

하천 측량용 헥사콥터의 단일로터에 대한 제자리 비행 성능 연구

정원훈*, 김봉환**.#, 민경무***, 차엘리***, 박근우***

*경상국립대학교 일반대학원, **경상국립대학교 자동차공학과, ***(주)어스 앤 에어로스페이스

Study on the Hovering Flight Performance of a Single Rotor on a River Surveillance Hexacopter

Won-hoon Jeong*, Bong-hwan Kim**.#, Kyoung-moo Min***, Allie-Chia***, Geun-woo Park***

*Department of Automotive Engineering, Graduate School of Gyeongsang National University,

Department of Automotive Engineering, Gyeongsang National University *Earth and Aerospace

(Received 04 May 2022; received in revised form 25 May 2022; accepted 29 June 2022)

ABSTRACT

In this study, an experimental device was fabricated to evaluate the hovering flight performance of a single rotor on a hexacopter used for river surveillance, and a thrust performance test was conducted. In addition, the 3D profile of the propeller was extracted by 3D scanning and CFD analysis was performed using ANSYS CFD 14.5 based on the extracted 3D model of the propeller. The aerodynamic characteristics were compared with the results of the performance tests and CFD analysis, and the vortex structure corresponding to each motor rotational speed in revolutions per minute (rpm) was identified. In the future, we plan to provide valuable data for multicopter propeller design and performance verification.

Keywords : Hexacopter(헥사콥터), Hovering(제자리 비행), Thrust Coefficient(추력계수), Torque Coefficient(토크계수), Vortex Structure(와류구조)

1. 서 론

무인 항공기의 형태는 2가지 형태로 나누어진다. 이중 회전익 항공기는 모터와 회전날개가 수평으로 장착되어 있어 수직 이착륙 및 공중에서 제자리 비행(Hovering flight)이 가능하여 활주로의 필요성이나 공간의 제약이 없다. 또한 무인 항공기(UAV-Unmanned Air Vehicle)의 기술이 발전함에 따라 측량, 매핑(Mapping), 감시, 농업 및 군사 공격의 이

용 가능성을 포함한 높은 기동성을 기반으로 다양한 분야에서 수요가 증가하고 있다. 멀티콥터는 회전익 항공기의 일종으로 안정적인 비행을 위해 페이로드(Payload)와 자중을 이겨내 양력을 얻어야 하며, 이때 프로펠러와 모터는 멀티콥터의 성능을 결정하는 핵심적인 부품이다. 최근 멀티콥터용 10인치, 22인치 프로펠러의 연구가 진행되었으며^[1-2], 본 연구에서는 Fig. 1과 같이 30인치 프로펠러가 장착된 최대 이륙중량 35kg급인 하천 측량용 헥사콥터의 단일 로터에 대한 제자리 비행성능 특성을 파악하고자 한다. 이를 위하여 단일로터의 30인치용 프로펠러 추력(Thrust force) 성능시험 장치를 구성하여

Corresponding Author : bhwkim@gnu.ac.kr

Tel: +82-55-772-3645, Fax: +82-55-772-3649



Fig. 1 Multirotor for river surveillance

프로펠러의 회전수에 따른 추력을 측정하였으며, CFD 해석을 통한 공력해석 결과와 시험 결과를 비교하여 공력 성능을 평가하고 각 회전수와 방위각에 따른 와류구조(Vortex structure)를 분석하였다.

2. 시험 및 해석 방법

2.1 프로펠러 시험장치의 구성

단일 로터 프로펠러의 추력 성능시험을 위하여 모터, RPM 측정기, 로드 셀(Load cell force gauge), 수신기, 조종기, 리튬 폴리머 배터리, 전류 측정기를 사용하였다. 추력 성능시험 장치는 Fig. 2와 같이 구성하였으며, 실제 장치의 모습은 Fig. 3과 같다. 성능시험 장치의 사양은 Table 1과 같으며, 프로펠러 사양은 Table 2를 통해 나타내었다. 추력 값은 로드 셀을 이용하여 측 방향에 작용하는 힘을 측정하였다²⁾.

