

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(5), 376-384(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.5.376

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## UH-1H 로터 블레이드의 제자리 비행 시 투과면을 이용한 원방 소음 해석

김기로\*, 박민준\*\*, 박수형\*\*\*, 이덕주\*\*, 박남은\*\*\*\*, 임동균\*\*\*\*

### Aerodynamic Noise Analysis Using the Permeable Surface for UH-1H Rotor Blade in Hovering Flight Condition

Ki Ro Kim\*, Min Jun Park\*\*, Soo Hyung Park\*\*\*, Duck Joo Lee\*\*, Nam Eun Park\*\*\*\*  
and Dong Kyun Im\*\*\*\*

Department of Aerospace Information Engineering, Konkuk University\*,\*\*\*

Department of Aerospace Engineering, Korea Advanced Institute of Science and Technology\*\*  
Rotary-wing Aircraft Research & Development Division, Korea Aerospace Industries\*\*\*\*

#### ABSTRACT

The aerodynamic far-field noise was computed by an acoustic analogy code using the permeable surface for the UH-1H rotor blade in hover. The permeable surface surrounding the blade was constructed to include the thickness noise, the loading noise, and the flow noise generated from the shock waves and the tip vortices. The computation was performed with compressible three-dimensional Euler's equations and Navier-Stokes equations. The high speed impulsive noise was predicted and validated according to the permeable surface locations. It is confirmed that the noise source caused by shock waves generated on the blade surface is a dominant factor in the far-field noise prediction.

#### 초 록

본 연구에서는 투과면을 이용하는 음향상사법으로 제자리 비행하는 UH-1H 로터 블레이드 주위의 원방 소음을 예측하였다. 두께 소음과 하중 소음, 그리고 충격파 및 끝단 후류 등에 의해 발생하는 유동 소음을 예측하기 위해 블레이드 표면을 포함하는 투과면을 구성하였다. 3차원 압축성 Euler 방정식 및 Navier-Stokes 방정식을 적용하여 공력 해석을 수행하고 비교하였다. 투과면의 위치에 따라 High Speed Impulsive 소음을 예측 및 검증하였다. 블레이드 끝단에서 발생하는 충격파에 의한 소음원이 지배적인 요소임을 확인하였으며, 충격파를 온전히 포함하도록 투과면을 구성하는 것이 중요함을 보였다.

**Key Words** : Aerodynamic Noise(공력 소음), Acoustic Analogy(음향상사법), Permeable Surface(투과면), Overset Grid(중첩격자), High Speed Impulsive Noise(HSI 소음)

† Received : November 29, 2017    Revised : March 18, 2018    Accepted : March 19, 2018

\*\*\* Corresponding author, E-mail : pish@konkuk.ac.kr

## I. 서 론

헬리콥터 블레이드 주위의 유동장은 블레이드와 끝단에서 발생하는 와류 간의 간섭현상(Blade Vortex Interaction) 및 유체-구조 등의 연계로 인해 비정상 공력 특성이 나타나며 매우 복잡한 유동 구조를 갖는다. 이러한 현상들은 헬리콥터의 성능 및 조종성과 안전성 등에 중요한 영향을 미치기 때문에 보다 정확한 해석이 필요하다.

초기에는 계산 능력의 한계로 인해 해석적 후류기법을 이용하여 수행되어 왔다[1]. 그러나 이러한 기법은 동적실속과 천음속 영역에서 유동을 정확히 예측하지 못하기 때문에 실질적인 비정상 유동 특성의 예측이 힘들며, 끝단 와류 현상을 포착하는데 한계가 있다[2].

Ahmad, J. 등[3]은 중첩격자 기법을 이용하여 로터 주위에는 Navier-Stokes 방정식을 적용하고 로터 외부 영역은 비점성으로 간주하여 공력 특성을 수치적으로 해석하였다. Kim, J. W. 등[4,5]은 제자리 비행 및 전진 비행 시 로터 주위 유동장에 대해 정렬 중첩 격자계를 이용하였으며, Euler 방정식과 Navier-Stokes 방정식에 대해 고차 정확도의 공간 차분법을 사용해 공력 해석을 수행하였다.

헬리콥터 소음은 크게 두께 소음, BVI(Blade Vortex Interaction) 소음이 포함된 하중 소음과 HSI(High Speed Impulsive) 소음이 포함된 비선형 소음으로 나눌 수 있다. 소음을 예측하는 방법으로는 고차 정확도 수치기법을 이용해 직접적으로 계산하는 CAA(Computational Aero-Acoustics)와 소음원 정보를 이용해 원거리 소음을 수치적으로 계산하는 음향상사법(Acoustic Analogy)[6,7] 등이 있다. HSI 소음은 볼륨 격자 내에서 방사되는 와류 소음을 예측하기 위해 유동장내의 음압 정보에 대해 볼륨 적분이 필요하며, 이를 통해 원거리 소음으로 예측이 가능하다[8]. 하지만 계산 효율성 측면에서 볼륨 적분은 표면 적분에 비해 계산시간이 오래 걸리는 단점이 있다. 이를 개선하기 위해 di Francescantonio[9]는 FW-H(Ffowcs Williams and Hawkins) 방정식에 Kirchhoff 접근법을 적용하여 표면 적분만을 계산하는 투과면 경계 조건을 제안하였으며, Lyrntzis[10]와 Aoyama 등[11]은 가상의 움직이는 제어 표면(control surface)을 이용한 Kirchhoff 방정식으로 회전하는 로터 주위의 HSI 소음을 예측하였다. 그리고 Brentner 등[12]은 투과면 경계 조건을 이용해 Kirchhoff 방정식과 FW-H 방정식에 따른 볼륨 소음원을 비교 검증하여 FW-H 방

정식이 더욱 강건하다는 것을 보였다.

