

유인드론용 생체모사 익형의 공력 및 소음특성에 대한 연구

이근표* · 김수정* · 염태영* · 이승배**†

A Study on the Aerodynamics and Noise Characteristics of Biomimetic Manned Drone Propeller

Keun-Pyo Lee*, Soo-Jung Kim*, Tae-Young Yeom*, Seungbae Lee**†

Key Words : Biomimicry(생체모방), Airfoil(익형), Propeller(프로펠러), Aerodynamics(공력), Aeroacoustics(공력소음), Computation Fluid Dynamics(전산유체역학)

ABSTRACT

In this paper, the experimental and numerical research on the aerodynamic and noise characteristics of a biomimetic airfoil is reported for the purpose of manned drone propeller design. Through the CFD analysis the aerodynamic performances for four types of airfoil are compared in order to search for the most desirable airfoil platform for the manned drone, and the experiment for the fore-mentioned airfoils were performed to verify their aerodynamic and noise characteristics. The CFD and the experiments show that the eagle wing mimetic airfoil has the maximum lift coefficient of 25 % higher than the other standard airfoil. In the manned drone propeller model test, the eagle model results in the thrust performance of 28.3 % higher than the other standard model. The comparison of sound pressure levels at the same thrust condition shows that the eagle model produces the noise level of 1.9 dB_A lower than that of the conventional NACA-based model. The biomimetic eagle-wing airfoil can be effectively applied to the manned drone system which requires both the high payload and the reliability.

-기호설명-

A_{ts} : 테스트 섹션 단면적, [m^2]
 c : 코드 길이, [m]
 C_{lu} : 보정 전 측정양력, [-]
 C_{du} : 보정 전 항력계수, [-]
 C_P : 동력 계수, [-]
 C_T : 추력 계수, [-]
 D : 프로펠러 직경, [m]
 h_{ts} : 테스트 섹션 높이, [m]
 K_1 : 풍동 보정상수, [-]
 M_v : 익형부피, [m^3]
 N : 회전수, [RPM]
 T : 추력, [N]

ε_{sb} : 고체 막힘 보정계수, [-]
 ε_{wb} : 후류 막힘 보정계수, [-]
 σ : 풍동 보정계수, [-]

1. 서론

4차 산업혁명시대의 드론(Drone)은 입체적 영상 정보제 공과 물류혁신의 핵심 산업으로 부상하고 있다. 전 세계 드론 시장은 연평균 성장률 71.62%로 증가하고 있으며⁽¹⁾, 2022년에는 180억 달러에 육박할 것이라고 전망된다. 중국의 이항⁽²⁾, 미국의 우버⁽³⁾, 독일의 블로콥터⁽⁴⁾ 등은 이동수단의 혁신을 위한 유인드론 (PAV: Personal Air Vehicle)의 개발에 많은 투자를 해오고 있다. 유인드론에서 프로펠러의 공력과 소음은 안전성 확보를 통한 시장 진입에 더욱 중요한 성능지표이므로 이에 대한 철저한 연구가 선행되어야 한다.

* 인하대학교 건설기계공학과 / 미세먼지연구센터 (Dept. of Construction Machinery Engineering / Micro Dust Research Center)

** 인하대학교 기계공학과 / 미세먼지연구센터 (Dept. of Mechanical Engineering / Micro Dust Research Center)

† 교신저자, E-mail : sbaelee@inha.ac.kr

Table 1 Comparisons of various performance related parameters for air vehicles classification

	UAV	PAV	Helicopter
Reynolds number	$\sim 10^5$	$\sim 5 \times 10^5$	$\sim 10^6$
Tip Mach number	~ 0.15	~ 0.45	0.65~0.8
Flow type	Laminar	Transition to turbulent	Fully turbulent
compressibility type	Incompressible	Slightly compressible	Compressible
Typical airfoil	Eppler Clark Y	NACA	NACA0012 SC2110
Airfoil max thickness	$\sim 6\%$	N/A	$\sim 12\%$

기존 드론에서 사용하는 프로펠러 익형으로는 미국에서 개발된 NACA 익형과 Clark Y 익형을 모델로 적용하여 왔다.

