

프로펠러 후류 효과가 분산전기추진 항공기의 날개 공력 특성에 미치는 영향에 대한 전산해석

송현수, 황유현, 김시진, 명노신, 이학진*

경상국립대학교 항공우주공학부

NUMERICAL INVESTIGATION OF PROPELLER WAKE EFFECT ON THE WING AERODYNAMICS OF AIRCRAFT WITH DISTRIBUTED ELECTRIC PROPULSION

H.S. Song, Y.H. Hwang, S.J. Kim, R.S. Myong and H. Lee*

School of Aerospace Engineering, Gyeongsang National University

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

Keywords:

친환경 항공기(Sustainable aircraft),
분산전기추진(Distributed electric propulsion),
공력 상호작용(Aerodynamic interaction),
전산유체역학(Computational fluid dynamics),
격자 볼츠만 법(Lattice-Boltzman method)

ABSTRACT

The development of eco-friendly aircraft with a distributed electric propulsion(DEP) system has garnered significant attention due to the push for carbon neutrality. The DEP system helps improve aerodynamic efficiency, reduce noise levels, and lower carbon emissions. However, as the number of propellers increases, the interaction between the propellers and wings has emerged as a critical factor affecting aerodynamic performance. This study delves into the effects of propeller wakes on flow separation, skin friction, and overall aerodynamic performance of fixed-wing aircraft in detail. Using the lattice-Boltzmann method(LBM), computational analysis of the NASA X-57 Maxwell aircraft in its full configuration with 12 propellers was conducted. The study concluded that the propeller wake accelerates the flow around the fixed-wing, leading to an increase in suction peak and skin friction, as well as a delay in flow separation. Additionally, it was confirmed that the strong upwash flow induced by counter-rotating propellers results in flow separation at high angles of attack, thereby increasing drag.

Received | 7 August, 2024

Revised | 12 September, 2024

Accepted | 21 October, 2024

OPEN ACCESS



This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted noncommercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

© KSCFE 2024

1. 서론

현재 대부분의 항공기는 기술적으로 비약적인 발전을 해왔음에도 불구하고 화석 연료를 사용하는 연소 엔진을 주된 추진시스템으로 사용한다. 지속적인 화석 연료 사용이 기후 온난화, 폭염, 해수면 상승 등 이상기후를 유발함에 따라 전 세계 195개국이 참여하는 ‘파리기후변화협정’과 2050년까지 탄소 배출량을 ‘0’으로 만드는 ‘탄소 중립

2050'과 같은 이상기후 위기에 대응하기 위한 전 세계적 노력이 이뤄지고 있다. 또한, 프랑스는 기차로 2시간 30분 이내 항공편 금지, 스웨덴은 항공기 운항에 대한 강력한 규제 및 반 비행 사회 운동이 이루어지고 있다.

항공산업의 탄소 배출량은 전체 탄소 배출량의 약 2~3% 수준을 차지하며 수송 부문 탄소 배출량만을 고려했을 시 약 14% 비중을 차지하고 있다. 현재 비중의 상승률은 점차 증가하고 있으며, 승객 1인당 1 km 이동 시 배출되는 탄소량은 다른 교통수단보다 월등히 높아 항공산업의 탄소 배출량 저감이 시급하다[1]. Deloitte의 예측에 따르면 2040년 유럽 내 1,000 km 미만 항속거리를 갖는 항공기는 수소연료전지 또는 배터리 전기 추진 항공기로 대체될 예정이며 전 세계 항공산업은 머지않은 미래에 친환경 항공기를 개발해야 하는 상황이다. 이에 따라 기존의 항공유 기반 동력원을 대신하여 태양광 에너지, 연료전지, 배터리 등을 동력원으로 이용하는 친환경 항공기에 대한 연구가 다수 수행되고 있으며[2], 특히 유럽의 경우 ZEROAVIA(영국)사의 Hyflyer II, GKN Aerospace(영국)사의 H2GEAR, Pipistrel Aircraft(슬로베니아)사의 Miniliner 등 친환경 항공기 개발이 활발히 진행되고 있다. 또한, 친환경 항공기 연구와 함께 다수의 프로펠러를 사용하여 전력 소비를 감소시키며 추진 효율을 높일 수 있는 분산전기추진(Distributed Electric Propulsion, DEP) 시스템의 적용 사례도 증가하고 있다[3]. 분산전기추진 시스템은 소수의 대형 추진 장치를 다수의 소형 추진 장치로 분산 배치하여 기체에 장착하는 방식이며, 추진 시스템의 Redundancy를 확보할 수 있을 뿐만 아니라 다중 모터 및 제어기 구성을 통해 추진 시스템을 이중화하여 제어력과 조종성을 향상시킬 수 있다[4]. 또한, 다수의 프로펠러에서 생성되어 가속된 유동을 활용하면 날개 표면에서의 유동 박리 현상을 지연할 수 있고 고양력을 확보할 수 있다[5]. 이러한 장점으로 인해 분산전기추진 시스템을 활용한 다양한 미래형 항공기 개발 연구가 활발히 수행되고 있다[6-9].

하지만 분산전기추진 시스템에서는 프로펠러와 날개 간의 상호작용이 강하게 발생하고, 이로 인해 발생한 비정상 공력 하중은 항공기에 진동을 유발할 뿐 아니라 소음까지 증가시킨다[10]. 또한, 프로펠러에서 발생하는 후류가 날개와 부딪히면서 나선형 후류 구조가 형성되지 않으며 프로펠러에는 국부적으로는 지면 효과까지 발생한다[11]. 따라서 분산전기추진 시스템을 적용한 항공기를 설계하기 위해서는 프로펠러-날개에서 발생하는 공기역학적 간섭 효과에 대한 정확한 예측과 분석이 요구된다. 프로펠러-날개 간의 상호작용이 유동 특성과 공력 성능에 미치는 영향을 분석하기 위해 실험, 전산 해석적 연구들은 다수 수행되었다. Witkowski 등[12]은 와류 격자법을 적용한 전산해석과 풍동실험을 통해 날개의 가로세로비 감소, 프로펠러의 전진비 증가에 따라 날개의 양향비가 감소하는 경향성을 확인하였다. Johnson 등[13]은 Tractor 타입의 프로펠러에서 발생하는 후류가 날개에 미치는 영향에 대해 실험을 진행하였다. 프로펠러가 날개의 Inboard-up 방향으로 회전할 때 날개에서 높은 양력계수가 나타났으며, 날개의 가로세로비에 따라 항력계수가 최대 40% 이상 낮게 나타남을 확인하였다. Catalano 등[14]은 날개의 양향비를 Pusher 프로펠러 장착 위치에 따라 비교 분석을 진행하였다. Pusher 프로펠러-날개 간 수직거리를 변화했을 경우, 프로펠러의 위치가 높을수록 날개의 양향비는 증가함을 확인하였다. Chandukrishan 등[15]은 프로펠러의 타입을 Tractor, Pusher로 구분한 후 날개에 미치는 공기역학적 영향성을 비교하였다. Tractor 타입의 프로펠러 후류는 날개에 전반적인 영향을 미쳐 Pusher 타입의 날개보다 공력 성능이 더욱 우수하게 나타남을 확인하였다. Tai 등[16]은 프로펠러 효과가 반영 가능한 패널 기반의 공력해석 기법을 개발하여 프로펠러의 Upwash, Downwash 효과에 따른 날개의 공력 변화에 대한 검증을 수행하였다. 또한, 분산추진 비행체인 KARI의 OPPAV(Optional Piloted PAV) 형상과 QTP 비행체를 해석하여 프로펠러 구동에 의한 날개의 전체 양력 및 공력 하중 분포의 변화를 분석하였다. Park 등[17]은 프로펠러가 회전할 경우 날개의 고양력 장치 장착 여부에 따라 변화되는 공력 성능을 분석하였다. 고양력 장치를 장착한 날개는 프로펠러 후류에 의해 최대 양력계수가 증가하고 실속 받음각이 감소함을 확인하였다.

