J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 53(9), 895-906(2025)
DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2025.53.9.895
ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

패널법을 이용한 지면 및 장애물 효과가 단일 로터의 공력 및 후류 유동장 발달에 미치는 영향 분석

송찬호[1], 손상민[2], 이사랑[3], 명노신[4], 이학진[5]

Ground and Obstacle Effects on the Aerodynamics and Wake Flow Field of an Isolated Rotor Blade using Panel Method

Chan Ho Song[1], Sang Min Son[2], Sa-Lang Lee[3], Rho Shin Myong[4] and Hakjin Lee[5]
School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea[1-5]

ABSTRACT

Urban Air Mobility(UAM) has emerged as a promising solution to alleviate urban traffic congestion and is expected to operate frequently in complex environments with various obstacles, such as vertiports and buildings. In this study, the aerodynamic characteristics and wake behavior of an isolated rotor blade were investigated under ground and obstacle effect conditions. In-house vortex-based aerodynamic simulation code was validated using the Lynx tail rotor model under hovering conditions. The Large Rotor Rig experimental model developed by the University of Glasgow was utilized to simulate various rotor positions relative to the ground and obstacles. The results of parametric study showed that when the rotor was positioned closer to the ground, a reduction in induced velocity led to a thrust increase of up to 10% compared to out-of-ground-effect conditions. In contrast, when the rotor operated near obstacles, strong recirculating flow generated between the ground and the obstacle, resulting in thrust degradation.

초 록

도심 항공 모빌리티는 도심의 교통혼잡을 해결할 새로운 방안으로 도심 지역 내 버티포트 혹은 빌딩 사이 등 다양한 장애물이 있는 환경에서 빈번하게 운용될 것으로 예상된다. 따라서, 안정적인 운용을 위해서는 로터와 장애물 사이의 공기역학적 상호작용을 분석하는 것이 중요하다. 본 연구에서는 지면과 장애물이 있는 조건에서 단일 로터 블레이드의 공력 특성 분석 및 후류 거동을 모사하였다. 제자리 비행 조건에서 Lynx Tail Rotor 모델을 통해 와류법 기반의 In-house 해석자 검증을 수행하였다. 이후, Glasgow 대학의 실험 모델인 Large Rotor Rig를 이용하여 로터의 위치에 따른 비행 특성을 모사하였으며, 지면 및 장애물 효과에 대한 고찰을 수행하였다. 지면과의 거리가 가까울수록 유도 속도 감소로 인해 로터 블레이드의 추력이 지면 효과가 없는 경우에 비해 최대 10% 증가하였다. 반면, 장애물과의 거리가 가까울수록 지면과 장애물 사이에서 발생하는 재순환 영역의 세기가 강해져 국소적인 추력 손실이 발생하였다.

Key Words : Source-doublet Panel Method(패널법), Unsteady Vortex Particle Method(비정상 와류 입자법), Ground Effect(지면 효과), Obstacle Effect(장애물 효과)

† Received : December 27, 2024 Revised : June 25, 2025 Accepted : July 3, 2025
[1] M.S. Student, [2] M.S. Student, [3] M.S. Student, [4] Professor,[5] Associate Professor
[5] Corresponding author, E-mail : hlee@gnu.ac.kr, ORCID : 0000-0002-4459-9858
© 2025 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Ⅰ. 서 론

회전익기는 수직 이착륙 및 제자리 비행이 가능하다는 특징을 기반으로 빌딩, 선박, 산악 지형 등 장애물과 인접한 지역에서 구조, 탐색 및 수송 등 다양한 임무를 수행하고 있다[1]. 또한, 도심의 교통혼잡을 해결할 방안으로 도심 환경에서의 승객 및 화물 운송을 위한 새로운 항공 교통 시스템인 도심 항공 모빌리티(Urban Air Mobility, UAM)의 개발 및 도입이 가속화되고 있다[2]. 하지만 수직 이착륙기가 도심지 내에서 임무를 수행할 경우, 주변의 빌딩 및 건물 옥상의 헬리패드(Helipad)와 같은 장애물과 상호작용이 발생한다. 특히, 이착륙하는 과정에서 로터에 의해 생성된 후류와 건물, 산악 등 주변 장애물 간의 공기역학적 상호작용이 발생하게 되며, 이는 로터 성능의 저하, 조종 불안정성 및 조종사의 피로도 증가로 이어지게 된다[3]. 특히, UAM의 경우 주로 도심 지역 내 또는 도심 간의 짧은 거리와 저고도 공역에서 운용되므로 다른 회전익기에 비해 더욱 복잡한 상호간섭이 발생할 여지가 높다[4]. 따라서 지면 및 장애물 근처의 다양한 임무 환경에서의 안전한 운용을 위해 로터와 장애물 사이의 공기역학적 상호작용을 분석하는 것이 매우 중요하다.

장애물 주위에서 발생하는 공기역학적 상호간섭 중, 지면 효과(Ground Effect)와 장애물 효과(Obstacle Effect)는 대표적인 항공기 성능 저하 요인으로 작용한다. 헬리콥터 또는 UAM이 지면에 근접하여 비행할 시, 지면 효과로 인해 로터 시스템은 동일 동력 대비 추력의 크기가 증가하며[5,6], 로터에서 발생한 후류가 하류 방향으로 전파되지 못하고 지면에 의해 확산된다. 또한, 일부 유동은 기체 상부로 향하는 분수 유동(Fountain Flow)을 형성하며[7], 이러한 유동 특성은 비행체의 조종 불안정성을 유발할 가능성이 크다. 지면 효과는 단순히 후류 구조 및 비행체의 공력 성능에만 영향을 미치는 것이 아니라 주변 환경에 따라 브라운 아웃(Brownout)과 화이트 아웃(Whiteout) 현상을 유발할 수 있다. 브라운 아웃은 사막이나 먼지가 많은 환경에서 헬리콥터가 지면 가까이 운용될 때 모래나 먼지 입자가 공중으로 상승하는 현상을 의미한다[8]. 유사하게 화이트 아웃은 눈 덮인 지역을 이착륙할 때 발생하는 현상을 의미한다. 두 현상 모두 항공기 조종사의 시야를 급격히 제한하며, 공간 방향 감각 상실을 발생시키고, 사고로 이어질 수 있다. 이 같은 현상은 중동과 같은 사막 지역 내 군용 헬리콥터 운용 시 빈번하게 발생하며, 이라크와 아프가니스탄에서 발생한 사고의 4건 중 3건이 브라운 아웃이 원인으로 보고되었다[9]. 또한 2022년 훈련 중이던 UH-60 헬리콥터가 화이트 아웃 현상으로 인해 다른 헬리콥터와 충돌하여 추락한 사고 사례가 있다[10]. 이처럼 지면 효과에 의한 후류 간섭 현상은 항공기의 비행 안정성 저하 및 사고로 직결되므로, 안전한 운용을 위해 회전익기의 지면 인근 비행 시의 비행 특성을 예측하는 것은 필수적이다.

또한, 빌딩과 같은 장애물 근처에서의 운용 시 장애물 효과 및 벽면 효과(Wall Effect)를 고려해야 한다. 장애물 근처에서의 로터 시스템 작동 시, 후류는 지면과 장애물에 의해 반사되어 로터에 다시 영향을 미치는 재순환 영역(Recirculation Region)을 형성한다. 이러한 영역은 로터에 비정상 하중을 유발하고 조종 불안정성과 블레이드 진동으로 나타나게 된다[11]. 장애물 효과로 인한 대표적인 사고 사례로 2011년 넵튠 스피어 작전 중 벽면 효과로 인한 유입류 증가로 순간적으로 조종력을 상실하였고 추락 사고로 이어졌다[12]. 이처럼 헬리콥터와 같은 수직 이착륙기의 이착륙 시 사고 예방을 위해, 후류 구조의 변화에 따른 공력 특성 및 후류 분석은 중요하다. 특히, UAM의 안정적인 도입 및 운용을 위해서는 도심지 내 지면 및 장애물 효과에 대한 연구가 지속적으로 진행되어야 한다.

지면 및 장애물 효과에 의한 로터 시스템의 공력 변화 및 후류 구조 분석을 위한 연구는 최근 활발히 수행되고 있다. Light[5]는 실험을 통해 지면에 의한 Outwash 형성과 끝단 와류의 궤적을 분석하였고, Griffiths[13] 등은 Free-vortex Wake 모델을 사용하여 지면 효과에 의한 후류 구조를 분석하였다. Zagaglia[14] 등은 지면 및 장애물 인근의 다양한 위치에서의 실험을 통해, 단일 로터 블레이드의 공력 성능 및 후류 구조 분석을 수행하였다. 이를 통해 장애물 상단과 장애물과의 거리가 먼 지역에서 지면 효과에 의한 추력 상승을 확인하였으며, 장애물에 의한 재순환 영역 발생으로 인한 추력 손실을 확인하였다. Chirico[15] 등은 지면 및 장애물 효과에 대한 분석을 위해, Computational Fluid Dynamics(CFD) solver인 HMB 해석자를 이용하여 로터와 장애물 간의 속도장 해석 및 고찰을 수행하였다. 또한, 유럽 항공 연구 및 기술 그룹인 Group for Aeronautical Research and Technology in EURope(GARTEUR AG22)은 헬리콥터와 장애물 간의 후류 상호간섭을 분석하기 위해 실험 데이터베이스 생성 및 효율적인 수치 해석 모델을 개발하였다[16].

