

## Original Article

<https://doi.org/10.12985/ksaa.2022.30.4.057>  
ISSN 1225-9705(print) ISSN 2466-1791(online)

## 무인항공기용 프로펠러 형상에 따른 추력특성 해석

이수현\*, 조환기\*\*

## Analysis of Thrust Characteristics with Propeller Shape for UAV

Soohyeon Lee\*, Hwankee Cho\*\*

## ABSTRACT

A study on propllers for unmaned aerial vehicles is conducted using the open softwares. Since the shape of the propeller is closely related to the thrust characteristics of the propulsion system, adopting an appropriate propeller will significantly reflect stable aerodynamic performances. In this study, propellers for unmanned aerial vehicles were modeled by using OpenVSP and Propel for comparison, the thrust characteristics according to the number of blades and the diameter of the propeller were analyzed. In addition, the tendency of thrust characteristics according to various propeller pitch angles was confirmed. Based on the analysis results of this study, the applicability of the propeller shape to the design of the unmanned aerial vehicle was confirmed. It is shown that the analysis results of this study can be utilized when modeling the propeller shape in research such as a conceptual design of unmanned aerial vehicle. In this case, it should be noted that OpenVSP does not involve the viscous effect of air.

**Key Words** : Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Propeller(프로펠러), Vortex Lattice Method(와류격자 해석법), Stall Model(실속예측 모델), Thrust Characteristics(추력특성)

## 1. 서 론

무인항공기의 활용성이 높아지면서 무인항공기 프로펠러의 설계 및 해석에 연구가 활발하게 진행 중이다(Ahn et al., 2015; Ahn et al., 2014; Kim and Lee, 2020). 프로펠러는 모터로부터 전달된 기계적인 에너지를 추력으로 전환시키기 때문에 비행체의 성능과 추진장치의 설계에 직접적인 영향을 미친다(Patel et al., 2017). 프로펠러는 UAV의 비행성능을 향상시

키기 위해 고려되어야 하는 중요한 구성품이며(Eraslan et al., 2020), 최적의 비행 조건을 유지시키기 위해 적절한 프로펠러의 선정이 필요하다(Podsedkowski et al., 2020).

무인항공기의 프로펠러와 관련된 선행 연구로서, Czyz et al.(2022)은 BLDC 모터에 의해 작동되는 소형 2엽 프로펠러의 피치각도에 대한 풍동실험을 수행했다. 실험결과를 통해 큰 피치의 프로펠러가 더 높은 공기흐름 속도에서 더 큰 추력 비율로 작동하는 것을 확인하였다.

Cruzatty et al.(2022)은 CFD를 이용한 무인항공기 프로펠러의 설계법을 통해 프로펠러 설계 단계에서 프로펠러의 성능과 최적 형상을 예측하였다. 해석결과를 통해 블레이드 개수가 많고 면적이 넓은 프로펠러가 저속에서 더 높은 응력이 발생하고 다소 높은 효율

Received: 11. Aug. 2022, Revised: 20. Oct. 2022,

Accepted: 24. Nov. 2022

\* 청주대학교 융합신기술대학원

\*\* 청주대학교 항공학부 항공우주학과 교수

연락처 E-mail : hwancho@cju.ac.kr

연락처 주소 : 충북 청주시 청원로 대성로 289번지

에서 작동함을 확인하였다.

프로펠러의 추력계수, 출력계수와 진행률을 고려했을 때 공기의 속도와 프로펠러의 회전속도가 프로펠러의 성능을 결정하는 중요한 요소이다(Oktay and Eraslan, 2021).

본 연구에서는 NASA에서 개발하여 출시된 항공기 형상 구현 프로그램인 OpenVSP(Brandon and Kinsey, 2014)를 이용하여 무인항공기용 프로펠러 형상을 모델링하고 프로펠러 형상에 따라 추력특성 해석을 수행하였다.

이 때, 와류격자 해석법(vortex lattice method)과 실속예측 모델(stall model)을 적용한다. 또한 블레이드 기본 이론을 적용하여 직관적인 프로펠러의 해석이 가능한 Web application인 propel을 이용하여 해석 결과를 비교 및 검증한다. 본 연구의 해석결과를 통해 무인항공기 설계시 우수한 효율을 갖는 프로펠러 형상을 도출하는 것이 본 연구의 목적이다.

## II. 본 론

### 2.1 프로펠러 모델링 및 해석결과

Edwin and David(1937)는 미해군이 설계한 NACA 5868-9 프로펠러를 염수에 따라 풍동실험을 수행하였는데 5868-9 프로펠러의 형상정보가 최근 Xia et al. (2022)의 VTOL 비행체의 블레이드 형상 최적화 및 분석에 사용되기도 하였다.

