

Lattice-Boltzmann Method를 이용한 제자리 및 전진 비행하는 로터 블레이드의 공력해석

이 혁 진,¹ 양 진 용,¹ 명 노 신,^{1,2} 이 학 진^{*1,2}

¹경상국립대학교 기계항공공학부

²경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

AERODYNAMIC ANALYSIS OF ROTOR BLADE IN HOVERING AND FORWARD FLIGHT USING LATTICE-BOLTZMANN METHOD

H.J. Lee,¹ J.Y. Yang,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

Numerical analysis of the rotor system has received significant attention due to increased demand and recent developments in Urban Air Mobility (UAM) aircraft with multiple lifting rotors or prop-rotors. In this study, computational analysis was conducted to predict the aerodynamic performance and wake structures of the isolated rotor in the hovering and forward flight conditions using the Lattice-Boltzmann Method (LBM). Caradonna and Tung's rotor was used for the validation model. The thrust and pressure coefficients for various collective pitch angles and tip vortex trajectories as a function of wake ages were compared against the measurements. The comparison results showed that the hover performance of the isolated rotor obtained from the LBM simulation was in good agreement with the measured data. Moreover, it was demonstrated that LBM analysis is an efficient way for predicting the cyclic variation in the thrust, asymmetric wake structure, and unsteady vorticity fields that occur in forward flight condition. Calculations showed that LBM simulation is an accurate and efficient prediction method for predicting rotor aerodynamics and wake dynamics, which could be helpful for designing advanced next-generation UAM aircraft.

Key Words : 격자 볼츠만 법(Lattice Boltzmann Method), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 로터공력성능(Rotor Aerodynamic Performance), 제자리 비행(Hovering Flight), 전진비행(Forward Flight)

1. 서 론

최근 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)에 대한 관심이 증가하면서 기존의 헬리콥터와 달리 멀티 로터, 틸트 로터, 동축반전, 복합형 등 다양한 분산 추진시스템 기반의 수직이착륙기들이 등장하고 있다. 새로운 형상의 UAM 비행체를 설계하기 위해서는 복잡한 형상의 기체와 로터 시스템에서 발생하는 공력 성능을 정확하면서도 빠른 시간 내에 효율적으로 예측하는 것이 중요하다. 일반적인 고정익 항공기

와 달리 회전익기는 주기적으로 회전하는 로터에 의해 비정상(unsteady) 유동장이 발달하고 로터 블레이드 끝단에서 발생하는 강한 세기의 익단 와류의 간섭현상 영향을 크게 받는 것이 특징이다[1-4]. 이러한 비정상 유동장과 후류의 특성으로 전산해석을 통해 로터의 공력 성능을 정확하게 예측하는 것은 쉬운 일이 아니다.

로터의 공력 성능은 비행체의 성능, 안정성, 진동, 소음에 직접적인 영향을 미치므로 공력해석은 회전익기 설계 과정에서 매우 중요한 부분이다[5]. 따라서 로터 블레이드의 성능 예측을 위한 공기역학적 해석 모델은 회전익기 통합해석자의 기반이라고 할 수 있다. 로터 공력해석 모델로는 가장 간단하고 해석적인 모델인 날개 요소 운동량 이론(Blade Element Momentum Theory)[6], 가상의 로터 모델을 활용하여 효율적인 계산이 가능한 Actuator Disk Model(ADM) 기법[7], 포텐셜 유

Received: December 15, 2021, Revised: December 29, 2021, Accepted: December 29, 2021.

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

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/ksce.2021.26.4.115>

© KSCFE 2021

동 기반의 와류법(Vortex Methods)[8], 고 정확도 계산이 가능한 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD) 등 다양한 정확도를 갖는 해석자가 사용되고 있다. 특히 전산유체역학 해석은 많은 수의 격자와 조밀한 시간 간격 설정으로 인해 해석시간이 오래 걸린다는 단점이 있지만, 유동의 점성과 압축성 효과를 고려할 수 있고 정확한 해석 결과를 도출할 수 있어 많은 연구에 활용되고 있다. Ahmad and Duque[3]는 중첩 격자계를 이용하여 로터 근처 유동에만 Navier-Stokes 방정식을 적용하고 나머지 영역에는 비점성 영역을 가정하여 로터의 전진비행을 수치적으로 해석하였다. Wie 등[9]은 비정상 패널법과 자유후류법을 연계하여 Carradonna-Tung 및 AH-1G 단일 로터에 대한 검증을 수행했다. Jung 등[10]은 적합직교분해(POD) 방법을 이용하여 비정상 로터 블레이드에 대한 공기역학적 특성을 분석하고 해석 기법의 유효성을 입증하였다. Kang and Kwon[11]은 Navier-Stokes 방정식에서 Spalart-Allmaras 난류 모델을 사용하여 로터의 제자리 비행 성능을 실험결과와 비교하였으며, 와류를 고 해상도로 포착하기 위해 Solution Adaptive Mesh 기법을 사용하였다. Park and Kwon[12]은 비정렬 격자에 적용 가능한 Sliding Mesh를 이용하여 비점성 유동장에서 제자리 및 전진 비행 중인 로터에 대한 전산 해석을 수행하고 실험 결과와 비교함으로써 해석의 정확성을 검증하였다.

최근 Lattice-Boltzmann Method(LBM)을 이용하여 로터 및 전기체 단위의 회전기기 공력 성능을 예측하는 연구들이 시도되고 있다[13,14]. 연속체 가정 기반의 Navier-Stokes 방정식과 달리 LBM은 입자 밀도 분포에 대한 이산 운동 에너지 방정식을 수치적으로 해석하여 유체의 흐름을 전산 모사하고 입자 분포함수를 통해 최종적으로 유동의 Macroscopic 특성을 계산하는 기법이다[15,16]. LBM은 격자 생성에 소모되는 시간을 절약할 수 있으며, 효율적인 병렬화 구조로 기존의 CFD에 비해 상대적으로 해석에 소요되는 시간이 짧은 특징이 있다. 또한, 수치적인 소산(Dissipation) 오차가 작고, 비정상, 압축성 특성으로 공력소음해석에 적합하다[17]. Casalino 등[18]은 LBM을 사용하여 저 레이놀즈 수 유동 조건에서 소형 UAV 단일 프로펠러에 대해 천이 현상을 고려한 공력 및 소음해석을 수행하였다. Romani and Casalino[17]는 HART-II 모델에 대한 공력 및 소음해석을 수행하였고 Blade Vortex Interaction (BVI) 현상을 집중적으로 고찰하였다. Gonzalez-Martino and Casalino[19]는 천음속 영역에서 다양한 팬 블레이드 형상에 대해 공력 및 소음해석을 수행하고 실험 결과와 비교함으로써 천음속 유동 조건에서의 예측 정확성을 확인하였다.

