

## 프로펠러 장착 위치에 따른 날개의 공력 특성 변화 연구

최인서<sup>1</sup> · 한철희<sup>1,†</sup><sup>1</sup>한국교통대학교 항공·기계설계학과

## Study on the Aerodynamic Characteristics of an Wing Depending on the Propeller Mounting Position

Inseo Choi<sup>1</sup>, Cheolheui Han<sup>1,†</sup><sup>1</sup>Department of Aeronautical and Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation

## Abstract

Recently, electric propulsion aircraft with various propeller mounting positions have been under construction. The position of the propeller relative to the wing can significantly affect the aerodynamic performance of the aircraft. Placing the propeller in front of the wing produces a complex swirl flow behind or around the propeller. The up/downwash induced by the swirl flow can alter the wing's local effective angle of attack, causing a change in the aerodynamic load distribution across the wing's spanwise direction. This study investigated the influence of the distance between a propeller and a wing on the aerodynamic loads on the wing. The swirl flow generated by the propeller was modelled using an actuator disk theory, and the wing's aerodynamics were analysed with the VSPAERO tool. Results of the study were compared to wind tunnel test data and established that both axial and spanwise distance between the propeller and the wing positively affect the wing's lift-to-drag ratio. Specifically, it was observed that the lift-to-drag ratio increases when the propeller is positioned higher than the wing.

## 초 록

최근 다양한 형태의 전기추진 항공기가 개발 중이다. 전기추진 항공기에 장착되는 프로펠러의 위치는 항공기 공력성능에 큰 영향을 미칠 수 있다. 날개 앞에 장착된 프로펠러는 프로펠러 주변과 하류방향으로 복잡한 선회 유동(Swirl Flow)을 발생시킨다. 선회 유동으로 발생하는 올려흐름과 내리흐름은 날개의 유효받음각에 영향을 미친다. 날개의 길이 분포 방향으로 발생하는 유효받음각 분포변화는 날개의 공력 하중분포에 영향을 준다. 본 연구에서는 날개에 장착된 프로펠러의 위치가 변화하면서 발생하는 프로펠러-날개 상호작용이 날개의 공력 하중분포에 미치는 영향을 연구했다. 프로펠러-날개 상호작용이 날개에 미치는 영향을 해석하기 위해, 프로펠러에 의한 선회 유동을 Actuator Disk Theory를 사용하여 나타냈다. VSPAERO를 사용하여 날개에서 발생하는 공력을 계산했다. 본 연구방법을 사용하여 얻은 계산결과는 프로펠러-날개 모델을 사용한 풍동시험 자료와 비교·검증했다. 연구결과 프로펠러와 날개 사이의 거리가 날개의 공력특성에 미치는 영향은 크게 나타났다. 축방향 및 날개길이 방향의 거리 증가는 양항비를 증가시켰다. 프로펠러가 날개 상단에 위치할 경우 더 큰 양항비를 얻을 수 있었다.

**Key Words** : Propeller-wing Interaction(프로펠러-날개 상호작용), Swirl Flow(선회 유동), Aerodynamic Load Distribution(공력 하중분포)

## 1. 서 론

전 세계가 온실가스 배출에 따른 기후변화 문제에 직면해 있다. 항공산업은 전 세계 탄소 배출량의 2.5%

를 차지하고 있다[1]. 전기 동력을 사용하는 Air Taxi의 경우, 기존 화석연료를 사용하는 경우보다 전기추진방식을 도입할 경우 연료 소비량을 4% 감소시킬 수 있으며 이산화질소 및 일산화탄소 등의 배기가스 배출량을 40~50% 감소시킬 수 있을 것으로 예측되고 있다[2]. 따라서, 최근 엔진 제작사들도 화석연료를 사용하는 가스터빈 엔진을 대체할 전기추진 시스템에 관

Received: Oct. 04, 2022 Revised: Nov. 29, 2022 Accepted: Dec. 09, 2022

† Corresponding Author

Tel: +82-43-841-5379, E-mail: chhan@ut.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

한 연구를 활발히 진행 중이다[3].

도심 상공 저고도에서 비행을 수행해야 하는 도심 항공 교통(Urban Air Mobility, 이하 UAM)용 항공기(이하 e-VTOL)는 도심 내에 비행하는데 필요한 친환경·저소음 조건을 만족시키기 위하여 대부분 분산전기 추진 방식(Distributed Electric Propulsion)을 사용하도록 개발되고 있다[4]. e-VTOL은 다수의 소형 프로펠러를 사용하여 기존 프로펠러보다 Disk Loading을 감소시켜 소음을 획기적으로 줄일 수 있으며, 개별로터에서 결함이 발생했을 때도 다수의 프로펠러를 사용함으로써 비행안정성을 확보할 수 있다는 장점이 있다[5-7].

항공기 날개에 장착된 프로펠러는 프로펠러에서 발생한 Slipstream이 기본적으로 선회유동을 포함하고 있으며, 따라서 선회유동은 프로펠러가 없는 단일 날개의 공력하중분포와 매우 다른 비대칭적인 공력하중분포를 날개에 발생시킨다[8]. 날개에서 발생한 비대칭 공력하중분포는 항공기의 공기역학적 성능뿐만 아니라 소음 및 진동, 그리고 비행안정성에 이르기까지 다양한 문제들을 발생시킬 수 있다[9]. 따라서, 프로펠러-날개 상호작용에 관한 연구가 중요하다.

프로펠러-날개 상호작용 연구는 기존의 Froude나 Rankine 등의 간단한 운동량 이론만으로는 파악하기 힘들며, 주로 실험이나 수치해석 방법을 사용하여 연구가 이루어졌다. Witkowski 등[10]은 풍동시험과 와류 격자법(Vortex Lattice Method, 이하 VLM)을 사용하여 연구한 결과 프로펠러 전진비가 증가함에 따라 날개의 양항비가 감소하는 경향이 있음을 발견했다. Rangwalla[11]는 VLM 프로그램을 사용하여 회전하는 프로펠러에 의한 발생한 후류가 3차원 날개의 순환 분포에 미치는 영향을 연구했다. Rangwalla[11]은 율려흐름 효과를 받는 날개의 영역에서 순환 강도가 증가하고, 내리흐름 효과를 받는 날개의 영역에서 순환 강도가 감소하는 것을 확인했다. Aref 등[12]은 상용 전산 유체역학(이하 CFD) 프로그램 CREATE<sup>TM</sup>-AV를 사용하여, C-130J 항공기에 장착된 프로펠러의 회전 방향 변화와 받음각 증가에 따른 날개의 양력분포를 계산했다. 이들은 프로펠러 회전 방향이 Inboard Up Rotating일 때가 Outboard Up Rotating일 때보다 날개에서 더 큰 단면 양력계수가 발생함을 보였다.

