

버티포트 이착륙을 고려한 지면 효과를 받는 UAM 항공기에 대한 공력소음 해석 연구

양진용¹ · 이혁진¹ · 강민제¹ · 김은민¹ · 명노신^{1,2} · 이학진^{1,2,†}

¹경상국립대학교 기계항공공학부

²경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

Aeroacoustic Analysis of UAM Aircraft in Ground Effect for Take-off/Landing on Vertiport

Jin-Yong Yang¹, Hyeok-Jin Lee¹, Min-Je Kang¹, Eunmin Kim¹, Rho-Shin Myong^{1,2} and Hakjin Lee^{1,2,†}

¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

²Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

Abstract

Urban air mobility (UAM) is being developed as part of the next-generation aircraft, which could be a viable solution to entrenched problems of urban traffic congestion and environmental pollution. A new airport platform called vertiport as a space where UAM can take off and land vertically is also being introduced. Noise regulations for UAM will be strict due to its operation in a highly populated urban area. Ground effects caused by vertiport can directly affect aerodynamic forces and noise characteristics of UAM. In this study, ground effects of vertiport on aerodynamic loads, vorticity field, and far-field noise were analyzed using Lattice-Boltzmann Method (LBM) simulation and Ffowcs Williams and Hawkings (FW-H) acoustic analogy with a permeable surface method.

초 록

도시 교통 혼잡과 환경 문제에 대한 대안으로 차세대 비행체 Urban Air Mobility(UAM) 항공기 개발이 주목받고 있다. 이를 위해, UAM 항공기가 수직이착륙할 수 있는 플랫폼인 버티포트(Vertiport) 역시 논의되고 있다. 버티포트로 인한 지면 효과는 UAM 항공기의 공력과 소음 특성에 직접적인 영향을 미친다. UAM 항공기는 인구가 밀집된 도심에서 운용되므로 엄격한 소음 규제가 예상되므로, 설계단계에서 공기역학적 현상과 공력 소음의 정밀한 예측이 요구된다. 본 연구에서는 Lattice-Boltzmann Method (LBM) 시뮬레이션과 투과면 기반의 Ffowcs Williams and Hawkings(FW-H) 음향상사법을 이용하여 지면 효과에 대한 공력, 유동장, 원거리 소음 방사 특성을 분석하였다.

Key Words : Urban Air Mobility (도심항공모빌리티), eVTOL (전기추진 수직이착륙기), Vertiport (버티포트), Ground Effect (지면 효과), Aeroacoustic (공력소음), Lattice-Boltzmann Method (격자 볼츠만 법)

1. 서 론

도시인구 증가와 도로교통 혼잡, 환경문제를 해결하기 위한 차세대 비행체로 도심 항공 모빌리티(UAM; Urban Air Mobility)의 개발 및 도입이 가속화되고 있다. 이착륙 공간이 협소하고 저소음 특성이 요구되는

도심 운용을 위해 대부분의 UAM 항공기는 전기추진 수직이착륙기(eVTOL; Electric Vertical Take-Off and Landing) 형태로 개발되고 있다[1]. 전기 동력원을 이용하기 때문에 기존의 제트 엔진 기반의 항공기에 비해 친환경적이고, 수직으로 이착륙이 가능한 비행 특성으로 인해 긴 활주로가 요구되는 항공기와는 달리 좁은 도심 환경에 적합하다는 장점이 있다. 최근 들어 UAM 관련 산업 인프라 구축을 위해 UAM 비행체 개발 뿐만 아니라 협소한 도심 내 승객의 승하차를 위한 승강장인 버티포트(Vertiport)도 함께 연구되고 있다[2].

Received: Dec. 01, 2022 Revised: Jan. 23, 2023 Accepted: Feb. 14, 2023

† Corresponding Author

Tel: +82-55-772-1587, E-mail: hlee@gnu.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering



Fig. 1 UAM Aircraft: (a) Multi-copter, (b) Lift+Cruise, (c) Vectored Thrust

버티포트 이착륙을 위해 UAM 항공기가 지면에 근접해 비행하게 되면 지면 효과(Ground Effect)의 영향으로 로터 시스템은 동일 동력 대비 추력의 크기가 증가하고, 동일 추력에서 토크가 증가하게 된다[3, 4]. 또한 로터에서 발생하는 강한 후류는 지면으로 확산하고 일부는 기체 상부를 향해 발달하는 분수 유동을 형성한다[5]. 지면 효과는 비행체의 공력 성능뿐만 아니라 소음 발생에도 영향을 미치며, 결과적으로 지면이 없는 환경(Out of Ground Effect)과는 다른 소음 방사 특성을 유발한다.

UAM 항공기가 대중 수용성을 확보하고 안정적으로 산업 시장을 형성하기 위해서는 안전성과 소음문제를 반드시 해결해야 한다[6]. 특히 소음 문제는 도심에 거주하는 사람뿐만 아니라 UAM 항공기를 이용하는 탑승객에게도 직접적인 영향을 미치므로 대중 수용성 측면에서 중요한 문제이다. 따라서 현재 헬리콥터에 비해 상당히 낮은 방사소음 수준인 63 dB를 목표로 UAM 항공기의 개발이 진행되고 있다[7]. 유사 기종보다 낮은 방사소음 수준을 갖는지 판단하기 위해서는 다양한 비행 조건에서 UAM 항공기의 소음 특성을 측정하고 철저한 인증 절차를 거쳐야 한다. 또한 UAM 항공기의 추진시스템 형태, 최대이륙중량 등 객관적인 기준에 따라 소음 수준을 평가할 수 있는 표준등급도 필요하다. 하지만 전기추진 수직이착륙기를 위한 소음 인증 절차 및 등급은 현재까지는 마련되지 않은 실정이다. 현행 소음인증기준의 분류체계는 고정익과 회전익(헬리콥터)으로 구분하고 있으며, 헬리콥터 및 틸트로터가 UAM 항공기와 유사한 형태를 갖는다[8]. 하지만 UAM 비행체는 기존의 항공기와 기체의 무게, 형상, 비행체의 분류 카테고리, 동력원, 운용조건, 측정 절차에 차이가 있어 동일 분류로 적용하기에는 다소 무리가 있다. 따라서 규정 내에서 UAM 항공기의 카테

고리 분류를 위해 소음 측정 방식, 소음 수준 등 소음 인증 기술에 관한 연구가 필요한 실정이다.

본 연구에서는 분산전기추진 수직이착륙기가 버티포트에 착륙하는 상황에 대한 소음인증 절차 마련에 기여하고자 동축반전 멀티콥터형 UAM 항공기에 대한 전산소음해석 연구를 수행하였다. Lattice-Boltzmann Method (LBM) 기반의 전산해석을 통해 UAM 항공기와 지면과의 이격 거리에 따른 공력 성능 변화를 고찰하고 투과면 경계조건을 적용한 Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 방정식을 이용하여 지면 효과가 소음 방사 특성에 미치는 영향을 분석하였다. 전산해석 결과, UAM 항공기와 지면 사이의 거리가 가까워짐에 따라 지면 효과의 영향으로 로터의 비정상 추력이 증가하고 후류 간섭현상과 분수 유동 형성에 의해 회전면 수직 방향으로 소음 수준이 크게 증가하였다.

