

도심 환경 착륙 시 회전익 비행체의 공력 소음 예측 연구

Predicting the Aerodynamic Noise of Rotorcrafts Approaching Urban Landing Sites

송 찬 호* · 손 상 민* · 정 다 빈* · 명 노 신** · 이 학 진†

Chan Ho Song*, Sang Min Son*, Da-bin Jung*, Rho Shin Myong** and Hakjin Lee†

(Received August 22, 2025 ; Revised September 24, 2025 ; Accepted September 25, 2025)

Key Words : Rotorcraft Noise(회전익기 소음), Aerodynamic Noise(공력 소음), Ffowcs Williams-Hawkings Acoustic Analogy(Ffowcs Williams-Hawkings 음향 유사법), Source-doublet Panel Method(패널법), Vortex Particle Method(와류 입자법)

ABSTRACT

Urban Air Mobility (UAM) has been developed as a new transportation system and is expected to operate in congested urban environments near vertiports and surrounding buildings. These environments can produce unsteady aerodynamic interference phenomena, including ground and obstacle effects, which may increase flight instability and noise levels. In this study, we investigated the ground and obstacle effects on the aerodynamic performance and acoustic characteristics of a helicopter model using the vortex-based rotorcraft analysis code VALOR (Vortex-based Aerodynamic simuLation cOde for Rotorcraft) and an acoustic analogy based on the Farassat-1A formula. The simulation results indicate that the ground and obstacle effects generate unsteady aerodynamic loads acting on the rotor blades. In addition, strong unsteady aerodynamic loads lead to a high overall sound pressure level (OASPL) in the noise hemisphere. Finally, the parametric study showed that the highest OASPL occurred when the aircraft was located near or above the obstacle.

1. 서 론

도심 환경에서의 단거리 인원 및 물자 수송을 위한 차세대 교통수단으로 도심 항공 모빌리티(urban air mobility, UAM)가 주목받고 있다. UAM은 고정익 항공기와는 달리 주로 도심 지역 내 또는 도심 간의 단거리, 저고도 공역에서 운용되는 특성을 갖는다⁽¹⁾. 특히 버티포트(vertiport)나 건물 옥상의 헬리패드

(helipad)와 같은 제한된 공간에서 빈번한 수직 이착륙이 요구되므로, 지면 및 인근 건물과의 상호작용이 빈번하게 발생하게 된다. 이러한 운용 환경에서는 지면 및 장애물 효과(ground and obstacle effects)의 영향으로 로터 후류와 주변 장애물 간의 공기역학적 상호작용이 발생한다. 특히, 다중 로터 성능의 급격한 변화는 항공기 조종 불안정성과 지면이 없는 환경과는 다른 소음 방사 특성을 유발하고, 이는 도심 내 거주자들 및 UAM 탑승객에게 직접적인 소음 피해를

† Corresponding Author ; Member, Gyeongsang National University, Associate professor
E-mail : hlee@gnu.ac.kr

* Member, Gyeongsang National University, Graduate Student

** Gyeongsang National University, Professor

A part of this paper was presented at the KSNVE 2025 Annual Spring Conference

‡ Recommended by Editor Wonseok Yang

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

유발할 수 있다. 따라서, UAM 항공기의 대중 수용성 확보와 지속적인 도입 및 운용을 위해, 도심 환경에서의 항공기 안정성과 소음 문제를 고찰하고 예측하는 연구는 필수적이다⁽²⁾.

현재, UAM 항공기의 이착륙 가이드라인은 개념적으로 제시된 바 있으나, 이는 프로토타입 수준에 머물러 있어 UAM 운항을 위한 전반적인 기준으로 보기에는 한계가 있다^(3,4). Multi-copter, Lift+Cruise와 Vectored Thrust 등 다중 로터 시스템의 형태에 따라 분류되는 UAM 항공기는 단일 로터 헬리콥터(single main rotor, SMR)를 기반으로 한 기존 도심 운용 절차를 적용하기 어렵다. 이에 따라, 정밀한 UAM 공력 성능 및 소음 예측을 통한 운용 기준 수립이 필요하며, 이에 기반한 새로운 이착륙 가이드라인 마련이 필요하다.

전 세계적으로 도심 환경에서의 공력 및 소음 해석 연구가 활발히 수행되고 있다. Zagaglia 등은 풍동 실험을 통해, 지면 및 장애물 인근의 다양한 위치에서 헬리콥터 전기체 형상에서의 공력 성능 및 후류 구조 분석을 수행하였다⁽⁵⁾. 이를 통해, 장애물 상단과 장애물과의 거리가 먼 지역에서 지면 효과에 의한 추력 상승을 확인하였으며, 장애물 인근 재순환 영역(recirculation region) 발생으로 인한 추력 손실을 확인하였다. Chirico 등은 지면 및 장애물 효과에 대한 분석을 위해, HMB computational fluid dynamics (CFD) 해석자를 이용하여 로터와 장애물 주위의 속도장 분석 및 고찰을 수행하였다⁽⁶⁾. 앞선 실험 및 수치 해석을 통해, 지면 및 장애물 효과가 로터의 비정상 공력 하중을 유발하며, 이는 기체의 비행 안정성에 직접적인 영향을 미치는 중요한 요소임을 확인하였다. 또한, 지면 및 장애물 효과가 소음 방사 특성에 미치는 영향 분석을 위한 연구도 다수 수행되었다. Gibertini 등은 반무향실(semi-anechoic chamber)에서 소음 시험을 통해 건물 옥상 헬리패드 접근 시 단일 로터 소음의 전파 특성을 분석하였다⁽⁷⁾. Yang 등은 Lattice-Boltzmann method(LBM) 기법을 이용해 지면 효과를 받은 쿼드콥터 UAM 항공기의 공력 성능을 해석하고, 이를 기반으로 투과성(permeable) 경계 조건을 적용하여 Ffowcs Williams-hawkings(FW-H) 음향 상사법을 이용한 소음 해석 연구를 수행하였다⁽⁸⁾. 지면 효과에 의한 소음 방사 특성을 소음 반구(noise hemisphere)를 통해 분석하였으며, 지면과의 거리가 가까워질수록 하중 소음이 증가하며 방사 방향성에도

영향을 미치는 것을 확인하였다. Sadegh 등은 와류 입자법과 FW-H 음향상사법을 기반으로 한 해석자를 통해, 지면 효과가 side-by-side UAM 항공기의 공력 성능과 소음 특성에 미치는 영향을 분석하였다⁽⁹⁾. 이를 통해, 지면의 존재가 음압 레벨(sound pressure level, SPL)과 소음 방사 특성 변화의 주요 원인으로 작용함을 확인하였다.

대부분의 선행 연구에서는 실험 또는 CFD 해석 기법을 통해 단순한 지면 형상에서의 영향 분석을 수행하였으나, 복잡한 도심 운용 환경을 충분히 반영하지 못하고 계산 비용의 효율성 측면에서도 한계를 가진다. 따라서, 이 연구는 단일 로터 블레이드에 대한 지면 및 장애물 효과를 분석한 선행 연구의 후속 연구로써, 중충실도 해석자를 이용하여 지면 및 장애물 효과가 헬리콥터 전기체 형상의 공력 성능 및 소음에 미치는 영향을 고찰하였다⁽¹⁰⁾. 로터 블레이드에서 발생하는 공력 하중은 패널법(panel method)을 이용하여 계산하였으며, 로터의 후류는 비정상 와류 입자법(unsteady vortex particle method)으로 모델링하였다. 패널법으로 도출된 소음원은 Farassat-1A 기반 음향상사법을 이용하여 소음을 예측하였으며, 이때 소음원은 두께 소음(thickness noise)와 하중 소음/loading noise)만을 고려하였다. Politecnico di Milano의 실험 모델인 MD 500 헬리콥터 모델을 이용하여 장애물 주위에서 발생한 헬리콥터의 비정상 하중을 분석하였다⁽¹¹⁾. 이를 소음원으로 사용하여 로터 후류와 지면 및 장애물 간의 상호작용이 반영된 비정상 하중에 의해 발생하는 공력 소음을 예측하였다.

2. 수치해석 방법

2.1 로터 공력해석 기법

UAM 항공기의 수직 이착륙 가이드라인을 수립하기 위해서는 항공기 위치, 형상, 비행 조건 등 다양한 설계 변수를 고려해야 한다. 고정밀도 CFD 기법은 정밀한 해석이 가능하지만 높은 계산 비용과 해석 자원이 요구된다. 따라서 이 연구에서는 계산 비용이 효율적이고, 다양한 설계 변수에 대한 파라메트릭 연구에 적합한 중충실도 해석자를 사용하였다. 이를 통해 UAM 착륙 가이드라인 수립의 기초 데이터베이스를 확보하였고, 다양한 설계 변수에 대한 파라메트릭 연구를 수행하였다.