Veldhuis[13]는 프로펠러-날개 간섭모델(Propeller Wing Interaction Model, 이하 PROWIM)을 사용한 풍동 시험연구, 그리고 깃 요소 이론과 VLM을 접목한 전산 수치해석 연구를 동시에 진행하여, 날개와 프로펠러 간 수직거리가 변화했을 때, High Propeller Position일 때가 Low Propeller Position일 때보다 더 큰 양력계수 값을 얻을 수 있음을 보였다.

태명식 등[14]은 패널법에 Actuator Disk Theory(이하 ADT)를 접목한 수치해법(이하 ADT-PANEL)을 개발하여 Veldhuis[13]의 PROWIM 풍동시험 결과와 비교·검증했다. PROWIM 모델에서 나셀을 제외하고 계산을 수행한 결과, 풍동시험결과에 비해 낮은 수직력을 예측한 것으로 분석되었다. 김다혜 등[15]은 RANS 방정식과 Actuator Surface Method를 결합한 ISAM 기법을 사용하여, 자율비행 개인 항공기(OPPAV)와 QTP UAV에서 프로펠러 작동에 따른 항공기 날개에서 발생하는 수직력 변화를 연구했다. 프로펠러 작동의 여부는 받음각 증가에 따른 항공기 날개에서 발생하는 수직력에 영향을 주는 것으로 계산되었다. Sheridan[16] 등은 공개소스 항공기 형상설계 프로그램 OpenVSP<sup>®</sup>에 탑재된 VSPAERO의 VLM을 사용하여 프로펠러-날개 상호작용으로 인해 날개에서 발생하는 공력 하중분포 계산을 수행했다. 날개의 양력면을 구성하는 시위 길이 방향 패널 개수와 날개 길이 방향 패널 개수의 비율이 VSPAERO를 사용한 VLM의 공력성능의 수렴성에 영향을 미친다는 사실을 확인했다.

지금까지의 연구들은 대부분 여러 가지 해석기법들을 개발하고 실험결과와 비교 평가함으로써 수치 해법의 타당성을 검증하는 연구들이 대부분이었으며, 프로펠러의 장착 위치 변화가 프로펠러-날개 상호작용에 미치는 영향에 관한 연구는 상대적으로 많지 않았다. 따라서, 본 연구에서는 프로펠러 장착 위치 변화에 따른 날개의 공력 하중분포와 양항비 변화를 연구했다.

## 2. 수치 해법과 프로그램 검증

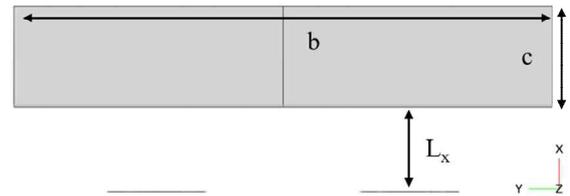
본 연구에서 날개의 공력 하중분포 계산은 NASA에서 개발한 공개소스 프로그램 OpenVSP<sup>®</sup>[17]이 가지고 있는 공력해석 모듈(VSPAERO)의 와류 격자법(Vortex Lattice Method, 이하 VLM)을 사용했다.

VSPAERO는 포텐셜 유동 기반 공력해석 모듈로 내부에 VLM과 패널법 두 가지의 해석기법들을 제공하고 있다. Ciliberti 등[18]은 VSPAERO-VLM, FlightStream, STAR-CCM+ 등 포텐셜 해석기반 프로그램 및 CFD 소프트웨어들 사이의 벤치마크 테스트를 수행했다. 이들의 연구결과, 실속이 발생하기 이전 받음각 조건에서 VSPAERO-VLM은 Propeller-off 및 Propeller-on 두 가지 경우에 대하여 충분히 RANS 해석결과와 동등한 수준의 양력해석결과를 보였다.

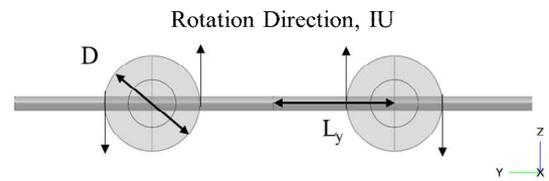
본 연구에서 프로펠러가 날개에 미치는 영향을 모사하기 위해 OpenVSP<sup>®</sup>의 Actuator Disk Theory(이하 ADT)를 사용하여 프로펠러의 영향을 고려했다. OpenVSP<sup>®</sup>의 ADT는 프로펠러에서 발생하는 후류를 와류 시스템(Vortex System)으로 나타낸 후, 와류고리, 중심와류 그리고 반경 와류로 구성된 와류시스템으로부터 유도속도를 계산한다. 반경 방향과 축 방향 속도분포는 Conway 모델[19]을, 접선 방향 속도분포는 Johnson 모델[20]을 사용한다. 입력값으로는 프로펠러 추력계수와 동력계수, 분당 회전수(이하 RPM), 그리고 프로펠러 블레이드 길이를 사용한다. ADT는 Rankine과 Froude가 1800년대에 조선용 프로펠러 설계를 위하여 연속방정식, 운동량 및 에너지 보존방정식을 적용하여, 프로펠러를 급격하게 압력이 상승하는 매우 얇은 Actuator Disk로 나타낸 이론이다. 따라서 ADT는 프로펠러 블레이드의 기하학적 형상이나 블레이드를 둘러싼 상세한 유동특성을 반영하지 못한다. 또한, 축 대칭 가정으로 인하여 디스크에서 발생하는 힘은 축 대칭(Axisymmetric)으로 고르게 분포되도록 계산되는 특징이 있다[21]. 따라서 블레이드 반경 방향에 따른 힘의 변화를 적절히 반영하는 데 한계가 있다. 또한, 프로펠러에서 발생한 후류가 날개와 상호작용을 하며 후류 형상이 변화되었을 때의 발생하는 공력특성의 변화 등을 고려할 수 없다.