대부분의 선행 연구들은 로터 시스템과 지면 및 장애물의 상호작용 예측을 위해, 실험 또는 CFD 해석기법을 주로 활용하였다. 하지만 지면 및 장애물 효과에 의한 후류 구조의 비대칭적인 발달과 비정상적인 거동을 예측하기 위해서는 오랜 계산 시간이 요구된다. 또한 항공기 위치에 따라, 지면 및 장애물 효과의 영향성은 모두 다르므로 상호간섭 현상을 면밀히 분석하기 위해서는 많은 양의 파라메트릭 연구가 필요하다. 따라서 본 연구에서는 패널법(Source-Doublet Panel Method), 비정상 와류입자법(Unsteady Vortex Particle Method, VPM)을 결합한 형태의 In-house 코드를 사용하여 파라메트릭 연구를 수행하였다. 사용된 전산 해석기법에 대한 검증을 위해, Lynx Tail Rotor를 이용하여 지면 효과에 의한 와류 입자 궤적을 예측하였고 실험값과의 비교를 수행하였

다. 또한, Glasgow 대학의 실험 모델을 이용한 파라메트릭 연구를 통해 지면 및 장애물 효과가 공력 성능 및 후류 특성에 미치는 영향성에 대해 고찰하였다.

II. 본 론

2.1 전산 해석기법

2.1.1 Source-Doublet 패널법

본 연구에서는 로터 블레이드에 작용하는 공력 하중을 계산하기 위해 와류법 기반의 회전익기 해석 소프트웨어인 VALOR(Vortex-based Aerodynamic simuLation cOde for Rotorcraft) In-house 코드를 사용하였다. 공력 해석 모델인 패널법은 직사각형의 Source-Doublet 패널을 이용하여 3차원 로터 블레이드의 표면을 모델링하는 기법이다. 와류 격자법(Vortex Lattice Method)과 달리 두께를 고려할 수 있기에 복잡한 3차원 로터 블레이드의 기하학적인 특징을 보다 정밀하게 고려할 수 있다. 본 연구에서는 로터 블레이드 뿐만 아니라 지면 또는 장애물도 패널법을 이용하여 모델링하였다. 3차원 형상 주위의 유동이 비점성, 비압축성인 경우, 그 연속방정식은 속도 포텐셜에 대한 Laplace 방정식으로 표현할 수 있다[17,18]. Green 정리에 의해 와류장 내 Laplace 방정식을 만족하는 속도 포텐셜 함수로 물체 표면의 Source(σ)와 Doublet (μ)의 합으로 식 (1)과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned}\Phi_i^* = &-\frac{1}{4\pi}\iint_{S_B}\left[\sigma\left(\frac{1}{r}\right)-\mu\nabla\left(\frac{1}{r}\right)\cdot n\right]ds \\ &+\frac{1}{4\pi}\iint_{S_W}\mu\nabla\left(\frac{1}{r}\right)\cdot n ds+\Phi_\infty\end{aligned} \tag{1}$$

위의 내부 포텐셜의 합은 자유류의 포텐셜과 동일하게 정의하기 위해 Dirichlet 경계 조건을 각 패널의 중점인 Collocation Point에 적용한다. Source 강도는 Tangency 경계조건에서 Kinematic Velocity를 식 (2)와 같이 자유류 속도, Flapping과 같은 블레이드 움직임에 의해 유도된 속도, 회전 속도의 수직 성분의 합으로 정의한다. Doublet의 강도는 Kutta 조건에 의해 상하부 패널의 Doublet 강도의 차에 의해 식 (3)과 같이 정의한다.

$$\sigma = -(\boldsymbol{V}_\infty + \boldsymbol{V}_{rel} + \Omega\times r)\cdot n \tag{2}$$

$$\mu_{Wake} = \mu_{upper} - \mu_{lower} \tag{3}$$

결정된 Source와 Doublet 강도는 각 패널의 요소로 분포되며, 각 패널의 강도는 계산 효율성을 고려한 고차 패널법이 아닌 Constant Strength 패널법을 사용하였다. 이후, 패널 형상에 의한 영향 계수와 함께 Dirichlet 경계 조건을 적용하여 식 (4)와 같이 정리한다[19]. 이후 미지의 Doublet 강도는 식 (5)의 선형 대수 방정식를 통해 계산하여, 이산화된 패널의 전체 속도 포텐셜을 구하게 된다.

$$\sum_{k=1}^{N} A_{ik}\mu_k + \sum_{j=1}^{M_W} C_{ij}\mu_{W,j} + \sum_{k=1}^{N} B_{ik}\sigma_k = 0 \tag{4}$$

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & \cdots & a_{1N} \\ a_{21} & a_{22} & \cdots & a_{2N} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{N1} & a_{N2} & \cdots & a_{NN} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \vdots \\ \mu_N \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} RHS_1 \\ RHS_2 \\ \vdots \\ RHS_N \end{Bmatrix} \tag{5}$$

압력 계수를 도출하기 위해서는 식 (6)과 같이 비정상 베르누이(Bernouli) 방정식을 사용하여 계산한다. 유동의 마하수 0.3 이상의 조건에서는 비압축성을 가정하는 Laplace 방정식의 특성상, 압축성 효과를 고려하기 위해 압축성 보정 계수를 활용하여 공력 하중 해석을 수행한다.

$$C_{p,0} = 1 - \frac{|V_{total}|^2}{|V_{kinematic}|^2} - \frac{2}{|V_{kinematic}|^2}\frac{\partial\Phi}{\partial t} \tag{6}$$

2.1.2 비정상 와류 입자법

지면 및 장애물 효과를 분석함에 있어 로터 블레이드에서 발생한 후류의 영향을 고려하는 것은 매우 중요하다. 본 연구에서는 후류-후류, 후류-지면, 후류-장애물 간의 상호간섭을 분석하기 위해 VALOR 해석자의 후류 모델인 비정상 와류 입자법을 사용하였다. 라그랑지안 기반의 비정상 와류 입자법은 와류 입자를 활용하여 각 시간에 따른 입자의 위치, 속도 변화를 추적하여 표현한다. 외재적인 Time Marching을 통해 각각의 후류 입자들은 독립적으로 전파된다. 이러한 특징은 후류-후류, 로터-로터, 로터-동체 등 후류 간의 상호작용을 예측할 수 있다는 장점이 있다[20]. 후류의 와도장 지배방정식은 식 (7)과 같이 표현한다. $\omega(x,t)$는 전체 후류를 포함한 전체 와도장을 나타내며, S는 전체 와류 입자의 개수로 정의된다. V_i는 입자의 부피를 나타내며, ζ_σ는 3차원 정규화 함수로써 연속적인 모사를 위해 사용되었다.

$$\omega(\boldsymbol{x},t) = \sum_{i=1}^{S}\xi_\sigma(\boldsymbol{x}-\boldsymbol{x_i})\omega_i V_i \tag{7}$$

각 입자의 강도는 Kutta 조건을 만족하는 상하부 표면 Doublet 강도의 차이에 의해 결정되며, 각 입자의 유도속도는 Biot-Savart 법칙을 통해 식 (8)로 계산된다.

$$\boldsymbol{u}(x_i,t)=\sum_{j=1}^{N}\boldsymbol{K}_{\sigma}(x_i-x_j)\times\alpha_j \quad (8)$$

로터 블레이드 뒷전부터 발달하는 와류 입자의 코어 반경은 시위 길이의 20%의 값을 갖는 것으로 설정하였고, 본 연구에서는 와도의 소산 효과를 별도로 고려하지 않았기 때문에 와류 입자의 코어 크기는 일정하게 유지된다. 와도의 소산 효과를 고려하지 못한 방법론의 한계점은 존재하지만, 본 연구의 주된 목적은 소산 효과가 중요한 Far Field 후류 예측보다는 지면 및 장애물 효과에 의해 발달하는 Near Field 후류 구조를 예측하고, 이 비대칭적인 후류 구조가 로터 블레이드의 공력 성능에 미치는 영향을 분석하는 것이다.

