

로터-기체 상호작용 소음에 관한 수치 예측 연구

김은민,¹ 양진용,¹ 이혁진,¹ 강민제,¹ 명노신,^{1,2} 이학진^{*1,2}

¹경상국립대학교 기계항공공학부
²경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

NUMERICAL PREDICTION OF ROTOR-AIRFRAME INTERACTION NOISE

E.M. Kim,¹ J.Y. Yang,¹ H.J. Lee,¹ M.J. Kang,¹ R.S. Myong^{1,2} and H. Lee^{*1,2}

¹School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

²Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

Strong-intensity tip vortex generated from the tip of the rotor blade causes strong aerodynamic interactions with the fuselage and structures. This interaction phenomenon directly affects the aerodynamic performance and noise characteristics of the rotor blades. In this study, the computational analysis of rotor-airframe configuration is performed to investigate the effects of rotor-airframe interaction on thrust, wake structure, flow field, and noise levels using the Lattice-Boltzmann Method (LBM). The isolated rotor operating in hovering conditions is used for the validation model. The thrust force and tonal noise associated with the 1st and 2nd Blade Passage Frequency (BPF) of the isolated rotor are compared against the measurements. The validation results showed good agreement with the experimental data. When a conical airframe is placed under the rotor blade, the thrust force tends to oscillate periodically. In addition, rotor wake development along the downstream direction is obstructed, and asymmetric wake structure can be observed, thus leading to a faster tip vortex breakdown and an increase in turbulence intensity. Finally, the overall sound pressure level (OASPL) of the rotor-airframe is higher than that of the isolated rotor at all microphone positions due to thrust fluctuation and a highly unsteady flow field caused by the strong interaction.

Key Words : 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 공력음향학(Aeroacoustics), 공력 소음(Aerodynamic Noise), 로터-기체 상호작용(Rotor-Airframe Interaction), 격자 볼츠만 법(Lattice Boltzmann Method)

1. 서 론

대도시권으로의 인구집중과 기존 지상 교통망의 혼잡 문제로 인해 지상과 항공을 연결하는 3차원 차세대 교통수단인 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)의 필요성이 대두되었다[1]. 그에 따라 국내외에서 분산전기추진(Distributed Electric Propulsion, DEP) 시스템을 이용한 Winged(Lift+Cruise, Vectored Thrust) 또는 Wingless(Multicopter) 형태의 UAM 비행체들이 개발되고 있다. 하지만 인구가 밀집된 도심환경 내에서 낮은 고도로 비행하는 UAM의 운용 특성상 소음 피해는

탑승객뿐만 아니라 인근 지역 주민들에게도 영향을 끼치게 된다. 이는 향후 UAM 시장의 성장을 저해하는 주요 요인으로 작용할 수 있으므로 반드시 해결해야 하는 문제이다.

분산전기추진시스템의 적용으로 로터 또는 프로펠러의 개수가 증가함에 따라 로터-기체(Rotor-Airframe) 간의 간섭현상이 더욱 빈번하게 발생한다. 회전하는 로터 블레이드 아래에 위치한 Multicopter Arm과 같은 기체 구조물은 후류 구조의 발달과 Downwash 흐름을 방해하고 국부적으로 지면 효과를 유발한다[2]. 이와 같은 분수 효과(Fountain Effect)는 회전익기의 소음 발생 메커니즘에 지배적인 영향을 미친다[3,4]. 로터와 기체 사이의 간격이 작을수록 간섭현상은 심하게 발생한다. 이는 소음과 진동의 증폭을 초래할 뿐만 아니라 비행체의 성능에도 영향을 미친다[5]. 따라서, 분산전기추진시스템을 적용하여 다수의 로터 또는 프로펠러를 이용하는 UAM 비행체의 공력 및 소음 성능을 정확하게 예측하기 위해서는 로터-기

Received: August 22, 2022, Revised: September 16, 2022,

Accepted: September 16, 2022.

* Corresponding author, E-mail: hlee@gnu.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksce.2022.27.3.079>

© KSCFE 2022

체 구조물 사이의 공기역학적 간섭현상과 소음 전파 특성에 대한 분석이 필요하다.

로터-기체 간섭현상을 해석하기 위해 실험 및 전산해석적 연구들이 수행되었다. Zawodny and Boyd Jr[2]은 무향실을 이용한 실험과 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)을 이용하여 로터-기체 간섭현상이 제자리 비행 중인 소형 무인 비행체의 소음에 미치는 영향을 분석하였다. Wang 등[6]은 기체의 위치에 따른 소형 무인 비행체의 공력과 소음 성능을 실험 및 전산 해석을 통해 비교하였다. Zori and Rajagopalan[7]은 모멘텀 방정식의 소스 항을 이용하여 전진비행 중인 로터-기체 모델의 간섭작용에 대해 분석하였다. Kim and Park[8]은 개선된 모멘텀 소스 방법을 이용하여 기체 주변의 유동장을 분석함으로써 로터-기체 간의 간섭작용을 해석하였다. 언급된 선행 연구들을 포함한 전산해석 연구의 대부분은 Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 이용하였다. 하지만 Navier-Stokes 방정식은 편미분 방정식 형태로 이루어져 있고 비선형 항을 포함하고 있어 해를 구하는 과정이 매우 복잡하고 많은 해석 시간이 소요된다. 또한, 기존의 CFD 프로그램들은 Navier-Stokes 방정식에 가정을 도입하여 해석하기 때문에 정확한 해를 얻는 데에 어려움이 있다[9]. 이에 따라 최근에는 Lattice Boltzmann Method(LBM)를 이용하여 회전익기의 공력 및 소음을 해석하는 연구들이 점차 수행되고 있다[10-12]. LBM 기법은 공간 격자 내 입자들의 확률 분포 함수를 통해 밀도, 운동량 등의 물리량을 해석한다. 지배 방정식이 대수 방정식의 형태이므로 효율적인 병렬화 구조로 되어 있으며, 수치적 소산 오차가 적은 특징이 있다. 또한 비정상 유동에 대한 Very Large Eddy Simulation(VLES) 수준의 해석이 효율적으로 가능하고, Ffowcs-Williams and Hawkings(FW-H) 방사 소음 해석 또는 직접 음압을 계산하는 전산공력소음(Computational Aeroacoustics, CAA) 해석이 가능하다. Casalino 등[13]은 틸트로터 형태의 전기 추진 수직이착륙기가 도심에서 비행할 때 발생하는 소음전파가 미치는 영향을 LBM을 이용하여 예측하였다. Romani and Casalino[14]는 LBM 해석을 통해 로터 블레이드의 비정상 공력하중, 로터 후류 발달 및 BVI 소음을 예측하고 실험결과를 이용한 검증 연구를 수행하였다. Shubham[15]은 UAM 비행에 사용되는 동회전 로터 주변의 유동 현상의 변화와 공력 소음을 LBM을 이용하여 해석하였다.