Fig. 1은 OpenVSP<sup>®</sup>를 사용하여 모델링한 PROWIM[13] 형상을 나타낸 그림이다. PROWIM은 프로펠러-날개 상호작용을 풍동 시험하기 위해 만든 모델로 날개는 사각날개이며 날개단면의 익형은 NACA 64<sub>2</sub>-A015이다. 단면하중분포가 프로펠러-날개 상호작용에 미치는 영향을 파악하기 위해, 좌우 날개마다 Inboard와 Outboard에 각각 한 개씩, 날개 전체에 4

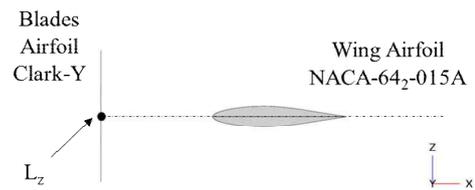
개의 플랩을 가지고 있다. 프로펠러는 4개의 금속블레이드로 제작되었으며 프로펠러 지름은 0.236m, 허브 지름은 0.085m이다. 블레이드 형상은 NACA 프로펠러 5868-9(이하, Propeller 5868-9)이며, 에어포일은 Clark-Y 익형을 가지고 있다. 프로펠러 반지름의 75% 일 때의 깃 각은 25도이다[13, 22]. 본 연구에서는



(a) streamwise propeller position in front of the wing



(b) spanwise propeller position



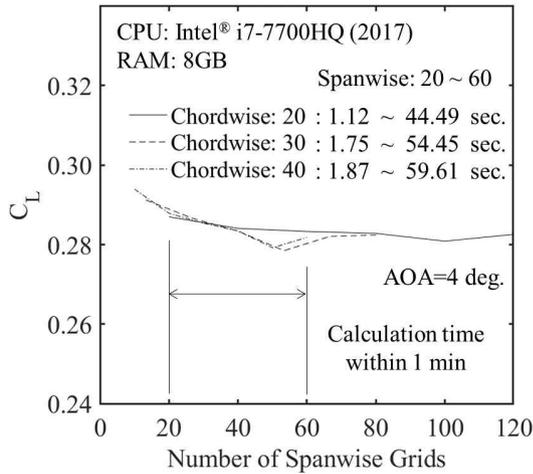
(c) vertical propeller position

**Fig. 1** Nomenclature of PROWIM[13]'s propeller and wing configuration

**Table 1** Specifications of a PROWIM model[13,22]

Streamwise Distance, $L_x$	0.2018m
Spanwise Distance, $L_y$	0.3m
Height, $L_z$	0m
Wing-span, $b$	1.28m
Chord Length, $c$	0.24m
Aspect Ratio, AR	5.33
Propeller Diameter	0.236m
Free-stream Velocity, $V_{inf}$	49.5m/s
Advanced Ratio, J	0.85
Rotational Speed	14,800rpm
Thrust Coefficient, $C_T$	0.095
Power Coefficient, $C_P$	0.097

PROWIM과 동일한 날개 및 프로펠러 형상을 사용하여 계산을 수행했으며, 참고문헌 13[Table 1 참조]과 동일한 해석조건을 사용했다. 본 연구에서 사용한 VSPAERO-VLM은 매우 두께가 얇은 양력면(Lifting Surface)을 계산하는 방법으로 나셀과 같이 두꺼운 물체(Non-lifting Body)는 계산에 포함하지 않는 방법이다. 따라서, 본 연구에서는 나셀은 계산에 포함하지 않았다. 프로펠러와 날개의 받음각은 모두 4도로 설정하였으며, 프로펠러의 추력 계수와 동력계수는 Propeller 5869-9의 풍동시험자료[22]를 사용했다.

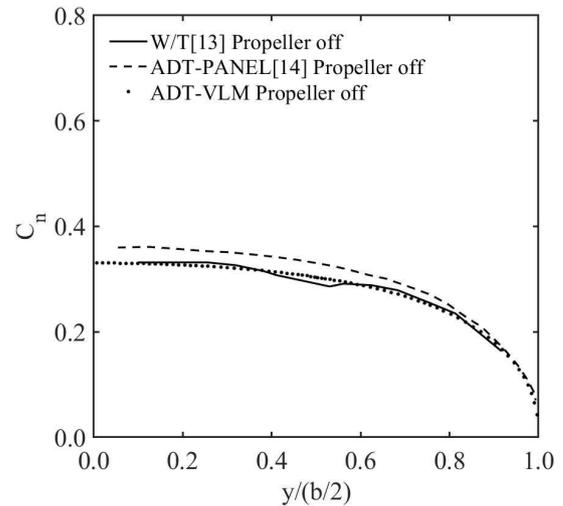


**Fig. 2** Convergence of lift coefficient due to the change of chordwise and spanwise panel numbers

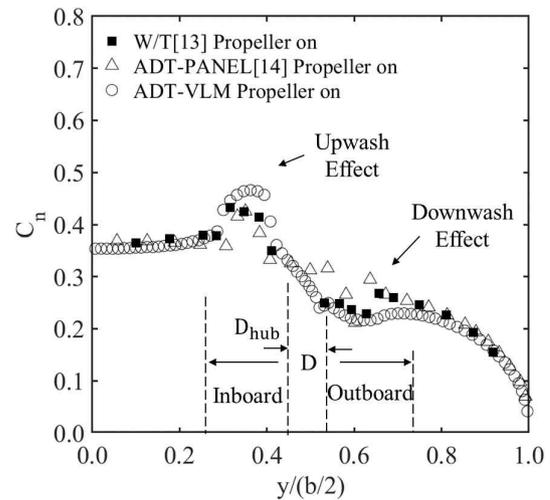
Fig. 2는 날개를 구성하는 패널의 개수가 변화하는 경우에 대하여 양력계수 값의 수렴성을 나타낸 그림이다. 그림에서 코드길이방향 패널개수가 30개와 40개, 그리고 스펠길이방향 패널개수가 50개인 경우 양력계수가 더욱 감소하는 결과를 보였다. 반복계산에서도 동일한 결과가 발생했으며, 날개의 가로세로비에 대하여 와 격자(Vortex Lattice)요소의 가로세로비가 특정 값에 근접하는 경우 문제가 발생하는 것으로 판단된다. 본 연구에서는 코드길이방향 패널개수를 30개로, 스펠길이방향 패널개수를 40개로 설정하여 계산을 수행했다. 전체적으로 패널개수가 1,200개 이상일 때, 양력계수는 약 0.286 값으로 타 연구결과[14]에 의해 도출된 양력계수 값에 근접하게 수렴했다. 전체적으로 계산시간은 1분 이내이었으며, 따라서 본 연구에서 사용한 VSPAERO-VLM 기법은 다수개의 형상변경이 필요한 항공기 개념설계 단계에서 유용할 것으로 판단

된다.