2.2 전산 해석기법 검증

2.2.1 검증 모델 및 해석 조건

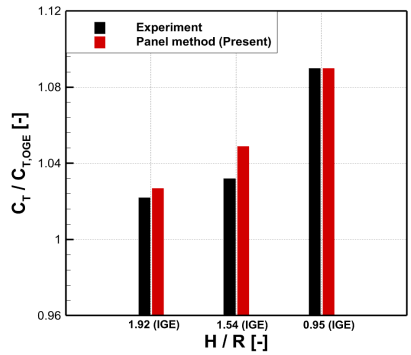
전산 해석기법 검증으로 지면 효과의 영향을 받는 In-Ground Effect(IGE) 조건과 영향을 받지 않는 Out-of-Ground Effect(OGE) 조건에서의 공력 해석 및 실험값과의 비교 연구를 수행하였다[5]. 검증 모델로써 Full Scale Lynx Tail Rotor를 선정하였으며, 로터 블레이드는 NPL 9615 에어포일로 구성되어 있고 비틀림이 없는 일정한 시위 길이 분포를 갖는 형상이다. 자세한 제원 및 해석 조건은 Table 1과 같다. 로터 블레이드의 경우, 시위 방향으로 31개, 반경 방향으로 20개의 패널 요소를 배치하여 이산화하였다. 시간 간격 3°로 총 20바퀴 동안의 공력 해석을 수행하였으며, 블레이드의 피치각은 17°이다.

2.2.2 공력 해석 결과 검증

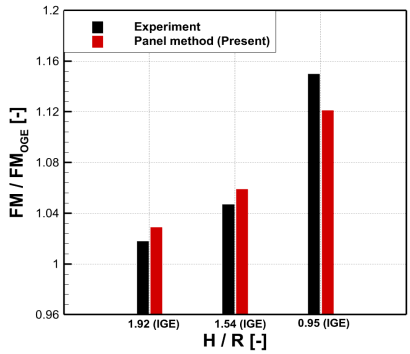
공력 해석기법의 검증으로 지면 효과의 영향을 받지 않는 OGE 조건과 지면 효과를 고려한 IGE 조건인 H/R = 1.92, 1.54, 0.95에서 해석을 수행하였다. 이때의 H는 로터 허브와 지면 사이의 거리이며, R은 로터 반지름이다. 비교 검증 데이터는 NASA에서 수행한 실험 논문의 결과를 사용하였다[4]. 해석자 검증에 앞서, OGE 조건에서 검증 모델에 대한 사전 검증을 수행하였다. 추력

Table 1. Lynx tail rotor and simulation conditions

Property	Value
Number of blade [-]	4
Rotor radius [m]	1.105
Hub offset [%]	20
Aspect ratio [-]	6.14
Airfoil [-]	NPL 9615
Tip mach number [-]	0.56
Collective pitch angle [°]	17
Time step [°]	3
Total revolution [-]	20



(a) Thrust



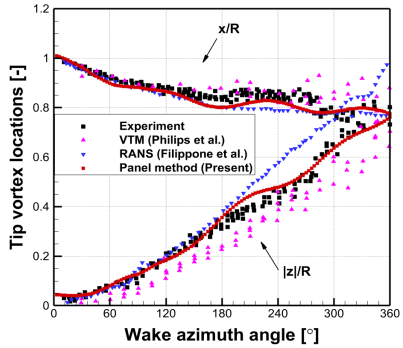
(b) Figure of Merit

Fig. 1. Comparison of aerodynamic loads at different rotor height

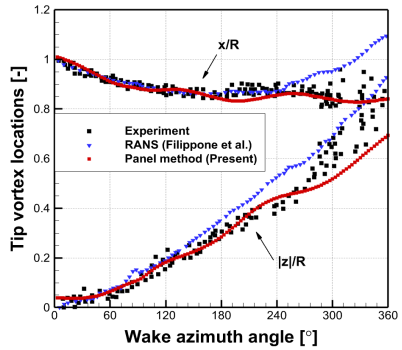
계수의 경우, 실험값과 비교하여 1.79%의 오차율을 보여 검증 모델의 신뢰성을 확보하였다. 한편, 제자리 비행 효율(Figure of Merit)의 경우 OGE 조건의 실험값이 존재하지 않아, IGE 조건에서 OGE 조건 대비 제자리 비행 효율의 변화율을 통해 검증을 수행하였다. Fig. 1은 OGE 조건 대비 IGE 조건에서의 추력 계수 및 제자리 비행 효율의 변화율을 실험값과 비교 검증한 결과이다. 지면 효과의 영향을 받는 H/R = 1.92, 1.54, 0.95에서 실험값과 0.4, 1.6, 0.7%의 추력 오차율이 발생한 것을 확인하였다. 제자리 비행 효율의 경우, Fig. 1(b)와 같이 1.0, 1.1, 2.5% 오차가 발생하였으며, 최대 오차율 2.5%로 실험값과 유사한 것을 확인하였다. 또한, 실험에서 관찰된 바와 같이 호버링 중 로터가 지면에 근접할수록 로터 추력과 성능이 증가하는 경향이 나타났다. 이를 통해 본 연구의 공력 해석자인 패널법이 지면 효과를 반영한 비정상 공력 현상을 관측할 수 있음을 확인하였다.

2.2.3 후류 예측 결과 검증

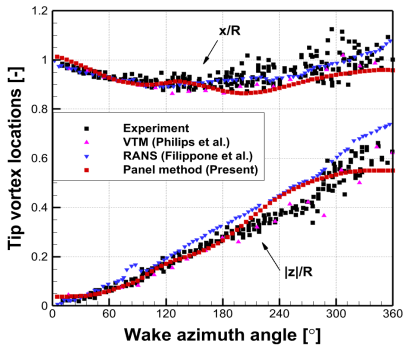
후류 모델 검증으로 H/R = 0.84, 1.54의 IGE 조건과 OGE 조건에서 끝단 와류의 궤적을 실험값과 비교 검증하였다[4]. Fig. 2는 지면과의 거리에 따른 반경 및 수직 방향의 와류 입자 궤적을 예측한 결과이다. 블레이드의 끝단에서 발생하는 와류 입자의 위치를 추적하였으며, 비교 검증 데이터는 VTM(Vorticity Transport Model)[8]과 RANS[21]의 결과를 사용하였다. Fig. 2의 (a)는 OGE



(a) OGE



(b) IGE, H/R = 1.54



(c) IGE, H/R = 0.84

Fig. 2. Tip vortex axial and radial locations of the Lynx tail rotor

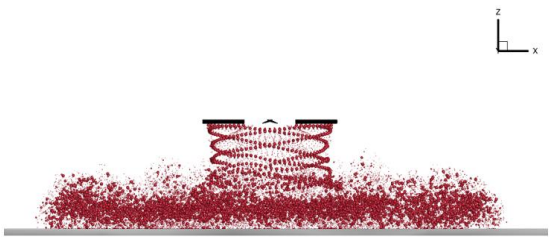


Fig. 3. Wake structure of Lynx tail rotor blade at H/R = 1.54

조건에서의 끝단 와류 입자의 궤적 해석 결과이며, 실험값 및 다른 해석 모델의 해석 결과와도 유사한 경향성을 확인할 수 있었다. Fig. 2(b), (c)는 H/R=0.84, 1.54인 IGE 조건에서의 와류 입자 궤적을 예측한 결과이다. 로터 반경인 X축과 지면과 수직 방향인 Z축에 따른 후류

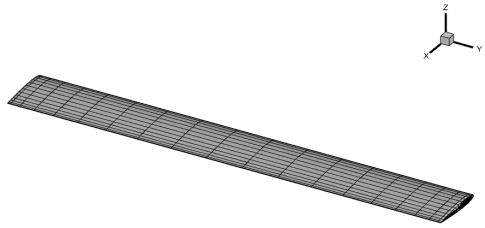


Fig. 4. Large rotor blade modeled by source-doublet panels

예측 결과, 후류는 반경 방향으로 수축하다가 지면과 부딪힌 후 다시 반경 방향으로 확산하는 경향을 보였다. 또한 지면에 의해 수직 방향으로의 발달이 제한되는 특성을 나타냈으며, 이러한 경향은 실험값 및 선행 연구와 유사하였다. 또한, Fig. 3은 제자리 비행 시 H/R=1.54 조건의 후류 거동 예측 결과이다. 지면 효과에 의해 전방향으로 후류가 확산하는 구조를 관찰할 수 있다. 이를 통해, 본 해석자의 후류 모델에 대한 검증을 수행하였으며, 와류 입자법이 지면 효과에 의한 실제 후류 거동을 예측할 수 있음을 확인하였다.