본 연구에서는 로터 블레이드 공력해석 연구에 LBM 해석 기법의 적용 가능성을 확인하기 위해 제자리 및 전진 비행 중인 단일 로터에 대한 전산해석을 수행하였다. 이를 위해

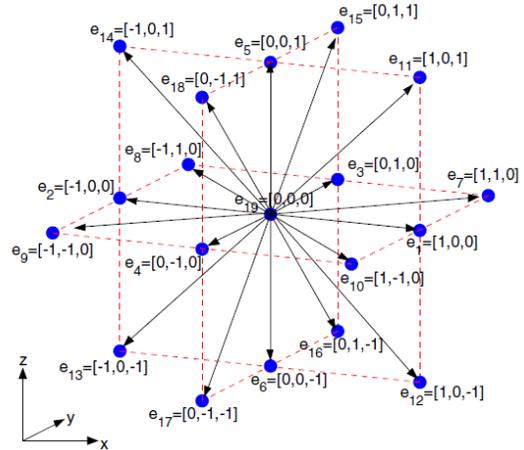


Fig. 1 D3Q19 model[20]

LBM 기반의 상용 소프트웨어인 PowerFLOW를 활용하였다. 제자리 비행 중인 로터의 공력 성능과 후류 구조를 실험 결과와 비교함으로써 전산해석의 정확성을 검증하고, 전진 비행 시 발생하는 비대칭적인 공기역학적 현상을 분석하였다.

2. 지배방정식 및 해석기법

2.1 Lattice-Boltzmann 방정식

Lattice-Boltzmann 방정식은 입자들은 이산화된 격자 내에서 분포함수를 따라 위치하고 하나의 입자가 한 지점에서 지점 자체를 포함하여 N개의 특정 방향으로 이동과 충돌이 가능하다. LBM에서 입자의 이동은 DaQb 모델로 표현되며 a는 차원의 개수, b는 분포함수의 방향을 나타낸다. 본 연구에서는 3차원 해석에서 주로 사용되는 D3Q19 모델을 사용하고, 이산화된 격자와 입자의 이동은 Fig. 1와 같이 표현할 수 있다[17].

Lattice-Boltzmann 방정식은 시간-외재적 이류 방정식에 기반을 두어 다음과 같이 나타낸다.

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

여기서 f_i 는 \mathbf{v}_i ($i = 1, 2, \dots, 19$)에 따른 i 번째 방향의 입자 분포 함수를 나타내고, $\mathbf{v}_i \Delta t$ 와 Δt 는 공간과 시간 변화를 나타낸다. 식 (1)의 왼쪽 항들은 입자들의 이류에 관한 식들을 나타내고, 오른쪽 항의 경우 입자들의 충돌에 관한 식으로 입자간의 충돌로 인한 f_i 함수의 변화율을 나타낸다. 충돌 항 C_i 는 Bhatnagar-Gross-Krook(BGK) 완화 모델에 의해 다음과 같이 나타낸다[15,21].

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

τ 은 입자가 충돌 후 안정화되는데 걸리는 시간을 무차원한 계수로 동점성계수 ν 와 다음과 같은 관계를 가진다.

$$\nu = (\tau - \frac{1}{2})T \quad (3)$$

f_i^{eq} 는 국소 평형 분포함수로 D3Q19 모델에서는 다음과 같이 나타낸다.

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

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

$$w_i = \begin{cases} 2/36 & i = 1, 2, \dots, 6 \\ 1/36 & i = 7, 8, \dots, 18 \\ 12/36 & i = 19 \end{cases} \quad (5)$$

각 입자점에서 갖는 밀도, 운동량은 식 (1)을 이용하여 다음과 같이 나타낸다.

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

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

2.2 LBM-VLES Model

Lattice-Boltzmann 방정식을 해석하는 것은 이산화된 입자의 수와 최소 크기의 난류를 포착하기 위한 격자 해상도의 한계를 동적 범위(마하수) 내에서 Navier-Stokes 방정식을 직접 시뮬레이션을 하는 것과 같다. 본 연구에서는 난류 모델링을 위해 Renormalization Group (RNG) k- ϵ 모델[22]의 변형된 형태를 LBM에 적용했고, 이를 LBM-Very Large Eddy Simulation (LBM-VLES)라 한다[23]. RNG k- ϵ 모델은 점성 완화 시간 (Viscous Relaxation Time)에 추가되는 난류 완화 시간 (Turbulence Relaxation Time)을 계산하는 데 사용되고 식은 다음과 같다.

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

$C_\mu = 0.09$, k 는 난류 운동 에너지를 나타내고, $\tilde{\eta}$ 는 변형, 소용돌이, 나선의 함수로 구성되어 있다.

2.3 Wall Model

PowerFLOW에서는 압력 구배 효과를 동적으로 통합하는 Wall Model을 사용하여 표면 근처의 Boundary Layer를 효율적으로 모델링한다[23]. 여기서 y^+ 는 벽 거리 좌표, $\kappa = 0.41$, $B = 5$ 이고, u_τ 는 다음과 같이 벽면 전단응력에 대한 함수로 정의할 수 있다.

$$\frac{u}{u_\tau} = \frac{1}{\kappa} \ln\left(\frac{y^+}{A}\right) + B \quad (9)$$

$$y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu} \quad (10)$$

$$u_\tau = \sqrt{\tau_w / \rho} \quad (11)$$

3. 공력해석 모델링 및 유동 조건

본 연구에서는 단일 로터의 제자리 비행 해석 검증을 위해 실험데이터가 존재하는 Caradonna and Tung[24]의 형상을 이용하였다. 로터 블레이드는 비틀림과 후퇴각이 없는 직사각형 형상이며 단면은 NACA0012 에어포일로 구성되어 있다. 블레이드 형상에 대한 자세한 조건은 Table 1에 나타내었다.

