



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 54(9), 917-929(2026)

DOI: <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2026.54.9.917>

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

DES 해석을 이용한 탠덤형 회전익기의 로터-로터 및 로터-동체 공력간섭 분석

신승빈¹, 손상민², 이학진³Investigation of Rotor-Rotor and Rotor-Fuselage Aerodynamic Interactions
in a Tandem Rotor Aircraft Using Detached Eddy SimulationSeung Been Shin¹, Sang Min Son² and Hakjin Lee³

School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, Jinju, Republic of Korea

ABSTRACT

In recent years, the demand for unmanned aerial platforms capable of carrying heavy payloads has increased to enhance wildfire suppression capabilities, and tandem-rotor configurations have been adopted in many firefighting drones. This has led to the development of firefighting drones employing tandem rotor configurations. While tandem rotor systems offer advantages in lifting efficiency, their aerodynamic performance can be significantly influenced by rotor-rotor and rotor-fuselage interactions, highlighting the need for quantitative evaluation during the early design phase. In this study, detached eddy simulations(DES) were conducted using STAR-CCM+ to investigate the aerodynamic characteristics of a tandem firefighting drone. Two configurations were analyzed: an isolated tandem rotor configuration and a full configuration including the fuselage. The effects of inter-rotor spacing and collective pitch angle on aerodynamic performance were examined. Results showed that rotor-rotor interference led to a reduction in thrust as the inter-rotor spacing decreased. Conversely, rotor-fuselage interaction in the full configuration enhanced overall thrust performance compared to the isolated case, with more pronounced improvements observed at higher collective pitch angles. These findings provide valuable aerodynamic insight into the performance sensitivity of tandem rotor systems and are expected to support the preliminary design of firefighting drones.

초 록

최근 산불 대응 역량 강화를 위해 고중량 운용이 가능한 무인 항공 플랫폼에 대한 요구가 증가하고 있으며, 다수의 소방 드론에 탠덤형 로터 구성이 채택되고 있다. 탠덤형 기체는 고중량 운용에 유리하나, 비행 시 발생하는 로터-로터 및 로터-동체 간섭현상은 공력 성능에 영향을 미칠 수 있어 초기 설계 단계에서 정량적 평가가 요구된다. 본 연구에서는 탠덤형 소방 드론을 대상으로 STAR-CCM+ 기반 DES(Detached Eddy Simulation) 해석을 수행하여, isolated 탠덤 로터와 전기체 형상에서 로터 간 거리 및 collective pitch angle 변화에 따른 공력 성능과 유동 특성을 비교하였다. 로터 간 거리가 가까워질수록 로터 간 상호작용으로 인해 추력 성능이 감소하였으며, 동체가 포함된 전기체 형상의 경우 로터와 동체 사이 고압 영역이 형성되어 동체 표면 압력 분포의 변화를 유발하였다. 본 연구는 탠덤형 소방 드론 개발 초기 단계에서 로터 배치 및 운용 조건에 따른 성능 변화를 정리한 기초 설계 자료를 제공할 수 있을 것으로 기대된다.

† Received : January 30, 2026 Revised : April 24, 2026 Accepted : May 4, 2026

^{1,2} Graduate Student, ³ Associate Professor³ Corresponding author, E-mail : hlee@gnu.ac.kr, ORCID : 0000-0002-4459-9858

© 2026 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : Rotor-Rotor Interference(로터-로터 간섭), Rotor-Fuselage Interference(로터-동체 간섭), Computational Fluid Dynamics(전산유체역학), Tandem Rotor(탠덤 로터), Firefighting Drone(소방 드론)

1. 서 론

산불은 인명 및 재산에 심각한 피해를 초래하는 대표적인 자연재해 중 하나다. 국내 산불 역시 건조한 기상과 강풍 등 계절적 요인에 의해 빈발하며[1], 최근 기후 변화 영향이 중첩되며 발생 빈도와 피해 규모가 증가하는 양상을 보인다[2]. 산림청 자료에 따르면, 2024년 기준 최근 10년간 총 5,455건의 산불이 발생하였고 총 산림 피해 면적은 약 40,000 ha로 집계되었다. 또한 2024년을 제외하면 2017년 이후 매년 초대형 산불이 발생하는 추세로, 특히 2025년 3월 경북 지역에서 발생한 역대 최대 규모의 산불은 약 48,000 ha의 피해 면적과 최소 1조 원 이상의 피해액을 발생시켰다[3]. 이러한 경향은 산불 진화 역량 강화에 대한 사회적 관심과 연구 필요성을 증대시키고 있다.

국내 산불의 주요 특징 중 하나는 국토의 약 63%가 산림 지형으로 구성되어 있어 지상 차량의 신속한 현장 접근이 제한된다는 점이다[4]. 따라서 제한적인 지상 전력을 보완하기 위해 소방 헬리콥터가 주된 공중 진화 수단으로 활용되고 있지만[5, 6], 이 역시 몇 가지 운용상의 한계점이 존재한다. 우선, 헬리콥터는 운용 비용이 크므로 산불 진화 및 구조자 탐색과 같은 장시간 임무 수행에 한계가 있다[7]. 또한 반복적인 급수 및 투하로 로터에 누적되는 비정상 공력 하중은 기체 피로도 증가 및 정비 부담으로 이어질 수 있다. 특히, 화재 연기 또는 야간 비행 등 저시정 환경에서 안전성 문제로 운용이 제한되고 초기 대응을 놓칠 가능성이 높다[8, 9]. 이에 따라 헬리콥터 전력의 부담을 분산시키고 특정 임무를 대체 또는 보완할 수 있는 대안으로 소방 드론의 운용이 부상하고 있다[10].

소방 드론은 헬기에 비해 다수의 기체를 분산 투입할 수 있으며, 무인 운용을 통해 조종사 안전 위험을 줄일 수 있다. 또한 상대적으로 낮은 운용 비용으로 지속 운용이 가능하다는 장점이 있다. 이러한 소방 드론의 임무는 물 또는 소화약제와 같은 대용량 탑재물의 반복 수송을 전제로 하며, 이에 따라 충분한 양력 여유 확보가 중요한 설계 요구사항으로 작용한다. 특히 소방 임무 과정에서는 특정 지점 상공에서 반복적인 급수 및 정밀 투하가 요구되므로, 기체가 장시간 동일 위치에서 안정적으로 제자리 비행 상태를 유지하며 충분한 추력을 지속적으로 생성하는 능력이 필수적이다. 이러한 조건에서는 양력의 안정성과 추력 효율이 직접적으로 임무 수행 능력과 연결된다. 따라서 단일 로터보다 다중 로터 시스템이 대표적인 플랫폼으로 고려되고 있으며, 특히 탠덤 로

터 구성은 두 로터가 고중량 운용에 유리한 디스크 로딩 특성 확보가 가능하므로 다수의 소방 드론에 채택되고 있다[11]. 또한 꼬리 로터에 소요되는 동력을 메인 로터에 집중시킬 수 있어 단위 기체당 물 탑재량 확보에 유리하며[12], 산림 지형과 같이 공간 제약이 큰 환경에서 운용 적합성이 높다는 장점이 존재한다.

이처럼 탠덤형 기체는 소방 임무 수행에 적합한 여러 장점이 있으나, 아직 초기 개발 단계에 해당하는 플랫폼으로서 개선해야 할 요소가 존재한다. 특히 기초 설계 단계에서 실제 제작 단계로 도입하기 위해선, 전후로 배치된 각 로터와 동체 사이에서 발생하는 공기역학적 상호작용을 자세히 검토하는 것이 필수적이다. 전후 배치된 로터 구성에서는 로터 간 후류 상호 간섭이 불가피하며[13], 후방 로터는 전방 로터에 의해 형성된 비균일 유동에 노출되어 추력 성능 저하 및 비정상 공력 하중 증가가 발생할 수 있다. 이러한 다중 로터 기체의 특성상 로터 배치에 따라 공력 특성이 크게 달라질 수 있으므로, 초기 설계 단계에서 로터-로터 간섭 영향성에 대한 정량적인 평가가 요구된다. 더 나아가 실제 운용 형상을 고려할 경우, 동체 형상 및 존재 여부에 따른 로터 후류 구조와 공력 성능을 함께 분석할 필요가 있다. 이에 다중 로터 간 간섭 및 로터-동체 간섭 영향성에 관한 연구는 그 중요성에 따라 지속해서 수행됐다.

