

유인 드론 상반회전 생체모방 프로펠러의 설계 및 추력 성능에 대한 연구

김수정* · 염태영* · 이승배**†

A Study on Thrust Performance of Counter-Rotating Biomimetic Propeller System for a Manned Drone

Soo-Jung Kim*, Tae-Young Yeom*, Hyewon Na*, Seungbae Lee**†

Key Words : Biomimicry (생체 모방), Airfoil (익형), Propeller (프로펠러), Counter-Rotating (상반회전), Thrust (추력), Low Noise (저소음)

ABSTRACT

In this research, a biomimetic, eagle-wing-type propeller was designed and applied to four pairs of counter-rotating propeller system to provide the necessary payload for a manned drone. The aerodynamic and noise characteristics were identified by model testing and compared with the numerical results using Ansys CFX 19.0 software. The structural analysis were also performed to reinforce the biomimetic blades by modifying the solid profiles near the hub. The aerodynamic performances of the counter-rotating propeller system were measured in terms of thrust forces by changing the distance between two counter-rotating propellers and the pitch angle of the lower propeller. Based on the experiment, the best aerodynamic performance was identified at the pitch angle of 5° higher for the downstream propeller than that of upstream one and the non-dimensional distance of 0.3 between two counter-rotating propellers.

-기호설명-

C_p : 동력 계수, [-]
 C_T : 추력 계수, [-]
 D : 프로펠러 직경, [m]
 N : 회전수, [RPM]
 T : 추력, [N]

1. 서론

미래형 유인드론 (Manned Drone)은 전기동력 (모터, 배터리 포함)을 사용해 도심 상공에서 사람 및 화물을 운송하는 3차원 모빌리티 수단이다. 또한 항공, 자동차, ICT, AI 등 다양한 기술을 융합하는 신산업이자 혁신적 교통수단이다.

며, 향후 막대한 부가가치가 창출될 것으로 기대되는 분야이다. 정부는 드론분야 로드맵⁽¹⁾을 통해 Table 1과 같이 드론 기술 발전 5단계 시나리오를 세웠으며, 향후 2028년까지 약 21조원의 경제적 파급효과와 17만명의 일자리 창출효과를

Table 1 드론의 기술 발전 5단계 시나리오

단계	1단계	2단계	3단계	4단계	5단계
연도	2019~2020	2021~2024	2025~2027	2028~2030	2031~
비행 방식	조종 비행		자율 비행		
수송 능력	화물 적재		사람 탑승		
비행 영역	인구희박 지역	인구밀집지역			

* 인하대학교 건설기계공학과 (Department of Construction Machinery Engineering / Micro Dust Research Center, Inha University)

** 인하대학교 기계공학과 (Department of Mechanical Engineering / Micro Dust Research Center, Inha University)

† 교신저자, E-mail : sbaelee@inha.ac.kr

전망하고 있다. 또한 국토교통부와 산업통상자원부는 2019년 9월 4일 미래형 개인비행체 (PAV, Personal Air Vehicle) 개발을 위해 민·관이 함께하는 범부처 ‘드론산업협의체’를 구성, 연구 및 기술발전 진행사항 등을 파악하고 2022년 로드맵 재설계를 통해 보완·점검할 계획이라고 밝힌바 있다.