2.3 지면 및 장애물 효과 파라메트릭 연구 결과

2.3.1 전산 해석 모델

본 연구에서는 지면 및 장애물 효과 분석을 위해 University of Glasgow의 실험 모델인 Large Rotor Rig를 전산 해석 모델로 선정하였다. 로터 모델은 비틀림 각도가 없고, 시위 길이 분포가 일정한 직사각형(Rectangular) 플랜폼 형상을 갖는 블레이드 4매로 이뤄져 있다[14]. 로터의 반경 길이는 0.5 m이며, 시위 길이는 0.053 m이다. 로터 블레이드의 단면 형상은 NACA 0012 에어포일이다. 블레이드 형상은 Fig. 4과 같으며, 자세한 제원은 아래 Table 2에 정리하였다. 로터 블레이드 공력 해석을 위해 각 블레이드는 시위 방향으로 31개, 반경 방향으로 20개의 사각형 패널 요소를 배치하여 이산화하였다. 지면 및 장애물 효

Table 2. Large rotor rig specification and simulation conditions

Property	Value
Number of blade [-]	4
Rotor radius [m]	0.5
Aspect ratio [-]	9.43
Solidity [-]	0.135
Airfoil [-]	NACA 0012
Tip mach number [-]	0.18
Collective pitch angle [°]	8
Reynolds number at blade tip [-]	220,000
Time step [°]	5
Total revolution [-]	15, 18

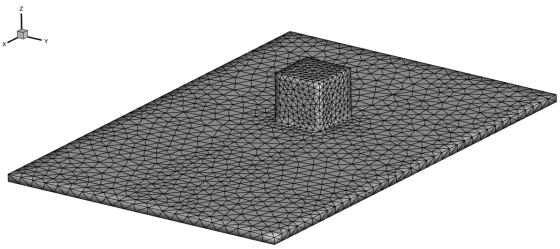


Fig. 5. Geometry of the ground and obstacle

과 분석을 위해 각각 총 15바퀴, 18바퀴 동안의 공력 해석을 수행하였고, 이때의 시간 간격은 5°로 설정하였다. Fig. 5와 같이 지면은 9 m × 6 m, 장애물은 큐브 형태로 1 m × 1 m × 1 m의 크기로 시험 조건과 동일한 해석 환경을 구현하였다[14]. 지면과 장애물 모두 삼각형의 패널을 적용하였으며, 개수는 4,102개를 활용하였다.

2.3.2 전산 해석 조건

Figure 6과 Table 3은 지면 및 장애물 효과 분석을 위한 Test Matrix이다. 전역 좌표계의 기준점은 지면과 장애물의 중점(X/R = 0.0, Y/R = 0.0, Z/R = 0.0)에 고정되어 있으며, 지면 및 장애물과의 거리는 로터 허브 중심축과 기준 좌표계 사이의 거리로 설정하였다. 이를 통해, 로터 허브와 장애물 사이의 간격에 따른 해석 조건을 설정하였다. Z/R = 3.0 위치의 X/R = −1.0, 0.0, 1.0, 3.0의 상단 4가지 조건은 지면 효과 분석을 위해 사용되었다.

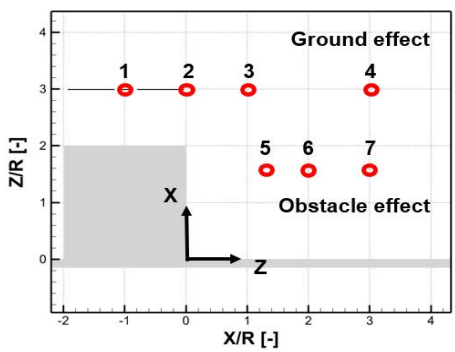


Fig. 6. Location of isolated rotor

Table 3. Test matrix for investigating ground and obstacle effects

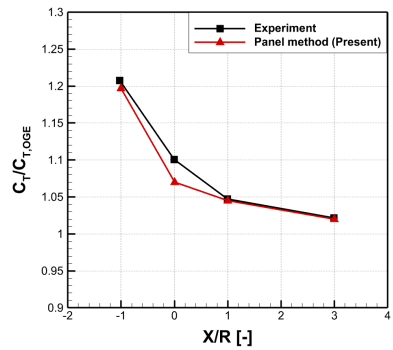
Test Case	X/R	Z/R
1	-1.0	3.0
2	0.0	3.0
3	1.0	3.0
4	3.0	3.0
5	1.5	1.5
6	2.0	1.5
7	3.0	1.5

또한, 로터가 장애물 높이의 절반인 Z/R = 1.5에서 X/R = 1.5, 2, 3의 하단 3가지 조건은 장애물 효과 분석을 위해 설정하였다. 모든 조건에서 Y축은 장애물의 중심 지점인 Y/R = 0에서 수행하였다.

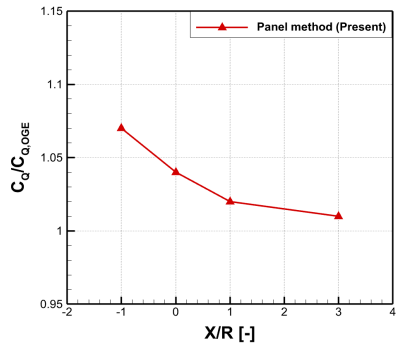
2.3.3 지면 효과 해석 결과

공력 해석에 앞서, OGE 조건에서 해석 모델에 대한 검증을 수행하였다. 실험 모델의 추력 계수와 본 해석 결과는 각각 0.00736과 0.00733이며, 제자리 비행 효율은 각각 0.51과 0.47로 나타났다[14]. 이를 통해, 본 해석 모델에 대한 타당한 결과가 도출되었음을 알 수 있다.

지면 효과가 단일 로터의 공력 성능 및 후류 구조 발달에 미치는 영향을 분석하기 위해 Table 3에서 정의한 Case 1~4 조건에 해당하는 결과를 비교 분석하였다. Case 1은 IGE, Case 2, 3은 Partial IGE, Case 4는 OGE 조건에 해당한다. Fig. 7은 로터가 장애물 상단에 위치한 경우, 장애물과의 거리에 따른 단일 로터 블레이드의 평균 추력, 토크 해석 결과를 실험 결과와 비교하였다[11]. 로터 위치에 따른 추력 해석 결과, Fig. 7(a)에서 관측할 수 있듯 실험 결과와 잘 일치하는 것을 확인하였다. 그러나 로터의 절반이 장애물 상단에 위치한 Case 2에서는 실험 데이터에 비해 추력이 과소 예측되었다. 이는 부분 지면 효과(Partial IGE)를 받는 조건이므로, 장애물 상단에 위치한 로터 회전면에서는 지면 효과에 의해 추력이 증가하는 반면, 나머지 절반 영역은 지면



(a) Averaged thrust coefficient



(b) Averaged torque coefficient

Fig. 7. Comparison of averaged thrust and torque coefficient at different rotor height