Ramasamy[14] 등은 동축, 틸트, 탠덤 로터 구성의 로터 간 상호작용으로 변화하는 후류 거동과 제자리 비행 효율을 정량적으로 분석하였다. Chae[15] 등은 횡풍 조건에서 횡풍 속도와 로터 간 거리 변화에 따른 후류 특성과 공력 성능을 고찰하였으며, Liu[16] 등은 풍동시험을 통해 축방향, 횡방향 로터 분리 거리가 감소할수록 추력 성능이 감소하는 경향을 보고하였다. Wen[17] 등은 전진 비행 조건에서 전방 로터의 피치각에 따른 후류 강도 증가가 후방 로터의 추력 및 RPM을 저하시킬 수 있음을 규명하였다. Sadegh[18] 등은 Side-by-Side 로터 구성에서 로터-로터 상호작용으로 인해 두 로터의 후류와 와류 구조가 서로 간섭하며, 비정상 공력 하중이 증가함을 보였다. Lee[19] 등은 쿼드콥터 UAV에서 로터 간 거리 및 회전 방향 변화가 후류 구조와 추력 생성 및 손실에 미치는 영향을 분석하였다. 이와 더불어, 로터에서 발생하는 후류가 동체의 공력 성능에 미치는 영향을 분석한 사례도 다수 존재한다. Sagaga[20] 등은 Side-by-Side 전기체형상에서 로터 간 간격 변화가 동체 표면에 미치는 영향을 확인하였다. Herz[21] 등은 풍동시험과 비행시험을 통해 멀티로터 전기체에서 동체 유무에 따른 각 로터의 추력 계수 변화를 비교하였다. Yoon[22] 등은 다중 로터

시스템의 수직 및 수평 분리거리에 따른 동체 주변의 와류 구조와 표면 압력 분포를 분석하였다. Potsdam[23] 등은 CFD(Computational Fluid Dynamics)를 통해 로터 후류가 동체에 유도하는 비정상 표면 압력과 후류 구조 변화를 예측하였다. Son[24] 등은 틸트로터 후류가 동체 및 날개 주변 유동과 상호작용하여 간섭이 발생하며, 틸트각이 증가할수록 동체 및 날개 주변의 비정상 유동 구조 변화가 확대됨을 보고하였다.

앞선 선행 연구를 통해, 로터-로터, 로터-동체 간섭 현상이 다중 로터 기반 기체의 전반적인 공력 성능에 직접적인 영향을 미치는 것을 확인할 수 있었다. 본 연구는 산불 진화 임무에 적용 가능한 탠덤 로터 회전익기에서 발생하는 공력 간섭현상을 분석하기 위한 기초 연구로, STAR-CCM+ 상용 소프트웨어를 이용한 Detached Eddy Simulation (DES) 해석을 통해 산불 진화용 탠덤형 드론의 로터-로터 및 로터-동체 간섭 영향성 평가를 수행하였다. Isolated 탠덤 로터를 대상으로 로터 간 거리 변화에 따른 공력 성능 예측 결과를 기존 데이터와 정량적으로 비교하여 해석기법을 선행 검증하였다. 또한 검증된 해석 결과를 바탕으로 로터 간 거리 변화가 공력 성능 및 후류 특성에 미치는 영향을 분석하였다. 또한, 동체 유무 및 collective pitch angle 변화에 따른 전기체 형상의 공력 성능 변화 고찰을 통해 로터-동체 간섭현상에 대한 정량적 분석을 수행하였다. 이를 통해 탠덤형 드론 개발의 초기 단계에서 형상 선정 및 배치 설계를 위한 기초 개발 설계 자료를 제공하고자 한다.

II. 본 론

2.1 전산해석 기법

2.1.1 공력해석 기법

본 연구에서는 제자리 비행하는 탠덤형 회전익기에서 발생하는 로터-로터 및 로터-동체 간섭 영향성을 분석하기 위해 STAR-CCM+ 상용 SW를 이용한 DES 해석을 수행하였다. DES는 RANS(Reynolds-Averaged Navier-Stokes) 해석과 LES(Large Eddy Simulation) 해석의 특징을 결합한 하이브리드 해석 기법이다. 벽면 유동 영역은 RANS 모델을, 외부 유동 영역은 LES 모델을 통한 난류 해석을 수행한다. 따라서 DES 해석은 RANS 모델을 적용하여 경계층 영역 해석에 대한 계산 효율을 확보하고, 외부 유동 영역에서 LES의 SGS(Subgrid Scale) 모델을 통해 박리 유동과 대규모 와류 구조를 효과적으로 포착할 수 있다. 본 연구에서는 탠덤형 기체의 각 구성 요소 간 상호작용으로 인한 비정상 와류 구조를 안정적으로 모사하기 위해 IDDES(Improved Delayed Detached Eddy Simulation) 기법을 적용하였다. IDDES는 경계층 영역의 감쇠 함수와 길이 척도 정의를 개선함으로써 RANS-LES 모드 전환을 지연시키고, 벽면 근처에서의 수치적 불안정성을 완화한다[25]. 이를 통해 제자리 비행

시 발생하는 복잡한 비정상 유동 구조와 그에 따른 공력 성능 변화를 효과적으로 예측하였다.

DES 해석은 난류 모델에 따라 Spalart-Allamaras 기반 DES, elliptic blending $k-\epsilon$ 기반 DES, 그리고 shear stress transport $k-\omega$ 기반 DES로 구분할 수 있다. 본 연구에서는 전후방 로터 후류의 중첩과 동체 인근 유동 분리로 인해 형성되는 강한 전단층 및 비균일 유입류를 안정적으로 포착하고자 shear stress transport $k-\omega$ 모델을 사용하였다[26]. 비점성 대류항의 경우 Roe's Flux Difference Splitting Scheme(FDS)을 사용하였으며, 점성항은 공간에 대한 2차 정확도로 확보하였다. unsteady implicit method를 통해 비정상 해석을 수행하였고, 물리적 시간 전진 간격 사이의 해를 안정적으로 수립시키기 위해 이중시간 전진법과 내부 iteration을 20회 적용하였다.

2.2 전산해석 모델 및 유동조건

2.2.1 전산해석 모델 및 조건

본 연구에서는 제자리 비행 조건 탠덤형 기체에서 발생하는 로터-로터 및 로터-동체 간섭 영향성을 분석하기 위해 Stepniewski 실험에 사용된 탠덤 로터를 전산해석 모델로 선정하였다[27, 28]. 로터는 반지름 0.615 m의 3매의 블레이드로 구성되며, NACA0012 에어포일을 적용하였다. 또한 각 블레이드는 비틀림 각도가 없고 시위 길이 분포가 0.04 m로 일정한 직사각형 형상이며, collective pitch angle은 7° 로 지정하였다. 동체의 경우, 산불 진화 임무용 탠덤형 드론 형상을 모사하기 위해 중국 ZC Aviation의 ZC500 탠덤형 드론의 동체를 이용하였다. 해당 형상은 전방 로터와 후방 로터가 수직 간격 차이 없이 동일 평면에 배치되는 것이 특징으로, 동체 상부의 양 끝 구조물이 로터 축 하부에 위치하도록 스케일하였다. 로터의 회전 방향은 상부에서 바라보았을 때, 전방 로터는 반시계 방향, 후방 로터는 시계 방향으로 회전하며, 전방 로터 기준 $-x$ 방향에서의 블레이드 위치를 방위각(ψ) 0° 로 정의하였다. 해석에 사용된 전기체 형상은 Fig. 1과 같으며, 자세한 제원은 Table 1에 정리하였다.

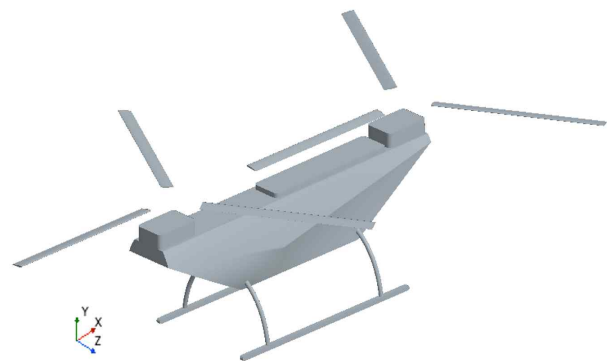


Fig. 1. Stepniewski rotor with ZC500 fuselage

Table 1. Specification of full configuration

Property	Value
Fuselage length [m]	1
Fuselage height [m]	0.5
Rotor radius [m]	0.615
Blade chord length [m]	0.04
Number of blades [-]	3
Airfoil [-]	NACA0012
Twist [°]	0
Collective pitch angle [°]	7

Table 2. Simulation condition in hover

Pressure [Pa]	101,325
Temperature [K]	288.15
Tip Mach Number [-]	0.297
Rotational Speed [RPM]	1570
Reynolds Number [-]	2.77×10^5
Revolution [rev]	15

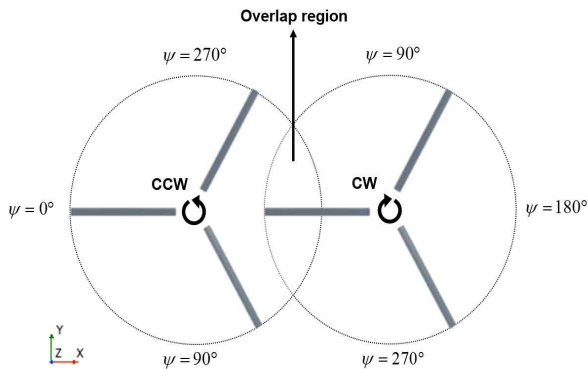


Fig. 2. Definition of tandem rotor overlap region

탠덤형 기체의 제자리 비행 시뮬레이션을 위한 전산 해석 조건은 Table 2에 나타내었다. 로터 블레이드의 팁 마하수는 0.297로 설정하였으며, 이에 대응하는 회전수는 1,570 RPM이다. 팁 와류가 충분히 하류로 발달하도록 로터 블레이드 회전 기준 총 15바퀴에 대한 해석을 수행하였고 공력 결과 분석에는 마지막 1바퀴의 데이터를 사용하였다. 또한 본 해석에서는 오버랩(overlap) 영역 변화에 따른 isolated 탠덤 로터의 로터-로터 간섭 영향성을 분석하였으며, 오버랩 영역에 대한 정의는 식 (1) 및 Fig. 2에 나타내었다. 오버랩 영역은 두 로터 디스크가 평면상의 겹침 정도를 나타내도록 정의하였으며, d 는 전후방 로터의 중심 간 수평거리, D 는 로터 직경이다. 오버랩 조건