로터 블레이드에서 발생하는 공력 소음을 예측하기 위해서는 소음원으로 공력 하중 데이터가 필요하다. 이 연구에서는 와류법 기반 in-house 회전익기 공력해석자인 VALOR(vortex-based aerodynamic simulation code for rotorcraft)를 통해 소음원을 도출하였다. VALOR는 로터 블레이드, 동체, 지면 모델링 및 공력해석을 위한 source-doublet 패널법과, 로터에서 발생하는 후류를 모델링하기 위한 비정상 와류 입자법이 결합된 회전익기 공력해석자이다^(10,12). 공력 해석 모델로 사용된 패널법을 통해 3차원 로터 블레이드의 형상을 직사각형의 source-doublet 패널로, 동체 및 장애물은 삼각형의 패널로 모델링하는 기법이다. 이는 두께 효과를 고려할 수 있어, 복잡한 3차원 로터 블레이드의 기하학적 특징을 보다 정밀하게 반영할 수 있다. 비점성, 비압축성 유동에서는 연속방정식을 속도 포텐셜에 대한 라플라스 방정식으로 표현할 수 있다^(13,14). Green 정리에 의해 와류장 내 라플라스 방정식을 만족하는 속도 포텐셜 함수로 정의되며, 물체 표면의 source(σ)와 doublet(μ)의 합으로 식(1)과 같이 표현한다.

$$\begin{aligned} \phi_i^* = & -\frac{1}{4\pi} \iint_{S_B} \left[\sigma \left(\frac{1}{r} \right) - \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \mathbf{n} \right] ds \\ & + \frac{1}{4\pi} \iint_{S_W} \mu \nabla \left(\frac{1}{r} \right) \cdot \mathbf{n} ds + \phi_\infty \end{aligned} \quad (1)$$

식(1)의 내부 포텐셜의 합은 자유류의 포텐셜과 동일하게 정의하기 위해 dirichlet 경계 조건을 각 패널의 중점인 collocation point에 적용한다. Source 강도는 kinematic velocity를 식(2)와 같이 자유류 속도의 수직 성분, flapping과 같은 블레이드 움직임에 의해 유도된 속도, 회전 속도의 수직 성분의 합으로 정의한다. Doublet의 강도는 쿠타(Kutta) 조건에 의해 상하부 패널의 doublet 강도의 차에 의해 식(3)과 같이 정의한다.

$$\sigma = -(\mathbf{V}_\infty + \mathbf{V}_{\text{rel}} + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}) \cdot \mathbf{n} \quad (2)$$

$$\mu_{\text{wake}} = \mu_{\text{upper}} - \mu_{\text{lower}} \quad (3)$$

결정된 source와 doublet 강도는 각 패널 요소에 분포되며, 각 패널 내에서는 강도가 일정하다고 가정한다. 이후, 패널 형상에 의해 정의되는 영향 계수와 함께 미지의 doublet 강도는 선형 대수 방정식인 식(4)를 통해 계산함으로써, 이산화된 패널의 전체 속도 포텐셜을 구하게 된다.

$$\sum_{k=1}^N A_{ik} \mu_k + \sum_{j=1}^{M_W} C_{ij} \mu_{W,j} + \sum_{k=1}^N B_{ik} \sigma_k = 0 \quad (4)$$

최종적으로 공력 하중 성분을 계산하기 위해 식(5)의 비정상 베르누이 방정식을 사용하여 압력 계수를 계산한다. 또한 공력계수 테이블을 통해 점성 효과에 의한 유해항력을 고려하였으며, 유동의 마하수 0.3 이상의 조건에서는 압축성 효과를 고려하기 위해 압축성 보정 계수를 적용하였다.

$$C_{p,0} = 1 - \frac{|V_{\text{total}}|^2}{|V_{\text{kinematic}}|^2} - \frac{2}{|V_{\text{kinematic}}|^2} \frac{\partial \phi}{\partial t} \quad (5)$$

2.2 로터 후류 모델

로터의 후류가 장애물 효과를 받게 되면, 하부 방향으로의 확산이 제한되고 반경 방향으로 outwash가 확산되는 경향이 나타난다⁽¹⁵⁾. 이때 발달한 비대칭적인 후류 구조와 후류 간의 강한 상호작용은 장애물 주위에서 더욱 복잡하게 발생하며, 이는 비정상적인 하중 소음의 주요 원인 중 하나로 작용한다. 따라서 이 연구에서는 후류-후류, 후류-지면, 후류-장애물 간의 상호간섭을 분석하기 위해 VALOR 해석자의 후류 모델인 비정상 와류 입자법(unsteady vortex particle method, VPM)을 사용하였다.

라그랑지안 기반의 비정상 와류 입자법은 와류 입자를 활용하여 각 시간에 따른 입자의 위치, 속도 변화를 추적하여 표현한다. 외재적인 시간적 전진 법을 통해 각각의 후류 입자들은 독립적으로 전파된다. 이러한 특징은 와류 입자 간의 연결성(connectivity)을 유지하지 않아도 되기에 후류와 동체-지면-장애물 간의 상호작용을 예측할 수 있다는 장점이 있다⁽¹⁴⁾. 후류의 와도장 지배방정식은 식(6)과 같이 표현하며, $\omega(\mathbf{x}, t)$ 는 전체 후류를 포함한 전체 와도장을 나타낸다. S 는 전체 와류 입자의 개수, V_i 는 입자의 부피를 정의하며, ζ_σ 는 3차원 정규화 함수로써 연속적인 모사를 위해 사용되었다.

$$\omega(\mathbf{x}, t) = \sum_{i=1}^S \xi_\sigma(\mathbf{x} - \mathbf{x}_i) \omega_i V_i \quad (6)$$

각 와류 입자의 강도는 쿠타 조건을 만족하는 로터 블레이드의 뒷전(trailing edge) 상하부 표면 doublet

강도의 차이에 의해 결정되며, 각 입자의 유도 속도는 biot-savart 법칙을 통해 식 (7)로 계산된다.

$$\mathbf{u}(x_i, t) = \sum_{j=1}^N \mathbf{K}_\sigma(x_i - x_j) \times \mathbf{a}_j \quad (7)$$

2.3 소음 해석 기법

이 연구에서는 회전익 항공기의 방사 소음을 예측하기 위해 FW-H 음향 상사법 기반의 in-house 공력 소음 해석 소프트웨어인 FWHISPER(FW-H based noise prediction code for rotorcraft)를 사용하였다. 지면 및 장애물 효과로 인해 발생하는 로터 블레이드의 비정상 하중을 소음원으로 고려하였고, 각각의 표면에서 발생하는 소음을 예측하기 위해 비투과성(impermeable) 경계 조건을 적용하였다. 이 연구에서는 장애물과의 거리에 따라 항공기에서 발생하는 두께 소음(thickness noise)과 하중 소음(loading noise)의 예측에 중점을 두었다. 따라서, 지면 및 장애물에 의해 발생하는 소음의 반사 및 회절 현상은 고려되지 않는 한계를 가진다. Farassat 1A 식을 기반으로 수음자의 위치에서 하중 소음 및 두께 소음을 계산하는 과정은 식 (8)~식 (10)과 같다. 여기서 a_0 은 음속, ρ_0 는 기체의 밀도, M_r 은 회전 방향으로의 마하수를 나타낸다.

$$p'(\mathbf{x}, t) = p'_T(\mathbf{x}, t) + p'_L(\mathbf{x}, t) \quad (8)$$

$$\begin{aligned} p'_L(\mathbf{x}, t) = & \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_r}{r|1-M_r|^2} \right]_{\text{ret}} dS \\ & + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_M}{r^2|1-M_r|^2} \right]_{\text{ret}} dS \\ & + \frac{1}{4\pi a_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r(r\dot{M}_r + a_0\dot{M}_r - a_0\dot{M}^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{\text{ret}} dS \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} p'_T(\mathbf{x}, t) = & \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{v}_n + v_n)}{r|1-M_r|^2} \right]_{\text{ret}} dS \\ & + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n(r\dot{M}_r + a_0\dot{M}_r - a_0\dot{M}^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{\text{ret}} dS \end{aligned} \quad (10)$$

실제 소음원을 발생시키는 시점과 수음자가 해당 소음원을 인지하는 시점 간의 시간 차이를 고려하기

위하여, 식 (11)의 지연 시간(retarded time)을 적용하였다. 이에 따라, 이 해석에서는 소음원 기준으로 음압을 재구성하기 위해 source-time dominant 알고리즘을 적용하였다.

