

특집

항공우주분야 소음진동 연구

GIS를 이용한
헬리콥터 소음의 실시간 예측 기술

이수갑*, 손은국, 이승민

(서울대학교 기계항공공학부)

1. 머리말

산악 및 고층빌딩 인명구조, 화재 진압, 대 테러 진압, 전투 임무 수행 등등 헬리콥터는 다양한 분야에 활용이 가능한 다목적 항공기로써 우리나라와 같이 국토가 산악으로 이루어져 있고, 인구가 밀집된 지역에서는 그 활용도가 더욱 클 수밖에 없다. 하지만 다양한 목적으로 사용되고 있는 헬리콥터에 가장 큰 단점이 최근 들어 이슈가 되고 있다. 바로 환경 소음이다.

고정익에 비해 저고도로 비행하며, 로터 블레이드 주변의 굉장히 복잡한 공력 현상들로 인해 지면으로 강한 소음을 방사하게 된다. 최근 들어 이러한 높은 소음에 의한 크고 작은 불만들이 끊이지 않고 있는데, 각 종 심혈관 질환을 호소하고 있는 사람들도 있고, 소음으로 인한 학습능력 저하, 깊은 수면 방해 등으로 인해 근처 공항이나 헬리포트 등의 이전을 끊임없이 요구 하고 있으며 많은 소송들이 잇따라 제기 되고 있다. 하지만 이러한 가운데에도 정확한 수치나 데이터로서 활용할 만한 근거자료가 부족한 상황이며 소음 영향 평가를 위한 판단의 기준이 아직도 관심과 논의의 대상이 되고 있다. 이러한 상황에서 현재 까지 가장 좋은 대안 중의 하나라고 할 수 있는 게 소음지도이다.

소음지도는 등고선 형태의 지도 위에 소음의

크기를 나타낸 것으로, 매우 직관적인 자료이기 때문에 가독성이 뛰어난 자료로 평가 받고 있다. 더욱이 관심 지형에서 비행 경로를 따라 이동하는 헬리콥터로부터 발생하는 소음 지도를 활용한다면 전체 이동경로에서의 저/고소음 지역을 분별할 수 있으며, 높은 소음도를 갖는 지역을 우회하거나, 상시 비행 지역일 경우 방음벽 설치 등의 적절한 대안을 세울 수 있을 것으로 판단된다. 이러한 헬리콥터의 소음 지도를 얻기 위해서는 크게 실험적인 방법과 수치적인 방법을 활용 할 수 있다.

실제 비행 경로 주변에 다수의 마이크로폰을 설치하여 비행 이벤트를 매번 확인하고, 각각의 위치 마다 마이크로폰의 소음 데이터를 처리하여 최종적으로 전체 영역에서의 소음지도를 얻게 된다. 이 방법은 수치해석에 비해 상대적으로 높은 신뢰도를 갖는 데이터를 확보할 수 있겠지만, 특정 시간, 지역, 온도에서만 고유의 데이터이기 때문에 일회성에 그칠 요소도 존재하며, 매우 많은 비용과 시간이 소모되는 단점이 있다. 반면에, 수치적으로 소음지도를 구현하는 방법은 다양한 비행 경로에 대해 시뮬레이션을 해 볼 수 있으며, 초 단위의 매우 짧은 시간 간격 동안 실시간으로 전파되는 것을 모사할 수 있다.

이렇게 수치 기법을 활용한 실시간 소음 전파

* E-mail : solee@snu.ac.kr / (02) 880-7384

예측은 비용과 작성 시간 그리고 활용적인 측면에서 매우 큰 장점을 가지고 있지만, 헬리콥터의 공력 해석, 소음 예측 등을 통해 소음원 정보를 구축하고, 소음전파 기법들을 활용하여 예측을 해야 하기 때문에 각각의 단계마다 높은 수준의 해석 능력을 요구하고 있다.

이 글에서는 헬리콥터 소음의 실시간 전파를 예측하기 위해 필요한 각각의 단계에서 요구되는 수치 해석 기법들과 간단한 적용 예를 통해 수치 기법을 활용한 헬리콥터 소음의 실시간 예측에 대해 피력해 본다.