유인드론은 무인드론에 비해 높은 추력이 요구되고 사고위험이 낮아야 하며 탑승자가 느끼는 소음도 고려되어야 한다. 본 연구에서는 이근표 등⁽²⁾의 선행 연구에서 공력 및 소음 특성이 검증된 생체모방 독수리 익형기반 프로펠러를 설계에 적용한 후, 유체-구조연계 해석기법 (Fluid-Structure Interaction)을 이용하여 날개주위 유동에 의해 발생하는 압력 값이 프로펠러에 미치는 구조적 영향을 먼저 확인하였다. 일반적으로는 성능 검증을 위해 전산유체역학 해석을 통하여 추력, 토크 및 유동특성 등을 확인할 수 있다. 그러나 유동 저항으로 야기하는 압력분포가 프로펠러 구조에 미치는 영향은 파악할 수 없다. 본 연구에서는 생체모방 독수리 익형을 적용한 유인드론 용 프로펠러의 구조 안정성을 확인하기 위해서 ANSYS CFX 19.0과 Static Structural Module을 사용한 One-way FSI 기법을 적용하였다. 유체-구조 연성해석 (FSI) 기법을 이용한 해석은 One-way 연성해석과 Two-way 연성해석으로 구분할 수 있으며 Fig. 1에는 Two-way FSI 기법의 해석 방법이 도식적으로 나타나 있다.

본 연구에서는 설계의 편의상 FSI One-way 연성해석기법을 사용하여 유체거동에 의해 발생하는 압력 및 저항에 의해 프로펠러에 가해지는 응력 및 변형을 확인하였다. 프로펠러의 재료는 실제 제작에 사용되는 탄소강화섬유 (Carbon fibre-reinforced plastic)를 적용하였다. 항공기 분야는 탄소섬유 복합재가 많이 사용되는 분야 중 하나이다. 항공기는 가벼우면서 구조적으로 강한 재료가 필요하며 이에 합당한 재료들 중 하나가 탄소섬유이다.