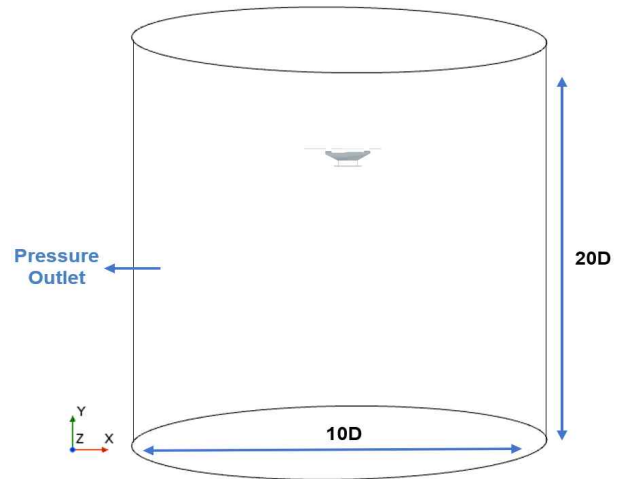


Fig. 3. Computational domain and boundary conditions

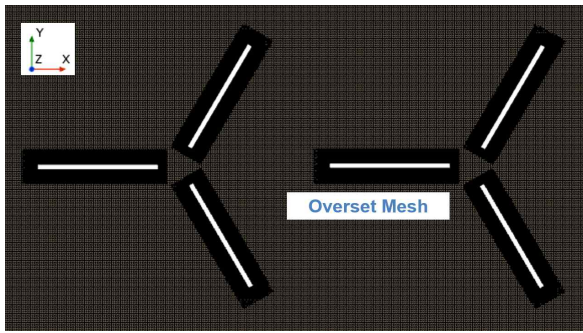
의 경우, 선행 연구에서 정의한 바와 같이 완전히 겹침이 없는 최소 간섭 조건인 -3.65% 와 오버랩 정도에 따른 11.98% , 23.96% , 37.50% 를 포함하여 총 4개 케이스로 구성하였다[27, 28]. 또한 전기체 형상에 대한 로터-동체 간섭 분석에서는 오버랩 조건을 23.96% 로 고정하여 해석을 수행하였다.

$$\text{Overlap} = 1 - \frac{d}{D} \quad (1)$$

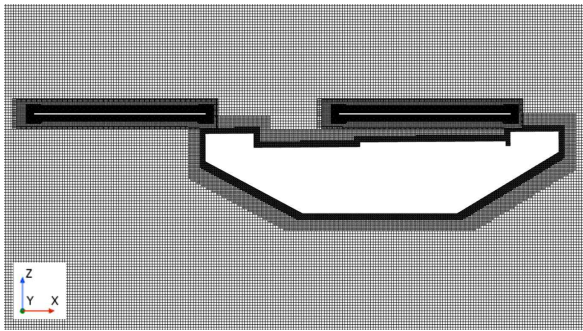
2.2.2 계산 격자 및 경계조건

제자리 비행 조건에서 탠덤형 기체의 공력 성능을 분석하기 위한 계산 영역 및 경계조건은 Fig. 3과 같다. 전기체를 둘러싼 전체 계산 영역은 원기둥 형태로 정의하여, 모서리 부근에서 발생할 수 있는 불필요한 격자 생성을 최소화하였다. 이때, 계산 영역의 밑면 지름과 높이는 경계 반사 효과를 최소화하기 위해 각각 로터 지름의 10배와 20배로 설정하였다. far-field 도메인 영역에 pressure outlet 경계조건을 적용하였으며, 전기체 형상 표면은 viscous wall 경계조건을 부여하였다.

Figure 4는 두 가지 해석 조건에 대한 계산 격자계를 나타낸 것이다. Fig. 4(a)에는 isolated 탠덤 로터를, Fig. 4(b)에는 전기체 형상에 대한 격자계를 각각 나타내었다. 경계층 예측을 위한 표면 격자의 높이는 $y^+ = 1$ 수준을 만족하도록 정하였고, 성장률 1.2를 적용하여 총 25층의 경계층 격자를 구성하였다. 또한, 전후방 로터에는 회전 운동을 부여하기 위해 overset mesh 기법을 적용하였으며, 기체의 각 구성 요소 간 간섭 영향성을 면밀하게 분석하기 위해 multi-block을 통한 공간 격자를 구성하였다. 첫 번째 block인 전기체 형상 주위 공간 격자의 경우 로터 블레이드 팁 시위 길이의 40%에 해당하는 0.01 m로 지정하였다. 또한 설정한 block이 형상에서 멀어질수록 격자 크기가 점진적으로 증가하도록 정의하여 인접한 격자 수준의 급격한 차이로 인한 수치 오차를 방지하였다.



(a) Isolated tandem rotor mesh



(b) Full configuration mesh

Fig. 4. Computaional grid system for the two simulation conditions

Table 3. Comparison of averaged thrust and error as function of total mesh size

Total mesh [Mil.]	35	60	100
Experiment [N]	87.71		
Averaged thrust [N]	79.54	84.08	84.11
Error [%]	9.4	4.1	4.1
Simulation Time [hour]	24	28	36

전산해석에 앞서 적절한 격자 규모 선정을 위해, isolated 탠덤 로터의 오버랩 영역 -3.65% 조건에서 격자 수렴성 검증을 수행하였다. 검증 결과는 Table 3과 같으며, 시간 간격 5° 조건에서 총 격자 개수에 따른 시간 효율성 및 정확도를 비교하였다. 로터 블레이드 팁 시위 길이의 약 2.5% , 1.25% , 0.625% 에 해당하는 0.001 m , 0.0005 m , 0.00025 m 를 최소 격자 크기 조건으로 설정하였으며, 이에 따라 정의한 총 격자수는 각각 3,500만 개, 6,000만 개, 1억 개이다. 각각의 해석 시간은 24시간, 28시간, 36시간이 소요되었다. 해석 결과, 격자 수가 증가함에 따라 실험값과의 차이가 감소하는 것을 확인하였으며, 총 격자수 1억 개 조건 기준 실험값 대비 4.1% 의 오차를 도출하였다. 따라서 본 연구에서는 해석 시간의 효율성 및 정확도를 고려하여 각 블레이드당 600만 개를 포함하여 총 6,000만 개의 격자를 사용

하였다. 또한 전기체 형상의 경우 동체 350만 개를 포함하여 총 6,350만 개의 격자를 사용하였다.

또한 앞서 도출한 격자 수준을 활용하여 isolated 탠덤 로터의 시간 간격 수렴성 검증을 추가로 수행하였다. 오버랩 영역 -3.65% 조건에서 수렴성 검증을 수행하였으며, 로터 추력 예측 결과는 Table 4와 같다. 시간 간격 5° , 2° , 1° 조건마다의 총 해석 시간은 각각 28시간, 48시간, 70시간이 소요되었다. 검증 결과, 시간 간격이 조밀해질수록 실험값과의 차이가 감소하였으며, 시간 간격이 2° 조건부터 추력 결과가 수렴하였다. 특히 시간 간격 2° 조건의 경우 실험값과의 오차는 약 0.3% 로 높은 정확도를 보였으며, 해당 조건을 기준으로 전산해석을 수행하였다. 이때 소요된 총 계산 시간은 Intel(R) Xeon(R) Gold 6230R CPU 2.1 GHz, 256 Cores 기준 Isolated 탠덤 로터의 경우 약 72시간, 전기체 형상의 경우 약 74시간이 소요되었다.

2.3 전산해석자 검증 및 로터-로터 간섭 영향성 분석

본 절에서는 탠덤형 기체의 로터-로터 간섭 영향성을 분석하기에 앞서 본 연구에서 사용한 전산해석 기법에 대한 검증을 수행하였다. 이후 검증 결과를 바탕으로 로터-로터 간섭 영향성을 분석하였다. 로터 간 오버랩 영역이 -3.65% , 11.98% , 23.96% , 37.50% 일 때의 로터 추력 성능을 예측하여 Stepniewski의 실험 결과[27, 28]와 비교한 결과는 Fig. 5 및 Table 5와 같다. 이때

Table 4. Comparison of averaged thrust and error as function of timestep

Time step [$^\circ$]	5	2	1
Experiment [N]	87.71		
Averaged thrust [N]	84.08	87.95	88.12
Error [%]	4.1	0.27	0.46
Simulation Time [hrs]	28	48	70

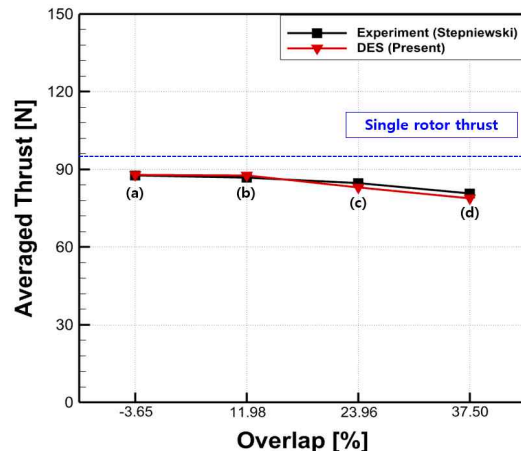


Fig. 5. Comparison of tandem rotor averaged thrust as function of overlap region

Table 5. Comparison of averaged thrust and error as function of overlap region

Case	Overlap [%]	Experiment [N]	Averaged thrust [N]	Error [%]
(a)	-3.65 (a)	87.71	87.95	0.09
(b)	11.98 (b)	86.73	87.56	0.95
(c)	23.96 (c)	84.64	83.04	1.9
(d)	37.50 (d)	80.81	78.85	2.4

점선으로 나타낸 single 로터 추력은 두 로터가 서로 간섭을 받지 않을 만큼 충분히 이격된 조건에서의 추력을 의미한다. 실험 결과와 전산해석 결과 모두 오버랩 영역이 존재할 경우 단일 로터 대비 추력이 감소하였으며, 이를 통해 로터 간 상호작용이 추력 성능을 저하시킴을 확인할 수 있다. 또한 오버랩 영역이 증가할수록 추력 성능이 감소하는 경향이 관찰되었는데, 이는 로터 간 거리가 가까워질수록 로터-로터 간섭현상이 강화되었기 때문으로 판단된다. 이때 실험값 대비 최대 오차는 2.4%로 모든 오버랩 조건에서 로터 추력 성능을 실험과 유사하게 예측하였다. 이를 통해 본 연구에서 사용한 전산해석 기법의 적절성을 확인할 수 있었다.