Table 1에는 무인 및 유인드론, 헬리콥터 날개들의 특성이 비교되어 있으며, PAV라고 불리는 유인드론의 레이놀즈수와 마하수 및 날개 유동특성이 다른 비행체와 매우 다른 것을 알 수가 있다. 따라서 유인드론은 소형 UAV, 헬리콥터와는 달리 상용 익형이 적합하지 않을 수 있으며, 유인드론만의 운전특성을 고려하여 가속과 감속 그리고 이착륙 환경에 맞는 우수한 익형의 개발이 필요함을 알 수가 있다.

본 연구에서는 세 가지 상용 익형과 생체모방 독수리 익형의 기본적인 공력 성능을 전산유체역학 해석과 실험을 통해 확인한 후, 이를 바탕으로 설계한 프로펠러에 적용하여 고정 비행 상태에서의 추력 성능과 공력 소음을 실험적으로 검증하였으며, 유인드론 용 프로펠러의 최적 설계에 적용하고자 한다.

2. 익형 전산유체역학 해석 및 실험

2.1 익형 전산유체역학 해석

2.1.1 수치해석 기법 및 경계조건

본 연구에서는 상용 익형 3종⁽⁵⁾과 생체모방 독수리 익형⁽⁶⁾에 대해 전산유체역학 상용해석코드인 ANSYS Fluent 19.0⁽⁷⁾을 사용하여 2차원 정상상태 해석을 수행하였다. 익형의 코드 길이는 0.2 m이며, 계산영역 길이는 6 m, 높이는 4 m인 2차원 유동 영역에 대해 수치적 모사를 수행하였다. 익형의 설계 사양은 Table 2에 나타나 있다. 격자 형상은 O형 격자계로서 육면체 격자를 구현하였으며, 격자의 품질 향상을 위해 비대칭도(Skewness)는 0.5 이하 그리고 직교 품질(Orthogonal Quality)도는 0.4 이상의 값을 얻도록 격자를 조절하였다. 총 격자 수는 5만에서 60만까지 격자수 민감도 분석을 진행하여 최종적으로 30만개 수준의 격자로 조정하였다.⁽⁸⁾ 본 해석에 사용한 익형의 경우 격자민감도분석 결과 양력계수에

Table 2 Design specification of airfoils

	Max thickness [%]	Max camber [%]	Max camber position [%]
Clark Y	12	3.4	42
NACA4412	12	4	40
NACA4406	6	4	40
Eagle	6	11.9	31.2

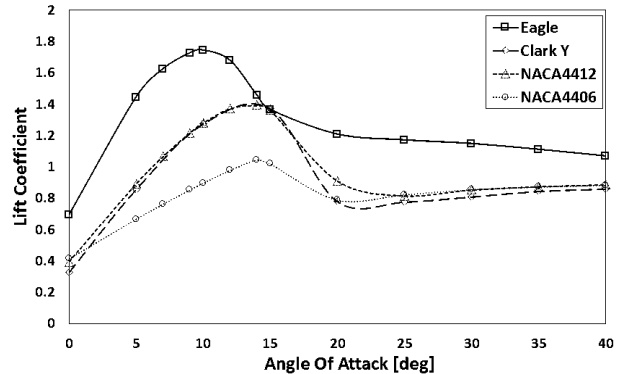


Fig. 1 Lift coefficients vs. angles of attack for four different airfoils by CFD

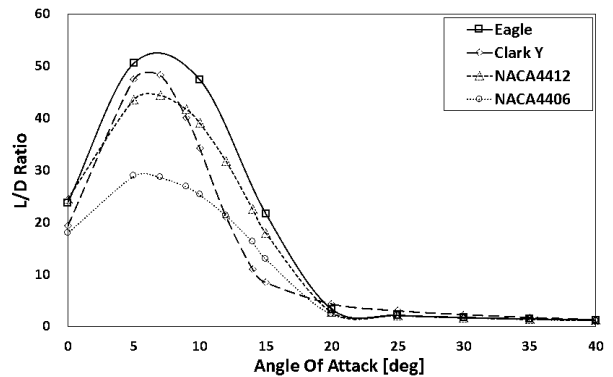


Fig. 2 Comparison of lift to drag ratios in terms of angle of attack for four airfoils by CFD

서 최대 0.5%의 오차를 나타내었다. 또한 익형 주위의 유동 특성을 파악하기 위해 익형 주위로 격자를 밀집시켜 벽면 근처 y^+ 가 1 근처의 값을 갖도록 조절하였다. 레이놀즈수는 3×10^5 영역에 있어서 표준 $k-\omega$ 난류모델보다는 SST $k-\omega$ 난류모델을 사용하여 천이영역에서의 오차를 줄이도록 했으며, 주로 정상상태 해석을 진행하였다.