수치해석 결과에 따른 날개표면 압력 및 저항 값을 생체모

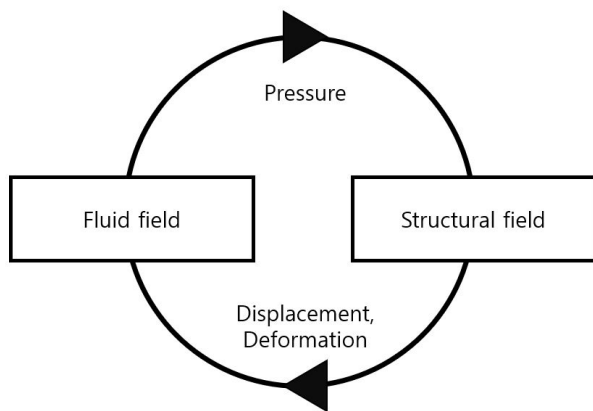


Fig. 1 Fluid-structure Interaction

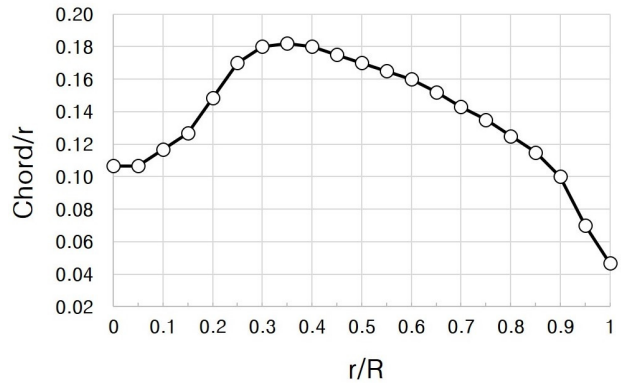


Fig. 2 Blade-section, non-dimensional chord length distribution

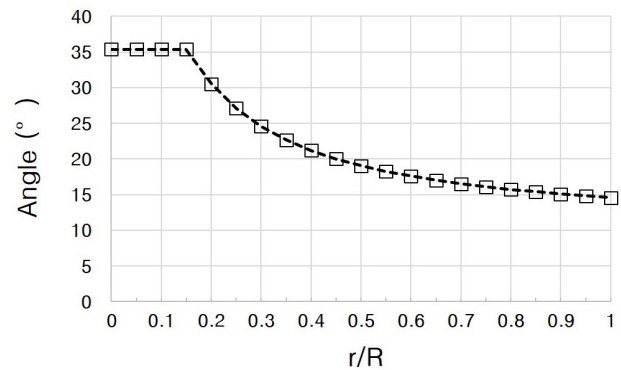


Fig. 3 Blade-section, twist angle distribution

방 독수리 익형기반 프로펠러의 최대 두께 비를 반경별로 변화시키며 구조해석에 적용하여 안정성을 확인하였다. 최종 모델을 3D Printer로 1:2 축소·제작하여 동축 역회전 프로펠러의 설계변수 중 프로펠러 사이 축 간격과 하단 프로펠러의 피치 각 변화에 따른 공력 성능을 실험적으로 측정하였다. 이를 바탕으로 실제 유인드론 제작 시 요구되는 동축 역회전 프로펠러의 최적 설계를 제안하고자 한다.

2. 유인드론 용 프로펠러 설계

프로펠러의 형상 모델링은 독수리 익형을 기초로 Prior⁽³⁾가 제시한 반경 별 코드 길이 비를 기초로 수행하였다. Fig. 2는 본 설계의 프로펠러 중심에서부터 반경별 코드길이분포를 나타낸 것이다. 익형은 반경별로 두께 비를 달리하여 배치된 익형을 반경방향으로 적층하여 3D 형상으로 모델링하였다. 고정익과 달리 회전익의 경우 로터 반경 별 회전속도가 다르기 때문에 반경 별 상대 속도와 유입 각도가 변화한다. 따라서 프로펠러의 최적 설계를 위하여 프로펠러 블레이드 비틀림 각을 반경별로 분포시켜 각 익형 단면에서 목표 받음각이 형성되도록 분포시켜 설계하였다. 비틀림 각은 이근표 등⁽²⁾의 선행 연구를 참고하여 적용하였다. Fig. 3은 프

로펠러 중심에서부터 반경별 비틀림 각 분포를 보여준다. 이를 바탕으로 직경 1.5m의 프로펠러를 설계하였으며, 유체-구조 연성 해석을 통해 프로펠러 응력 및 변형 값을 계산하여 익형의 두께비와 코드길이 비를 수정하여 강도보완을 수정하였다. 초기 설계모델과 반경별로 두께 비를 변화시킨 독수리 익형을 적용한 두 모델을 설계하였다.

3. 수치해석

3.1 해석 모델 및 경계조건

본 연구에서는 생체모방 독수리 익형을 적용한 프로펠러에 대해 전산유체역학 상용 해석 코드인 ANSYS CFX 19.0을 사용하여 3차원 정상상태 유동해석을 수행하였다. 검사체적은 비회전 도메인과 회전 도메인으로 구분된다. 전체 검사체적은 원통 구조이다. 비회전 도메인의 직경과 축방향 길이는 각각 7.5 m, 12 m이며 내부 회전 도메인의 반경은 1.6 m이다. Fig. 4는 본 유동해석 검사체적의 3D 형상을 보여준다. 유동 해석 격자는 4면체 (Tetrahedral) 격자를 비정렬로 구성하였으며, 프로펠러 표면부터 첫 번째 격자 y^+ 가 5 이하가 되도록 하였다. 또한 벽면 근처 layer는 높이 0.02mm의 등간격 격자 10개로 이루어진 프리즘 격자로 구성하였다. 해석시 프로펠러의 회전수는 2,000 RPM으로 고정하였으며 경계 조건으로 개방 조건을 사용하였다. 난류 모델은 SST $k-w$ 모델이며 작동 유체는 25°C의 표준 상태의 공기이다. 전체 격자는 8,000,000 수준으로 진행하였으며, RMS Residual이 10^{-4} 이하까지 반복 계산을 진행하였다. 본 계산의 해석 난류모델 및 수렴성은 이근표 등⁽²⁾의 선행 연구에 나타나 있다.