한편 분산전기추진 비행체의 날개에서는 다수의 프로펠러가 만들어내는 후류로 인해 매우 복잡한 유동이 유입된다. Dennis[18]는 프로펠러 개수에 따라 날개의 공력 특성에 미치는 영향을 분석하였으며, 12개의 프로펠러를 가진 날개가 2

개의 프로펠러를 가진 날개보다 양항비가 증가했고 프로펠러의 효율이 더 높게 나타남을 확인하였다. Gallani 등[19]은 Cessna Grand Caravan 모델에 분산전기추진 시스템을 적용하여 프로펠러 후류가 날개의 항력에 미치는 영향을 분석하였다. 날개의 유도 항력은 날개 스팬 길이가 일정한 상태에서 날개 면적이 감소해도 미비한 영향이 나타났으며, 가로세로비가 일정한 상태에서 날개 면적이 감소하면 항력이 증가하는 경향성을 확인하였다. Moore 등[20]은 Tecnam p2006t 모델에서 프로펠러의 개수에 따른 항공기의 최소 이륙거리에 대해 분석하였다. 최적의 2개 프로펠러 사용과 비교하여 총 16개의 프로펠러를 사용하였을 때 이륙거리를 50% 이상 줄일 수 있음을 확인하였으며 8개의 프로펠러 사용 시 43% 적은 이륙거리와 허용 소음을 60 dBA까지 줄일 수 있는 것을 확인하였다.

앞선 문헌 조사를 통해 프로펠러의 타입, 위치, 회전 방향, 개수 등은 프로펠러-날개 상호작용 현상과 이로 인한 공력 성능 변화에 중요한 영향을 미치는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서는 이전 연구에서 수행한 해석자 검증 연구[21]를 바탕으로 다수의 프로펠러가 장착된 분산전기추진 항공기 전기제 모델에서 발생하는 프로펠러-날개 간 상호작용 현상이 날개의 공력 성능 변화에 미치는 영향을 분석하였다. 다수의 프로펠러가 장착된 NASA의 X-57 Maxwell 항공기를 전산해석 모델로 이용하였고 lattice-Boltzmann method(LBM) 기반의 전산해석을 통해 날개의 받음각과 프로펠러 간의 회전 방향에 따라 날개의 표면 압력 분포, 표면 마찰, 양력, 항력 성능을 비교하였다.

2. 전산해석 기법

2.1 LBM 전산해석 기법

본 연구에서는 LBM 전산해석 기법을 사용하여 DEP 시스템 항공기에 대한 공력해석을 수행하였다. LBM 해석 기법은 기존의 Reynolds-averaged Navier – Stokes(RANS) 해석과 같이 편미분 방정식으로 구성된 Navier – Stokes 방정식을 수치적으로 이산화하여 해를 도출하는 방법과 달리 운동학 이론을 기반으로 대수방정식 형태의 지배방정식을 이용한다[22]. 따라서 별도의 행렬 계산 없이 지배방정식을 계산할 수 있어 병렬화 작업이 수월하고 상대적으로 효율적인 계산이 가능한 특징이 있다[23]. 이에 따라 최근 LBM 전산해석 기법을 사용하여 공력 성능을 예측하는 다수의 연구가 수행되고 있다[24-26].

LBM 기법에서 입자들은 이산화된 격자 내에 lattice-Boltzmann 방정식에 따라 분포되어 있다. 입자들은 지정된 방향으로 이동과 충돌이 가능하며, 입자들의 이동은 DaQb 격자 모델로 표현된다. 여기서 a는 차원의 개수, b는 입자들이 격자 내에서 이동할 수 있는 방향의 개수를 의미한다. 본 연구에 사용된 모델은 3차원 해석에 사용되는 D3Q19 모델을 사용하였으며, 이산화된 격자와 입자들의 이동을 Fig. 1에 표현하였다. 식 (1)은 lattice-Boltzmann 방정식을 이산화된 공간에 고려하여 나타내었다. 여기서 좌변의 f_i 는 $\vec{x}$ 위치에서 i 방향으로 입자들의 위치 이동에 따른 분포함수를, $\vec{e}_i$ 는 i 방향으로 이동하는 입자의 속도벡터를 의미한다. 우변의 $\Omega_i(f(\vec{x}, t))$ 경우 선형화된 충돌항으로 입자들의 충돌을 나타내며 Bhatnagar-Gross-Krook(BGK) 완화 모델에 의해 다음 식 (2)와 같이 정의된다[27].

$$f_i(\vec{x} + \vec{e}_i \Delta t, t + \Delta t) - f_i(\vec{x}, t) = \Omega_i(f(\vec{x}, t)) \quad (1)$$

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

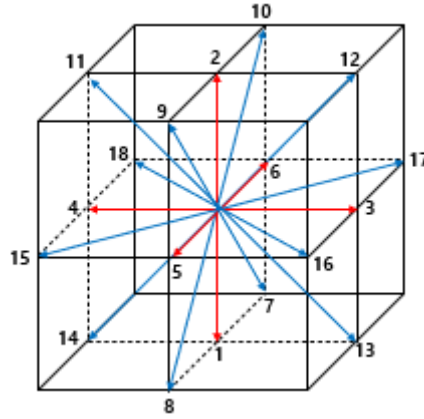


Fig. 1. D3Q19 model for LBM simulation

식 (2)에서의 τ 는 완화 시간(Relaxation Time)을 의미하며 충돌한 이후 입자들이 평형상태로 도달하는 시간을 무차원화로 표현한 값이다. 여기서 완화 시간(Relaxation Time)인 τ 는 격자 공간의 크기, 유체의 점성, 이산 시간 간격에 따라 결정된다. 식 (3)은 τ 와 동점성계수와와의 관계를 식으로 나타낸 것이며 T 는 c_s^2 (격자의 음속)과 Δt (Time Step)을 의미한다.

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

f_i^{eq} 는 Maxwell Boltzmann의 국소평형분포함수로 속도의 2차 항까지 Taylor 전개하여 식 (4)에 나타내었다. 여기서 $\vec{u}$ 는 유동 속도이며 ρ 는 유체의 밀도, w_i 는 i 방향으로의 가중치 상수로 식 (5)와 같이 정의된다.

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

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

결과적으로 이산화된 격자 내에 점에서의 유체의 밀도와 운동량은 식 (1)을 이용하여 식 (6), (7)과 같이 나타낼 수 있다.

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

$$\rho \vec{u}(\vec{x}, t) = \sum_i \vec{e}_i f_i(\vec{x}, t) \quad (7)$$

난류 모델링 과정에서 BGK 완화 모델의 점성 완화 시간과 난류효과에 대해 고려해야 한다. 본 연구에서는 난류 운동 에너지와 난류 소산을 고려한 Renormalization Group(RNG)의 변형된 형태를 적용했으며, RNG k- ω 모델을 난류 점성 완화 시간 계산에 사용하였다. 식 (8)은 점성 완화 시간에 추가되는 난류 완화 시간을 나타내며, $C_\mu = 0.09$, k 는 난류 운동 에

너지, $\tilde{\mu}$ 은 나선 함수를 의미한다[28].

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

2.2 전산 해석자 검증

다수의 프로펠러를 이용하는 분산전기추진 시스템에 대한 전산해석을 수행하기 위해 앞서 프로펠러 후류 유동 유무에 따른 날개의 공력 성능 변화를 예측함으로써 LBM 해석자에 대한 검증 연구를 수행하였다. 이를 위해 NASA's Workshop for Integrated Propeller Prediction(WIPP) 실험 모델[29]을 고려하였다. 해당 모델은 NASA X-57 항공기의 날개를 40.5% 크기로 축소하였고 10% 축소된 C-130 수송기의 프로펠러가 항공기 날개 끝단에 위치해 있다. 따라서 프로펠러-날개 상호 작용 효과는 날개 끝단에서 두드러지게 나타나는 것이 특징이다. 날개 받음각 $0^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 15^\circ$, 프로펠러 회전속도 5,900 RPM, 자유류 마하수 0.08의 유동 조건에 대해 총 15회전 동안 해석을 진행하고, 예측 결과를 실험값과 비교하였다. Fig. 2와 Fig. 3은 각각 날개 스패 길이 방향 $y/b = 90\%$, $y/b = 66\%$ 위치에서 프로펠러의 장착 여부에 따른 날개 표면에서의 압력계수를 나타낸다(여기서 b 는 날개의 길이).