Fig. 3은 본 연구에서 사용한 해석기법(ADT-VLM)으로 도출한 공력해석 결과를 PROWIM 풍동시험 결과[13, pp. 115], 그리고 ADT-PANEL[14, pp. 113] 계산 결과와 비교한 그림이다. Fig. 3에서 나타낸 ‘Propeller off’는 PROWIM 모델에서 프로펠러만을 제거시키고 나셀은 장착한 경우를 의미하며, ‘Propeller on’은 프로펠러를 나셀에 장착하여 작동시킨 형상을 의미한다[13]. Fig. 3(a)은 Propeller off일 때의 날개에서 발생하는 단면 수직력 분포 결과를 비교한 그림이다. 본 연구에서 사용한 VSPAERO-VLM과 패널법을 사용한 ADT-PANEL[14] 연구는 나셀을 무시하고



(a) propeller off



(b) propeller on

**Fig. 3** Comparison of computed normal coefficient distributions with measured data[13] and published computed results[14]

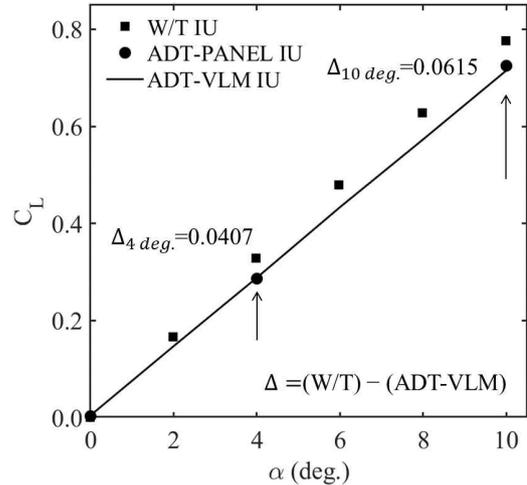
프로펠러와 날개만을 사용하여 계산했다. 특히 본 연구에서 사용한 VSPAERO-VLM은 패널법과 달리 날개나 동체 등 두께가 있는 물체에 적용하기 어렵다는 단점이 있다. Fig. 3(a)에서 볼 수 있듯이 나셀의 영향으로 실험결과에서는 단면 수직력계수 값이 Inboard 부분에서는 증가하였으며, Outboard 부분에서는 감소했다. 그림에서 ADT-VLM을 사용하여 날개의 단면 수직력계수를 계산한 결과, 풍동시험 결과와 비교적 일치한 반면, 패널법을 사용한 ADT-PANEL[14]은 다소 과다 예측하고 있음을 볼 수 있다.

Fig. 3(b)에서 프로펠러에서 발생한 선회 유동 중 올려흐름의 발생하여 날개 단면의 유효받음각이 증가하는 Inboard 부분은 단면수직력계수 값은 증가했다. 내리흐름이 발생하여 유효받음각이 감소하는 Outboard 부분의 단면 수직력계수 값은 감소했다. 본 연구에서 계산한 결과와 풍동시험결과를 비교했을 때, 올려흐름이 발생하는 영역(0.36,  $y/(b/2)$  지점)에서 최대 9%의 상대 오차가 발생했다. 반면 내리흐름의 영향을 받는 영역은 ADT-PANEL법을 사용한 계산 결과보다 풍동 시험결과와 더 잘 일치했다.

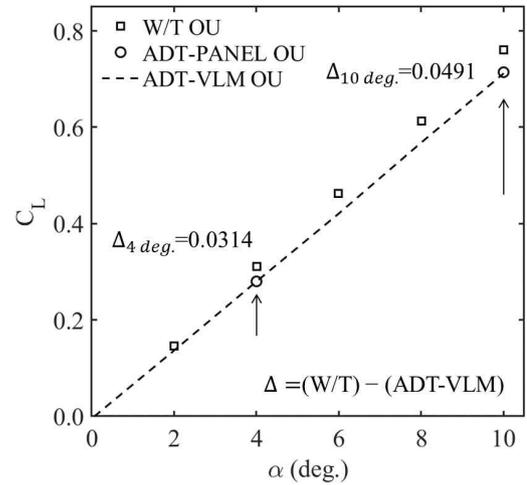
Fig. 4는 받음각 변화에 따른 날개의 양력계수 값 변화를 나타낸 그림으로, 프로펠러의 회전 방향에 따른 양력계수값의 차이를 잘 보여주는 그림이다. 프로펠러의 회전으로 인하여 올려흐름이 날개의 Outboard에서 발생하는 경우를 Outboard Up(이하, OU)으로, 날개의 Inboard에 발생하는 경우를 Inboard Up(이하, IU)으로 정의하였다[13]. 그림에서 볼 수 있듯이 프로펠러 회전 방향에 따른 날개의 양력계수 값은 IU인 경우가 OU인 경우보다 더 크게 나타났다. 또한, 양력 기울기(lift-curve Slope,  $dC_l/d\alpha$ )값이 계산 결과와 풍동 실험값이 다소 차이가 있으나, 전체적으로 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 계산 결과들과 실험값의 차이가 발생하는 주요 원인으로 실험결과는 PROWIM에 장착된 나셀에서 발생하는 추가적인 양력을 포함하고 있으나, ADT-PANEL법과 본 연구 방법 모두 프로펠러와 날개만을 고려하여 계산하였기 때문에 상대적으로 낮은 양력계수 값이 나타난 것으로 판단된다[14].

### 3. 프로펠러 장착 위치 영향 분석

본 연구에서는 VSPAERO-VLM을 사용하여 프로펠



(a) inboard up



(b) outboard up

Fig. 4 Lift coefficients due to the difference in the propeller rotating direction

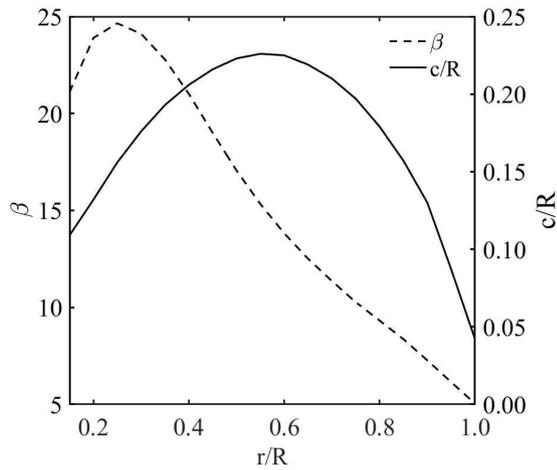
러와 날개 사이의 상대거리 변화에 따른 날개의 공력 특성변화를 분석했다. 계산에 사용된 항공기 날개 모델은 PROWIM과 동일한 날개 형상이었으며, 프로펠러 형상은 APC Propellers®에서 판매하는 APC 10X4.7SF 모델(Fig. 5(a))을 사용했다. APC 10X4.7SF의 성능계수 및 효율 값은 Fig. 5(b)에 나타난 바와 같이 UIUC에서 제공하는 프로펠러 자료를 사용했다[23].