2.1.2 익형 정상상태 해석 결과

Fig. 1과 Fig. 2는 4종의 익형에 대해 받음각 별 양력 계수 분포와 양항비가 각각 비교되어 있다. 동일 캠버를 갖는 NACA4412와 NACA4406의 최대 양력계수는 각각 1.39, 1.02로서 두께비가 큰 NACA4412가 36.2% 높은 특성을 보

인다. 동일 두께비의 독수리 익형과 NACA4406의 최대 양력 계수는 각각 1.74, 1.02로 캠버비가 큰 독수리 익형이 64% 높은 특성을 보였다. 독수리 익형은 상용 익형 3종에 비해 상대적으로 낮은 받음각에서 실속이 발생하였으나 실속점 이후에도 상용 익형에 비해 높은 양력계수 특성을 보여 넓은 운전영역의 확보가 가능함을 알 수가 있다.

2.2 익형 공력 및 소음 실험

2.2.1 실험 장치 구성 및 방법

익형의 공력실험은 상용 익형인 NACA4412, NACA4406, 그리고 독수리 익형에 대해 익형의 받음각을 변경하며 공력과 소음 특성에 대해 측정하였다. 공력 측정 장비는 3축 로드셀(F9852, Tecsia)과 디지털 인디케이터 (B6489, Tecsia)로 구성되며, 주요 소음 측정 장비는 마이크로폰 (GRAS 1/2 Free-Field Response Microphone 50mV/pa, NI)과 FFT 분석장치(USB-4431, NI)이다. 소음실험은 음향반사가 없으며 배경소음이 낮은 반무향실 겸용 폐쇄회형 무향풍동을 사용하였으며, 선행적으로 폐쇄 풍동 실험에서 불가피하게 발생하는 막힘 (Blockage) 오차⁽⁹⁾와 측정 센서 오차를 최소화하기 위해 실제 풍동과 동일 환경의 조건하의 3차원 유동해석을 수행하였다. 테스트 결과 코드 길이 0.3 m의 조건에서 종합오차가 9.38%로 가장 낮은 결과를 보였으며, 이에 따라 본 실험에선 0.3m(코드길이)×0.7m(스팬길이)의 익형을 ABS재질로 제작하여 설치 후 측정하였다.

반 무향실 내 압소음은 20 dB_A이하, 무향 풍동 내 최대 유속은 20 m/s, 난류 강도는 0.2%이내이며 유인드론 운전 조건인 레이놀즈수 2.4×10⁵ 영역에서 실험을 진행하였다. 실제 실험장비 구성은 Fig. 3과 같다.

$$\varepsilon_{sb} = \frac{K_1 M_v}{A_{ts}^{3/2}} \quad (1)$$

$$\varepsilon_{wb} = \left(\frac{c}{2h_{ts}} \right) C_{du} \quad (2)$$

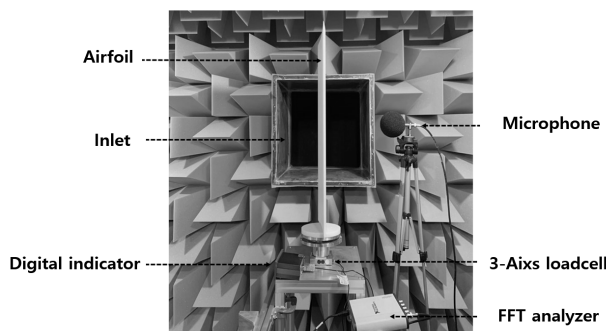


Fig. 3 Airfoil experiment set-up in anechoic wind tunnel

$$\sigma = \frac{\pi^2}{48} \left(\frac{c}{h_{ts}} \right)^2 \quad (3)$$

식 (1), (2), (3)은 본 실험에서 보정한 각각 풍동의 고체막힘 보정계수, 후류막힘 보정계수, 풍동 보정계수로서 K_1 은 풍동 보정 상수인 0.74, M_v 는 익형의 부피, A_{ts} 는 테스트 섹션 단면적, c 는 코드 길이, h_{ts} 는 테스트섹션 높이 그리고 C_{du} 는 측정된 항력계수이다.