본 연구에서는 로터 블레이드의 공력 및 소음 해석 수행을 위해 LBM 기반의 상용 소프트웨어인 PowerFLOW를 이용하였다. 제자리 비행 중인 로터 블레이드의 공력 성능과 공력 소음을 실험 결과와 비교함으로써 해석자의 정확성을 검증하였다. 이를 바탕으로, 로터-기체 상호작용이 유동장과 공력 소음에 미치는 영향성을 분석하였다.

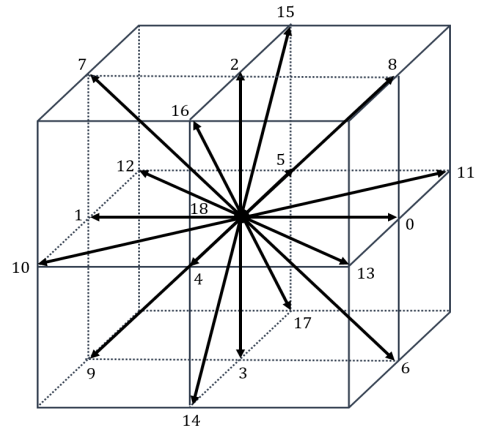


Fig. 1 D3Q19 model[17]

2. 전산해석 기법

2.1 Lattice-Boltzmann Method(LBM) 기법

LBM 기법에서 입자들은 이산화된 격자 내에서 Boltzmann 방정식에 따른 입자 분포함수에 의해 정의된다[16]. 격자 내에서 입자의 이동은 DaQb 모델로 표현되며 a는 차원의 개수, b는 입자들이 이동할 수 있는 방향을 나타낸다. 본 연구에서 사용된 모델은 3차원 해석에서 주로 사용되는 D3Q19 모델이며[10], Fig. 1에 이산화된 격자와 입자의 거동을 표현한다[17].

식 (1)은 이산화된 공간을 고려한 Lattice-Boltzmann 방정식을 나타낸 것이다[18]. 여기서 좌변의 $f_i(\mathbf{x}, t)$ 는 \mathbf{x} 위치에서 i 방향으로의 입자 분포를 나타낸 함수이고, c_i 는 i 방향으로 이동하는 이산화된 입자의 속도 벡터를 나타낸다. 우변의 충돌항 $\Omega(\mathbf{x}, t)$ 는 Bhatnagar-GrossKrook(BGK) 모델로 정의되며, 이는 식 (2)와 같다. 식 (2)의 τ 는 완화 시간(Relaxation Time)을 나타내며, 입자들이 충돌한 후 평형상태에 도달하기까지 걸리는 시간을 무차원화 시킨 값을 의미한다. 식 (3)과 같이 완화 시간은 유체의 점성과 차분화된 공간, 시간 간격에 의해 결정된다.

$$f_i(\mathbf{x} + c_i \Delta t, t + \Delta t) - f_i(\mathbf{x}, t) = \Omega(\mathbf{x}, t) \quad (1)$$

$$\Omega(\mathbf{x}, t) = -\frac{1}{\tau} [f_i(\mathbf{x}, t) - f_i^{eq}(\mathbf{x}, t)] \quad (2)$$

$$\nu = \frac{2\tau - 1}{6} \frac{(\Delta x)^2}{\Delta t} \quad (3)$$

$f_i^{eq}(\mathbf{x}, t)$ 는 Maxwell-Boltzmann 평형분포함수를 뜻하며 이

를 속도의 2차 항까지 Taylor 전개하여 식 (4)에 나타내었다.

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

식 (4)의 ρ 는 유체의 밀도를, u 는 유동속도를 뜻하며 w_i 는 기중치 상수로, 입자에 따라서 식 (5)와 같은 값으로 정의된다.

$$w_i = \begin{cases} \frac{2}{36} & (i = 1, \dots, 6) \\ \frac{1}{36} & (i = 7, \dots, 18) \\ \frac{12}{36} & (i = 19) \end{cases} \quad (5)$$

공간격자 내 한 점에서의 유체의 밀도와 운동량은 식 (6), (7)과 같이 입자 분포함수인 식 (1)을 이용하여 구할 수 있다.

$$\rho(\mathbf{x}, t) = \sum_i f_i(\mathbf{x}, t) \quad (6)$$

$$\rho \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) = \sum_i \mathbf{c}_i f_i(\mathbf{x}, t) \quad (7)$$

2.2 소음해석 기법

로터 블레이드에서 발생하는 소음원은 크게 Deterministic Component와 Non-Deterministic Component로 구분할 수 있다. Deterministic Noise 성분에는 두께 소음(Thickness Noise), 하중 소음>Loading Noise), 블레이드와 와류 간의 간섭으로 인해 발생하는 소음(Blade Vortex Interaction Noise), 고속 충격과 소음(High-Speed Impulsive Noise)을 포함하며 Non-Deterministic Noise 성분에는 로터로 유입되는 대기의 난류로 인해 발생하는 소음(Turbulence Ingestion Noise), 블레이드와 후류 간의 간섭으로 인해 발생하는 소음(Blade Wake Interaction Noise), 블레이드 자체에서 발생하는 소음(Blade Self Noise)을 포함한다 [19]. 그 중에서도, 회전하는 로터 블레이드의 지배적인 소음원은 블레이드 통과 주파수(Blade Passing Frequency, BPF)와 그 고조파에서 높은 톤 소음(Tonal Noise)이 주기적으로 발생하는 두께 소음과 하중 소음이다[20].

본 연구에서는 로터 블레이드에서 발생하는 표면소음원뿐만 아니라 로터-기체 상호작용 현상으로 발생하는 난류 성분에 의한 체적소음원의 영향도 고려하였다. 일반적으로 사극자(Quadrupole)로 표현되는 난류 소음항의 경우 체적 적분식의 형태로 정의되며, 이를 고려하기 위해서는 로터-기체 형상을 포함하는 체적 격자 내의 소음원에 대한 체적 적분을 수행해

야 한다. 하지만 유동장 내 음압 정보에 대한 체적 적분은 표면 적분에 비해 상대적으로 계산 효율성이 좋지 않은 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 투과면(Permeable) 기법을 적용한 Ffowcs Williams-Hawkins(FW-H) 음향 상사법을 이용하여 유동장에 대한 음압 정보를 임의의 투과면으로 전달하고 체적 적분을 투과면에 대한 표면 적분으로 대체하였다. 가상 투과면 기법이 적용된 Farassat formulation 1A는 식 (8)과 (9)와 같이 나타낼 수 있으며, 이를 통해 두께 소음과 하중 소음을 포함한 모든 소음원(Monopole, Dipole, Quadrupole)에 대한 예측이 가능하다[21]. 각 식의 대괄호 안에 항들은 지연 시간(Retarded Time)에서 계산된 값을 의미한다[22]. 본 연구에서는 로터-기체 표면과 난류 소음원이 위치한 유동장 내의 체적이 포함되도록 임의의 가상 투과면을 구성하였다.