유체력에 의한 구조 강도를 확인하기 위해 전산유체해석 결과로부터 유동에 의한 날개표면 압력 값을 이용 유체-구조 연성 해석을 하였다. CFRP 재료 물성치는 Table 2에 나타난 바와 같이 CFRP UTS50의 값을 사용하였다. 구조해석에서는 상용 해석코드인 ANSYS Static Structural 19.0을 사용하였다.

3.2 해석 결과

ANSYS CFX 19.0 과 Static Structural 모듈을 사용하여 One-way FSI 해석을 수행하였다. 초기 프로펠러 모델의 반경 20% 위치의 익형을 변화시킨 두 번째 모델은 추력과 토크를 비교 시 비슷한 성능 값을 나타내는 것으로 확인하였다. CFRP UTS50 기준의 허용 강도는 2103.8 MPa이며, 안전계수는 5를 적용하는 경우 허용응력 기준 420.76 MPa이 된다. 이때 허용변형률은 0.99 %의 허용변형률 기준을 바탕으로 안전성을 판단하였다. 유체-구조 연성 해석결과 초기모

Table 2 CFRP material properties

Material properties	Value	Units
Density	1.8	g/cm ³
Young's modulus X direction	240	GPa
Young's modulus Y direction	42	GPa
Young's modulus Z direction	42	GPa
Poisson's Ratio XY	0.33	
Poisson's Ratio YZ	0.71	
Poisson's Ratio XZ	0.33	
Shear modulus XY	23000	GPa
Shear modulus YZ	12000	GPa
Shear modulus XZ	12000	GPa
Tensile ultimate strength	2.1	GPa
Compressive ultimate strength	1.932	GPa

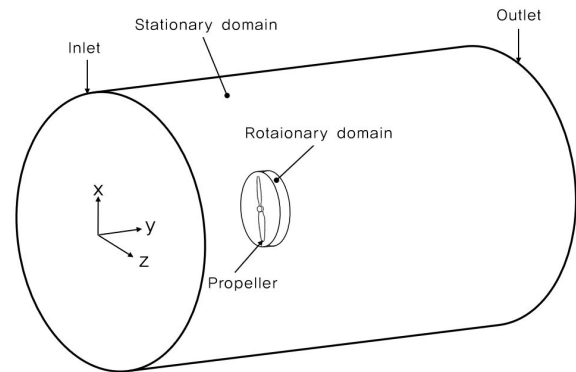


Fig. 4 Computational domains

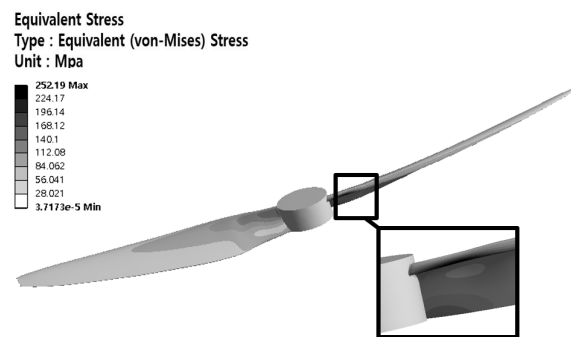


Fig. 5 Equivalent stress distributions at RPM=2,000

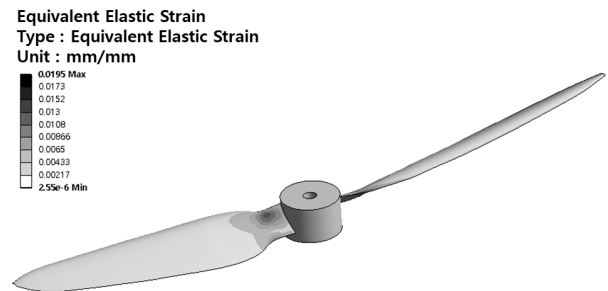


Fig. 6 Equivalent elastic strain distributions at RPM=2,000

델은 최대응력이 554.41 MPa, 최대변형률이 1.95 % 로 확인되었다. 또한 기존 독수리 익형의 최대 두께 비를 반경별로 변화시킨 최종 모델은 Fig. 5와 Fig. 6에 나타난 바와 같이 최대응력은 222.67 MPa, 최대변형률은 0.113%로서 허용응력 기준과 허용변형률 범위 내에 들어오는 것으로 확인되었다.