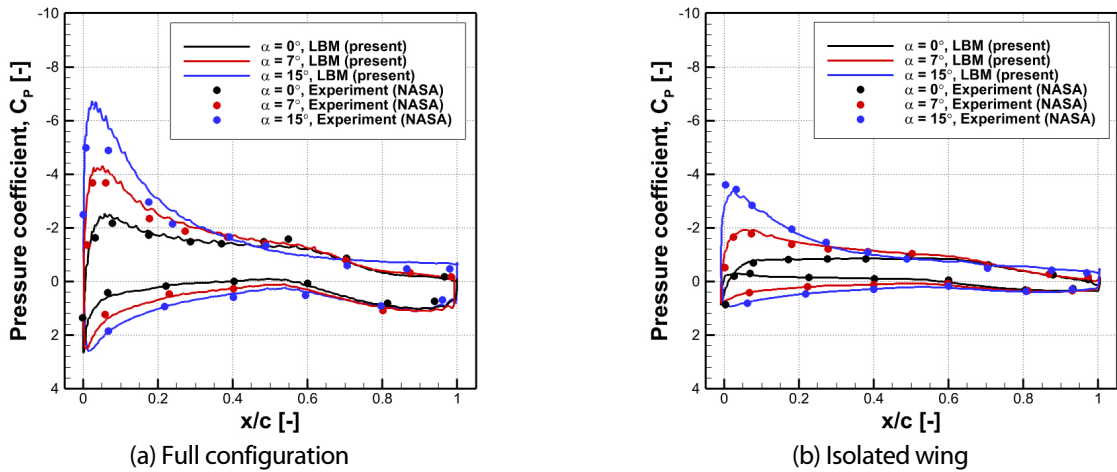


Fig. 2. Comparison of the surface pressure coefficients depending on wing angles of attack at $y/b = 90\%$

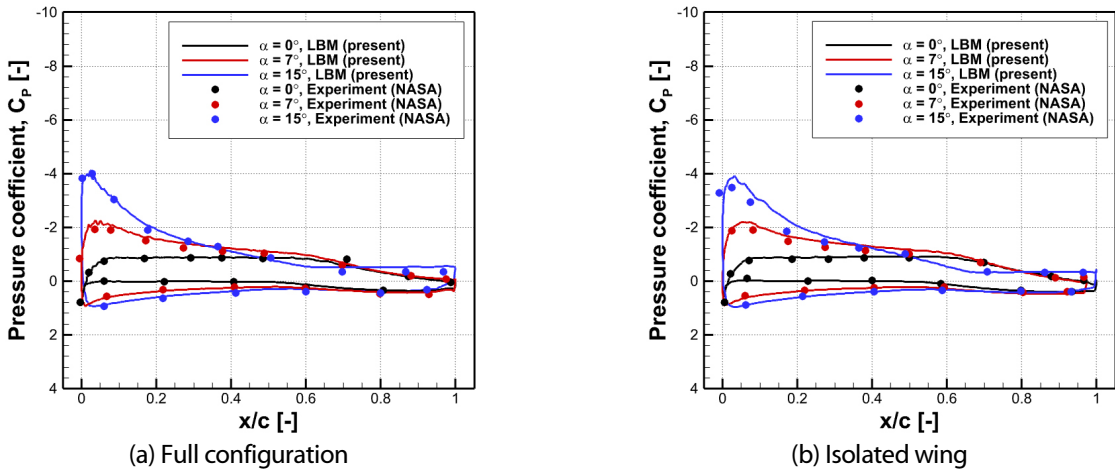


Fig. 3. Comparison of the surface pressure coefficients depending on wing angles of attack at $y/b = 66\%$

날개 받음각 15° 조건에서는 실험값 대비 압력계수를 다소 과대 예측하는 경향성이 나타났지만, 전반적으로 실험 결과와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 또한, Fig. 2에서 확인할 수 있듯이 프로펠러가 장착된 날개 끝단에서는 프로펠러 후류 영향으로 인해 프로펠러가 장착되지 않은 경우보다 모든 받음각 조건에서 Suction Peak 세기가 뚜렷하게 증가하였다. 반면 프로펠러 후류 영향을 받지 않는 위치(Fig. 3)에서는 프로펠러의 장착 유무에 상관없이 모든 받음각에서 유사한 압력 계수가 도출되었다. 이를 통해 본 연구에서 사용한 LBM 해석자가 프로펠러의 후류 효과가 날개의 공력 특성 변화에 미치는 영향을 잘 반영할 수 있음을 확인하였고, 실험 결과와 비교하여 타당한 결과를 도출할 수 있음을 검증하였다. 선행연구로 진행하였던 해석자 검증에 대한 상세한 내용은 참고문헌을 통해 확인할 수 있다[21].

2.3 NASA X-57 Maxwell 항공기

본 연구에서는 다수의 프로펠러에서 발생하는 후류 유동이 날개에 미치는 공기역학적 상호작용을 연구하기 위해 NASA X-57 Maxwell 항공기를 이용하였다[30]. NASA X-57 Maxwell 항공기 모델은 각 날개 끝에 장착된 직경 1.524 m 크기의 순항(Cruise) 프로펠러 2개와 직경 0.576 m 크기의 고양력(High-lift) 프로펠러 12개로 총 14개 프로펠러로 구성되어 있으며 날개의 길이는 9.639 m, 면적은 6.194 m^2 이다. 다수의 프로펠러와 날개 간의 상호작용을 확인하기 위하여 고양력(High-lift) 프로펠러 12개만을 사용하여 해석을 수행하였으며, Fig. 4에 전산해석을 수행하기 위한 NASA X-57 Maxwell 항공기 모델의 형상을 나타내었다. 프로펠러의 장착 여부에 따른 날개의 표면 압력 변화, 표면 마찰력 변화, 양력, 항력 변화를 해석하기 위해 Fig. 4(a)와 Fig. 4(b) 모델의 해석 결과를 비교하였고, 추가적으로 프로펠러 회전 방향 변화가 프로펠러-날개 상호작용에 미치는 영향성을 분석하기 위해 Fig. 4(b), Fig. 4(c) 모델의 결과를 비교하였다. Fig. 4(b) 형상은 이웃하고 있는 프로펠러 간의 회전 방향이 동일한 반면, Fig. 4(c) 형상은 이웃하고 있는 프로펠러 간의 회전 방향을 인위적으로 반대 방향으로 설정하였다.

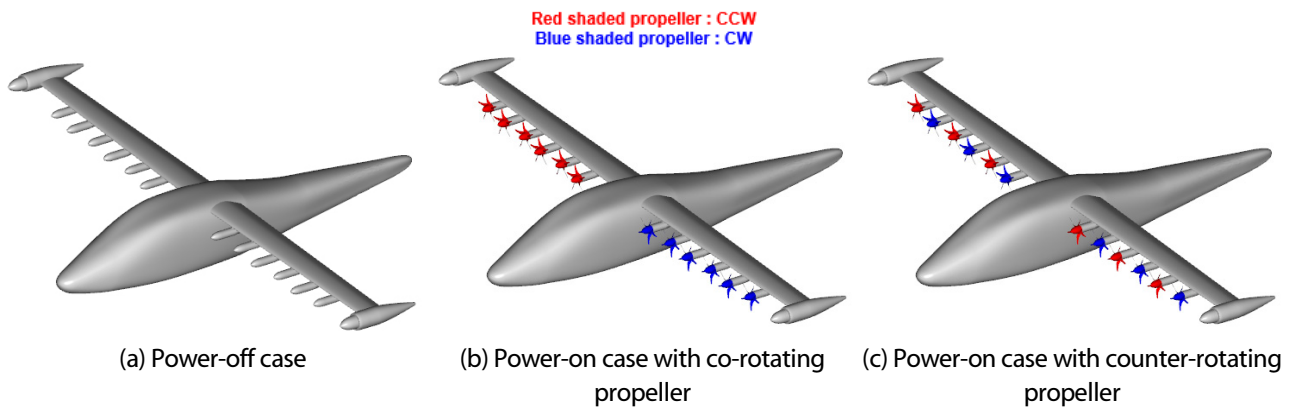


Fig. 4. Geometry of NASA X-57 Maxwell aircraft with DEP system

2.4 전산해석 격자 및 유동 조건

전산해석을 위한 계산 영역과 프로펠러와 날개 주변의 공간 격자 배치는 각각 Fig. 5와 Fig. 6에 나타내었다. 전체 계산 영역은 정육면체의 형상이며 크기는 날개의 스패น 길이(S)의 10배가 되도록 설정하였고, 총 격자 수는 약 2.4억 개를 사용하였다. 이때의 최소 격자의 크기는 날개 끝단 시위 길이의 0.5 %에 해당하는 3 mm 크기이다. 계산 영역 내의 격자의 조밀도는 Power FLOW 해석자에서 사용하는 Variable Resolution(VR) 기능을 이용하여 전체 계산 영역을 총 14개의 VR 영역으로 구분하고 격자의 조밀도를 조절하였다. 프로펠러 주변으로는 실린더 형태의 회전 영역을 설정한 후 격자를 회전시

키는 기법인 Sliding Mesh 기법을 사용하여 회전 효과를 부여하였다. 경계 조건으로는 프로펠러 회전면을 기준으로 전면에는 Velocity Inlet 경계 조건과 나머지 면에 대해서는 Pressure Outlet 경계 조건을 부여하였다. 또한, 프로펠러와 날개 표면에는 점성 효과를 고려하기 위하여 No-Slip Boundary 경계 조건을 적용하였다.

