



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 50(9), 599–608(2022)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2022.50.9.599>

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

동축 반전 전기동력 수직이착륙기의 지면 효과에 대한 전산해석

양진용¹, 이혁진², 명노신³, 이학진⁴

Computational Simulation of Coaxial eVTOL Aircraft in Ground Effect

Jin-Yong Yang¹, Hyeok-Jin Lee², Rho-Shin Myong³ and Hakjin Lee⁴

School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea¹⁻⁴

Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea^{3,4}

ABSTRACT

Urban air mobility (UAM) equipped with rotor system is subject to ground effect at vertiport during takeoff and landing. The aerodynamic performance of the aircraft in ground effect should be analyzed for the safe operation. In this study, The ground effects on the aerodynamic performance and wake structure of the quadcopter electric vertical takeoff and landing (eVTOL) configuration equipped with coaxial counter-rotating propellers were investigated by using the lattice Boltzmann method (LBM). The influence of the ground effect was observed differently in the upper and lower propellers of the coaxial counter-rotating propeller system. There was no significant change in the aerodynamic performance of the upper propeller even if the propeller height above the ground was changed, whereas the averaged thrust and torque of the lower propeller increased significantly as propeller height decreased. In addition, the amplitude of the thrust fluctuation tended to increase as the propeller height decreased. The propeller wake was not sufficiently propagated downstream and was diffused along the ground due to the outwash flow developed by the ground effect. The impingement of the rotor wakes on the ground and a fountain vortex structure were observed.

초 록

로터 시스템을 사용하는 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)는 이착륙 시 버티포트(Vertiport)에서 지면 효과를 경험하게 된다. UAM의 안전한 운용을 위해서는 지면 효과가 비행체의 공력성능에 미치는 영향성이 선행적으로 분석되어야 한다. 본 연구에서는 Lattice Boltzmann Method (LBM)를 적용하여 지면 효과가 동축 반전 프로펠러를 장착한 쿼드콥터 형상 전기동력 수직이착륙기 전기체의 공력성능 및 후류 구조에 미치는 영향을 분석하였다. 동축 반전 프로펠러 시스템의 상하부 프로펠러에서 지면 효과 영향성은 상이하게 관찰되었다. 지면과의 이격 거리가 변화하더라도 상부 프로펠러의 성능에는 큰 변화가 없었지만, 지면과 가까워질수록 하부 프로펠러에서는 평균 추력과 토크 값이 크게 증가하였다. 또한 이격 거리가 감소함에 따라 추력 변동의 진폭이 증가하는 경향성이 나타났다. 지면 효과에 의해 프로펠러 후류는 하류 방향으로 충분히 전파되지 못하고 지면을 따라 발달한 Outwash 흐름에 의해 확산되었다. 프로펠러 시스템 사이에서 지면 확산 유동이 충돌하는 분수 와류(Fountain Vortex)의 형성을 확인하였다.

Key Words : Urban Air Mobility(도심 항공 모빌리티), Coaxial Propeller(동축 반전 프로펠러), Ground Effect(지면 효과), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Lattice Boltzmann Method(격자 볼츠만 방법)

† Received : May 4, 2022 Revised : July 12, 2022 Accepted : July 18, 2022

^{1,2} Graduate Student, ³ Professor, ⁴ Assistant Professor

⁴ Corresponding author, E-mail : hlee@gnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-4459-9858

© 2022 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서 론

최근 도심 지역의 교통 혼잡을 해결하기 위한 차세대 이동 수단으로 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)가 주목받고 있다. UAM 비행체는 도심 환경 내에서 운용되며 버티포트(Vertiport)라 불리는 승강장을 통해 승객이 타고 내리게 된다[1]. 복잡한 도심 내에 안전한 운용을 위해서는 수직 이착륙 성능과 저소음 성능이 요구된다. 따라서 최근 공개된 UAM 비행체들은 분산전기동력추진 기반의 다중 로터 시스템을 사용한 Electric Vertical Take-Off and Landing (eVTOL) 형태로 개발되고 있다[2]. 안정성을 확보한 차세대 eVTOL 비행체를 개발하기 위해서는 다수의 로터 시스템에서 발생하는 공력 특성을 정확하게 예측하는 과정이 필수적이다. 특히 이착륙 상황에서 eVTOL 비행체와 버티포트 사이에서 발생하는 지면 효과(Ground Effect)가 비행체의 공력 성능에 미치는 영향성을 분석하는 것은 사고 예방 차원에서도 매우 중요하다.

지면 효과가 로터의 공력 성능과 유동 특성에 미치는 영향을 분석하기 위해 다수의 이론적 접근과 전산해석 및 시험 연구가 수행되었다[3-14]. Lee *et al.*[4]은 Particle Image Velocimetry(PIV)를 활용한 유동 가시화 실험을 통해 지면 효과 조건에서 제자리 비행 중인 로터의 끝단 와류(Tip Vortex)를 측정하고 지면과 후류의 상호 작용을 분석하였다. Light[5]와 Curtiss *et al.*[6]은 제자리 비행 및 전진비를 갖는 단일 로터와 로터 하방 지면 간의 상호작용에 의한 공기역학적 현상과 후류 구조를 분석하였다. 지면 효과의 영향성을 고찰하기 위해 실험적 접근 외에도 다양한 정확도(Fidelity)를 갖는 해석기법들을 활용한 전산해석 연구도 수행되었다. Kalra *et al.*[7]과 Lakshminarayan *et al.*[8]은 Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes (URANS) 방법을 이용한 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 해석을 통해 단일 로터의 끝단 와류 발달과 후류의 지면 충돌 현상을 분석하였다. Hwang *et al.*[9]은 Unstructured Mixed Mesh를 활용한 전산해석을 통해 지면 효과 유무에 따른 로터 블레이드 공력 성능과 후류 구조를 분석하였다. Griffiths *et al.*[10]은 자유 후류법(Free Vortex-Wake Model)을 사용하여 지면 효과가 로터 후류 구조와 공력 성능에 미치는 영향을 고찰하였다. Phillips *et al.*[11,12]은 Thin-Layer Theory를 적용한 Vorticity Transport Model (VTM)을 적용하여 지면 부근에서 발달하는 단일 로터와 탠덤(Tandem) 로터 후류 구조를 예측하였다. Zhao *et al.*[13]은 Vortex Particle Method (VPM) 기법을 활용하여 로터 끝단 와류의 운동을 모델링하고 다양한 전진비 조건에서 지면 충돌/확산 효과에 따른 로터 성능을 분석하였다. Tan *et al.*[14]은 Vortex Method와 Discrete Element Method를 결합한 해석 모델을 제시하였고 EH-60L 헬기의 Brownout의 거동을 예측하고 실험 결과와 비교하였다.