2. 헬리콥터 소음원 예측

2.1 공력 및 구조 연계 해석

헬리콥터 로터에 의해 발생하는 주된 소음원인 공력 소음원을 정확히 예측하기 위해서는 로터 블레이드에 의해 발생하는 공력 현상에 대한 정확한 모사가 선행되어야 한다. 특히 헬리콥터 블레이드는 비정상 유동 특성이 강하며 세장비가 크기 때문에 블레이드의 구조적 변형을 고려하지 않고는 정확한 해석이 어렵다. 또한 헬리콥터 운용에 따른 소음의 실시간 예측을 위해서는 해석의 정확도와 더불어 빠른 계산 시간이 보장되어야 하기 때문에 공력 해석 기법으로는 상대적으로 낮은 계산 비용이 소요되면서 높은 해석 성능을 보여주는 자유후류 와류격자 기법을 사용하였으며 이와 연계되는 구조 해석 기법으로는 1차원 오일러 빔에 대한 유한요소기법을 적용하였다.

로터 주위의 유동을 포텐셜 유동으로 가정하고 와류 격자를 이용하여 블레이드를 모사하였다. 후류는 시간 전진에 따라 후류 형상을 계산해 가는 자유후류기법을 적용하여 계산했으며 기존의 와류 격자로 모사하는 일반적인 후류 모델에 비해 계산 비용을 절감시킬 수 있는 등 와선도 후류 모델(constant vorticity contour, CVC)을 적용하였다. 또한 후류의 각 요소들은 헬리콥터 후류의 나선 특성을 고려하여 계산 성능을 향상시킨 모

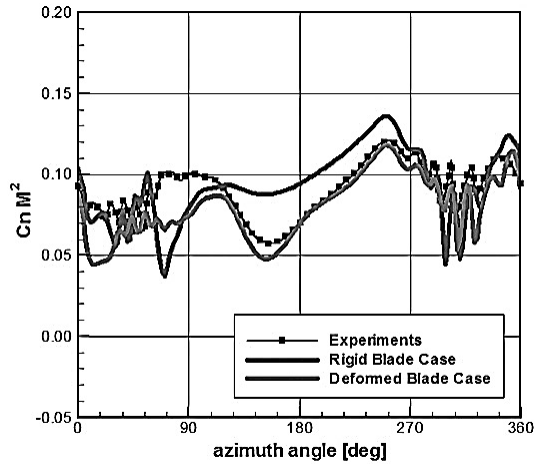


그림 1 $r/R = 87\%$ 에서의 하중 변화 비교

델인 곡선 와류 모델(curved vortex model)을 사용하였다.

블레이드의 구조 해석을 위해서 1차원 오일러 빔 모델로 구성된 각 유한 요소에 대한 강성 행렬과 질량 행렬을 이용하여 특성화 방정식을 구성하여 각 방향 모드 형상을 계산한다. 각 모드에 대해 공력 하중, 회전 관성, 피치 각 회전 등의 하중을 적용하여 최종적으로 블레이드의 변위 응답을 계산한다.

소음 해석을 위한 입력값으로 사용 되는 공력 및 구조 연계 해석의 성능을 확인하기 위해 HART II 로터의 기본운영조건(BL condition)에 대한 해석을 수행하여 실험결과와 비교하였다. 그림 1은 회전 1주기에 대해 블레이드의 스패น 방향 87% 위치에서의 하중 변화를 나타내었으며 구조 연계를 통해 해석 성능이 더욱 향상되는 것을 확인할 수 있다.

2.2 소음 해석

공력 및 구조 연계 해석으로부터 계산된 블레이드 형상과 공력 하중 결과로부터 블레이드에 의해 발생하는 소음원을 계산하였다. 소음 예측을 위해서는 F. Farassat의 수식 1A를 사용하였다. 아음속 영역에서 비중이 작은 사중극 소음항을

