

## 기체 형상이 로터-기체 상호작용 소음에 미치는 영향에 관한 전산해석

김 은 민,<sup>1</sup> 양 진 용,<sup>1</sup> 이 혁 진,<sup>1</sup> 강 민 제,<sup>1</sup> 명 노 신,<sup>1,2</sup> 이 학 진<sup>\*1,2</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 기계항공공학부  
<sup>2</sup>경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

### COMPUTATIONAL INVESTIGATION OF AIRFRAME SHAPE EFFECT ON ROTOR-AIRFRAME INTERACTION NOISE

E.M. Kim,<sup>1</sup> J.Y. Yang,<sup>1</sup> H.J. Lee,<sup>1</sup> M.J. Kang,<sup>1</sup> R.S. Myong<sup>1,2</sup> and H. Lee<sup>\*1,2</sup>

<sup>1</sup>School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

<sup>2</sup>Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University

*Urban Air Mobility(UAM) or Advanced Air Mobility(AAM) has emerged as a next-generation transportation system based on electric-powered vertical takeoff and landing aircraft. Distributed Electric Propulsion(DEP) system is applied to most UAM aircraft, which inevitably accompanies an increase in the number of rotors or propellers, thus leading to a strong interaction between the rotor and the airframe. This study conducted a computational investigation of the effects of rotor-airframe interaction on aerodynamic performance and noise generation depending on the airframe shapes. Aerodynamic analysis was performed using Lattice Boltzmann Method(LBM) simulation, and the noise level was predicted using the Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) acoustic analogy with permeable boundary condition. Two different types of airframe geometry were considered: cylinder and conical airframes. The thrust coefficient of rotor blades with the conical airframe is higher than that of rotor blades with the cylinder airframe. Tip vortex breakdown phenomenon and transition into turbulent wake state were captured in both airframes. Moreover, it was observed that high-intensity noise was radiated over the broad surface of the airframe for the conical airframe case. The comparison of overall sound pressure level(OASPL) on the hemisphere showed the strong interaction between the rotors and conical airframe causes a considerable increase in the noise level, compared to the isolated rotor and rotor-cylinder airframe.*

**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

최근 대도시권으로의 인구집중, 기존 지상 교통망의 혼잡 문제뿐만 아니라 화물배송이나 응급의료, 소방 등 공공의 목적을 위해 저소음, 친환경 전기 동력 기반의 수직이착륙기인 도심항공모빌리티(Urban Air Mobility, UAM) 또는 미래항공모빌리티(Advanced Air Mobility, AAM)를 통한 새로운 교통 생

태계 조성의 필요성이 대두되었다. 도심 지상교통 혼잡 문제의 해결 수단으로 부상한 UAM은 배터리, 모터 등 분산 전기 추진 기술 발전에 힘입어 실현 가능성이 커졌다. 미국, 유럽을 포함하여 세계 각국의 경쟁이 가속화되었고 전 세계 UAM 시장은 2040년 1조 달러 규모로 성장할 것으로 예상된다[1]. 그러나 새로운 교통 수단으로 떠오른 UAM 운영의 구체화와 기존 교통 체계로의 편입을 위해서는 안전, 소음, 보안 등과 관련된 다양한 사회적 문제 해결이 선행되어야 한다.

특히 소음 문제는 인구 밀집 지역의 상공 또는 그 근처에서 저고도 비행하는 UAM의 운용 특성상 안전성 다음으로 중요한 고려 요소이다[2]. 전기추진동력을 이용하는 UAM 비행체에서는 프로펠러 회전에 의한 공력소음이 가장 지배적인

Received: March 8, 2023, Revised: March 24, 2023,

Accepted: March 24, 2023.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2023.28.1.103>

© KSCFE 2023

소음원이며 이는 승객뿐만 아니라 도심 내 사람들에게도 영향을 미친다. 소음 공해로 인해 민원이 증가하면 대중 수용성을 확보할 수 없게 되고 결과적으로 UAM 산업 시장 전체의 발전이 저해된다. 따라서 안전한 비행체 설계와 함께 저소음 설계도 매우 중요한 과제이다.

특히, 현재 개발되고 있는 대부분의 UAM 비행체에는 다수의 로터 또는 프로펠러를 이용하는 분산전기추진(Distributed Electric Propulsion, DEP) 시스템을 적용함에 따라 필연적으로 로터-기체(Rotor-Airframe) 간의 간섭현상도 더욱 빈번하게 발생한다. 이는 일반적인 회전익기인 헬리콥터와 비교하였을 때 특징적인 차이점이 되고, 이로 인해 소음의 특성이 다를 것으로 예상된다[3]. 프로펠러 하중 지지대(Arm)는 프로펠러 회전 방위각에 따라 국부적으로 지면 효과를 유발하고 후류 발달과 Downwash 흐름에 영향을 미친다[4]. 로터-기체 상호작용에 의해 발생하는 Upwash 유동은 분수효과(Fountain Effect)를 유발하고 소음 발생 메커니즘에도 영향을 미친다[5,6]. 따라서, 다중 프로펠러 기반의 분산전기추진시스템을 이용하는 UAM 비행체의 경우 기체 구조물과의 공기역학적 간섭현상을 고려한 소음해석이 중요하다. 본 연구팀은 이전 연구[7]에서 로터-기체와의 상호작용 현상이 로터 블레이드의 공력 성능과 유동장, 후류 구조, 방사 소음에 미치는 영향을 분석하였다. 본 연구에서는 이에 관한 후속 연구로써 기체의 형상이 로터-기체 상호작용에 미치는 영향을 유동장과 소음장 두 가지 측면으로 구분하여 고찰하였다.

실험 또는 전산 해석을 통해 로터-기체 상호작용 효과를 분석하는 연구는 다수 수행되었다. Zawodny and Boyd[4]는 무향실 환경에서 소음 시험을 통해 소형 드론의 로터-기체 상호작용 소음을 측정하였고 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)해석을 통해 결과를 분석하였다. Wang 등[8]은 기체의 위치에 따른 로터-기체 상호작용 영향성을 실험과 전산 해석으로 분석하였다. Caprace 등[9]은 전진 비행 중인 쿼드콥터의 블레이드에서 발생하는 후류와 기체와의 상호작용이 공력 성능에 미치는 영향에 대해 분석하였다. Wachspress 등[10]은 CHARM/PSU-WOPWOP을 이용하여 로터-기체의 상호작용에 따른 공력 소음을 예측하였다. 선행 전산해석 연구들은 대부분 Reynolds Averaged Navier-Stokes(RANS) 지배방정식 또는 와류법 기반의 Comprehensive Analysis 접근법을 이용하였다. Navier-Stokes 방정식은 비선형 항을 포함하는 편미분 방정식으로 이루어져 있어 경계조건을 만족하는 해를 구하기 위해서는 반복적인 계산이 필요하다. 또한 많은 수의 격자와 이에 따른 행렬 계산으로 인해 병렬화 작업도 쉽지 않다[11]. 와류법은 압축성 효과와 점성에 의한 영향을 고려하지 못하는 단점이 있다. 최근에는 유체입자들의 거동을 운동학 이론(Kinetic Theory)을 토대로 통계적으로 모사하는 Boltzmann 방