앞서 문헌조사를 통해 살펴본 결과, 로터 지면 효과에 대한 전산해석 연구에서는 주로 유한체적법 기반의 CFD 해석기법과 자유 후류법이 활용되었다[15-18]. 최근에는 Lagrangian 기반의 Lattice Boltzmann Method (LBM)를 활용한 수직이착륙기 유동 해석 연구가 시도되고 있다. LBM 방법은 격자 내 입자 분포함수를 기반으로 유동장 내의 운동량과 에너지를 수치적으로 계산한다. LBM 해석기법은 복잡한 비행체 형상에 대해 공간 격자 구성이 상대적으로 쉽고 효율적인 병렬화 구조로 효율적인 계산이 가능한 특징이 있다. 또한 유한체적법 기반의 해석기법에 비해 상대적으로 수치적인 소산 오차가 적어 로터 후류의 비정상 거동뿐만 아니라 공력소음 예측에도 유용하게 활용할 수 있다. Lee *et al.*[19]은 LBM을 사용하여 제자리 비행 중인 단일 로터의 공력 성능 및 후류 구조 예측을 검증하였고, Thurman *et al.*[20]은 로터 공력소음 예측 연구를 수행하였다. Romani *et al.*[21]과 Casalino *et al.*[22]은 각각 LBM을 사용하여 헬리콥터 Blade Vortex Interaction (BVI) 소음과 eVTOL의 공력소음 특성을 예측하였다. 이외에도 지면 효과에 따른 로터 공력 특성 및 후류 발달 영향 분석에도 LBM 해석기법이 활용되고 있다. Bludau *et al.*[23]은 선박에 착륙하는 헬리콥터의 동적 유입류에 대한 공력 성능을 실시간 해석하였고, 조종 입력에 대한 동적 응답이 비행 시뮬레이션에 적합한 수준임을 확인하였다. Gourdain *et al.*[24,25]은 LBM 해석을 통해 지면 효과의 영향을 받는 단일 로터의 후류 확산 특성을 자세히 고찰하였다.

본 연구에서는 LBM 전산해석을 통해 제자리 비행 중인 동축 반전 멀티로터 eVTOL 전기체의 지면 효과 영향성을 분석하였다. 멀티로터 eVTOL 전기체에 대한 지면 효과 분석 연구는 주로 단일 로터 해석을 다루었던 선행연구들에 비교하여 차별성이 있다고 할 수 있다. LBM 기법 기반의 상용 소프트웨어 PowerFLOW를 활용하였고, 지면의 유무와 이격 거리에 따른 지면 효과가 eVTOL 비행체의 로터 공력 성능과 후류 구조 발달, 유동장에 미치는 영향을 분석하였다.

II. 전산해석 기법 및 검증

2.1 Lattice Boltzmann Method (LBM) 방법

LBM 해석에서는 공간을 이산화된 격자로 구성하고, 격자 내 입자들은 Boltzmann Equation에 따른 분포함수에 의해 정의된다[26]. 격자 내의 입자는 현재 위치한 지점을 포함한 b 개의 방향으로 이동 및 충돌할 수 있는 자유도를 갖는다. LBM 해석에서 사용되는 격자 모델은 $DaQb$ 로 표현되며 a 는 차원의 크기, b 는 입자가 이동할 수 있는 격자 내 방향을 나타낸다. 본 연구에서는 D3Q19 모델을 사용하여 3차원의 19 방향으로의 이동 및 충돌을 고려하였으며, Fig. 1에 입자의 이동이 가능한 영역을 이산화한 격자 모델을 나타내었다[27].

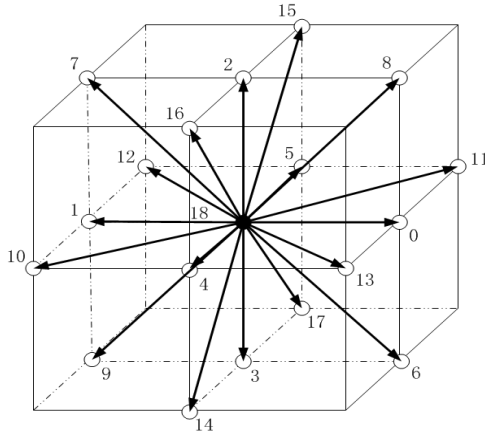


Fig. 1. D3Q19 model [27]

식 (1)은 공간 이산화를 고려한 Lattice Boltzmann Equation을 나타낸다. 여기서 f_i 는 i 방향의 속도 성분 $c_i (i=0, 1, \dots, b-1)$ 에 따른 입자 분포함수를 나타낸다. Δt 는 차분화된 시간 간격을 의미하고 $c_i \Delta t$ 는 공간의 변화를 나타낸다. 식 (1)의 좌변은 입자들의 이류에 관한 식들을 나타내고, 우변은 입자들의 충돌에 관한 식이다. 식 (1)의 충돌항 $\Omega(x, t)$ 는 속도 분포를 계산을 위해 Bhatnagar-Gross-Krook (BGK) 완화 모델로 정의했으며 식 (2)와 같다[28].

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

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

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

식 (2)의 τ 는 점성 완화 시간(Viscous Relaxation Time)으로, 입자가 충돌 후 안정화되기까지 걸리는 시간을 의미한다. 이는 유동의 점성 효과와 관계가 있으며 식 (3)과 같이 동점성계수 ν , 차분화된 공간 및 시간 간격에 의해 결정된다. 또한 식 (2)의 국소 평형 분포함수 f_i^{eq} 는 Macroscopic 스케일에서 질량 보존과 모멘텀 보존 법칙을 만족하는 방식으로 정의되며 식 (4)와 같다.

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

여기서 u 는 거시적 속도, w_i 는 격자 내 i 번째 이동 방향의 가중치로 식 (5)와 같이 정의된다.

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

각 입자점에서 정의되는 밀도, 운동량은 식 (1)을 이용하여 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\rho(x, t) = \int f(x, v, t) dv = \sum_i f_i(x, t) \quad (6)$$

$$\rho u(x, t) = \int f(x, v, t) v dv = \sum_i c_i f_i(x, t) \quad (7)$$

2.2 LBM-VLES 모델

LBM 해석에서 난류 모델링을 위해서는 BGK 완화 모델의 점성 완화 시간에 난류 효과에 대한 추가 항을 고려해야 한다. 난류를 모델링 하기 위해 난류 운동에너지와 난류 소산을 고려한 Renormalization Group (RNG) $k-\epsilon$ Equation[27,29]을 통해 계산된 유효 점성 완화 시간 τ_{eff} 를 고려했고[30], 이를 LBM-Very Large Eddy Simulation (LBM-VLES)이라 한다. 앞서 언급된 난류 운동 에너지와 소산은 난류 점성 완화 시간 τ_{eddy} 의 계산에 적용되며, 이를 고려한 τ_{eff} 는 식 (8)과 같다[31].

$$\tau_{eff} = \tau + \tau_{eddy} = \tau + C_\mu \frac{k^2/\epsilon}{T\sqrt{(1+\tilde{\eta}^2)}} \quad (8)$$

여기서 $C_\mu = 0.085$, k 는 난류 운동 에너지, ϵ 는 난류 소산을 반영하고, $\tilde{\eta}$ 는 변형, 소용돌이, 나선의 함수로 구성되어 있다. LBM-VLES는 복잡한 형상에 적용하기 쉽고, 병렬화에 적합한 장점으로 인해 효율적인 전산해석이 가능하다.