2.2.2 익형 공력 및 소음 실험 결과

Fig. 4에는 풍동 실험의 Blockage 오차를 보정하여 측정된 양력 CFD 해석 결과와 비교되어 나타나 있다. Blockage 오차는 다음의 식들을 사용하여 최종 보정된다.

$$\varepsilon_b = \varepsilon_{sb} + \varepsilon_{wb} \quad (4)$$

$$C_l = C_{lu} \frac{1 - \sigma}{(1 + \varepsilon_b)^2} \quad (5)$$

$$C_d = C_{du} \frac{1 - \varepsilon_{sb}}{(1 + \varepsilon_b)^2} \quad (6)$$

여기서 C_{lu} 와 C_{du} 는 보정 전 측정 양력 및 항력계수이다. 생체모방 독수리 익형과 상용 익형인 NACA4412, NACA4406의 최대 양력계수는 각각 1.76, 1.41, 1.07로서, 독수리 익형이 동일 두께비 (t_{max}/c)의 NACA4406에 비해 상대적으로 최대 64% 높은 값을 보였다. 풍동 실험과 전산유체역학 해석 결과를 비교시 실속점 이전 구간에서는 매우 유사하나 이후 구간에서는 측정값이 계산값보다 높게 나타났다. 이는 테스트 섹션이 폐쇄형 풍동 내 제트 구간에 위치하여, 실속점 이후 구간 실험에서는 날개 부압면 유동박리 와동의 위치 및 크기가 폐쇄형 풍동 내 막힘오차 보정식 (5)를 이용한 양력 계수값이 적절하게 보정되지 않음을 알 수가 있다. 또한 실험

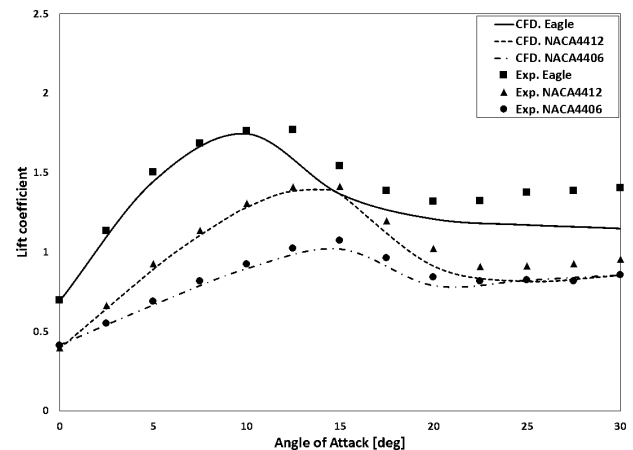


Fig. 4 Comparison of measured lift coefficients for three airfoils with correction and numerical prediction data

에서도 해석 결과와 동일하게 캠버비와 두께비가 큰 익형에서 상대적으로 높은 양력계수의 특성을 확인할 수 있다.

Fig. 5~ Fig. 7은 3종 익형의 실속점 이후인 받음각 20°에서 측정된 음압 스펙트럼 결과가 나타나 있다. 유인드론 날개는 운전조건에서 불균일 입구 난류유동 상태인 반면 이차원 익형실험은 같은 레이놀즈수인 약 2.4×10^5 에서 천이 유동상태가 되므로, 본 연구에서는 받음각을 20°로 설정하여 익형 부압면 유동이 강체천이 및 난류유동이 되도록 하였다. 이에 광대역 난류소음특성을 비교하기 위해 측정된 결과, 같은 두께비에서 양력계수가 높음에도 불구하고 독수리 익형이 NACA익형에 비해 광대역 난류소음레벨이 낮으며, 양력의

큰 증가를 나타낸캠버각이 큰 독수리 익형은 NACA익형에 비해서 매우 조용한 소음특성을 나타냄을 알 수가 있다.