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} = t - \frac{|x-y|}{a_0} \quad (11)$$

3. 해석 모델 및 조건

3.1 헬리콥터 모델

이 연구에서는 Politecnico di Milano의 실험 모델인 MD 500 헬리콥터 모델을 사용하였다^(11,17). Fig. 1은 로터, 동체, 장애물로 구성된 해석 모델을 나타낸다. 로터 모델은 비틀림 각도가 없고 시위 길이 분포가 일정한 직사각형 블레이드 4매로 이뤄져 있으며, 블레이드의 단면은 NACA 0012 에어포일로 구성되어 있다. 로터 블레이드에 대한 자세한 제원과 해석 조건은 Table 1에 정리하였다. 소음원 분석을 위해 각 블레이드는 시위 방향으로 31개, 반경 방향으로 30개

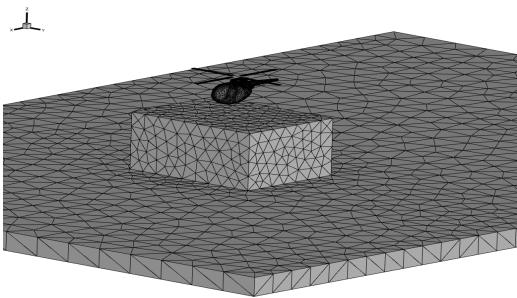


Fig. 1 Geometry of MD 500 helicopter model and ground & obstacle

Table 1 Blade geometry of MD 500 helicopter

Parameter	Value
Number of blades	4
Rotor radius	0.375 m
Chord length	0.033 m
Collective pitch angle	10°
Tip mach number	0.286
Reynolds number	214 000
Airfoil	NACA 0012

의 사각형 패널 요소를 배치하여 이산화하였다. 동체 형상은 MD 500 헬리콥터 형상을 활용하였으며, 전산 해석을 위해 총 5562개의 삼각형 패널로 모델링하였다. 또한 Fig. 1과 같이 지면은 가로 7 m × 세로 5 m 크기로 구현하였으며, 장애물은 가로 1 m × 세로 0.8 m × 높이 0.45 m로 구현하였다. 지면과 장애물 또한 삼각형 패널을 적용하였으며 개수는 4512개를 활용하였다. 지면 및 장애물 효과 분석을 위해 시간 간격 3°로 총 15회전의 공력 해석을 수행하였으며, 마지막 3회전에 대한 평균 공력값을 사용하여 실험 결과 및 타전산 해석 결과와 비교 검증 진행하였다. 소음 해석에는 마지막 1회전 동안의 공력 데이터를 하중 소음원으로 사용하였다. 이 연구에 적용된 시간 간격은 선행 연구에서도 동일하게 적용된 바 있다^(16,18).

3.2 해석 조건 및 마이크로폰 배치

Fig. 2는 지면 및 장애물 효과 분석을 위한 해석 케이스이다. 지면 및 장애물과의 거리는 로터 허브 중

심축과 기준 좌표계 사이의 거리로 설정하였다.

$Z/R = 2.0$ 위치에서의 $X/R = -1.0, 0.0, 1.0$ 의 장애물 상단 3가지 조건은 지면 효과에 의한 소음원 특성 분석을 위해 설정되었으며, 이때의 R 은 로터 반지름이다. 또한, 장애물 효과가 소음원에 미치는 영향을 분석하기 위해 $Z/R = 2.0$ 에서 $X/R = 1.0, 2.0, 3.0$ 의 3가지 조건을 고려하였다. 모든 조건에서 Y 축은 장애물의 중심 지점인 $Y/R = 0.0$ 에서 수행하였다.

지면 및 장애물의 영향으로 발생하는 로터 블레이드의 비정상 하중 변화에 따른 소음 예측하기 위해 Fig. 3과 같이 마이크로폰을 배치하였다. 총 210개의 수음자를 hemisphere 형태로 배치하였다. 로터 회전축을 기준으로 약 10 R(3.75 m) 거리의 위치에 고도 각(elevation angle) 10° 간격으로 19개의 수음자를, 방위각(azimuth angle) 방향으로 18° 간격으로 21개의 마이크로폰을 배치하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 지면 효과에 의한 소음 예측

먼저, 지면 효과의 영향을 받지 않는 OGE(out of ground effect) 조건에서 해석 모델에 대한 공력 하중 검증을 수행하였다. Table 2는 OGE 조건에서 헬리콥터 전기체 형상의 추력 및 토크 계수를 실험값과 비교한 결과이다. Politecnico di Milano의 풍동 실험 결과를 비교 검증 데이터로 사용하였으며, 로터 공력 해석 시 실험값과 유사한 결과를 도출하였다⁽¹¹⁾. 이를 통해 이 해석 모델이 로터 블레이드에 작용하는 공력 하중을 타당하게 예측할 수 있음을 확인하였다.

Fig. 4는 항공기와 장애물 사이의 수평 거리에 따른 추력 및 토크 변화량 예측 결과이다. 수평 거리의 경우, Fig. 2의 case 1 ~ case 3과 같이 정의하였다. Case 1은 장애물 중앙 상단에 위치하며, case 2와 case 3은 장애물과의 거리가 멀어져 partial IGE 조건에 해당한다. 또한, 공력 예측 결과를 OGE 조건 대비

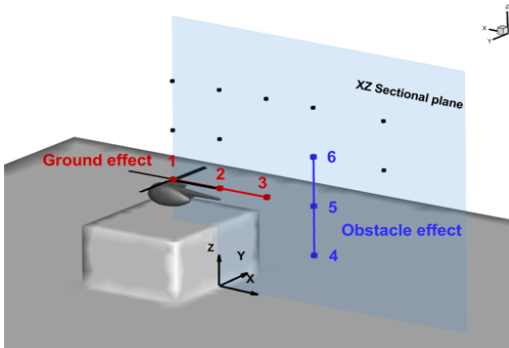


Fig. 2 Test matrix of simulation condition under IGE conditions

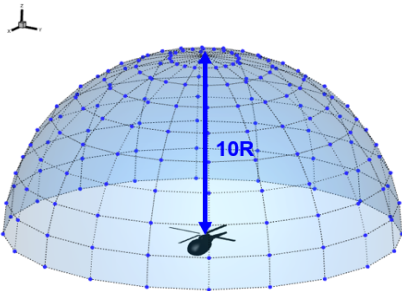


Fig. 3 Microphone locations on the hemisphere for assessing noise levels

Table 2 Comparison of averaged thrust and torque between experiment data and prediction under OGE condition

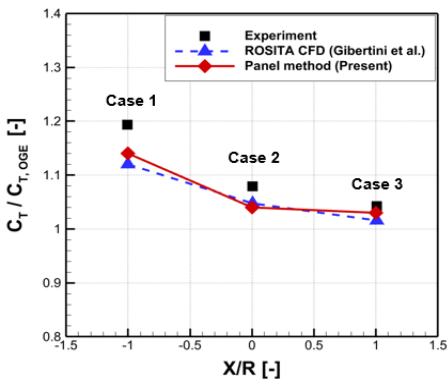
	Experiment	Present
Thrust	0.00705	0.00712
Torque	0.00075	0.00087

변화량으로 무차원화하여 실험값 및 Gibertini 등이 수행한 CFD 해석 결과와 비교하였다.

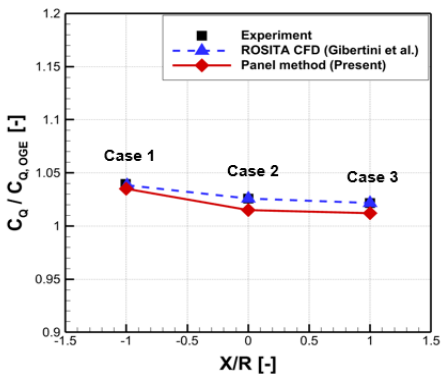
공력 해석 결과, 추력과 토크 모두 실험값^(9,17) 및 CFD와⁽¹⁹⁾ 유사한 결과가 도출되었다. 로터가 장애물로부터 멀어짐에 따라 장애물 상단에서의 지면 효과의 영향이 감소하여 추력과 토크가 감소하는 경향이 나타났다. 장애물 상단에 위치한 case 1에서는 지면 효과에 의해 최대 추력이 발생하였으며, OGE 조건 대비 최대 14 %가 증가하였다. 이는 형성된 후류가 지면과 충돌하여 재순환 영역을 발생시켰고, 유도 속도의 감소와 유효 받음각의 증가로 인해 추력을 증가시킨 것으로 판단된다. 토크의 경우, OGE 조건 대비 최대 4.5 %의 증가율을 보였으며, 추력 데이터와 유사한 경향성을 보였다.