2.3 전산 해석자 검증

버티포트에 의한 지면 효과가 동축 반전 멀티로터 eVTOL 비행체의 로터 공력 성능과 후류 유동에 미치는 영향을 고찰하기 전에 로터 블레이드 공력 하중과 후류 구조 예측에 대한 해석자 검증을 수행하였다. LBM 해석자의 유효성을 검증을 위해 제자리 비행 중인 Caradonna-Tung 로터[32] 모델에 대한 전산해석을 수행하였다. 로터 회전 속도 1,250 rpm, 팁 마하수 0.439의 유동 조건에 대해 총 8회전 동안 해석을 진행하였다. 로터 피치각 (Pitch Angle) $5^\circ, 8^\circ, 12^\circ$ 조건에서의 공력 성능 및 후류 구조를 예측하고 시험 결과와 비교하였다. Fig. 2는 로터 블레이드 반경 방향으로 작용하는 단면 추력계수를 나타낸다. 피치각도 12° 조건에서는 실험값 대비 추력계수를 다소 과도하게 예측하는 경향성이 있지만, 전반적으로 시험 결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다.

Figure 3에서는 피치각 8° 에서 끝단 와류의 반경 방향 (r/R), 축 방향(z/R)으로의 발달 경로를 시험 결과와 비교하였다. 7~8회전의 수렴된 결과를 사용하였고 로터 중심축을 기준으로 반경 중심 방향으로 수축되고 축 방향 아래로 전파되는 궤적 모두 실험값과 유사한 결과가 도출되었다. 이를 통해 본 연구에서 사용한 LBM 해석자가 로터 성능 및 후류 구조 예측에 있어 타당한 결과를 도출할 수 있음을 확인하였다. 선행연구로 진행되었던 해석자 검증에 관한 내용은 참고문헌을 통해 확인할 수 있다[19].

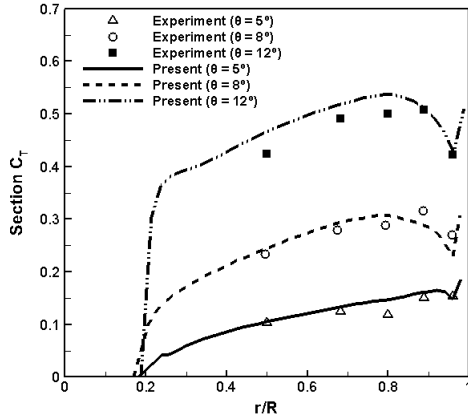


Fig. 2. Comparison of calculated and measured sectional thrust distribution at $M_{tip} = 0.439$

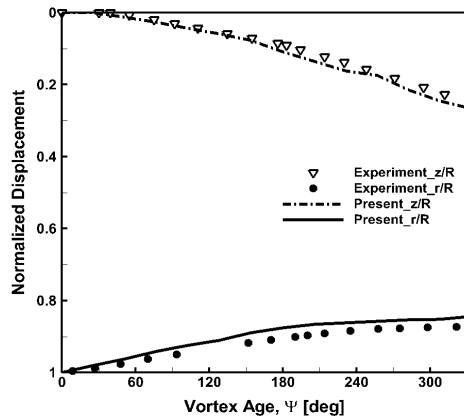


Fig. 3. Comparison of calculated and measured tip vortex trajectories at $M_{tip} = 0.439$ and pitch angle of 8°

III. 전산해석 결과

3.1 eVTOL 비행체 전산해석을 위한 모델링

본 연구에서는 Ehang 184 기종과 유사하게 동체 하부에 동축 반전 프로펠러 시스템을 장착한 쿼드콥터 eVTOL 비행체를 해석 대상으로 선정하였다. 해당 비행체의 동체 및 프로펠러에 대한 자세한 정보를 확보하기 힘들어 동체는 유사한 형상으로 모델링하고 프로펠러는 T-Motor사의 28×9.2 " 모델을 참조하여 회전 반경(R) 0.8 m으로 모델링하였다. 프로펠러 허브와 회전축은 모델링에서 제외하였고, 각 프로펠러 시스템은 정사각형 형태로 배열하였다. 이웃한 프로펠러 간의 간격(D)을 4 m로 설정했고, 상하부 프로펠러 사이의 간격(d)은 0.6 m를 부여하였다. 동축반전 상하부 프로펠러의 초기 위상 각 차이는 0° 로 설정하여 동일한 위치에서 서로 반대 방향으로 회전한다. eVTOL 비행체 형상은 Fig. 4에 나타내었다. 전방 좌우 프로펠러 중심축을 포함하는 면 A-A'는 추후 제시될 유동장 Contour를 제시하는 데 사용하였다.

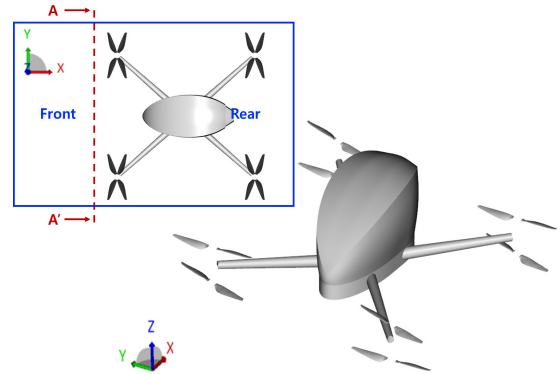


Fig. 4. Geometry of simulation model

본 연구에서 활용한 PowerFLOW 소프트웨어에서 격자 크기는 Variable Resolution (VR) 레벨이 증가함에 따라 최소 격자 크기를 기준으로 2배씩 증가하는 방식을 따른다. Fig. 5와 같이 15개의 VR 레벨을 사용하여 전체 격자계를 구성하였고 프로펠러 근처 유동을 정밀하게 예측하기 위해 1.4 mm의 최소 격자 크기를 사용하였다. 본 연구에서는 제자리 비행 조건을 고려했으므로 직육면체 형상의 계산 영역에 대해 UAM 비행체를 기준으로 위쪽 면에 Pressure Inlet 경계 조건을 부여하고 나머지 면에는 Pressure Outlet 경계 조건을 각각 부여하였다. Fig. 6에는 eVTOL 동체와 전방 좌우 프로펠러 근처의 격자계를 나타내었다. 회전하는 동축 반전 프로펠러 주변의 격자에는 Sliding Mesh 기법을 각각 적용하였다.