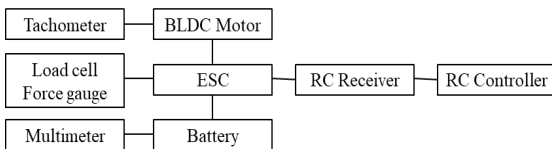


Fig. 2 Configuration diagram of test equipment

Table 1 Test equipment specifications

| Equipment | Model name | Specifications |
|-----------------------|-----------------------|------------------------|
| Motor | KDE8218XF-120 | 120KV |
| Transmission | Flame 80A HV 2.0V | 6-12S |
| Load cell force gauge | SH-500 | Error rate $\pm 0.5\%$ |
| Multimeter | FLUKE375 | Max 600A |
| Tachometer | Profession tachometer | Electro optical sensor |

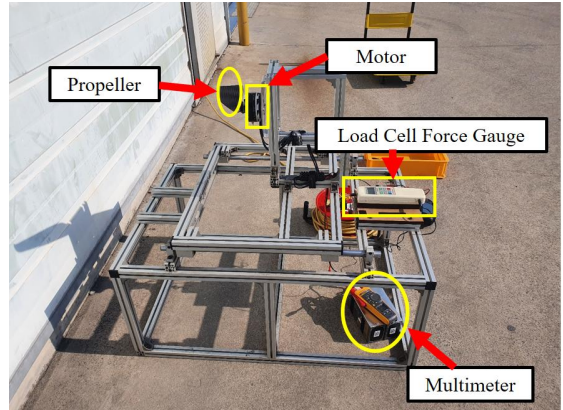


Fig. 3 Test equipment setup

Table 2 Specifications of the propeller

| Parameter | Value |
|------------------|------------------|
| Number of blades | 2 |
| Diameter | 0.7625m (30inch) |
| Wing Span | 0.7075m |
| Tip Twist | 6.949° |
| Root-Tip Sweep | 2.023° |

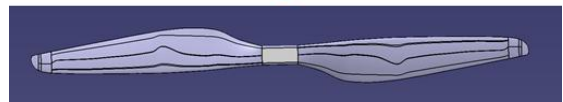


Fig. 4 3D model of the propeller

2.2 수치해석 기법

본 연구에서 사용된 프로펠러는 T-Motor 사의 NS 30x10.5R이며, 설계는 3차원 스캐닝을 통하여 역설계 과정을 수행하였고, 확보된 정보를 통해 Fig. 4와 같이 프로펠러를 모델링 하였다⁶⁾. CFD 해석을 위해 ANSYS사의 Workbench 14.5를 사용하였으며, Fig. 5와 같이 유동관 생성과 사면체 격자를 구성하였으며, 이때 생성된 격자의 노드 수는 42만 개, 요소 수는 1,760만 개가 사용되었다.