Fig. 2는 공력해석을 위한 전체 계산영역과 효율적으로 조밀한 격자를 분포하기 위한 Variable Resolution(VR) 영역을 나타낸다. 전체 계산영역의 크기는 로터 지름(D)의 40배로 충분한 크기로 구성하였으며 총 약 2,000만 개의 격자를 사용하였다. PowerFLOW에서 공간격자 조밀도는 VR 레벨에 따라 최소 격자 크기를 기준으로 2배씩 증가한다. 본 연구에서는 전체 계산영역을 16개의 VR으로 분할하여 구성하였고 로터 블레이드 근처 유동을 보다 정확하게 예측하기 위해 최소 격자 크기는 0.7 mm로 설정하였다. Fig. 3(a)와 3(b)는 각각 표면격자와 공간격자를 나타내며 로터의 앞전과 뒷전의 곡면을 정확하게 표현하고 급격하게 변하는 유동을 예측하기 위해 표면격자를 밀집시켰다. 또한, 로터 후류의 거동과 와도장을 효과적으로 예측하기 위해 로터 회전면을 기준으로 하류 방향에 조밀한 격자를 배치하였다.

Table 1 Geometry of Caradonna and Tung rotor

Airfoil	NACA0012
Chord	0.1905 m
Rotor Radius	1.143 m
Aspect Ratio	6
Hub Radius	0.2286 m

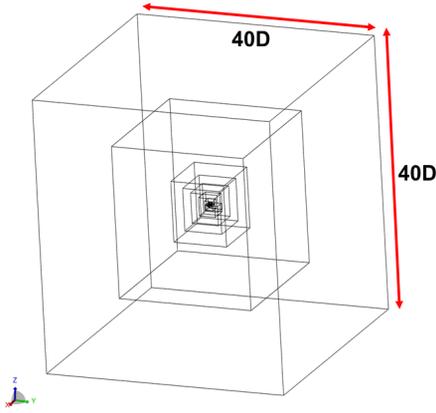


Fig. 2 Computational domain

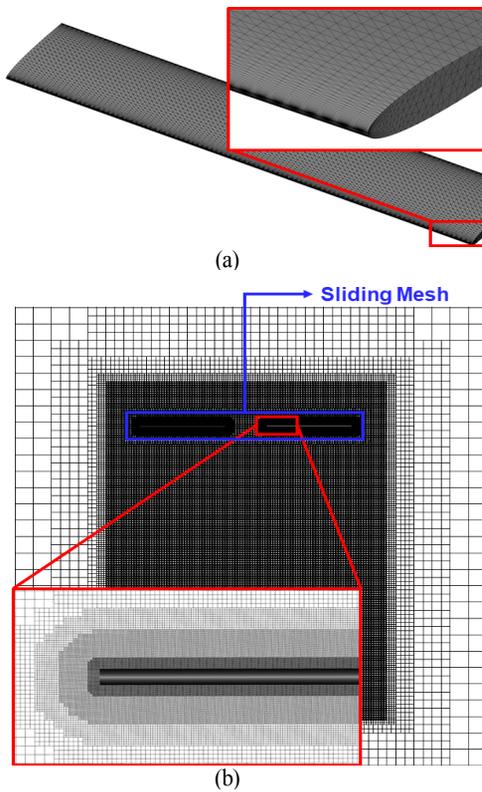


Fig. 3 Mesh system for rotor simulation: (a) surface mesh, (b) volume mesh

경계 조건으로는 Inlet, Outlet 조건을 사용하였으며 로터 블레이드 표면에서는 점착조건(No-slip Condition)을 적용하였으며 회전하는 격자 영역과 비회전하는 격자 영역의 경계는 Sliding Mesh 기법을 사용하여 처리하였다. 전산해석은 로터

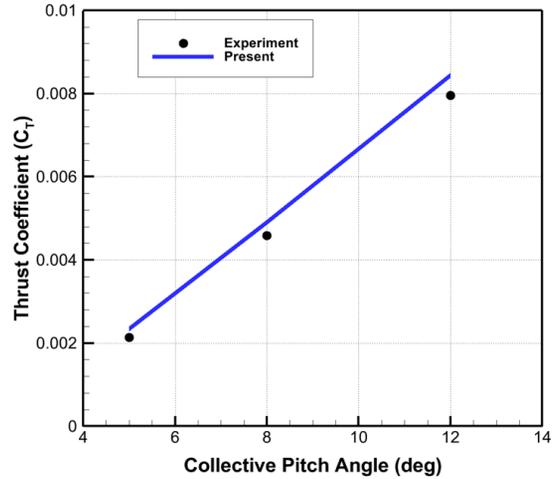


Fig. 4 Total thrust coefficient at various pitch angles

회전수 기준으로 총 10회전 동안 진행했으며 시간 간격은 프로그램 내부에서 최소 격자 크기에 따라 Courant Friedrichs Lewy(CFL) 수가 1이 되도록 계산되며 방위각으로 표현하면 약 0.01°씩 회전하는 시간 간격을 사용하였다[25]. 안정적인 결과를 얻기까지 초기에 약 3회전이 소요되었고 본 논문에서의 결과는 6회전 이후 4회전 동안의 데이터를 시간에 대해 평균화를 통해 얻었다. 본 연구에서 로터 회전 속도는 1250 RPM으로 설정하였으며 Tip Mach Number는 0.439이다.

4. 공력해석 결과 및 검증

4.1 제자리 비행 중인 로터 공력해석 및 검증

LBM을 이용한 로터 해석의 유효성을 검증하기 위해 제자리 비행 중인 Caradonna and Tung 로터의 피치각 5°, 8°, 12° 조건에서 추력계수, 스핀 방향으로의 추력계수 분포, 특정 스핀 위치에서의 압력계수, Vortex Trajectory를 예측하고 실험 결과와 비교하였다. 로터 10회전에 대한 전산해석 시간은 Intel(R) Xeon(R) Gold 6230R CPU 2.1GHz 100 cores를 이용한 병렬계산으로 약 30시간이 소요되었다.

Fig. 4에서는 피치각 5°, 8°, 12° 조건에서 전체 로터 추력 계수 값을 실험 결과와 비교하였다. 전반적으로 오차가 약 6 ~ 8%로 실험값과 근사한 결과를 도출하였으며 피치각이 작을수록 실험값과 좀 더 유사한 결과를 얻을 수 있는 경향성을 확인하였다.