2. UAM 항공기 소음 인증 기준 문헌 조사

2.1 현행 기준 분석 및 UAM 항공기 분류

항공기 소음인증기준은 국제적으로 ICAO Annex 16 Volume 1 : Aircraft Noise가 적용되며, 우리나라의 감항 기준도 이를 적용한 Korea Airworthiness Standard (KAS) Part 36 소음기준을 사용한다[9]. 회전익기에 대한 감항 기준을 살펴보면 이륙(Take-off), 착륙(Approach), 상공비행(Overflight)을 포함한 3가지 비행조건에 대해 중량별 소음 제한 레벨을 제시한다. 이륙 비행은 최대 이륙 출력조건에서 최대 상승률 속도로 상승하는 경우, 착륙 비행은 최대 상승률 속도와 하강각이 6도인 경우에서 Effective Perceived Noise Level (EPNL) 정도를 나타내며 통상적으로 착륙비행일 때 소음이 가장 크게 발생한다[10, 11]. 현

행 ICAO 인증기준은 기본적으로 고정익과 회전익으로 구분되고, 헬리콥터의 경우 최대이륙중량을 기준으로 규정되어 있고 비행 조건도 헬리콥터의 비행경로에 따라 정의된다. 현재 개발되고 있는 UAM 항공기의 경우, 회전익 형태뿐만 아니라 고정익과 회전익이 결합된 형태도 제안되고 있고 운용 비행 고도 및 영역도 기존의 항공기와는 다르다. 특히 탑승객의 수, 도심 내 운용, 도시 간의 운용에 따라 비행체의 크기와 무게가 크게 달라지므로 기존의 ICAO 규정에서 정의된 회전익기로만 분류하기엔 한계가 있다. 따라서 보다 적합한 새로운 소음 기준 제시와 소음 등급의 세분화가 필요하다. 특히, 현재 개발 중인 대부분의 UAM 항공기는 저소음 성능과 안정성을 확보하기 위해 기존의 제트엔진이 아닌 전기 동력을 활용한 분산추진시스템을 이용하므로 헬리콥터와 달리 최소 4개 이상의 프로펠러를 사용한다. 또한 Figs. 1(a)~(c)와 같이 날개의 유무 및 양력과 추진시스템의 유형에 따라 비행체 형태를 다양하게 분류할 수 있다. 먼저 날개가 없는 Multi-copter와 날개가 있는 Lift+Cruise, Vectored Thrust로 분류할 수 있다. Multi-copter는 다수의 프로펠러를 가진 형태로 구성이 간단하고 제어가 쉬운 장점이 있지만, 전진 비행 시 동체를 앞으로 기울여줘야만 하는 비행 특성상 고속 장거리 비행에 있어 한계가 있다. 반면, Lift+Cruise 형태는 프로펠러와 날개를 동시에 가지며 이착륙 시 수직 방향 프로펠러가 회전익 형태로 작동하고, 전진 비행 시 수평 방향의 프로펠러가 고정익 형태로 작동하는 원리이다. Vectored Thrust는 회전익 비행과 고정익 비행이 가능한 비행체이다. 이착륙 시 프로펠러가 수직 방향으로 향하고, 전진 비행 시 추진력을 생성하기 위해 프로펠러가 수평 방향으로 회전하는 특징이 있다.

2.2 UAM 항공기 이착륙 소음인증 수립 필요성

공항소음 방지 및 소음대책지역 지원에 관한 법률 시행령 및 시행규칙 개정에 따라 2023년부터는 민간 공항의 항공기 소음 측정 단위가 웨클(WECPNL, Weighted Equivalent Continuous Perceive Noise Level)에서 엘디이엔(Lden, Day Evening Night Sound Level)의 단독 사용으로 변경된다. 기존의 WECPNL은 최고소음도 측정 기준을 사용하는 반면,

Lden에서는 평균 소음에너지를 기준으로 항공기의 등가소음도를 측정하여 도출된 하루 동안의 항공기 소음도를 산출한다. 항공기 소음 단위가 현행 최고 소음도 방식에서 등가소음도 방식인 Lden으로 변경됨에 따라 인근 주민이 경험하는 체감 소음을 반영하고 시간대별 보정치를 적용하여 소음 발생 원인을 억제하는 효과가 있을 것으로 판단된다. UAM 항공기의 경우 버티포트를 활용하여 수도권과 같은 인구 밀집도가 높은 도심 지역에서 운용되기 때문에 소음은 우선으로 고려되어야 할 요소 중 하나이다[12]. 특히 다수 비행체가 하루 동안 여러 번 비행할 것으로 예상됨에 따라[13], 버티포트 주변에서 발생하는 환경 소음 피해도 향후 반드시 고려되어야 한다.

현행법 상 회전익 항공기가 이착륙하는 건물 상층부 이착륙 시설 설치 조건은 비행장시설 설치기준을 따른다. 비행장시설 설치기준의 옥상헬기장은 활주로, 착륙대, 개방구역 등의 시설물을 규정하고 있으며, 이착륙 지역에 관련된 세부 기준은 ICAO Annex 14에서 다루고 있다[14]. 하지만 설치기준에 따르면 옥상헬기장의 소음 관련 제한 사항은 명시되어 있지 않다.

환경 소음 평가 기준이 적용될 경우, 이착륙 시 기체의 중량에 따른 소음 방사 수준이 중요한 기체 성능이 될 것으로 보인다. 하지만 전기 동력원을 사용하는 수직이착륙기 형태 UAM 항공기의 소음 수준을 제한할 수 있는 항공기 소음기준 분류는 아직까지 정의되지 않았다. 현행 항공기 소음기준의 소음 측정 대상이 되는 기동은 이륙, 착륙, 상공비행 조건으로 정의된다. 하지만 다수 기체와 함께 공역을 비행하는 UAM 항공기의 이착륙 기동은 현행 기준상 이착륙 기동과 다를 수 있을 것으로 판단된다. 따라서 UAM 항공기의 이착륙 소음을 제한할 수 있는 소음 측정 절차와 방식을 명시하는 소음인증 절차 수립이 요구된다.