제자리 비행 조건에서 오버랩 영역 변화에 따른 탠덤 로터의 공력 특성 예측 결과를 Table 6 및 Fig. 6에 나타내었다. 또한 총 15회전 해석 결과 중 마지막 1회전의 평균값을 사용하였다. 로터 추력의 경우 오버랩 -3.65% 조건과 11.98% 조건에서 큰 차이가 발생하지 않았지만, 오버랩 영역이 증가함에 따라 37.50% 조건에서 -3.65% 조건 대비 약 10% 정도 감소한 것을 확인하였다. 반면 토크는 조건 간 최대 차이가 0.12 Nm로 약 2%의 변화를 보였으며, 오버랩 변화에 따른 상대적 변화가 미미하였다. 따라서 오버랩 영역이 증가함에 따라 figure of merit이 함께 감소하는 경향을 보였다.

오버랩 영역에 따른 공력 하중 변화에 대한 추가 분석을 위해 공력 하중의 변화량을 추가로 예측하였다. 마지막 1회전 구간의 추력 및 토크에 대한 평균과 최솟값, 최댓값을 함께 비교한 결과, 로터 추력의 경우 로터 간 겹침 영역이 없는 오버랩 -3.65% 조건에서 최솟값과 최댓값의 차이가 상대적으로 작은 경향을 확인하였다. 반면 오버랩 영역이 증가할수록 최솟값과 최댓값의 차이가 확대되었으며, 특히 오버랩 23.96% 및 37.50% 조건에서 평균값이 감소하는 동시에 변동 폭이 증가하는 것을 확인하였다. 이는 오버랩 영역 증가에 따라 로터-로터 간섭 구간에서 비균일 유입이 강화되면서 방위각에 따른 추력 변동이 증가한 것으로 해석된다. 로터 토크의 경우 오버랩 -3.65% 조건에서 변화폭이 미미한 반면, 오버랩 영역이 증가할수록 최솟값과 최댓값의 차이가 확대되는 경향을 확인하였다. 또한 평균 토크는 오버랩 조건에 따라 유사한 수준을 유지하였는데, 이는 오버랩 영역 증가로 비균일 유입이 강화되더라도 토크 변동이 평

균값을 중심으로 확대되는 형태로 나타났기 때문이다. 이와 같은 성능 저하 경향은 오버랩 증가에 따라 로터 간 간섭이 강화되면서 발생한 결과로, 평균 추력 감소와 함께 공력 하중 변동의 증가로 나타난다. 특히 공력 하중 변동 폭의 증가는 로터 디스크 전반에 걸친 비균일 유입이 강화되었음을 의미하며, 이는 블레이드에 작용하는 국부적인 유입 조건을 변화시켜 비정상 공력 하중을 유발한다. 이러한 비정상 공력 하중은 기체의 추력 균형 유지 및 자세 안정성에 영향을 미칠 수 있으며, 결과적으로 장시간 동일 위치를 유지해야 하는 제자리 비행 조건에서의 급수 및 정밀 투하와 같은 임무 수행 시 운용 안정성을 저해하는 요인으로 작용할 수 있다. 따라서 오버랩 조건에 따른 공력 성능 변화는 단순한 효율 저하를 넘어, 실제 운용 환경에서의 임무 수행 성과와 직결되는 중요한 설계 고려 요소로 판단된다.

오버랩 영역에 따라 예측한 로터 블레이드의 수직력 분포($C_n M^2$)를 디스크 형태로 나타낸 결과를 Fig. 7에 나타내었으며, 총 15회전 해석 중 마지막 1회전 구간에서 산정한 값을 이용하였다. 제자리 비행 조건에서는 전후방 로터의 영향성 차이가 미미하기 때문에 전방 로터 결과만을 비교하였다. 수직력 분포 예측 결과, 네 가지 오버랩 케이스 모두 $\psi = 120^\circ \sim \psi = 240^\circ$ 구간에서 비균일한 수직력 분포가 나타났으며, 오버랩 영역이 증가할수록 해당 구간의 비균일성이 확대되는 경향을 확인하였다. 또

Table 6. Comparison of averaged thrust, torque and Figure of Merit as function of overlap region

Case	Overlap [%]	Averaged thrust [N]	Averaged torque [Nm]	Figure of Merit [-]
(a)	-3.65	87.95	5.05	0.582
(b)	11.98	87.56	5.01	0.586
(c)	23.96	83.04	5.08	0.531
(d)	37.50	78.85	5.13	0.487

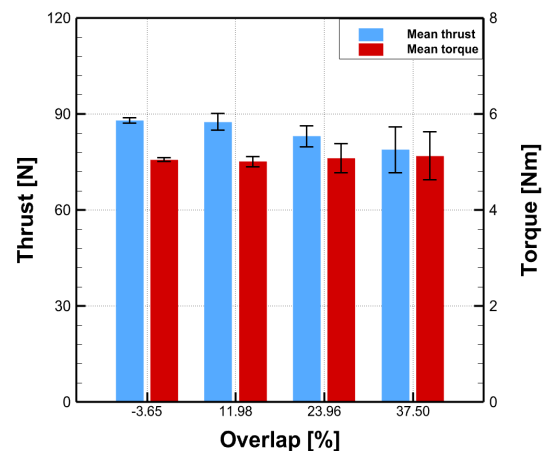
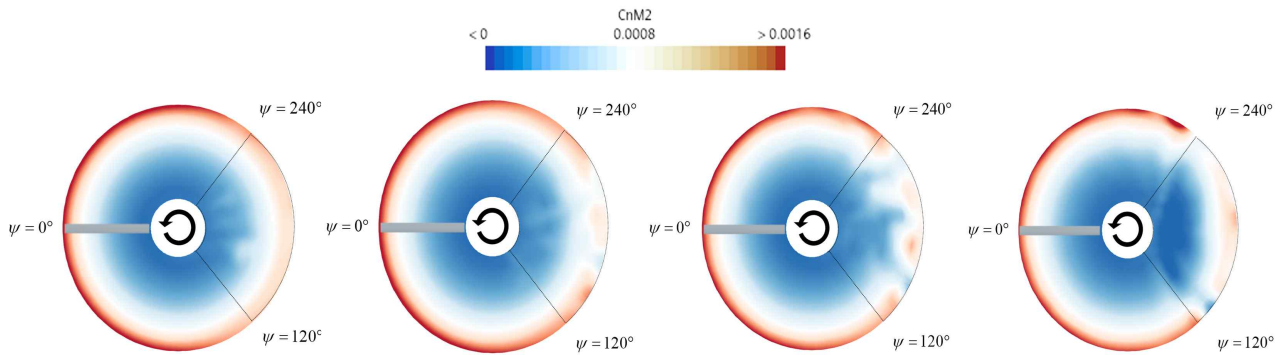


Fig. 6. Comparison of tandem rotor averaged thrust and torque as function of overlap region



(a) Overlap [%] = -3.65

(b) Overlap [%] = 11.98

(c) Overlap [%] = 23.96

(d) Overlap [%] = 37.50

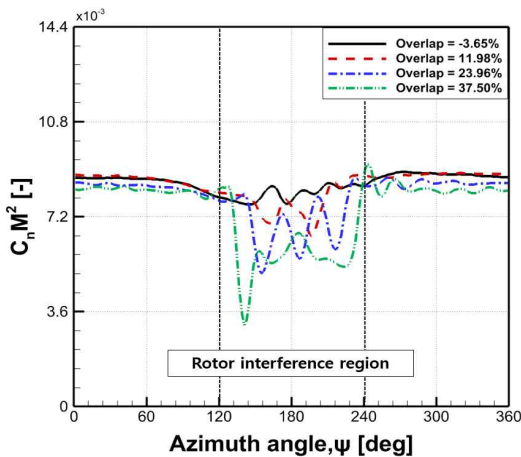
Fig. 7. Comparison of azimuthal distribution of $C_n M^2$ of the front rotor as function of overlap

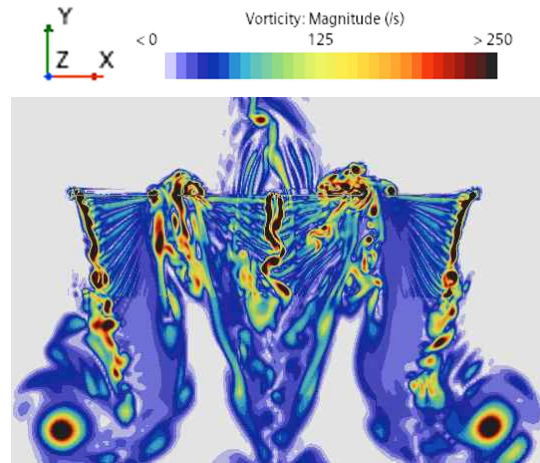
Fig. 8. Comparison of azimuthal normal force variation of the front rotor as function of overlap

한 오버랩 영역 23.96% 및 37.50%인 조건에서는 $\psi = 120^\circ \sim \psi = 240^\circ$ 구간 외에서도 비균일한 영역이 확대되었다. 이는 후방 로터가 전방 로터에 근접함에 따라 오버랩 구간에서 형성된 후류와 팁 와류의 상호작용이 강화되면서, 디스크 전반의 유도 유입이 비균일해지고 그 영향이 오버랩 구역 외 영역까지 확산된 결과로 판단된다.