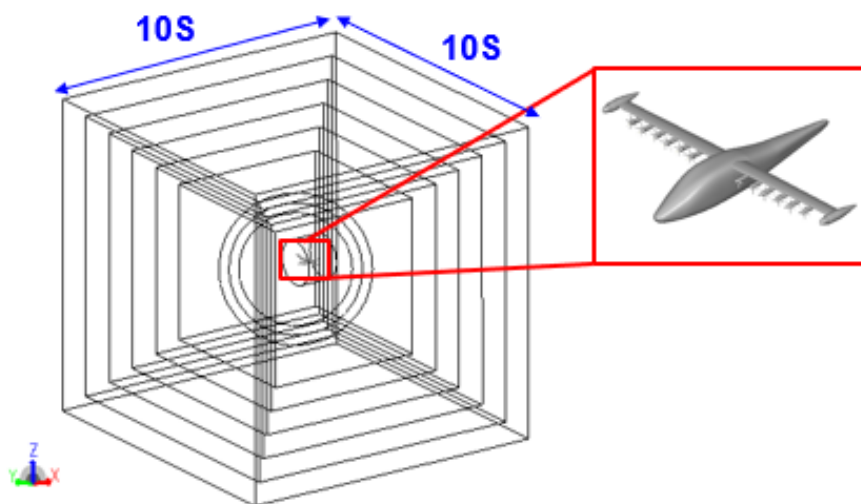


Fig. 5. Computational domain for LBM simulation

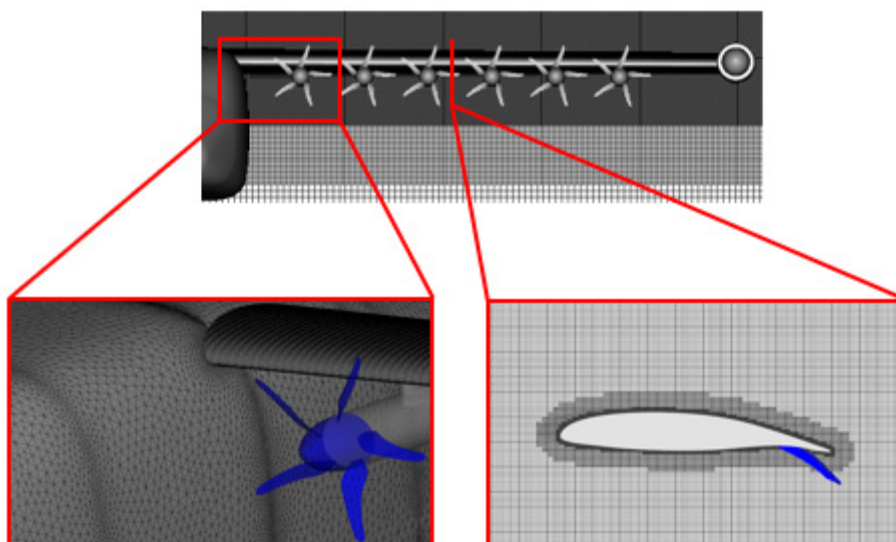


Fig. 6. Surface and volume grid systems

전산해석을 위한 대기 및 해석 조건은 Table 1에 나타내었으며 NASA에서 진행한 전산해석 조건과 동일하게 구성하였다[31]. 자유류 마하수는 0.092, 프로펠러 회전수는 4548 RPM으로 설정하였으며, 날개 받음각 2°, 8°, 12°, 16°의 유동 조건에서 프로펠러 회전 기준으로 총 20회전을 수행하였다. 비정상 해석 결과의 정량적 비교 및 분석을 위해 공력 데이터는 16~20 회전의 결과를 평균화하였다. 항공기 이륙 조건을 고려하기 위하여 고도는 2500 ft로 설정하였고, 대기압은 92499.6 Pa, 날개 뒷전에 장착된 플랩의 전개 각도는 30° 기준으로 전산해석을 수행하였다.

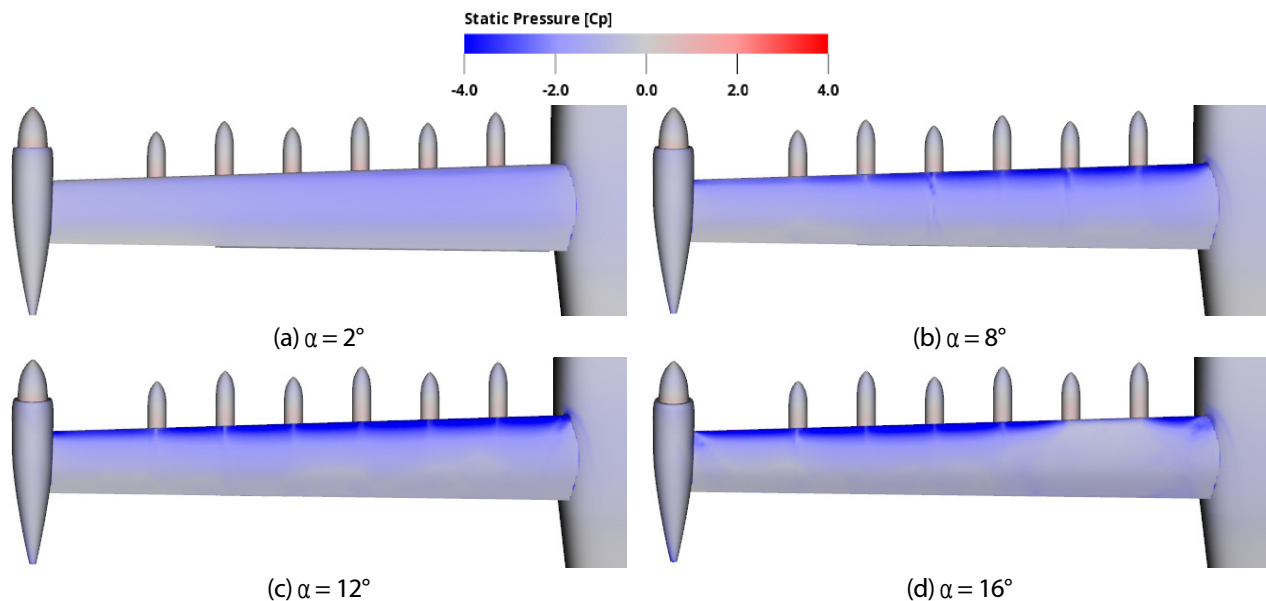
Table 1. Simulation conditions

Freestream Mach number(M_∞)	0.092
Wing angle of attack(α)	2°, 8°, 12°, 16°
Pressure	92,499.6 Pa
Reynolds number(Re)	610,000
Tip Mach number(M_{tip})	0.401
Rotating speed	4,548 RPM
Time step size	0.01 deg
Total simulation time	20 revolution

3. 전산해석 결과

3.1 다수의 프로펠러의 후류에 의한 날개 공력 특성 변화

다수의 프로펠러에서 발생하는 후류 효과에 의한 날개의 양력, 항력 변화를 분석하기 앞서 날개 표면 압력 변화를 분석하였다. Fig. 7, Fig. 8은 날개의 받음각을 2°, 8°, 12°, 16°로 구분하여 프로펠러 장착 여부에 따른 날개 윗면 표면 압력을 Static Pressure Contour 형태로 비교하였다. 프로펠러가 장착되지 않는 Fig. 7의 경우, 날개의 앞전에서 Suction Peak의 세기가 증가하는 것을 확인할 수 있고, 날개 스패 길이 방향으로 일정한 압력 분포가 발달하였다. 반면 프로펠러가 장착되어 있는 Fig. 8의 경우, Fig. 7과 같이 받음각이 증가함에 따라 날개 앞전에서 Suction Peak의 세기가 증가하는 것은 공통적으로 관찰할 수 있으나 프로펠러가 장착된 위치마다 날개 윗면 기준 우측 부분에서 Suction Peak의 세기가 더욱 높게 나타나는 특징을 관찰할 수 있었다. 이는 프로펠러가 전방에서 바라보았을 때 기준으로 CW(Clockwise) 방향으로 회전함으로써 날개 윗면을 기준으로 프로펠러의 우측 부분에서는 후류의 Upwash 유동이 날개의 받음각이 증가되었고 후류 유동에 의해 유동이 속도가 가속되었기 때문이다.