본 연구에서 계산에 사용한 프로펠러와 날개 사이의 상대거리는 Table 2와 같다. 날개에 대한 프로펠러의 위치를 날개의 앞 전으로부터 자유 흐름 속도 방향 거리(이하,  $L_x$ ), 날개 중심으로부터 날개길이 방향 거리

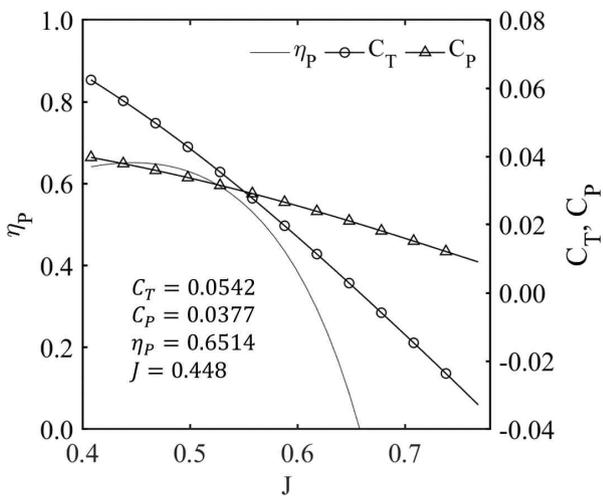
(이하,  $L_y$ ) 그리고 날개에 대한 수직 방향 거리(이하,  $L_z$ )로 나누어 계산했다. 프로펠러의 장착 위치 범위는 쌍발 항공기의 일반적인 프로펠러 위치[13]를 참고했으며, 프로펠러의 회전 방향은 IU로 고정시켰다.

**Table 2** Range of relative distance between the propeller and the wing.

Distance	Typical(%), Ref. 13	Present (%)
$L'_x = L_x/R$	81 ~ 156	30,60,90,120,150,180
$L'_y = L_y/(b/2)$	23 ~ 36	20,40,60,80,100
$L'_z = L_z/R$	-25 ~ 42	-100,-60,-30,30,60,100



(a) propeller geometry



(b) propeller performance

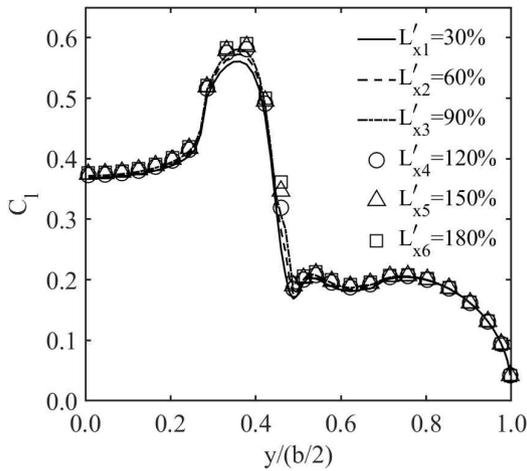
**Fig. 5** Figures reproduced using APC10X4.7SF propeller data in UIUC Database[23]

Fig. 6은 날개에 대한 프로펠러의 무차원 자유 흐름 방향 거리에 따른 날개의 공력계수, 양항비 변화를 나타낸 그림이다. 계산에 사용된 받음각은 4도이다. 무차원 날개 길이 방향 거리 및 무차원 수직 방향 거리는 각각 0.47과 0의 값으로 고정했다. Fig. 6(a)에서  $L'_x$ 의 변화에 따른 단면 양력계수 분포의 변화는 프로펠러와 날개 사이의 거리가 증가할수록 윗쪽 흐름이 작용하는 영역에서 단면 양력계수값이 더 크게 증가하였으며, 내리흐름이 작용하는 영역에서는 오히려 단면 양력계수값의 감소가 더 작게 나타났다. 따라서, Fig. 6(b)에 나타난 바와 같이 프로펠러와 날개 사이의 거리( $L'_x$ )가 증가할수록, 날개의 양력계수는 증가했다. 양력계수는 감소하는 경향을 보였으며, 이는 프로펠러와 날개 사이의 자유 흐름 방향 거리가 멀수록 전반적으로 내리흐름이 영향이 감소하기 때문으로 판단된다. 따라서, Fig. 6(c)에 나타난 바와 같이 프로펠러와 날개 사이의 거리( $L'_x$ )가 증가할수록 양항비가 증가하였으며,  $L'_x$ 가 0.3일 때의 양항비는 15.02,  $L'_x$ 가 1.8일 때의 양항비는 16.08이었다.

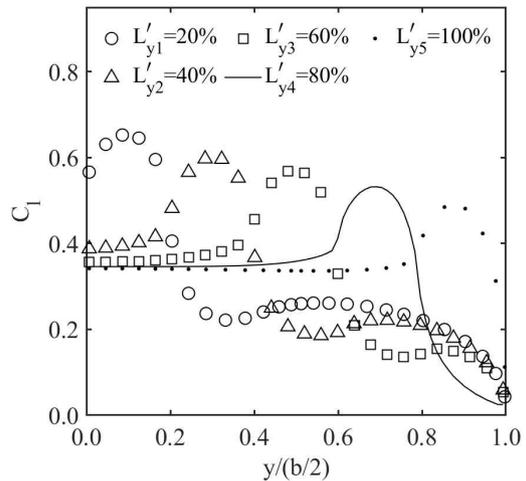
Fig. 7은 받음각 4도에서, 프로펠러의 날개 길이 방향 거리 변화( $L'_y$ )에 따른 날개의 공력계수와 양항비 값의 변화를 나타낸 그림이다.  $L'_x$ ,  $L'_z$ 은 약 1.59와 0.0의 값으로 고정시켰다.  $L'_y=0.2$ 는 프로펠러 중심이 날개 길이 방향으로 half-span의 20%에 위치하는 것을 의미한다. 따라서,  $L'_y=1.0$ 은 프로펠러 중심이 날개 끝에 위치하는 것을 의미한다.