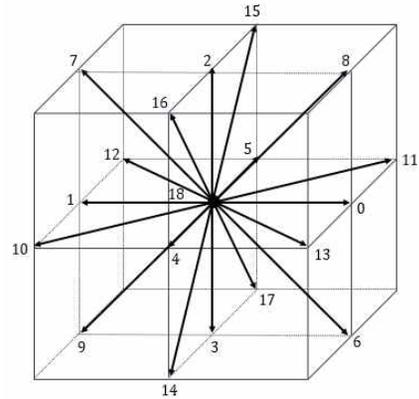


Fig. 1 D3Q19 model

정식 기반의 Lattice Boltzmann Method(LBM)를 이용한 전산공력소음 해석 연구들이 수행되고 있다[12-15]. LBM은 입자들의 확률적인 분포와 움직임을 Lattice(격자) 개념을 도입하여 단순화하고 분포함수의 적분을 통해 물리량을 계산하는 방법이다[16]. 지배방정식이 편미분방정식이 아닌 대수방정식으로 구성되어 있어 병렬처리가 용이하다. 따라서 비정상(Unsteady) 유동이 강하게 발달하는 회전익기에 대해서도 Very Large Eddy Simulation(VLES) 수준이지만 효율적인 해석이 가능한 장점이 있다. 또한, 수치적인 소산 오차가 적어 Ffowes-Williams and Hawkings(FW-H)를 이용한 방사 소음해석 뿐만 아니라 근거리에서 직접 음압을 계산하는 전산공력소음(Computational Aeroacoustics, CAA) 해석도 가능하다[7].

본 연구에서는 LBM 기반의 상용 소프트웨어인 PowerFLOW를 통해 로터-기체 형상에 대한 전산공력소음 해석을 수행하였다. 이전 연구에서 수행한 해석자의 정확성 검증을 바탕으로, 기체 형상에 따른 로터-기체 상호작용이 블레이드 및 기체 주변의 비정상 유동장 발달과 공력 소음 특성에 미치는 영향을 고찰하였다.

## 2. 전산해석 기법

### 2.1 Lattice-Boltzmann Method(LBM) 기법

LBM은 분자 운동을 직접 모사하는 대신 통계 역학적 원리에 기초하여 주어진 격자 구조 내에서 입자들의 이동, 충돌 과정의 반복을 이용해 유동장을 모사하는 방법이다[17]. 해당 기법은 Lattice Gas Automata(LGA)로부터 발전되었으며, 연산 중에 잡음에 의한 오차(Statistical Noise)가 과도하게 발생하고, 갈릴레이 불변성을 만족하지 못하는 문제점들을 개선하였다[18]. Navier-Stokes 방정식을 이산화한 거시적 모델들을 사용

하는 기존의 CFD 방식과는 달리 LBM은 미시적 관점과 거시적 관점의 중간 형태인 운동학 이론을 기반으로 한다[19].

LBM 기법에서 이산화된 격자 내 입자들의 분포는 분포함수를 통해 결정된다[20]. 본 연구에서는 3차원 공간에서 Lattice Boltzmann 방정식을 이산화하기 위해 D3Q19모형을 사용하였으며 이로 인해 Velocity Space가 19개로 이산화된다. Fig. 1에 이산화된 격자와 입자의 거동을 표현하였다[21].

Lattice 격자에서 이산화된 Lattice-Boltzmann 방정식을 표현하면 식 (1)과 같다[22]. 여기서 좌변의  $f_i(\mathbf{x}, t)$  항과  $c_i$  항은 각각  $i$  방향으로의 입자 분포와 입자의 속도 벡터를 의미하고, 우변의  $\Omega(\mathbf{x}, t)$  항은 선형화된 충돌항으로 식 (2)와 같이 Bhatnagar-GrossKrook(BGK) 모델로 정의된다[23]. 여기서  $\tau$ 는 충돌 후 입자들이 평형상태에 도달하는 시간을 무차원으로 표현한 완화 시간(Relaxation Time)을 의미하고, 이는 점성과 격자 공간의 크기, 이산화된 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 주로 낮은 마하수 유동에 대해서 사용되는 Maxwell-Boltzmann 평형분포함수이고 Taylor 전개를 통해 식 (4)와 같이 표현할 수 있다[24]. 여기서  $\rho$ 는 밀도를,  $\mathbf{u}$ 는 유동 속도를 의미한다.  $w_i$ 는 가중치 상수이며, 식 (5)와 같이 입자의 이동 방향에 따라 값이 결정된다.

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

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

결과적으로 LBM 해석을 통해 도출되는 이산화된 공간 격자에서의 밀도와 운동량은 각각 식 (6)과 (7)을 통해 계산할 수 있다.

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

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

### 2.2 소음해석 기법

LBM은 기본적으로 압축성이고 비정상 유동 해를 제공하기 때문에 회전하는 로터 블레이드를 지나는 유동으로부터 방사되는 소음을 유동장 내에서 음압을 추출하여 직접 계산이 가능하다[25]. 하지만 수음자의 위치가 소음원과 비교적 멀리 떨어져 있을 때는 정확한 소음 예측을 위해 굉장히 조밀한 격자를 수음자 위치까지 생성해 주어야 하므로 계산 비용의 관점에서 적용하기가 현실적으로 불가능하다[26]. 또한, 사극자(Quadrupole) 성분인 난류 소음 성분을 예측하기 위해서는 소음원이 있는 공간에 대한 체적 적분을 수행해야 하지만, 체적 적분은 계산 효율성이 좋지 않은 단점이 있다. 따라서 원거리 방사 소음을 예측하기 위해서는 유동장과 소음장을 각각 분리하여 계산하는 Hybrid Method를 이용하는 것이 효과적이다. 본 연구에서는 로터-기체 형상에서 발생하는 원거리 소음을 예측하기 위해 Hybrid Method 중 하나인 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H) 음향 상사법을 이용하였다[27].