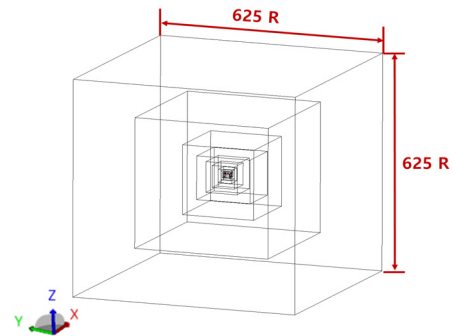


Fig. 5. Computational domain for LBM simulation

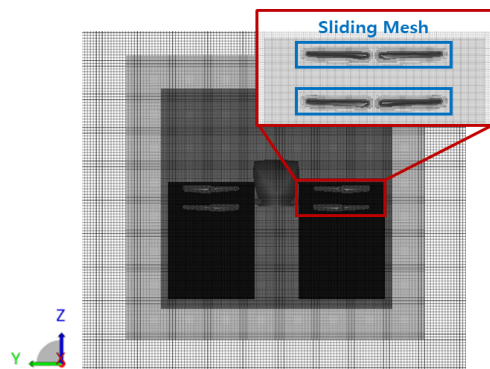


Fig. 6. Sliding mesh system

Table 1. Simulation conditions

Pressure, P	101,325 Pa
Total Revolution, N	20 rev.
Rotating Speed, Ω	1,910 rpm
Tip Velocity, V_{tip}	160.01 m/s
Tip Mach number, M_{tip}	0.471

전산해석에 적용한 유동조건은 Table 1에 나타내었다. 프로펠러 회전수 1,910 rpm, 팁 마하수 0.471의 유동 조건에서 프로펠러 회전 기준으로 총 20회전 해석을 수행하였고, 결과 비교를 위해 17~20회전의 데이터를 사용하였다. 본 연구에서는 동축 반전 시스템의 트림(Trim) 해석은 별도로 고려하지 않았으며, 상하부 프로펠러에 동일한 회전속도를 적용하였다.

3.2 Out of Ground Effect (OGE) 해석 결과

지면 효과가 쿼드콥터 형태의 eVTOL 비행체의 공력 성능, 후류 구조, 유동장에 미치는 영향을 분석하기 앞서, eVTOL 비행체 주변에 지면이 존재하지 않는 Out of Ground Effect (OGE) 조건에 대한 전산해석을 수행하였다. Fig. 7은 eVTOL 비행체 쿼드콥터 시스템 중 1개의 프로펠러 시스템에서 고찰한 상하부 프로펠러의 추력 진동 특성(Solid Line)과 평균값(Dashed Line)을 나타낸다. 상부 프로펠러(Upper Propeller)의 경우 제자리 비행 조건이기 때문에 회전 위상에 따른 추력 값이 거의 일정한 것을 확인할 수 있다. 상부 프로펠러 아래쪽에 Connecting Arm이 존재함에 따라 국소적인 지면 효과로 인해 약간의 추력 변화는 관찰되었으나 전체 추력 진동에는 큰 영향을 미치지 않았다. 반면 하부 프로펠러(Lower Propeller)는 1회전에서 약 180° 위상마다 뚜렷한 주기를 갖는 추력 진동이 발생하였다. 진동은 약 112° 의 위상 변화 동안 비교적 큰 진폭을 갖는 성분과 68° 의 위상 변화 동안 비교적 작은 진폭을 갖는 성분으로 구성

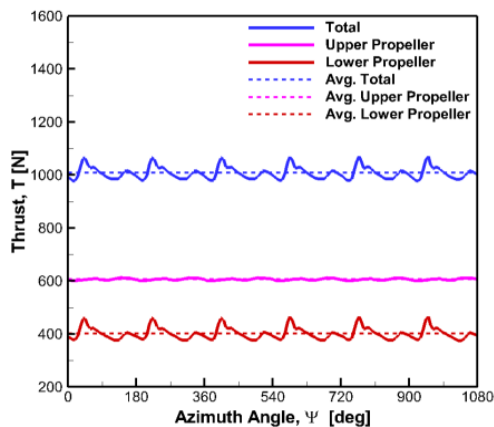


Fig. 7. Time history of thrust force of single co-axial propeller in OGE condition

되어 있다. 결과적으로 프로펠러 1회전 동안 2번의 크고 작은 추력 진동이 발생했고, 이는 각각 2매의 블레이드를 갖는 각각의 상하부 프로펠러가 동일한 위치를 겹쳐 지나가는 2/rev 특성에 의한 것으로 분석하였다. 추력 크기의 변동은 상하 프로펠러가 서로를 통과할 때 사이 공간에서 유동 특성이 Upwash 효과에서 Downwash 효과로 전환되며 발생하는 Loading 효과에 기인한다[33]. 또한 하부 프로펠러 180° 위상 내에서 발생하는 비대칭적인 추력 진동은 하부 프로펠러 위쪽에 위치한 Connecting Arm의 존재와 상부 프로펠러에서 발달한 후류의 영향으로 분석되었다. 특히, 하부 프로펠러 회전 위상에 따른 진폭의 편차는 하부 프로펠러가 Connecting Arm 주변을 지날 때 크게 발생함을 확인하였다. 앞서 상부 프로펠러의 경우 Connecting Arm이 추력 변화에 큰 영향을 미치지 않은 것에 비해 상반되는 결과가 도출되었다. 전산해석은 프로펠러 회전 기준으로 20회전 동안 수행했으며, 약 15회전 이후 변화 추이(Time-History)가 수렴했고, 마지막 3바퀴 데이터에 대해 평균화를 진행했다.

Figure 8은 eVTOL 전기체 비행체에 작용하는 추력 변화 추이를 나타낸다. 제자리 비행 조건이므로 4개의 프로펠러 시스템에서 비슷한 형태의 추력 진동 특성을 관찰할 수 있었으며, 전기체 추력과 개별 프로펠러 추력이 서로 유사한 진동 특성을 갖는 것을 확인할 수 있다. eVTOL 비행체 전기체에서는 약 3,960 N의 평균 추력이 발생했고, 개별 프로펠러 시스템 단위에서는 약 1,007.86 N의 평균 추력이 발생했다. 전기체 단위의 추력에서는 동체에 가해지는 상부 프로펠러의 Downwash에 의한 영향이 반영되어, 개별 프로펠러 시스템들의 추력합에 일부 손실이 존재하였다. 상부 프로펠러에서는 606.12 N, 하부 프로펠러에서는 401.74 N의 평균 추력이 각각 발생했다. 상대적으로 균일한 유동이 유입되는 상부 프로펠러와 달리 하부 프로펠러에서는 상부 프로펠러에서 주기적으로 발생한 후류의 영향으로 비정상적인 유동이 유입됨에 따라 공력 손실이 발생했다. 평균화된 데이터를 통해 계산한 단일 프로펠러 시스템의 추력 계수, 동력 계수, Figure of Merit은 Table 3과 같다. 이때