$$p'_T(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0(\dot{v}_n + v_n)}{r|1-M_r|^2} \right]_{ret} dS + \frac{1}{4\pi} \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}_r + a_0 M_r - a_0 M^2)}{r^2|1-M_r|^3} \right]_{ret} dS \quad (8)$$

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

식 (8)과 (9)에서 a_0 는 음속, ρ_0 는 기체의 밀도, M_r 은 회전 방향으로의 마하수, \dot{v}_n 과 \dot{l}_r 과 같이 윗첨자가 있는 항은 음원시각(τ)에 대한 미분을 뜻한다. 음파 방정식은 기준시점이 음원시각이기 때문에 수음자(\mathbf{y}) 위치에서의 음압을 구하기 위해서는 소음원(\mathbf{x})과 수음자 간에 물리적인 거리를 고려해야 한다. 음원 시각과 수음 시각(t) 사이의 관계식은 식 (10)과 같이 정의할 수 있다.

$$\tau = t - \frac{r}{a_0} = t - \frac{|\mathbf{x} - \mathbf{y}|}{a_0} \quad (10)$$

투과면 기법을 적용한 FW-H 음향상사법을 이용하면 로터 블레이드에 발생하는 톤 소음과 광대역 소음을 고려한 소음 해석이 가능하다. 하지만 앞서 언급하였듯이 로터 소음의 경우 광대역 소음 성분보다는 BPF 주파수에서 높은 Peak 값을 갖는 톤 소음 성분이 지배적인 소음원이다. 또한 전산해석을



Fig. 2 Planform geometry of DJI 9443 propeller

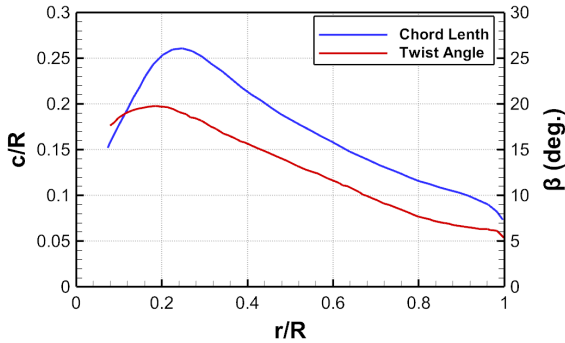


Fig. 3 Chord and twist angle distributions of DJI 9443 propeller

통해 고주파 영역 내에서 주로 발생하는 난류 성분에 의한 광대역 소음을 정확하게 예측하기 위해서는 매우 조밀한 격자와 시간 간격이 요구되므로 자원의 물리적 한계가 존재한다. 따라서 본 연구에서는 광대역 소음의 영향을 고려하지만, 실험 결과와의 검증과 상호작용 현상이 소음에 미치는 영향을 톤 소음 위주로 분석하였다.

3. 전산해석 모델 및 유동조건

3.1 로터-기체 형상 및 마이크로폰 위치 정의

본 연구에서는 제자리 비행하는 단일로터의 공력 및 소음 해석 검증을 위해 실험테이터가 존재하는 DJI-9443 블레이드 모델을 이용하였다[19]. Fig. 2와 3를 통해 해당 블레이드의 형상, 반경방향으로의 시위길이와 비틀림 각 분포를 각각 확인할 수 있다.

기체(Airframe)의 형상으로는 로터 허브에서 팁에 가까워질수록 단면적이 증가하는 Conical 형상을 사용하였고, 로터 팁의 1/4 시위길이를 지점을 기준으로 수직 아래 방향으로 0.1R 만큼 떨어진 곳에 위치하였다(여기서 R은 로터의 회전반경을 의미한다). 기체에 대한 보다 자세한 사항은 Fig. 4에 나타났다. 실험에 사용된 마이크로폰은 총 5개이며, 로터 회전 중심축을 기준으로 16R(1.905 m) 지점에 위치한다[2,19]. Fig. 5는 기체 유무에 따른 마이크로폰 배치를 나타낸다. 로터-기체 실험환경에서는 로터-기체 상호작용의 영향성을 분석하기 위해 고도각(Elvation Angle, θ) 및 방위각(Azimuth Angle, ϕ)을 모두 고려하여 마이크로폰을 배치하였다.

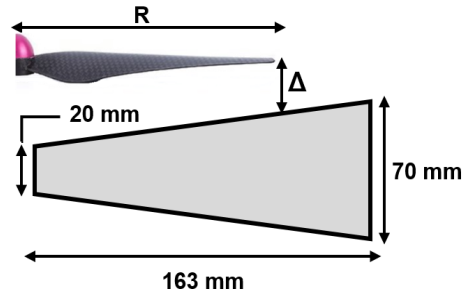
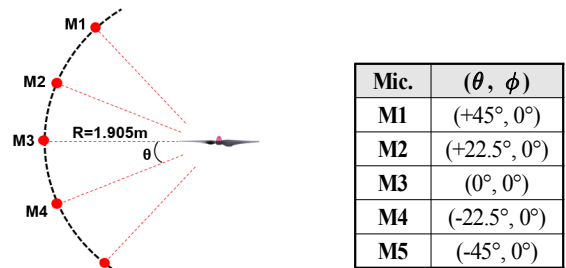
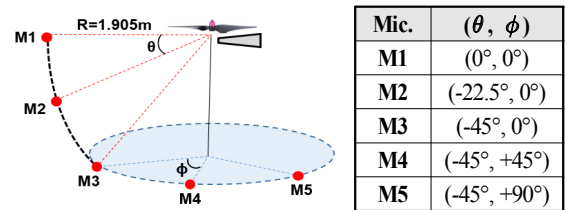


Fig. 4 Geometry of conical airframe



(a)



(b)

Fig. 5 Microphone array: (a) isolated rotor, (b) rotor-airframe

3.2 계산격자 및 유동조건

공력 및 소음해석을 위한 전체 계산 영역과 로터 블레이드 근처의 회전 격자계는 Fig. 6와 7에 각각 나타내었다. 전체 계산 영역의 크기는 단일로터와 로터-기체 모두 로터 지름(D)의 35배가 되도록 하였고 총 격자 수는 각각 약 3,900만 개, 6,100만 개를 사용하였다. PowerFLOW 해석자에서는 Variable Resolution(VR)의 레벨이 증가할수록 격자의 크기가 1/2배로 감소한다. 본 연구에서는 단일 로터와 로터-기체의 VR 영역을 각각 16개, 15개로 분할하여 해석을 수행하였고 계산 비용을 고려하여 VR의 형태와 수준을 서로 다르게 구성하였다. 또한, 최소 격자의 크기는 블레이드 근처의 유동을 정확하게 예측하기 위해 로터 블레이드 0.75R 지점에서의 시위 길이의 대략 1.4%에 해당하는 크기인 0.2 mm로 설정하였다.