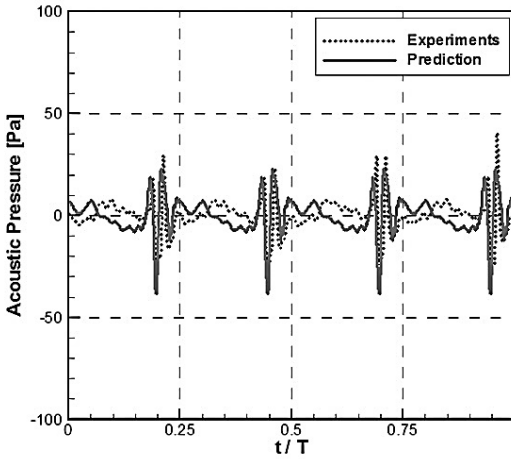
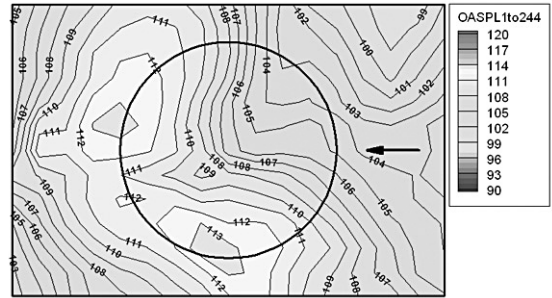


그림 2 로터 소음 음압 개형 비교

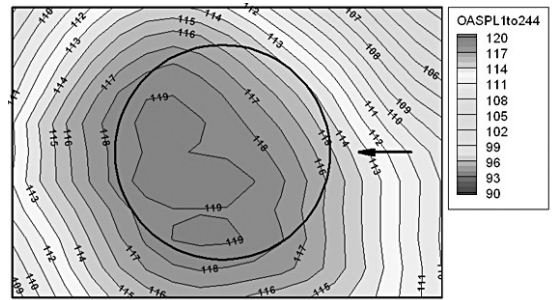
무시하고 다음과 같이 홀극인 두께 소음항과 이중극인 하중 소음항으로 소음항을 표현하였다.

$$\begin{aligned}
 p'(\vec{x}, t) &= p'_r(\vec{x}, t) + p'_l(\vec{x}, t) \\
 4\pi p'_r(\vec{x}, t) &= \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 \dot{v}_n}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
 &+ \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS \\
 4\pi p'_l(\vec{x}, t) &= \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
 &+ \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_i M_i}{r^2 (1-M_r)^2} \right]_{ret} dS \\
 &+ \frac{1}{c_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r \dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{r^2 (1-M_r)^3} \right]_{ret} dS
 \end{aligned} \tag{1}$$

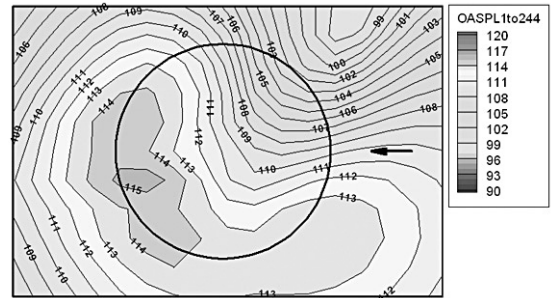
소음 해석 결과 검증을 위해 HART II 로터 실험 결과와 예측 결과를 비교하였다. 음압 개형과 소음도 분포에 대해 그림 2와 그림 3에 나타내었다. 음압 개형과 소음도 분포 모두 실험 결과와 잘 일치하며 블레이드의 변형이 고려 되었을 경우 향상된 공력 성능 해석 능력과 마찬가지로 소음 예측 능력도 향상됨을 알 수 있다.



(a) 실험결과



(b) 블레이드 변형 미 고려



(c) 블레이드 변형 고려

그림 3 소음도 분포 비교

2.3 소음원 구축

위와 같은 공력해석 및 소음예측을 통하여 그림 4와 같이 비행 경로에 따른 특정 기동 조건에서의 음향학적 구(acoustic sphere)를 생성할 수 있다. 주 로터 블레이드의 소음원 정보를 가지고 있는 구는 로터 회전 평면의 각도(tip path plane angle)와 전진비(advance ratio)의 함수로 구축하게 되어 실시간 소음 전파 계산 시 적절한 전진비와 회전 평면 각도에 맞는 정보를 불러들여 사용

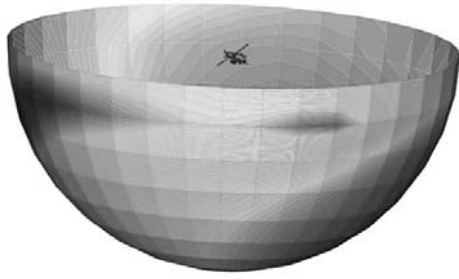


그림 4 헬리콥터 소음원 정보

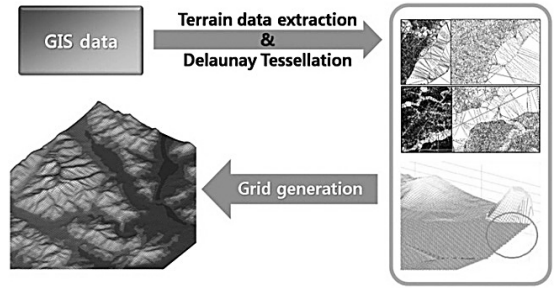


그림 5 GIS 수치지도의 격자화

할 수 있게 구축 한다.