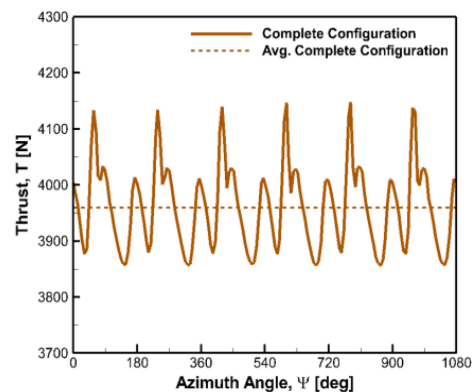


Fig. 8. Time history of thrust force of co-axial quadrotor UAM aircraft in OGE condition

Table 2. Comparison of the thrust and power coefficients of single co-axial propeller in OGE condition

	Upper	Lower
Thrust Coefficient, C_T	0.0096114	0.0063706
Power Coefficient, C_P	0.0009883	0.0008742
Figure of Merit	0.5507863	

동축반전 프로펠러의 Figure of Merit은 식 (9)를 통해 계산하였다[34]. 계산된 계수들은 지면 효과와 지면 효과를 받는 eVTOL 항공기 단일 프로펠러 공력 성능 비교의 정량적 지표로 활용하였다.

$$Figure\ of\ Merit\ (FM) = \frac{C_{T,Upper}^{\frac{3}{2}} + C_{T,Lower}^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2} (C_{P,Upper} + C_{P,Lower})} \quad (9)$$

Figure 9는 Fig. 6에서 정의한 A-A' 단면에서의 Vorticity Magnitude Contour를 나타낸다. 와류 발달을 확인하기 위해 프로펠러 20회전에서의 결과를 이용하였다. 상하부 프로펠러 끝단 부근에서 강한 세기를 갖는 와류가 발달하였고, OGE 조건이므로 프로펠러 후류가 충분히 하류 방향으로 발달한 것을 확인할 수 있다. 상부 프로펠러에서 발달한 후류는 하부 프로펠러 후류와 강한 간섭현상을 유발하였고, 이로 인해 하류 영역에서는 두 프로펠러 후류 간의 혼합에 의한 후류 소산이 활발히 발생하였다.

Table 3. Coefficient of single co-axial propeller system performance (IGE)

h/R		Upper	Lower	Figure of Merit
0.5	C_T	0.0096986	0.0076938	0.5946990
	C_P	0.0009861	0.0009520	
0.75	C_T	0.0096804	0.0075664	0.5894312
	C_P	0.0009828	0.0009494	
1.0	C_T	0.0096678	0.0071331	0.5772689
	C_P	0.0009828	0.0009196	
1.5	C_T	0.0096645	0.0067325	0.5671288
	C_P	0.0009824	0.0008910	
2.0	C_T	0.0096564	0.0065361	0.5606762
	C_P	0.0009810	0.0008821	
2.5	C_T	0.0096728	0.0065156	0.5608733
	C_P	0.0009810	0.0008814	
3.0	C_T	0.0096657	0.0064358	0.5597402
	C_P	0.0009804	0.0008723	

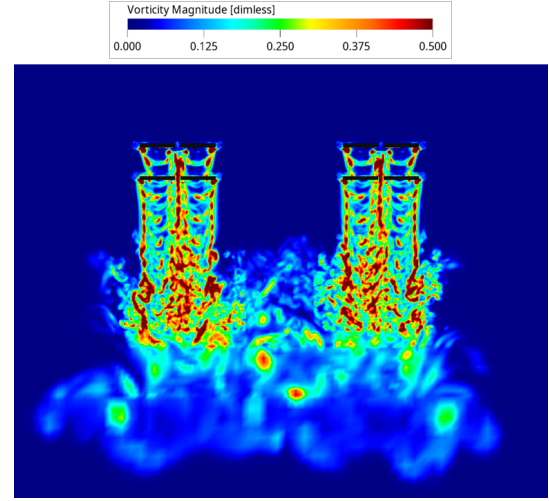
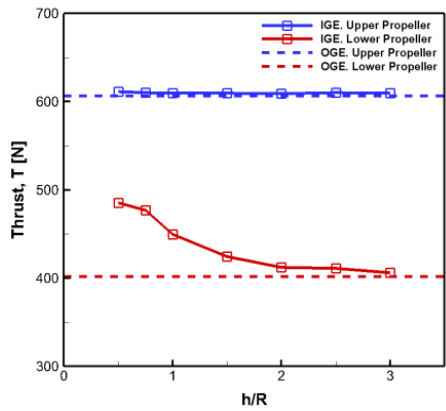


Fig. 9. Vorticity magnitude contour of co-axial UAM aircraft in OGE condition

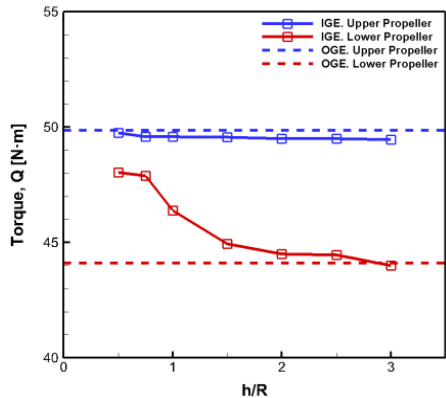
3.3 In Ground Effect (IGE) 해석 결과

eVTOL 비행체의 버티포트 착륙상황을 가정하여 In Ground Effect (IGE) 조건에서 이격 거리에 따른 지면 효과가 비행체의 공력 성능, 후류, 유동장에 미치는 영향을 분석하였다. 이격 거리는 eVTOL 비행체의 하부 프로펠러 위치와 지면 사이의 거리를 기준으로 정의하였다. 정의한 이격 거리(h)를 프로펠러의 회전반경(R)로 무차원화(h/R)하였고, $h/R = 0.5, 0.75, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0$ 조건에 대해 전산해석을 수행하였다.

Figure 10은 지면 사이의 이격 거리에 따른 동축 반전 상하부 프로펠러의 평균 추력, 토크 변화를 각각 나타낸 것이다. 지면 효과의 영향성을 분석하기 위해 IGE 해석 결과를 OGE 조건에서의 결과와 함께 비교하였다. 상부 프로펠러의 평균 추력, 토크 값은 다양한 이격 거리에 따른 지면 효과를 고려하더라도 OGE 조건 결과와 약 1% 이내의 범위로 유사하게 도출되었다. 이격 거리가 하부 프로펠러 위치를 기준으로 정의되었고, 설계 시 부여된 상하부 프로펠러 사이의 간격이 $d=0.75R$ 이므로 상부 프로펠러는 하부 프로펠러에 비해 상대적으로 추가적인 이격 거리를 갖는다. 즉, 하부 프로펠러와 지면 사이 $0.5R$ 의 이격 거리에서 상부 프로펠러는 지면과 $1.25R$ 만큼의 이격 거리를 갖는다. 이로 인해 상하부 프로펠러의 지면 효과 적용은 상이하게 발생한다. IGE 조건에서 하부 프로펠러는 OGE 결과보다 전반적으로 평균 추력이 크게 발생하였다. 특히 평균 추력의 크기는 이격 거리 (h/R) 값이 작아져 지면과의 거리가 가까울수록 더 크게 나타났고, 반대로 이격 거리(h/R) 값이 3.0에 가까워짐에 따라 OGE 조건의 평균 추력과 유사한 값으로 수렴하는 경향성을 관찰할 수 있었다. 하부 프로펠러의 후류는 지면과 충돌하며 재순환하는 영역을 발생하고, 이는 유도 속도의 감소와 유효 받음각의 증가를 유발하여 추력을 증가시킨다. 상하부 프로펠러의 토크는 추력과 유사한 경향성을 보였다. 상부 프로펠러의 토크는 추력과 유사하게