본 연구에서는 로터 블레이드와 기체에 의한 표면소음원(두께 소음, 하중 소음)뿐만 아니라 로터-기체 사이의 상호작용에 의한 체적소음원(난류 소음)의 영향을 고려하기 위해 투과면(Permeable) 기반의 FW-H 음향 상사법을 적용하였다. 투과면에서의 음압 정보를 이용함으로써 유동장에 대한 체적 적분을 투과면에 대한 표면 적분으로 대체하였다. 가상 투과면 기법이 적용된 Farassat Formulation 1A는 식 (8)과 (9)와 같이 표현할 수 있고, 이를 통해 두께 소음, 하중 소음, 난류 소음의 영향을 모두 고려한 소음해석을 수행하였다[28].

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

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

식 (8)과 (9)에서 대괄호 안의 항들은 지연시간(Retarded Time)에서 계산된 값을 의미한다[29].  $\rho_0$ 는 밀도,  $a_0$ 는 음속,

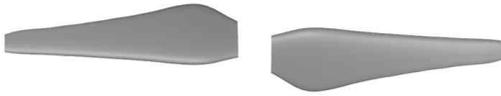


Fig. 2 Planform geometry of DJI 9443 propeller

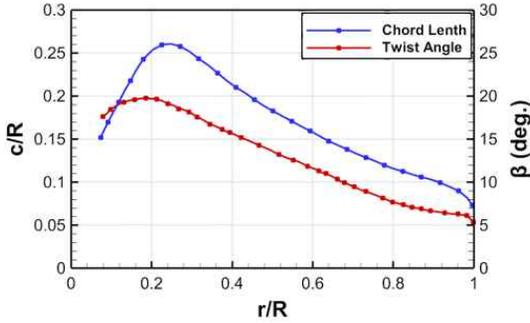


Fig. 3 Chord and twist angle distributions of DJI 9443 propeller

$M_r$ 은 회전 방향으로의 마하수,  $v_n$ 와 같이 윗첨자가 있는 항은 음원시각( $\tau$ )에 대한 미분을 뜻한다. 음파 방정식은 음원시각을 기준으로 정의되어 있으므로 소음원( $\mathbf{x}$ )과 수음자( $\mathbf{y}$ ) 간의 물리적인 거리를 고려하여 수음자 위치에서의 음압을 구해야 한다. 식 (10)은 음원시각과 수음시각( $t$ ) 사이의 관계식을 정의한다.

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

### 3. 전산해석 모델 및 유동조건

#### 3.1 로터-기체 형상 및 마이크론 위치 정의

본 연구에서는 이전 연구[7]에서 활용하였던 DJI-9443 블레이드 모델[30]을 이용하였고 제자리 비행 조건을 고려하였다. 해당 블레이드의 플랜폼 형상과 시위길이, 비틀림 각 분포는 각각 Fig. 2와 3에 나타내었다. 기체 형상으로는 길이 방향으로의 단면적이 일정한 실린더 형상과 로터 허브에서 팁으로 갈수록 단면적이 증가하는 콘 형상을 사용하였다. 실린더, 콘 형상 모두 로터 블레이드의 끝단을 기준으로 0.1R(0.012 m) 거리만큼 아래 방향에 위치시켰다. 여기서 R은 로터 블레이드의 회전 반경을 의미한다. 각 기체 형상과 위치는 Fig. 4에 나타내었다.

Fig. 5와 같이 기체 형상에 따른 소음 수준을 비교하기 위해 회전 중심축을 기준으로 16R(1.905 m) 지점에 5개의 마이크론을 배치하였고, 이는 실험환경과 동일한 위치이다[4].

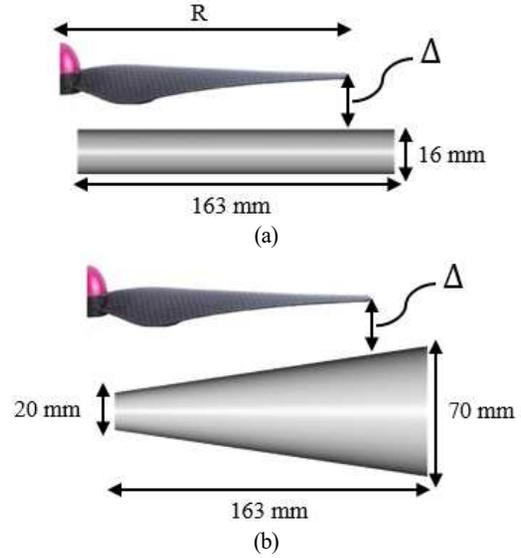


Fig. 4 Geometries of cylinder and conical airframes

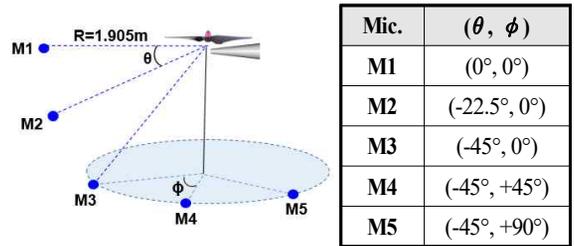


Fig. 5 Microphone array

회전 중심축을 기준으로 고도각(Elevation Angle)은  $\theta$ , 방위각(Azimuth Angle)은  $\phi$ 으로 표현하였다.

#### 3.2 계산격자 및 경계조건

로터-기체 상호작용 소음해석을 위한 계산 영역과 로터 블레이드 근처의 회전 격자계는 Fig. 6과 7에 각각 나타내었다. 로터 블레이드와 기체 주변을 둘러싼 전체 계산 영역의 크기를 로터 지름(D)의 35배가 되도록 설정하였고, 소음해석을 위해 로터-기체 표면과 유동장을 포함한 가상 투과면을 구성하였다. 내부에는 정육면체 형태의 임의의 경계면을 구성하고 Variable Resolution(VR) 값을 지정하여 격자의 조밀도를 조절하였다. VR 레벨이 높을수록 조밀한 격자이며, VR 레벨이 증가하면 이전 VR 레벨에서의 격자의 크기보다 1/2배 감소한다. 본 연구에서는 단일 로터와 로터-기체의 VR 영역을 각각 16개, 15개로 분할하여 해석을 수행하였고 계산 비용을 고려하여 VR의 형태와 수준을 서로 다르게 구성하였다. 본 연구에

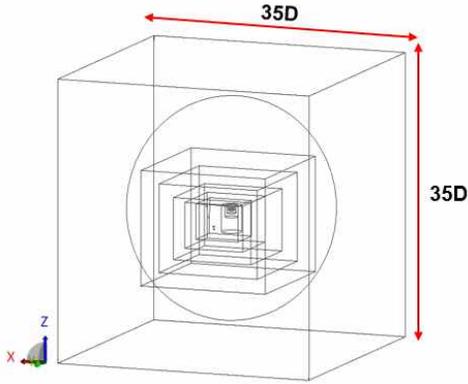


Fig. 6 Computational domain for LBM simulation

서는 전체 계산 영역을 15개의 VR으로 분할하여 격자의 조밀도를 조절하였다. 회전 영역에 해당하는 로터 블레이드 근처에서는 가장 조밀한 격자를 배치하였고, 최소 격자의 크기는 로터 블레이드 0.75R 지점에서의 시위 길이의 대략 1.4%인 0.2 mm로 설정하였다. 고정된 기체와 회전하는 로터 블레이드를 구분하고, 로터 블레이드에는 Sliding Mesh 기법을 적용하여 회전효과를 부여하였다. 전체 격자의 개수는 단일로터의 경우 대략 3,900만 개, 로터-실린더 형상의 기체의 경우 7,700만 개, 로터-콘 형상의 기체의 경우 6,200만 개를 사용하였다.