2.3 회전익 지면 효과 방사소음 연구동향

두께를 갖는 로터 블레이드는 회전하면서 발생하는 두께 소음은 로터 반경 바깥 방향으로 방사되는 단극자(Monopole) 소음 특성을 갖고, 로터 블레이드에 작용하는 공력하중에 의해 발생하는 하중 소음은 쌍극자(Dipole) 소음 특성을 갖는다. 또한 로터 후류, 간섭현상, 에어포일 소음 등 복잡한 난류 성분에 의한 유동

소음은 각 사분면 중심축을 따라 방사되는 사중극자(Quadrupole) 소음 특성을 갖는다[15]. 이와 같은 회전 소음 방사 특성은 지면 효과 고려 시 지면에 의해 발달된 복잡한 후류 구조와 비정상 유동으로 달라지게 된다. 이를 고찰하기 위해 전산유체역학(CFD, Computational Fluid Dynamics)해석과 소음해석을 결합한 형태의 전산공력소음해석 연구들이 수행되었다. Smith *et al.*[16]은 DES-Spalart Allmaras 모델을 사용하여 공력을 해석하였고, FW-H 방정식[17]의 Farassat Formulation 1A[18]에 대한 수치적 접근을 통해 지면 효과를 받는 eVTOL 소음을 분석하였다. 소음 분석에는 사람의 귀 높이에 해당하는 수음자 위치를 적용했고, 두께 소음 및 하중 소음에 기인한 톤 소음만을 분석하였다. Nardari *et al.*[19]은 LBM 해석을 이용하여 무향실 챔버의 지면 효과에 의한 소형 드론 프로펠러 방사 소음 영향을 분석한 연구를 수행하였다. 지면과 벽면의 존재로 인해 공력 성능은 무시할 수 있는 변화를 보였으나, 마이크로폰 위치에 따라 소음은 최대 5 dBA까지 증가함을 보였다. 또한 스펙트럼 분석을 통해 지면에 충돌하며 재순환하는 흐름이 Blade Passage Frequency (BPF)의 고차 조화주파수에 해당하는 톤 소음 증가에 기여함을 확인하였다. 지면 효과에 의한 로터 소음 연구는 일부 수행되었지만, 전기체 단위에서 지면과의 이격 거리에 따른 공력 및 소음 특성 변화를 면밀히 고찰한 연구는 부족한 실정이다. 따라서 본 연구에서는 지면 효과가 동축반전 멀티로터를 포함하는 전기체 UAM 항공기의 방사 소음 특성에 미치는 영향을 분석하였다. 본 연구의 결과는 이착륙 시, UAM 항공기의 주요 임무 요구도 중 소음 성능에 밀접한 관계를 갖고 있으며 특히, 탑승자와 버티포트 근무환경 및 인접지역에 가해지는 소음 수준의 정량적 지표를 제시하는 데 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

3. 전산해석 모델링 및 공력해석 결과

3.1 전산공력소음해석 기법

본 연구에서는 Lattice-Boltzmann Method (LBM) 기법을 활용하여 UAM 항공기에 대한 전산공력소음해석을 수행하였다. LBM 기법은 입자가 이산화된 격자

내에 분포함수를 따라 분포하고 입자는 D3Q19 모델을 통해 3차원에서 19개의 방향으로 이동할 수 있다[20]. Lattice-Boltzmann 방정식은 시간 외재적 방정식에 기반을 두어 다음과 같이 나타낸다.

$$f_i(\mathbf{x}+\mathbf{v}_i\Delta t, t+\Delta t)-f_i(\mathbf{x}, t)=C_i(\mathbf{x}, t) \quad (1)$$

여기서 f_i 는 $v_i(i=1, 2, \dots, 19)$ 에 따른 i 번째 방향의 입자 분포를 나타내며 $\mathbf{v}_i\Delta t$ 와 Δt 는 공간과 시간의 변화를 나타낸다. 식(1)의 왼쪽항은 입자들의 충돌에 관한 변화율을 나타낸다. 충돌 항 C_i 는 Bhatnagar Gross Krook (BGK) 완화 모델에 의해 다음과 같이 나타낸다[21, 22].

$$C_i(\mathbf{x}, t)=-\frac{\Delta t}{\tau}[f_i(\mathbf{x}, t)-f_i^{eq}(\mathbf{x}, t)] \quad (2)$$

τ 는 입자가 충돌 후 안정화에 필요한 시간을 무차원한 계수로 동점성 계수 ν , 차분화된 공간과 시간 간격에 의해 결정된다. f_i^{eq} 는 국소 평형 분포함수로 D3Q19모델의 식은 다음과 같다.

$$f_i^{eq}=\rho w_i\left\{1+\frac{3(\mathbf{c}_i\cdot\mathbf{u})}{c^2}+\frac{9(\mathbf{c}_i\cdot\mathbf{u})^2}{2c^4}-\frac{3\mathbf{u}^2}{2c}\right\} \quad (3)$$

\mathbf{u} 는 거시적 속도, w_i 는 i 방향의 가중치로 다음과 같은 값을 가진다.

$$w_i=\begin{cases} \frac{12}{36} & (i=18) \\ \frac{2}{36} & (i=0, \dots, 5) \\ \frac{1}{36} & (i=6, \dots, 17) \end{cases} \quad (4)$$

본 연구에서는 로터 블레이드에서 발생하는 표면소음원(Monopole, Dipole)뿐만 아니라 지면 효과에서 발생하는 분수 유동이나 지면을 따라 발생하는 난류성분에 의한 체적소음원(Quadrupole)의 영향을 고려하였다. 공력해석 결과를 바탕으로 투과면(Permeable) 경계조건을 적용한 FW-H 음향상사법을 이용하여 원거리 방사 소음해석을 진행하였다. 유동장에 대한 음압 정보를 포함한 투과면에 대해 표면 적분을 수행함으로써 수음자 위치에 도달하는 음압을 계산할 수 있

다. 계산된 음압 데이터는 시간 영역에서 정의되어 있으므로 Fast Fourier Transform (FFT)을 적용하여 주파수 영역으로 변환하여 소음 스펙트럼을 분석하였다. 시간 영역에서의 계산 시간과 시간 간격을 통해 주파수 영역에서의 주파수 대역폭과 상한 주파수가 결정된다. 하지만 본 연구에서는 다중 프로펠러의 회전과 후류 간섭효과에 의해 발생하는 공력소음이 지배적인 소음원으로 간주하여 버티포트 지면에 의한 산란소음장의 영향을 고려하지 않았다. 본 연구의 유동장 해석기법과[23] 소음해석 기법[24]은 선행연구를 통해 검증하였다.

3.2 전산해석 모델

본 연구팀의 선행연구[25]에 사용된 4개의 동축 반전 프로펠러 시스템 쿼드콥터 eVTOL 비행체를 해석 대상으로 선정하였다. Ehang 사의 184 모델과 216 모델의 제원을 참조하여 400 kg 급의 UAM 비행체를 모델링하였다. 회전 반경(R)은 0.8 m로 하여, 허브와 회전축은 모델링에서 제외하였다. 이웃한 프로펠러 간의 간격(D)으로 4 m, 상하 로터의 간격(d)으로 0.6 m를 사용하였다. 또한, 동축반전 프로펠러의 초기 위상각을 동일하게 설정하여 서로 반대 방향으로 회전하도록 모델링하였다. Fig. 2는 본 연구에서 사용된 격자계와 경계조건을 나타내었다. 호버링 상태를 모사하였기 때문에 윗면에 Inlet 조건으로 속도를 0으로 설정하였으며, 나머지 면에 Outlet 조건을 부여하였다. 또한, 점성효과를 고려를 위해 동체와 로터에는 Non-slip 경계조건을 부여하였다.