본 연구에서는 5868-9 프로펠러를 reference 프로펠러로 참고하여 프로펠러 단면의 시위길이를 변화시키며 3개의 프로펠러 형상을 모델링하고 프로펠러 추력특성을 비교한다.

Fig. 1은 프로펠러 단면에 대한 형상 분포이다. 여

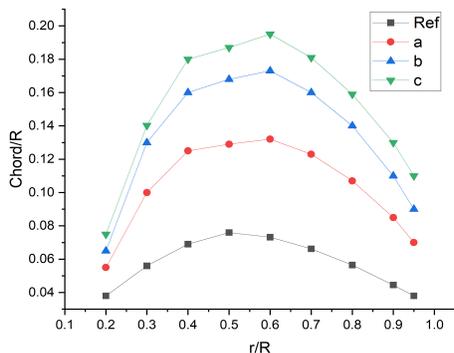


Fig. 1. Propeller chord and radius for cross section

기서 R은 프로펠러의 반지름, r은 프로펠러가 회전하는 중심축으로부터 단면까지의 거리, Chord는 프로펠러 단면의 시위길이이다.

프로펠러 a, b, c는 프로펠러의 회전축으로부터 단면까지의 거리와 프로펠러의 반지름의 비가 0.5-0.6인 프로펠러 단면의 시위길이가 가장 크게 분포하는 형상이다.

이 때, 프로펠러 제원 및 변수를 Table 1에, NACA 5868-9 프로펠러(Edwin and David, 1938)와 프로펠러 a, b, c의 형상 모델링 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 프로펠러의 직경은 서론에서 언급한 Cruzatty (2022)의 무인항공기 프로펠러 설계에 대한 연구를 참고하여 1.0m로 설정하였다.

프로펠러 RPM은 2000으로 설정하고 진행률

Table 1. The specification and parameters for modeling of propellers

| Specification & parameters          | Value               |
|-------------------------------------|---------------------|
| Diameter (m)                        | 1.00                |
| Propeller pitch at 0.75R (°)        | 15                  |
| RPM                                 | 2,000               |
| Density of air (kg/m <sup>3</sup> ) | 1.225               |
| Reynolds number                     | 5 × 10 <sup>5</sup> |

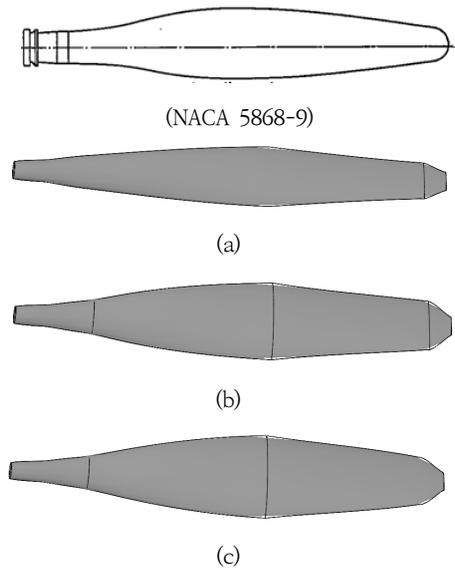


Fig. 2. Modeling of propellers (5868-9 and a, b, c)

( $J = V/nD$ )에 따라 자유흐름속도( $V_\infty$ )를 변화시키며 분석한다.

Fig. 3은 프로펠러 형상에 대한 진행률에 따른 출력 계수의 분포를 나타낸 그래프이다.

3가지 형상의 프로펠러 모두 블레이드 개수가 증가함에 따라 출력계수의 크기가 증가하고, 4엽 프로펠러의 출력계수가 가장 높게 지시하는 모습이다. 출력계수의 크기는 프로펠러 단면의 시위길이가 가장 큰 프로펠러 C가 가장 높은 수치를 갖는다.

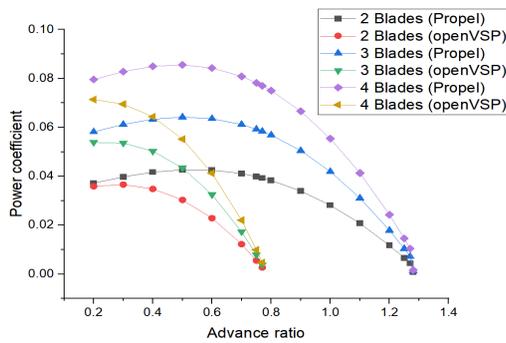
이 때, Propel로부터 얻어진 출력계수가 더 큰 값을

지시하고 출력 손실이 지연되는데, 이것은 propel이 레이놀즈 수 및 3D 형상을 적용하지 않는 것이 그 원인으로 판단된다.