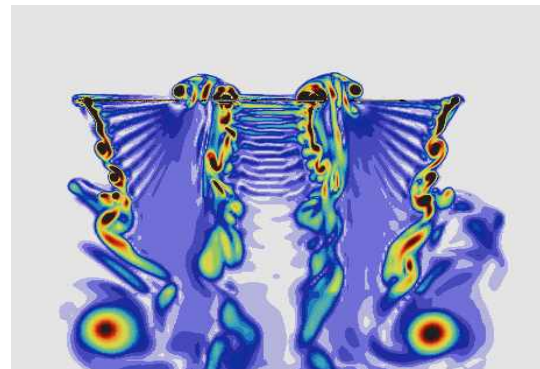
이같은 로터 수직력 분포를 오버랩 영역에 따라 정량적으로 분석한 결과는 Fig. 8과 같다. 수직력 디스크 경향과 동일하게 로터 간 간섭 구간인 $\psi = 120^\circ \sim \psi = 240^\circ$ 에서 추력이 크게 저하되는 것을 확인하였으며, 오버랩 영역이 증가할수록 추력의 감소율이 증가하였다. 특히 오버랩 37.50% 조건의 경우, 간섭 구간 내 특정 방위각 (140°)에서 추력이 크게 감소하여 간섭 구간 외 추력 수준 대비 약 65%까지 저하되는 경향을 확인하였다. 반면 각 로터 영역이 중첩되지 않는 $\psi = 0^\circ \sim \psi = 120^\circ$ 및 $\psi = 240^\circ \sim \psi = 360^\circ$ 구간에서 비교적 균일한 추력 분포를 확인하였다. 오버랩 23.96% 및 37.50% 조건의 경우, 수직력의 추가적인 진동이 발생하는 것을 확인하였는데, 이는 앞서 언급하였듯 로터 간 간섭 영향이 두 로터가 맞닿은 영역을 넘어 비균일한 영역이 확대된 결

과로 판단된다.

앞선 로터 공력 하중 예측을 통해, 로터 간 간섭현상이 기체의 공력 성능에 직접적인 영향을 미칠 수 있음을 확인하였다. 이러한 성능 변화와 연관된 유동 구조의 차이를 파악하기 위해, 로터 간 오버랩 영역이 가장 크게 차이나는 -3.65% 및 37.50% 조건에 대한 와도장 분포를 비교한 결과를 Fig. 9에 나타내었다. 오버랩 -3.65% 조



(a) Overlap [%] = -3.65



(b) Overlap [%] = 37.50

Fig. 9. Comparison of vorticity contours at overlap of -3.65% and 37.50%

건에서는 각 로터에서 발생하 후류가 비교적 독립적으로 발달하며, 나선형의 구조를 유지하면서 하류 방향으로 전파되는 것을 확인할 수 있다. 반면, 오버랩 37.50% 조건에서는 로터 간의 오버랩 영역이 증가하고, 이로 인해 각 로터에서 발생한 후류 간의 간섭현상이 강하게 발생하였다. 특히 37.50% 조건에서는 -3.65% 조건에 비해 로터 블레이드 끝단에서 발생하는 와류 구조의 강도가 약화되는 것이 확인되었으며, 이는 오버랩에 의해 로터 디스크 외측 영역까지 간섭 영향이 확장된 결과로 판단된다. 이러한 변화는 로터 간 후류 간섭현상이 강화되면서 와류 에너지가 분산되고, 결과적으로 비균일 유입이 증가하는 원인으로 작용할 수 있음을 의미한다.

이 같은 성능 변화의 원인을 규명하기 위해, 오버랩 영역이 가장 크게 차이나는 -3.65%, 37.50% 조건에서의 induced inflow ratio를 비교하였다. 이에 대한 정의는 식 (2)와 같다. 해당 지표는 로터에 의해 유도된 축방향 유도 속도를 로터 팁 속도로 나누어 무차원화한 값으로 디스크 주변에서 형성되는 유도 유입 분포와 강도를 정량적으로 나타낸다.

$$\lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R} \quad (2)$$

두 오버랩 조건에서 xy 단면의 induced inflow ratio 분포 예측 결과를 Fig. 10에 나타내었다. 이때 음의 값은 하향류(downwash)를, 양의 값은 상향류(upwash)를 의미한다. 두 조건 모두에서 로터 하부 방향으로 하향류가 확산되는 후류 구조가 확인되며, 탠덤 로터 시스템의 외곽 지역에서 초기 생성된 팁 와류의 롤업이 관측되었다. 또한 각 로터가 근접한 영역에서는 팁 와류가 상호작용하며 복잡한 난류가 형성되는 것을 확인할 수 있다. 반면 로터 간 간섭이 발생하는 오버랩 영역의 경우 오버랩 -3.65% 조건에 비해 오버랩 37.50% 조건에서 하향류의 세기가 더 크게 형성되었다. 이는 오버랩 영역의 증가로 인해 각 로터에서 발생한 팁 와류가 중첩되면서 상호작용이 강화되고, 하향류가 -y축 방향으로 더욱 강하게 형성되기 때문으로 판단된다.

앞선 탠덤 로터 시스템 인근 유동장에 대한 정량적인 비교를 위해, 두 로터 중심을 지나는 xy 단면에서 y/R에 따른 induced inflow ratio를 Fig. 11에 나타내었다. 이때, y/R은 Fig. 9와 같이 로터 중심선(y=0)으로부터 -y축 방향 거리를 로터 반경 R로 무차원화한 값이며, x=0 지점은 두 로터 중심축 사이 거리의 중심에 해당한다. 두 오버랩 조건을 전체적으로 비교해보았을 때, 오버랩 37.50% 조건에서 induced inflow ratio 분포가 x축 방향으로 상대적으로 압축되어 나타나는 경향을 보인다. 이는 오버랩 증가로 인해 두 로터 중심 간 거리가 감소하고, 각 로터 팁에서 생성되는 팁 와류의 x축 위치가 중심부로 가까워지기 때문으로 판단된다. 또한 로터 중심에 비교적 근접한 y/R=-0.1 및 y/R=-0.75 조건의 경우 두 오버랩 조건 간 전반적으로 유사한 분포 형상이 나타났으며, 로터 간

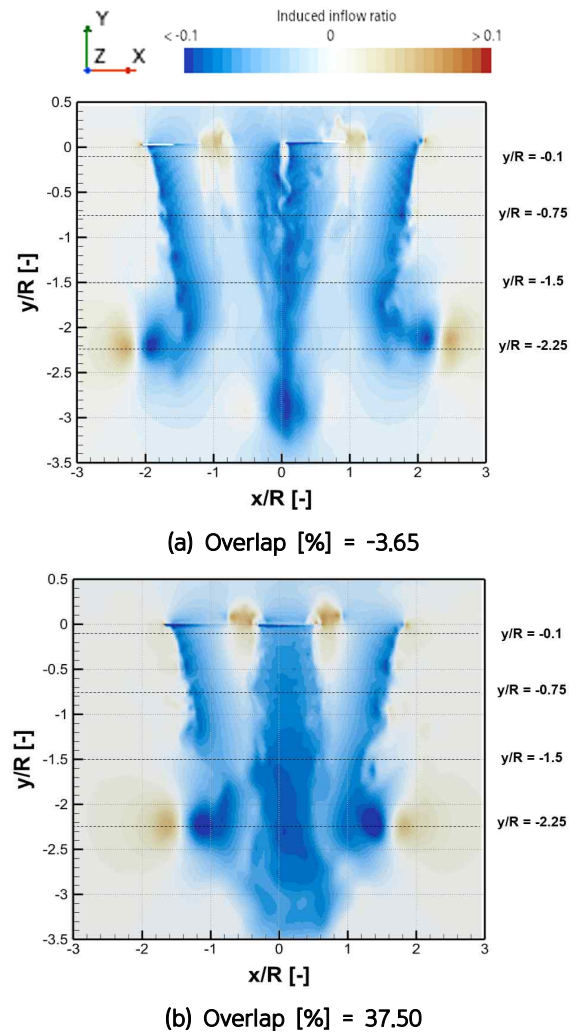


Fig. 10. Comparison of induced inflow ratio at overlap of -3.65% and 37.5%

간섭 구간을 제외한 영역에서 큰 차이를 보이지 않았다. 하지만 오버랩 37.50% 조건의 중심부 간섭 구간에서는 하향류가 유지되며 상대적으로 큰 유입류가 예측되었다. 이는 오버랩이 증가할 경우 로터 간 상호작용이 강화되어 중심부 영역에서도 하향류가 유지되기 때문으로 판단된다. 반면, y/R=-1.5 및 y/R=-2.25 조건의 경우 두 오버랩 조건 간 차이가 뚜렷하게 나타났다. 오버랩 -3.65% 조건은 두 로터가 충분히 이격되어 각 로터에서 형성된 하향류가 상대적으로 빠르게 확산되었고, 오버랩 영역 외측에서 induced inflow ratio의 절댓값이 감소하는 경향을 보였다. 반면 오버랩 37.50% 조건에서는 로터 간 거리가 감소함에 따라 두 로터에서 발생한 후류와 팁 와류가 중첩되어 하향류가 오버랩 영역 외측까지 유지되었고, 그 결과 induced inflow ratio의 절댓값이 전반적으로 크게 나타났다. 이러한 경향은 y/R=-1.5 조건보다 y/R=-2.25 조건에서 더욱 명확하게 관찰되었는데, 이는 로터 간 상호작용이 강화되어 디스크 전반에서 하향류의 영향 범위와 강도가 확대되었음을 의미한다. 이러한 하향류 강화는 블레