Fig. 5는 헬리콥터의 위치에 따른 추력의 변화(delta thrust)를 컨투어로 나타냈다. 헬리콥터를 기준으로

후방에 해당하는 지점을 방위각 0° 로 정의하였다. Fig. 5(a)에서는 로터 회전면 전반에 걸쳐 추력이 증가하였다. 로터 회전면 절반이 장애물 상단에 위치한 Fig. 5(b)의 경우, 회전면 기준 전방과 후방 영역에 추력의 불균형이 발생하였다. 이는 부분 지면 효과(partial IGE)를 받는 조건으로, 장애물 상단에 위치



(a) Thrust coefficients



(b) Torque coefficients

Fig. 4 Comparison of averaged thrust and torque coefficients of helicopter depending on distance from obstacle

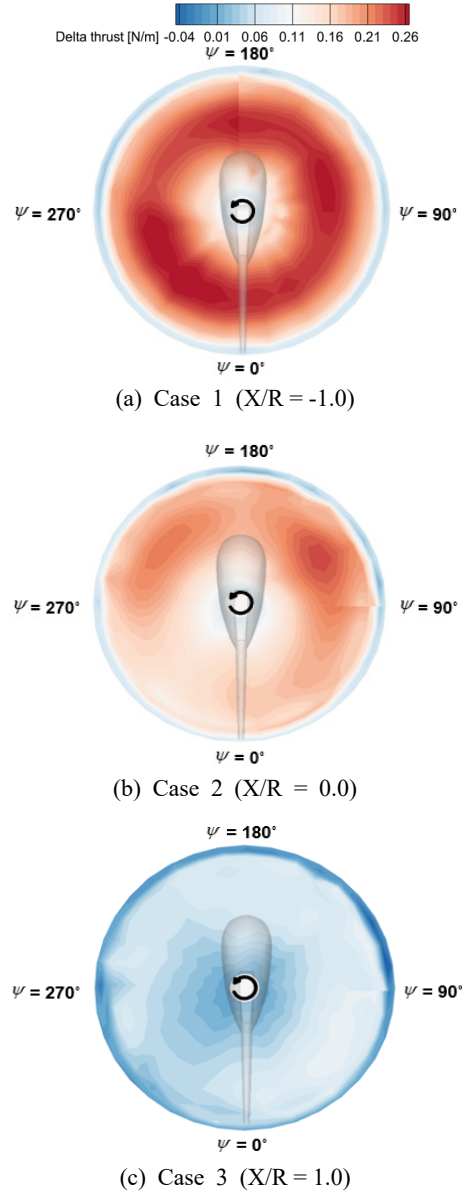


Fig. 5 Comparison of rotor disk contour of delta thrust variation, non-dimensionalized by the OGE condition (case 1 ~ case 3)

한 로터 회전면의 전방에서는 지면 효과에 의해 추력이 증가하였다. 하지만 나머지 절반 영역은 지면 효과의 영향이 미미하였다. Fig. 5(c)는 지면 효과에 의한 영향이 거의 나타나지 않았으며, 장애물과의 수평 거리가 증가할수록 OGE 조건과 거의 유사한 추력 분포가 나타났다. 이를 통해, 장애물 주위의 로터와 장애물 간 강한 후류 상호작용은 하중 소음의 주요 원인인 로터의 비정상 하중(unsteady loading)을 유발함을 확인하였다.

Fig. 6은 동일한 높이($Z/R = 2.0$)에서 지면 및 장애물이 후류 구조에 미치는 영향을 분석한 결과를 나타낸다. 장애물 상단에 위치한 case 1에서는 장애물 상단에서 대칭적인 후류 구조를 보이며, 장애물을 감싸는 후류 구조가 나타났다. 반면, 로터 블레이드의 절반이 장애물 상단에 위치한 case 2의 경우, 장애물 상단에서 장애물로 인해 회전축 기준 전후로 분리되는 유동을 확인할 수 있었다. 헬리콥터 전방 영역에서는 장애물 상단을 따라 확산하지만, 후방 영역에서는 로터 후류가 장애물 옆면을 따라 하류 방향으로 확산하였다. Case 3에서는 로터에서 발생한 후류는 대부분 하류 방향으로 전파되어 지면 및 장애물 사이에서 재순환 영역을 형성하였다.

이 연구에 사용된 소음해석자는 다수의 선행 연구를 통해 검증되었다. 로터 블레이드에서 발생하는 소음 예측을 위해 제자리 비행 조건에서 DJI phantom 2 단일 로터 블레이드의 공력 소음 검증 연구를 수행하였다⁽¹⁸⁾. 회전 속도에 따른 1st BPF 소음을 고도각에 따라 NASA의 소음 측정 실험 데이터와 비교함으로써 하중 소음의 방향성을 적절히 예측하였으며, 3 dB 이내의 오차를 도출함으로써 이 전산해석기법의 정확도를 보였다. 이와 더불어, 지면 효과가 side-by-side UAM 전기체 형상의 소음 방사 특성에 미치는 영향 분석 연구도 수행되었다⁽⁹⁾. 항공기 상단의 소음 반구를 통해, 지면에 가까워질수록 전 방향에서 overall sound pressure noise(OASPL)가 증가하는 경향을 관찰하였다. 선행 연구를 통해, 로터 블레이드에서 발생하는 공력 소음과 지면효과에 의한 소음 방사 특성을 잘 예측할 수 있음을 확인하였다.

Fig. 7은 OASPL 분포를 소음 반구를 통해 나타낸 결과이다. 마이크로폰은 로터 회전축을 중심으로 약 10 R(37 m) 거리에 방위각과 고도각에 대해 각각 10°, 18° 간격으로 배치하였다. 소음 예측 결과, 전반

적으로 헬리콥터 상부에서 가장 큰 소음이 발생하였으며, 이 같은 경향은 선행 연구 사례에서도 확인할 수 있다^(10,11). 항공기가 장애물 상단에 위치하는 Fig. 7(a)에서 OGE 조건 대비 1.3 dB 증가하였으며, high OASPL 영역이 확장되었다. 이는 앞선 Fig. 6(a)에서 확인하였듯이, 장애물 상단에서 로터의 후류가 상단 표면에서 outwash를 형성하고, 강한 후류의 상호작용으로 인해 증가한 로터 회전면의 비정상 하중이 원인이다. 이러한 비정상 하중 증가는 회전 평면으로부터 수직 방향으로 강하게 방사되어 헬리콥터의 상단에서 가장 높은 OASPL을 유발하였다. 반면, 로터의 회전

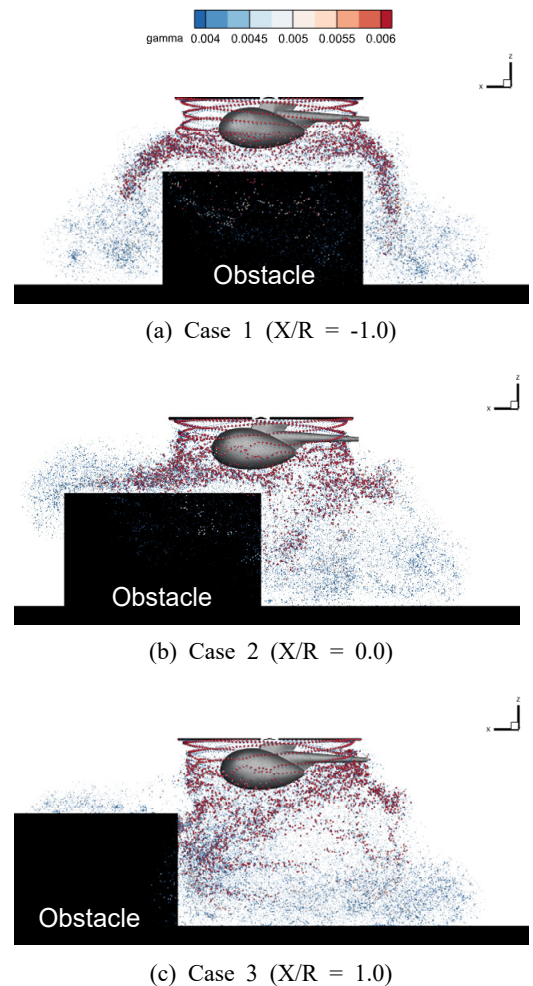


Fig. 6 Comparison of wake structure in XZ plane depending on the distance from the obstacle at $Z/R = 2.0$ (case 1 ~ case 3)

면이 장애물 상단 절반에 위치한 case 2에서는, 타 조건에 비해 가장 낮은 소음을 예측하였다. 이는 회전면 전방($\psi = 90^\circ \sim 270^\circ$) 영역에서 비대칭적인 유동 특성이 발생하였기 때문이다. 동체가 장애물 상단의 절반에 위치하였기에, Fig. 6(b)에서 확인할 수 있듯이, 로터로 유입되는 상향 유동을 차단하는 blockage effect가 발생하였으며, 대부분의 후류가 하류 방향으로 확산되었다. 이로 인해 로터 회전면으로 상승하는 후류의 영향성이 상대적으로 감소한 것이 원인으로 판단된다. 선행 연구의 경우 로터 회전축이 장애물 상단 끝단에서 소음 증가가 확인되었지만⁽²⁰⁾, 일반적인 경향성과는 다르게 소음 방사 특성이 나타났다. 이는 이 연구에서 파동의 반사 및 굴절 효과를 충분히 고려하지 못한 점이 원인으로 판단된다. Case 2를 제외하고 장애물과의 거리가 감소함에 따라 소음의

크기가 증가하였다. 로터의 회전면이 장애물 끝과 일치하는 Fig. 7(c)의 경우, OGE 조건과 비교하여 소음이 증가한 것을 확인할 수 있다. 이는, 지면과 장애물 사이의 재순환 영역으로 인한 상향 유동이 후류 간의 강한 상호작용을 유발하여 비정상 하중 소음을 증가한 것으로 판단된다. 헬리콥터의 상단에서 가장 큰 소음이 예측되었으며, 회전면과 평행한 위치에서는 지면과의 거리 영향성이 미비하였다. 이를 통해, 장애물과의 수평 거리가 가까워질수록 비정상 하중이 증가하여 소음이 증가한 것을 알 수 있었다.