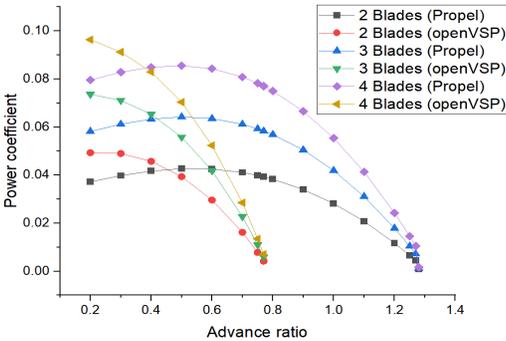
여기서 출력계수의 계산식은 다음과 같다.

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} \quad (1)$$

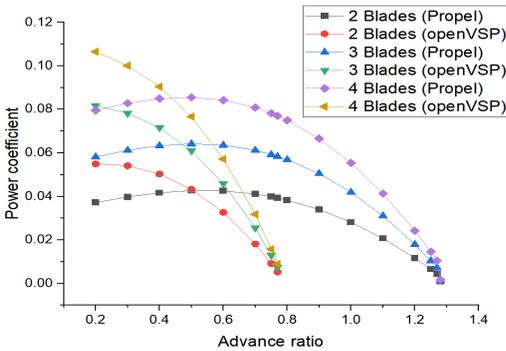
Fig. 4는 프로펠러 형상에 대한 진행률에 따른 추력 계수의 분포를 나타낸 그래프이다.



(Propeller a)

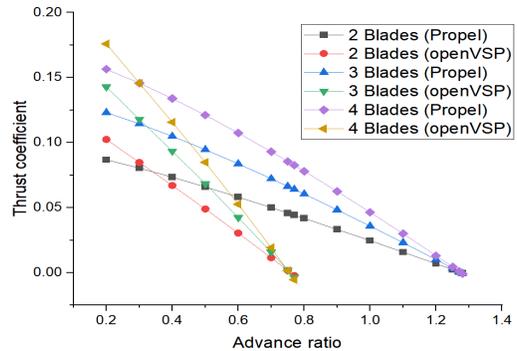


(Propeller b)

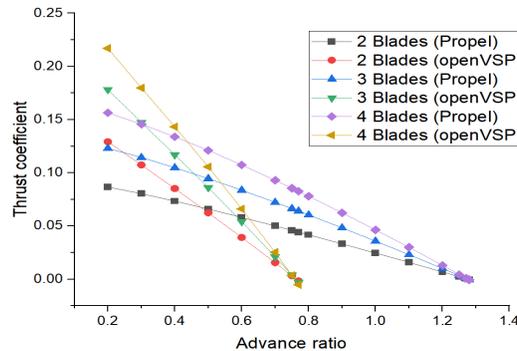


(Propeller c)

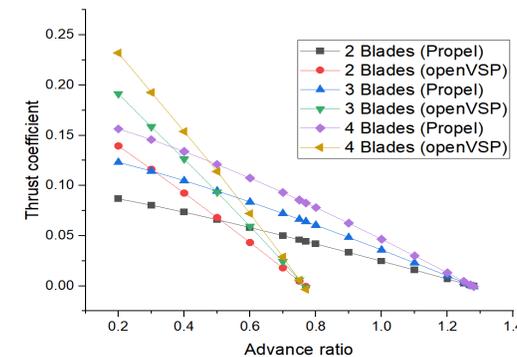
Fig. 3. Power coefficient with advance ratio



(Propeller a)



(Propeller b)



(Propeller c)

Fig. 4. Thrust coefficient with advance ratio

3가지 형상의 프로펠러 모두 블레이드 개수가 증가함에 따라 추력계수의 크기가 증가하고, 4엽 프로펠러의 추력계수가 가장 높게 지시하는 모습이다. 출력계수의 크기는 프로펠러 단면의 시위길이가 가장 큰 프로펠러 C가 가장 높은 수치를 갖는다.

Propel의 해석 값이 OpenVSP의 해석 값보다 더 낮은 수치로 분포하며 추력손실이 더 낮음을 확인하였다.

여기서 추력계수의 계산식은 다음과 같다.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (2)$$

Fig. 5는 프로펠러 형상에 대한 진행률에 따른 토크 계수의 분포를 나타낸 그래프이다.