Figure 3에서는 공간격자의 분포를 나타내었다. 상용 소프트웨어인 PowerFLOW에서는 Cartesian 격자계를 사용하며, 격자 분포는 Variable Resolution (VR) 값에 따라 최소 격자의 크기를 기반으로 2배씩 증가한다. 본 연구에서는 15개의 VR 레벨을 사용하였고, 프로펠러 근처 유동을 정확하게 예측하기 위해 최소 크기의 격자를 프로펠러 근처에 밀집시키고, 1.4 mm의 최소 격자 크기를 사용하였다. 전산해석에 사용된 프로펠러 회전수는 1910 rpm, 틱 마하수 0.471의 조건이며[25], 이 때 하나의 동축 반전 로터 시스템에는 약 1,000 N의 추력이 발생한다. 총 25회전을 수행하였으며 소음해석을 위한 유동 데이터는 15회전의 수

렴 이후 데이터를 사용하였다. 자세한 초기 조건은 동일한 UAM 비행체에 대해 지면 이격거리에 따른 지면 효과가 로터 공력 성능과 후류 유동장 특성에 미치는 영향을 분석한 선행연구[25]에 기술하였다. 본 연구에서는 동축 반전 시스템의 트림 해석은 고려하지 않고 상하부 프로펠러에서 동일한 회전수를 사용하였다.

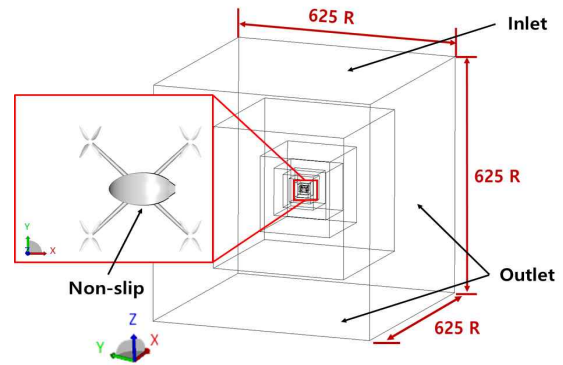


Fig. 2 Computational Domain

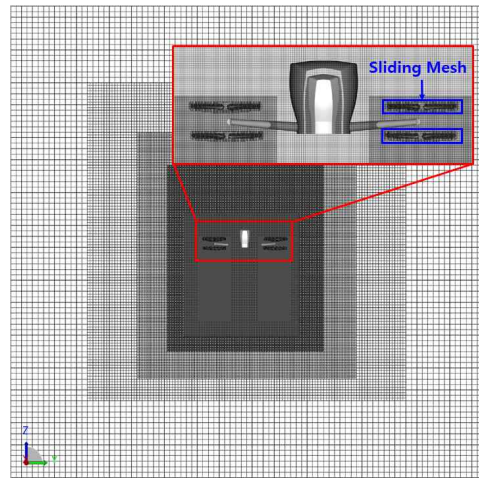


Fig. 3 Cartesian Mesh and Sliding Mesh

3.3 공력해석 결과

지면 효과를 받으며 제자리 비행 중인 UAM 항공기의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하기 위한 전산해석을 수행하였다. 기체의 동축 반전 시스템 중 하나의 로터에 대해 고찰하였을 때, Fig. 4와 같이 동일 회전 속도에서 지면에 근접할수록 전체 로터에서 발생하는 추력과 토크의 크기가 증가하는 경향성을 보였다. OGE (Out of Ground Effect) 기준 상부 프로펠러에

는 약 606 N, 하부 프로펠러는 약 401 N의 추력이 발생하였다. 이러한 경향성은 지면 이격 거리 증가에 따라 점차 OGE의 추력 및 토크에 수렴하였다. 개별 프로펠러 단위로 하중을 분리하였을 때는 상부 프로펠러와 하부 프로펠러에서 나타나는 추력, 토크 변화의 경향이 서로 다르게 나타났다. 하부 프로펠러의 존재로 인해 지면이 상부 프로펠러의 공력 성능에 미치는 영향이 상대적으로 적었고, 특히 상부 프로펠러는 하부 프로펠러와의 오프셋 거리가 추가되어 지면과의 이격거리가 증가하여 지면효과의 영향을 적게 발생한 것으로 분석하였다.

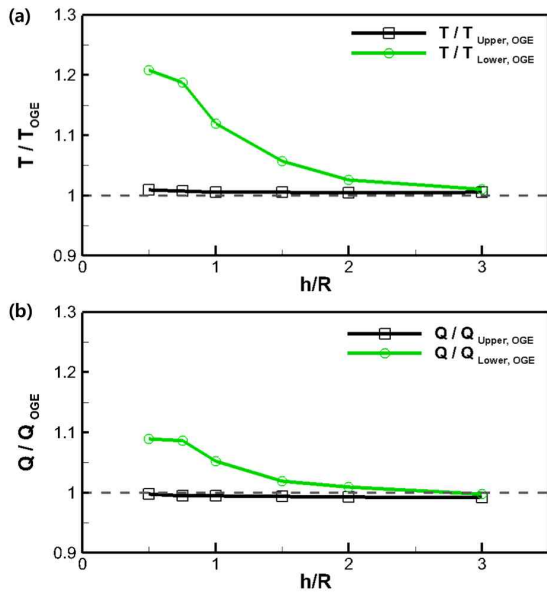


Fig. 4 Ground Effects on Aerodynamic Loads of Co-Axial Propeller: (a) Thrust, (b) Torque

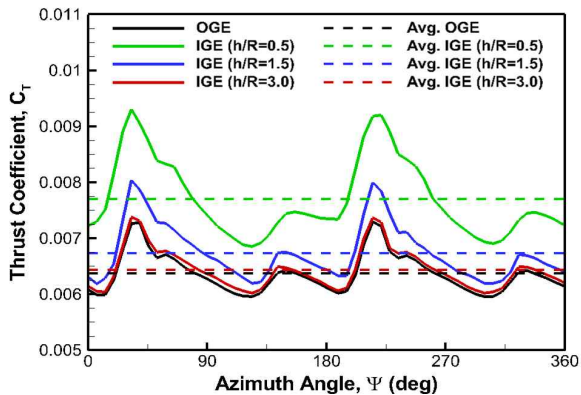


Fig. 5 Ground Effects on Time-History of Thrust Coefficients of Lower Propeller[25]

지면 효과에 의한 영향성이 큰 하부 프로펠러에 대해 위상각에 따른 추력 이력을 Fig. 5에 나타내었다. 지면 이격 거리에 따른 추력 이력의 주기 및 개형의 경향성이 유사하였고, OGE에 비해 IGE (In Ground Effect) 추력 이력이 크게 나타났다. 지면 이격 거리가 가까울수록 위상에 따른 추력 변동의 크기가 증가하였다.