3. 소음 전파 예측

소음 전파 예측 모델에는 경계요소법(boundary element method, BEM), 포물선 식(parabolic equation, PE), 음향음선이론(acoustic ray theory) 등이 있다. 헬리콥터 소음의 실시간 전파를 모사하기 위해서는 형상이 복잡한 지형에 적용이 가능하여야 하고, 또한 연속적으로 소음원 정보를 변경 할 수 있도록 수치적 구현의 편리성이 갖추어져야 한다. 더욱이 대기의 상태에 따라 전파 경로가 달라지기 때문에 온도, 습도, 바람 등의 영향이 모두 고려되어야 한다. 이러한 요구 조건을 모두 만족시키기 위해 음향 음선 이론을 사용한 모델을 적용하였다.

3.1 음향음선이론

음향음선이론은 파동 방정식으로부터 유도된 다음과 같은 Eikonal 식을 사용하게 된다.

$$|\nabla\tau|^2 = \frac{1}{c^2} \quad (2)$$

식 (2)로부터 소음원으로부터 전파되는 음선의 경로를 예측 할 수 있다. 음선의 경로를 정확히 예측하기 위해서는 4차 Runge-Kutta 식이 사용되었으며, Newton-Raphson 등과 같이 해를 찾는 과정을 통해 고유 음선(eigen ray)를 구하게 된다.

식 (2)를 기반으로 소음원으로부터 전파되어

대기와 지형의 효과가 고려된 크기를 예측 할 수 있다.

$$L_R = L_{P_{free}} + \Delta L_{terrain} + \Delta L_{atmosphere} \quad (3)$$

$L_{P_{free}}$ 는 소음원에서의 소음도 크기를 나타내며, $\Delta L_{terrain}$ 는 지형에 의한, $\Delta L_{atmosphere}$ 는 대기에 의한 감쇠량을 나타내며, 최종적으로 수음자 위치에 도달하는 L_R 을 얻게 된다.

3.2 GIS 수치지도 활용

가상의 공간이 아닌 실제 지형에서의 소음 전파 예측이 가능하도록 지리정보시스템(GIS)의 수치 지도를 활용하는 방법을 적용하였다. GIS 수치지도에는 수많은 지리 정보를 포함하고 있다. 이러한 데이터에서 우리가 원하는 고도 정보만을 추출하기 위한 알고리즘을 개발 적용하였으며, 수치 계산을 위한 등고선 형태의 점들을 그림 5와 같은 일련의 과정을 거쳐 격자화 하여 적용하였다.

3.3 지형 효과

수음자의 위치는 지면 근처에 분포하기 때문에 수음자에 전파되는 소음도는 지표면의 종류와 지형 형상에 의해 크게 좌우된다. 따라서 이러한 지표면의 성질과 기하학적인 지형의 형상을 고려할 수 있는 모델을 적용하여 소음도를 예측하는 것이 무엇보다 중요하다고 할 수 있다. 대부분의 지표면은 다공성 매질로 이루어져 있으며 이