로터 회전면을 기준으로 윗면은 Pressure Inlet 경계 조건을, 나머지 면에 대해서는 Pressure Outlet 경계 조건을 부여하였다. 제자리 비행 조건이기 때문에 x, y, z 방향으로의 자유흐름속도는 0으로 설정하였다. 대기 조건은 국제 표준 대기 모델을 사용하였고, 로터 블레이드와 기체의 표면에는 점성효과를 고려하기 위해 각각 점착조건(No-slip Condition)을 적용하였다.

Table 2에는 전산해석 조건을 표현하였다. 로터 블레이드 회전 속도는 5,400 rpm이며, 이때의 끝단 마하수는 약 0.2이다. 충분한 주파수 해상도( $\Delta f$ , Frequency Resolution)를 확보할 수 있도록 로터 블레이드 회전 기준으로 25바퀴 회전할 때까지 전산해석을 수행하였다. 전산해석 결과, 약 7회전 이후부터 단일로터의 추력 값은 충분히 수렴하였고, 로터-기체 형상에서는 유사한 진폭의 추력 변화가 주기적으로 관찰되었

Table 2 Simulation conditions

|                  |                   |
|------------------|-------------------|
| Pressure         | 101,325 Pa        |
| Rotation Speed   | 5,400 RPM         |
| Tip Mach Number  | 0.2               |
| Total Revolution | 25 Rev.           |
| Reynolds Number  | $5.2 \times 10^4$ |

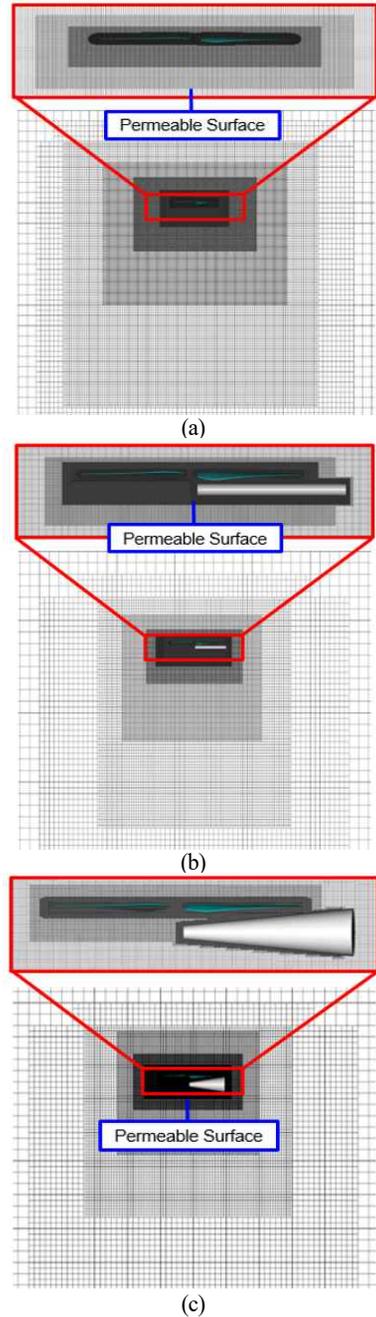


Fig. 7 Computational grid system with permeable surface

으므로 결과 분석에는 7회전 이후의 데이터를 이용하였다. 해석 결과는 매 0.1° 방위각마다 계산하였고, 프로그램 내부에서 Courant-Friedrichs-Lewy(CFL) 수는 가장 작은 Voxel 크기를 기준으로 1이 되도록 계산된다[12].

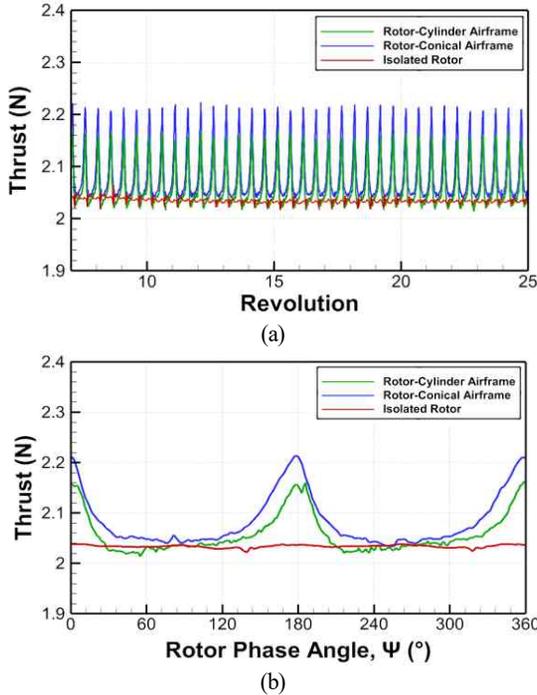


Fig. 8 Time-history of thrust force: (a) 25 rev. (b) 1 rev.

### 4. 전산해석 결과

#### 4.1 기체 형상이 공력에 미치는 영향

##### 4.1.1 로터 블레이드 추력 비교

기체의 유무에 따른 로터-기체 상호작용 효과가 로터의 공력 성능과 소음에 미치는 영향은 이전 연구에서 수행했으므로 본 연구에서는 기체 형상에 따른 영향을 집중적으로 고찰하였다. LBM 기법을 이용한 공력해석 및 투과면 기법을 이용한 소음해석 검증 또한 이전의 연구[7,14]에서 수행을 완료하였고, 해당 연구 결과를 통해 해석자의 정확성과 유효성을 입증하였다. Fig. 8에서는 제자리 비행 조건에서 로터-기체 상호작용 효과가 로터 추력에 미치는 영향을 분석하였다. 단일 로터의 경우 수렴된 추력 경향성을 나타내지만, 기체의 형상과는 상관없이 기체가 존재하는 경우 국소적인 지면 효과에 의해 블레이드가 기체 위를 통과하는 위상에서 2/rev의 심한 추력 진동이 발생하며 평균 추력 값 또한 상승한 것을 볼 수 있었다. 결과적으로 실린더, 콘 형상의 기체가 존재할 때 단일 로터 추력 대비 추력 평균값이 각각 1.19%, 2.46% 증가하였다. 실린더 형상보다 콘 형상의 기체 존재 시 추력 평균값이 1.26% 더 상승하였는데 이는 부피와 표면적이 더 큰 콘 형상의 기체가 블레이드 하류 방향의 유동에 미치는 영향이