**Fig. 7.** Comparison of surface pressure contours of power-off cases depending on wing angles of attack

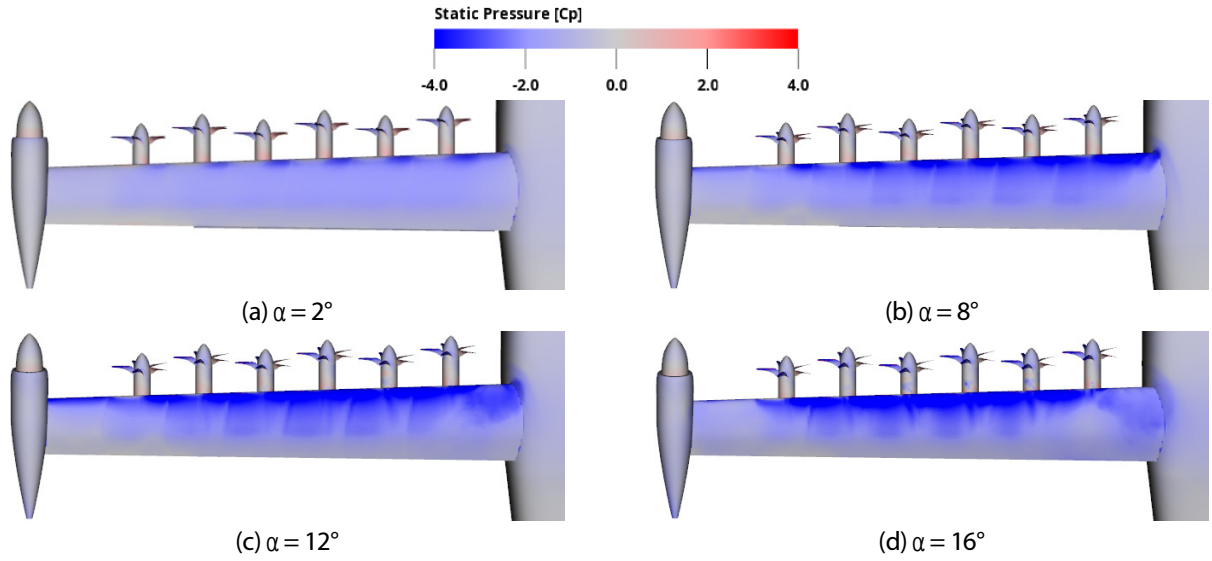


Fig. 8. Comparison of surface pressure contours of power-on cases depending on wing angles of attack

Fig. 9와 Fig. 10에서는 다수의 프로펠러 장착 여부 및 받음각의 변화에 따라 날개 표면에서 유동 박리 현상을 비교하기 위해 날개 윗면의 표면 마찰력을 나타내었다. 항공기 날개 표면에서 유동 박리가 발생하면 유동이 더 이상 날개 표면을 따라 흐르지 못하므로 표면 마찰력이 0이 된다. 프로펠러가 장착되지 않은 Power-off(Fig. 9)에서는 받음각이 커짐에 따라 유동이 날개의 윗면에서 박리되기 시작하고 점차 유동 박리가 되는 영역이 넓어지는 것을 확인할 수 있다. 특히 받음각 16° 조건에서는 날개와 동체가 접하는 Inboard 영역에서 유동 박리가 크게 발생하였으며, Hoang 등[32]이 진행한 연구에서도 유사한 결과가 나타남을 확인하였다. 이는 날개 끝단에서 발생하는 강한 끝단 와류의 영향으로 날개의 Inboard 영역이 Outboard 영역에 비해 상대적으로 유효받음각이 높아 유동 박리 현상을 촉진한 것으로 판단된다. 반면 Fig. 10과 같이 다수의 프로펠러가 장착된 Power-on의 경우, 프로펠러로 발생한 후류 유동으로 인해 프로펠러가 장착된 위치의 날개 윗면 표면 마찰력이 높게 나타나는 것을 확인할 수 있다. 이는 Fig. 8에서 고찰한 것과 같이 프로펠러의 후류가 날개 윗면을 따라 흐르는 유동의 속도를 가속화시켜 표면 마찰력을 증가시켰기 때문이다.

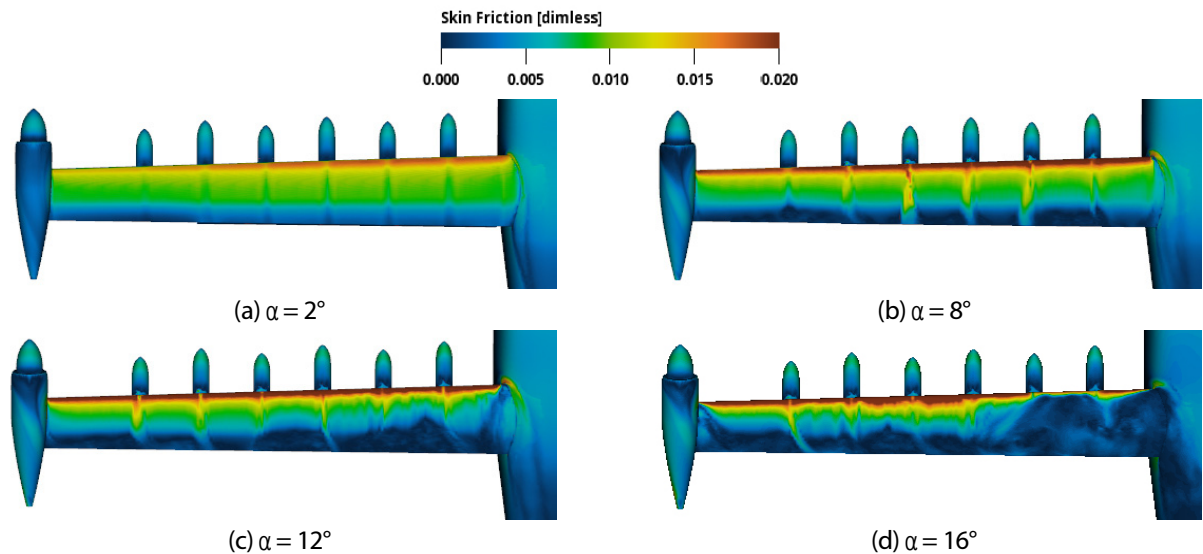


Fig. 9. Comparison of the skin friction contours of power-off cases depending on wing angles of attack

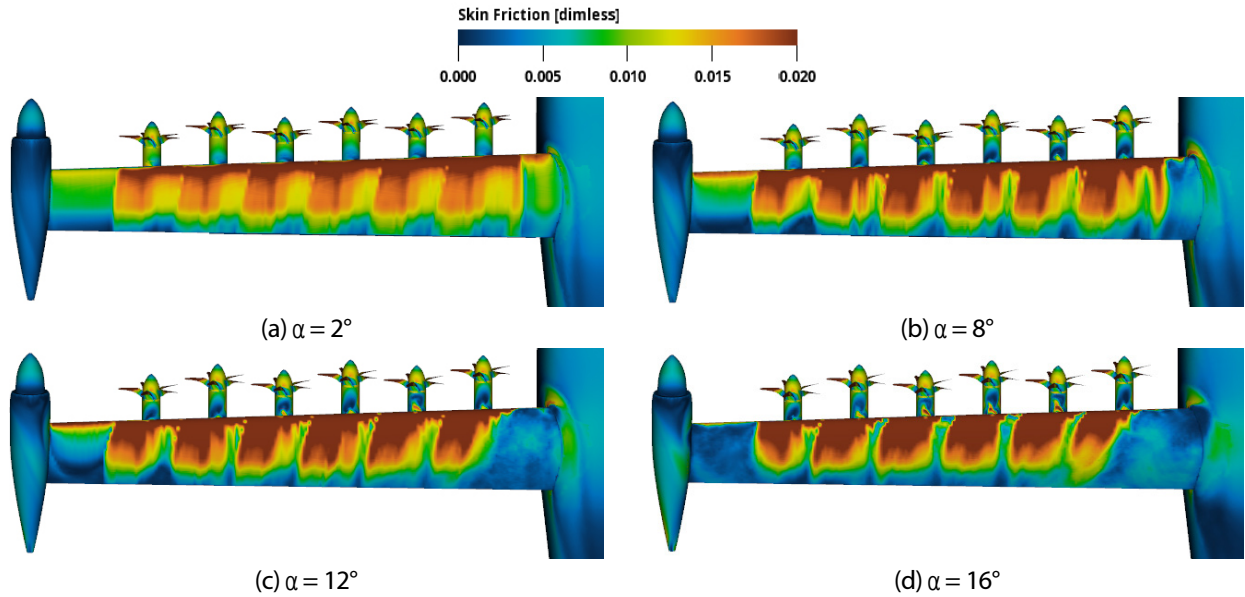


Fig. 10. Comparison of the skin friction contours of power-on cases depending on wing angles of attack