Fig. 5에서는 피치각에 따른 블레이드 스핀 방향으로의 추력 계수 분포를 실험 결과와 비교하였다. 전반적으로 실험 결과와 유사한 결과를 확인하였으나, 부분적으로 실험값과 대비

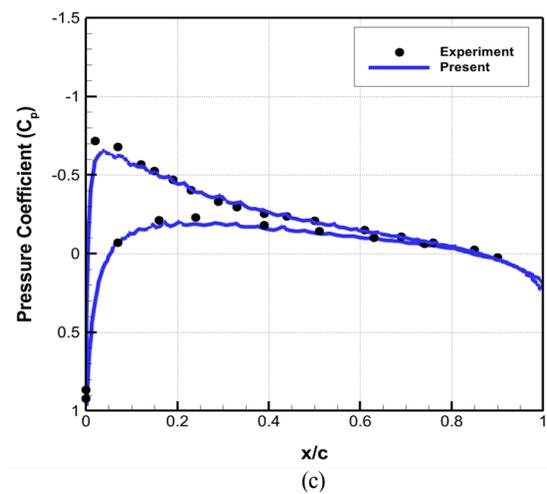
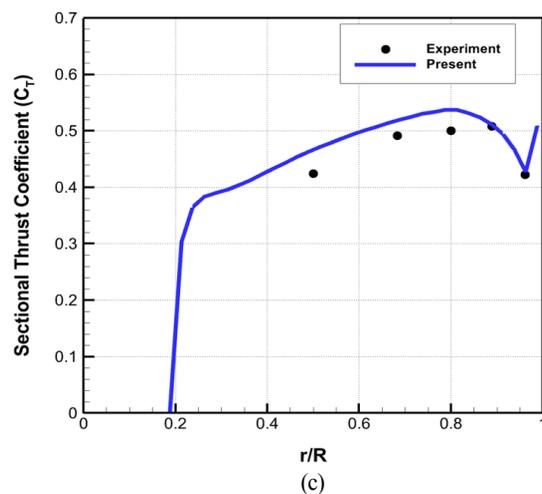
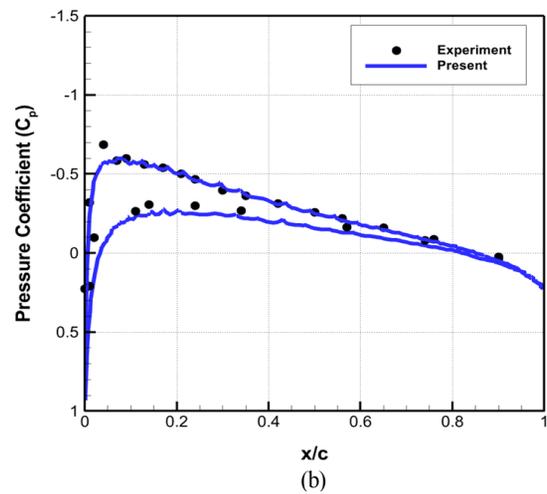
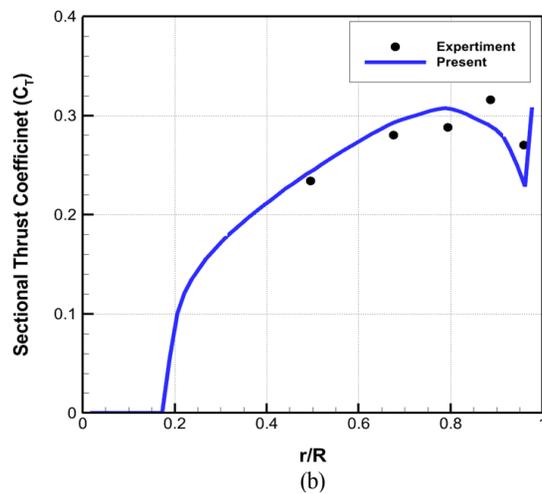
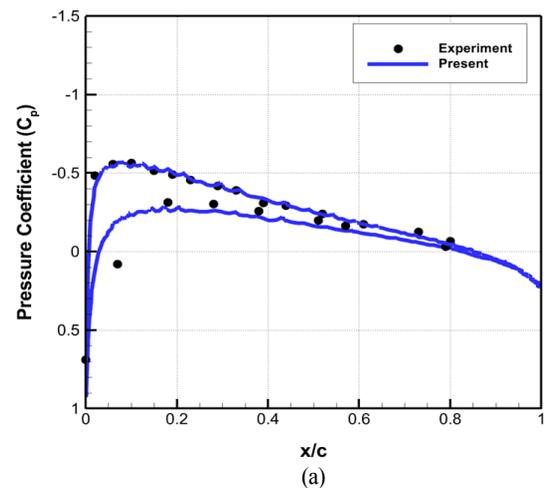
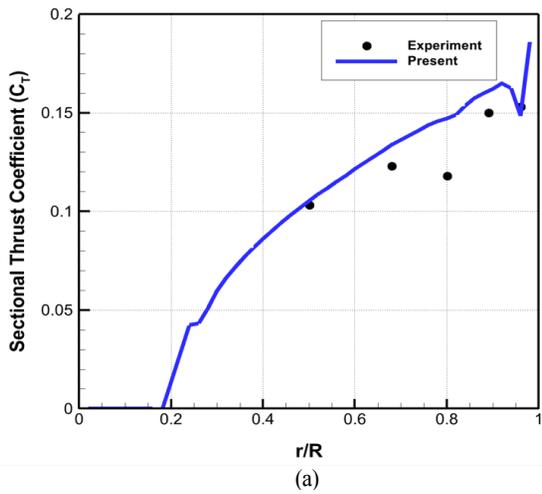


Fig. 5 Sectional thrust coefficient at various pitch angles: (a) 5°, (b) 8°, (c) 12°

Fig. 6 Pressure coefficient distribution at collective pitch angle of 5°: (a) $r/R = 0.68$, (b) $r/R = 0.8$, (c) $r/R = 0.96$