본 연구에서는 제자리 비행하는 UH-1H 로터 블레이드에 대해 3차원 압축성 Euler 방정식과 Navier-Stokes 방정식을 적용하여 지배방정식에 따른 공력-소음 해석을 수행하였다. 또한, Euler 방정식에 대해 고차정확도의 공간이산화 기법을 적용하여 공간이산화 기법에 따른 공력-소음 해석 결과를 비교하였다. 고차정확도의 CFD만으로 원거리 수음자 위치까지의 소음을 예측하기 위해서는 수음자 위치까지 공간격자를 매우 조밀하게 구성해야하므로 상당한 해석비용을 요구한다. 뿐만 아니라, 원거리 위치에서의 소음 예측은 수치적 소실(numerical dissipation)을 감수해야하는 문제가 있다. 이를 해결하기 위해 CFD에 음향상사법을 적용하였으며, 볼륨 격자 내에서 방사되는 유동 소음을 예측하기 위한 방법으로, 기존의 볼륨 적분을 대신하여 표면 적분만을 계산하는 투과면 접근방식을 적용함으로써 계산 효율성을 증대시킬 수 있는 FW-H 방정식에 Kirchhoff 접근법을 사용한 음향상사법을 적용하였다. 따라서 블레이드를 포괄하는 투과면을 구성하고 FW-H 방정식에 Kirchhoff 접근법을 적용한 음향상사법으로 원거리 소음을 예측하고 비교 검증하였다.

## II. 본 론

### 2.1 격자 및 경계 조건

본 연구에서는 UH-1H 로터 블레이드 형상에 대해 공력 해석을 수행하고, 유동장 정보를 이용하여 FW-H 방정식을 통해 공력 소음 해석을 수행하였다.

제자리 비행 시, 공력 해석을 수행하기 위해 중첩격자 기법을 이용하였다. 중첩 격자계는 각각의 격자계를 중첩하고 삽간점(Interpolation point)을 통해 격자간의 정보를 전달한다[13]. 따라서 회전하는 로터와 같이 상대운동이 있는 물체에 대해 시간의 변화에 따른 격자 생성 및 공력 해석에 용이하다.

Figure 1은 본 연구에서 구성된 중첩 격자계를 보여주는 그림이다. 여기서 사용된 모든 Background 격자는 블레이드 위로 시위의 3배, 아래로 4배, 스패 길이 방향으로 15배의 내부 영역에 대해 시위 길이 대비 약 11% 크기의 등간격을 갖도록 구성하였으며, 본 연구에서 적용한 격자의 크기에 대한 정보는 Table 1과 같다. 또한, Navier-Stokes 방정식을 적용하기 위한 격자는 레이놀즈수를 고려하여 벽면 첫 번째 격자점의

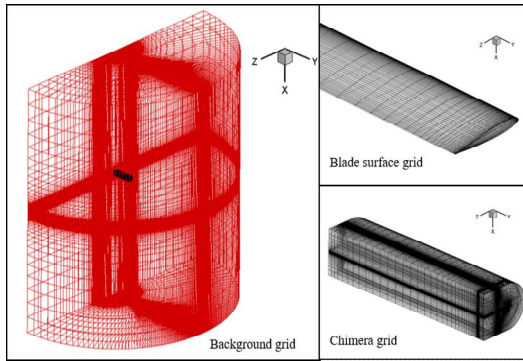


Fig. 1. The overset grid system of UH-1H rotor blade

무차원거리  $y^+$ 가 1에 가깝도록 수직방향 첫 번째 셀 간격을  $1.0 \times 10^{-5}$ 로 설정하였다.

경계 조건으로 벽면에서는 점성 및 비점성 조건, 원방에 대해서는 Riemann invariant 조건을 적용하였다. 또한, UH-1H 로터 블레이드는 2개의 블레이드로 구성되어 있는데, 본 해석에서는 제자리 비행 조건이기 때문에 하나의 블레이드에 대해 격자를 구성하였다. 따라서 이에 대한 경계 조건으로 주기 조건(periodic interface condition)을 적용하여 공력 해석의 결과에 대해 수렴성을 좋게 하였다.

소음 해석 시, 볼륨 소음원을 예측하기 위해서는 일반적으로 볼륨 격자 내의 유동장에 대한 음압 정보를 볼륨 적분하여 원거리 소음으로 예측한다. 이러한 볼륨 적분은 계산 효율성이 좋지 않은 단점이 있다. 이와는 달리 투과면 접근법을 이용하면, 음압 정보를 임의의 투과면에 전달하여 표면 적분만으로 원거리 소음을 예측할 수 있으며 계산 효율성 또한 향상시킬 수 있다. 본 연구에서는 Fig. 2와 같이 물리적인 블레이드 표면과 소음원이 위치한 유동장 내의 볼륨을 포함하도록 투과면을 구성하였으며, 이를 여러 개 중첩한 다중 투과면을 설정하여 소음 해석을 수행하였다.