날개 윗면의 유동 속도에 변화를 고찰하기 위해 받음각 16° 조건에서 날개 스패 길이 방향으로 $y/b = 20\%$, 50% , 80% 지점에 날개 시위 길이 방향의 속도분포를 Fig. 11에 비교하였다. 모든 지점에서 프로펠러 후류 유동의 영향으로 날개 윗면을 지나는 유동의 속도가 상대적으로 증가한 것을 확인할 수 있다. 특히 프로펠러가 장착되지 않은 경우, 동체 부근인 $y/b = 20\%$ 지점에서는 높은 받음각 조건과 동체와의 상호작용으로 인해 날개 앞전부터 유동 박리가 발달하였다. 반면 프로펠러가 장착된 경우, 프로펠러 회전에 의해 발달한 후류 유동이 날개 윗면 유동의 속도를 가속화시켰고, 이로 인해 높은 받음각 조건임에도 불구하고 유동 박리가 지연되었다. 또한 $y/b = 50\%$, 80% 지점에서도 프로펠러가 없는 경우 관찰할 수 있었던 날개 뒷전에서 국소적으로 발생한 유동 박리 현상이 프로펠러를 장착한 경우에는 발달하지 않았다.

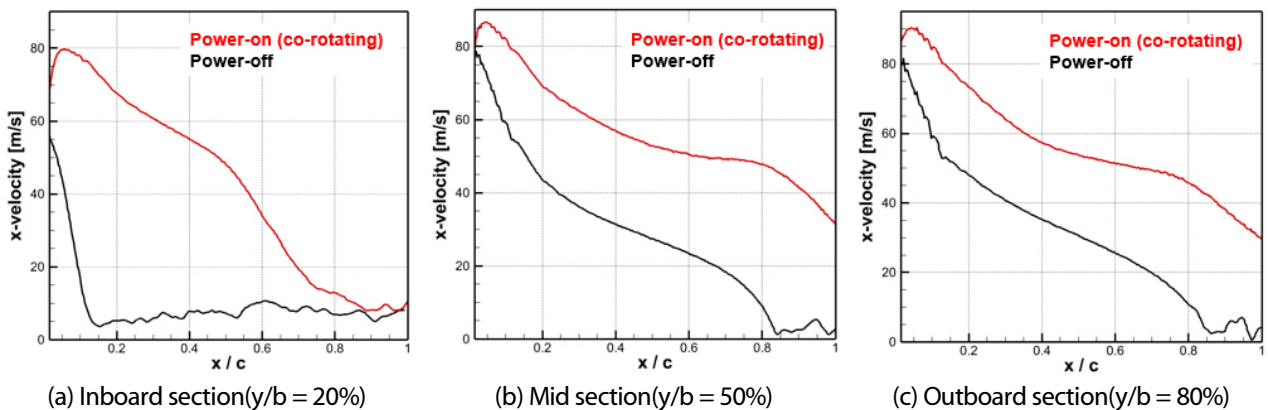


Fig. 11. Comparison of streamwise velocity(x-direction) over the wing surface at angle of attack of 16°

다수의 프로펠러 장착 여부와 받음각에 따라 프로펠러에서 발생하는 후류 효과가 날개의 양력 및 항력, 양항비에 미치는 영향을 Table 2에서 비교하였다. 날개 받음각 2°, 8°, 12°에서의 양력계수는 날개의 받음각이 커짐에 따라 점진적으로 증가하였으나 받음각 16°에서는 실속으로 인하여 받음각 12°보다 더 낮은 양력계수가 나타남을 확인할 수 있다. 다수의 프로펠러가 장착된 Power-on Case가 Power-off Case에 비해 평균적으로 날개의 양력이 40~45% 정도 증가했지만, 항력

도 최대 60%까지 증가하였다. 이로 인해, 양항비는 Power-off Case가 Power-on Case보다 10~20%까지 높게 도출되었다. 이러한 날개의 양력, 항력에 대한 결과 차이는 Fig. 7, Fig. 8에서 고찰한 프로펠러 후류 유동으로 인해 발생한 가속화된 유동과 마찰 항력(Friction Drag)의 증가가 주된 요인으로 판단하였다.

Table 2. Comparison of lift, drag, L/D coefficients between power-off and power-on with co-rotating cases

α	Power-off			Power-on with co-rotating		
	C_L	C_D	L/D	C_L	C_D	L/D
2°	1.911	0.172	11.11	2.776	0.325	8.53
8°	2.521	0.224	11.25	3.628	0.515	7.04
12°	2.614	0.285	9.17	4.018	0.734	5.46
16°	2.381	0.485	4.91	3.852	0.946	4.07

3.2 프로펠러의 회전 방향에 따른 날개 공력 특성 변화

앞선 연구에서는 프로펠러의 장착 유무에 따라 발생하는 날개 공력 특성 변화에 대하여 고찰하였다면, 추가로 프로펠러 회전 방향에 따른 날개의 공력 특성 변화에 대해 분석하였다. Fig. 12는 날개 받음각 2°에서 프로펠러들이 모두 같은 방향으로 회전(Co-rotating)할 때와 인접해있는 프로펠러 간 서로 반대 방향으로 회전(Counter-rotating)할 때, 날개 시위 길이 25% 위치에서의 날개 윗면의 압력계수와 프로펠러 사이의 유선을 도시하였다. 모든 날개의 윗면 압력계수는 날개 끝단으로 갈수록 점차 증가하였으며 프로펠러가 단일 방향으로 회전을 진행하는 날개의 경우 총 6개의 프로펠러 허브 중심에서 6개의 Suction Peak가 생기는 것을 확인할 수 있다.

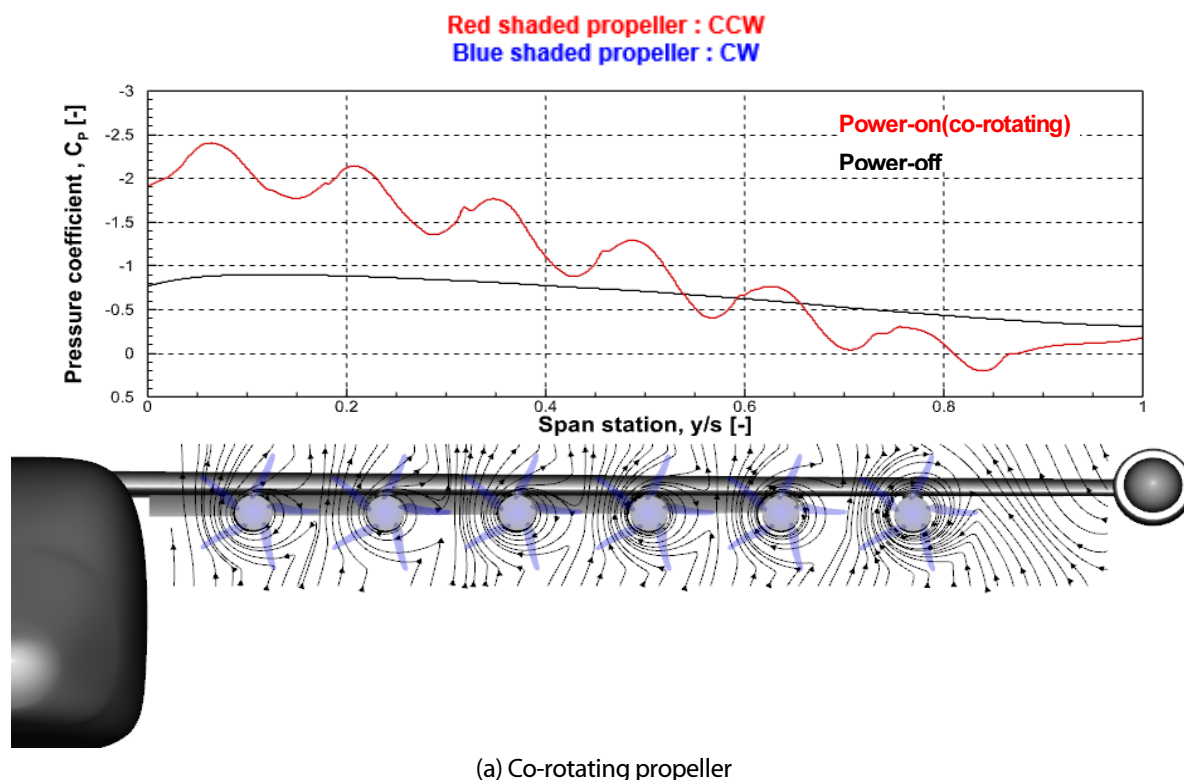


Fig. 12. Streamline and pressure coefficient on the upper surface of the wing surface at angle of attack of 2°