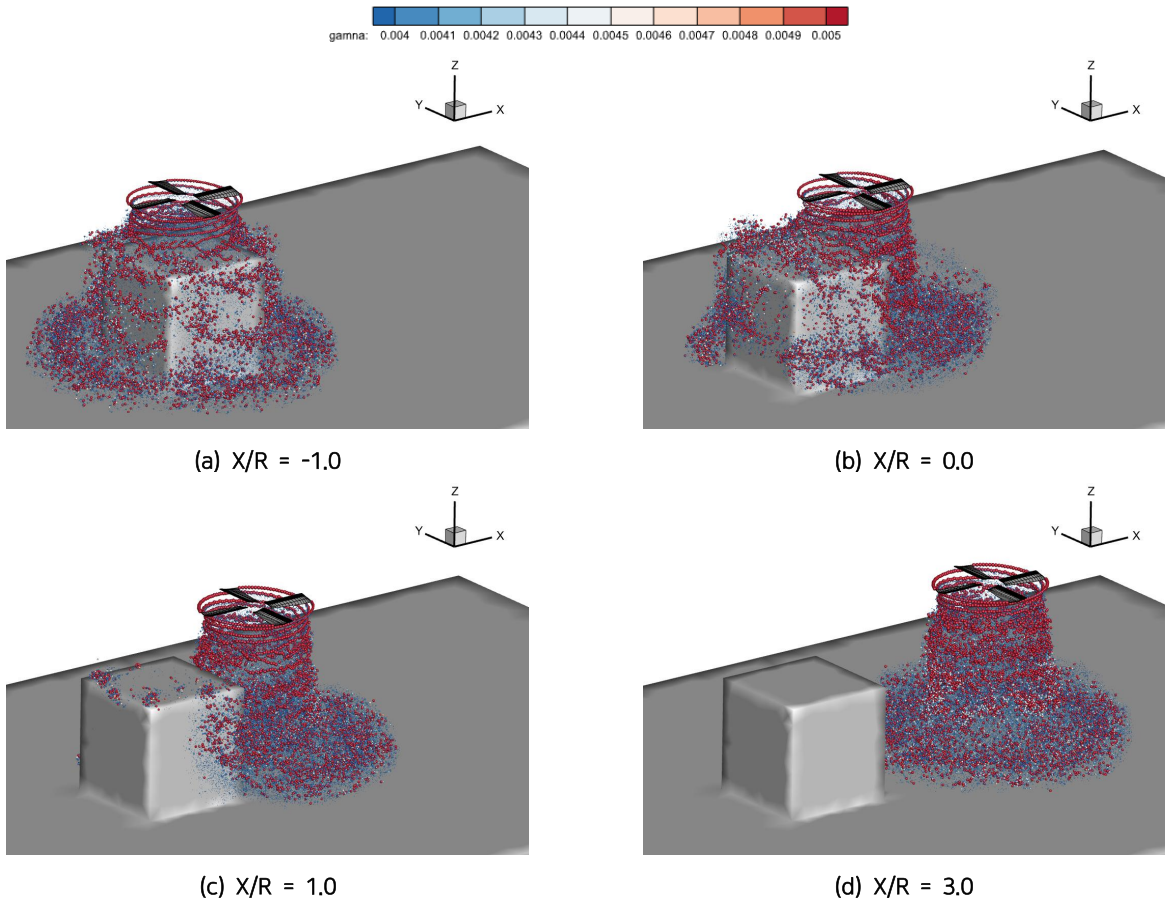


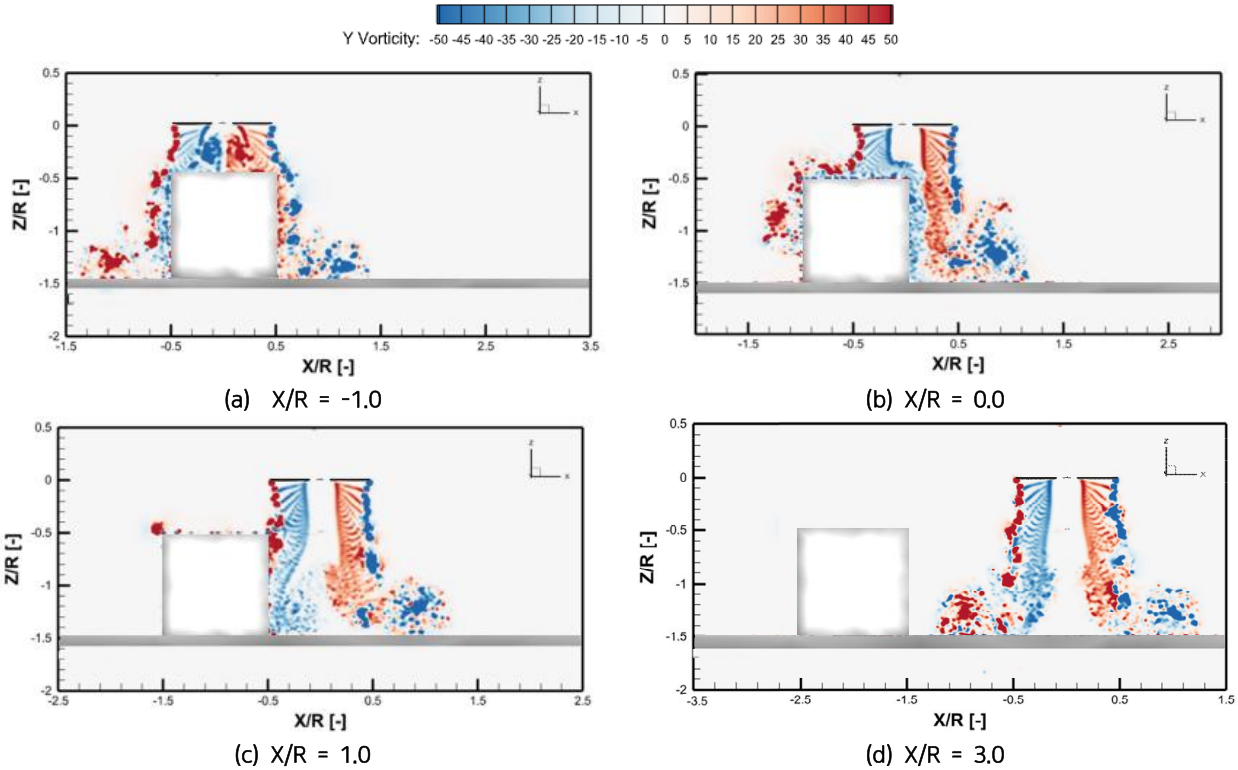
Fig. 8. Comparison of wake evolution of isolated rotor in IGE, partial IGE, and OGE conditions at Z/R=3.0

효과의 영향을 받지 않아 추력의 불균형이 발생한다. 따라서, 로터 회전축을 중심으로 좌우에 복잡한 비대칭적인 후류 구조가 발달한 영향으로 판단된다. 로터의 회전면이 장애물 상단에 위치한 Case 1의 경우, 지면 효과의 영향을 받지 않는 Case 4에 비해 최대 10%의 평균 추력이 증가한 것을 확인하였다. 이는 형성된 후류가 지면과 충돌하여 재순환 영역을 발생하며, 유도 속도의 감소와 유효 받음각의 증가로 인해 추력을 증가시킨 것으로 판단된다. 이를 통해, 장애물 상단에서는 지면과 동일한 지면 효과가 발생한 것을 확인할 수 있었다. Fig. 7(b)는 장애물과의 거리에 따른 토크 비율을 나타낸 그래프이다. 지면 효과를 받지 않는 Case 4 대비 6% 증가율을 보였으며, 추력 데이터와 유사한 경향성을 보였다. 이러한 공력 하중의 경향성을 통해, 지면과의 거리가 가장 가까운 장애물 상단 위치(Case 1)에서 지면 효과가 가장 크게 발생함을 확인하였다.

Figure 8은 동일한 높이(Z/R=3.0)에서 장애물과의 거리에 따른 후류 구조를 분석한 결과이다. 장애물의 영향을 받는 X/R=-1.0, 0.0, 1.0 조건에서는 OGE 조건인 Fig. 8(d)의 후류 구조에 비해 비대칭적인 특징을 확인하였다. 블레이드 팁에서 발생한 와류 입자들이 장애물 상단 표면을 따라 퍼져나가는 Outwash를 형성하였다.

이후 전체적으로 장애물의 모든 옆면을 감싼 후 다시 지면에 의해 확산하는 후류 구조를 보였다. 반면, 장애물과 로터 간의 거리가 증가할수록 장애물에 가해지는 후류의 영향이 미미해지며, X/R=3.0 이상에서는 하류 방향으로만 전파되어 장애물로 인한 지면 효과의 영향을 받지 않게 된다.

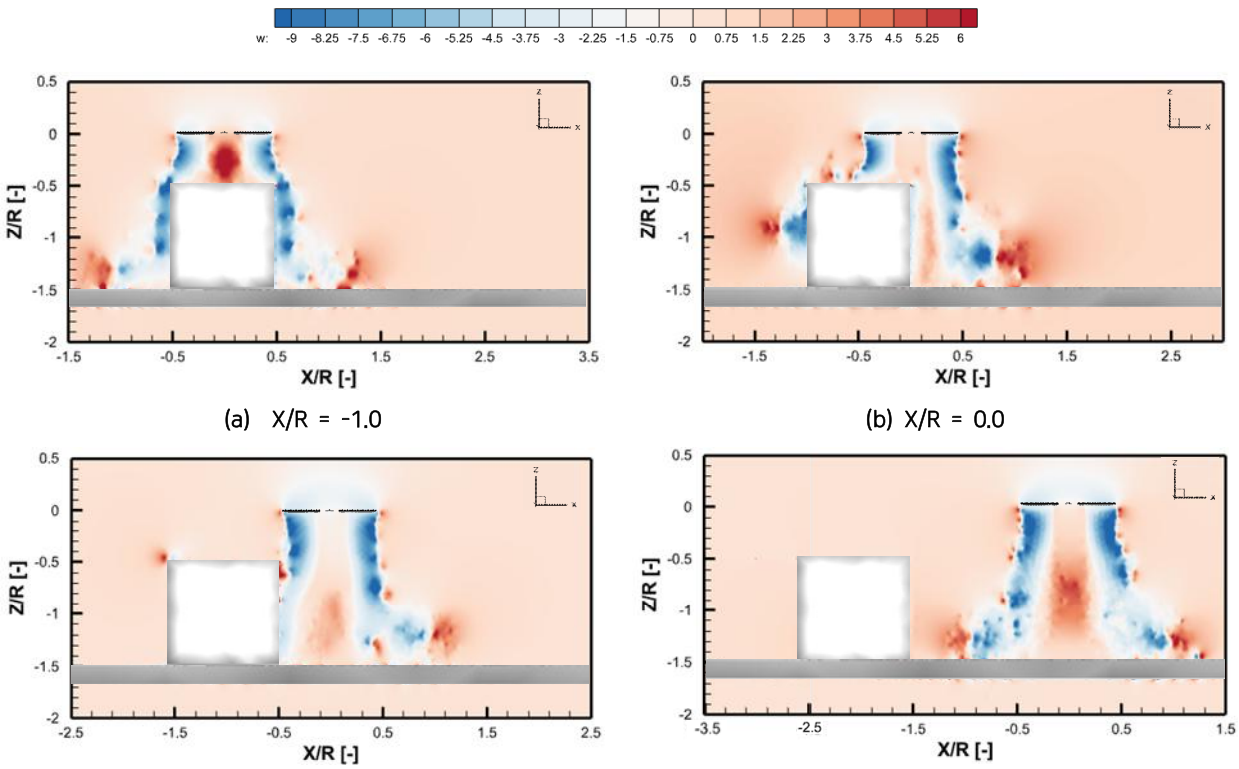
지면 효과가 단일 로터 후류 발달에 미치는 영향을 보다 면밀히 분석하기 위해 와도장(Vorticity Contour) 및 수직 방향 속도장을 활용하여 Fig. 9와 Fig. 10에서 분석하였다. Fig. 9(a)의 경우, 팁에서 발생한 와류 입자들이 장애물 상단에서 전 방향으로 확산되는 것을 관측할 수 있었다. 이후 장애물의 옆면을 따라 하류 방향으로 확산하고, 지면에 다시 부딪힌 후 재확산하였다. 추가적으로, 로터 허브에서 장애물 표면 부근의 상향 유동(Upwash)으로 인해 분수 유동이 형성된 것을 관측하였다. 이러한 유동은 Fig. 10(a)에서 로터 방향으로 향하는 강한 상승 방향의 속도 분포를 통해 확인할 수 있었으며, 로터에 비정상적인 공력 하중의 원인으로 작용할 것으로 판단된다[22]. Fig. 9(b)는 로터가 장애물 상단의 중간 지점에 위치한 조건으로, 회전축 기준 좌우 비대칭적인 유동 특성이 나타난 것을 확인하였다. 회전축 기준 좌측에서 발생한 후류가 장애물 상단 표면에서 두 방향으로 분리되