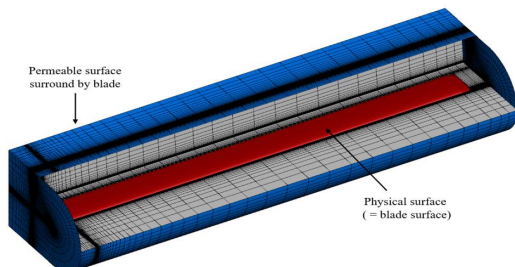


Fig. 2. A concept of the permeable surface

## 2.2 수치해석 기법

3차원 압축성 Euler 방정식과 Navier-Stokes 방정식을 사용해 제자리 비행 시 로터 주위의 유동장을 해석하였다. 3차원 압축성 Euler 방정식 및 Navier-Stokes 방정식을 일반좌표계에서 보존형태로 표현하면 각각 식 (1)과 식 (2)와 같다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F_i}{\partial \xi} = S, \quad i = 1, 2, 3 \dots \quad (1)$$

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (F_i - F_{vi})}{\partial \xi} = S, \quad i = 1, 2, 3 \dots \quad (2)$$

여기서  $Q$ 는 유동변수이고,  $F_i$ 는 각 방향의 비점성 유속 벡터를 나타내며,  $F_{vi}$ 는 점성 유속 벡터를 나타낸다. 제자리 비행 시 블레이드에 고정된 좌표계에서 유동은 정상상태로 볼 수 있으며,  $S$ 는 로터의 제자리 비행 계산을 위해 추가한 원천항으로 다음과 같다.

$$S = [0, \rho v \Omega, -\rho u \Omega, 0, 0] \quad (3)$$

여기서  $\Omega$ 는 회전좌표계의 각속도 벡터를 의미하며, 일반좌표계의 격자면 속도(Contravariant Velocity)는 다음과 같다.

$$U = \xi_x u + \xi_y v + \xi_z w - \xi_t \quad (4)$$

여기서  $\xi_t$ 는  $\xi$  방향 격자의 회전을 반영한 이동속도를 나타낸다. 위의 식 (1)과 식 (2)를 공간이산화하기 위해 격자 중심의 유한체적법(Finite Volume Method)을 사용하였고, Roe's FDS(Flux Difference Splitting) scheme[14]과 3차 다항식 TVD(Total Variation Diminishing) 내삽 기법[15]을 제한자(Limiter)로 적용하였다. 시간 전진기법으로 DADI(Diagonalized Alternate Directional Implicit Method) 기법[16]을 적용하였다. 또한, Euler 방정식에 대해서는 고차정확도 기법에 따른 공력-소음 해석 결과를 비교 분석하기 위해 5차 정확도의 WENO(Weighted Essentially Non-Oscillatory) scheme[17]을 추가 적용하였다. 난류 모델은 벽거리를 사용하지 않는  $k-w$  Wilcox-Durbin+ 난류 모델을 사용하였다[18]. 그리고 정상상태의 공력 해석 결과를 비정상 공력 해석 결과로 변형시켜 소음 해석에 필요한 유동장 데이터를 생성하였다.

본 연구에서는 일반적으로 널리 알려진 Farassat

formulation 1A[19]를 이용하여 투과 경계 조건이 적용된 FW-H 방정식을 적용하였다. 이는 di Francescantonio[9]에 의해 정의된 것으로, 블레이드 표면에서 음장 해석을 수행하는 비투과면 경계 조건( $u_n = v_n$ )에 임의적인 가상의 면을 구성하는 투과면 경계 조건( $u_n \neq v_n$ )을 부여하는 식 (5)와 식(6)을 적용한 것이다.

$$U_i = [1 - (\rho/\rho_0)]v_i + (\rho/\rho_0)u_i \quad (5)$$

$$L_i = P_{ij}\hat{n}_j + \rho u_i (u_n - v_n) \quad (6)$$

이를 적분 식으로 표현하면 식 (7)부터 식 (9)와 같이 나타낼 수 있다.

$$p'(\vec{x}, t) = p'_T(\vec{x}, t) + p'_L(\vec{x}, t) + p'_Q(\vec{x}, t) \quad (7)$$

$$p'_T = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 (\dot{U}_n + U_n)}{r |1 - M_r|^2} \right]_{ret} ds + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[ \frac{\rho_0 U_n (r \dot{M}_r + c M_r - c M^2)}{r^2 |1 - M_r|^3} \right]_{ret} ds \quad (8)$$

$$p'_L = \frac{1}{4\pi c} \int_{f=0} \left[ \frac{\dot{L}_r}{r |1 - M_r|^2} \right]_{ret} ds + \frac{1}{4\pi c} \int_{f=0} \left[ \frac{L_r - L_i M_i}{r^2 |1 - M_r|^2} \right]_{ret} ds + \frac{1}{4\pi c} \int_{f=0} \left[ \frac{L_r (r \dot{M}_r + c M_r - c M^2)}{r^2 |1 - M_r|^3} \right]_{ret} ds \quad (9)$$