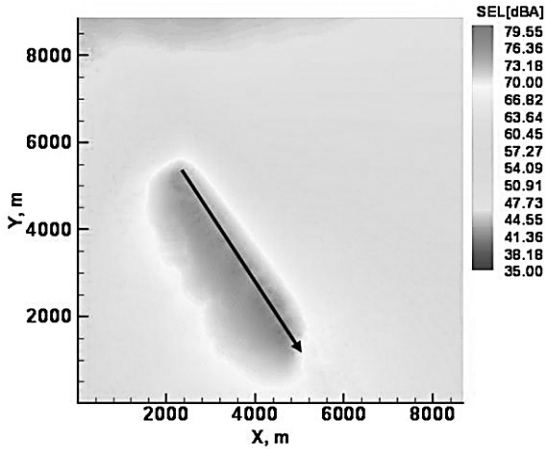


그림 6 지형 효과를 고려하지 않은 경우

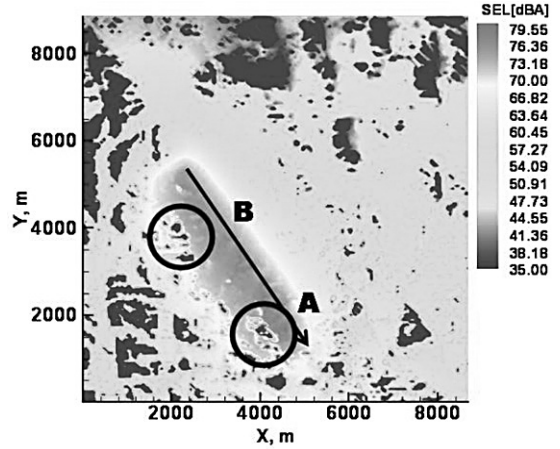


그림 7 지형 효과를 고려한 경우

러한 다공성 매질의 음향학적 특성은 지면의 안과 밖을 드나드는 공기의 움직임에 의해 영향을 받는다. 이러한 척도로 사용되는 것이 유동저항(flow resistivity)이며, 유동저항의 정의는 매질의 단위 두께 당 유도 체적 유동 비(induced volume flow rate)와 압력 구배의 비로 나타낸다. 이러한 지표면의 음향학적 성질인 유동저항을 활용하여 임피던스 모델에 적용 후 지면 반사량을 계산하게 된다.

또한, 소음원과 수음자 위치 사이에 존재하는 장애물에 의해 음선은 수음자 위치에 직접 도달하지 못하고 장애물 끝 부분에서 산란되어 회절 현상을 겪게 된다. 이러한 영역을 그림자 영역(shadow zone)으로 분류하고 회절 모델을 적용함으로써 해당 영역에서의 소음도 값을 계산할 수 있다. 더욱이 이러한 회절 모델은 소리속도가 일정한 대기에서 직선경로로 전파되는 경우뿐만 아니라, 소리속도 변화가 존재하는 즉, 굴절경로로 전파되는 경우에서도 적용이 가능한 모델이어야 한다.

그림 6은 지형 효과를 고려하지 않은 경우이며 그림 7은 지형 효과를 고려한 경우에서의 노출 소음도의 값을 나타낸 것이다. 화살표의 방향은 헬리콥터의 전진 방향을 나타내며, 그림 상의 A, B영역은 헬리콥터의 전진면에 해당하는 지역이

지만, 실제 지형에서의 수음자 위치는 높은 지형에 의해 헬리콥터의 소음이 직접 전파되지 않는 영역에 해당된다.

이러한 영역에서의 소음도 계산시 지형 효과가 고려되지 않은 경우와 고려된 경우에서, 값이 현격한 차이를 보이는 것을 확인할 수 있으며, 대부분의 실제 지형에서는 이러한 현상들이 자주 발생하기 때문에 실시간 소음 전파를 예측하기 위해서는 지형에 의한 현상이 고려되어야 한다.

3.4 대기 효과

대기 중에 있는 공기의 특성에 의해 소리는 전파되는 과정 중에 상대 습도에 따른 공기 분자들의 의해 흡음이 이루어지며, 또한 바람 및 온도 변화에 의해 소리속도 분포가 달라지기 때문에 이러한 현상들을 모두 고려할 수 있어야 보다 정확한 음선의 경로와 소음도의 크기를 예측할 수 있다. 대기의 산소 분자와 질소 분자에 의한 흡음 현상은 ISO 9613에 자세히 기술되어 있으며, 각각의 주파수 별 산소 및 질소 분자에 의한 흡음 계수를 계산할 수 있다.