(a) X/R = -1.0 (b) X/R = 0.0

(c) X/R = 1.0 (d) X/R = 3.0

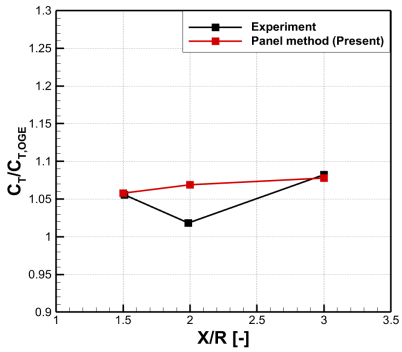
Fig. 9. Comparison of vorticity contour of isolated rotor in IGE, partial IGE, and OGE conditions at Z/R=3.0



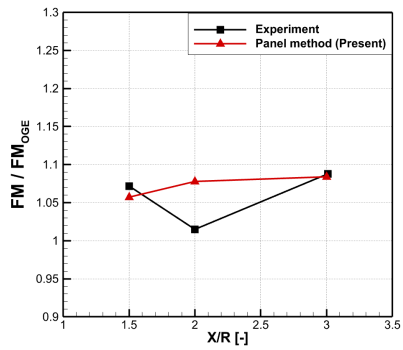
(a) X/R = -1.0 (b) X/R = 0.0

(c) X/R = 1.0 (d) X/R = 3.0

Fig. 10. Vertical velocity contour of isolated rotor in IGE, partial IGE, and OGE conditions at Z/R=3.0



(a) Averaged thrust coefficient



(b) Figure of merit

Fig. 11. Comparison of averaged thrust coefficient at different rotor height

는 것을 관찰하였다. 좌측으로 확산하는 입자들은 장애물 상단에서 Outwash를 형성한 이후 장애물로부터 벗어나는 양상을 보였다. 반면 회전축 기준 우측에서 발생한 후류들은 장애물 옆 표면을 따라 하류 방향으로 이동하고, 지면과 장애물 사이에서 머무르며 재순환 영역을 형성하였다. 벽면에서의 재순환 영역에 의한 수직 속도 성분 변화는 Fig. 10(c)에서도 확인할 수 있었다.

2.3.4 장애물 효과 해석 결과

장애물 효과가 단일 로터의 성능과 후류 구조 발달에 미치는 영향을 분석하기 위해 Table 3에 정의된 Case 5~7 조건에 대한 결과를 비교하였다. 단일 로터는 장애물 높이의 절반인 Z/R=1.5에서 각각 X/R=1.5, 2.0, 3.0에 위치한다. 지면 및 장애물 효과로 인해 변형된 로터 블레이드의 공력 특성에 주기성이 관찰되는 시점을 고려하여 장애물 효과 분석에서는 18바퀴의 회전수로 결정하였다.

Figure 11은 동일한 높이(Z/R=1.5)에서 장애물과의 거리에 따른 단일 로터 블레이드의 평균 추력과 제자리 비행 효율 해석 결과이다. Case 5와 7에서는 평균 추력과 제자리 비행 효율 모두 실험값과 잘 일치하는 것을 확인하였다. 장애물과 가까운 Case 5에서는 로터와 장애물 사이에서의 재순환 영역으로 인해 추력 감소를 확인하였다. 하지만, 일반적인 장애물 효과 경향성과 달리 Case 6의 실험값에서는 장애물과의 거리가 멀어질수록 로터 추력은 단조(Monostatic) 감소하지 않았다. 이는 다른 조건에 비해 약

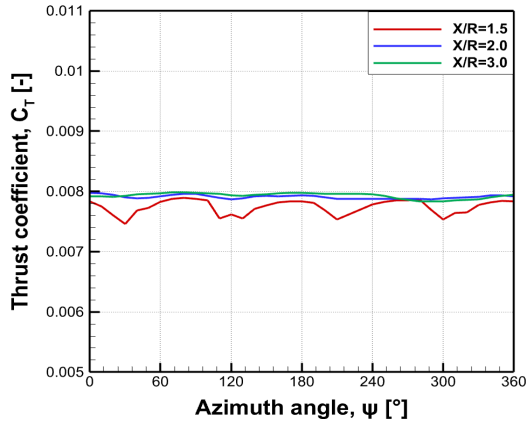


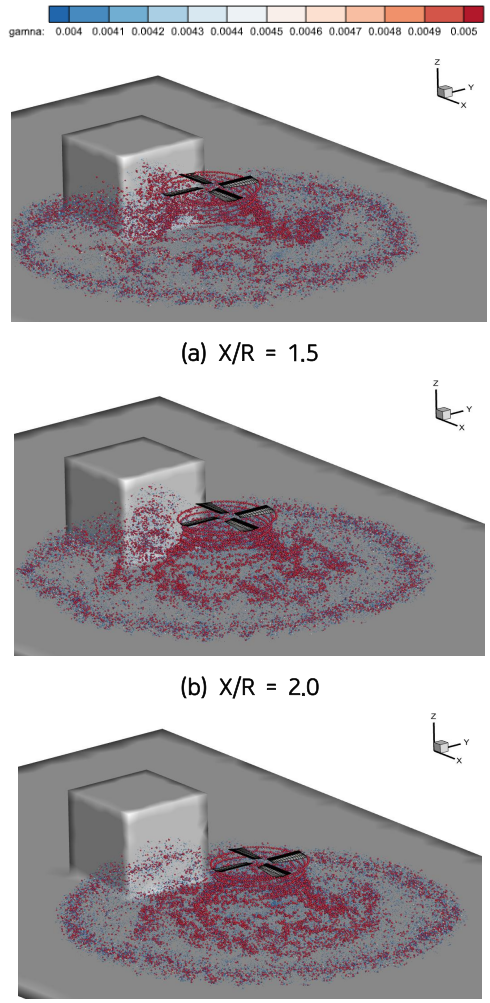
Fig. 12. Thrust history of thrust coefficient of rotor at various position

2 m/s의 빠른 벽면 속도를 가지는 특이성이 실험을 통해 관찰되었다[18]. Case 6에 대한 전산해석 결과에서도 재순환 영역이 관찰되었지만 세기를 다소 과소 예측하였고, 이로 인해 실험 결과 대비 추력과 제자리 비행 모두 과대 예측되었다.

Figure 12는 방위각에 따른 로터의 추력을 분석한 결과이다. 마지막 회전에서의 해석 결과를 이용하여 공력 성능 분석을 수행하였다. 장애물과의 거리가 가장 가까운 Case 5 장애물과의 거리가 가장 가까운 Case 5에서 추력 변동의 크기가 가장 큰 것을 확인할 수 있었다. 이는 로터 회전 방향을 고려한 방위각 0~90° 부근에서 재순환 영역으로 인한 유입량이 증가로 유효 받음각이 감소하였고, 이로 인해 국소적인 추력 손실이 발생하는 결과가 나타났다. Case 6과 7의 경우 거리가 멀어질수록 장애물 효과의 영향이 미미하여 추력의 변동성이 감소하였다. 그러나 지면 효과로 인해 와류 입자들이 지면에 반사되어 Upwash를 형성함에 따라, 적은 진폭의 추력 진동을 확인할 수 있었다. 이를 통해, 장애물과 거리가 가까울수록 장애물 효과로 인해 추력 변동성이 증가하여 로터에 비정상 공력 하중이 발생하게 된다는 것을 확인하였다.