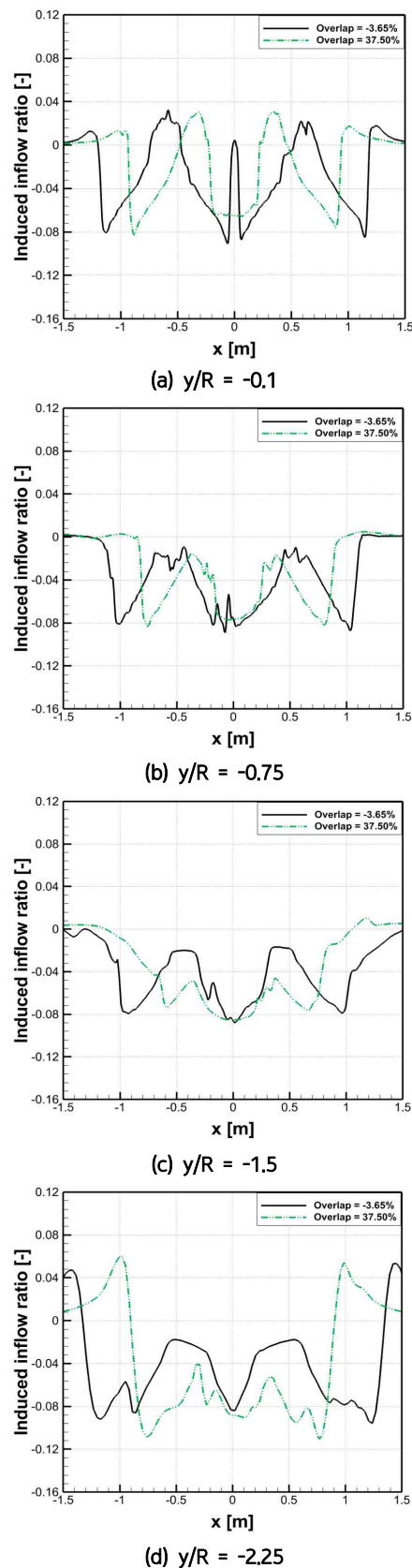


Fig. 11. Comparison of induced inflow ratio at overlap of -3.65% and 37.5%

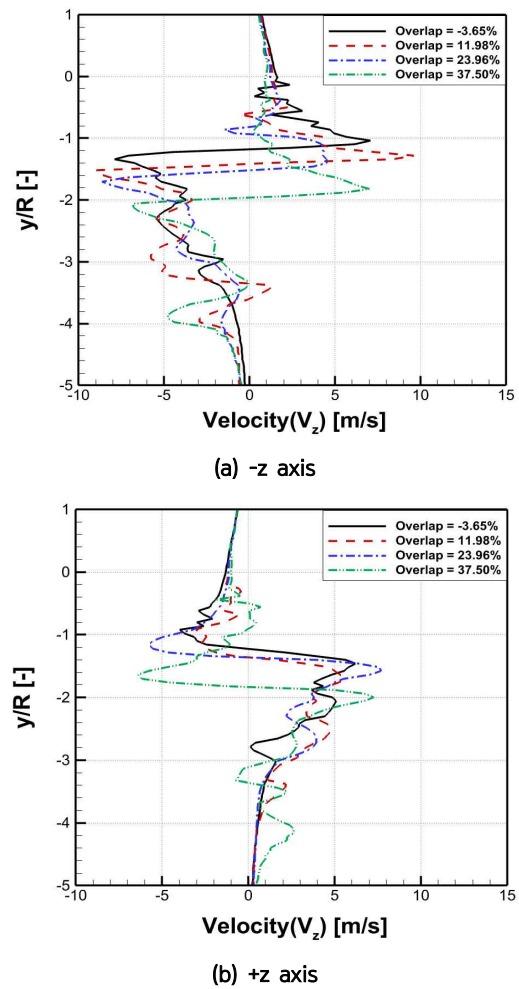


Fig. 12. Z-direction velocity component generated on the left and right sides of the rotor

이드에 유입되는 유입류의 방향이 보다 하향으로 기울어 지도록 만들며, 동일한 collective pitch angle 조건에서도 블레이드의 유효 받음각 감소를 유발한다. 이러한 경향은 앞서 확인한 바와 같이 오버랩 영역이 증가할수록 추력 성능이 감소하는 원인으로 판단된다.

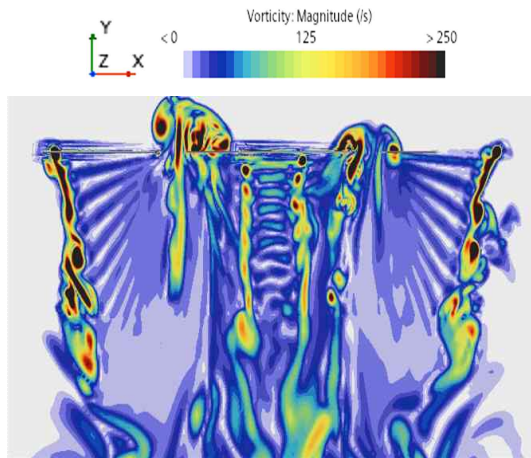
Figure 12는 두 로터를 정면(x축 방향)으로 바라보았을 때의 z축 방향 속도 성분을 나타낸 것이다. 이때 z축 방향은 정면 기준 좌우 방향을 의미하며, +z는 우측, -z는 좌측으로 정의하였다. 전반적으로 -z축 방향 속도 성분이 +z축 방향 속도 성분에 비해 크게 나타났으며, 속도의 피크값 또한 더 큰 값을 보였다. 이는 전방 로터가 반시계 방향, 후방 로터가 시계 방향으로 회전함에 따라 유동이 주로 -z축 방향으로 밀려나는 구조를 형성하기 때문으로 판단된다. 오버랩 영역이 증가함에 따라 -z축 방향 속도의 피크값은 점차 증가하다가, 최대 오버랩 조건인 37.50% 조건에서 오히려 피크값이 크게 감소하는 경향을 확인하였다. 이는 오버랩 영역이 증가함에 따라 두 로터에서 발생한 와류가 강하게 상호 교란을 일으켜 나선형의 후류 구조는 방향성을 상실한 난류로 소산

된 것이 원인으로 판단된다[29]. 또한, 속도 피크 위치가 오버랩 증가에 따라 $-y$ 축 방향으로 이동하는 경향을 통해 오버랩 영역이 커질수록 강한 하향류가 형성되어 수직 방향 속도 성분이 지배적임을 확인할 수 있었다.

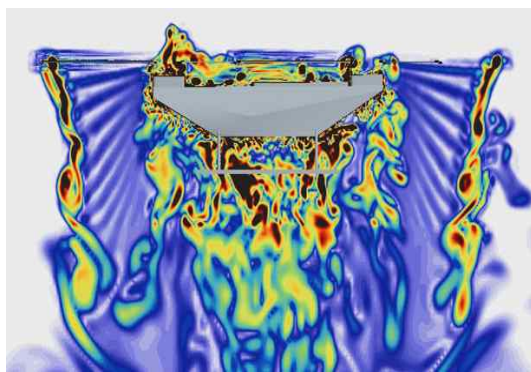
2.4 로터-동체 간섭 영향성 분석

본 절에서는 isolated 탠덤 로터에 동체를 추가한 전기체 형상을 이용하여 제자리 비행 조건에서 로터와 동체의 상호작용을 분석하였다. 23.96%의 동일한 오버랩 조건에서 동체 유무에 따른 후류 구조 변화를 파악하기 위해 와도장 분포를 Fig. 13에서 비교하였다. Fig. 13(a)와 같이 동체가 없는 경우에는 앞서 확인한 바와 같이 로터에서 형성된 후류가 비교적 정렬된 형태로 하류 방향으로 발달하는 경향을 보였다. 반면 동체가 존재하는 경우(Fig. 13(b))에는 로터 하류 유동이 동체 상부와 상호작용하면서 후류 구조가 붕괴되는 현상이 발생하였다. 특히, 로터 후류가 동체 상부를 만나면 동체 상부를 따라 Outwash 형태로 전파되었고, 붕괴된 후류 구조에 의해 국부적으로 와도가 증가하였다.