소리속도를 일정하게 가정할 경우 음선의 굴절 현상을 모사할 수 없다. 근거리 소음 전파만을 다룬다면 문제가 되지 않지만, 소음원으로부터 원거

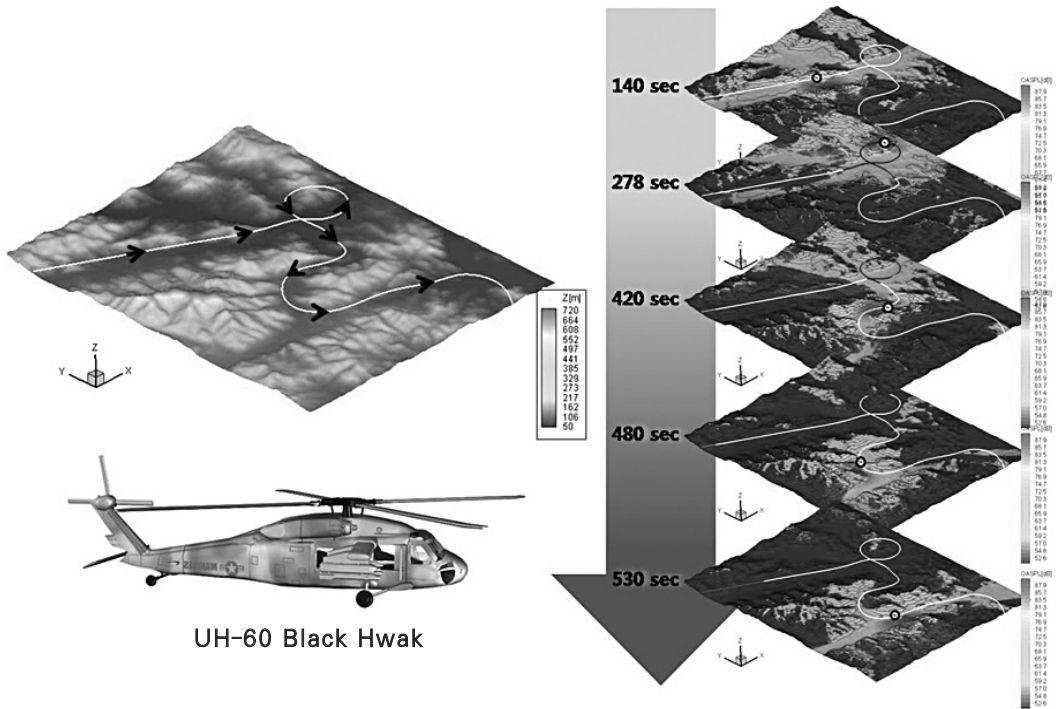


그림 8 UH-60 헬리콥터 소음의 실시간 예측 결과

리에 위치한 수음자에서의 소음도 예측 및 평가를 다루는 분야에서는 적절하지 못한 가정이 될 수 있다. 음선의 궤적은 대기의 유효소리속도 분포에 의해 결정되며, 이러한 유효소리속도는 대기의 온도 분포, 바람 속도 분포에 의해 결정된다.

$$c_{eff} = c_0(z) + u(z) \quad (4)$$

식 (4)의 $u(z)$ 는 바람속도를 나타내며, $c_0(z)$ 는 온도에 의한 소리속도를 나타낸다. 소음원과 수음자 사이의 고도 간격을 위와 같은 온도와 바람 속도 분포에 의한 유효소리속도로 분포시켜 소리 속도 변화에 의한 대기에서 음선의 굴절현상을 모사할 수 있다.

4. 맺음말

앞서 기술한 수치 해석 방법들을 활용하여 UH-

60 헬리콥터 소음 전파 예측 결과를 그림 8에 나타내었다. 관심 지역의 GIS 수치지도를 활용하여 헬리콥터의 비행 경로를 설정하고 원하는 위치 혹은 시간에서의 소음 전파 모습을 지도 위에 가시화 함으로써 소음도 변화나 저소음 영역들을 쉽게 구분할 수 있다.

이러한 실시간 소음지도 결과물은 누구나 쉽고 빠르게 정보를 획득할 수 있기 때문에 대단히 유용하게 활용 할 수 있다. 따라서, 수치기법을 활용한 헬리콥터 소음의 실시간 예측 결과물은 헬리콥터의 가장 큰 환경 문제라고 할 수 있는 소음의 평가에 있어서 훌륭한 기초 자료가 될 수 있을 것으로 사료된다.

하지만, 각각의 수치 해석 단계마다 매우 정확한 계산 능력을 요구하기 때문에 각 단계마다 기법들의 신뢰성 확보를 위한 꾸준한 검증 절차를 통해 기법들의 예측 능력 향상을 위한 연구가 필요 할 것으로 생각된다. KSNVE