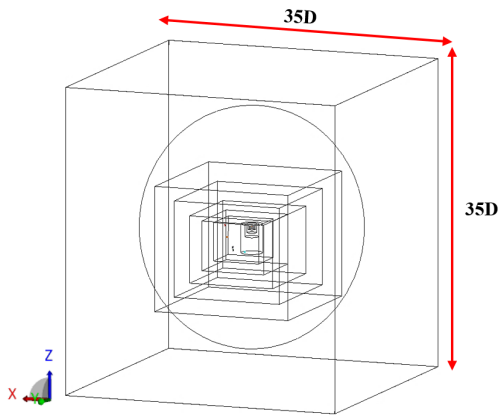


Fig. 6 Computational domain

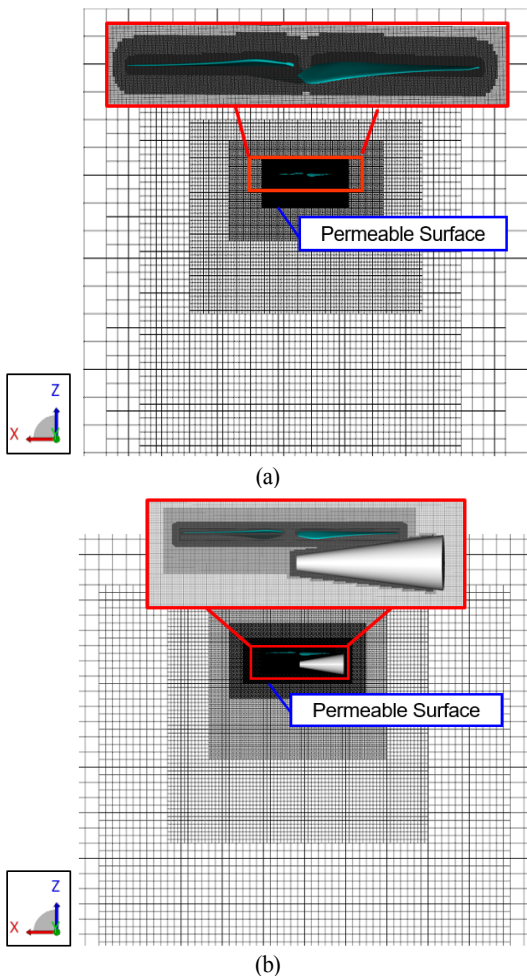


Fig. 7 Computational grid system: (a) isolated rotor, (b) rotor-airframe

회전면을 기준으로 윗면은 Pressure Inlet 경계 조건을, 나머지 면에 대해서는 Pressure Outlet 경계 조건을 부여하였다. 로터 블레이드와 기체의 표면에는 점착조건(No-Slip Condition)을 적용하였다. 회전하는 블레이드 근처에서는 격자를 이동 또는 회전시키는 기법인 Sliding Mesh 기법을 사용하였다. 전산 해석에 적용한 유동조건은 Table 2와 같다. 대기압 조건에서 로터 블레이드 회전수 5400 RPM, 팁 마하수 0.1996로 설정하였으며 로터 회전수는 총 25 회전이 되도록 하였다. 데이터는 매 0.1° 방위각마다 계산하였고, 단일로터를 기준으로 추력이 충분히 수렴한 7회전 이후의 데이터를 이용하였다.

4. 소음해석 결과

4.1 단일 로터 소음해석

4.1.1 단일 로터 추력 검증

회전익기에서 발생하는 소음은 크게 기계적 진동으로 인한 소음, 엔진 및 모터 소음, 공력소음으로 구분할 수 있다. 그 중 로터 블레이드의 회전으로 인해 발생하는 공력소음이 상대적으로 지배적인 소음원이다. 따라서 소음 검증에 앞서 RPM 변화에 따른 단일 로터의 추력 값을 예측하고 실험 결과와 비교하여 해석 결과를 검증하였다. 실험 결과는 NASA Langley Research Center에서 수행한 실험에서 얻어진 값을 사용하였다[19]. 실험데이터가 존재하는 4800, 5400, 6000 RPM 조건에서 해석을 수행하였으며 실험 결과와의 비교는 Table 3에 나타내었다. 모든 RPM 조건에서 해석 결과가 실험 결과보다 대략 3 ~ 9%의 오차로 과소 예측되는 경향을 도출하였다. 또한, 유사 스케일인 DJI-9450 모델의 추력을 동일한 기법으로 예측한 선행 연구 결과에서는 약 16.79%의 상대오차가 발생하였으며 동일한 해석자가 상대적으로 유도 속도의 크기를 과소 예측한다는 것을 확인하였다[11].

4.1.2 단일 로터 톤 소음 검증

Fig. 8과 9은 고도각 $-90^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$ 에 대하여 각각 단일로

Table 2 Simulation conditions

Pressure	101325 Pa
Rotation Speed	5400 RPM
Tip Mach Number	0.2
Total Revolution	25 Rev.

Table 3 Comparison of thrust forces

	Expt. (N)	Present (N)	Relative Error (%)
4800 RPM	1.7304	1.5681	9.38
5400 RPM	2.0996	2.0338	3.13
6000 RPM	2.7712	2.5972	6.28