4. 동축 반전 프로펠러 실험

4.1 실험장비 구성

동축 반전 프로펠러의 정지비행실험은 Fig. 7에 나타난 바와 같이 이근표 등⁽²⁾의 실험 장치와 유사하게 구성된 장치를 반 무향실 내에 설치하여 수행하였으며, 시험장비는 3축 로드셀, 디지털 인디케이터, 마이크로폰과 FFT 분석기로 구성된다. 본 실험에서는 지면 효과로 인한 오차를 줄이기 위해 프로펠러의 반지름을 고려하여 시험 장치를 반 무향실 지면에서부터 1.2 m 높이에 설치하였다.

프로펠러의 소음 실험은 성능 실험과 동일하게 반 무향실 내에서 측정되었으며, KS A ISO 3744⁽⁴⁾에 따라 반구 형태로 제작된 돔의 반구 중심에 위치한 프로펠러로 부터 반경 1 m 인 구면위 10개 면의 중심에 마이크로폰을 설치하여 측정하였다.

4.2 동축 반전 프로펠러 성능실험 방법 및 조건

독수리 익형을 적용하여 설계한 1.5m의 프로펠러를 직경 0.75 m로 축소 · 제작하여 성능 실험을 수행하였다. 시험 장비는 1축 로드셀, 디지털 인디케이터, 모터 컨트롤러로 구성되었다. 구동 모터는 (주) SPG사의 BLDC Motor (Brushless Direct Current Motor)로 최대 출력 150W, 최대 회전수 2,000RPM 모델이다. 본 연구의 동축 반전 프로펠러 주요 설계변수들은 프로펠러 사이 축 간격, 즉 상/하단 프로펠러 사

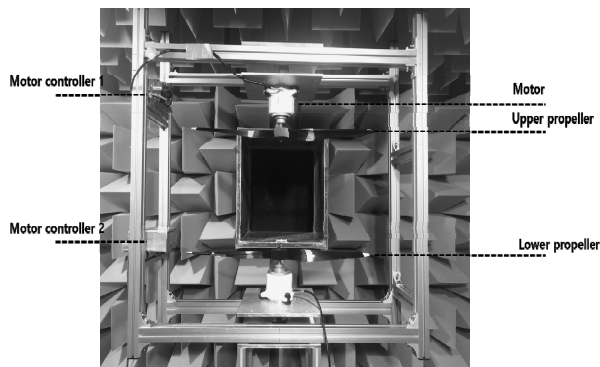


Fig. 7 Counter-rotating propeller performance experiment set-up

이 높이 (H)와 프로펠러 직경 (D)의 비율 H/D과 하단 프로펠러의 피치 각 변화(Δξ)이다. 프로펠러 사이 축 간격에 따른 공력성능의 변화를 비교하기 위해 H/D를 0.05의 간격을 0.2에서 0.5까지 나누어 설정하였다. 또한 하부 프로펠러의 피치 각 변화(Δξ)는 0°, -5°, 5°를 갖도록 세 개의 하부 프로펠러를 제작하여 상부 프로펠러를 시계방향, 하부 프로펠러를 반시계방향으로 회전시켜 실험을 수행하였다. 프로펠러모델과 프로토타입의 레이놀즈수 ($Re = \rho ND^2 / \mu$)는 날개 직경 기준으로 각각 2.7×10^6 , 2.4×10^7 이다. 또한 유체기계의 상사성 분석에 따르면 레이놀즈수에 따라 모델과 프로토타입의 효율 차이가 존재하나, 피치각 변화(Δξ)와 H/D 인자의 영향 평가에는 그 영향이 크지 않을 것으로 판단된다.⁽⁵⁾ 따라서 성능 비교를 위해 날개 회전수는 700 RPM으로 고정하였으며 상/하단 프로펠러가 동일한 회전수로 회전한다.