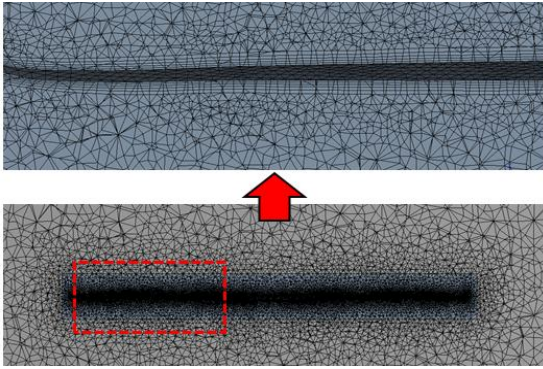


Fig. 5 Mesh generation for CFD analysis

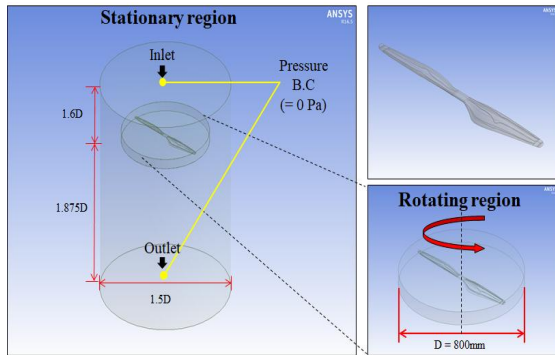


Fig. 6 Flow domain and boundary conditions

Fig. 6은 프로펠러의 공력 성능을 예측하기 위해 고정 유체영역의 크기는 회전 도메인 직경의 1.5배, 상부의 1.6배, 하부의 1.875배 원통형으로 유동 영역(Flow domain)을 구성하였으며, 회전하는 유체영역은 CCW(Counterclock wise)로 회전하도록 슬라이딩 메쉬(Sliding mesh) 기법을 사용하였다. 고정 유체영역과의 유동 데이터 전달을 위해 GGI Interface 기법을 적용하였다. 단일 로터 프로펠러의 정상상태(Steady state) 해석은 비정상상태(Unsteady state) 해석보다 다소 하향된 결과가 예측하기 때문에 비정상상태 해석을 수행하였다³⁾. 해석조건은 비압축성, 3차원 유동, 난류 운동으로 설정하였으며, 난류 모델은 벽면에서의 정확성을 갖는 SST(Shear Stress Transport) 모델을 적용하였다. 프로펠러의 회전수는 1,100rpm 간격으로 1,100, 2,200, 3,300, 4,400rpm의 총 4가지 경우에 대해 해석을 수행하였다.

2.3 프로펠러의 공력 특성

프로펠러의 공력 특성을 확인하기 위해 추력(T), 토크(Q), 동력(P), 추력계수(C_T), 토크계수(C_Q), 동력계수(C_P), 제자리 비행효율계수(Figure of Merit, FM)를 사용하였다. 이 계수들은 Buckingham 파이 방법을 통해 무차원 화한 계수들로 식 (1)~(4)으로 나타낸다. 또한, 회전수 범위 내에서 토크와 동력에 대한 상관관계식을 식 (5)와 (6)에 나타내었다.

$$C_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4} \quad (1)$$

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

$$C_P = \frac{P}{\rho n^3 D^5} = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2}} \quad (3)$$

$$FM = \frac{P_{ideal}}{P_{meas}} = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} C_P} \quad (4)$$

$$T = 0.33751(N)^2 - 0.07511(N) + 0.05112 \quad (5)$$

$$P = 0.02548(N)^3 + 0.07157(N)^2 - 0.18326(N) + 0.12606 \quad (6)$$

여기서, D 는 프로펠러 직경, ρ 는 공기의 밀도, $P = 2\pi nQ$, $n = rpm/60$ 이며, 상관관계식 (5), (6)의 $N = rpm/1,000$ 이다. 제자리 비행효율계수는 운동량 이론을 바탕으로 제자리 비행효율을 비교할 수 있는 무차원 계수이며, 프로펠러가 제자리에 정지한 상태에서 비행할 때의 효율을 의미한다. 운동량 이론을 기초로 단일 프로펠러의 FM 계수는 식(4)과 같이 정의된다. FM계수는 제자리 비행시 요구되는 이상적인 동력(Ideal power required to hover)과 제자리 비행 시 실제 요구되는 동력(Actual power required to hover)의 비로 항상 1보다 작은 값을 나타낸다⁴⁾.