3가지 형상의 프로펠러 모두 블레이드 개수가 증가함에 따라 토크계수의 크기가 증가하고, 4엽 프로펠러의 토크계수가 가장 높은 것을 확인할 수 있다.

토크계수의 크기는 프로펠러 단면의 시위길이가 가장 큰 프로펠러 C가 가장 높은 수치를 갖는다.

이 때, Propel의 해석 값이 OpenVSP의 해석 값보다 더 높은 수준으로 분포하며 추력손실이 더 낮음을 확인하였다.

여기서 토크계수의 계산식은 다음과 같다.

$$C_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5} \quad (3)$$

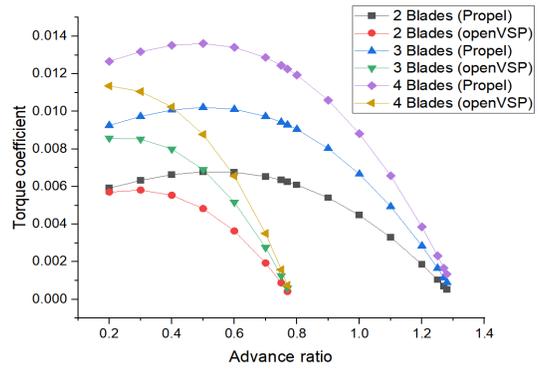
Fig. 6은 프로펠러 형상에 대한 진행률에 따른 프로펠러 효율의 분포를 나타낸 그래프이다.

OpenVSP의 3가지 프로펠러가 진행률에 따라 프로펠러 효율이 점차 증가하다가 진행률 0.6을 기점으로 급감하여 진행률 0.75를 넘어가면 추력이 상실되는 모습이다. 이것은 Figs. 3-5의 결과와 일치한다. 또한, 2엽 프로펠러의 효율이 가장 높은 것을 확인하였고 프로펠러 단면의 시위길이가 가장 작은 프로펠러 a가 진행률 0.6 이전 구간에서 가장 높은 효율을 갖는다.

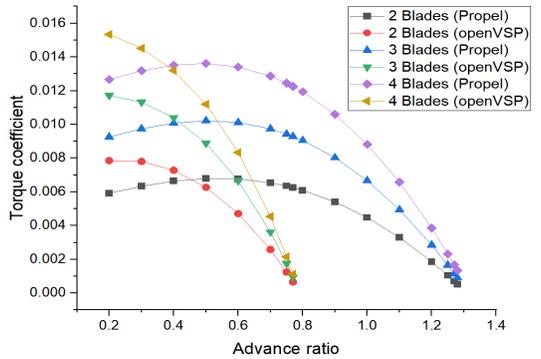
이 때, OpenVSP로 해석한 2엽 프로펠러(a)의 경우 진행률 0.6에서 80.7%의 프로펠러 효율을 지시한다. Propel의 해석값은 OpenVSP의 해석값보다 추력상실 시점이 더 지연되며, 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다.

여기서 프로펠러 효율 계산식은 다음과 같다.

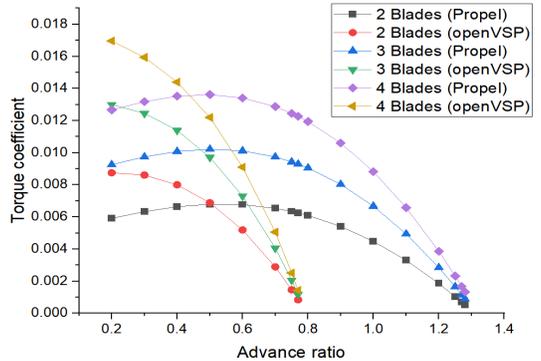
$$\eta = J \frac{C_T}{C_P} \quad (4)$$



(Propeller a)



(Propeller b)



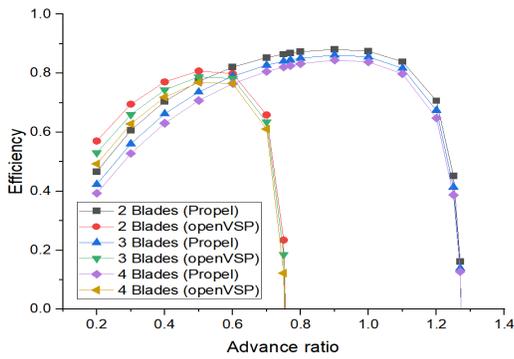
(Propeller c)