4.3 동축 반전 프로펠러 실험 결과

Fig. 8 ~ Fig. 10에는 H/D 비와 하단 프로펠러의 피치 각 변화에 따라 측정한 추력을 식 (1)과 같이 무차원화하여 추력 계수 값이 비교되어 있다.⁽³⁾ Fig. 11 ~ Fig. 13에는 H/D 비에 따른 제자리 비행효율을 비교하기 위해 식 (3)을 이용한 무차원 값 FM을 사용하여 하단 프로펠러 피치 각 변화에 따라 각각 나타내었다.^{(3),(6)} 제자리 비행효율은 동일 추력 시 필요한 동력과 실제 필요한 동력의 비를 나타내는 값으로 값이 클수록 제자리 비행 시 효율이 좋다. 또한 제자리 비행효율이 높으면 같은 전력에서 더 큰 추력을 나타내며 회전속도는 감소하기 때문에, 제자리 비행효율을 이용하여 비교하였다.

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

$$C_p = \frac{P}{\rho N^3 D^5} \quad (2)$$

$$FM (\text{Figure of Merit}) = \frac{C_T^{3/2}}{\sqrt{2} C_p} \quad (3)$$

Fig. 11은 하부 프로펠러의 피치 각 변화가 없을 경우 최고 효율은 간격비가 직경의 30%일 때 0.618임을 알 수가 있다. 하부 프로펠러의 피치 각을 5° 증가시켰을 때 동일하게 간격비가 직경의 30%에서 효율 0.692로 최고 효율을 나타낸다. Fig. 13에는 하부 프로펠러의 피치 각을 5° 낮추었을 경우 직경의 30%의 간격 비에서 효율 계수는 0.557로 나타나 있다. 이러한 측정 결과는 제자리 비행 시 상부 프로펠러에서 발생하는 끝단 와류 (tip vortex)의 하부 프로펠러에 대한 영향으로 파악된다.⁽⁷⁾

즉, 제자리 비행에서는 프로펠러 회전면의 수직방향으로

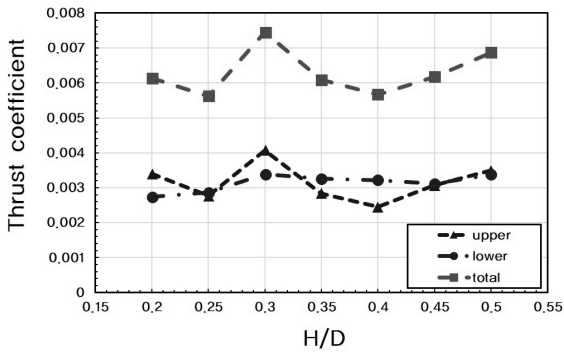


Fig. 8 Thrust coefficient C_T in terms of H/D at lower blade pitch angle change of 0°

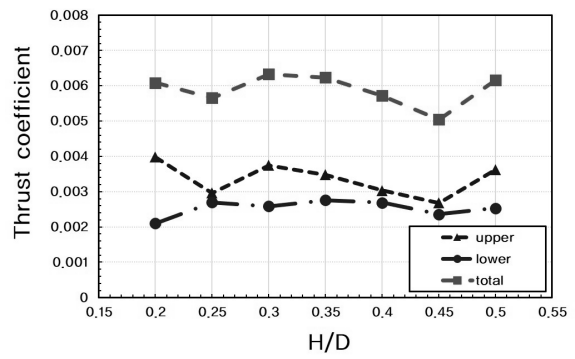


Fig. 9 Thrust coefficient C_T in terms of H/D at lower blade pitch angle change of 5°