Fig. 8은 헬리콥터 기준 전방(50°), 상단(90°), 후방(130°)으로 총 3개의 수음자에서 고도각을 나타낸 결과이다. 모든 고도각에서 이론적으로 블레이드 수와 회전속도의 곱으로 계산된 BPF는 약 42 Hz로, 1st BPF를 적절히 예측할 수 있음을 확인하였다. Fig. 8(a)

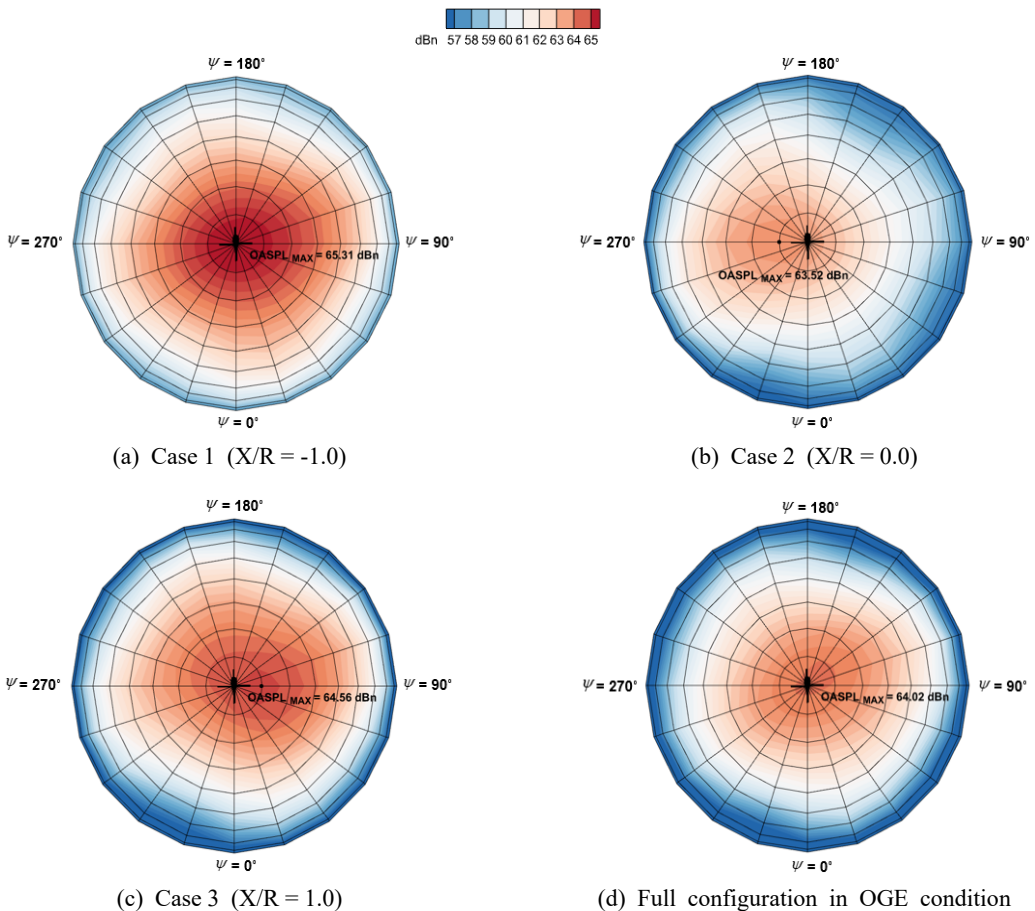
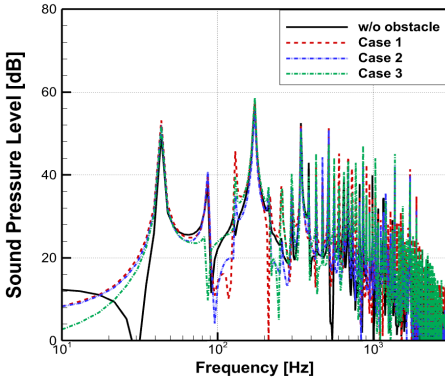
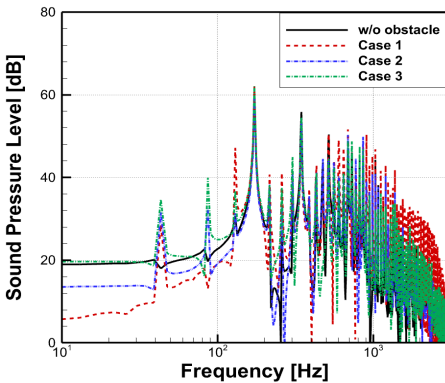


Fig. 7 Three-dimensional representation of OASPL evaluated on the hemisphere above the helicopter

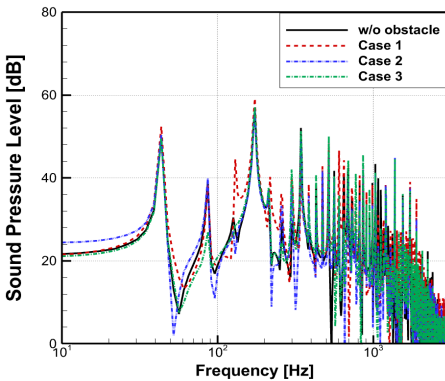
와 Fig. 8(c)인 고도각 50° 와 130° 지점에서 장애물과의 거리가 가까울수록 OGE 조건에 비해 1st ~ 4th BPF 대역에서 소음이 증가하였다. 특히, 로터의 추력에 직접적으로 영향을 받는 1st BPF의 경우, 지면 효



(a) Elevation 50°



(b) Elevation 90°



(c) Elevation 130°

Fig. 8 Obstacle effects on acoustic spectra at different elevation angles (case 1 ~ case 3)

과로 인한 추력 상승이 하중 소음의 증가로 이어진 것을 알 수 있다⁽²¹⁾. 중간 주파수 영역(mid-frequency)에서는 OGE 조건에 비해 SPL 크기가 증가하였다. 수음자가 헬리콥터의 상단에 위치한 Fig. 8(b) 또한 장애물과 가장 가까운 case 1에서 중주파 영역(700 Hz ~ 3000 Hz)에서 SPL의 증가를 확인하였다. 이 같은 경향은 로터 후류와 장애물 상단 간의 강한 후류의 상호작용으로 인해 고차 하모닉 소음 성분이 증가한 것이 원인으로 판단된다.

Fig. 9는 고도각에 따라 하중 및 두께 소음을 포함한 로터 소음 결과를 나타낸다. 모든 IGE 조건에서 고도각 $50^\circ \sim 130^\circ$ 에서 전체 로터 소음이 증가하는 것을 관찰하였고, 이는 하중 소음 및 비정상 하중 소음의 증가가 주요 원인으로 보인다. 반면 두께 소음의 영향은 미미하였는데, 이는 로터 팁 마하수 0.286의 저속 유동 조건임이 원인으로 판단된다⁽²²⁾. Case 2와 case 3은 OGE 조건과 유사하게 대칭적인 소음 방사 특성이 나타났다. 다만, case 1에서는 전방과 후방에서 비대칭적인 특징을 확인할 수 있다. 이는 동체와 테일 붐 형상에 의한 후류 간의 상호작용이 전방보다 후방에서 더 강하게 나타나면서 발생한 비정상 하중이 원인으로 사료된다.

4.2 장애물 효과에 의한 소음 예측

항공기 수직 위치에 따라 헬리콥터의 공력 성능, 후류 구조 및 소음에 미치는 영향을 분석하기 위해 Fig. 2에서 정의한 case 4 ~ case 6 조건에 대한 전산해석을 수행하였다. 장애물은 헬리콥터의 전방에 위치하며, $X/R = 2.0$ 에서 $Z/R = 1.0, 2.0, 3.0$ 에 위치한다.

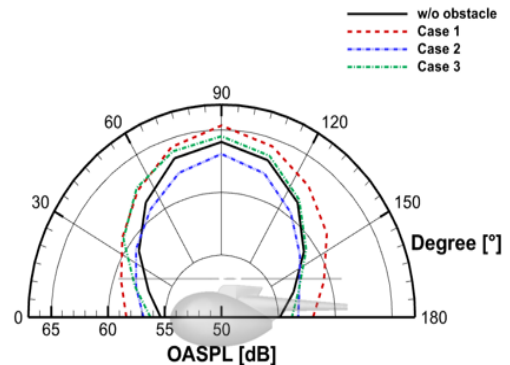


Fig. 9 Comparison of OASPL at various elevation angles (case 1 ~ case 3)

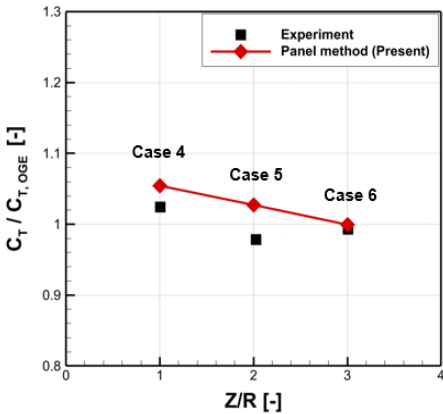
Fig. 10은 로터와 지면 및 장애물 사이의 수직 거리에 따른 추력과 토크 해석 결과를 실험 결과와 비교한 결과이다⁽¹¹⁾. 지면 및 장애물과 가장 가까운 case 4의 경우, 지면 효과에 의해 추력이 OGE 조건 대비 5.4 % 증가한 것을 확인하였다. 또한, 지면 및 장애물과의 거리가 증가함에 따라 추력과 토크의 비율이 점차 감소하였다. 다만, case 5에서는 실험값과 다소 차이가 발생하였는데, 이는 지면과 장애물 사이에서 발생하는 재순환 영역의 강도가 실험에 비해 상대적으로 약하게 나타난 것이 원인으로 판단된다. 선행 연구⁽¹¹⁾에 따르면, 장애물 전면에서 강하게 발생한 재순환 영역과 이에 따른 유도 속도 증가가 추력 감소의

주된 원인임을 보고된 바 있다. 즉, 이 연구에서는 지면 및 장애물 표면에서 발생하는 점성 효과를 충분히 고려하지 못하여 상대적으로 약한 재순환 영역을 예측하였지만, 지면 및 장애물과의 거리가 증가함에 따라 추력과 토크 모두 감소하는 경향은 확인할 수 있었다.