이와 같은 후류 구조의 변화는 이후 collective pitch angle 변화에 따른 공력 성능 특성 및 압력장 분포에도 영향을 미칠 수 있다. 이에 따라 동체 유무에 따른 간섭



(a) w/o fuselage



(b) w/ fuselage

Fig. 13. Comparison of vorticity contour w/ and w/o fuselage at overlap of 23.96%

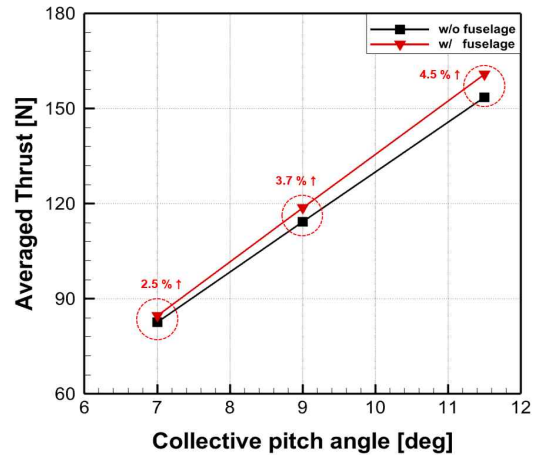


Fig. 14. Comparison of tandem rotor averaged thrust w/ and w/o the fuselage

Table 7. Comparison averaged thrust, torque, and Figure of Merit with and without fuselage as a function of collective pitch angle

	Collective pitch angle [°]	Averaged thrust [N]	Averged torque [Nm]	Figure of Merit [-]
w/o fuselage	7	82.6	5.08	0.526
	9	114.21	7.10	0.613
	11.5	153.47	10.19	0.670
w/ fuselage	7	84.72	5.27	0.528
	9	118.63	7.26	0.636
	11.5	160.74	10.29	0.707

효과를 보다 자세히 분석하기 위해 collective pitch angle = 7°, 9°, 11.5° 조건에서 기체의 공력 하중 및 유동 특성을 예측하였다. Fig. 14 및 Table 7에는 collective pitch angle에 따른 공력 성능을 동체 유무에 따라 각각 나타내었다. 오버랩 영역 23.96% 조건에서 총 15회전 해석 결과 중 마지막 1회전의 평균값을 사용하였다. 공력 성능 예측 결과, 동체 유무와 관계없이 collective pitch angle이 증가함에 따라 추력, 토크 및 figure of merit이 증가하는 것을 확인하였다. 이는 로터에서 유도된 후류가 동체 상부와 상호작용하면서 국부적인 고압 영역을 형성하고, 그 결과 로터 디스크 상하부에 작용하는 유효 압력차가 증가하였기 때문으로 판단된다. 또한 동체 유무에 따라 토크 증가량보다 추력 증가량이 더 크게 나타나, figure of merit이 증가하는 것을 확인하였다. 한편, 동체가 존재하는 전기체 형상에서는 collective pitch angle이 증가할수록 동체가 없는 조건 대비 추력의 상승률이 더 크게 나타났다. 이는 동체 유무에 따른 성능 차이가 고피치 조건에서 더욱 확대됨을 의미한다.

앞선 동체 유무에 따른 기체 공력 특성 변화의 원인을 분석하기 위해, 두 로터 중심을 지나는 xy 단면의 압력장을 예측한 결과는 Fig. 15와 같다. 기체 근처의 압력

장 예측 결과, collective pitch angle이 증가함에 따라 로터와 동체 사이에서 고압 영역이 뚜렷하게 형성되는 것을 확인하였다. 이는 collective pitch angle 증가로 로터에서 생성되는 유도유량의 축방향 운동량이 커지면서 횡방향 확산을 상대적으로 억제하였다[30]. 이 같은 압력 분포는 로터 블레이드 상·하부의 유효 압력차를 증가시켜 추력 상승률 증대를 유발한 것으로 판단된다.

Collective pitch angle 변화에 따른 동체 표면 압력 분포 예측 결과를 Fig. 16에 나타내었다. 예측 결과, collective pitch angle이 증가할수록 로터에서 생성되는 유도 유동의 세기가 강해지며 동체 표면에 작용하는 압력 역시 증가하는 경향을 확인하였다. 또한 동체를 상부에서 바라보았을 때 $+z$ 방향의 동체 표면이 $-z$ 방향의 동체 표면에 비해 상대적으로 높은 압력이 분포하는 것을 확인하였다. 이는 앞선 오버랩 조건에 따른 z 축 방향 속도 성분 분포와 같이, 전방 로터가 반시계 방향, 후방 로터가 시계 방향으로 회전함에 따라 상대적으로 편향된 고압 영역이 형성된 것으로 판단된다. 특히, 상부에서 바라보았을 때 동체의 왼쪽 상부에서 상대적으로 저압 영역이 형성되는 것을 확인할 수 있다. 이는 두 로터의 회전 방향에 의해 유동이 $-z$ 축 방향으로 편향되는 동시에, 동체 상부의 각진 형상으로 인해 국부적인 유동 박리가

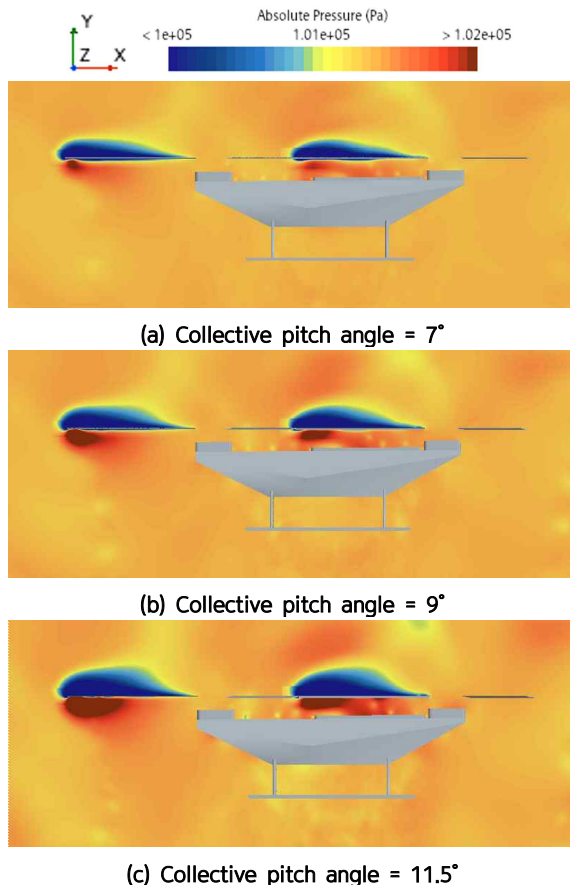


Fig. 15. Pressure field on the xy plane as function of collective pitch angle

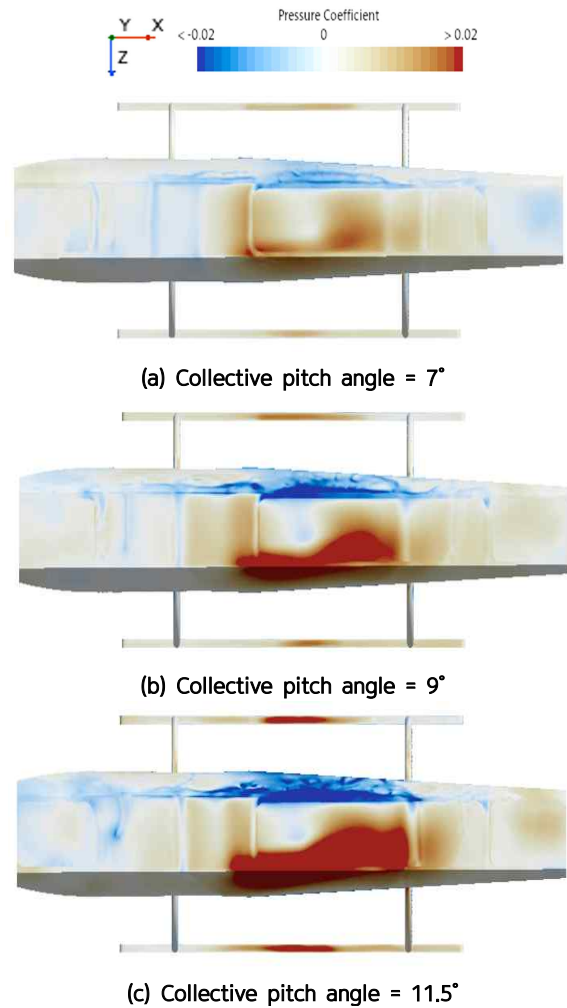


Fig. 16. Surface pressure coefficient on the fuselage as function of collective pitch angle

발생하기 때문으로 판단된다. 또한 이 같은 압력 저감 영역은 collective pitch angle이 증가함에 따라 유도되는 유속의 세기가 커져, 박리된 유동 영역에서의 운동량 상실로 인해 상대적으로 더 큰 저압 영역이 형성되는 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 탠덤형 소방 드론의 제자리 비행 시 로터-로터 및 로터-동체 간섭현상이 기체 공력 성능에 미치는 영향을 분석하였다. 이를 위해 isolated 탠덤 로터와 전기체 형상을 대상으로 비정상 수치해석을 수행하였다. 공력 해석 시 상용 해석 도구인 STAR-CCM+를 활용하여 DES 기법을 적용하였으며, 로터 간 거리 및 collective pitch angle 변화에 따른 공력 성능과 후류 구조에 대한 정량적 분석을 수행하였다.