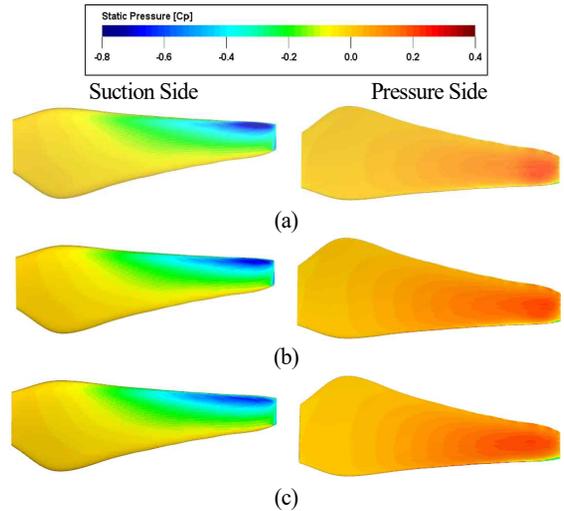


Fig. 9 Surface static pressure: (a) isolated rotor, (b) rotor-cylinder airframe, (c) rotor-conical airframe

더 크기 때문으로 판단된다.

##### 4.1.2 로터 블레이드 표면 압력 분포 비교

단일 로터, 로터-실린더 형상 기체, 로터-콘 형상 기체의 추력 값 차이를 로터 블레이드의 표면 압력 분포 비교를 통해 다시 한번 확인하였다. 그에 따라, 로터 블레이드가 기체 위를 통과하는 위상에서 로터-기체 상호작용 효과가 로터 블레이드 표면의 압력에 미치는 영향을 분석하였다. Fig. 9을 통해 기체가 로터 블레이드의 아래에 위치함에도 불구하고 로터-기체 상호작용 효과는 블레이드의 아랫면 압력분포뿐만 아니라 윗면의 압력에도 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다. 또한, 실린더 형상의 기체보다 콘 형상의 기체가 존재할 때 로터 블레이드 윗면과 아랫면의 압력 차가 더 크게 발생하는 것을 확인하였다. 이는 콘 형상의 기체가 존재할 때 로터의 추력 값이 더 크게 도출된 앞선 결과와 동일하였다.

##### 4.1.3 후류 구조 비교

Fig. 10에는 기체의 존재 유무 및 형상에 따른 후류 구조를 비교하였다. 로터 블레이드가 기체 바로 위를 통과하는 위상에서의 후류 구조를 Top View와 Side View로 구분하여 나타내었다. 제자리 비행 중인 단일 로터의 경우 나선형 형태의 뚜렷한 후류 구조가 아래 방향으로 발달하는 모습을 볼 수 있다. 하류 방향으로의 후류 발달을 방해하는 요인이 없으므로 대칭적인 구조가 형성됨을 확인할 수 있다. 하지만 기체가 존재할 때는 기체의 형상과 관계없이 기체와의 상호작용으로 인해 비대칭적인 후류 구조가 발달하였다. 또한, 후류의 나선

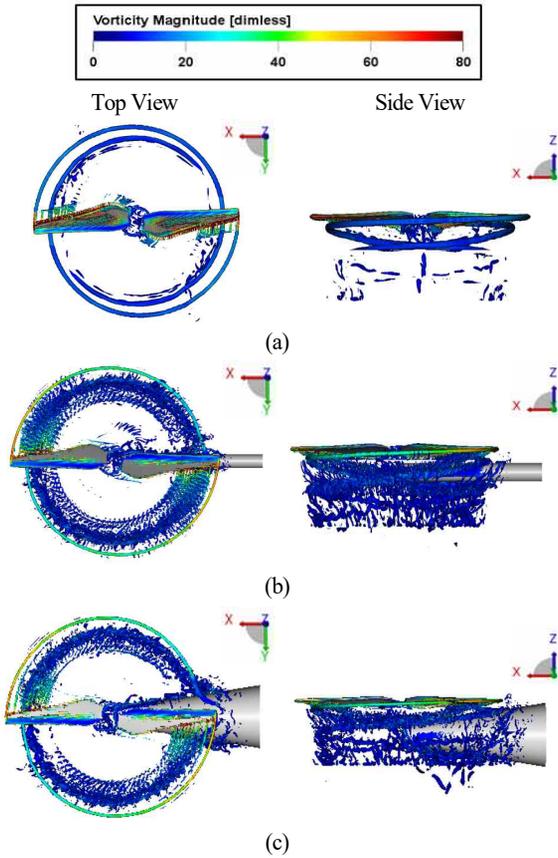


Fig. 10 Instantaneous vortical structures with the Lambda-2 criterion colored by the vorticity magnitude: (a) isolated rotor, (b) rotor-cylinder airframe, (c) rotor-conical airframe

형 구조가 부서지는 Tip Vortex Breakdown 현상이 조기에 발생하였고, 이로 인해 Turbulent Wake가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 콘 형상의 기체 존재 시 블레이드와 기체 사이에서 후류가 충돌한 이후에 후류 구조의 소산이 실린더 형상의 기체가 존재할 때보다 빠르게 일어나는 것을 확인하였다.

## 4.2 기체 형상이 소음에 미치는 영향

### 4.2.1 소음 스펙트럼 비교

Fig. 11에는 M1, M3, M5 마이크로폰 위치에서 기체 형상 변화에 따른 소음 스펙트럼을 비교하였다. 시계열 데이터에 대한 주파수 분석을 위해 고속 푸리에 변환(Fast Fourier Transform, FFT)을 이용했으며 분해능이 양호하고 고주파수 Leakage가 낮은 장점이 있는 Hanning Window 함수를 적용한 후 FFT를 수행하였다. 소음 스펙트럼의 주파수 해상도는 참고문헌[30]과 동일한 5 Hz가 되도록 설정하였다. Fig. 11에서