(a) Averaged thrust variation with h/R



(b) Averaged torque variation with h/R

Fig. 10. Ground effects on thrust force and torque of single co-axial propeller

이격 거리에 따라 크게 변화하지 않지만, 하부 프로펠러의 토크는 이격 거리에 따라 큰 차이가 발생했다. 지면과의 이격 거리에 따른 개별 프로펠러의 추력 계수, 동력 계수, Figure of Merit 값은 Table 3에 정리하였다. 지면 효과를 적용받을 때 OGE의 Figure of Merit 대비 최대 8% 향상된 제자리 비행성능을 보임을 확인하였다.

Figure 11은 IGE와 OGE 조건에서 하부 프로펠러가 1

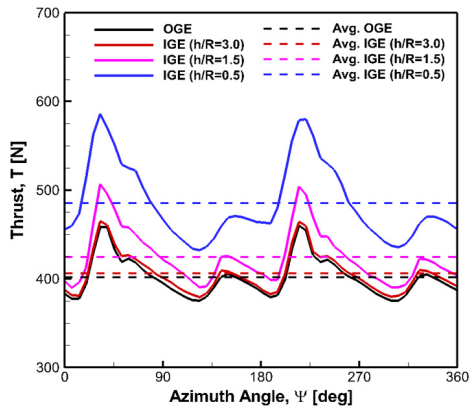
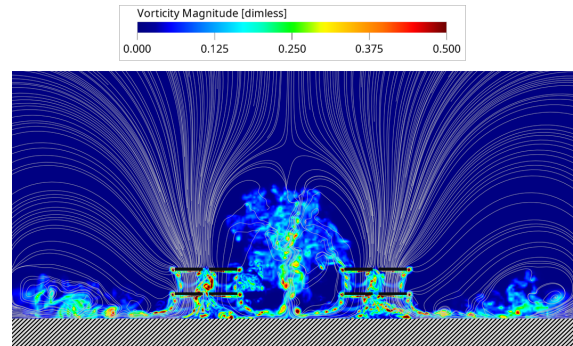


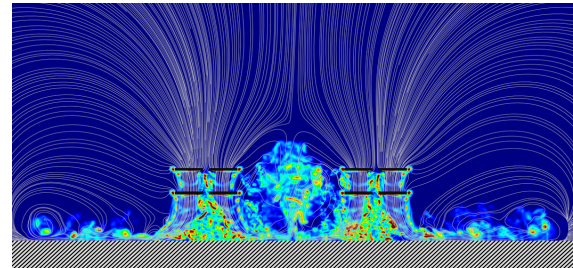
Fig. 11. Lower propeller thrust history of single propeller system in OGE and IGE with various h/R

회전 동안 경험하는 추력 변화를 나타낸다. 하부 프로펠러에서 진동의 주기 및 개형은 OGE와 유사한 경향성을 보였다. 지면과의 이격 거리가 감소함에 따라 회전 위상에 따른 추력 진동 진폭이 증가하고 OGE 대비 평균 추력의 크기가 증가하는 경향성을 확인하였다. 반면 지면과의 이격 거리가 증가하여 $h/R=3.0$ 조건에서는 진폭의 크기가 OGE 결과와 유사한 수준으로 감소하였고, 평균 추력의 크기 역시 동일한 경향성을 보였다.

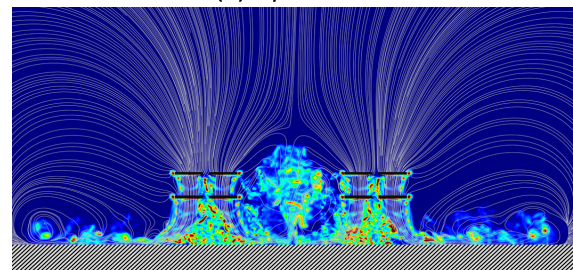
Figure 12는 이격 거리에 따른 지면 효과가 동축반전 eVTOL 비행체의 후류 구조 발달과 주변의 유동장 형성에 미치는 영향을 분석하기 위해 A-A' 단면에서의



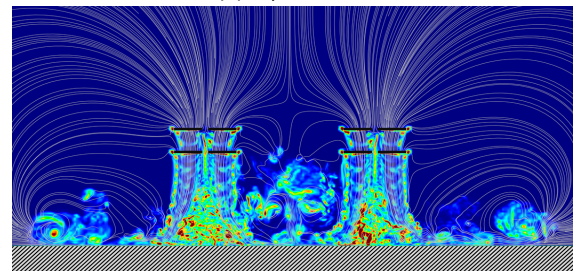
(a) $h/R = 0.75$



(b) $h/R = 1.0$



(c) $h/R = 2.0$



(d) $h/R = 3.0$

Fig. 12. Vorticity magnitude contours of co-axial UAM aircraft in IGE conditions

Vorticity Magnitude Contour를 나타낸다. Fig. 9에서 관찰한 OGE 조건에서의 나선형의 후류 구조와 달리 지면이 존재하면 지면에 충돌한 로터 후류가 지면을 따라 확산되는 것을 확인할 수 있다.

Figures 12 (a), (b)에서는 끝단 와류의 대부분이 발생과 함께 지면을 따라 발달한 Outwash 흐름에 의해 확산되었고, 하방 프로펠러와 지면 사이의 루트 와류는 충분히 발달하지 못하였다. 반면 (c), (d)와 같이 지면 이격 거리가 증가할수록 끝단 와류와 루트 와류는 아래 방향으로 일정 구간 충분히 발달하다 지면을 따라 확산하였다. 또한 (a)-(d)의 프로펠러 사이에서는 좌우 프로펠러 후류의 지면 확산 유동이 충돌하는 분수 와류(Fountain Vortex)가 형성되는 것을 확인하였고, 뚜렷한 Vortex Core를 갖는 혼합된 와류 구조가 위쪽으로 발달하였다. 특히 지면 이격 거리가 가까운 (a)의 경우 분수 와류가 상부 프로펠러보다 높은 위치까지 발달하는 것을 확인하였다.