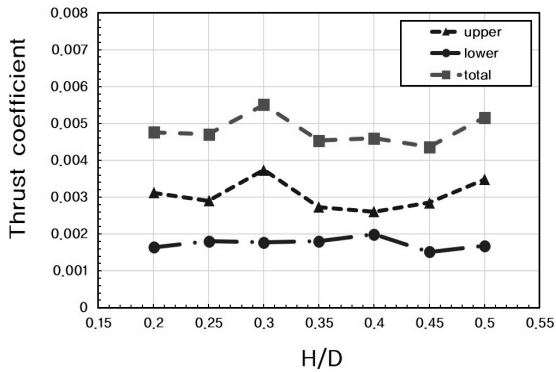


Fig. 10 Thrust coefficient C_T in terms of H/D at lower blade pitch angle change of -5°

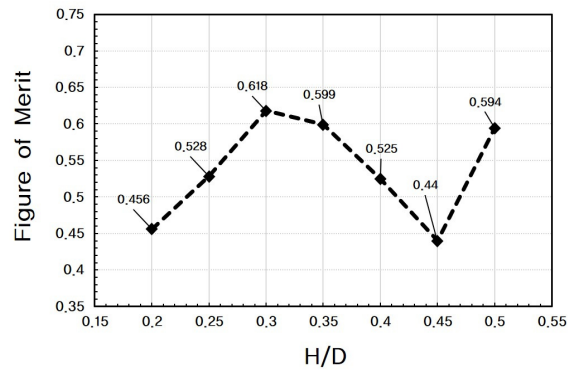


Fig. 11 Figure of Merits in terms of H/D at lower blade pitch angle change of 0°

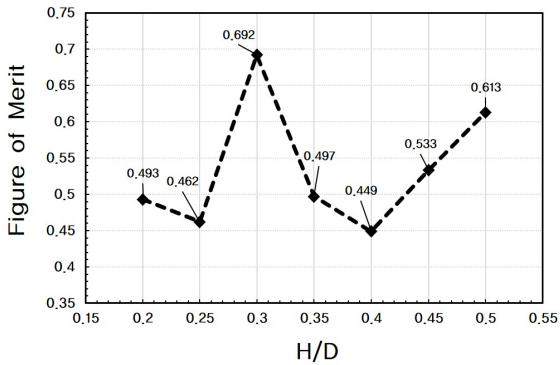


Fig. 12 Figure of Merits in terms of H/D at lower blade pitch angle change of 5°

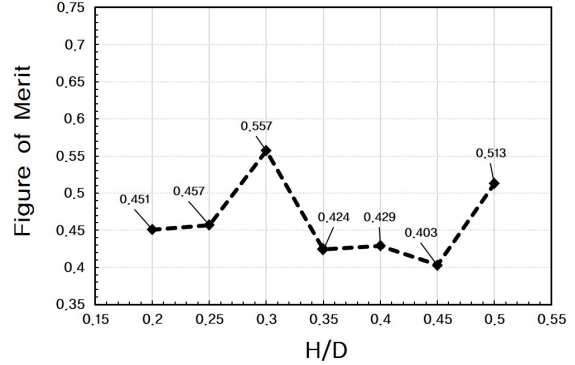


Fig. 13 Figure of Merits in terms of H/D at lower blade pitch angle change of -5°

만 공기가 흐르지 않고 회전면의 익단 부근에서 와류가 발생하며, 이 와류는 양력발생 효율을 감소시키고 비행효율을 낮춘다. 본 상반회전 프로펠러 시험에서는 상부 프로펠러가 발생시키는 끝단 와동 (tip vortex) 가 하부로 이동하면서 하부 프로펠러의 날개에 영향을 미치면서 제자리 비행 효율을 저하시키는 것으로 여겨진다. 따라서 하단 프로펠러의 피치 각은 전체적인 효율의 증감에 기여하며, H/D 인자는 상하 프로펠러 상호작용 시 가장 영향을 줄을 알 수가 있다.