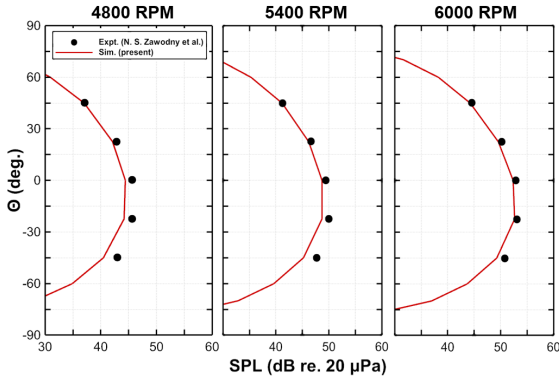


Fig. 8 Comparison of 1st BPF directivity

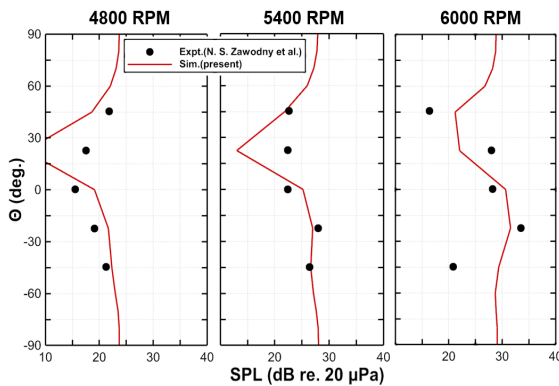


Fig. 9 Comparison of 2nd BPF directivity

터의 1st BPF와 2nd BPF의 방향성(Directivity)을 실험값과 비교 및 검증한 것이다. 1st BPF Directivity의 경우, 실험값과 예측값의 최대오차는 대략 2.6 dB 이내로 실험데이터와 비교하여 예측 데이터가 상당히 유사한 경향성을 나타내었다. 또한 RPM이 증가함에 따라서 음압 레벨도 증가하는 것을 확인하였다. 하지만 2nd BPF Directivity의 경우에는 실험값과 예측값 사이에 다소 차이가 발생하였다. 특히 4800 RPM과 5400 RPM 조건에서는 두께 소음과 하중 소음의 위상 상쇄 효과로 인해 22.5° 근처에서 Trough가 확인된다. 이러한 오차는 타 선행연구의 전산해석 결과에서도 동일하게 관찰되었다[11,19,20].

4.2 로터-기체 소음해석

4.2.1 로터-기체 상호작용이 유동장에 미치는 영향

로터-기체 상호작용 현상이 소음에 미치는 영향을 분석하기 위해 기체의 존재 여부가 로터 블레이드 주변의 유동장과 후류 구조에 미치는 영향을 고찰하였다. Fig. 10과 11에서는 로터 블레이드가 기체 위를 통과하는 시점($\psi = 0^\circ$)을 기준

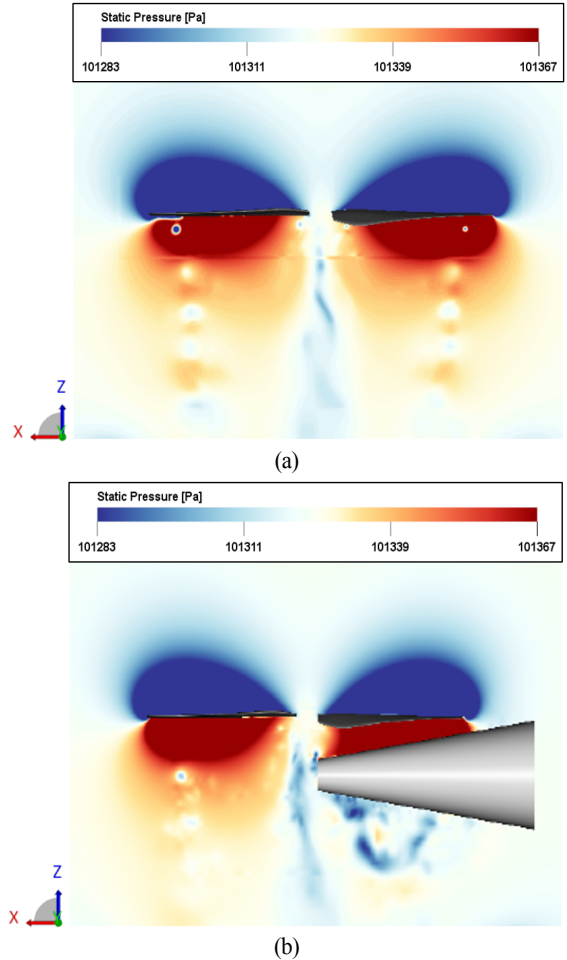


Fig. 10 Static pressure contour: (a) isolated rotor, (b) rotor-airframe

으로 로터 블레이드의 회전 축을 포함하는 단면에서 압력장(Static Pressure Field)과 속도장(Velocity Field)을 비교하였다.

단일 로터의 경우, 제자리 비행 조건이므로 로터 블레이드 회전축을 중심으로 대칭적인 압력 및 속도 분포가 발달하는 것을 확인할 수 있다. 특히 회전축 방향 속도(Z-direction Velocity) 분포를 통해 하류(Downstream) 영역에 로터 후류에 의해 발달하는 유도 속도 성분을 확인할 수 있다. 반면 로터 블레이드 아래에 기체가 존재하는 경우, 로터 블레이드가 기체 위를 통과할 때 로터-기체 사이의 압력은 증가하고 기체 아래의 영역은 압력이 크게 감소하는 특성이 나타났다. 또한 로터 회전면에 수직인 방향의 유동 속도의 크기가 감소하는 경향성을 관찰할 수 있었다. 이를 통해, 로터-기체 형상에서는 기체의 존재로 인해 부분적인 지면 효과가 발생하는 것을 확

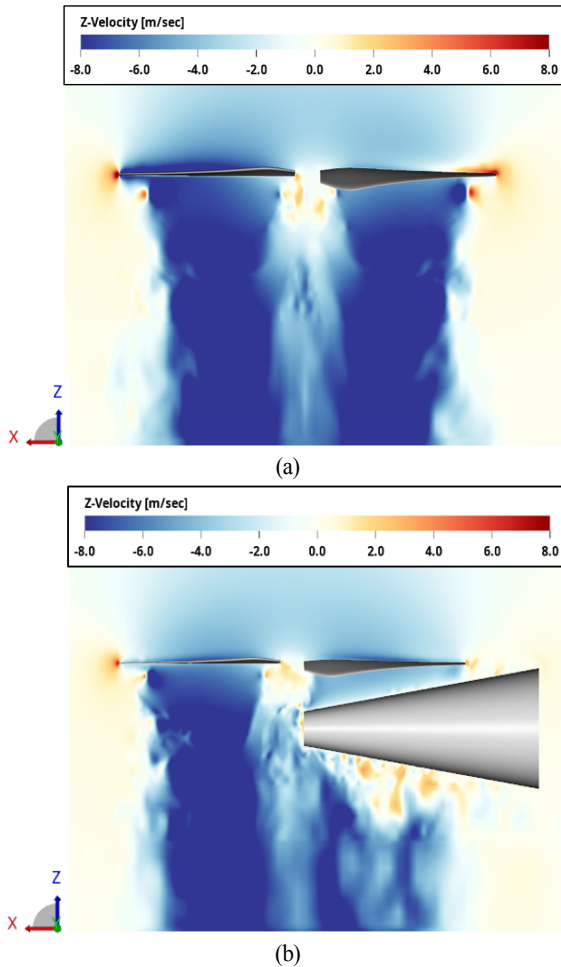


Fig. 11 Z-velocity contour: (a) isolated rotor, (b) rotor-airframe

인할 수 있다. 로터 블레이드가 기체 위를 지날 때마다 겪게 되는 부분적인 지면 효과로 인한 로터 블레이드의 추력 변화는 Fig. 12를 통해 확인할 수 있다. 총 회전수 25바퀴 중 마지막 1바퀴를 기준으로 로터-기체의 추력 평균값은 2.0584 N, 단일로터의 추력 평균값은 2.0338 N으로, 로터-기체 상호작용에 의한 비정상 추력의 평균값이 단일로터의 추력 평균값보다 약 1.2% 상승한 것을 확인하였다. 특히 2매로 구성된 로터 블레이드가 기체 위를 통과할 때($\psi = 0^\circ, 180^\circ, 360^\circ$)마다 추력 값이 최대가 되는 2/rev 진동 특성이 발생하였다.