Figure 13은 동일한 높이(Z/R=1.5)에서 장애물과의 거리에 따른 후류 거동을 예측한 결과이다. 로터와 마주보는 장애물 표면에서는 후류가 지면에 반사된 후 장애물 표면에 의해 다시 반사되어 표면을 따라 상승하는 Upwash를 형성되는 것을 확인할 수 있었다. 이때 발생한 상단 방향의 후류가 로터에 재유입되어 재순환 영역이 발생하였다. 또한, 장애물과의 거리가 가까워질수록 후류가 장애물에 미치는 영향이 증가하며, 후류가 장애물의 측면을 따라 감싸는 구조를 관찰하였다.

장애물과의 거리에 따른 영향성을 보다 면밀히 고찰하기 위해 XZ 평면에서의 와도장 및 수직 속도장을 Fig. 14와 Fig. 15에서 추가적으로 비교하였다. 모든 조건에서 재순환 영역이 관찰되었으나, 장애물과의 거리에 따라 차이가 발생하였다. 특히, 장애물과의 거리가 가까울수록 재순환 영역의 세기가 더욱 증가하는 경향을 확인할 수



(a) X/R = 1.5

(b) X/R = 2.0

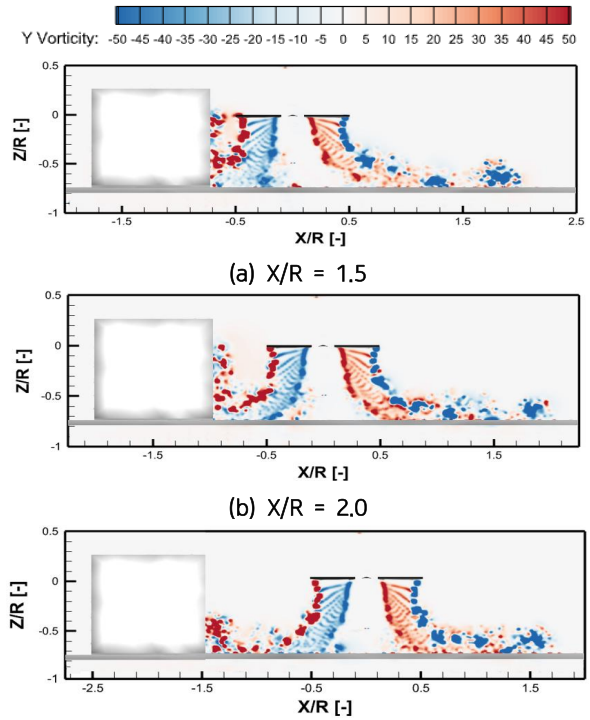
(c) X/R = 3.0

Fig. 13. Comparison of wake evolution of isolated rotor under obstacle effects at Z/R=1.5

있었다. 이는 팁에서 발생한 와류 입자들이 지면에 반사된 후, 다시 장애물 표면에 반사되어 강한 상호작용이 나타난 것이 원인으로 판단된다. 또한, Fig. 15의 수직 방향의 속도장을 통해 가까워질수록 급격한 수직 속도 성분 차이가 발생하였고, 이를 통해 강한 세기의 재순환 영역이 발생한 것을 알 수 있었다. 이러한 로터와의 상호작용은 장애물과의 거리에 크게 의존하며, 이에 따른 공력 변화는 Fig. 10에 제시된 평균 추력 결과에서도 확인할 수 있다.

2.3.5 지면 및 장애물 효과에 따른 공력 변화 분석

앞서 Case 1~4를 통해 지면 효과, Case 5~7을 통해 장애물 효과가 단일 로터의 공력 성능, 후류, 와도장 발달에 미치는 영향을 분석하였다. 지면 및 장애물 효과가 단일 로터의 추력 변화에 미치는 영향을 추가적으로 고찰하기 위해 앞서 분석한 7곳의 위치 이외에 13곳을 추가로 선정하고 공력 해석을 수행하였다. Fig. 16은 장애물을 기준으로 높이(Z/R), 거리(X/R) 변화에 따른 선정된 20곳에 로터가 위치했을 때의 평균 추력과 제자리 비행 효율을 나타낸다.

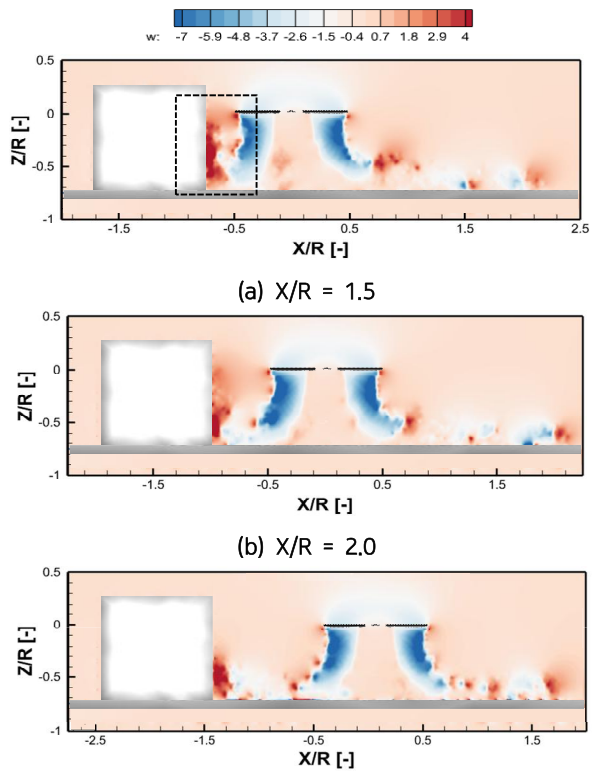


(a) X/R = 1.5

(b) X/R = 2.0

(c) X/R = 3.0

Fig. 14. Comparison of vorticity contour of isolated rotor under obstacle effects at Z/R=1.5

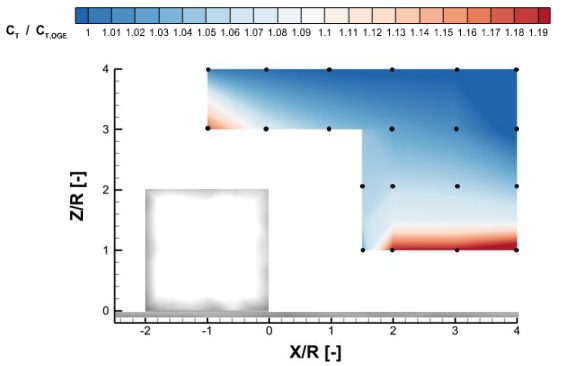


(a) X/R = 1.5

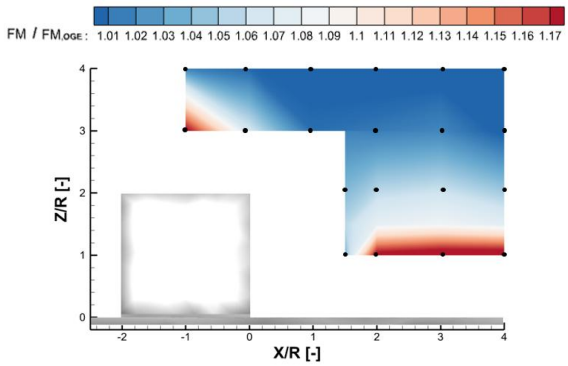
(b) X/R = 2.0

(c) X/R = 3.0

Fig. 15. Vertical velocity contour of isolated rotor under obstacle effects at Z/R=1.5



(a) Thrust contour



(b) Figure of merit contour

Fig. 16. Contours of rotor blade at various position

Figure 16(a)의 추력 분포 해석 결과, 장애물 상단에서는 로터가 지면 효과의 영향을 받아 추력이 증가하는 현상을 확인하였다. 특히 추력이 가장 크게 발생한 장애물 상단(X/R = -1.0)에서 Z/R = 3.0과 4.0을 비교한 결과, 장애물과 가까울수록 추력이 최대 15% 증가하였다. 또한, 동일한 높이(Z/R = 3.0)에서 장애물과의 거리가 가까워질수록 평균 추력은 최대 18%까지 증가하였다. 이러한 결과를 통해, 장애물과의 거리가 가까울수록 또는 장애물 상단에서는 지면 효과의 영향이 가장 지배적으로 작용한 것으로 판단 된다. 장애물 효과를 받는 Z/R = 1.0과 1.5의 조건의 경우, 장애물과의 거리가 가장 가까운 X/R = 1.5에서 재순환 영역으로 인한 유입량 및 유도 속도 증가로 인해 추력 손실이 발생하였다. 반면, 동일한 높이(Z/R = 1.0)에서 장애물과의 거리가 가장 먼 X/R = 4.0과 비교한 결과, 최대 2%의 추력 감소가 나타났다. Fig. 16(b)은 장애물과의 거리에 따른 로터 블레이드의 제자리 비행 효율 분포 해석 결과이다. 추력 분포 해석 결과와 유사하게, 지면 효과의 영향이 지배적인 장애물 상단 영역과 장애물과의 거리가 먼 영역에서 높은 제자리 비행 효율이 나타났다. 이를 통해, 장애물 상단 Z/R = 4.0 이상인 위치부터는 지면 효과에 의한 공력 성능 변화가 두드러지게 나타나지 않았다. 또한, X/R = 4.0 이상의 위치부터는 장애물 효과의 영향이 미미한 것으로 판단된다.