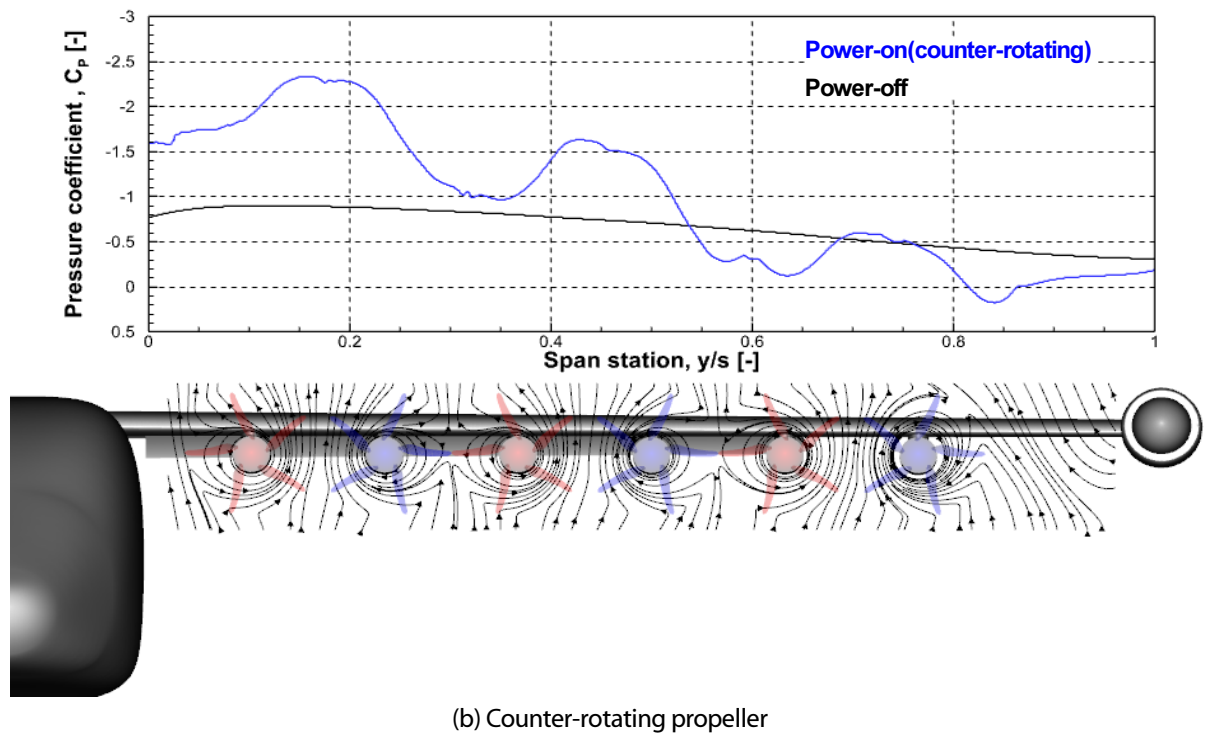


Fig. 12. Streamline and pressure coefficient on the upper surface of the wing surface at angle of attack of 2°(continued)

반면 프로펠러가 교차 방향으로 회전을 진행할 때는 총 3개의 Suction Peak가 발달되는 것을 확인할 수 있고, 단일 회전 방향으로 발생한 6개의 Suction Peak와 달리 교차 회전 방향으로 발생한 3개의 Suction Peak는 진폭이 크며, 간격 또한 넓게 나타났다. 이는 프로펠러의 회전 방향에 따라 나타난 Streamlines에서 확인할 수 있듯이 단일 방향으로 회전하는 Fig. 12(a)에서는 중첩되는 영역 없이 총 6개의 영역에서 위로 향하는 Streamline이 나타나는 것을 확인할 수 있다. 반면 교차 방향으로 회전한 Fig. 12(b)에서는 프로펠러와 프로펠러의 사이에서 위로 향하는 Streamline이 중첩으로 발생하여 총 3개의 영역이 생기는 것을 확인할 수 있으며, 이는 Suction Peak의 진폭을 더욱 크게, 간격은 넓게 만드는 것으로 판단된다.

다수의 프로펠러 회전 방향에 따른 날개의 양력, 항력, 양항비 변화는 Table 3에서 비교하였다. 프로펠러의 회전 방향에 상관없이 날개 받음각 2°, 8°, 12°에서의 양력계수는 날개의 받음각이 커짐에 따라 점진적으로 증가했지만, 받음각 16°에서는 실속으로 인하여 받음각 12°보다 더 낮은 양력계수가 나타남을 확인할 수 있다. 전반적으로 단일 방향으로 회전하는 프로펠러의 날개가 교차 방향으로 회전하는 경우에 비해 평균적으로 약 5% 정도 양력이 높게 도출되었고, 양항비도 약 4~6% 정도 높았다. 이는 Fig. 12에서 확인하였듯이 프로펠러가 단일 방향으로 회전하면서 날개 전체에 걸쳐 전반적인 낮은 압력이 나타났지만, 교차 방향으로 회전하는 경우 날개 전체가 아닌 특정 위치에서만 낮은 압력이 발생하다 보니 상대적으로 양력이 적게 발생하였다. 반면, 날개 받음각 16° 조건에서는 프로펠러가 교차 방향으로 회전하는 경우가 항력이 약 23% 높게 발생하였다. 앞서 Fig. 11에서 고찰한 것과 같이 프로펠러가 단일 방향으로 회전할 경우, 날개 받음각 16° 조건이라고 하더라도 프로펠러 후류 유동의 영향으로 유동 박리 현상이 지연되었다. 하지만 프로펠러가 교차 회전하는 경우에는 프로펠러 사이의 Upwash 유동이 중첩되어 국소적으로 날개의 받음각을 증가시켰고, 이로 인해 유동 박리 영역이 증가하여 항력이 증가한 것으로 판단하였다.

Table 3 Comparison of lift, drag, L/D coefficients between co-rotating and counter-rotating case

α	Power-on with co-rotating			Power-on with counter-rotating		
	C_L	C_D	L/D	C_L	C_D	L/D
2°	2.773	0.325	8.53	2.493	0.319	7.81
8°	3.628	0.515	7.04	3.498	0.514	6.81
12°	4.018	0.735	5.46	3.964	0.701	5.56
16°	3.852	0.946	4.07	3.476	1.165	2.98

4. 결론

본 연구에서는 다수의 프로펠러 장착 유무와 회전 방향에 따른 공력 특성에 관한 전산해석을 수행하였다. 유동 해석을 위해 LBM 기법을 사용하였고, NASA의 실험 데이터를 활용하여 분석하였다. 날개의 받음각 2°, 8°, 12°, 16°에서 연구를 수행하였고, Power-off와 Power-on 비교를 통해 프로펠러 유무에 따른 공력 특성 차이도 분석하였다. 또한, Power-on 프로펠러의 회전 방향 변화에 따른 날개의 양력, 항력에 대해서도 비교를 진행하였다.

프로펠러 장착 시 Power-off 대비 날개의 양력이 더 증가하였으며, 날개의 표면 압력 분포에서도 일관적인 결과를 나타냈다. 프로펠러-날개 상호작용이 날개의 윗면에 영향을 미치는 것을 Static Pressure Contour를 통해 확인하였으며 날개 윗면의 압력이 낮아지는 것을 확인하였다. 프로펠러에서 발생한 후류는 날개 윗면의 표면 마찰을 증가시켰을 뿐만 아니라 유동 박리 현상을 지연시키는 효과도 발생하였다. 프로펠러의 회전 방향을 통해 단일 방향으로 회전하는 경우, 교차 방향으로 회전하는 경우보다 날개 윗면의 표면 압력 분포가 규칙적으로 발생하였으며 이는 날개의 더 높은 양력을 유발하는 것으로 나타났다. 또한, 회전 방향으로 인한 중첩된 후류는 고 받음각에 다수의 유동 박리 영역을 만들어 항력을 높이는 것을 확인하였다.