Fig. 13에서는 기체의 존재가 로터의 후류 구조 발달에 미치는 영향을 분석하였다. 단일 로터의 경우, 끝단에서 발생된 강한 Tip Vortex가 회전축을 중심으로 나선형으로 회전하며, 아래 방향으로는 대칭적으로 발달하는 모습을 볼 수 있었다. 반면, 기체가 존재하는 경우에는 제자리 비행 조건임에도 불

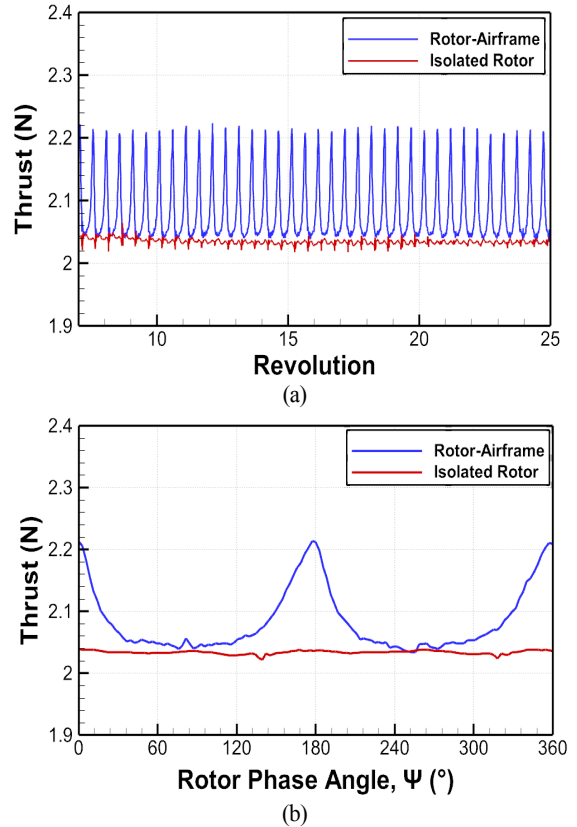


Fig. 12 Time-history of thrust force: (a) 25 rev. (b) 1 rev.

구하고 비대칭적인 후류 구조가 형성되는 것을 확인할 수 있었다. 기체가 존재하지 않는 영역에서는 단일 로터의 후류 발달 구조와 유사한 특징을 가지지만, 로터 블레이드가 기체가 존재하는 영역을 통과하는 위상에서는 로터 후류와 기체 사이의 강한 간섭 현상이 발생하였다. 이로 인해 로터 후류의 하류 방향 전파가 방해받게 되고 Tip Vortex의 세기는 급격히 감소하였다. 특히 간섭현상으로 인해 로터 후류 구조가 빠르게 소산되었고 기체 주변에 강한 와도가 형성되는 것을 확인할 수 있었다.

4.2.2 로터-기체 상호작용이 소음에 미치는 영향

로터-기체 상호작용이 로터의 톤 소음 성분에 미치는 영향을 분석하기 위해 기체의 유무에 따른 BPF 소음 성분을 비교하였다. Fig. 14은 M1, M3, M5 마이크로폰 위치에서의 BPF에 해당하는 고조파 성분을 나타낸다(각 마이크로폰의 위치는 Fig. 5에서 정의하였다). M1 마이크로폰 위치에서의 1st BPF 성분을 제외하고 모든 마이크로폰의 위치와 BPF 주파수에서 로터-기체 소음이 단일로터 소음보다 크게 도출되었다. 이와

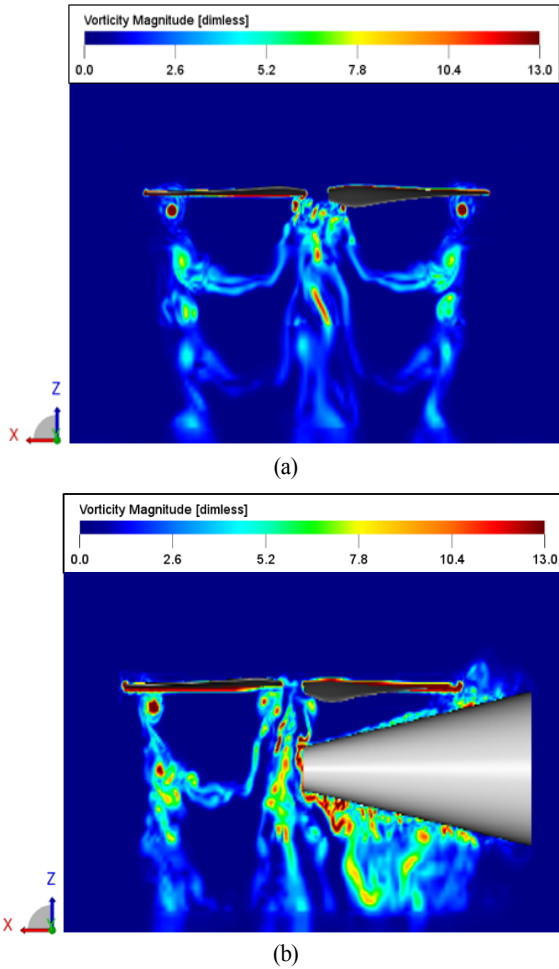


Fig. 13 Vorticity magnitude contour: (a) isolated rotor, (b) rotor-airframe

같은 결과의 원인으로는 로터-기체 상호작용 효과로 인해 발생한 로터 블레이드의 비정상 하중의 영향(Fig. 12)과 기체 주변으로 발달하는 강한 와도의 영향(Fig. 13)으로 분석하였다. 또한, 로터 In-Plane 아래에 위치할수록 소음 수준이 크게 나타나고 동일한 고도각에서는 로터와 기체가 인접한 방위각 영역에서 높은 음압이 방사됨을 확인하였다. 이외에도 1st BPF에 해당하는 소음에서는 큰 차이가 발생하지 않았지만 2nd BPF 이상의 고차 고조파(Higher Harmonics) 성분에서는 소음 수준 차이를 뚜렷하게 확인할 수 있었다.