Fig. 5. Torque coefficient with advance ratio

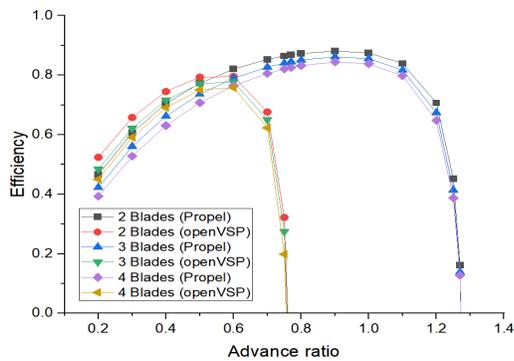
2엽 프로펠러의 효율이 다소 높지만 그 편차가 크지 않고 블레이드 개수가 증가할수록 출력계수, 추력계수, 토크계수가 모두 증가하는 것을 확인하였다.

무인항공기의 비행조건과 추력요구 등의 요소를 고려하여 적정 블레이드 엽수의 선정이 필요할 것으로 판단된다.

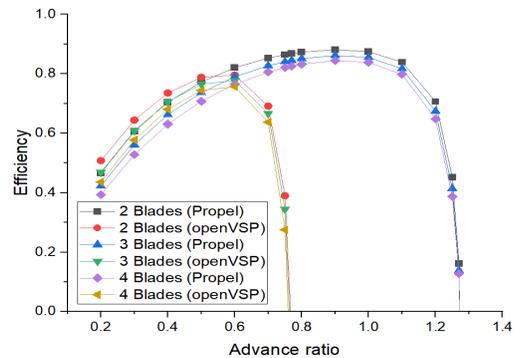
2엽 프로펠러의 효율이 가장 우수한 것으로 판단하



(Propeller a)

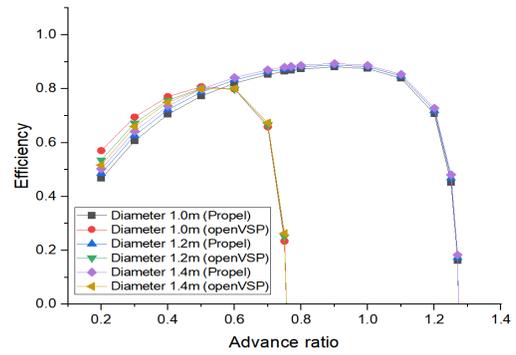


(Propeller b)

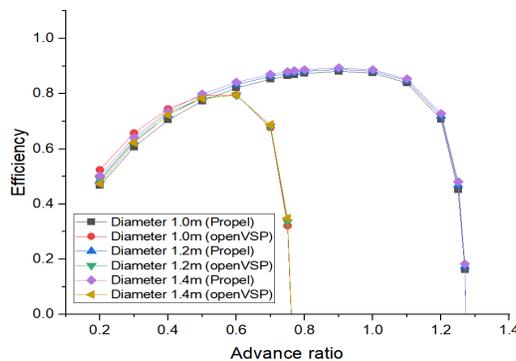


(Propeller c)

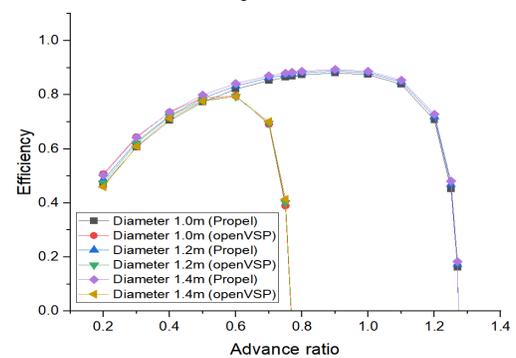
Fig. 6. Propeller efficiency with advance ratio



(Propeller a)



(Propeller b)



(Propeller c)

Fig. 7. Propeller efficiency with advance ratio by diameters

고 프로펠러 직경 변화에 따른 프로펠러 효율 변화를 Fig. 7에 나타냈다. OpenVSP 해석 값에서는 진행률 0.6이하의 조건에서 프로펠러의 직경이 커질수록 프로펠러 효율이 낮게 분포하는 모습이다.

진행률 0.6에서는 프로펠러 A, B, C 형상 모두 약 79%의 효율을 지시한다.

프로펠러의 단면 시유길이가 가장 작게 분포하는 프

로펠러 A의 효율이 가장 우수한 것을 확인하였다. 이때, 프로펠러가 2000 RPM으로 회전하므로 진행률 0.6에서의 자유흐름속도는 20m/s, 즉 72km/h이다.