Ⅲ. 결 론

본 연구에서는 지면 및 장애물 효과가 단일 로터의 공력에 미치는 영향 분석을 위해 패널법(Source-Doublet Panel Method), 비정상 와류 입자법(Unsteady Vortex Particle Method, VPM)을 결합한 형태의 In-house 코드를 개발하였다. 개발된 전산 해석기법에 대한 검증을 위해 Lynx Tail Rotor를 검증 모델로서 지면과의 거리에 따른 추력과 제자리 비행 효율을 실험값과 비교 검증하였다. 각각 최대 1.6%, 2.5% 오차가 발생하였으며, 이를 통해 본 연구의 공력 해석자인 패널법이 지면 효과를 반영한 비정상 공력 현상을 관측할 수 있음을 확인하였다. 후류해석 모델 검증으로 끝단 와류의 궤적에 대한 검증을 수행하였다. 실험값 및 CFD 해석 결과와 유사한 경향성을 나타내는 것을 확인하였으며, 이를 통해 와류 입자법이 지면 효과에 의한 실제 후류 거동을 예측할 수 있음을 확인하였다. 파라메트릭 연구를 통해 지면 및 장애물 효과가 공력 성능 및 후류 특성에 미치는 영향성에 대해 고찰하였다. 장애물 상단에서는 장애물과의 거리가 가까울수록 추력이 OGE 조건 대비 최대 10% 증가하였다. 이는 지면과 유사한 장애물 상단에서 유도 속도의 감소와 유효 받음각의 증가를 유발하여 추력이 증가한 것으로 판단된다. 장애물 효과를 받는 Z/R = 1.5 조건에서는 장애물과의 거리가 가까울수록 로터, 지면과 장애물 사이에서 발생하는 재순환 영역의 세기가 강해져, 유입량 증가, 유도 속도 증가로 인한 국소적인 추력 손실을 확인하였다. 이러한 공력 특성의 변화는 로터와 장애물 사이에서 발생하는 비대칭적인 후류 구조에 의한 것임을 후류 거동 분석을 통해 확인할 수 있었다. 또한 추력 및 제자리 비행 효율 분포를 통해 장애물 상단 Z/R = 4.0 이상인 위치부터는 지면 효과에 의한 공력 성능 변화가 두드러지게 나타나지 않았으며, X/R = 4.0 이상의 위치부터는 장애물 효과의 영향이 미미한 것을 알 수 있었다.

본 연구에서는 장애물 주위에서의 단일 로터 블레이드의 공력 및 후류 분석을 진행하였지만, 점성 소산의 영향으로 확산되는 후류 입자의 강도 변화는 고려하지 못한 한계를 가진다. 따라서 향후 연구에서는 후류 입자의 소산을 고려하고 단일 로터가 아닌 전기체 형상에서의 지면 및 장애물 효과에 의한 공력 및 후류 분석을 진행할 예정이다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다(RS-2024-00397400). 이 연구는 2025년도 경상국립대학교 글로컬대학 30사업에 의하여 수행되었습니다.

References

1) Pickles, D. J., Green, R. B. and Giuni, M., "Rotor wake interactions with an obstacle on the ground," *Aeronautical Journal*, 2018, 122(1251), pp. 798~820.

2) Pak, H., Asmer, L. and Kokus, P. et al., "Can Urban Air mobility become reality? Opportunities and challenges of UAM as innovative mode of transport and DLR contribution to ongoing research," *CEAS Aeronautical Journal,* 2024, pp. 1~31.

3) Wadcock, A., Ewing, L. and Solis, E. et al., "Rotorcraft Downwash Flow Field Study to Understand the Aerodynamics of Helicopter Brownout," AHS Southwest Region Technical Specialists Meeting, Dallas, TX, October 2008.

4) Laurie A. G., Brian J. G. and Caroline E. L et al. "Urban air mobility: A comprehensive review and comparative analysis with autonomous and electric ground transportation for informing future research," Transportation Research Part C 132, 2021.

5) Light, J. S., "Tip Vortex Geometry of a Hovering Helicopter Rotor in Ground Effect," *Journal of the America Helicopter Society*, Vol. 38, No. 2, 1993, pp. 34~42.

6) T. E. Lee, G. J. Leishman and M. Ramasamy, "Fluid Dynamics of Interacting Blade Tip Vortices with a Ground Plane," *Journal of the American Helicopter Society,* Vol. 55, No. 2, 2010, 22005-1-22005-16.

7) R. Healy, J. McCauley, F. Gandhi, O. Sahni and M. Mistry, "A Computational Investigation of Side-by-Side Rotors in Ground Effect," Proc. of the 77th VFS Annual Forum, 2021, pp. 1~18.

8) Philips, C., Kim H. W. and Brown, R.E., "The Flow Physics of Helicopter Brownout," Proceedings of the 66th American Helicopter Society Forum: Rising to New Heights in Vertical Lift Technology, Fairfax, VA, 2010.

9) Sabbagh, L., "Flying Blind in Iraq: U.S. Helicopter Navigate Real Desert Storms," Popular Mechanics, October 3, 2006, pp. 1~4.

10) NBC News(2023, February 15), Black Hawk helicopter crash kills 2 Tennessee National Guard members in Alabama.

11) D. Zagaglia, M. Guini, and R.B Green., "Investigation of the Rotor-Obstacle Aerodynamic Interaction in Hovering Flight," *Journal of the American Helicopter Society,* Vol. 63, 2018, 032007 p. 12.

12) Eleni, S., Alexia, P. and Dimitri, N., "A Comparison of Traditional And Vuichard Vortex Ring State Recovery Techniques Using On-Line Simulation," *Journal of the America Helicopter Society*, Vol. 60, No. 4, 2015, pp. 1~9.

13) Griffiths. D., Ananthan. S, and Leishman, J. G., "Predictions of Rotor Performance in Ground Effect Using a Free-Vortex Wake Model," The 58th Annual Forum of the American Helicopter Society International, Montreal Canada, June 11~13, 2002.

14) Zagaglia, D., Giuni, M. and Green, R. B., "Rotor-Obstacle Aerodynamic Interaction in Hovering Flight: An Experimental Survey," AHS 72nd Annual Forum and Technology Display, West Palm Beach, FL, USA, 17~19 May 2016.

15) G. Chirico, D. Szubert and G.N. Barakos et. al., "Numerical Modelling of the Aerodynamic Interference Between Helicopter and Ground Obstacles," *CEAS Aeronautical Journal*, Vol. 8, N. 4, 2017, pp. 589~611.

16) Renzoni, P. "GARTEUR: Nearly Half a Century of European Collaboration in Aeronautics," Proceedings of the 33rd Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Stockholm, Sweden, September 4~9, 2022.

17) Katz, J. and Plotkin, A., Low Speed Aerodynamics, 2nd Edition, Cambridge University Press, 2001.

18) Lee, H., Sengupta, B., Araghizadeh, M. S. and Myong, R. S., "Review of vortex methods for rotor aerodynamics and wake dynamics," Advances in Aerodynamics 4.1, 2022.

19) Katz et al. "Low-Speed Aerodynamics," 2nd Ed.

20) Son, S. M., Lee, S. L, Cho, H. S, Kee, Y. J. and Lee, H., "Predicitng Aerodynamics and Wake Dynamics of Tilt Rotor using Unsteady Vortex Particle Method," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Science,* Vol .52, No. 10, 2024, pp. 775~787.

21) Filippone, A., et al., "Rotor Wake Modelling in Ground Effect Conditions," Proceedings of the 37th European Rotorcraft Forum, Vergiate and Gallarate, Italy, 2011.

22) Dekker, H. N. J., Baars, W. J., Scarano, F., Tuinstra, M. and Ragni, D., "Unsteady flow behaviour of multi-rotors in ground proximity," Flow, Cambridge University Press, 3, E30, 2023.