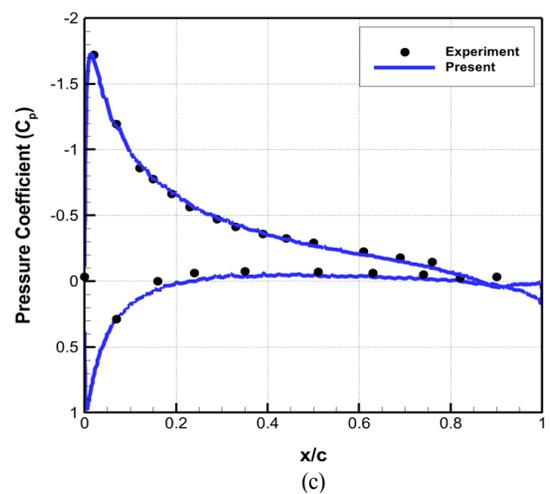
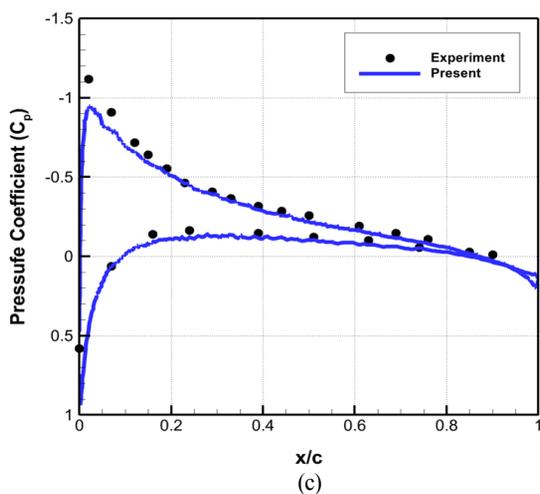
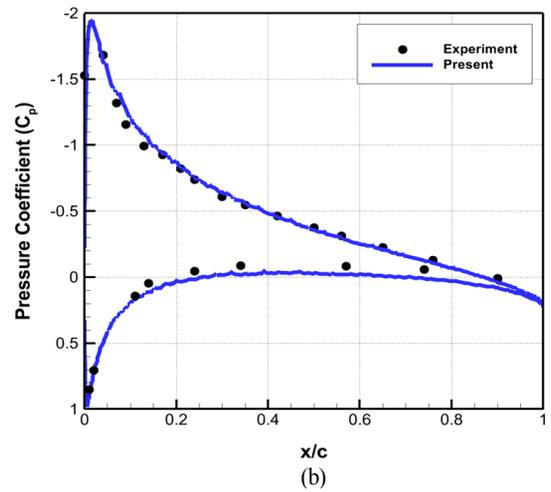
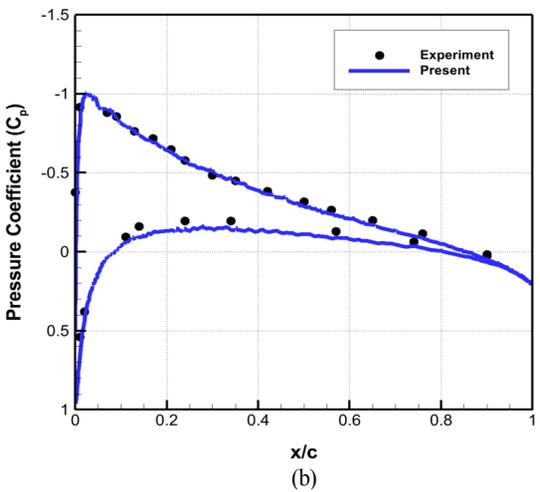
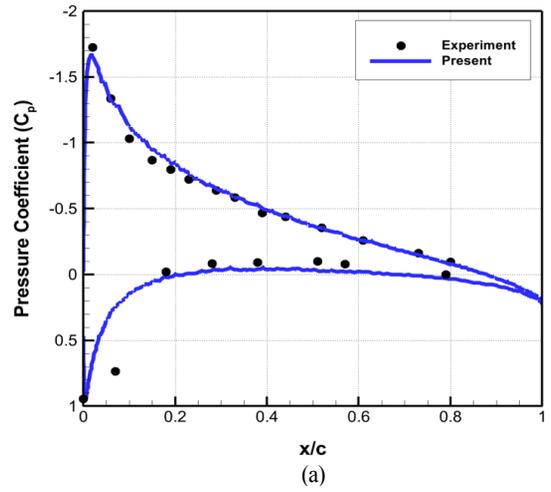
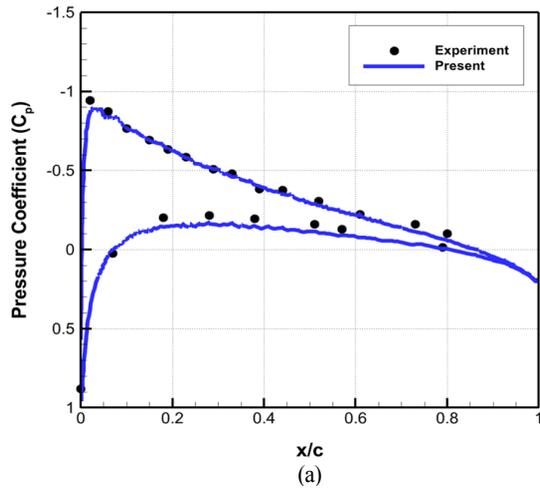


Fig. 7 Pressure coefficient distribution at collective pitch angle of 8°: (a) $r/R = 0.68$, (b) $r/R = 0.8$, (c) $r/R = 0.96$

Fig. 8 Pressure coefficient distribution at collective pitch angle of 12°: (a) $r/R = 0.68$, (b) $r/R = 0.8$, (c) $r/R = 0.96$

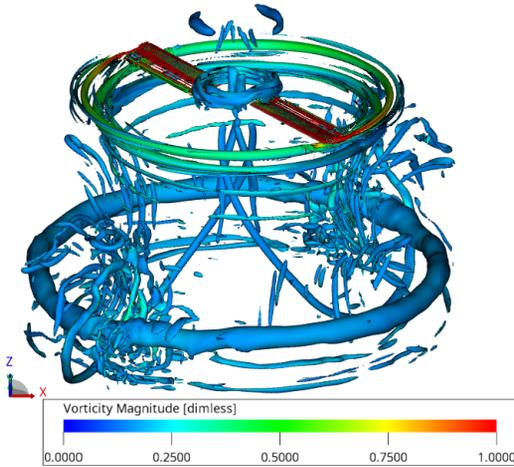


Fig. 9 Wake structures represented by an iso-surface of λ_2 -criterion colored by vorticity magnitude for isolated rotor in hovering flight