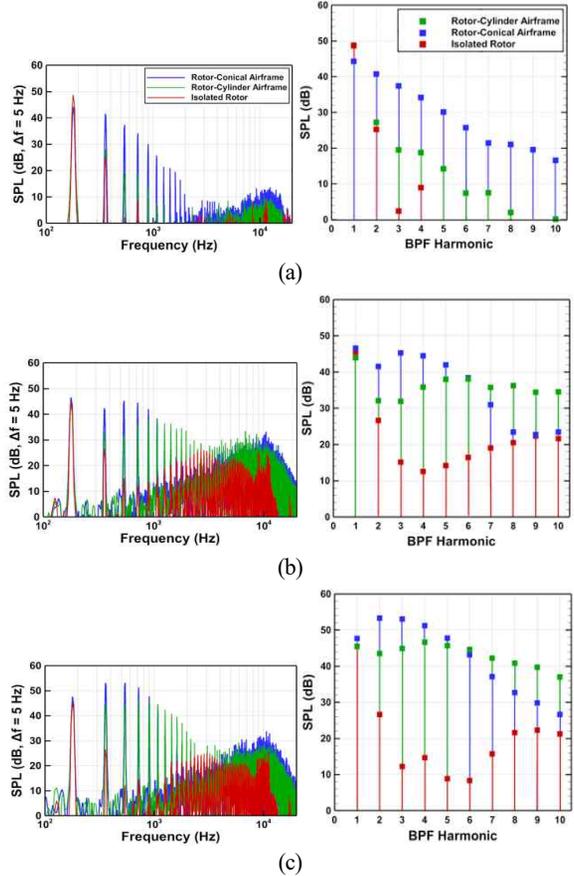


Fig. 11 Acoustic narrowband and BPF harmonic spectra: (a) M1( $\theta = 0^\circ, \phi = 0^\circ$ ), (b) M3( $\theta = -45^\circ, \phi = 0^\circ$ ), (c) M5( $\theta = -45^\circ, \phi = 90^\circ$ )

확인할 수 있듯이 로터 블레이드의 날개통과주파수(Blade Passing Frequency, BPF)와 BPF의 고조파(Harmonics)에서 매우 큰 진폭의 소음이 발생한다. 이를 통해 BPF는 로터의 소음 발생에 지배적인 주파수 성분임을 알 수 있고, BPF와 그 조화 주파수에서 발생하는 소음을 더욱 면밀히 분석하기 위해 Fig. 11과 같이 BPF 소음만을 따로 추출하여 비교하였다. 로터 In-plane 영역의 M1 위치에서는 1st BPF 소음을 제외한 대부분의 BPF Harmonics에서 콘 형상의 기체 존재 시 가장 높은 음압이 방사됨을 확인할 수 있다. M3, M5 위치에서 5th BPF Harmonics까지도 동일한 경향성이 관찰되었는데 이는 콘 형상의 기체가 존재할 때, 보다 더 큰 추력이 발생하기 때문에 저주파수 대역에서 주로 발생하는 하중소음이 더 크게 발생하여 나타나는 결과로 판단된다. 6th BPF 이후부터는 실린더 형상의 기체가 존재할 때 더 높은 음압이 방사되는 것을 볼 수 있으며, 1 kHz ~ 2 kHz 영역에서 주로 발생하는 블레

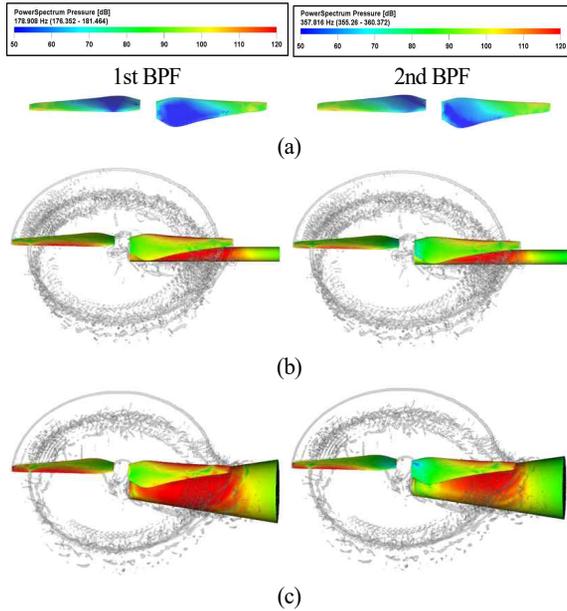


Fig. 12 dB Surface Map: (a) isolated rotor, (b) rotor-cylinder airframe, (c) rotor-conical airframe

이드 후류-기체와의 상호작용으로 인한 소음에 기인한 것으로 판단하였다.

4.2.2 dB Surface Map 비교

Fig. 12의 dB Surface Map을 통해 로터 블레이드가 기체 위를 통과하는 위상에서 로터 블레이드와 기체 표면에서의 주요 소음 방사 위치와 크기를 확인하였다. dB Surface Map 표현을 위해 로터 블레이드와 기체의 표면 변수 정보들이 저장된 데이터를 이용하였고, FFT Bandwidth는 5 Hz로 설정하였다. 로터 소음의 경우 광대역 소음 성분보다는 톤 소음 성분이 지배적인 소음원이므로 주파수 대역은 1st BPF와 2nd BPF가 포함된 대역을 선정하였다. 단일 로터의 경우 1st BPF보다 2nd BPF에서 블레이드 스펠 방향의 20 ~ 40% 영역으로 방사되는 소음의 크기가 약 10 dB 이상 높게 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 그러나 기체가 존재하는 경우에는 1st BPF에서 로터 블레이드와 기체 표면으로 방사되는 소음의 크기가 전반적으로 더 높게 나타났다. 특히, 콘 형상의 기체가 존재하는 경우 1st BPF에서 보다 넓은 영역의 기체 표면에서 강한 크기의 소음이 방사되는 것을 관찰하였다. 또한 해당 주파수 영역에서 실린더 형상의 기체가 존재할 때보다 콘 형상의 기체 존재 시 블레이드 앞전 영역에서 더 큰 소음이 방사됨을 확인하였다. dB Surface Map 분석을 통해 기체 표면으로 방사되는 소음은 로터 끝단에서 발생하는 와류보다는 기체와 상호작용하는 후류의 영향이 더 지배적인 것으로 판단하였다.

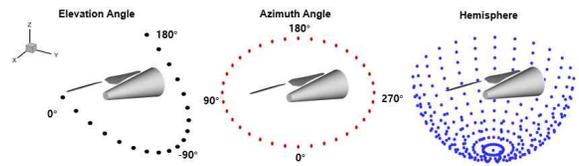


Fig. 13 Location of microphone array

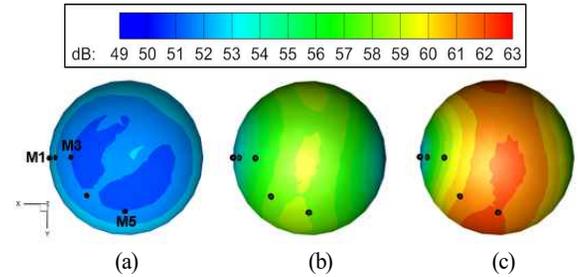


Fig. 14 Noise hemisphere: (a) isolated rotor, (b) rotor-cylinder airframe, (c) rotor-conical airframe

4.2.3 소음 반구를 통한 OASPL 비교

본 절에서는 로터 블레이드 및 기체의 주위 반경으로 방사되는 소음의 크기와 방향성을 비교하기 위해 반구형태로 분포된 마이크로폰 위치에서의 Overall Sound Pressure Level (OASPL)을 비교하였다. 소음 방사 지향성 분석을 위해 마이크로폰 배치는 10° 간격의 위상각, 고도각, 반구 형상 Array를 사용하였고, 마이크로폰은 실험환경[4]과 동일하게 로터 블레이드 반경 방향의 16배 거리에 위치하도록 하였다. 주 소음원이 존재하는 위치를 중심으로 소음반구는 하방으로 구성하였으며, 총 312개의 마이크로폰을 배치하였다. 마이크로폰의 자세한 위치는 Fig. 13에 나타내었다.