Fig. 15에서는 고도각 범위에서 단일로터와 로터-기체 간의 Overall Sound Pressure Level(OASPL) 소음 비교를, Fig. 16에서는 방위각 범위에서의 OASPL 소음 비교를 나타내었다. OASPL 계산에서는 BPF 주파수에 해당하는 톤 소음뿐만 아

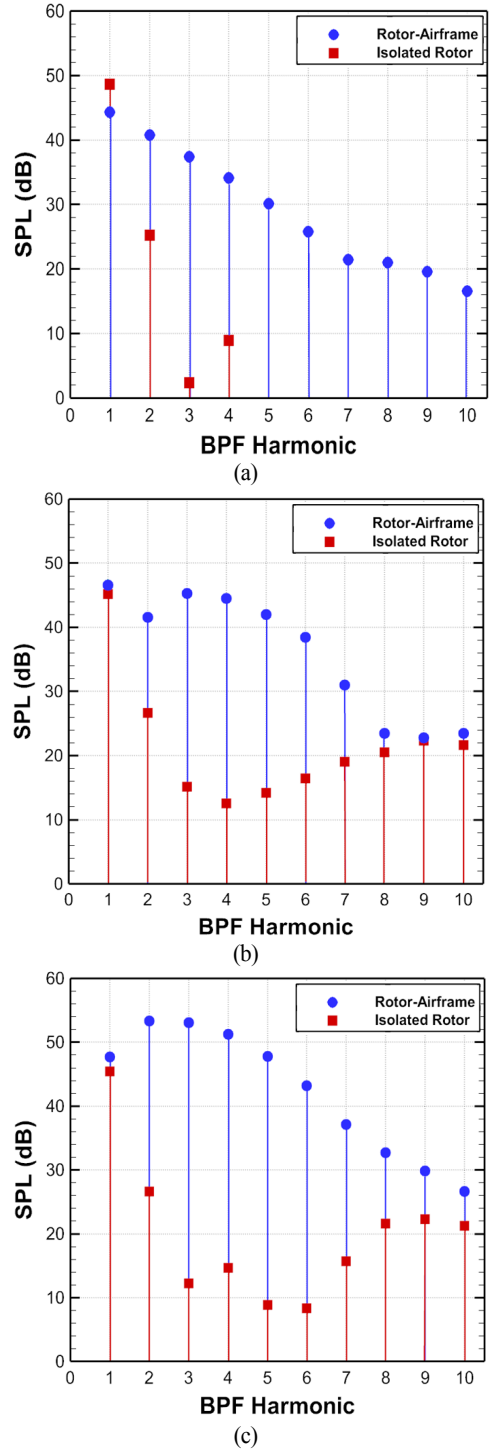


Fig. 14 Comparison of acoustic BPF harmonic spectra: (a) M1($\theta = 0^\circ, \phi = 0^\circ$), (b) M3($\theta = -45^\circ, \phi = 0^\circ$), (c) M5($\theta = -45^\circ, \phi = 90^\circ$)

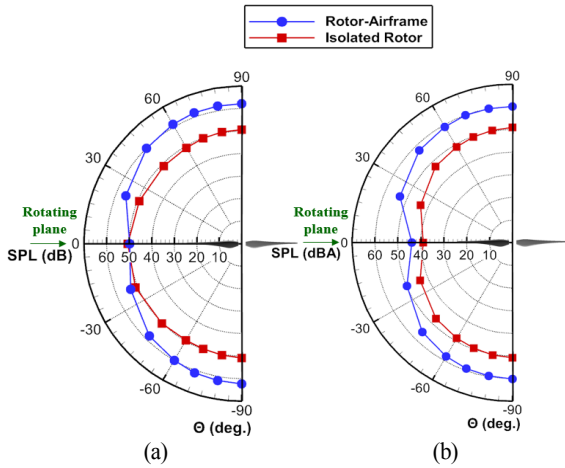


Fig. 15 Comparison of OASPL directivity with elevation angle: (a) OASPL, (b) A-weighted OASPL

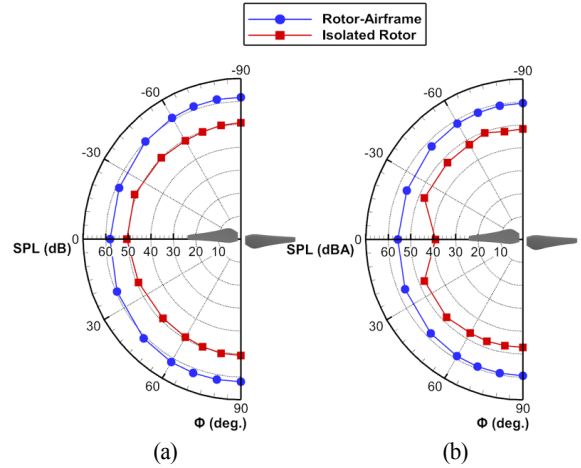


Fig. 16 Comparison of OASPL directivity with azimuth angle: (a) OASPL, (b) A-weighted OASPL

나라 모든 주파수 성분을 고려하였다. 고도각에 따른 OASPL의 Directivity를 비교해보면 로터-기체 상호작용에 의한 비정상 하중이 소음 발생에 미치는 영향을 다시 한 번 확인할 수 있다. 고도각 0° 부근에서는 단일로터와 로터-기체의 OASPL 차이가 크지 않지만 ±45° ~ 90° 방향으로는 수준 차이가 보다 명확하게 발생하였다. 이는 간섭 현상으로 비정상 하중이 발생함에 따라 쌍극자(Dipole) 소음원인 하중 소음이 전체 소음에 미치는 영향도가 증가했기 때문이다. A-weighted OASPL의 경우에도 비슷한 경향성을 확인할 수 있다.

5. 결 론

본 연구에서는 LBM 기법을 사용하여 기체의 유무에 따른 로터 블레이드의 공력 특성 및 소음에 관한 분석과 검증을 수행하였다. 해석자의 정확성 검증을 위해서 NASA에서 수행한 DJI-9443 로터 블레이드에 대한 실험 결과를 이용하였다. RPM에 따른 단일로터의 추력을 검증하였고, 단일로터의 1st BPF와 2nd BPF Directivity 검증을 통해 LBM이 공력 및 소음 해석에 적합함을 확인하였다.