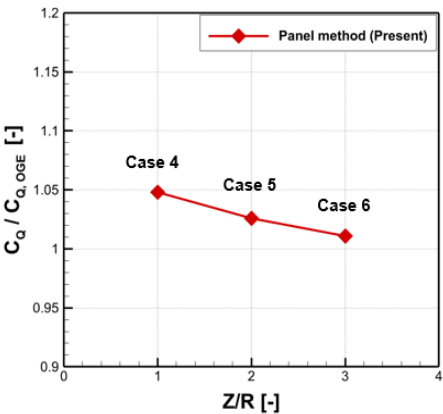
Fig. 11은 OGE 조건 대비 IGE 조건에서의 추력의 변화(delta thrust)를 컨투어로 나타내었으며, 방위각의 정의는 앞선 Fig. 5와 동일하다. 지면 및 장애물과 거리가 가장 가까운 case 4에서는 전 방위각에 걸쳐 지면 효과로 인해 추력이 증가하였다. 로터의 후류가 지면 및 장애물을 따라 확산되어 로터 회전면으로 유입되는 재순환 영역을 형성하였으며, 방위각 160° ~ 180° 지점의 경우, 재유입으로 인한 유도 속도 증가로 추력의 감소를 확인할 수 있었다. 앞선 Fig. 10에서도 확인할 수 있듯이, 지면 및 장애물과의 거리가 증가할수록 추력이 감소한 것을 확인할 수 있었다. 지면과의 거리가 $Z/R = 3.0$ 이상인 영역에서는 OGE 조건과 추력 분포가 유사하며, 지면 및 장애물 효과의 영향이 미미할 것으로 판단된다.

Fig. 12는 지면 및 장애물과의 높이(Z/R)에 따른 후류 거동을 예측한 결과이다. Fig. 12(a)에서 로터와 마주보는 장애물 표면에서는 후류가 지면에 의해 확산한다 장애물 표면에 의해 상향 유동을 형성되는 재순환 영역을 확인할 수 있었다.

앞서 도출된 공력 해석 데이터를 소음원으로 이용하여 Fig. 13과 같이 반구 형태로 OASPL 분포를 분석하였다. 지면 및 장애물과 가장 가까운 case 4에서 가장 큰 소음이 발생하였으며, high OASPL 영역이 확장된 것을 알 수 있다. 또한, 지면 및 장애물 효과가 미미한 case 5와 case 6에 비해 최대 OASPL 지점이 동체 우측 후방에서 나타났다. 이는 Fig. 11(a)와 Fig. 12(a)에서 관찰하였듯, 방위각 160° ~ 180°에서 나타난 재순환 영역과 로터의 회전 방향이 고려된 방위각 90° ~ 160°에서 강한 후류의 상호작용이 발생한 것이 원인으로 판단된다. 이로 인해 비정상 하중이 전방에서 감소하여 상단이 아닌 전진면($\psi = 90^\circ$)으로 최대 OASPL 지점이 이동하였다. 또한, 장애물과의 거리가 증가할수록 최대 4.62 dB가 감소하였으며, OGE 조건인 Fig. 6(d)와 유사한 소음 방사 패턴을 확인하였다. 특히, 지면 및 장애물과의 거리가 $Z/R = 3.0$ 이상부터 OGE 조건의 소음 방사 경향과 유사해짐을 통해 장애물 효과에 의한 소음 방사 특성의 변



(a) Thrust coefficients

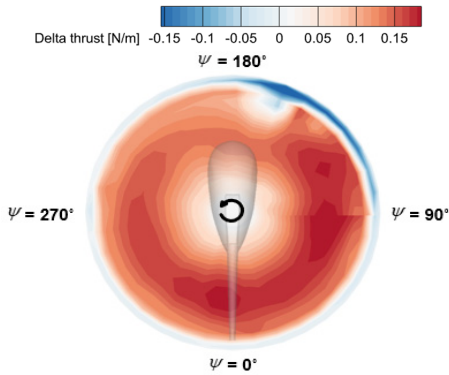


(b) Torque coefficients

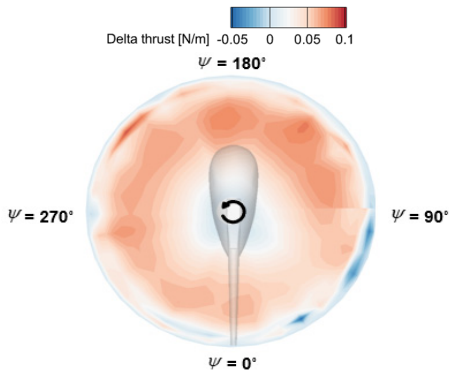
Fig. 10 Comparison of averaged thrust and torque coefficients of helicopter depending on distances from ground and obstacle

화가 미미한 것을 알 수 있다.

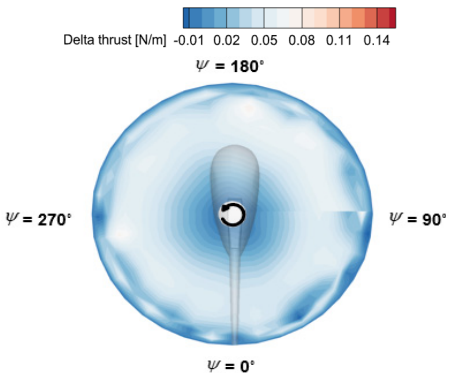
고도각에 따른 SPL 스펙트럼을 Fig. 14에 나타내었다. 앞서 언급한 Fig. 8과 같이, 헬리콥터의 기준 전



(a) Case 4 ($Z/R = 1.0$)



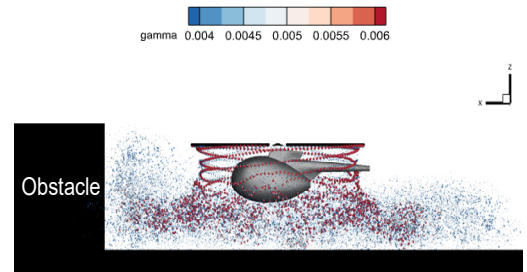
(b) Case 5 ($Z/R = 2.0$)



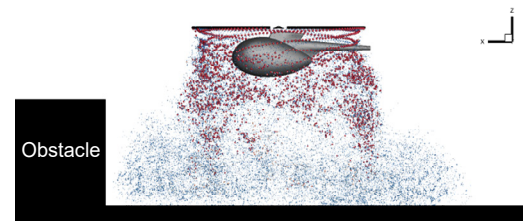
(c) Case 6 ($Z/R = 3.0$)

Fig. 11 Comparison of rotor blade disk contour of delta thrust variation, non-dimensionalized by the OGE condition (case 4 ~ case 6)

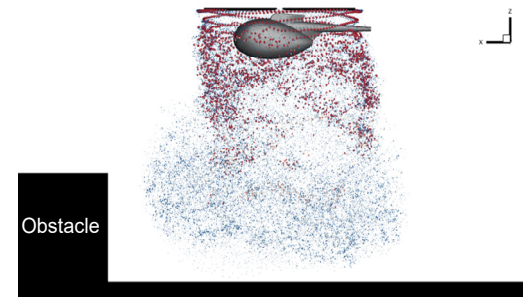
방(50°), 상단(90°), 후방(130°)으로 총 세 수음자에서 수행하였다. 고도각이 90° 조건인 Fig. 14(b)의 경우, case 4에서는 저주파와 중간대역에서 가장 높은 SPL이 나타났다. 이는 후류 간의 강한 상호작용과 재순환 영역이 로터 블레이드의 비정상 하중 소음을 증가시킨 것으로 판단된다. 또한, 지면 효과에 의한 추력 상승으로 인해 1st ~ 4th BPF 대역에서 소음이 증가한 것을 확인할 수 있다. Fig. 14(a)와 Fig. 14(c) 또한, 고차 하모닉 소음이 증가하였으며, 헬리콥터의 전방(50°)에 비해 후방(130°)에 위치한 수음자에서 높은 SPL이 발생하였다. 헬리콥터 전방의 경우, 동체가 로터로 유입되는 upwash 유동을 차단하는 blockage