여기서  $\hat{n} = n_i$ 는 블레이드 표면으로부터 외곽 방향으로의 단위 수직 벡터를 나타내며,  $u_n = u_i n_i$ 는 블레이드 표면의 수직 방향으로의 유동 속도이고,  $v_n = v_i n_i$ 는 표면 속도이다.  $\rho = \rho_0 + \rho'$ 는 밀도이며,  $r = |\vec{x} - \vec{y}|$ 는 블레이드 표면과 수음자 사이의 거리를 의미한다.  $M$ 은 블레이드 표면에서의 마하수를 나타내며,  $M_r = M_i \hat{r}_i$ 는 회전 방향으로의 마하수를 의미한다. 식 (7)에서  $p'_T(\vec{x}, t)$ 는 두께 소음 항이며,  $p'_L(\vec{x}, t)$ 는 하중 소음 항,  $p'_Q(\vec{x}, t)$ 는 볼륨 소음 항을 의미한다. 식 (7)을 풀기 위해서는 전체 볼륨을 적분해야하기 때문에 계산 효율성 측면에서 상당한 어려움이 있다. 하지만 여기에 위에서 언급한 투과면 경계 조건이 적용된 식 (5)와 식 (6)을 적용하면, 볼륨 소음원

이 식 (8)과 식 (9)에 포함되어 나타낼 수 있기 때문에 표면 적분만을 사용함으로써 계산 효율성을 증대시킬 수 있고, 모든 소음원(Monopole, Dipole, Quadrupole)에 대한 예측도 가능하다.

소음 해석 시, 회전 평면의 중심에서 3.09R (Blade radius) 만큼 떨어진 곳의 수음자 위치에서 소음을 예측하였다. 이 때, 매 순간의 음압 계산에 필요한 유동정보는 0.25도 회전에 해당하는  $dt = 0.152307 \times 10^{-4}$  간격으로 생성되었다.

## 2.3 수치해석 결과

### 2.3.1 격자 수렴성 테스트

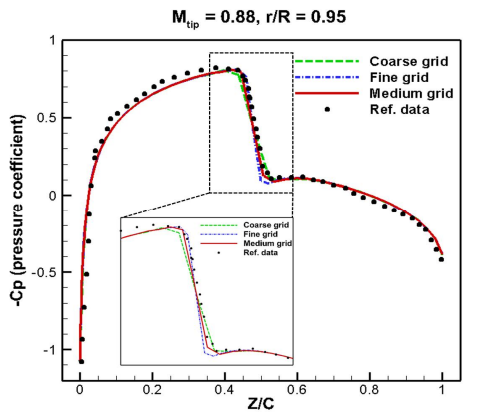
격자 수렴성 테스트를 위한 격자계의 정보는 Table 1에 자세히 나와 있으며, 성긴 격자 기준 시위선 방향으로 약 20~40%씩 증가하는 격자를 구성하였다.

제자리 비행 조건은 끝단 마하수 0.8, 0.85, 0.88 세 가지의 경우에 대해 collective pitch angle 0°인 무양력 제자리 비행 조건으로 설정하였으며, 이 때 블레이드  $r/R = 0.95$  지점에서의 표면 압력분포를 Morino 등[20]이 계산한 결과와 비교 검증하였다.

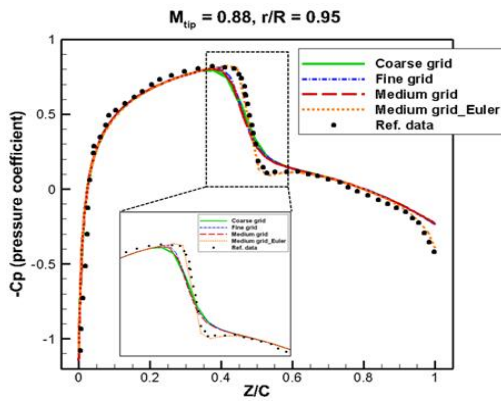
Figure 3은 각각 Euler 방정식과 Navier-Stokes 방정식에 Roe's FDS scheme을 적용하고 끝단 마하수 0.88의 조건에서 계산한  $r/R = 0.95$  위치에서의 압력계수를 보여주는 그림이다. Fig. 4는 격자의 조밀도에 따라 블레이드 표면으로부터 시위 길이 대비 0.5만킬의 거리에서 투과면을 설정하여 소음 해석한 결과이다. Fig. 3에서 보는 바와 같이 블레이드 표면에서 발생하는 충격파의 크기 및 위치에 대한 결과를 볼 때, Medium 격자의 표면 압력분포 결과가 선행 연구결과[18]에

Table 1. Grid size for the convergence test

case (for Euler)	Index points (normal × spanwise × chordwise)	Total cells
Background	161×167×161	4,249,600
Coarse grid	33×65×129	262,144
Medium grid	33×65×177	360,448
Fine grid	33×65×225	458,752
case (for N-S)	Index points (normal × spanwise × chordwise)	Total cells
Background	161×169×241	6,451,200
Coarse grid	49×97×257	1,179,648
Medium grid	49×97×337	1,548,288
Fine grid	49×97×397	1,824,768