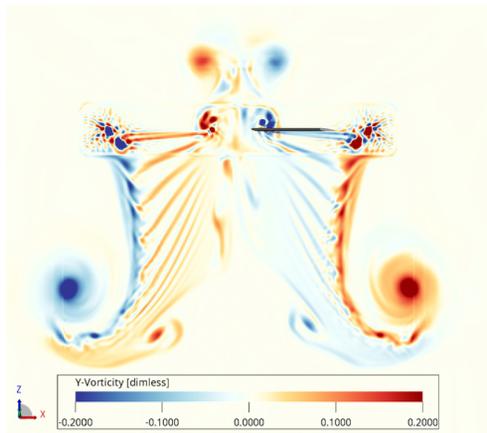
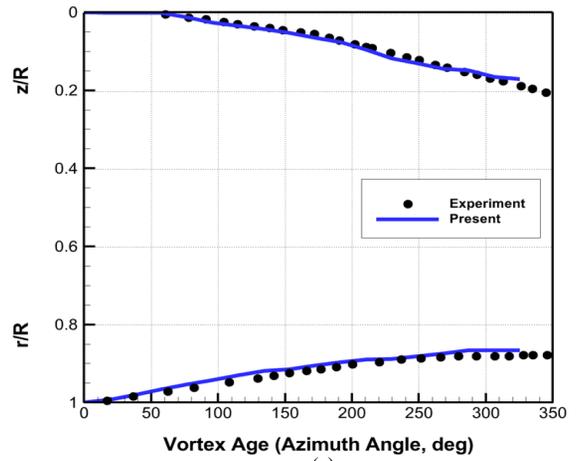


Fig. 10 Vorticity Contour for isolated rotor in hovering flight

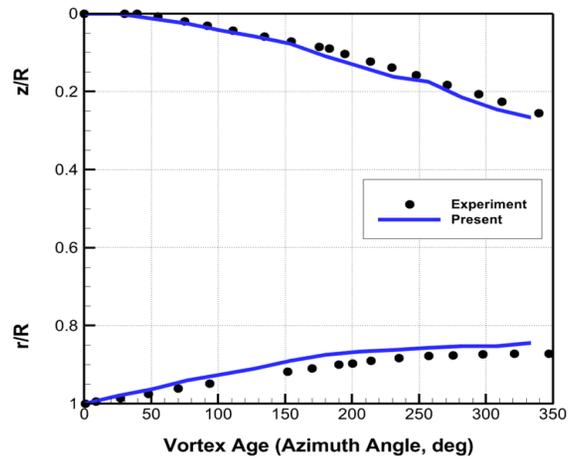
하여 추력값을 다소 크게 예측하고 특히 블레이드 끝단 부근에서 오차가 발생하는 것을 확인할 수 있었다.

Fig. 6-8에서는 특정 스팬 위치($r/R = 0.68, 0.8, 0.96$)에서의 압력계수 분포를 실험 결과와 비교하였다. 각 스팬 위치에서의 압력 계수 분포 결과는 실험결과와 전반적으로 유사한 값을 도출하였으나 로터 블레이드 팁 부근의 에어포일 앞전에 위치한 Suction Peak의 세기가 상대적으로 작게 예측하는 것을 확인하였다. 표면격자와 공간격자가 만나는 지점에 생성되는 분해된 표면격자의 불연속성으로 인해 압력계수 분포가 약간 진동하는 특성이 나타났다.

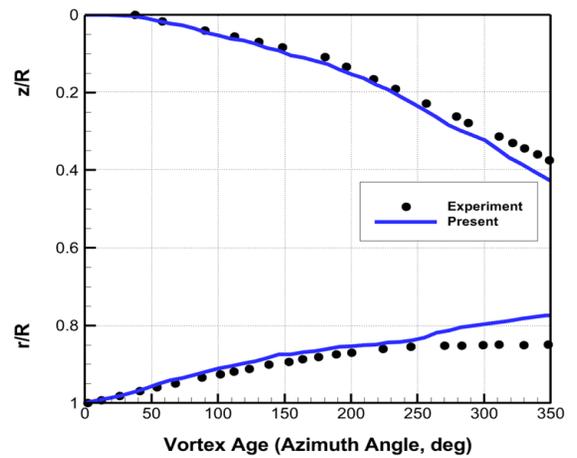
Fig. 9, 10은 피치각 8° 조건에서 제자리 비행 10회전 이후 로터 회전에 의해 발생한 후류 구조와 로터 중심 단면에서의



(a)



(b)



(c)

Fig. 11 Tip vortex trajectories at various collective pitch angles: (a) 5° , (b) 8° , (c) 12°