3. 유인드론 용 프로펠러 해석 및 실험

3.1 유인드론 용 프로펠러 전산유체역학 해석

3.1.1 형상 모델링

프로펠러의 형상 모델링은 NACA4412와 독수리 익형을 기반으로 Prior⁽¹⁰⁾에 의해 제시된 반경 별 코드비를 반영하여 반경방향으로 적층하여 이루어졌다. 회전익의 경우 고정익과 달리 로터 반경 별 회전속도가 다르므로, 상대속도와 유입각도가 반경별로 변하게 된다. 이에 따라 회전익의 최적 설계를 위해 각 블레이드 반경 별 비틀림각 (Twist angle)을 설계하여, 각 반경 단면에서 익형의 목표 받음각이 이루어지도록 설치해야 한다. 본 연구의 프로펠러 비틀림각은 적용 익형들의 최대 양향비 및 양력계수의 받음각을 기준으로, Fig. 8과 같이 3가지 분포의 비틀림 각 모델을 설정하였다. Kang et al.⁽¹¹⁾의 멀티콥터 용 프로펠러 정적구조해석으로부터 프로펠러 회전시 가장 취약부위는 반경 0.2인 위치임을 알 수가 있다. 따라서 상대적으로 얇은 두께비의 독수리 익형을 적용한 모델은 반경 0.25인 위치까지는 NACA4412 익형을 적용하였으며 이후로는 독수리 익형을 연결하여서, 모두 4가지 모델을 설계하였다.

Fig. 8에 나타난 모델 A, B는 최대양력계수에 해당하는 받음각 기준 NACA4412 모델, 독수리익형 모델의 비틀림각 분포이며, C는 두 모델의 최대 양향비를 갖는 받음각 기준

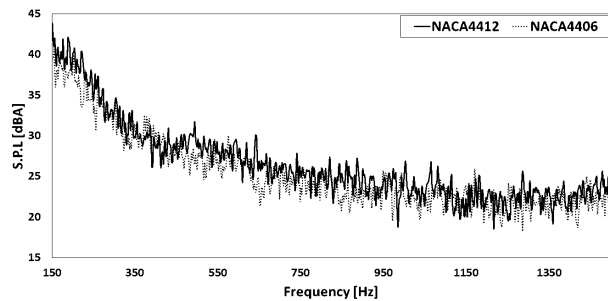


Fig. 5 Comparison of sound pressure spectras for airfoils of the same camber angle and different thickness ratio (t_{max}/c) (NACA4412 and NACA4406 model)

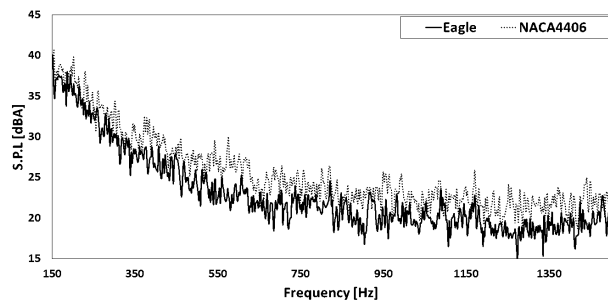


Fig. 6 Comparison of sound pressure spectras for airfoils of the same thickness ratio (t_{max}/c) and different camber (Eagle model and NACA4406 model)

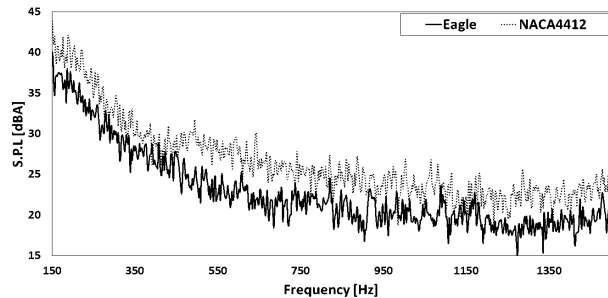


Fig. 7 Comparison of sound pressure spectras for airfoils of the different camber angle and thickness ratio (t_{max}/c) (Eagle model and NACA4412 model)