Figure 13은 OGE 조건과 IGE($h/R=0.5$) 조건에서의 A-A' 단면 x방향 Vorticity Contour와 0.005 dimensionless 값을 갖는 λ_2 Iso-Surface를 비교하였다. Iso-

Surface를 통해 동축 반전 멀티로터 eVTOL 비행체에서 발달하는 후류 구조를 확인할 수 있었고, 지면의 존재가 전체적인 후류 형상에 미치는 영향을 비교하였다. 또한 Vorticity Contour를 통해 OGE 조건에서는 상하부 프로펠러 끝단에서 발생한 강한 세기의 끝단 와류가 회전축 중심 방향으로 수축하며, 아래 방향으로 전파되는 것을 확인하였다. 반면 IGE 조건에서는 후류 유동은 지면 충돌 이후 지면에 의해 발달한 Outwash 흐름에 의해 지면을 따라 반경 방향 바깥으로 확산되며, 좌우 프로펠러 시스템 사이에서 충돌한 지면 확산 유동은 다시 위쪽으로 발달하였다.

IV. 결 론

본 연구에서는 지면 효과가 동체 하부에 쿼드콥터 형태로 동축 반전 프로펠러 시스템을 갖춘 eVTOL 비행체의 공력 성능과 후류 구조에 미치는 영향을 LBM 전산 해석을 통해 분석하였다. 모든 프로펠러에 지면 효과 유무와 지면 이격 거리에 관계없이 동일한 팁 마하수를 갖는 회전을 부여하였고, 상하 프로펠러에 대해 별도의 트

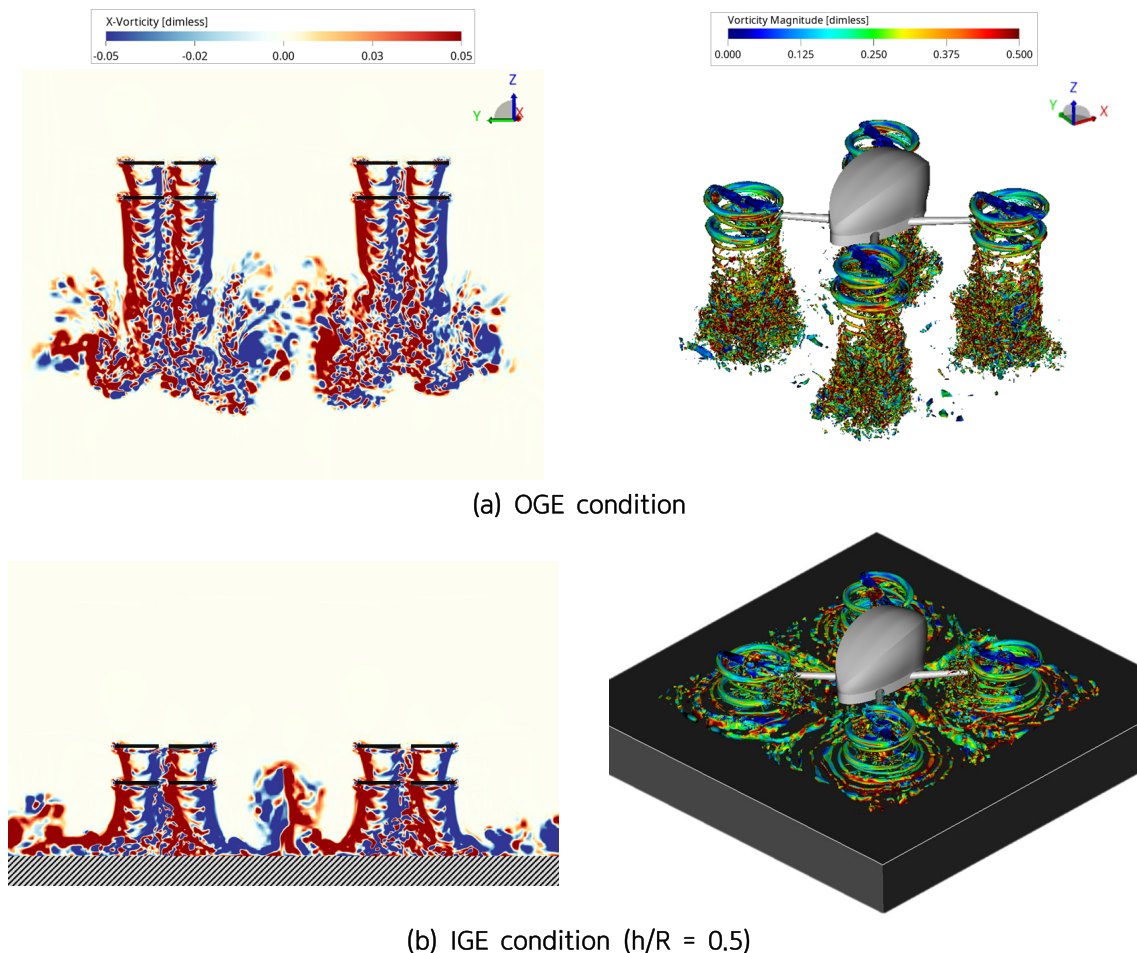


Fig. 13. Comparison of x-vorticity contour (left) and wake structures represented by an iso-surface of λ_2 -criterion (0.005 dimensionless) colored by vorticity magnitude (right)

림 해석은 고려하지 않았다. 주변에 지면이 존재하지 않는 OGE 공력 해석을 통해 Loading 효과에 의한 동축 반전 로터 추력의 주기 진동을 확인하였다. IGE의 경우 지면 이격 거리 h/R 를 0.5에서 3.0으로 설정하여 전산 해석을 수행하였다. 동축 반전 시스템의 상부 프로펠러의 경우 지면 효과의 영향성이 거의 나타나지 않았지만, 하부 프로펠러의 경우 지면과의 이격 거리가 감소함에 따라 추력 진동의 진폭과 평균 추력 값이 증가하였다. 반면, 지면 이격 거리가 증가함에 따라 추력, 토크 계수 및 Figure of Merit이 OGE 조건과 유사한 수준으로 수렴하였고, 추력 진동의 진폭도 감소하였다. IGE 조건에서는 프로펠러 후류가 지면 효과에 의해 발달한 Outwash를 따라 확산되었고, 프로펠러 사이에서는 확산된 후류가 서로 충돌하면서 지면 위쪽으로 발달하는 분수 와류의 존재를 확인하였다.

본 연구를 통해 지면 효과에 의해 발생한 프로펠러 추력 진동은 eVTOL 비행체의 기체 진동을 유발할 수 있고 비행 불안정성을 초래할 수 있다고 판단된다. 따라서 eVTOL 비행체의 안전한 운용을 위해서는 버티포트 착륙과정에서 발생하는 지면 효과에 대한 고려가 필수적이고, 이외에도 도심 빌딩풍과 같은 변수를 추가로 고려해야 할 것으로 생각된다. 본 연구에서는 지면 효과가 eVTOL 비행체의 공력성능과 후류 구조 발달에 미치는 영향성을 고찰하였지만, 향후 연구에서는 소음 특성을 함께 고려할 예정이다. 또한 트림 해석을 적용한 동축 반전 로터를 적용한 복합형 헬리콥터의 주로터와 Pusher 프로펠러 사이 후류 간섭 및 소음 특성을 분석할 예정이다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다. (NRF-2017R1A5A1 015311, NRF-2021R1C1C1010198)

References

- 1) UBER elevate, *Fast-Forwarding to a Future of On-Demand Urban Air Transportation*, 2016.
- 2) Jun, Y., Oh, K., Lee, J. and Chung, K. H., "Urban Air Mobility Trend," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 18, No. 1, 2020, pp. 37~48.
- 3) Leishman, G. J., *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd Ed., Cambridge University Press, NewYork, 2006.
- 4) Lee, T. E., Leishman, J. G. and Ramasamy, M., "Fluid Dynamics of Interacting Blade Tip Vortices with a Ground Plane," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 55, No. 2, 2010, pp. 22005-1~16.