Fig. 7(a)에 나타난 바와 같이 프로펠러의 위치와 회전 방향이 단면 양력계수의 변화에 큰 영향을 미치고 있음을 알 수 있다. 프로펠러의 날개 길이 방향 거리 증가에 따른 양항비 증가 원인은 다음과 같이 분석할 수 있다. 일반적으로 날개만 있는 경우 날개 끝 와 (wingtip vortex)에 의하여 유도되는 내리흐름으로 인하여 유효받음각이 감소하면서 단면 양력계수 분포는, inboard에서부터 outboard까지 점진적으로 감소한다.

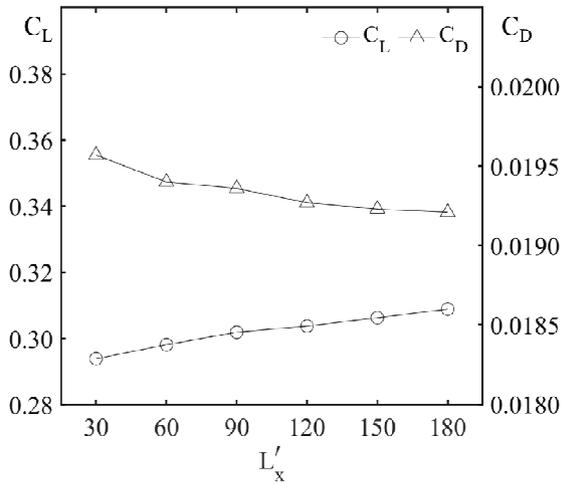
날개 앞에 위치한 프로펠러의 블레이드가 날개 위로 회전할 때 윗쪽 흐름이 날개 앞에서 발생하며, 블레이드가 날개 아래로 이동할 때는 내리흐름이 발생하게 된다. 날개 끝 와는 날개 끝으로부터 거리( $r$ )가 멀어질수록, 내리흐름의 크기가 반비례( $1/r$ )하며 감소한다.



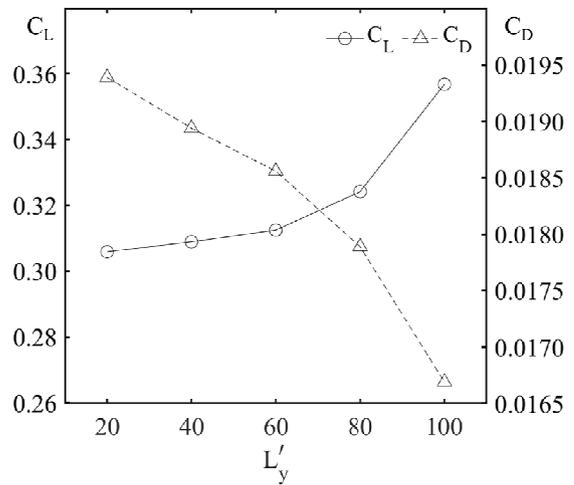
(a) section lift coefficient distribution



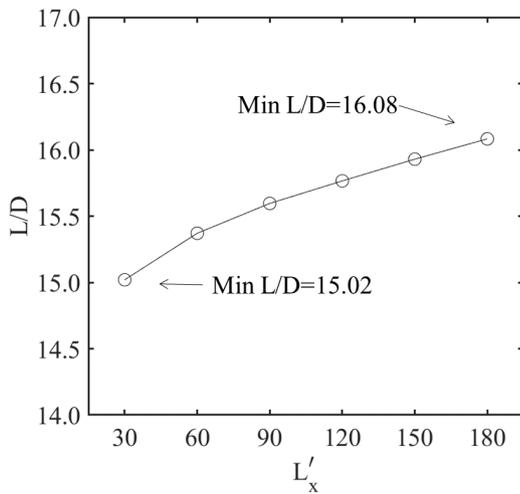
(a) section lift coefficient distribution



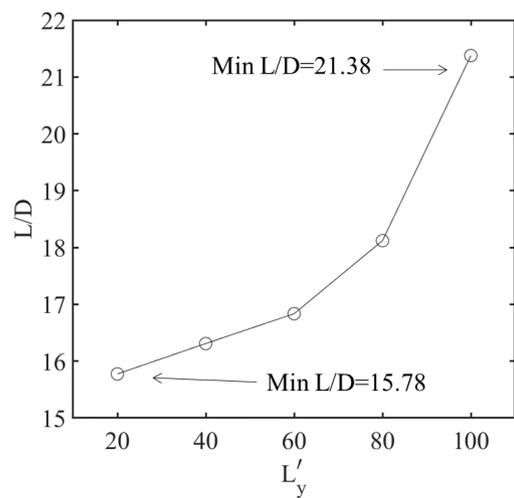
(b) aerodynamic coefficients of the wing



(b) aerodynamic coefficients of the wing



(c) lift-to-drag ratio of the wing



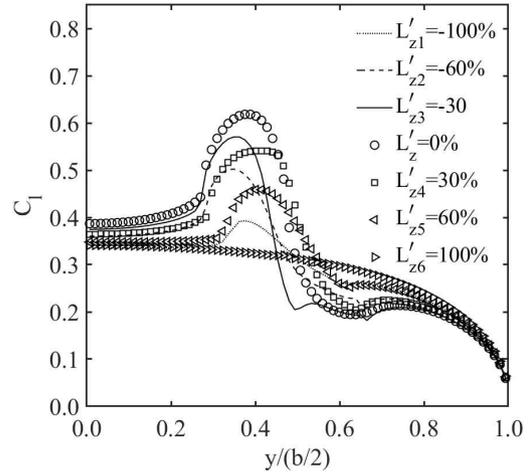
(c) lift-to-drag ratio of the wing

**Fig. 6** Effect of the streamwise propeller position( $L'_x$ ) on the aerodynamic characteristics of the wing

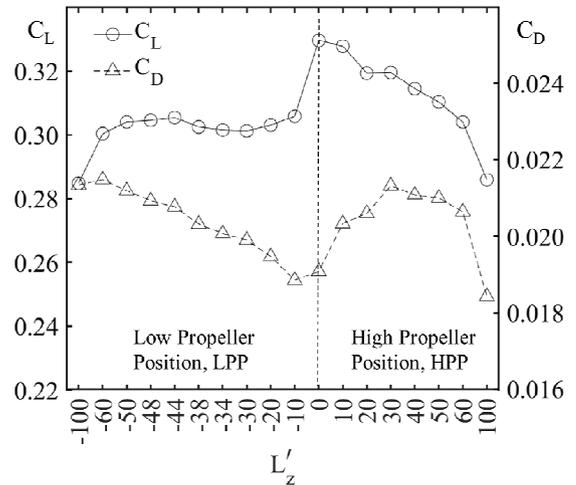
**Fig. 7** Effect of the spanwise propeller position( $L'_y$ ) on the aerodynamic characteristics of the wing