(a) For Euler equations



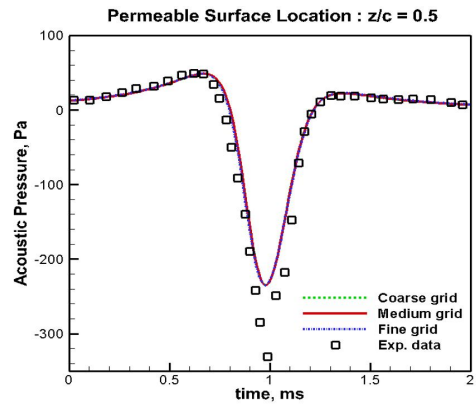
(b) For Navier-Stokes equations

Fig. 3. Grid test results : Comparison of pressure coefficient

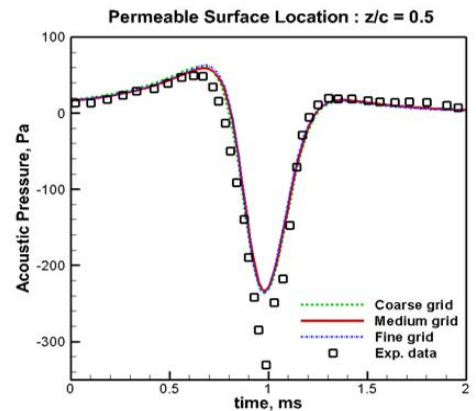
서 계산된 수치값과 유사한 결과를 보였으며, Navier-Stokes 방정식을 적용한 결과에서는 확산(diffusion)에 의해 압력계수 결과가 약하게 뭉개지는 것을 확인할 수 있다. Fig. 4와 같이 격자의 조밀도는 소음 해석 결과에 주는 영향이 미비하다는 것을 알 수 있다.

Figure 5는 Medium 격자를 사용한 경우에 대해 끝단 마하수에 따른  $r/R = 0.95$  위치에서의 압력분포 결과를 보여주고 있다. 끝단 마하수 0.8에서는 충격파가 발생하지 않는 것을 볼 수 있으며, 끝단 마하수 0.85와 0.88의 경우에는 블레이드 끝단에서 강한 충격파를 포착하고 있음을 알 수 있다.

격자 테스트에 대한 결과를 바탕으로, 본 연구에서는 계산의 효율성을 고려하여 Medium 격자를 이용해 블레이드 주위의 원거리 소음 해석을 수행하였다.



(a) For Euler equations



(b) For Navier-Stokes equations

Fig. 4. Grid test results: Comparison of rotor noise

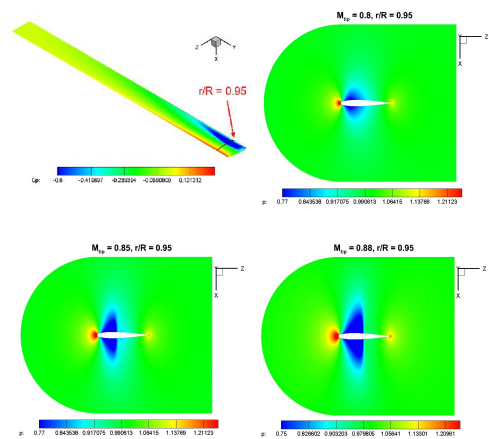


Fig. 5. Pressure distribution on the blade for Euler equations

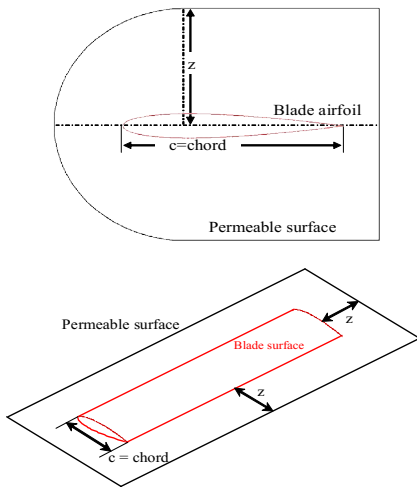


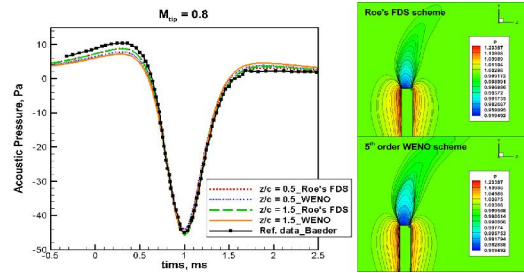
Fig. 6. Permeable surface location

### 2.3.2 소음 해석 결과

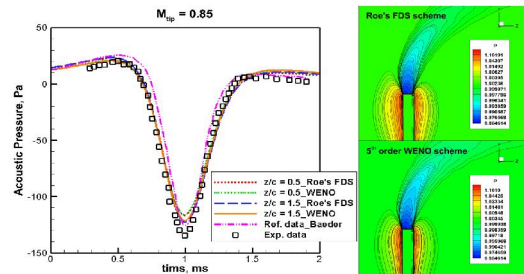
투과면의 형상 및 위치는 Fig. 6과 같이 C-H 형상으로 구성하였다. 시위 길이(c) 대비 블레이드 표면으로부터의 높이, 스팬 방향 거리 및 코드 방향 거리(z)를 모두 동일하게 설정하고 이에 따라 투과면의 위치를 달리하여 구성하였다. 먼저, Euler 방정식에 대해 Roe's FDS scheme과 5차 정확도의 WENO scheme을 적용하여 공간이산화 기법에 따른 소음 해석 결과를 비교하였다.

