory of Trailing Edge Noise, Journal of Sound and Vibration, Vol. 61, No. 3, pp. 437~465.

(3) Cheong, C. L., Josheph, P. and Lee, S. G., 2005, Computation of Broadband Noise of a 2-D 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) Son, J. M., Kim, H. J., Lee, S. B. and Jo, S. M., 2002, A Study on Trailing Edge Noise from a Blade Cascade in a Uniform Flow, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, pp. 652~657.

(5) Carolus, T., Schneider, M. and Hauke, R., 2007, Axial Flow Fan Broad-band Noise and Prediction, Journal of Sound and Vibration, Vol. 300, pp. 50~70.

(6) Schluter, J. U., Pitsh, H. and Moin, P., 2003, LES Inflow Conditions for Coupling with Reynolds-averaged Flow Solvers, AIAA Journal, Vol. 42, No. 3, pp. 478~484.

(7) Kim, T. H., Lee, S. M., Kim, H. G. and Lee, S. G., 2010, Design of Low Noise Airfoil with High Aerodynamic Performance for Use on Small Wind Turbines, Science China Technological Sciences, Vol. 53, No. 1, pp. 75~79.

(8) Menter, F. R., 1994, Two-equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, pp. 1598~1605.

(9) Walters, D. K. and Cokljat, D., 2008, A Three Equation Eddy-viscosity Model for Reynolds-averaged Navier-stokes Simulations of Transitional Flows, Journal of Fluids Engineering, Vol. 130, No. 12, pp. 121401(1~14).

(10) Nicoud, F. and Ducros. F., 1999, Subgrid-scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor, Flow Turbulence and Combustion, Vol. 62, No. 3, pp. 183~200.

(11) Seoul National University and KETEP Report, 2012, Development of Low Noise Airfoil and Sawtooth Design Technology for Broadband Noise Reduction.