따라서, 프로펠러의 회전 방향이 IU일 때, inboard 방향에서 발생하는 올려흐름의 영향이 outboard 방향에서 발생하는 내리흐름 영향보다 더 크게 작용하면서 양력이 증가하고 항력이 감소하게 된다. 이로 인하여, Fig. 7(b)에 나타난 바와 같이 프로펠러가 날개 끝 가까이 위치할 경우 프로펠러의 회전으로 인하여 발생한 swirl 유동 중에 내리흐름이 프로펠러가 다른 위치에 있을 때보다 날개의 단면 양력계수분포에 미치는 영향이 더욱 감소하게 된다[13]. 또한, Fig. 7(c)에 나타난 바와 같이 프로펠러가 날개 끝으로 양향비 값이 증가하며,  $L'_y=0.8$ 일 때의 양향비 값이  $L'_y=0.2$ 일 때의 양향비 값에 비해 약 10.57% 증가했다. 프로펠러가 날개 끝인  $L'_y=1$ 에 위치할 때 가장 큰 양향비 값을 가지며 그 값은 21.38이다.

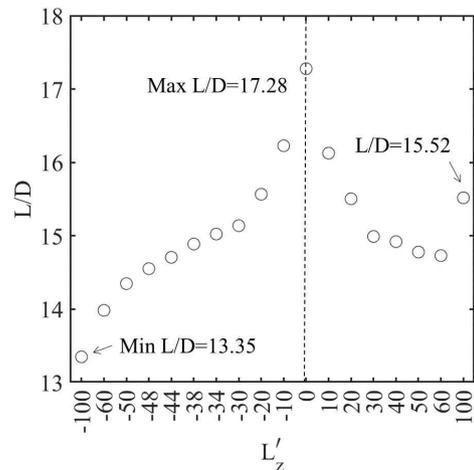
날개에 대한 프로펠러의 수직 위치는 프로펠러에서 발생한 slipstream에 의하여 영향을 받는 날개면적을 감소시키고 동시에 프로펠러가 날개 가까이 접근할수록 축방향 유속도 바뀌게 된다. Fig. 8은 프로펠러의 수직 방향 거리 변화( $L'_z$ )에 따른 날개의 공력계수와 양향비의 변화를 나타낸 그림이다( $L'_x=1.59$ ,  $L'_y=0.48$ 으로 고정).  $L'_z=0.3$ 은 프로펠러 중심이 수직 상방으로 반지름의 30%에,  $L'_z=-0.3$ 은 수직하방으로 반지름의 30%에 위치함을 나타낸다. 날개 위에 장착된 프로펠러는 High Propeller Position(이하, HPP), 날개 아래에 장착된 프로펠러는 Low Propeller Position(이하, LPP)로 표기했다. Fig. 8(a)에 나타난 바와 같이  $L'_z=0$ 일 때를 기준으로 날개로부터 프로펠러의 위치가 멀어질수록 단면 양력계수값의 크기는 감소했다. Fig. 8(a) 및 Fig. 8(b)에 나타난 바와 같이 프로펠러의 위치를 날개보다 위로 위치시킨 경우(HPP)가 프로펠러를 동일한 거리만큼 날개보다 아래로 위치시킨 경우(LPP)보다 단면양력계수 값과 날개 양력계수 값의 감소가 더 적었다. 이는 HPP의 경우 프로펠러로부터 발생한 slipstream의 축 방향 속도가 날개의 윗면에 작용하여 양력을 증가시키는 경향이 있는 반면, LPP의 경우는 프로펠러 회전으로 발생한 slipstream의 축 방향 속도가 날개 아랫면에 작용하여 오히려 날개의 양력을 감소시키는 경향이 있기 때문인 것으로 판단된다.



(a) section lift coefficient distribution



(b) aerodynamic coefficients of the wing



(c) lift-to-drag ratio of the wing

**Fig. 8** Effect of the vertical propeller position( $L'_z$ ) on the aerodynamic characteristics of the wing

그림에서  $L'_z=100\%$ 일 때, 단면 양력계수분포의 변화가 미미했으나  $L'_z=-100\%$ 인 경우에는 단면 양력계수분포의 변화가 발생하였다. 이는  $L'_z=-100\%$ 인 경우에 프로펠러에서 발생한 선회 유동이 날개의 단면 유효 받음각 분포에 다소 영향을 미치고 있기 때문이다. 프로펠러가 날개 전방에 위치하고 있기 때문에 ( $L'_x=1.59$ ), HPP의 경우, 받음각이 증가할수록 프로펠러 회전으로 발생한 slipstream이 날개에 미치는 영향이 감소하는 반면, LPP의 경우 프로펠러 회전으로 발생한 slipstream의 영향이 증가하게 되기 때문이다.

Fig. 8(b)에 나타난 바와 같이  $L'_z=0$ 일 때 가장 큰 양력계수 값을 보였다.  $L'_z$  변화에 따른 날개에서 발생한 공력 계수값을 분석하였을 때, 프로펠러의 위치가  $L'_z=-100$ 에서 0으로 갈수록 양력계수는 증가하며, 항력계수는 감소하는 경향이 나타났다. 프로펠러의 위치가  $L'_z=100$ 에서 0으로 갈수록 양력계수는 증가하는 반면, 항력계수는  $L'_z=30$ 까지 증가하는 경향을 보이다가  $L'_z=20$ 에서 감소하는 경향이 나타났다. Fig. 8(b)의 양력 및 항력계수 값을 사용하여 Fig. 8(c)에 양항비 변화를 나타내었다. 그림에 나타난 바와 같이  $L'_z=0$ 인 경우에 가장 큰 양항비 값을 얻을 수 있었다. 부호에 상관없이  $L'_z$ 의 크기가 증가할수록 양항비가 감소하는 경향이 분석되었다. 이상의 결과를 종합해 보면,  $L'_z=0.0$ 인 경우 추가의 구조물을 사용하지 않으며 가장 큰 양항비를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 VSPAERO를 사용하여 프로펠러의 위치 변화가 날개의 공력 하중분포 및 양항비에 미치는 영향에 관해서 연구를 진행했다.