무인항공기의 특성을 고려했을 때 고속비행이 요구되는 상황을 제외하고, 같은 RPM 조건에서 프로펠러 직경을 증가시키는 것은 프로펠러의 효율 감소를 발생시키는 것으로 판단된다.

여기서 Propel의 해석값은 OpenVSP와 유사한 경향을 나타내지만 프로펠러 직경이 가장 클 때 효율이 가장 높게 지시하며 프로펠러 직경 변화에 따른 효율 변화의 폭이 작음을 확인하였다.

이것은 앞서 언급한 것처럼 Propel이 2D 프로펠러 형상만을 적용하고 레이놀즈 수를 고려하지 않기 때문에 얻어진 결과로 판단된다.

Fig. 8은 프로펠러 효율(Fig. 7)이 가장 우수한 직경 1.0m 프로펠러 A의 피치각에 따른 출력계수, 추력계수, 토크계수, 프로펠러 효율을 나타낸 그래프이다.

이 때, 가독성을 위해 OpenVSP의 해석 결과만 나타냈으며 propel의 해석 값 또한 유사한 경향을 나타냄을 확인하였다.

프로펠러의 피치 각이 커질수록 출력계수, 추력계수, 토크계수가 모두 증가하는 모습이다. 또한 프로펠러 피치 각 10°의 경우 진행률 0.57에서 추력이 완전히 상실되는데 피치 각이 커질수록 추력 상실 시점이 지연되는 모습이다.

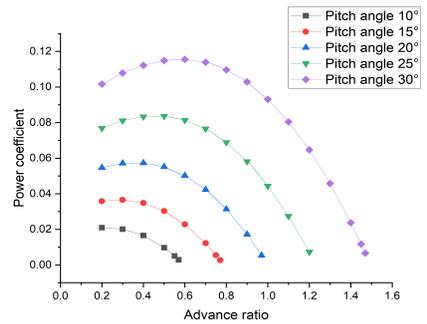
프로펠러 효율의 분포도 출력계수, 추력계수, 토크계수의 특성과 일치하는 것을 알 수 있다. 이 때, 진행률이 낮을 때 즉, 동일 RPM 조건에서 자유흐름속도가 낮다면 피치 각의 크기를 작게 유지할 때 프로펠러 효율이 더 높은 것을 확인하였다.

동일 RPM 조건에서 자유흐름속도가 높은 진행률에서는 프로펠러 피치 각을 크게 유지하고 회전하는 것이 더 높은 효율을 갖는 것을 알 수 있다. 무인항공기 비행 시 자유흐름속도와 프로펠러 RPM의 변화에 따라 프로펠러 피치 각의 적절한 조절이 요구됨을 확인하였다.

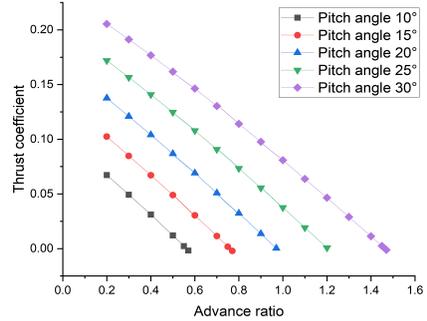
## 2.2 압력계수 및 후류패턴 분석

본 연구에서 모델링한 프로펠러 형상을 무인항공기에 적용할 때의 공력변화를 확인하기 위해 OpenVSP의 Solver 프로그램인 VSPAERO를 이용하여 비행체의 압력계수( $\Delta C_p$ ) 및 후류패턴을 분석하였다(Fig. 9).

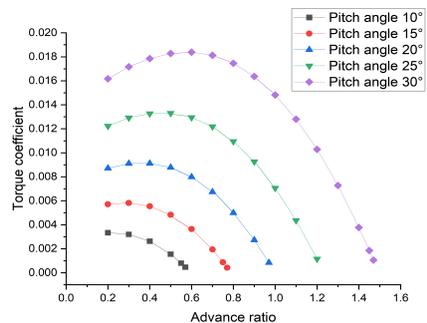
Fig. 9는 Propeller a 형상을 길이 2.5m, 직경 0.5m의 동체에 적용시켜 나타내었으며 진행률은 0.6( $V=20\text{m/s}$ ), 그 외 비행조건은 Table 1과 같다. 2엽, 3엽, 4엽 프로펠러 모두 압력계수가 균일하게 분포하고 후류 또한 정상적으로 나타남을 확인하였다. 이 때, 블레이드 엽수가 많아질수록 압력계수의 범위가 더 크게 분포하는데, 이것은 Fig. 6(프로펠러 효율)의 결과와 유사하다.