3. 결과 및 고찰

3.1 성능 시험 결과

앞선 추력 성능 시험을 통해 Fig. 7은 각 회전수 (rpm) 별로 5회 시험하여 얻은 평균 값과 수치해석을

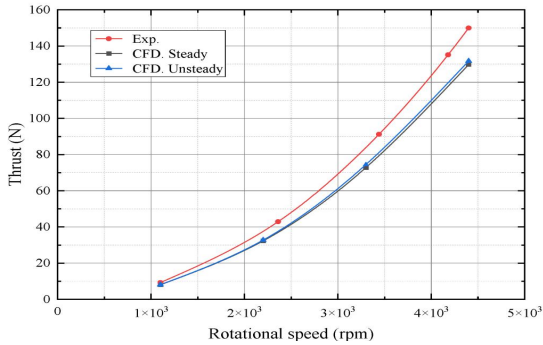


Fig. 7 Thrust vs. Rotational speed

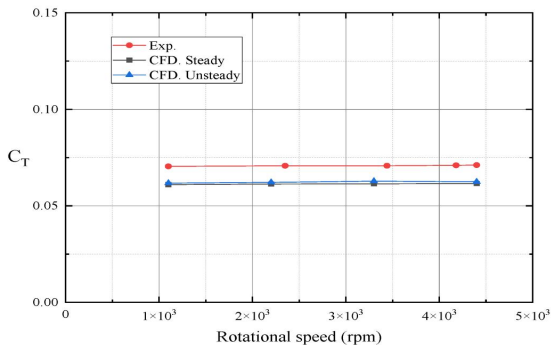


Fig. 8 Thrust coefficient vs. rotational speed

통해 정상상태와 비정상상태의 결과로 추력 값을 비교하여 나타내었다. Choi^[5] 등은 호버링 상태에서의 설계 필요 추력은 최대이륙중량의 약 1.3배로 정의하였다. 본 연구의 헬사콥터의 최대이륙중량은 35kg(343N)이며, 헬사콥터의 호버링 시 필요 추력은 약 45.5kg(445.9N), 로터당 필요 추력은 7.58kg(74.28N)이다. 따라서 호버링 상태라 판단되는 3,300rpm일 때, 추력시험 값은 8.56kg(83.89N), 정상상태는 7.43kg(72.81N), 비정상상태는 7.6kg(74.48N)의 결과를 보였다. 비정상상태의 해석은 방위각에 따른 추력 변동이 발생하며 설계 필요 추력과 유사한 값을 보인다. 정상상태에 비해 비정상상태의 추력 값은 약 2.2% 높은 결과를 보였으며, 비정상상태의 결과 값과 비교해 시험 값은 약 11% 높은 결과 값을 나타냈다. Fig. 8은 회전수 변화에 따른 추력계수 특성을 나타내었는데, 3,300rpm에서 시험 값은 0.0707, 정상상태는 0.0614, 비정상상태 0.0628으로 나타났다. 유동해석의 추력계수 값이 시험 값보

다 다소 낮게 나타난 것은 프로펠러 3차원 스캐닝 과정에서의 오차와 수치해석의 오차 그리고 추력 측정 계기의 오차로 인한 것으로 판단된다.

3.2 수치해석 결과

프로펠러의 회전수에 따른 과도해석을 수행하여 토크와 동력, 토크계수와 동력계수, 제자리 비행 효율은 Fig. 9-11과 같았다. Fig. 9는 회전수의 변화에 따른 토크와 동력을 나타낸 것으로, 식(2)와 (3)에 제시된 바와 같이 회전수에 따라 토크는 제곱에 비례하고, 동력은 회전수에 세제곱에 비례하여 증가함을 보인다. 또한, 해석된 회전수 범위 내에서 토크와 동력에 대한 상관관계식은 식(5)와 (6)에 제시하였다. Fig. 10-11을 살펴보면, 호버링 상태인 3,300rpm에서 토크계수는 0.0038이며, 동력계수는 0.0236, 제자리 비행효율계수는 0.471임을 알 수 있었다.