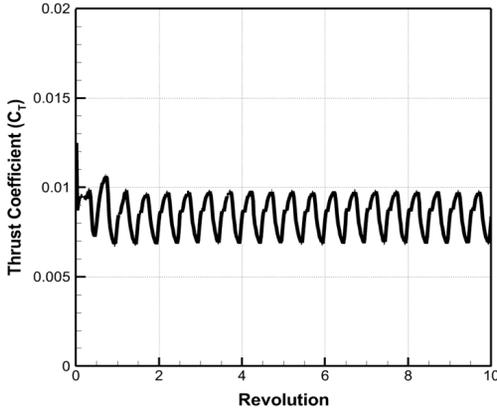


Fig. 12 Time history of thrust coefficient

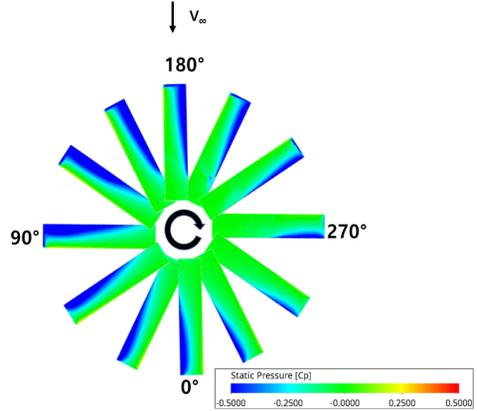


Fig. 13 Pressure on the upper surface of the rotor blade

Vorticity Contour를 나타내었다. 제자리 비행 중인 로터 후류는 Helical Wake Structure 형태를 유지하면서 하류 방향으로 전파되고 축 중심 방향을 향해 수축함을 확인할 수 있다. 로터 중심에서 발생하는 반대 방향의 Counter Vortex의 존재를 확인할 수 있고, 로터 끝단에서 나오는 Tip Vortex의 강한 Vorticity가 아래로 전파되면서 감소하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 11에서는 피치각 5°, 8°, 12° 조건에서 로터 회전에 따른 Tip Vortex의 이동 경로를 예측하고 스캔 방향(r/R), 축 방향(z/R) 위치를 실험 결과와 비교하였다. 총 10회전 전산해석 결과 중 8 ~ 10회전에서 얻은 수렴된 Vortex 궤적을 사용하였으며 Vorticity Contour 단면에서 Vortex의 중심이 이동하는 경로의 좌표를 추적하여 측정하였다. 스캔 방향의 로터 중심으로 수축하는 궤적(r/R)과 축 방향의 아래로 전파되는 궤적(z/R) 모두 실험결과와 비교하여 전반적으로 우수한 정확도의 결과가 도출되었다. 하지만 피치각도 12°에서는 로터가 하류 방향으로 전파될수록 실험 결과와 다소 오차가 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 실험 결과와의 비교 검증 연구를 통해 LBM 전산해석 기법이 제자리 비행 중인 로터의 공력성능뿐만 아니라 후류 구조도 효율적이면서도 정확하게 예측할 수 있음을 확인하였다.

4.2 전진 비행 중인 로터 공력해석

LBM 기법을 이용하여 전진 비행 중인 로터의 공력해석을 수행하기 위해 Caradonna and Tung 형상에 피치각도 8°, 전진 비 0.2 조건에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 제자리 비행 해석에 사용된 격자와 동일한 격자에서 최소 격자 크기를 1 mm로 변경하였고 시간 간격은 방위각 기준 약 0.012°씩 회전하는 시간 간격을 사용하였다. 전산해석은 총 로터 회전수는 10회전 동안 진행하였다. 해석시간은 Intel(R) Xeon(R) Gold 6230R CPU 2.1GHz 200 cores를 이용한 병렬계산으로 약

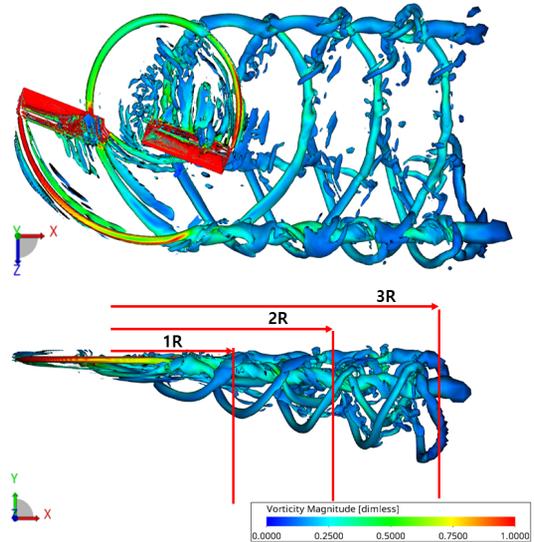


Fig. 14 Wake structures represented by an iso-surface of λ_2 -criterion colored by vorticity magnitude for isolated rotor in forward flight

12시간이 소요되었다. 최소 격자 크기가 증가함에 따라 시간 간격이 약간 증가했고 병렬계산 코어 수가 2배 증가하여 해석 시간이 약 50% 이상 감소했다.

Fig. 12에서는 전진 비행 시 시간에 따른 단일로터의 추력 계수 변화를 나타내었다. 해석 결과 약 3회전 이후 추력 계수가 수렴된 이후에는 일정한 진폭으로 진동하는 것을 확인하였으며, 2매 블레이드의 특성상 방위각 180° 간격으로 1회전 당 2개의 주기를 가지는 것을 확인하였다.

Fig. 13에서는 로터 1회전 동안 방위각에 따른 로터 뒷면의 압력 분포의 변화를 나타내었다. 상대속도의 크기가 작은 Retreating Side와 상대속도가 큰 Advancing Side에서 압력 분

5. 결 론

본 연구에서는 Lattice-Boltzmann Method(LBM) 기반의 상용 소프트웨어인 PowerFLOW를 이용하여 제자리 및 전진 비행 중인 단일 로터 블레이드에 대한 공력해석을 수행하였다. 제자리 비행 조건에 대한 해석자 검증을 위해 Caradonna and Tung 로터 시험결과를 활용하였다. 다양한 피치 각도에 따른 추력계수, 압력계수, Tip vortex 궤적을 비교하였고, 이를 통해 LBM 해석이 시험 결과와 상당히 유사한 결과들 도출할 수 있음을 확인하였다. 전진 비행 해석에서는 Retreating Side와 Advancing Side에서 발생하는 양력 비대칭 현상과 방위각에 따른 공력의 Cyclic 변화를 관찰할 수 있었다. 또한, 후류 구조와 와도장 분석을 통해 전진 비행에서 나타나는 후류의 비대칭성을 확인할 수 있었다.

본 연구를 통해 LBM 해석을 로터 블레이드의 공력해석 연구에 활용될 수 있음을 확인할 수 있었고, 기존의 유한체적법 기반의 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS) 해석을 수행하는 상용 소프트웨어에 비해 작은 시간 간격(방위각)을 사용했음에도 짧은 시간 내에 정확하고 효율적인 해석이 가능함을 확인하였다. 본 연구에서는 제자리 비행 조건에 대한 검증을 주로 다루었으나 향후 연구에서는 로터 블레이드의 트림 해석을 고려하여 전진 비행 조건에 대한 검증을 수행할 계획이다. 또한, 로터-동체 형상에 관한 검증 연구를 수행하고 UAM 비행체 공력 및 소음예측 연구로 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 KSCFE 2021 Fall conference, Siheung, Gyeonggi-do, November 11-12, 2021.