Fig. 14은 Top View를 기준으로 OASPL 소음반구를 2차원으로 나타냈으며 실험에서 사용된 5개의 마이크로폰은 검은색 점으로 따로 표시하였다. Fig. 14(a)를 통해 단일 로터의 경우 회전축을 기준으로 45° 방향으로 소음이 강하게 방사되는 것을 확인할 수 있는데 이는 제자리 비행조건에서 로터 블레이드에 작용하는 정상하중에 의한 소음에 기인한 것으로 판단된다[28]. 전반적으로 기체가 존재할 때가 단일 로터만 존재할 때보다 소음 수준이 더 높게 나타났다. 특히, 실린더 형상의 기체보다는 콘 형상의 기체 존재 시 소음의 크기가 더 증가하였다. 공통적으로는 단일로터와 로터-기체 모두 허브로부터 수직 하방에 위치한 지점에서 가장 높은 소음 수준을 보였다. 또한, 단일 로터의 경우 소음 반구의 OASPL이 49 ~ 51 dB 내외로 마이크로폰의 위치에 따른 소음 크기의 차이가 크지 않지만 로터-실린더 형상 기체의 경우 50 ~ 58 dB, 로터-콘 형상 기체의 경우 50 ~ 62 dB 내외로 로터 회전축을

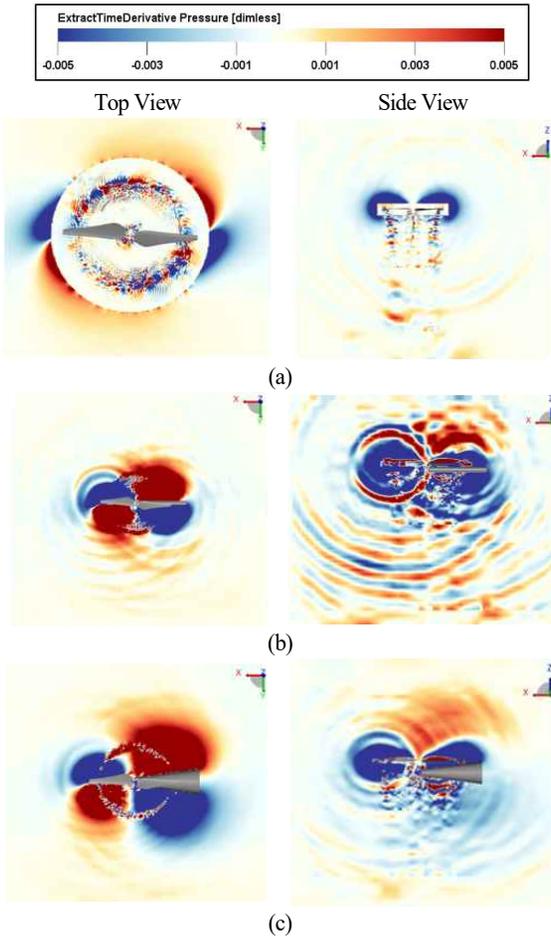


Fig. 15 Time derivative pressure contour: (a) isolated rotor, (b) rotor-cylinder airframe, (c) rotor-conical airframe

포함하는 평면에서 전반적으로 소음 수준이 높았다.

이를 통해 콘 형상의 기체가 존재할 때 마이크로폰 위치에 따른 소음의 크기 차이가 가장 두드러지게 나타나는 것을 확인하였다. 또한, 실험에서 사용된 M1, M3, M5 마이크로폰 위치에 따른 소음 수준을 비교해보았을 때 로터 회전면에 위치하는 M1보다 더 낮은 고도각에 위치한 M3에서 OASPL이 더 높게 나타났으며, 동일한 고도각에 위치한 M3와 M5를 비교하였을 때에는 기체와 더 가까운 M5 위치에서 OASPL이 가장 크게 나타났다. 이를 통해 고도각보다는 방위각이 소음의 크기에 미치는 영향이 더 크며, 로터-기체 형상에서는 기체가 직접적인 Noise Contributor라는 것을 확인하였다.

4.2.4 시간에 따른 압력장 변화

Fig. 15에서는 로터 블레이드에서 발생하는 소음의 주요

소음원 확인을 위해 Time Derivative Pressure 장을 Top View와 Side View로 나타내었다. 단일 로터의 경우, In-plane 영역으로 방사되는 두께/항력 소음은 거의 나타나지 않았으며, 2/rev 간격으로 각각의 블레이드에서 발생한 하중 소음이 서로 중첩되면서 하나의 단극원 형태로 방사되었다. 이를 통해 비교적 작은 두께를 가진 로터 블레이드의 두께소음이 미치는 영향은 하중소음에 비해 미미한 것을 확인하였다. 로터-기체의 경우 로터 블레이드가 기체 위를 통과하는 시점에 블레이드에서 발생한 후류와 기체의 충돌로 인해 순간적으로 강한 크기의 소음이 방사되었다. 또한, 기체가 존재할 경우 블레이드에서 발생한 후류가 기체를 타고 흐르며 분수 형태의 유동이 발달하게 되는데 이로 인한 난류 소음과 하중소음의 복합적인 작용으로 인해 로터 블레이드 하류 방향으로 불규칙적인 소음 방사형태를 나타내었다. 콘 형상의 기체가 존재할 때보다는 실린더 형상의 기체가 존재할 때 압력 변동의 폭이 더 크게 나타나는 것 또한 관찰되었다.

5. 결론

본 연구에서는 기체 유무 및 형상에 따라 로터-기체 상호작용이 제자리 비행 중인 로터 블레이드의 공력 및 소음 특성에 미치는 영향을 수치해석적으로 분석하였다. LBM을 이용해 로터-기체 형상에 대한 공력 및 유동장 해석을 수행하고 이를 바탕으로 Permeable FW-H 음향상사법을 이용하여 소음을 계산하였다.