Figure 7은 각각 끝단 마하수 0.8과 0.85에서 투과면의 위치가  $z/c = 0.5, 1.5$ 일 때의 소음 해석 결과를 보여주고 있다. 끝단 마하수 0.8일 때에는 블레이드 표면에서 충격파가 발생하지 않는 조건이며, 공간이산화 기법 및 투과면의 위치에 따른 결과가 Baeder 등[21]의 결과와 상당히 일치하는 것으로 보아 본 해석 기법에 대한 검증의 정확도를 확인할 수 있다. 하지만 Fig. 7(b)에서 보는 바와 같이 끝단 마하수 0.85의 경우, 투과면의 위치에 따라 음압의 극값에 차이가 나타나기 시작하는 것을 확인할 수 있다. 이는 블레이드 끝단에서 발생하는 충격파가 투과면의 위치에 따른 HSI 소음 예측에 중요한 요소가 될 수 있음을 알 수 있다.

더욱 강한 충격파가 발생하는 끝단 마하수 0.88의 경우에 대해 투과면의 위치에 따라 Brentner 등[12]의 결과 및 실험 결과[22]와 비교 검증하였다. Fig. 8은 Roe's FDS scheme을 적용한 공력 해석 결과에 대해 투과면의 위치를  $z/c = 0.076, 0.35$ 로 설정하여 소음 해석한 결과를 보여주고 있다. 투과면의 위치가 블레이드 표면에 너무 가까우면 음압의 극값에 대한 오차가 더 크



(a) Noise analysis results and in-plane pressure contour at tip Mach 0.8



(b) Noise analysis results and in-plane pressure contour at tip Mach 0.85

Fig. 7. Comparison of rotor noise according to permeable surfaces using Roe's FDS scheme and 5<sup>th</sup> order WENO scheme

게 발생하는 것을 알 수 있다. 이는 Fig. 9에서 나타난 것과 같이 투과면이 충격파를 모두 포함하고 있지 못하고 있기 때문으로 판단된다. 따라서 충격파를 모두 포함하는 투과면을 구성하고 5차 정확도 WENO scheme을 적용하여 공간이산화 기법에 따른 소음 해석을 추가 진행하였다.

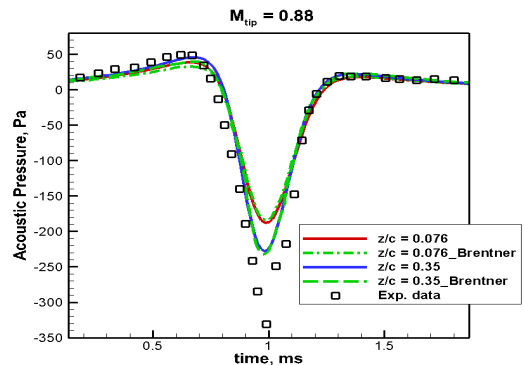


Fig. 8. Comparison of rotor noise with Roe's FDS scheme at tip Mach 0.88 according to permeable surfaces

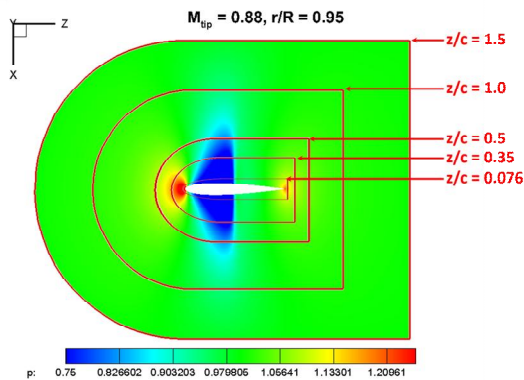


Fig. 9. Permeable surface locations with pressure distribution

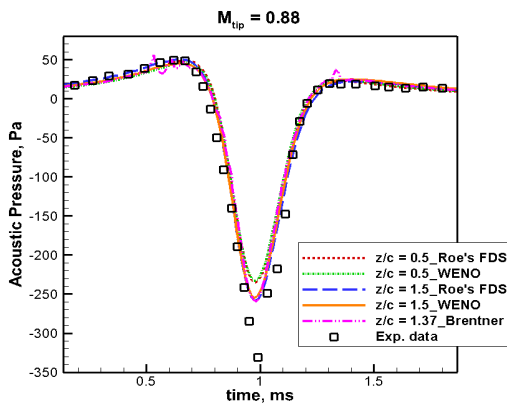


Fig. 10. Comparison of rotor noise with Roe's FDS scheme and 5<sup>th</sup> order WENO scheme at tip Mach 0.88 according to permeable surfaces

Figure 10은  $z/c = 0.5, 1.5$ 의 투과면 위치에 대해 소음 해석을 수행한 결과이다. 충격파를 모두 포함하는 투과면의 경우에는 음압의 극값이 실험 결과에 더 근접하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 하지만 공력 해석 시 적용한 Roe's FDS scheme과 5차 정확도 WENO scheme에 따른 소음 해석 결과가 유사한 것으로 보아 소음 해석에서는 공력 해석의 공간이산화 기법에 대한 영향이 미비하다는 것을 확인할 수 있었다.