오버랩 영역에 따른 로터 공력 성능 예측 결과, 오버랩 영역이 증가할수록 로터 간 상호작용이 강화되어 추

력 성능이 감소하였으며, 최대 오버랩 조건에서 최소 오버랩 조건 대비 약 10% 수준의 추력 저하가 나타났다. 토크의 평균값은 오버랩 조건에 따라 큰 차이가 없었으나 오버랩이 증가할수록 토크 최솟값과 최댓값의 차이가 확대되어 토크 변동이 증가함을 확인하였다. 공력 성능 저하의 원인을 확인하기 위해 로터 수직력 분포를 비교한 결과, 로터 간 간섭 구간($\psi = 120^\circ \sim \psi = 240^\circ$)에서 공력의 비균일성이 확대되며 추력이 크게 저하되는 경향이 나타났다. 이 같은 경향은 induced inflow ratio 분석을 통해 오버랩 증가 시 하향류가 강화되고 유효 받음각이 감소하는 현상이 원인임을 확인하였다. 동체 유무에 따른 기체 공력 성능 예측 결과, 동체가 존재할 경우 공력 성능이 전반적으로 증가하였으며, collective pitch angle이 증가할수록 추력 상승률이 증가하였다. 특히 기체 인근 단면 압력장을 비교하였을 때, collective pitch angle 증가에 따라 로터와 동체 사이 간 고압 영역이 형성되는 것을 확인하였다. 이를 통해 로터 상, 하부 영역의 압력 차이 증가가 기체 공력 성능 증가의 원인으로 작용함을 확인하였다.

본 연구에서는 탠덤형 소방 드론의 로터-로터 및 로터-동체 간섭 영향성을 정량적으로 분석하였으나, 실제 산불 진화 임무 환경의 복잡한 외란 유동과 지형 영향을 고려하지 않았다. 따라서 향후 연구에서는 이러한 한계를 보완하기 위해 산악 지형을 수치적으로 모델링하고, 해당 환경에서 발생하는 외란 유동이 탠덤형 기체의 공력 특성에 미치는 영향을 분석할 계획이다. 또한, 비균일 유동과 난류 구조가 로터 및 동체 간섭현상에 미치는 영향을 중점적으로 고찰할 예정이다.

후 기

이 성과는 정부(과학기술정보통신부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행되었습니다(RS-2024-00397400, RS-2025-25423496). 이 연구는 2026년도 경상국립대학교 글로벌대학30사업에 의하여 수행되었습니다.

References

- 1) Park, J., Suh, J. and Baek, M., "Climatic and Forest Drivers of Wildfires in South Korea (1980–2024): Trends, Predictions, and the Role of the Wildland–Urban Interface," *Forests*, Vol. 16, No. 9, 2025.
- 2) Chang, D. Y., Jeong, S., Park, C. E., Park, H., Shin, J., Bae, Y. and Park, C. R., "Unprecedented wildfires in Korea: Historical evidence of increasing wildfire activity due to climate change," *Agricultural and Forest Meteorology*, Vol. 348, 2024, 109920.
- 3) Ma, C. J. and Kang, G. U., "Assessment of Air Quality Impacts from a Large-Scale Wildfire in Gyeongbuk, South Korea, in March 2025," *Journal of Korean Society for Atmospheric Environment*, Vol. 41, No. 3, 2025, pp. 448–461.
- 4) Lee, C., Choi, E. H., Han, Y. and Lee, Y., "Year-round daily wildfire prediction and key factor analysis using machine learning: a case study of Gangwon State, South Korea," *Scientific Reports*, Vol. 15, No. 1, 2025, 29910.
- 5) Kim, J. Y. and Kim, M. J., "A Study on the Improvement of Forest Fire Extinguishing Systems: Focusing on Aerial Firefighting Resources," *Journal of forest and environmental science*, Vol. 41, No. 3, 2025, pp. 281–291.
- 6) Bae, T. H., "Study on efficient operation on aerial fire fighting helicopter in forest fire," *Fire Science and Engineering*, Vol. 29, No. 1, 2015, pp. 45–52.
- 7) Alander, J., Honkasilta, L. and Saastamoinen, K., "Simulating the Aerial Ballet: The Dance of Fire-Fighting Planes and Helicopters," *Engineering Proceedings*, Vol. 68, No. 1, 2024, p. 54.
- 8) Dada, O. and Barakos, G., "Real-Time CFD in the simulation of Aerial Firefighting," *Aerospace Science and Technology*, 2025, 110980.
- 9) Choi, Y. C., "Night fire fighting helicopters operations and Aviation Safety," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol. 22, No. 1, 2014, pp. 145–151.
- 10) Peña, P. F., Ragab, A. R., Luna, M. A., Isaac, M. S. A. and Campoy, P., "WILD HOPPER: A heavy-duty UAV for day and night firefighting operations," *Heliyon*, Vol. 8, No. 6, 2022.
- 11) Russell, C. and Johnson, W., "Exploration of configuration options for a large civil compound helicopter," *69th American Helicopter Society Annual Forum*, May 2013, ARC-E-DAA-TN6212.
- 12) Ferguson, K., Thomson, D., Anderson, D., Ireland, M., Tu, Z., Manso, S. and Ibal, G., "Comparing the flight dynamics characteristics of tandem and conventional helicopters for the purposes of automatic control," *Engineering*, September 2015.
- 13) Bagai, A. and Leishman, J. G., "Free-Wake Analysis of Tandem, Tilt-Rotor and Coaxial Rotor Configurations," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 41, No. 3, 1996, pp. 196–207.
- 14) 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.

15) Chae, S., Lee, S., Hwang, S., Jeong, S. and Kim, J., "Effects of rotor-rotor interaction for a small tandem rotor operating in a crosswind," *Physics of Fluids*, Vol. 36, No. 6, 2024.

16) Liu, C., Li, B., Wei, Z., Zhang, Z., Shan, Z. and Wang, Y., "Effects of wake separation on aerodynamic interference between rotors in urban low-altitude UAV formation flight," *Aerospace*, Vol. 11, No. 11, 2024, p. 865.

17) Wen, J., Song, Y., Wang, H. and Han, D., "Numerical study on tandem-rotor autorotation in forward flight," *Aerospace*, Vol. 10, No. 1, 2022, p. 15.

18) Araghizadeh, M. S., Sengupta, B., Son, S. M., Lee, H. and Myong, R. S., "Atmospheric turbulence inflow effect on the aerodynamics and aeroacoustics of side-by-side urban air mobility aircraft," *Physics of Fluids*, Vol. 37, No. 10, 2025.

19) Lee, S., Chae, S., Woo, S. Y., Jang, J. and Kim, J., "Effects of rotor-rotor interaction on the wake structure and thrust generation of a quadrotor unmanned aerial vehicle," *Institute of Electrical and Electronics Engineers Access*, Vol. 9, 2021, pp. 85995~86016.

20) Sagaga, J. and Lee, S., "High-fidelity computational study of aerodynamic noise of side-by-side rotor in full configuration," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 592, December 2024, 118607.

21) Herz, S., Atte, A., Seth, D., Rauleder, J. and McCrink, M., "Effects of rotor-rotor and rotor-body interactions on quadrotor vehicle performance for multiple flight configurations," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 158, March 2025, 109873.

22) Yoon, S., Lee, H. C. and Pulliam, T. H., "Computational study of flow interactions in coaxial rotors," *AHS Technical Meeting on Aeromechanics Design for Vertical Lift*, 2016, ARC-E-DAA-

TN24178.

23) Potsdam, M., Smith, M. and Renaud, T., "Unsteady computations of rotor-fuselage interaction," *Proceeding of the 35th European Rotorcraft Forum*, January 2009.

24) Son, S. M., Song, C. H., Araghizadeh, M. S., Myong, R. S. and Lee, H., "Investigation of aerodynamics, wake dynamics, and aeroacoustic characteristics of a full-configuration tiltrotor aircraft during transition flight," *Physics of Fluids*, Vol. 37, No. 10, 2025.

25) Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. K. and Travin, A. K., "A hybrid RANS-LES approach with delayed-DES and wall-modelled LES capabilities," *International journal of heat and fluid flow*, Vol. 29, No. 6, 2008, pp. 1638~1649.

26) Li, T., Hemida, H. and Zhang, J., "Evaluation of SA-DES and SST-DES models using OpenFOAM for calculating the flow around a train subjected to crosswinds," *Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, Part F: Journal of Rail and Rapid Transit*, Vol. 234, No. 10, 2020, pp. 1346~1357.

27) Stepniewski, W. and Sloan, L., "Experimental investigation of PV-14 overlap Part I-downwash distribution," *Unknown city: Piasecki Helicopter Corporation*, 1948.

28) Harris, F. D., "Twin rotor hover performance," *Journal of the American helicopter society*, Vol. 44, No. 1, 1999, pp. 34~37.

29) Zanotti, A. and Algarotti, D., "Aerodynamic interaction between tandem overlapping propellers in eVTOL airplane mode flight condition," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 124, May 2022, 107518.

30) O'brien, D. and Smith, M., "Analysis of rotor-fuselage interactions using various rotor models," *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005, p. 468.