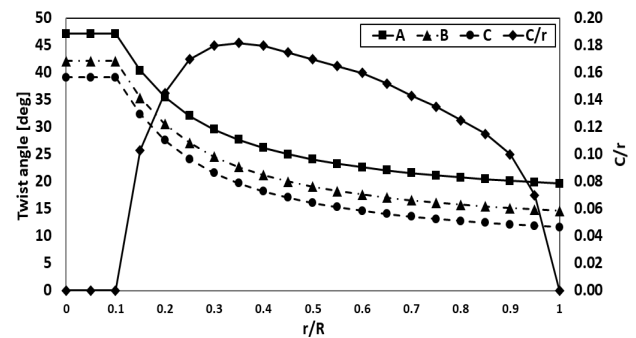


Fig. 8 Twist angle and chord ratio per propeller radius

Table 3 Comparison of propeller performances for different models by CFD

Model	Base	Twist	C_T	C_P
Model A	NACA4412	A	0.0025	0.00021
Model B	Eagle	B	0.0033	0.00023
Model C	NACA4412	C	0.0018	0.00019
Model D	Eagle	C	0.0022	0.00019

비틀림각 분포를 나타낸다.

3.1.2 격자 및 경계 조건 설정

프로펠러 정지비행 해석은 전산유체역학 상용 해석 코드인 ANSYS CFX 19.0⁽¹²⁾을 사용하여 3차원 정상상태 해석을 수행하였다. 격자 형상은 프리즘 격자를 비정렬 격자로 구성하였으며, y^+ 가 1근처가 되도록 첫 번째 격자 높이를 조절하였다. 또한 격자 민감도 분석을 통해 최종 격자수를 1.2×10^7 수준으로 조절하였다. 정상상태 해석은 고해상도 기법 (High resolution scheme)으로 유한 체적법을 이산화하여 고정 회전수 2,000 RPM에서 정지비행 상태에 대해 수행하였다. 작동 유체는 표준상태 공기이며 경계 조건은 개방 조건, 그리고 난류 모델은 SST $k-\omega$ 모델을 사용하였으며 RMS 상대오차값이 10^{-4} 이하까지 반복 계산을 하여 정지비행 상태에서의 추력성능을 예측하였다. 또한 격자민감도분석 결과 격자 갯수 12,000,000 이상에서 최대 상대오차 0.5% 내의 일정한 값으로 수렴하여 총 격자수를 12,000,000 수준으로 정하였다.

3.1.3 프로펠러 정지비행 해석 결과

Table 3의 C_T 와 C_P 는 각각 추력계수와 동력계수로서 4개의 프로펠러 모델에 대해 비교하면 최대 양력계수 기준 받음각으로 존재한 모델들이 최대 양·항비 기준 받음각 설계 모델들에 비해 높은 성능을 보임을 알 수가 있다. 독수리 익형을 적용한 Model B와 상용 익형을 적용한 Model A를 비교하면 최대 추력계수는 각각 0.0033, 0.0025로서, 독수리 익형을 적용한 모델이 최대 추력계수 관점에서 상대적으로 32% 높은 값을 확인할 수 있다. 추력계수와 동력계수의 비역시 각각 11.5, 14.4로서 독수리 익형을 적용한 모델이 우수함을 나타낸다. 이를 실험적으로 검증하기 위해 Model A와 Model B에 대해 0.8 m 직경의 프로펠러를 3D Printer (M300, Zortrax 모델)로 제작하여 정지비행시험을 진행하였다.

3.2 유인드론 용 프로펠러 정지비행 실험

3.2.1 실험장비 구성

프로펠러의 정지비행실험은 2.2절에서 설명한 실험장치와 유사하게 구성된 장치를 반 무향실 내에 설치하여 수행하였으며, 시험장비는 3축 로드셀, 디지털 인디케이터, 마이크로 폰과 FFT 분석기로 구성된다. 정지비행상태에서의 지면효과 연구⁽¹³⁾에 따르면 지면에서부터 프로펠러까지의 높이는 지면에서 반지름의 2.5배 이상이 되면 영향이 작다고 알려져 있다. 이에 따라 본 실험에서는 성능 실험의 신뢰성을 확보하기 위해 프로펠러의 반지름을 고려하여 시험 장치를 반 무향실 지면에서부터 1.2 m 높이에 설치하였다.