References

[1] 2018, Kim, K.R., Park, M.J., Park, S.H., Lee, D.J., Park, N.E. and Im, D.K., "Aerodynamic noise analysis using the permeable surface for UH-1H rotor blade in hovering flight condition," *Journal of the Korean Society for Aeronautical*

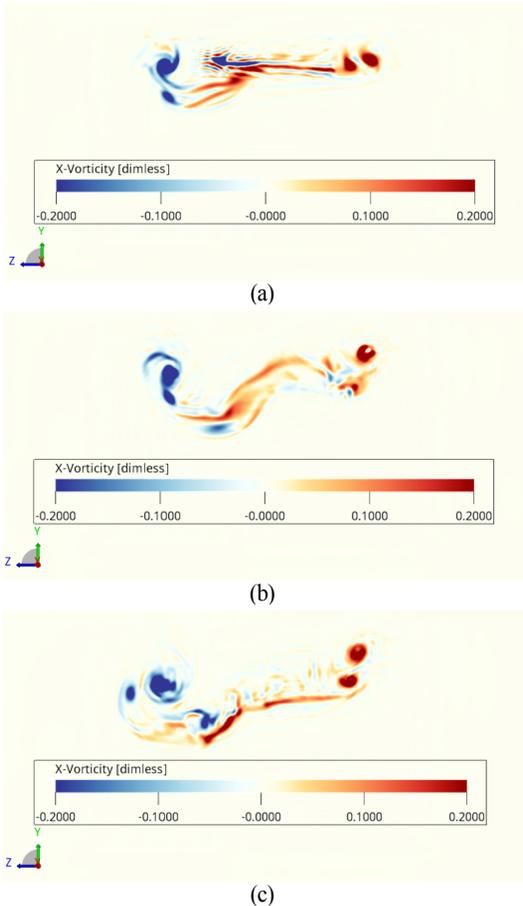


Fig. 15 Sectional vorticity contour along forward direction: (a) x = 1R, (b) x = 2R, (c) x = 3R

포가 뚜렷하게 차이가 나타났고, 이를 통해 Retreating Side와 Advancing Side에서 양력 비대칭 현상이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 방위각에 따른 압력 분포 변화를 통해 전진비행 조건에서 발생하는 Cyclic 한 공력 하중의 변화를 관찰할 수 있었다.

Fig. 14, 15는 각각 전진 비행 중인 단일로터에서 발생하는 후류 구조와 로터 중심으로부터 하류 방향으로 1R, 2R, 3R 지점에서 Vorticity Contour이다. Helical Wake Structure가 로터의 전진 방향(x축)을 따라 전파되면서 간섭현상이 발생하는 것을 확인할 수 있다. Vorticity Contour를 통해 Advancing Side의 후류가 Retreating Side의 후류보다 더 멀리, 더 크게 발달하는 후류의 비대칭성을 확인할 수 있고, 로터 중심에서 멀어질수록 Inboard 후류와 Tip 후류가 각각 Z, -Y 방향으로 전파되며 전진 비행 중 로터에서 발달한 후류의 비정상 거동을 비교적 잘 묘사하는 것을 확인하였다.

- & *Space Sciences*, Vol.46, No.5, pp.476-384.
- [2] 2009, Im, D.K., Wie, S.Y., Kim, E.G., Kwon, J.H., Lee, D.J., Park, S.H., Chung, K.H. and Kim, H.B., "Unsteady Aerodynamic Analysis for Helicopter Rotor in Hovering and Forward Flight Using Overlapped Grid," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.37, No.3, pp.215-223.
- [3] 1996, Ahmad, J. and Duque, E.P., "Helicopter rotor blade computation in unsteady flows using moving overset grids," *Journal of Aircraft*, Vol.33, No.1, pp.54-60.
- [4] 2009, 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 & Space Sciences*, Vol.37, No.4, pp.329-335.
- [5] 2006, Leishman, G.J., "*Principles of helicopter aerodynamics with CD extra*," Cambridge university press.
- [6] 1935, Glauert, H., "Airplane propellers," *Aerodynamic theory*, Springer, Berlin, Heidelberg, pp.169-360.
- [7] 2003, Spalart, P.R., "On the simple actuator disk," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.494, pp.399-405.
- [8] 1977, Miranda, L.R., "A generalized vortex lattice method for subsonic and supersonic flow applications," *NASA CR-2865*.
- [9] 2009, Wie, S.Y., Lee, S.K. and Lee, D.J., "Potential Panel and Time-Marching Free-Wake Coupling Analysis for Helicopter Rotor," *Journal of aircraft*, Vol.46, No.3, pp.1030-1041.
- [10] 2009, Jung, S.K., Duc, N., Yang, Y.R., Cho, T.H. and Myong, R.S., "Efficient Analysis of the Aerodynamic Characteristics of Rotor Blade Using a Reduced Order Model Based on Proper Orthogonal Decomposition Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, Vol.37, No.11, pp.1073-1079.
- [11] 2002, 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, pp.90-99.
- [12] 2004, Park, Y.M. and Kwon, O.J., "Simulation of unsteady rotor flow field using unstructured adaptive sliding meshes," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol.49, No.4, pp.391-400.
- [13] 2021, Romani, G., Grande, E., Avallone, F., Ragni, D. and Casalino, D., "Performance and noise prediction of low-Reynolds number propellers using the Lattice-Boltzmann method," *Aerospace and Technology*, 107086.
- [14] 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 and Technology*, 107007.
- [15] 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, R5339.
- [16] 2003, Chen, H., Kandasamy, S., Orszag, S., Succi, S. and Yakhot, V., "Extended Boltzmann kinetic equation for turbulent flows," *Science*, Vol.310, No.5633, pp.633-636.
- [17] 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.
- [18] 2021, Casalino, D., Grande, E., Romani, G. and Avallone, F., "Definition of a benchmark for low Reynolds number propeller aeroacoustics," *Aerospace Science and Technology*, Vol.113, 106707.
- [19] 2018, Gonzalez-Martino, I. and Casalino, D., "Fan tonal and broadband noise simulations at transonic operating conditions using lattice-Boltzmann methods," *2018 AIAA/CEAS aeroacoustics conference*, p.3919.
- [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] 1954, 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, pp.511-525.
- [22] 1986, Yakhot, V. and Orszag, S.A., "Renormalization group analysis of turbulence. I. Basic theory," *Journal of scientific computing*, Vol.1, No.1, pp.3-51.
- [23] 1998, Teixeira, C.M., "Incorporating turbulence models into the lattice-Boltzmann method," *International Journal of Modern Physics C*, Vol.9, No.08, pp.1159-1175.
- [24] 1981, Caradonna, F.X. and Tung, C., "Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover," *NASA TM-81232*.
- [25] 2020, Thurman, C.S., Zawodny, N.S. and Baeder, D.J., "Computational Prediction of Broadband Noise from a Representative Small Unmanned Aerial System Rotor," *76th Annual Forum of the Vertical Flight Society, Virtual*.