Navier-Stokes 방정식을 적용한 결과를 이용해 소음 해석을 수행하여 Euler 방정식을 적용한 소음 해석 결과와 비교하였다.

Figure 11은 Euler 방정식과 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 투과면이 충격파를 모두 포함하도록 설정한 경우에 대해 원거리 소음 해석을 수행한 결과이다. 충격파를 모두 포함하는 경우에는

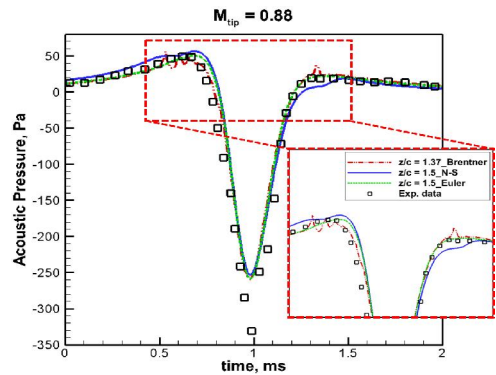
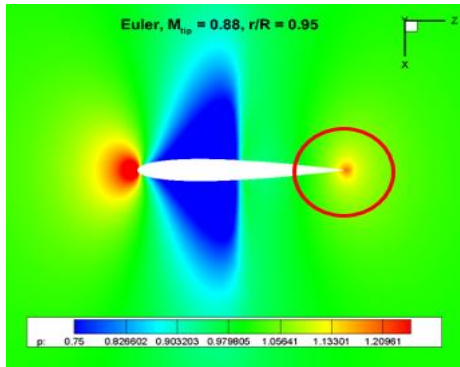


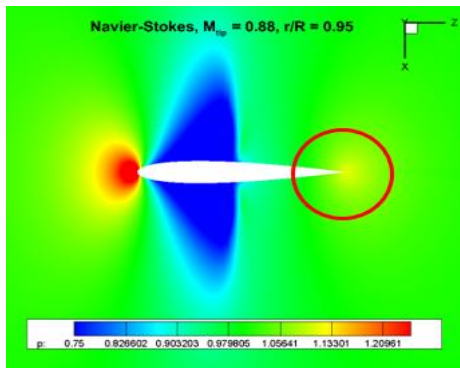
Fig. 11. Comparison of rotor noise with Euler equations and Navier-Stokes equations using Roe's FDS scheme

음압의 극값이 실험 결과에 더 근접하게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이를 통해, 충격파의 큰 압력구배가 음압의 강도를 결정짓는 가장 지배적인 원인임을 알 수 있다. 따라서 더욱 정확한 원거리 소음원을 예측하기 위해서는 투과면을 구성하는데 있어서 블레이드 끝단에서 발생하는 충격파를 완전히 포함하도록 설정하는 것이 중요하다고 판단된다. 또한, Fig. 11에서 나타난 것과 같이 Brentner 등[12]이 계산한 경우에는  $time = 0.5 \sim 0.7$  구간과  $time = 1.25 \sim 1.4$  구간에서의 음압에 진동이 있는 것을 볼 수 있다. 이에 대해 Brentner 등[12]은 블레이드 근처에서 국소적인 음속의 진동과 유한한 유동 속도에 의한 비선형성(Non-linearities) 때문인 것으로 언급하였다. 하지만 본 연구의 해석 결과에서는 작은 진동이 없는 선형적인 음압의 결과를 도출하였다. 이는 정상상태의 공력 해석을 이용하여 수렴성을 좋게 하였고, 비정상 공력 해석에서 발생할 수 있는 오차를 최소화하였기 때문이다. 즉, 비선형성에 의한 영향보다는 공력 해석 결과의 수렴성과 밀접한 관계가 있는 것으로 판단된다.

Navier-Stokes 방정식을 이용한 소음 해석 결과를 살펴보면,  $time = 1.25 \sim 1.5$  구간에서는 실험 값에 비해 작게 예측하는 것으로 나타났다. 이에 대한 이유를 살펴보면, Fig. 12에서 나타난 것과 같이 비점성 계산과는 달리 Navier-Stokes 방정식을 적용한 경우에는 확산 효과로 인해 블레이드 뒷전에서의 압력구배가 완화되고 있음을 볼 수 있다. 이러한 차이는 상대적으로 작은 값이지만, 조금 더 정교한 계산을 위해서는 실험에서 사용한 블레이드 끝단의 두께를 고려할 필요가 있음을 의미한다.