본 연구를 통해 다수의 프로펠러 장착 유무와 회전 방향이 날개의 표면 압력, 양력, 항력에 미치는 영향에 대해 고찰하였다. 프로펠러에서 발생된 후류는 날개에 상당히 영향을 미치는 것을 확인하였으며, 공기역학적 성능 면에서 중요한 설계 인자로 고려될 것으로 판단된다. 본 연구에서는 프로펠러의 후류가 날개의 공력 성능에 미치는 영향성을 고찰하였지만, 향후 연구에서는 프로펠러-날개의 거리에 따른 공력 특성 차이를 비교할 예정이며 더 나아가 프로펠러-날개 간의 상호작용이 소음에 미치는 영향을 고려할 예정이다.

후 기

이 논문은 연구개발특구진흥재단의 ‘지역혁신 메가프로젝트’ 사업으로 수행된 연구입니다(2023-DD-UP-0026).

References

- [1] 2014, Grote, M., Williams, I. and Preston, J., “Direct Carbon Dioxide Emissions from Civil Aircraft,” *Atmos. Environ.*, Vol.95, pp.214-224.
- [2] 2023, Arat, H.T., Sürer, M.G., Gökpınar, S. and Aydın, K., “Conceptual Design Analysis for a Lightweight Aircraft with a Fuel Cell Hybrid Propulsion System,” *Energy Sources A: Recovery Util. Environ. Eff.*, Vol.45, No.1,

pp.46-60.

- [3] 2012, Hwang, H.Y. and Nam, T.W., "R&D Trend and Prospect of Environment Friendly Alternative Energy Propulsion Aircraft," *J. Aerosp.*, Vol.76, pp.109-120.
- [4] 2012, Guynn, M.D., Berton, J.J., Haller, W.J., Hendricks, E.S. and Tong, M.T., "Performance and Environmental Assessment of an Advanced Aircraft with Open Rotor Propulsion," *NASA*, No.L-20189.
- [5] 2023, Choi, I S. and Han, C.H., "Investigation of the Multi-Propeller Effect on the Aerodynamics of a Wing in the DEP Aircraft," *SASE Spring Conference*, pp.426-427.
- [6] 2011, Holsten, J., Ostermann, T. and Moormann, D., "Design and Wind Tunnel Tests of a Tiltwing UAV," *CEAS Aeronaut. J.*, Vol.2, pp.69-79.
- [7] 2019, Rohr, D., Stastny, T., Verling, S. and Siegwart, R., "Attitude and Cruise Control of a VTOL Tiltwing UAV," *IEEE Robot. Autom. Lett.*, Vol.4, No.3, pp.2683-2690.
- [8] 2013, Fernando, H.C.T.E., De Silva, A.T.A., De Zoysa, M.D.C., Dilshan, K.A.D.C. and Munasinghe, S.R., "Modelling, Simulation and Implementation of a Quadrotor UAV," *IEEE 8th International Conference on Industrial and Information Systems*, pp.207-212.
- [9] 2021, Bacchini, A., Cestino, E., Van Magill, B. and Verstraete, D., "Impact of Lift Propeller Drag on the Performance of eVTOL lift + cruise Aircraft," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol.109, 106429.
- [10] 2007, Kang, L.H., Lee, S.J., Lee, I. and Han, J.H., "Flutter Characteristics and Active Vibration Control of Aircraft Wing with External Store," *J. KIMS Technol.*, Vol.10, No.4, pp.73-80.
- [11] 2020, Zawodny, N.S. and Boyd Jr, D.D., "Investigation of Rotor-Airframe Interaction Noise Associated with Small-Scale Rotary-Wing Unmanned Aircraft Systems," *J. Am. Helicopter Soc.*, Vol.65, No.1, pp.1-17.
- [12] 1989, Witkowski, D., Robert J. and John S., "Propeller/wing interaction," *27th Aerospace Sciences Meeting*, p.535.
- [13] 1991, Johnson, R.T., Witkowski, D.P. and Sullivan, J.P., "Experimental results of a propeller/wing interaction study," *SAE Transactions*, Vol.100, pp.121-130
- [14] 2004, Catalano, F.M., "On the effects of an installed propeller slipstream on wing aerodynamic characteristics," *Acta Polytech.*, Vol.44, No.3, pp.8-14.
- [15] 2023, Chandukrishna, Y. and Venkatesh, T.N., "Numerical investigation of aerodynamically efficient wing tip-mounted propeller configuration using coupled RANS – BEM approach," *Aircr. Eng. Aerosp. Technol.*, Vol.95, No.6, pp.995-1001.
- [16] 2021, Tai, M.S., Lee, Y.B., Oh, S.J., Shin, J.W., Lim, J.S. and Park, D.H., "Development of Panel-Based Rapid Aerodynamic Analysis Method Considering Propeller Effect," *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.*, Vol.49, No.2, pp.107-120
- [17] 2011, Park, Y.M., Kim, C.W., Chung, J.D. and Lee, H.C., "Numerical Study of Propeller and High Lift Device Aerodynamic Interferences," *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.16, No.4, pp.47-54.
- [18] 2021, Keller, D., "Towards higher aerodynamic efficiency of propeller-driven aircraft with distributed propulsion," *CEAS Aeronaut. J.*, Vol.12, No.4, pp.777-791.
- [19] 2020, Gallani, M.A., Góes, L.C. and Nerosky, L.A., "Effects of distributed electric propulsion on the performance of a general aviation aircraft," *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium*, pp.1-16.
- [20] 2021, Moore, K.R. and Ning, A., "Takeoff and performance trade-offs of retrofit distributed electric propulsion for urban transport," *J. Aircr.*, Vol.65, No.5, pp.1880-1892.
- [21] 2024, Song, H.S., Hwang, Y.H., Kim, S.J., Myong, R.S., Jung, Y.S. and Lee, H., "Numerical Investigation of Aerodynamic Interaction of Wingtip-Mounted Tractor Propeller with Fixed Wing," *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.29, No.2, pp.47-61.
- [22] 2001, Huh, K.Y., "Application of the Lattice Boltzmann Method to Multiphase Flow and Combustion Analysis," *KOSCO Symposium*, pp.3-8.
- [23] 2022, Kim, E.M., Yang, J.Y., Lee, H.J., Kang, M.J., Myong R.S. and Lee, H., "Numerical Prediction of Rotor-airframe Interaction Noise," *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.27, No.3, pp.79-88.

- [24] 2021, 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," *Aerosp. Sci. Technol.*, Vol.118, 107007.
- [25] 2022, Yang, J.Y., Lee, H.J., Myong, R.S. and Lee, H., "Computational Simulation of Coaxial eVTOL Aircraft in Ground Effect," *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.*, Vol.50, No.9, pp.599-608.
- [26] 2023, Kim, E.M., Yang, J.Y., Lee, H.J., Kang, M.J., Myong, R.S. and Lee, H., "Computational Investigation of Airframe Shape Effect on Rotor-Airframe Interaction Noise," *J. Comput. Fluids Eng.*, Vol.28, No.1, pp.103-113.
- [27] 2011, Shin, M.S., Byun, S.J., Kim, J.H. and Yoon, Y.Y., "Numerical Investigation of Pollutant Dispersion in a Turbulent Boundary Layer by Using Lattice Boltzmann-Subgrid Model," *Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B*, Vol.35, No.2, pp.169-178.
- [28] 1986, Yakhot, V. and Orszag, S.A., "Renormalization group analysis of turbulence. I. Basic theory," *J. Sci. Comput.*, Vol.1, No.1, pp.3-51.
- [29] 2023, Jayasundara, D., Jung, Y.S. and Baeder, J., "Aeroacoustic and Aerodynamic Investigation of a Wingtip-Mounted Tractor Propeller," *J. Am. Helicopter Soc.*, Vol.68, No.1, pp.1-16.
- [30] 2019, Duensing, J.C., Yoo, S., Maldonado, D., Housman, J.A., Jensen, J.C. and Kiris, C.C., "Establishing best practices for x-57 maxwell cfd database generation," *AIAA Scitech 2019 Forum*, p.0274.
- [31] 2017, Deere, K.A., Viken, J.K., Viken, S., Carter, M.B., Wiese, M. and Farr, N., "Computational analysis of a wing designed for the X-57 distributed electric propulsion aircraft," *In 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, p.3923.
- [32] 2019, Hoang, N.T. and Binh V.B., "Investigation of wind tunnel wall effect and wing-fuselage interference regarding the prediction of wing aerodynamics and its influence on the horizontal tail," *J. Mech. Sci. Technol.*, Vol.33, pp.2737-2746.