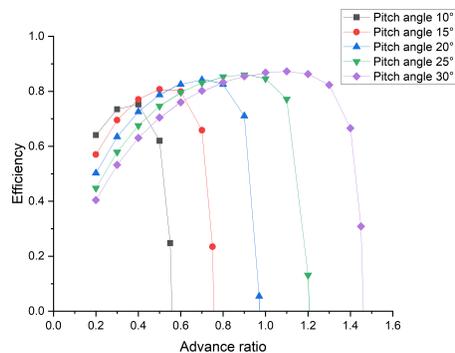
(Power coefficient)



(Thrust coefficient)



(Torque coefficient)



(Propeller efficiency)

Fig. 8. Propeller thrust parameters with advance ratio by pitch angles at 0.75R (Diameter 1.0m, Propeller a)

### III. 결 론

본 연구에서는 OpenVSP와 Propel을 이용하여 무인항공기용 프로펠러 형상에 따른 추력특성을 해석하였다.

프로펠러의 모델링은 프로펠러 회전 중심축으로부터 단면까지의 길이를 기준으로 단면의 시위길이를 변화하여 3가지 형상의 프로펠러 효율을 비교하였다. 이 때, 동일 RPM 조건에서 진행률에 따라 자유흐름속도를 변화하며 추력특성의 변화를 분석하였다.

2엽, 3엽, 4엽 프로펠러의 효율을 비교했을 때 2엽 프로펠러의 효율이 가장 우수함을 확인하였고 프로펠러의 단면 시위길이가 가장 작게 분포하는 프로펠러 A의 효율이 가장 높은 것을 확인하였다. 이 때, 블레이드 개수가 증가할수록 출력계수, 출력계수, 토크계수가 증가하므로 추력 또는 비행요구 조건에 따라 적절한 블레이드 개수의 선정이 필요할 것으로 판단된다.

3가지 형상의 프로펠러 (A, B, C) 모두 진행률 0.6을 기준으로 프로펠러 효율이 감소하여 진행률 0.77에서 추력을 완전히 상실하는 경향을 보였다.

2엽 프로펠러를 기준으로 프로펠러의 직경을 1.0m, 1.2m, 1.4m로 변화시키며 프로펠러의 효율을 분석했을 때 OpenVSP의 해석 시 프로펠러 직경이 증가할수록 효율이 감소하는 추세를 보였다. 이 때, 프로펠러 A의 프로펠러 효율이 가장 높게 지시하였다. 한편, propel의 해석 값은 프로펠러의 직경이 가장 클 때 가장 높은 효율을 나타냈으며 이것은 프로그램 특성상 3D형상과 레이놀즈 수가 적용되지 않아 나타난 결과로 판단된다.

직경 1.0m의 2엽 프로펠러가 피치 각도를 변화시키며 회전할 때 피치 각도(10°, 15°, 20°, 25°, 30°)에 따른 추력특성을 분석하였다. 무인항공기가 전진비행할 때 자유흐름속도와 프로펠러의 RPM에 따라 적절한 피치 각도를 유지해야 함을 확인하였다. 무인항공기 개념설계 등의 연구에서 프로펠러 형상 모델링 시 본 연구의 해석결과를 활용할 수 있을 것으로 판단된다.

본 연구의 한계점은 다음과 같다. OpenVSP는 공기의 점성효과를 고려하지 않은 이상유체 조건이므로 다른 CFD 프로그램과의 복합적인 연구가 필요할 것으로 판단된다. 향후 연구에서 이러한 한계점을 보완하여 더욱 우수한 효율을 갖는 무인항공기 프로펠러 형상을 도출하고자 한다.