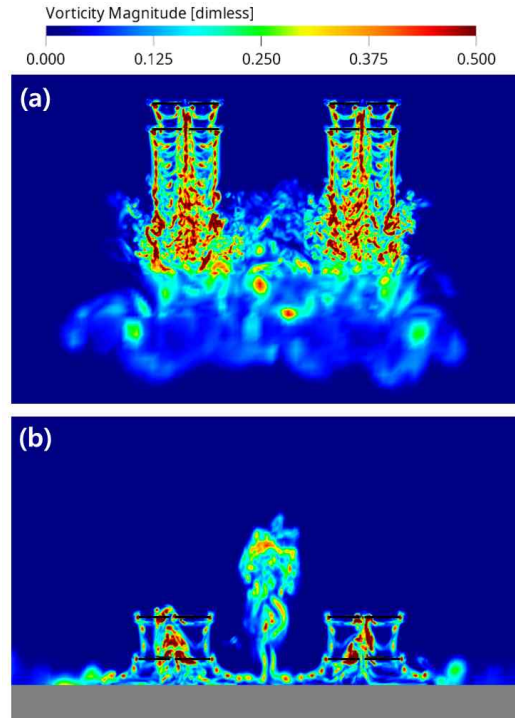


Fig. 6 Vorticity Magnitude Contours: (a)OGE, (b)IGE($h/R=0.5$)

Figure 6는 Vorticity Magnitude를 통해 가시화한 전방 로터의 후류 구조이다. OGE의 경우 뚜렷한 Tip Vortex가 후류의 하류 방향을 따라 발달하였고, 상하부 프로펠러에서 뚜렷한 후류 구조를 나타냄을 확인할 수 있다. 후류 구조의 일정 발달 이후, 후류 간 상호작용이 강하게 발생했다. IGE에서 후류가 지면으로 확산하였고 좌우 프로펠러 시스템 사이로 발달한 지면 확산유동은 충돌하여 기체 위쪽으로 발달하는 분수 유동을 형성한다. 이러한 난류 유동은 기체 및 후류구조와 재차 상호작용을 일으키며 복잡한 유동 현상을 야기한다. 자세한 공력해석 결과는 선행 연구[23, 25]에서 확인할 수 있으며, 본 연구에서는 공력 성능 및 유동 구조 분석을 토대로 소음해석 결과를 분석하였다.

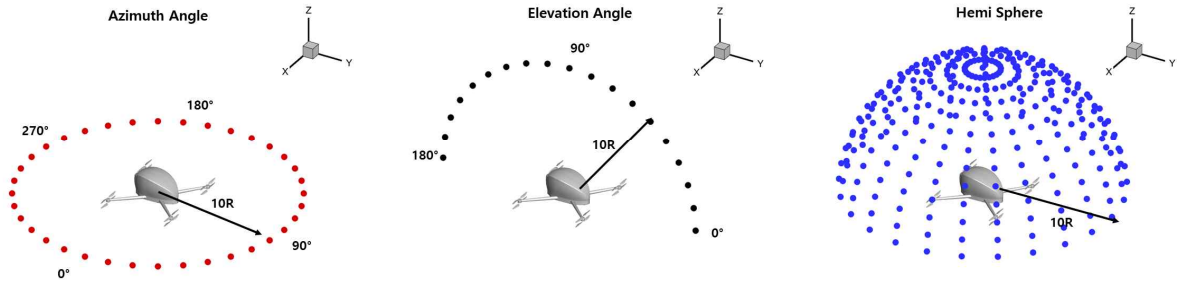


Fig. 7 Location of Microphone Array

4. 소음해석 결과

4.1 스펙트럼 및 BPF 조화주파수 분석

본 연구에서는 유동해석 결과를 바탕으로 투과면 기반의 FW-H 음향상사법을 이용하여 소음해석을 진행하였다. 유동장에 대한 음압 정보를 임의의 투과면으로 전달하고 체적 소음에 대한 적분을 투과면에 대한 표면 적분으로 대체하여 효율적으로 소음해석을 수행하였다. 소음해석은 0.475초 시간 동안 저장된 유동해석 결과를 이용하였고 시간 영역에서의 음압 데이터를 FFT를 통한 주파수 영역으로 변환하여 최대 주파수는 14,184 Hz, 주파수 해상도는 9.078 Hz를 확보하였다. 투과면은 프로펠러에서 나오는 후류를 반영한 크기로 선정하였으며, Fig. 7에 마이크론 배치를 나타내었다. 이번 연구에서는 UAM에서 발생하는 소음의 방향성을 판단하기 위해 프로펠러 반경의 10배 거리에 3가지의 배치를 사용하였는데, 첫 번째로 UAM과 수직인 방향인 고도각(Elevation Angle) 방향으로 10° 간격으로 19개의 마이크론을 배치하였다. 두 번째는 UAM의 무게중심을 기준으로 프로펠러가 회전하는 반경과 평행하게 10° 간격으로 방위각(Azimuth Angle) 방향으로 36개의 마이크론을 배치하였다. 세 번째로 300개의 마이크론을 Hemi-Sphere 형태로 배치해 UAM 부근 방사 소음의 크기를 확인하였다. 프로펠러에서 발생하는 소음은 블레이드 통과 주파수 BPF의 조화 성분으로 구성되며 주파수 대역에 따라 저주파 대역의 하중소음>Loading Noise), 중간대역 주파수의 BVI 소음>Blade Vortex Interaction Noise) 및 고주파 영역 대의 BWI 소음>Blade Wake Interaction Noise)으로 구분된다[26, 27].

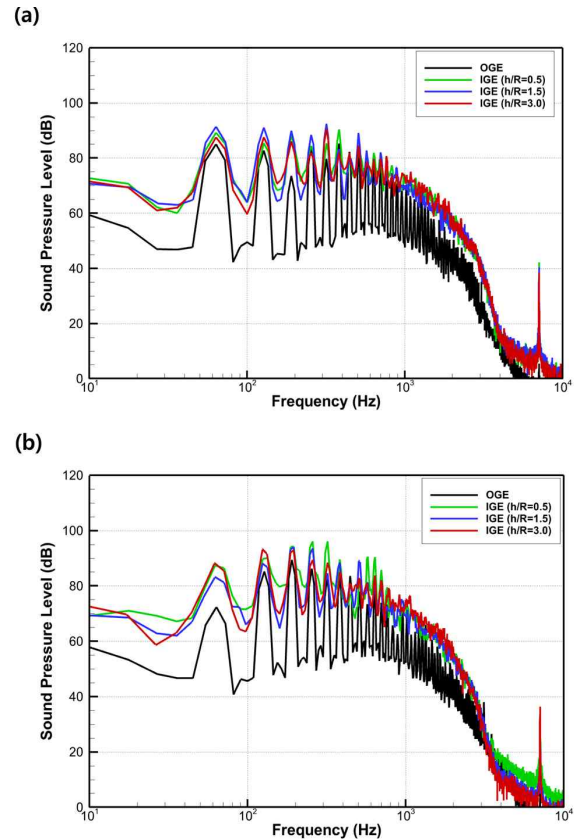


Fig. 8 Ground Effects on Acoustic Spectra at Elevation Angles of (a) 30° and (b) 60°

Figures 8(a), (b)에서는 고도각에서 Sound Pressure Level (SPL) 스펙트럼을 나타내었다. 고도각 0°의 경우 위상각과 유사한 경향을 나타내기 때문에 고도각 30°와 60°에서의 SPL 스펙트럼을 나타내었다. 고도각은 프로펠러 회전면으로 방사되는 두께 소음보다 회전면 하방으로 방사되는 특징을 가진 하중소음의 영향이 지배적이므로, 위상각에서보다 저주파 영역대에서 지면효과에 의한 방사 소음의 차이를 확인하

였다[11]. 특히 고도각 60° 에서 발생하는 1^{st} BPF의 경우 30° 에 비해 전반적인 SPL 크기가 감소하고, 지면 효과가 적은 OGE에서 IGE보다 소음의 크기가 더욱 감소하였다. 이후 방위각과 유사하게 주파수 증가에 따라 SPL이 감소하였으며, 저주파와 중간대역 및 고주파 영역대에서 추력과 난류 성분의 증가로 인한 IGE의 SPL 증가를 확인하였다.