콘 형상의 기체 존재 시 실린더 형상 기체 대비 평균 추력이 더 증가하였고, 블레이드 표면 압력 분포에서도 일관된 결과를 보였다. 기체가 로터 블레이드 아래에 존재하지만 로터-기체 상호작용이 블레이드 윗면에도 영향을 미침을 표면압력 Contour를 통해서 확인하였다. 또한, 후류 구조 예측을 통해 콘 형상의 기체 존재 시 블레이드와 기체 사이에서 후류가 충돌한 이후에 나선형 후류 구조의 소산이 실린더 형상의 기체가 존재할 때보다 빠르게 일어나는 것을 확인하였다. 소음 스펙트럼 비교 결과 In-plane 영역에서는 1st BPF를 제외한 대부분의 BPF Harmonics에서 콘 형상 기체 존재 시 가장 높은 음압이 방사되었다. In-plane 영역을 벗어난 위치에서도 5th BPF까지는 동일한 경향성을 보여주었으나 그 이후부터는 실린더 형상 기체 존재 시 더 높은 음압이 방사되었다. 기체 표면으로 방사되는 소음은 익단 외류보다는 기체와 상호작용하는 후류의 영향이 더 지배적인 것으로 판단하였고, 콘 형상의 기체가 존재할 때 마이크로폰 위치에 따른 소음 수준의 차이가 가장 두드러지게 나타났다. 시간에 따른 압력장 변화 비교 결과, 로터 블레이드가 기체 위를 통과하는 시점에 강한 크기의 소음이 단극원 형태로 방사되는 또한 확인하였다.

본 연구를 통해 로터 블레이드 아래에 기체가 존재할 때 기체의 형상에 따른 로터-기체 상호작용이 로터의 추력성과 소음방사 특성에 미치는 영향에 대해 고찰하였다. 향후 연구에서는 로터-기체 이격거리를 고려한 상호작용에 대해 체계적으로 분석할 예정이며, 더 나아가 단일 로터가 아닌 전기체 단위로 해석의 범위를 확장하고자 한다.

## 후 기

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

## Note

This paper is a revised version of a paper presented at the 13th Asian Computational Fluid Dynamics Conference, Jeju Shinhwa World, Jeju, October 16-19, 2022.

## References

- [1] 2021, *K-UAM Technology Roadmap*, Korea Agency for Infrastructure Technology Advancement.
- [2] 2021, *Study on the Societal Acceptance of Urban Air Mobility in Europe*, European Union Aviation Safety Agency.
- [3] 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.
- [4] 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*.
- [5] 1992, Coffen, C.D., "Tilt Rotor Hover Aeroacoustics," *NASA Contractor Report*, 177598.
- [6] 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.
- [7] 2022, Kim, E.M., Yang, J.Y., Lee, H.J., Kang, M.J., Myong R.S. and Lee, H., "Numerical Prediction of Rotor-airframe Interaction Noise," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.27, No.3, pp.79-88.
- [8] 2019, Wang, Z., Henricks, Q., Zhuang, M., Pandey, A., Sutkowsky, 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.
- [9] 2022, Caprace, D.G., Ning, A., Chatelain, P. and Winckelmans, G., "Effects of rotor-airframe interaction on the aeromechanics and wake of a quadcopter in forward flight," *Aerospace Science and Technology*, Vol.130, 107899.
- [10] 2019, Wachspress, D.A., Michael, K.Y. and Brentner, K.S., "Rotor/airframe aeroacoustic prediction for EVTOL UAM aircraft," *Vertical Flight Society's 75th Annual Forum and Technology Display*.
- [11] Kim, W.T., Ryu, M.H., Kim, J.W., Ho, S.H., Cho, L.S. and Cho, J.S., "Aeroacoustics Analysis and Noise Reduction of Dual Type Combined Fan using Lattice-Boltzmann Method," 2016, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.44, No.5, pp.381-390.
- [12] 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*.
- [13] 2022, Yang, J.Y., Lee, H.J., Myong, R.S. and Lee, H., "Computational Simulation of Coaxial eVTOL Aircraft in Ground Effect," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.50, No.9, pp.599-608.
- [14] 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.
- [15] 2021, Van der Velden, W.C.P., Romani, G. and Casalino, D., "Validation and insight of a full-scale S-76 helicopter rotor using the Lattice-Boltzmann Method," *Aerospace Science and Technology*, Vol.118, 107007.
- [16] 2016, Kim, W.T., Ryu, M.H., Kim, J.W., Ho, S.H., Cho, L.S. and Cho, J.S., "Aeroacoustics Analysis and Noise Reduction of Dual Type Combined Fan using Lattice-Boltzmann Method," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.44, No.5, pp.381-390.
- [17] 2001, Huh, K.Y., "Application of the Lattice Boltzmann Method to Multiphase Flow and Combustion Analysis," *KOSCO Symposium*, pp.3-8.
- [18] 2000, Yang, Z.L., Dinh, T.N., Nourgaliev, R.R. and Sehgal,

- B.R., "Evaluation of the Darcy's law performance for two-fluid flow hydrodynamics in a particle debris bed using a lattice-Boltzmann model," *Heat and Mass Transfer*, Vol.36, pp.295-304.
- [19] 1998, Chen, S. and Doolen, G.D., "Lattice Boltzmann Method for Fluid Flows," *Annual review of fluid mechanics*, Vol.30, No.1, pp.329-364.
- [20] 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.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] 1992, Chen, H., Chen, S. and Matthaeus, W.H., "Recovery of the Navier-Stokes Equations using a Lattice-Gas Boltzmann Method," *Physical Review A*, Vol.45, No.8.
- [24] 2018, Avallone, F., Van Der Velden, W.C.P., Ragni, D. and Casalino, D., "Noise Reduction Mechanisms of Sawtooth and Combed-Sawtooth Trailing-Edge Serrations," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.848, pp.560-591.
- [25] 2019, Nardari, C., Casalino, D., Polidoro, F., Coralic, V., Brodie, J. and Lew, P.T., "Numerical and Experimental Investigation of Flow Confinement Effects on UAV Rotor Noise," *25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*.
- [26] 2014, Choi, W.S., Hong, S.Y., Song, J.H., Kwon, H.W. and Jung, C.M., "Turbulent-Induced Noise around a Circular Cylinder using Permeable FW-H Method," *Journal of the Korean Society of Marine Environment & Safety*, Vol.20, No.6, pp.752-759.
- [27] 2021, Kim, S.G. and Ryu, J.Y., "A Numerical Study of Noise Propagation from Surface-Treated Submarine using Acoustic Analogy," *Journal of Computational Fluids Engineering*, Vol.26, No.4, pp.55-64.
- [28] 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.
- [29] 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.
- [30] 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*.