로터-기체 상호작용 현상이 로터 블레이드의 추력성능, 후류 구조 발달, 소음 발생에 미치는 영향을 전산해석을 통해 분석하였다. 기체가 존재하는 경우에는 제자리 비행 조건임에도 불구하고 상호작용 효과로 인해 로터 블레이드의 회전에 따라 추력 값이 큰 폭으로 주기적으로 진동함을 확인하였다. 또한, 로터 블레이드가 기체가 존재하는 영역을 지나는 위상에서는 하류 방향으로의 후류 전파가 방해되고 상호작용에 의해 로터 구조가 빠르게 소산됨과 동시에 기체 주변에 강한

와도장이 형성되는 것을 확인하였다. 기체의 유무에 관계없이 고도각과 방위각 모두 In-plane 영역에서 벗어날수록 소음 수준이 증가하였다. 로터 블레이드에 작용하는 비정상 하중과 로터-기체 간섭현상으로 인해 모든 마이크 위치에서 로터-기체의 톤 소음과 OASPL 소음이 단일 로터보다 크게 나타남을 확인하였다.

본 연구에서는 로터 블레이드 아래 방향에 기체가 존재할 때 발생하는 상호작용 현상이 로터의 공력 및 소음 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 현재 연구에서는 기체의 유무에 따른 영향성을 중심으로 연구하였으나 향후 연구에서는 기체의 형상과 로터-기체 사이의 이격 거리를 고려한 로터-기체 상호작용에 대해 면밀히 고찰하고자 한다. 로터-기체 상호작용에 대한 공력 및 소음해석 연구는 추후 분산전기추진시스템을 활용하는 UAM 비행체 설계 시 활용할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

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

References

[1] 2021, *K-UAM Technology Roadmap*, Korea Agency for Infrastructure Technology Advancement.
 [2] 2017, Zawodny, N.S. and Boyd Jr, D.D., "Investigation of

- Rotor-Airframe Interaction Noise Associated with Small-Scale Rotary-Wing Unmanned Aircraft Systems," *American Helicopter Society 73rd Annual Forum*.
- [3] 1992, Coffen, C.D., "Tilt Rotor Hover Aeroacoustics," *NASA Contractor Report*, 177598.
- [4] 1991, Rutledge, C.K., Coffen, C.D. and George, A.R., "A Comparative Analysis of XV-15 Tiltrotor Hover Test Data and WOPWOP Predictions Incorporating the Fountain Effect," *NASA Contractor Report*, 189455.
- [5] 2008, Ha, H.S., Jeong, M.S., Kwon, O.J. and Kang, H.J., "Numerical Simulation of Rotor-Airframe Interaction Including Tail Rotor," *2nd Helicopter Technology Symposium*.
- [6] 2019, Wang, Z., Henricks, Q., Zhuang, M., Pandey, A., Sutkowy, M., Harter, B. and McCrink, M., "Impact of Rotor-Airframe Orientation on the Aerodynamic and Aeroacoustic Characteristics of Small Unmanned Aerial Systems," *Drones*, Vol.3, No.3 pp.56-73.
- [7] 1995, Zori, L.A. and Rajagopalan, R.G., "Navier-Stokes Calculations of Rotor-Airframe Interaction in Forward Flight," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol.40, No.2, pp.57-67.
- [8] 2009, Kim, Y.H. and Park, S.O., "Aerodynamic Simulation of Rotor-Airframe Interaction by the Momentum Source Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.37, No.2, pp.113-120.
- [9] 2014, Byun, S.J., Stephane, C., Kim, S.W. and Kwon, H.B., "Numerical Simulation of Aerodynamic Drag for Highspeed Train using LBM," *Proceedings of the Korean Society for Railway Conference*, pp.1660-1665.
- [10] 2021, Lee, H.J., Yang, J.Y., Myong, R.S. and Lee, H., "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.
- [11] 2020, Thurman, C.S., Zawodny, N.S. and Baeder, J.D., "Computational Prediction of Broadband Noise from a Representative Small Unmanned Aerial System Rotor," *76th Annual Forum & Technology Display*.
- [12] 2019, Park, C.H., Kim, D.H. and Moon, Y.J., "Computational Study on the Steady Loading Noise of Drone Propellers: Noise Source Modeling with the Lattice Boltzmann Method," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.20, No.4, pp.858-869.
- [13] 2019, Casalino, D., Van der Velden, W.C.P., Romani, G. and Gonzalez-Martino, I., "Aeroacoustic Analysis of Urban Air Operations Using the LB/VLES Method," *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*.
- [14] 2019, Romani, G. and Casalino, D., "Rotorcraft Blade-Vortex Interaction Noise Prediction using the Lattice-Boltzmann Method," *Aerospace Science and Technology*, Vol.88, pp.147-157.
- [15] 2020, Shubham, S., *Computational Aeroacoustic Investigation of Co-Rotating Rotors for Urban Air Mobility*, Delft University of Technology, M.S. Thesis.
- [16] 2006, Kutay, M.E., Aydilek, A.H. and Masad, E., "Laboratory Validation of Lattice Boltzmann Method for Modeling Pore-Scale Flow in Granular Materials," *Computers and Geotechnics*, Vol.33, No.8, pp.381-395.
- [17] 2014, Kotapati, R.B., Shock, R. and Chen, H., "Lattice-Boltzmann Simulations of Flows over Backward-Facing Inclined Steps," *International Journal of Modern Physics C*, Vol.25, No.1, 1340021.
- [18] 2011, Shin, M.S., Byun, S.J., Kim, J.H. and Yoon, Y.Y., "Numerical Investigation of Pollutant Dispersion in a Turbulent Boundary Layer by Using Lattice Boltzmann-Subgrid Model," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers B*, Vol.35, No.2, pp.169-178.
- [19] 2016, Zawodny, N.S., Boyd Jr, D.D. and Burley, C.L., "Acoustic Characterization and Prediction of Representative, Small-Scale Rotary-Wing Unmanned Aircraft System Components," *American Helicopter Society 72nd Annual Forum*.
- [20] 2020, Lee, H. and Lee, D.J., "Rotor Interactional Effects on Aerodynamic and Noise Characteristics of a Small Multirotor Unmanned Aerial Vehicle," *Physics of Fluids*, Vol.32, No.4, 047107.
- [21] 2019, Lee, H. and Lee, D.J., "Prediction of Aerodynamic Noise Radiated from a Small Multicopter Unmanned Aerial Vehicle using Acoustic Analogy," *Transactions of the Korean Society and Noise Vibration Engineering*, Vol.29, No.4, pp.518-526.
- [22] 2006, Chung, K.H., Hwang, C.J. and Lee, D.J., "Helicopter BVI Noise Prediction using Acoustic Analogy and High Resolution Airloads of Time Marching Free Wake Method," *Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering*, Vol.16, No.3, pp.291-297.