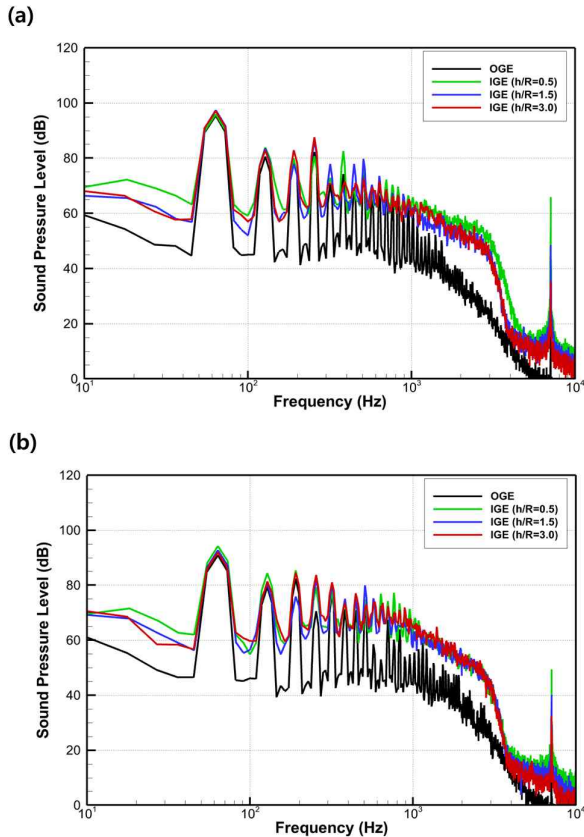


Fig. 9 Ground Effects on Acoustic Spectra at Azimuth Angles of (a) 0° and (b) 30°

Figures 9(a), (b)에서는 UAM 방사 소음 분석을 위해 방위각 0° 와 30° 에서의 SPL 스펙트럼을 나타내었다. 본 연구에서 사용된 상하부 프로펠러는 동일한 회전 속도로 운동하기 때문에, 블레이드 개수와 회전속도의 곱으로 계산된 이론적 BPF는 약 63.67 Hz로 전산해석 결과와 유사한 것을 확인하였다. 1^{st} BPF의 경우 OGE와 IGE의 SPL 값이 위상각과 관계없이 유사하였으며 이후 주파수가 증가함에 따라 SPL 값이 감소하는 것을 확인하였다.

특히 저주파 영역과 중간대역에서 지면 효과에 따른

추력 증가로 인해 프로펠러 후류 방향으로 발생하는 하중소음의 증가로 인해 IGE의 SPL 증가를 확인하였다. 또한, 고주파 영역대에서 프로펠러에서 발생한 후류가 지면을 타고 흘러가며 발생한 분수 유동으로 인해 난류 소음 성분이 증가하여 지면과의 거리가 작아질수록 SPL 값이 증가하였다. 방위각 0° 는 우측 전후방 로터 시스템에서 발생한 후류가 혼합되어 강하게 방사되는 방향이다. 따라서 (a)의 IGE의 경우, 난류소음의 강한 방사 방향성이 두드러지므로 이로 인한 난류 소음 역시 큰 차이를 보이게 된다.

4.2 방위각, 고도각에 따른 방향성 분석

Figure 10은 UAM에서 발생하는 소음의 방향성을 분석하기 위해 방위각에 따른 Overall Sound Pressure Level (OASPL)을 나타내었다. 상한 주파수 10,000 Hz 까지의 스펙트럼 해석 결과를 통해 음압 레벨을 예측하였다. OGE와 IGE 모두 상하부 프로펠러가 0° 에서 시작하여 방위각이 증가함에 따라 OASPL의 크기가 증가하였으며 상하부 프로펠러가 중첩되는 고도각인 0° , 90° , 180° , 270° 에서 가장 큰 OASPL 값을 나타내었다. IGE의 경우 OGE와 비교하여 지면 효과로 인한 하중소음과 난류 성분의 증가로 인해 전반적으로 OASPL 값이 약 5 dB이 증가하였지만, 지면과의 거리 영향성은 미비함을 확인하였다.

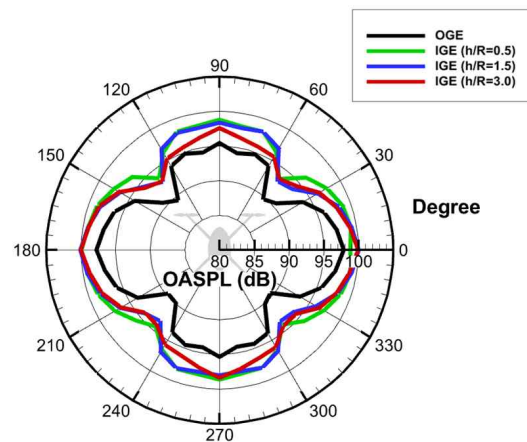


Fig. 10 Comparison of OASPL at Various Azimuth Angles

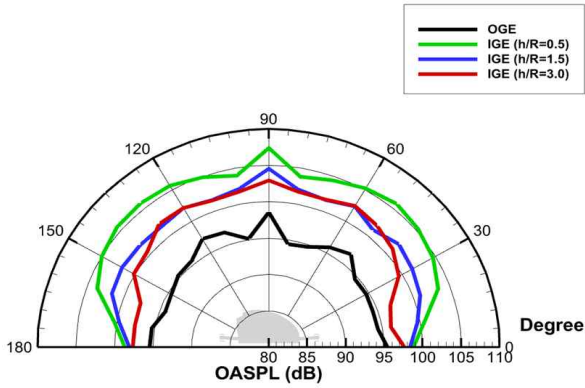


Fig. 11 Comparison of OASPL at Various Elevation Angles

Figure 11은 UAM에서 고도각에 따른 OASPL을 나타내었다. 고도각 0°, 180°의 경우 Fig. 10의 방위각 90°, 270°의 위치로 Fig. 10의 결과와 유사하게 지면 효과로 인한 OASPL 증가를 제외하면 IGE에서 지면과의 거리 영향성은 미비하였다. 이후 고도각이 증가함에 따라 전반적인 OASPL 값이 증가하여 고도각 90°에서 최대값이 관찰되었다. 지면 효과에 의한 OASPL 값의 증가가 약 10~15 dB 이상으로 방위각에서의 차이보다 큰 차이를 확인할 수 있는데 이는 저주파 대역에서의 BPF 값의 증가가 크게 기여한 것으로 판단된다. 이전 방위각과 달리 지면 효과에 대한 영향성도 나타났는데 지면 효과가 가장 강한 h/R=0.5와 h/R=3.0과의 OASPL 차이도 약 5 dB가 차이가 나는 것을 확인하였고 지면 효과는 방위각보다 고도각에 더 큰 영향을 미치는 것을 확인하였다.