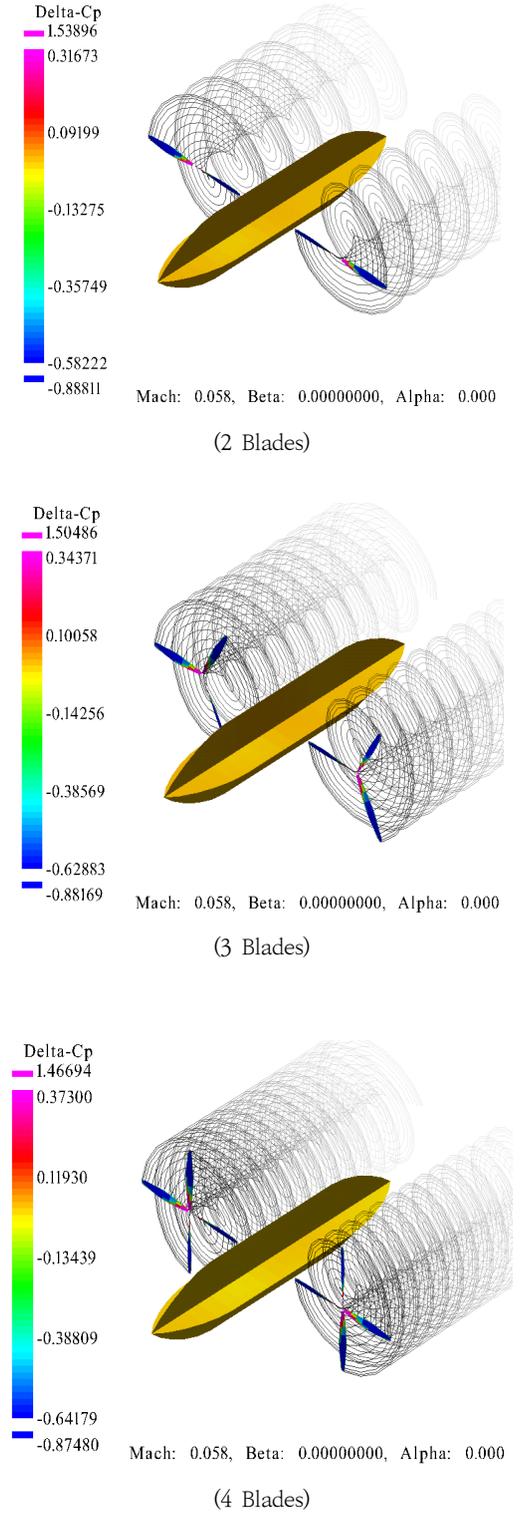


Fig. 9. Delta-Cp and trailing wakes of UAV at AOA 0° (Propeller a)

## References

1. Ahn, J., Jang, B., Kim, J., Hwang, H., Hyun, J., Ko, H., Hong, Y., and Oh, J., "Optimal design of the propeller and electric propulsion system for a solar powered high altitude long endurance UAV", 2015 KSAS Conference, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2015, pp.598-601.
2. Ahn, J., Park, S., and Woo, R., "Optimized design and performance analysis of a propeller for an electric powered mini UAV", 2014 KSAS Conference, The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, 2014, pp.209-212.
3. Kim, S., and Lee, S., "Structural sizing for optionally piloted PAV preliminary design", *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, 28(1), 2020, pp.83-89.
4. Patel, Y., Anant, G., Krovvidi, S., and Yamal, S., "A review on design and analysis of the propeller used in UAV", *International Journal of Advanced Production and Industrial Engineering*, 605, 2017, pp.20-23.
5. Eraslan, Y., Ozen, E., and Oktay, T., "A literature review on determination of quadrotor unmanned aerial vehicles propeller thrust and power coefficients", *EJONS 10th International Conference on Mathematics Engineering, Natural & Medical Sciences*, 2020, pp.108-118.
6. Podsedkowski, M., Konopinski, R., Obidowski, D., and Koter, K., "Variable pitch propeller for UAV-experimental tests", *Energies*, 13(20), 5264, 2020, pp.1-16.
7. Czyz, Z., Karpinski, P., Skiba, K., and Wendeker, M., "Wind tunnel performance tests of the propellers with different pitch for the electric propulsion system", *Sensors*, 22(2), 2022, pp.1-18.
8. Cruzatty, C., Sarmiento, E., Valencia, E., and Cando, E., "Design methodology of a UAV propeller implemented in monitoring activities", *Materialstoday: Proceedings*, 49, 2022, pp.115-121.
9. Oktay, T., and Eraslan, Y., "Numerical investigation of effects of airspeed and rotational speed on quadrotor UAV propeller thrust coefficient", *Journal of Aviation*, 5(1), 2021, pp.9-15.
10. Brandon, L., and Kinsey, R., "VSP Aircraft Analysis User Manual", NASA, 2014.
11. Edwin, P. H., and David, B., "The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3 and 4 blades of Clark Y and R. A. F. 6 airfoil sections", Report No. 640, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA., November 9, 1937.
12. Xia, X., Ma, D., Zhang, L., Liu, X., and Cong, K., "Blade shape optimization and analysis of a propeller for VTOL based on an inverse method", *Applied Sciences*, 12(7), 2022.
13. Edwin, P. H., and David, B., "Tests of two full-scale propellers with different pitch distributions, at blade angles up to 60°", Report No. 658, Langley Memorial Aeronautical Laboratory, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Field, VA., Apr. 14, 1938.