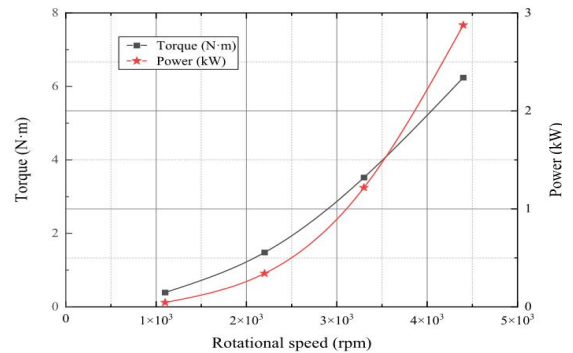


Fig. 9 Torque and power vs. rotational speed

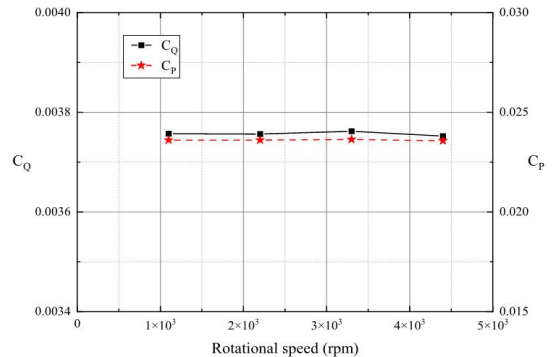


Fig. 10 Torque and power coefficients vs. rotational speed

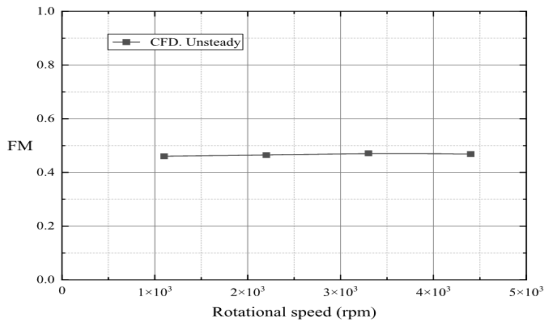


Fig. 11 Figure of merit values(FM) vs. rotational speed

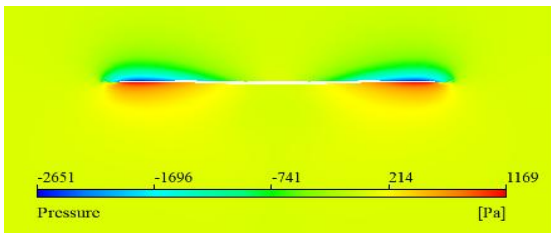


Fig. 12 Pressure contour at 3,300rpm

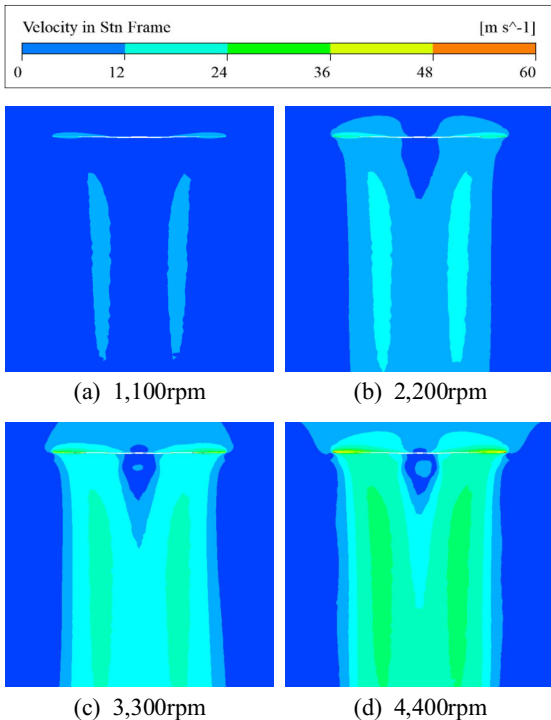


Fig. 13 Velocity distribution contour at stationary frames

Fig. 12에서 호버링 상태의 압력분포를 살펴보면, 상부 면에서 압력이 가장 낮게 측정 된 부분은 -2,651Pa이며, 하부 면에서는 1,169Pa이다. 이는 공기가 날개 상부 면을 따라 가속되면서 상향의 원심 압력구배가 발생하게 되고, 이때, 대기압과 상쇄되어 날개 상부 면의 압력을 낮게 하여 추력을 발생 시키기 때문이다. Fig. 13은 속도분포를 나타내며 회전수가 증가함에 따라 후류 영역에서 유도속도(Induced velocity)가 빠른 흐름을 보이는 것을 확인할 수 있었다¹⁾.

제자리비행을 한다고 판단되는 3,300rpm에서 로터는 반시계 방향으로 회전하게 된다. Fig. 14는 비정상 해석에서 방위각에 따른 추력 변동을 나타내며, 해석결과를 살펴보면 추력 값이 일정한 주기를 갖고 있음을 알 수 있다. 이때, 0~15° 그리고 180~195°에서 최대 추력을 보여주며, 90~105°와 270~285°에서 최소값을 보여준다. 이러한 추력 변동의 주기가 나타나는 것을 규명하기 위하여 Swirling strength 방법으로 회전하는 프로펠러 주변의 와류구조를 Fig. 15와 같이 관찰하였다⁷⁾. Fig. 15의 (a)와 (c)에서는 익단의 후류 크기가 작아져서, Upwash 효과가 최대가 되는 구간인 것으로 나타났다. 반면에 (b)와 (d)에서는 익단에서의 후류 크기가 커짐으로 난류 운동에너지가 증가하고 Upwash 효과보다 Downwash 효과의 영향을 받아 추력이 낮아지는 것으로 판단된다⁶⁾.