Figure 12는 UAM 주위 반경에서 발생하는 소음의 소음원을 확인하기 위해 OGE와 IGE의 시간 미분에 대한 밀도장을 수직 방향과 측면 방향에서 각각 나타내었다. Fig. 12(a)에서 OGE의 시간 미분에 대한 밀도장을 나타내었다. 프로펠러와 프로펠러가 만나는 지점에 많은 유동의 변화가 일어났으며 쌍극자 형태의 하중소음이 지배적인 것을 확인하였다. 주변에 방사되는 유동 변화는 상대적으로 작고 상부와 하부가 다른 방향의 방사 형태를 띄는 것을 확인하였다. 반면 지면 효과를 받는 Fig. 12(b)의 경우 프로펠러에서 발생하는 쌍극자 형태의 소음뿐 아니라 프로펠러에서 발생한 후류가 지면을 타고 흐르며 생성된 분수 유동의 형태

가 발달한 것을 확인할 수 있다. 또한, 하부의 방사가 이루어지지 못하여 상부로 방사되는 유동과 분수 유동이 만나 OGE와는 달리 강하고 불규칙적인 방사 형태를 나타내었다.

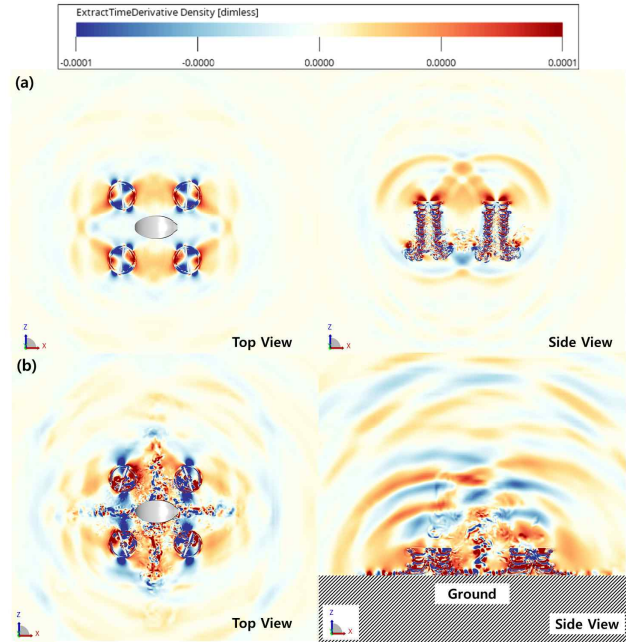


Fig. 12 Comparison of Time Derivative Density Contours: (a) OGE, (b) IGE(h/R=0.5)

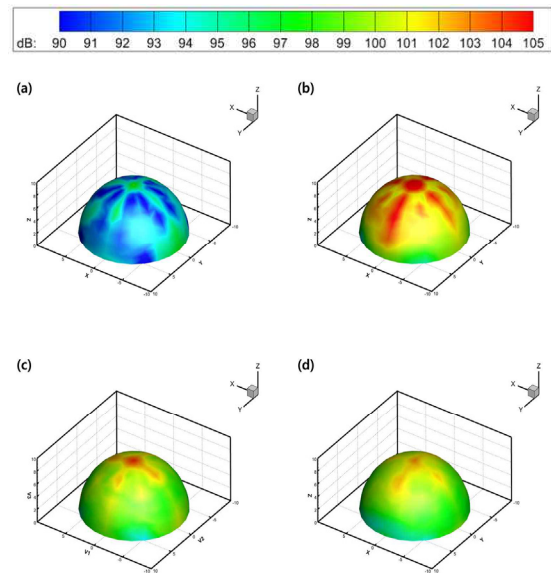


Fig. 13 Comparison of dB Map on Hemisphere: (a) OGE, (b) IGE(h/R=0.5), (c) IGE (h/R=1.5), (d) IGE(h/R=3.0)

Figure 13은 UAM 주위 반경에서 발생하는 소음의 크기를 확인하고자 기체 정면을 기준으로 반구 형태로 OASPL 분포를 나타내었다. 전반적으로 프로펠러 사이와 기체 상부에서 큰 소음이 발생하였다. OGE에서 발생하는 소음이 가장 작은 것을 확인할 수 있고, 지면과의 거리가 감소함에 따라 소음의 크기가 증가하였다. 특히 회전축의 상부에서 차이가 가장 많이 발생하고 회전면과 평행한 위치는 지면과의 거리 영향성이 미비하였다.

5. 결 론

본 연구에서는 지면 효과가 쿼드콥터 형태로 동축 반전 프로펠러 시스템을 가진 eVTOL의 전산해석을 수행하였다. LBM을 이용해 공력 성능을 해석하고, 이를 기반으로 투과면 기반 FW-H 음향상사법을 이용한 소음해석 결과를 도출하였다. 프로펠러는 동일한 위상각에서 동일 회전속도를 부여하였고 별도의 트림해석 없이 상하부 프로펠러에 동일한 피치각도를 적용하였다. 소음해석을 수행하기 전 공력해석을 통해 지면 효과에 의해 하부 프로펠러의 추력과 토크의 크기가 증가하였고, 지면 효과가 있을 때 후류가 지면을 따라 확산되는 구조를 확인하였다. 소음해석의 경우 방위각, 고도각, 반구 형태 평면의 수음자 위치를 설정하여 지면 효과로 인한 전반적인 주파수 대역에서 소음 수준 증가를 확인하였고, 상하부 프로펠러가 만나는 방위각에서 큰 소음이 방사 특성을 나타내었다. 특히 지면 효과 적용 시, 하중소음의 방향성으로 인해 방위각보다 고도각 소음 방사에 더 큰 영향을 미치는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 난류 성분까지 고려한 복합적인 소음원 작용으로 인해 회전면에 수직한 방향으로의 마이크로폰이 지면 효과의 영향을 가장 많이 받을 것으로 예상된다.