1) 날개에 대한 프로펠러의 자유 흐름 속도 방향 위치가 날개로부터 멀수록 양항비 증가했다.

2) 날개에 대한 프로펠러의 날개 길이 방향 위치가 날개 끝으로 갈수록 높은 양항비가 도출되었다.

3) 날개에 대한 프로펠러의 수직 방향 위치에 따른 양항비를 비교했을 때, HPP일 때가 LPP일 때의 양항비 결과가 우수한 것으로 도출되었다. 그러나, 날개와

같은 높이에 프로펠러를 장착하는 경우 양항비가 제일 크게 나타났다.

향후 본 연구 방법을 확장하여, 프로펠러의 개수 증가, 프로펠러 회전 방향 변화에 따른 공력특성 변화를 연구할 계획이다.

## 후 기

본 연구는 한국연구재단 기초연구사업(No.2018 R1D1A3B07050384)과 충청북도(충북경제자유구역청 과제번호 : 202100035, 과제명: 충북형 UAM·AI 드론 산업 활성화 지원체계 구축 및 기반기술 연구)의 지원을 받아 연구가 수행되었으며, 관계자 여러분들께 감사드립니다.

## References

- [1] D. Ciliberti, P. D. Vecchia, V. Memmolo, F. Nicolosi, G. Wortmann and F. Ricci, "The Enabling Technologies for a Quasi-zero Emissions Commuter Aircraft," *Aerospace*, Vol. 9, No. 319, pp. 1-81, Jun, 2022.
- [2] B. Sarlioglu and C. T. Morris, "More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft," *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, Vol. 1, pp. 54-64, Jun, 2015.
- [3] ICAO Secretariat, *Climate Change Mitigation: CORSIA*, Chapter 6, pp. 207-250, 2019.
- [4] J. Y. Yun and H. Y. Hwang, "Requirement Analysis of Efficiency, Reliability, Safety, Noise, Emission, Performance and Certification Necessary for the Application of Urban Air Mobility (UAM)," *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 24, No. 5, pp. 329-342, Oct, 2021.
- [5] S. Sahoo, X. Zhao and K. Kyprianidis, "A Review of Concepts, Benefits, and Challenges for Future Electrical Propulsion-based Aircraft," *Aerospace*, Vol. 7, No. 44, pp. 1-77, Apr, 2020.
- [6] W. S. Choi, D. K. Lee and H. Y. Hwang,

- “Preliminary Conceptual Design of a Multicopter Type eVTOL Using Reverse Engineering Techniques for Urban Air Mobility,” *Journal of Advanced Navigation Technology*, Vol. 25, No. 1, pp. 29-39, Feb, 2021.
- [7] H. D. Kim, “A Review of Distributed Electric Propulsion Concepts for Air Vehicle Technology,” *AIAA Propulsion and Energy Forum*, pp. 1-21, Jul, 2018.
- [8] R. T. Johnson, D. P. Witkowski and J. P. Sullivan, “Experimental Results of a Propeller/Wing Interaction Study,” *SAE Transactions*, Vol. 100, Section 1: *Journal of Aerospace*, part. 1, pp. 121-130, Apr, 1991.
- [9] G. Fratello, D. Favier and C. Maresca, “Experimental and Numerical Study of the Propeller/Fixed Wing Interaction,” *Journal of Aircraft*, Vol. 28, No. 6, pp. 365-373, Jun, 1991.
- [10] D. P. Witkowski, A. K. H. Lee and J. P. Sullivan, “Aerodynamic Interaction Between Propellers and Wings,” *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 9, pp. 1-12, Sep, 1988.
- [11] A. A. Rangwalla, *Application of a Potential Code to General Unsteady Flows in Three Dimensions*, Iowa State University, USA, Ph.D. Dissertation, 1986.
- [12] P. Aref, M. Ghoreyshi, A. Jirasek, M. J. Satchell and K. Bergeron, “Computational Study of Propeller-wing Aerodynamic Interaction,” *Aerospace*, Vol 5. No. 3, pp. 1-20, Jul, 2018.
- [13] L. L. M. Veldhuis, *Propeller-wing Aerodynamic Interference*, Delft, Netherlands, Ph.D. Dissertation, 2005.
- [14] M. S. Tai, Y. B. Lee, S. J. Oh, J. W. Shin, J. S. Lim and D. H. Park, “Development of Panel-based Rapid Aerodynamic Analysis Method Considering Propeller Effect,” *Journal of Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 49, No. 2, pp. 107-120, Feb, 2021.
- [15] D. H. Kim, Y. B. Lee, S. J. Oh, Y. M. Park, J. C. Choi and D. H. Park, “Aerodynamic Analysis and Static Stability Analysis of Manned/unmanned Distributed Propulsion Aircrafts Using Actuator Methods,” *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Vol. 214, pp. 1-16, Jul, 2021.
- [16] C. N. D. Sheridan and D. D. V. Pham, “Evaluation of VSPAERO Analysis Capabilities for Conceptual Design of Aircraft with Propeller-blown Wings,” *AIAA Aviation 2021 Forum*, pp. 1-21, Aug, 2021.
- [17] OpenVSP, <https://openvsp.org/>
- [18] D. Ciliberti, E. Benard and F. Nicolosi, “Benchmark of Different Aerodynamic Solvers on Wing Aeropropulsive Interactions,” *11th EASN 2021*, Vol. 1226, pp. 1-8, Feb, 2022.
- [19] W. Johnson, *Helicopter Theory*, Dover Publications, 2012.
- [20] J. T. Conway, “Analytical Solutions for the Actuator Disk with Variable Radial Distribution of Load,” *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 297, pp. 297-355, Apr, 1995.
- [21] P. M. Sforza, *Theory of Aerospace Propulsion 2<sup>nd</sup> Edition*, Butterworth-Heinemann, 2016.
- [22] E. P. Hartman and D. Biermann, “Static Thrust and Power Characteristics of Six Full-scale Propeller,” NACA-TR-684, 1940.
- [23] J. B. Brandt, *Small-scale Propeller Performance at Low Speeds*, UIUC, USA, M.S. Thesis, 2005.