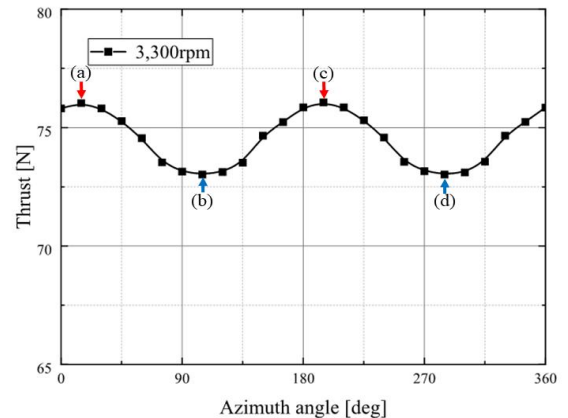


Fig. 14 Unsteady state analysis of thrust during hovering flight

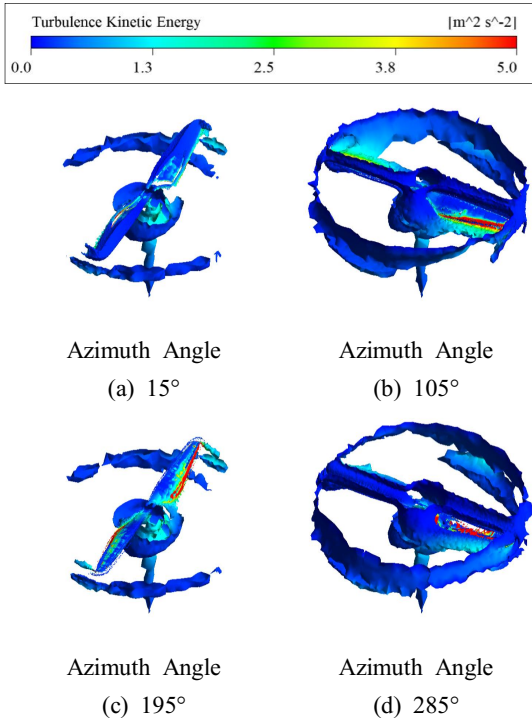


Fig. 15 Turbulence kinetic energy contour of the propeller at Iso-surface with Swirling strength $85s^{-1}$ at 3,300rpm

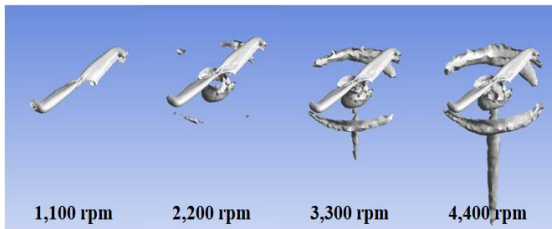


Fig. 16 Iso-surface of $Q=6,000s^{-2}$

Q-Criterion은 와도(Vorticity)의 크기와 전단변형률(Shear strain rate)의 관계를 이용하여, $Q=0.5*(Vorticity^2 - Shear\ strain\ rate^2) > 0$ 이면 와도의 크기가 전단변형률보다 영향이 크다는 것을 의미한다^[8-9]. Fig. 16에서 Q-Criterion을 통해 $Q=6,000s^{-2}$ 일 때 등치면(Iso-surface)을 나타내었다. 회전수가 증가함에 따라 익단과 프로펠러 아래로 와류의 세기가 두텁게 발달하는 것을 알 수 있었다^[4].

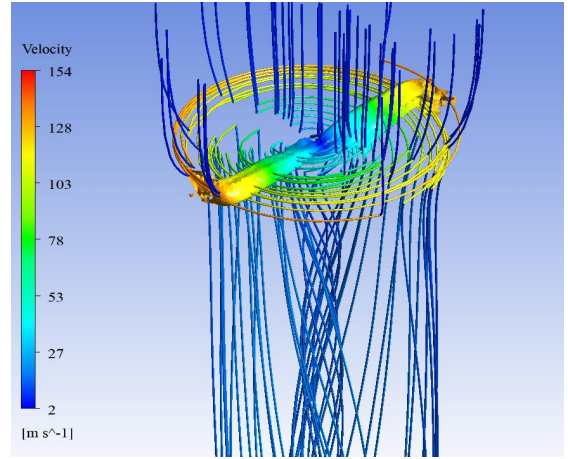


Fig. 17 Streamline and iso-surface of $Q=75,000s^{-2}$ at 3,300rpm

Fig. 17은 3,300rpm일 때, 발생된 후류를 유선(Streamline)과 프로펠러부를 Q-Criterion으로 표현하였다. 프로펠러의 익단에 가까워질수록 속도가 빨라지며, 외기가 프로펠러를 거쳐 나선 방향으로 감겨 배출되는 것을 알 수 있었다.

4. 결론

하천 측량용 헬기콥터의 30인치 단일 로터의 공력 성능을 파악하기 위해 시험 및 수치해석을 통해 공력 성능을 분석하여 다음과 같은 결론을 얻었다.