본 연구를 통해 지면 효과 적용에 따른 추력 변동 및 지면 확산 유동으로 인한 소음 증가를 확인하였다. 따라서 사람들이 인접한 도심 환경 내에 이착륙을 수행하는 UAM 비행체의 소음인증 지침에는 지면 효과에 대한 고려가 필요할 것으로 생각된다. 현행 소음 기준의 이륙 및 착륙 기동에서는 비행 경로 하방에 위치한 마이크로폰 소음 측정값 중 가장 큰 값을 통해

기준 충족 여부를 판단한다. 따라서 수직 이착륙 비행 중인 UAM 비행체의 측정위치는 회전축 수직 방향에 배치하는 것이 적합할 것으로 보인다. 하지만 버티포트 인근 건물에 미치는 소음 영향성을 고려하여, 모든 소음원의 영향성이 가장 복합적으로 적용되는 적절한 하방 각도에 추가적인 마이크로폰 소음 측정을 수행해야 할 필요성도 있을 것으로 판단된다. 또한 본 연구에서는 저면의 산란소음장을 고려하지 않았다. 향후 연구에서는 저면에 의한 산란소음의 영향성과 상하부 프로펠러의 이격 거리, 프로펠러 간의 배치 간격에 따른 UAM 비행체의 소음해석을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다. (NRF-2017R1A5A1015311, 2021R1C1C1010198)

References

- [1] Y. Jun, K. R. Oh, J. Lee and K. H. Chung, "Urban Air Mobility Trend," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, vol. 18, no. 1, pp. 37-48, July 2020.
- [2] UBER elevate, Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban air Transportation, October 2016.
- [3] J. S. Light., "Tip Vortex Geometry of a Hovering Helicopter Rotor in Ground Effect," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 38, no. 2, pp. 34-42, April 1993.
- [4] T. E. Lee, G. J. Leishman and M. Ramasamy, "Fluid Dynamics of Interacting Blade Tip Vortices with a Ground Plane," *Journal of the American Helicopter Society*, vol. 55, no. 2, pp. 22005-1-22005-16, April 2010.
- [5] R. Healy, J. McCauley, F., Gandhi, O. Sahni and M. Mistry, "A Computational Investigation of Side-by-Side Rotors in Ground Effect," *Proc. of the 77th VFS Annual Forum*, pp. 1-18, May 2021.
- [6] T. Edwards and G. Price, "eVTOL Passenger

- Acceptance,” NASA/CR-2020-220460, January 2020.
- [7] Ministry of Land, Infrastructure and Transport, Korean Urban Air Mobility Road Map, Sejong, May 2020.
- [8] FAA, “FAR Part 36, Aircraft Noise,” *Appendix G Takeoff Noise Requirements for Propeller-Driven Small Airplane and Propeller-Driven, Commuter Category Airplane Certification Tests on or After December 22*, September 1992.
- [9] J. W. Choi and C. Kahng, “Introduction of Noise Characteristics and Certification Standard for Rotorcraft,” *Journal of Aviation Development of Korea*, vol. 55, no. 3, pp. 123-135, December 2010.
- [10] International Civil Aviation Organization, ICAO Annex 16 Volume I: Environmental Protection - Aircraft Noise, 8th Edition, ICAO, Montreal, Canada, July 2017.
- [11] S. Y. Wie, H. J. Kang and D. K. Kim, “Aerodynamic Noise Prediction of a Helicopter Rotor Blade for the Flight Conditions of Approach and Flyover,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 46, no. 8, pp. 671-678, August 2018.
- [12] J. Y. Yun and H. Hwang, “Requirement Analysis of Efficiency, Reliability, Safety, Noise, Emission, Performance and Certification Necessary for the Application of Urban Air Mobility (UAM),” *The Journal of Korea Navigation Institute*, vol. 24, no. 5, pp. 329-342, October 2020.
- [13] J. H. Choi, Y. Park and I. S. Jeon, “A Study on the Cost of Fare for UAM (Urban Air Mobility) Airport Shuttle Service,” *J. Korean Soc. Transp.*, vol. 39, no. 5, pp. 593-605, October 2021.
- [14] International Civil Aviation Organization, ICAO Annex 14 - Aerodromes - Volume I - Aerodromes Design and Operations, 9th Edition, ICAO, Montreal, Canada, July 2022.
- [15] M. V. Lawson, “Basic Mechanisms of Noise Generation by Helicopters, V/STOL Aircraft and Ground Effect Machines,” *Journal of Sound and Vibration*, vol. 3, no. 3, pp. 454-466, September 1998.
- [16] B. Smith, R. Healy, F. Gandhi and A. Lyrintzis, “eVTOL Rotor Noise in Ground Effect,” *Proc. of Vertical Flight Society’s 77th Annual Forum & Technology Display*, vol. 1, May 2021.
- [17] J. E. Ffowcs Williams and D. L. Hawkings, “Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion,” *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, vol. 264, pp. 321-342, May 1969.
- [18] F. Farassat and G. P. Succi, “The Prediction of Helicopter Rotor Discrete Frequency Noise,” *Vertica*, vol. 7, pp. 309-320, January 1982.
- [19] C. Nardari, D. Casalino, F. Polidoro, V. Coralic, P. T. Lew, and J. Brodie, “Numerical and Experimental Investigation of Flow Confinement Effects on UAV Rotor Noise,” *Proc. of 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, pp. 2497-1-2497-17, May 2019.
- [20] M. E. Kutay, A. H. Aydilek and E. Masad, “Laboratory validation of lattice Boltzmann method for modeling pore-scale flow in granular materials,” *Computers and Geotechnics*, vol. 33, no. 8, pp. 381-395, December 2006.
- [21] P. L. Bhatnagar, E. P. Gross and M. Krook, “A model for collision processes in gases. I. Small amplitude processes in charged and neutral one-component systems,” *Physical review*, vol. 94, no. 3, p. 511, May 1954.
- [22] H. Chen, S. Chen and W. H. Matthaeus, “Recovery of the Navier-Stokes equations using a lattice-gas Boltzmann method,” *Physical review A*, vol. 45, no. 8, R5339, April 1992.
- [23] H. J. Lee, J. Y. Yang, R. S. Myong and H. Lee, “Aerodynamic Analysis of Rotor Blade in Hovering and Forward Flight Using Lattice-Boltzmann Method,” *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 26, no. 4, pp. 115-124, December 2022.
- [24] E. M. Kim, J. Y. Yang, H. J. Lee, M. J. Kang, R.

- S. Myong and H. Lee, "Numerical Prediction of Rotor-Airframe Interaction Noise," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol. 27, no. 3, pp. 79-88, September 2022.
- [25] J. Y. Yang, H. J. Lee, R. S. Myong and H. Lee, "Computational Simulation of Coaxial eVTOL Aircraft in Ground Effect," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 50, no. 9, pp. 599-608, September 2022.
- [26] D. H. Kim, H. J. Kang, S. Y. Wie and S. H. Kim, "Modeling of a Rotor System Incorporating Active Tab and Analysis of BVI Noise Reduction Characteristics," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 41, no. 11, pp. 855-864, November 2013.
- [27] S. B. So and K. T. Lee, "The Numerical Analysis of the Aeroacoustic Characteristics for the Coaxial Rotor in Hovering Condition," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, vol. 49, no. 8, pp. 699-708, August 2021.