(a) Case 4 ($Z/R = 1.0$)

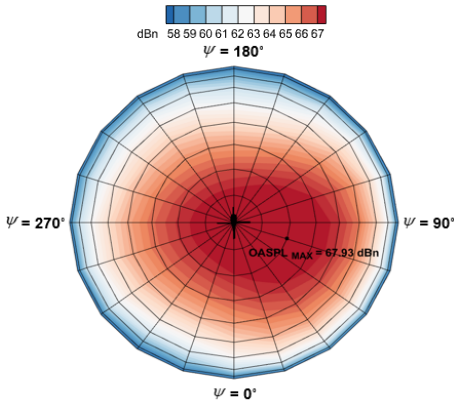


(b) Case 5 ($Z/R = 2.0$)

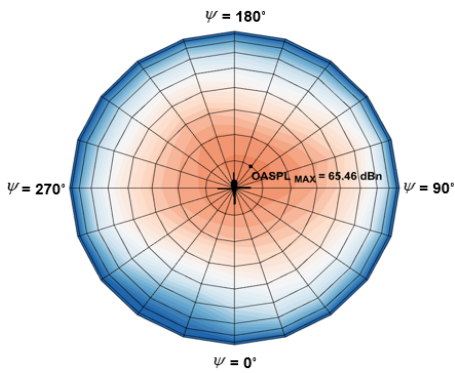


(c) Case 6 ($Z/R = 3.0$)

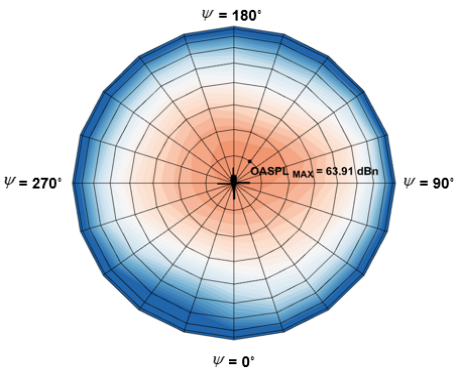
Fig. 12 Comparison of wake structure in XZ plane depending on the distance from the obstacle at $X/R = 2.0$ (case 4 ~ case 6)



(a) Case 4 ($Z/R = 1.0$)



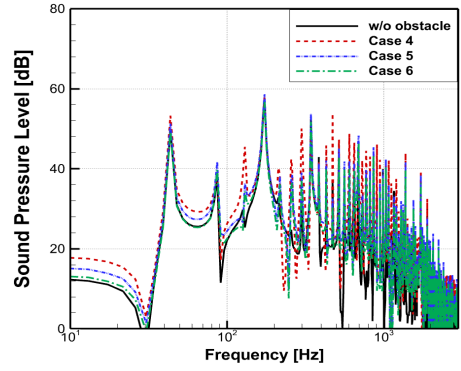
(b) Case 5 ($Z/R = 2.0$)



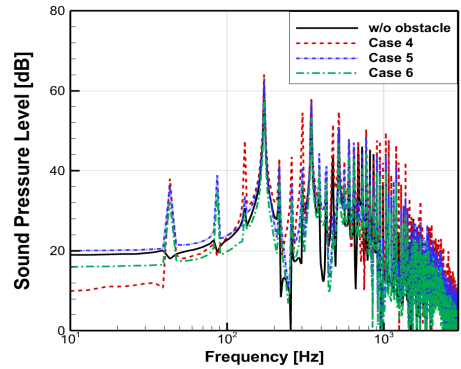
(c) Case 6 ($Z/R = 3.0$)

Fig. 13 Three-dimensional representation of OASPL on the hemisphere above the helicopter in front of the obstacle surface

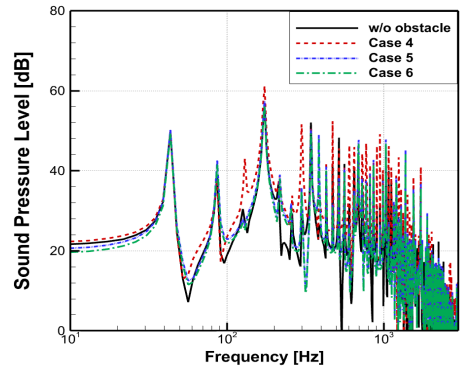
effect가 발생한다. 하지만, 테일붐(tail boom)만 존재하는 후방 영역에서는 재유입된 후류로 인해 로터 공력 하중의 진폭 및 비정상 하중 소음의 증가를 유발하



(a) Elevation angle = 50°



(b) Elevation angle = 90°



(c) Elevation angle = 130°

Fig. 14 Obstacle effects on acoustic spectra at different elevation angles (case 4 ~ case 6)

였다. 이와 같은 소음 변화의 경향성은 고도각에 따른 항공기 소음 방사 예측 결과인 Fig. 15에서도 확인할 수 있었다. 장애물과의 거리가 가까워질수록 모든 고도각에서 소음이 증가하였으며, 후방(130°)에서의 최대 소음 수준은 전방(50°) 대비 약 1.3 dB 증가하였다. 또한,

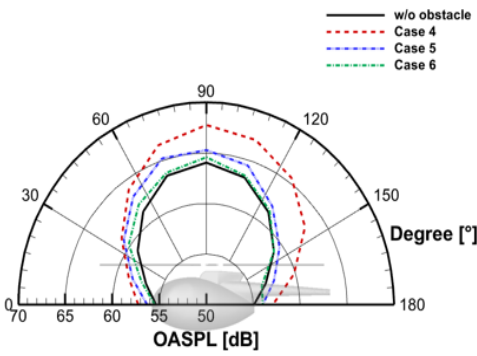


Fig. 15 Comparison of OASPL at various elevation angles (case 4 ~ case 6)

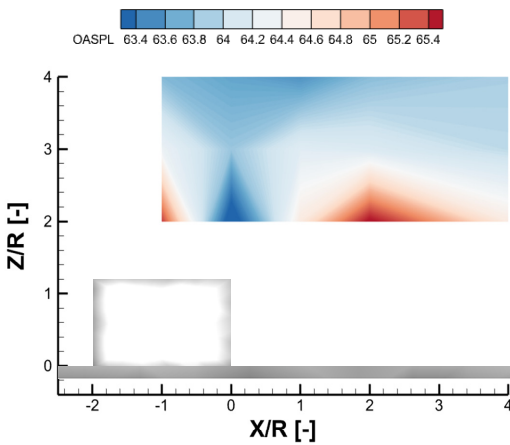


Fig. 16 Noise contours map of helicopter at various positions

장애물과의 거리가 증가할수록 장애물 효과의 영향이 미미해져 OGE 조건과 유사한 소음 수준이 발생하였다.

4.3 지면 및 장애물 효과에 의한 소음 변화 분석

앞서 case 1 ~ case 3을 통해 지면 효과와, case 4 ~ case 6을 통해 장애물 효과가 헬리콥터의 공력 및 소음에 미치는 영향을 분석하였다. 이후, 장애물 인근에 헬리콥터가 위치할 경우의 소음 특성을 분석하기 위해 앞서 분석한 여섯 곳의 위치 이외에 여덟 곳을 추가로 선정하고 공력 및 소음 해석을 수행하였다.

Fig. 16은 항공기가 장애물을 기준으로 수직 거리 (Z/R), 수평 거리(X/R) 변화에 따라 선정된 14개 지점에 항공기가 위치했을 때의 소음 분포를 나타낸다.

장애물 상단에서는 로터가 지면 효과의 영향을 받아 추력이 증가하며, $Z/R = 3.0$ 과 4.0 에 비해 최대 1.49 dB가 증가하였다. 이를 통해, 장애물 상단에서 항공기의 소음이 증가하는 경향을 확인하였다. 동일한 높이($Z/R = 2.0$) 기준, 장애물과의 거리가 $X/R = 1.0$ 이상인 경우 로터의 후류가 지면 및 장애물과의 강한 후류의 상호작용으로 인해 거리가 먼 $Z/R = 4.0$ 에 비해 비정상 하중이 증가하여 소음이 증가한 것을 확인하였다. 다만, case 5와 동일한 $X/R = 2.0$ 에서는 약한 재순환 영역으로 인한 추력의 과대 예측이 큰 소음으로 나타났다. 또한, Fig. 16에서 좌우 비대칭적인 유동 특성으로 인해 소음이 감소하는 경향을 확인하였으며, 항공기의 높이에 따른 지면 및 장애물 효과가 소음 방사 특성에 미치는 영향을 확인할 수 있었다. 장애물과의 거리가 먼 $Z/R = 4.0$, $X/R = 4.0$ 이상인 지점부터는 OGE 조건과 유사한 소음 수준이 나타났으며, 장애물 효과에 의한 소음 변화가 미미하였다.

5. 결 론

이 연구에서는 source-doublet 패널법, 비정상 와류 입자법과 FW-H 방정식 기반의 소음 해석 코드를 이용하여 지면 및 장애물 효과가 헬리콥터의 성능과 소음에 미치는 영향을 분석하였다.