(a) For Euler equations



(b) For Navier-Stokes equations

Fig. 12. Pressure distribution results

### III. 결 론

본 연구에서는 제자리 비행하는 UH-1H 로터 블레이드 형상에 대해 3차원 압축성 Euler 방정식과 Navier-Stokes 방정식을 적용하고, 투과면의 위치에 따른 원거리 소음을 수치적으로 비교하여 검증하였다. 해석 결과, 공력 해석의 공간이산화 기법에 대한 영향이 미비하다는 것을 확인하였다. 또한, 투과면의 위치가 블레이드 표면과 아주 가까운 경우에는 음압 중 극값의 크기가 실험값과 상당한 차이를 보였다. 이는 블레이드에서 발생하는 충격파를 완전히 포함하지 못하기 때문에 정확한 원거리 소음을 예측하는데 어려움이 있는 것으로 보여진다. 반면, 충격파를 모두 포함하는 투과면을 이용한 소음 해석 결과는 음압의 크기가 실험값에 더 근접하게 나타나는 것을 확인하였다. 따라서 충격파와 같은 공력 특성을 완전히 포함할 수 있도록 투과면을 구성해야만 유동 소음원을 더욱 정확히 예측할 수 있으며,

제자리 비행 조건에서는 완전히 수렴한 정상상태의 공력 해석 결과를 사용하는 것이 수치적 오차를 최소화하는데 도움이 될 것으로 판단된다.

### 후 기

이 연구는 2017년도 산업기술평가관리원(KEIT) 연구비 지원에 의한 연구임('10053155').

### References

- 1) Ramachandran, K., Tung, C., and Caradonna, F. X., "Rotor hover performance prediction using a free-wake, computational fluid dynamics method," *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 12, 1989, pp. 1105~1110.
- 2) Lishman, G. J., "Principles of helicopter aerodynamics," *Cambridge university press*.
- 3) Ahmad, J., and Duque, E. P. N., "Helicopter rotor blade computation in unsteady flows using moving overset grids," *Journal of Aircraft*, Vol. 33, No. 1, 1996, pp. 54~60.
- 4) Kim, J. W., Park, S. H., Yu, Y. H., Kim, Y. J., and Kwon, J. H., "Verification of Hovering Rotor Analysis Code Using Overlapped Grid," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 8, 2008, pp. 719~727.
- 5) Kim, J. W., Park S. H., and Yu Y. H., "Euler and Navier-Stokes simulations of helicopter rotor blade in forward flight using an overlapped grid solver," *19th AIAA CFD Conference*. 2009.
- 6) Michael, J., "On sound generated aerodynamically. II. Turbulence as a source of sound," Lighthill, *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 1954, pp. 1~32.
- 7) Williams, J. F. and David L. H., "Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion," *Philosophical Transactions of the Royal Society of London A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, Vol. 264, No. 1151, 1969, pp. 321~342.
- 8) Farassat, F., "Quadrupole source in prediction of the noise of rotating blades-A new source description," *American Institute of*



*Aeronautics and Astronautics Conference*, 1987.

9) Di Francescantonio, P., "A new boundary integral formulation for the prediction of sound radiation," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 202, No. 4, 1997, pp. 491~509.

10) Lyrintzis, A. S., Xue, Y., and Anastasios S. "The use of Kirchhoff's method in computational aeroacoustics," *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 116, No. 4, 1994, pp. 665~676.

11) Aoyama, T., Kawachi, K., Saito, S., and Kamio, J., "Unsteady analysis of transonic helicopter rotor noise," *19<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum*, 1993

12) Brentner, K. S., and Farassat, F., "Analytical comparison of the acoustic analogy and Kirchhoff formulation for moving surfaces," *AIAA journal*, Vol. 36, No. 8, 1998, pp. 1379~1386.

13) Im, D. K., Wie, S. Y., Kim, E., Kwon, J. H., Lee, D. J., Park, S. H., Chung, K. H., and Kim, S. B., "Unsteady Aerodynamic Analysis for Helicopter Rotor in Hovering and Forward Flight Using Overlapped Grid," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 3, 2009, pp. 215~223.

14) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," *Journal of computational physics*, Vol. 2, No. 43, 1981, pp. 357~372.

15) Kim, K. H., and Kim, C., "Accurate, Efficient and Monotonic Numerical methods for Multi-dimensional Compressible Flows Part II: Multi-dimensional Limiting Process," *Journal*

*of Computational Physics*, Vol. 208, No. 2, 2005, pp. 570~615.

16) Park, S. H., and Kwon, J. H., "Implementation of k-w Turbulence Models in an Implicit Multigrid Method," *AIAA journal*, Vol. 7, No. 42, 2004, pp. 1348~1357.

17) Jiang, G. S., and Shu, C. W., "Efficient implementation of weighted ENO schemes," *Journal of Computational Physics*, Vol. 126, No. 1, 1996, pp. 202~228.

18) Thivet, F., Knight, D. D., Zheltovodov, A. A., and Maksimov, A. I., "Insights in Turbulence Modeling for Crossing-Shock-Wave/ Boundary-Layer Interactions," *AIAA journal*, Vol. 39, No. 6, 2001, pp. 985~995.

19) Farassat, F., and George P. S., "The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise," *38th American Helicopter Society Annual Forum, Proceedings. (A82-40505 20-01)*, 1982, pp. 497~507.

20) Morino, L., Gennaretti, M., Lemma, U., and Salvatore, F., "Aerodynamics and aero-acoustics of wings and rotors via BEM-unsteady, transonic, and viscous effects," *Computational Mechanics*, Vol. 21, No. 4, 1998, pp. 265~275.

21) Baeder, J. D., Judith M. G., and Yu, Y. H., "A computational study of the aero-acoustics of rotors in hover," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 42, No. 1, 1997, pp. 39~53.

22) Purcell T. W., "CFD and transonic helicopter sound," *14th European Rotorcraft Forum*, 1988, pp. 17.