5. 결론

본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

상반회전 프로펠러의 구조설계를 위해 ANSYS CFX 19.0 과 Static Structural 모듈을 이용하여 One-way FSI 해석을 진행하였다. 해석결과 재료가 CFRP일 때 기존 생체모방 익형 프로펠러는 구조적으로 취약한 부위를 확인할 수 있었다. 따라서 프로펠러의 기존 독수리 익형의 최대 두께비를

변화시켜 최대 응력과 최대 변형률이 안전 범위에 있도록 구조강도를 보완하여 재설계하였다. 상반회전 프로펠러 성능실험을 위해 3D 프린터를 사용, 실제 제작 크기의 $\frac{1}{2}$ 인 750mm의 프로펠러를 제작하였다. 동축 반전 프로펠러의 주된 설계 변수는 하부 프로펠러의 피치 각과 상부 프로펠러와 하부 프로펠러 사이 축 간격으로 설정하여 측정하였다. 각 변수에 따라 변화하는 추력계수와 제자리 비행효율을 확인하였다.

- 1) 상·하단 상반회전 프로펠러의 경우 상하동일 피치각에서 총 추력 계수는 $H/D=0.3$ 에서 0.00618을 나타낸다.
- 2) 하단 프로펠러의 피치 각을 축 간격 비에 따른 성능 측정결과, $H/D=0.3$ 의 경우 하부 피치 각을 5도 증가시킨 모델의 경우 상부와 하단 프로펠러 각각의 추력계수는 0.004068, 0.003383이며 총 추력계수는 0.007451, 그리고 제자리 비행 효율은 0.692로 최상의 공력 성능을 나타내었다.
- 3) 프로펠러 끝단에서 발생하는 끝단와동(tip vortex)으로 인하여 프로펠러의 비행 효율이 감소함을 알 수 있으며, tip vortex가 동축 반전 프로펠러의 성능에 미치는 영향은 프로펠러 사이 축 간격에 따라 가장 큰 영향이 나타남을 알 수가 있다.

향후 프로토 제작을 통한 성능 검증 및 유동가시화 실험을 통한 특정 간격비에 따른 상부 끝단 와동과 하부 날개와의 상호작용 공력성능 및 소음에 대한 영향의 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 2020년도 산업통상자원부 방위사업청 연구비 지원(UM18208RD2)과 2020년도 산업통상자원부 한국산업기술진흥원(KIAT) 연구비지원(N0001292)에 의해 수행되었으며 이에 감사를 드립니다.

References

- (1) 관계부처합동, 2019, *선제적 규제 혁파 로드맵-드론분야*, 국정현안점검조정회의
- (2) 이근표, 김수정, 염태영, 이승배, 2020, “유인드론용 생체모사 익형의 공력 및 소음특성에 대한 연구,” 한국유체기계학회 논문집, 제23권, 제6호, pp. 18~24
- (3) Stephen D. Prior., 2018, *Optimizing Small Multi-Rotor Unmanned Aircraft*, pp. 39~40, CRC Press
- (4) Korean Industrial Standards., 2002, *KS A ISO 3744 Acoustics-Determination of Sound Power Levels of Noise Sources Using Sound Pressure-Engineering Method in an Essentially Free Field over a Reflecting Plane.*
- (5) 이승배, 2011. *유체기계 Fluid Machinery*, 야스 미디어, pp. 36~47.
- (6) Colin P. Coleman, 1997, *A Survey of Theoretical and Experimental Coaxial Rotor Aerodynamic Research*, NASA Technical Paper 3675, Ames Research Center
- (7) GE Hoff. et al 1990, *Experimental Performance and Acoustic Investigation of Modern, Counterrotating Blade Concepts*, GE Aircraft Engines, NASA CR-185158