1. 호버링 상태라 판단되는 3,300rpm에서 단일로터의 추력시험 결과는 8.56kg, CFD 해석결과는 7.6kg로 추력시험 결과가 약 11% 크게 나타났다. 유동해석의 추력 값이 시험 값보다 다소 낮게 나타난 것은 프로펠러 3차원 스캐닝 과정에서의 오차와 수치해석의 오차 그리고 추력 측정 계기의 오차로 인한 것으로 판단된다.
2. 비정상해석을 통해 3,300rpm에서 토크 3.51N·m, 동력 1.22kW, 토크계수는 0.0038이며, 동력계수는 0.0236, 제자리 비행효율계수는 0.471로 프로펠러의 공력 성능을 확인하였다.
3. 비정상 해석에서 방위각에 따른 추력 변동의 주기를 관찰하기 위해 와류구조를 관찰한 결과, 15°와 195°에서는 후류 크기가 작아지며, Upwash효과로

인해 최대 추력을 보였다. 반면 105°와 285°에서는 후류 크기가 커짐으로 난류 운동에너지가 증가하고 Downwash 영향을 받아 최솟값을 보였다.

4. Q-Criterion을 통해 회전수가 증가함에 따라 익단과 프로펠러 아래로 와류의 세기가 두텁게 발달함을 확인하였다.

5. 수치해석을 통해 헬사콥터의 프로펠러 설계와 성능 검증에 유용한 자료를 제공할 것으로 판단된다.

추후 하천 측량용 헬사콥터(Hexacopter)의 6개 로터에 대한 로터 간의 상호간섭과 로터와 동체 영향에 대한 연구를 진행할 예정이다.

REFERENCES

1. Yun, J. H., Choi, H. Y. and Lee, J. S., "CFD-based Thrust Analysis of Unmanned Aerial Vehicle in Hover Mode: Effects of Single Rotor Blade Shape," *Journal of Korean Soc. Mech. Eng. A*, Vol. 38, No. 5, pp. 513-520, 2014.
2. Kang, H. J., Kim, T. J. and Wee, S. Y., "Test and Evaluation of the Propeller Developed for a Multi-copter with the Take-off Weight of 25 kg," *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 12, No. 4, pp. 26-34, 2018.
3. Krebs, T., Bramesfeld, G. and J. Cole., "Transient Thrust Analysis of Rigid Rotors in Forward Flight," *Journal of Aerospace*, Vol. 9, No. 1, pp. 1-19, 2022.
4. Pérez Gordillo, A. M., Villegas Santos, J. S., Lopez Mejia, O. D., Suárez Collazos, L. J. and Escobar, J. A., "Numerical and Experimental Estimation of the Efficiency of A Quadcopter Rotor Operating at Hover," *Journal of Energies*, Vol. 12, No. 2, pp. 1-19, 2019.
5. Choi, S. W., Kim, Y. S., Park, Y. M. and Kim, J. M., "Aerodynamic Design of the SUAV Proprotor," *Journal of Korean Soc. Aeronaut. Space Sci*, Vol. 33, No. 9, pp.16-26, 2005.
6. Shim, M. C., Lee, K. T. and Kim, H. D., "Numerical Investigation of the Effect of Spacing in Coaxial Propeller Multi-Copter in Hovering," *Journal of Korean Soc. Aeronaut. Space Sci*, Vol. 28, No. 2, pp. 89-97, 2020.
7. Na, J. S., Ko, S. C., Sun, S. G., Bang, Y. S. and Lee, J. S., "Optimized Blade of Small Vertical Axis Wind Turbine and its Vortex Structure Analysis," *Journal of Visualization of Korea*, Vol. 13, No. 1, pp. 15-20, 2015.
8. Kim, M. G., Ahn, H. T., Lee, J. T. and Lee, H. G., "Fully Unstructured Mesh based Computation of Viscous Flow around Marine Propellers," *Journal of the Society of Naval Architects of Korea*, Vol. 51, No. 2, pp. 162-170, 2014.
9. Lee, J. Y., Kim, M. A. and Lee, S. H., "Method for Importance based Streamline Generation on the Massive Fluid Dynamics Dataset," *Journal of the Korea Contents Association*, Vol. 18, No. 6, pp. 27-37, 2018.
10. Lopez Mejia, O. D. and Gomez, J. A. E., *Aerial Robots - Aerodynamics, Control and Applications*, IntechOpen Publication, pp. 93, 2017.