패널법을 통해 공력 하중 데이터를 도출하고, 이를 두께 소음원 및 하중 소음원으로 사용하여 헬리콥터의 소음을 예측하였다. 동일한 높이($Z/R = 2.0$) 기준, 장애물과의 거리가 가까울수록 장애물 상단의 지면 효과로 인해 OGE 조건 대비 추력과 토크가 각각 14% , 4.5% 증가하였다. 장애물 상단에서 로터 후류와의 상호작용으로 인한 upwash가 비정상 하중 증가로 소음이 크게 증가하였다. 장애물이 헬리콥터 정면에 위치한 경우(case 4 ~ case 6), 후류가 지면 및 장애물에 반사되어 재순환 영역이 발생하였고, 로터로의 재유입으로 인한 추력 감소를 확인하였다. 이러한 추력 손실로 인해 비대칭적인 비정상 하중이 나타났으며, 최대 OASPL 지점이 동체의 상단이 아닌 우측으로 이동하였다. 또한 지면 및 장애물과의 거리가 증가할수록 소음이 감소한 것을 확인하였다. 이후, 소음 분포를 통해 장애물 주위에서의 헬리콥터의 소음을 분석하였다. 장애물과의 거리가 $X/R = 1.0$ 이상인 지점에서 소음이 최대 1.4 dB가 증가하였으며, 이 연구에서 사용

된 스케일 모델이 아닌 실제 전기체 형상을 적용 시 더욱 큰 소음 차이가 발생할 것으로 판단된다. 이 연구에서 활용한 헬리콥터 전기체 형상은 현재 개발되고 있는 UAM 기체 형상과는 다소 차이가 있다. 헬리콥터와 달리 UAM 기체는 다수의 전기추진 추진시스템을 활용함에 따라 로터-로터, 로터-동체(fuselage), 로터-기체(airframe) 간의 공력 간섭현상이 지배적으로 발생하는 것이 특징이다. 이로 인해 다중 로터 기반의 UAM 기체에서는 톤 소음뿐만 아니라 광대역 소음의 기여도 함께 고려되어야 한다^(23,24). 또한, UAM 기체는 헬리콥터에 비해 상대적으로 크기가 작으므로 스케일 효과도 고려할 필요가 있다.

이 연구는 지면 및 장애물에 의해 발생하는 소음의 반사 및 회절 현상을 고려하지 못하는 한계를 가지므로 다수의 건물과 장애물이 존재하는 실제 운용 환경에서는 음압 수준과 소음 방사 패턴이 달라질 수 있다⁽²⁰⁾. 따라서 향후 연구에서는 예측된 소음 반구를 이용하여 음향 전파 해석자와의 연계 해석을 통해 해당 효과를 반영하여, 실제 운용 환경에서의 소음 예측을 수행할 예정이다. 또한, 헬리콥터의 형상이 아닌 다양한 UAM 기체를 이용하여 기체의 특성별로 지면 및 장애물 효과가 공력 소음 발생에 미치는 영향을 분석할 예정이다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(RS-2024-00397400, RS-2025-25423496). 이 성과는 연구개발특구진흥재단의 지역혁신메가프로젝트(RS-2023-IN231026)의 지원을 받아 수행된 연구입니다.

References

(1) Laurie, A. G., Brian, J. G. and Caroline, E. L., 2021, Urban Air Mobility: A Comprehensive Review and Comparative Analysis with Autonomous and Electric Ground Transportation for Informing Future Research, Transportation Research Part C: Emerging Technologies, Vol. 132, 103377.

(2) Edwards, T. and Price, G., 2020, eVTOL Passenger Acceptance, NASA, NASA/CR-2020-220460,

VA, United States.

(3) Michael, A. P. and Meyers, P. E., 2022, Engineering Brief No. 105, Vertiport Design, Federal Aviation Administration, DC, United States, AAS-100.

(4) European Union Aviation Safety Agency, 2022, Vertiports-prototype Technical Specifications for the Design of VFR Vertiports for Operation with Manned VTOL-capable Aircraft Certified in the Enhanced Category(PTS-VPT-DSN), European Union Aviation Safety Agency, Cologne, Germany.

(5) Zagaglia, D., Giuni, M. and Green, R. B., 2016, Rotor-obstacle Aerodynamic Interaction in Hovering Flight: An Experimental Survey, Proceedings of the AHS 72nd Annual Forum and Technology Display.

(6) Chirico, G., Szubert, D., Vigeveno, L. and Barakos, G. N., 2017, Numerical Modelling of the Aerodynamic Interference Between Helicopter and Ground Obstacles, CEAS Aeronautical Journal, Vol. 8, No. 4, pp. 589-611.

(7) Gibertini, G., Rezzonico, S., Rossetti, M. and Zanotti, A., 2023, Experimental Investigation of Helicopter Noise while Approaching an Elevated Helipad. Aerospace, Vol. 10, No. 8, 701.

(8) Yang, J., Lee, H.-J., Kang, M., Kim, E., Myong, R. S. and Lee, H., 2023, Aeroacoustic Analysis of UAM Aircraft in Ground Effect for Take-off/Landing on Vertiport, Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 17, No. 2, pp. 26-37.

(9) Araghizadeh, M. S., Sengupta, B., Lee, H. and Myong, R. S., 2024, Aeroacoustic Investigation of Side-by-side Urban Air Mobility Aircraft in Full Configuration with Ground Effect, Physics of Fluids, Vol. 36, No. 8, 087160.

(10) Song, C.-H., Son, S.-M., Lee, S.-L., Myong, R.-S. and Lee, H., 2025, Ground and Obstacle Effects on the Aerodynamics and Wake Flow Field of an Isolated Rotor Blade using Panel Method, Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Science, Vol. 53, No. 9, pp. 895-906.

(11) Gibertini, G., Grassi, D., Parolini, C., Zagaglia, D. and Zanotti, A., 2015, Experimental Investigation on the Aerodynamic Interaction Between a Helicopter and Ground Obstacles, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace

Engineering, Vol. 229, No. 8, pp. 1395~1406.

(12) Son, S.-M., Song, C.-H., Lee, S.-L., Myong, R. S. and Lee, H., 2025, Numerical Analysis of Rotor Performance and Wake Characteristics of a Complete Tiltrotor Aircraft in Transition Flight, *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol. 53, No. 7, pp. 675~686.

(13) Katz, J. and Plotkin, A., 2001, *Low Speed Aerodynamics*, 2nd Edition, Cambridge University Press, London, United Kingdom.

(14) Lee, H., Sengupta, B., Araghizadeh, M. S. and Myong, R. S., 2022, Review of Vortex Methods for Rotor Aerodynamics and Wake Dynamics, *Advances in Aerodynamics*, Vol. 4, No. 1, 20.

(15) Lee, T. E., Leishman, J. G. and Ramasamy, M., 2010, Fluid Dynamics of Interacting Blade Tip Vortices with a Ground Plane, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 55, No. 2, 022005.

(16) Kim, S., Lee, S., Son, S., Kim, K., Park, N., Myong, R. and Lee, H., 2025, Development of Aerodynamic Noise Prediction Code based on Vortex Method and FW-H Acoustic Analogy for Designing Low-noise Rotor Blade of Helicopter, *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol. 35, No. 2, pp. 218~228.

(17) Zagaglia, D., Gibertini, G., Giuni, M. and Green, R. B., 2016, Experiment on the Helicopter-obstacle Aerodynamic Interference in Absence of External Wind, *Proceedings of the 42nd European Rotorcraft Forum*, Lille, France.

(18) Lee, H. and Lee, D.-J., 2020, Rotor Interactional Effects on Aerodynamic and Noise Characteristics of a Small Multirotor Unmanned Aerial Vehicle, *Physics of Fluids*, Vol. 32, No. 4, 047107.

(19) Gibertini, G., Droandi, G., Zagaglia, D., Antoniazza, P. and Catelan, A. O., 2016, CFD Assessment of the Helicopter and Ground Obstacles Aerodynamic Interference, *Proceedings of the 42nd European Rotorcraft Forum*, Lille, France.

(20) Gibertini, G., Rezzonico, S., Rossetti, M. and Zanotti, A., 2023, Experimental Investigation of Helicopter Noise While Approaching an Elevated Helipad, *Aerospace*, Vol. 10, No. 8, 701.

(21) Hanson, L., Jawahar, H. K., Vemuri, S. S. and Azarpeyvand, M., 2023, Experimental Investigation of Propeller Noise in Ground Effect, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 559, 117751.

(22) Glegg, S. and Devenport, W., 2017, *Aeroacoustics of Low Mach Number Flows: Fundamentals, Analysis, and Measurement*, Academic Press, London, United Kingdom.

(23) Li, S. and Lee, S., 2021, Prediction of Urban Air Mobility Multirotor VTOL Broadband Noise Using UCD-QuietFly, *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 66, No. 3, pp. 1~13.

(24) Gan, Z. F. T., Tumelero Valente, V., Brentner, K. S. and Greenwood, E., 2025, Broadband Noise Modulation of Multirotor Aircraft, *Journal of the Acoustical Society of America*, Vol. 157, No. 2, pp. 924~939.