- 5) Light, J. S., "Tip Vortex Geometry of a Hovering Helicopter Rotor in Ground Effect," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 38, No. 2, 1993, pp. 34~42.
- 6) Curtiss, H. C., Sun, M., Putman, W. F. and Hanker, E. J., "Rotor Aerodynamics in Ground Effect at Low Advance Ratios," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 29, No. 1, 1984, pp. 48~55.
- 7) Kalra, T. S., Lakshminarayan, V. K., Baeder, J. D. and Thomas, S., "Methodological Improvements for Computational Study of Hovering Micro-Rotor in Ground Effect," AIAA Paper 11-3552.
- 8) Lakshminarayan, V. K., Kalra, T. S. and Baeder, J. D., "Detailed Computational Investigation of a Hovering Microscale Rotor in Ground Effect," *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 4, 2013, pp. 893~909.
- 9) Hwang, J. Y. and Kwon, O. J., "Assessment of S-76 Rotor Hover Performance in Ground Effect Using an Unstructured Mixed Mesh Method," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 84, 2019, pp. 223~236.
- 10) Griffiths, D. A., Ananthan, S. and Leishman, J. G., "Predictions of Rotor Performance in Ground Effect using a Free-Vortex Wake Model," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 50, No. 4, 2005, pp. 302~314.
- 11) Phillips, C. and Brown, R. E., "Eulerian Simulation of the Fluid Dynamics of Helicopter Brownout," *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, 2009, pp. 1416~1429.
- 12) Phillips, C. and Brown, R. E., "The Effect of Helicopter Configuration on the Fluid Dynamics of Brownout," *Proceedings of the 34th European Rotorcraft Forum*, September 2008, pp. 2398~2426.
- 13) Zhao, J. and He, C., "Physics-Based Modeling of Viscous Ground Effect for Rotorcraft Applications," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 60, No. 3, 2015, pp. 1~13.
- 14) Tan, J. F., Gao, J., Barakos, G. N., Lin, C. L., Zhang, W. G. and Huang, M. Q., "Novel Approach to Helicopter Brownout Based on Vortex and Discrete Element Methods," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 116, 2021, pp. 106839-1~15.
- 15) Srinivasan, G. R., Baeder, J. D., Obayashi, S. and McCroskey, W. J., "Flowfield of a Lifting Rotor in Hover: A Navier-Stokes Simulation," *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 10, 1992, pp. 2371~2378.
- 16) Kang, H. J. and Kwon, O. J., "Unstructured Mesh Navier-Stokes Calculations of the Flow Field

- of a Helicopter Rotor in Hover,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 47, No. 2, 2002, pp. 90~99.
- 17) Park, S., Lee, J., Lee, S., Yee, K. and Oh, S., “Development and Validations of the Aerodynamic Analysis Program of Multi-Rotors by using a Free-Wake Method,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 35, No. 10, 2007, pp. 859~867.
- 18) Wie, S. Y. and Lee, D. J., “An Analysis of BVI Unsteady Rotor Aerodynamics using Unsteady Panel and Time-Marching Free Wake,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 4, 2009, pp. 329~335.
- 19) 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, 2021, pp. 115~124.
- 20) Thurman, C. S., Zawodny, N. S., Pettingill, N. A., Lopes, L. V. and Baeder, J. D., “Physics-Informed Broadband Noise Source Identification and Prediction of an Ideally Twisted Rotor,” AIAA Paper 21-1925.
- 21) Romani, G. and Casalino, D., “Rotorcraft Blade-Vortex Interaction Noise Prediction using the Lattice-Boltzmann Method,” *Aerospace Science and Technology*, Vol. 88, 2019, pp. 147~157.
- 22) Casalino, D., van der Velden, W. C. P. and Romani, G., “Community Noise of Urban Air Transportation Vehicles,” AIAA Paper 19-1834.
- 23) Bludau, J., Rauleder, J., Friedmann, L. and Hajek, M., “Real-Time Simulation of Dynamic Inflow using Rotorcraft Flight Dynamics Coupled with a Lattice-Boltzmann based Fluid Simulation,” AIAA Paper 17-0050.
- 24) Gourdain, N., Singh, D., Jardin, T. and Prothin, S., “Analysis of the Turbulent Wake Generated by a Micro Air Vehicle Hovering near the Ground with a Lattice Boltzmann Method,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 62, No. 4, 2017, pp. 1~12.
- 25) Gourdain, N., Jardin, T., Serre, R., Prothin, S. and Moschetta, J. M., “Application of a Lattice Boltzmann Method to Some Challenges Related to Micro-Air Vehicles,” *International Journal of Micro Air Vehicles*, Vol. 10, No. 3, pp. 285~299.
- 26) 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, 2006, pp. 381~395.
- 27) 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, 2014, pp. 1340021-1~14.
- 28) Bhatnagar, P. L., Gross, E. P. and Krook, M., “A Model for Collision Processes in Gases. I. Small Amplitude Processes in Charged and Neutral One-Component Systems,” *Physical Review*, Vol. 94, No. 3, 1954, pp. 511~525.
- 29) Yakhot, V. and Orszag, S. A., “Renormalization Group Analysis of Turbulence. I. Basic Theory,” *Journal of Scientific Computing*, Vol. 1, No. 1, 1986, pp. 3~51.
- 30) Teixeira, C. M., “Incorporating Turbulence Models into the Lattice-Boltzmann Method,” *International Journal of Modern Physics C*, Vol. 9, No. 8, 1998, pp. 1159~1175.
- 31) Chen, H., Kandasamy, S., Orszag, S., Shock, R., Succi, S. and Yakhot, V., “Extended Boltzmann Kinetic Equation for Turbulent Flows,” *Science*, Vol. 301, No. 5633, 2003, pp. 633~636.
- 32) Caradonna, F. X. and Tung, C., “Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover,” NASA TM-81232, 1981.
- 33) Sim, M. C., Lee, K. T. and Kim, H. D., “Numerical Investigation of the Effect of Spacing in Coaxial Propeller Multi-Copter in Hovering,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, No. 2, 2020, pp. 89~97.
- 34) Ramasamy, M., “Hover Performance Measurements Toward Understanding Aerodynamic Interference in Coaxial, Tandem, and Tilt Rotors,” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 60, No. 3, 2015, pp. 1~17.