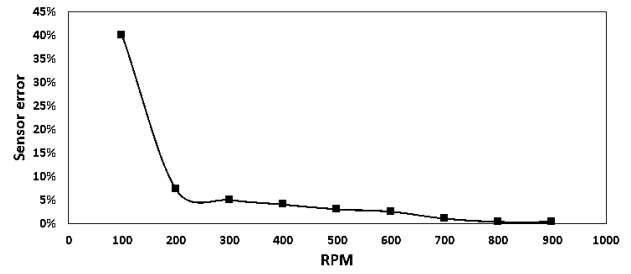


Fig. 9 Load cell thrust measurement error

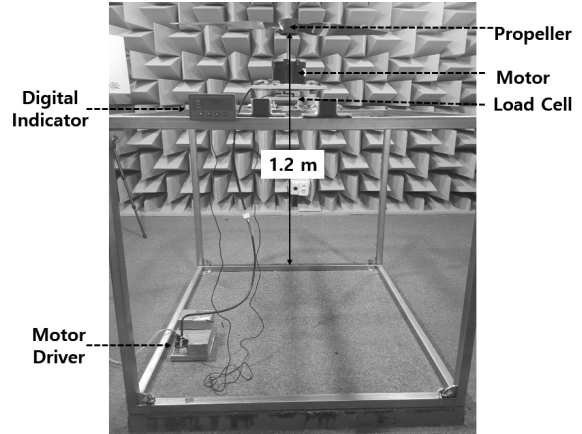


Fig. 10 Propeller performance experiment set up

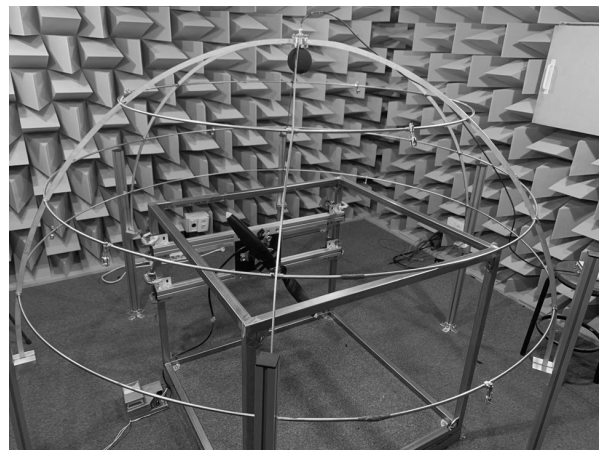


Fig. 11 Propeller sound power level measurement set up

Table 4 Comparison of measured propeller performances for two models of 1.5m diameter at 1,500 rpm

Model	Thrust [N]	Power [W]	C_T	C_P
Model A	391.4	8,186.1	0.0026	0.00023
Model B	501.3	8,947.8	0.0034	0.00025

$$C_T = \frac{T}{\rho N^2 D^4} \quad (7)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho N^3 D^5} \quad (8)$$

여기서 T는 추력, N은 회전수, D는 프로펠러 직경이다.

프로펠러의 소음 실험은 성능 실험과 동일하게 반 무향실 내에서 측정하였으며 KS A ISO 3744⁽¹⁴⁾에 의거, 반구 형태의 돔을 설치하여 반구 위 프로펠러로부터 반경 1 m인 지점에서 구면위 10개의 동일 면적으로 구분 후 면의 중심에서 마이크로폰을 설치하여 측정하였다. 실험에 사용된 모터는 (주) SPG사의 BLDC Motor (Brushless Direct Current Motor)로 최대 출력 150 W, 최대 회전수 2000 RPM의 모델로서 프로펠러의 회전수는 정밀제어장치로 구동된다.

Fig. 9에는 나타난 바와 같이 로드셀 센서 측정 값은 800 RPM 이상의 값에서 측정 오차가 0.4%로 미미함이 나타나 있다. 실험은 900 RPM으로 고정하여 측정하였다. Fig. 10과 Fig. 11에는 추력 성능 실험 및 소음 실험 장비 구성사진이 나타나 있다.

3.2.2 프로펠러 정지비행 성능실험 결과

Table 4에는 앞서 설명하는 실험장치를 이용하여 측정한 추력과 동력을 식 (7)~(8)의 상사식⁽¹⁵⁾을 이용하여 구한 무차원 C_T 와 C_P 가 나타나 있으며, 이를 바탕으로 실제 유인드론의 직경인 1.5 m와 최대 추력 운전시의 회전수인 1,500 RPM으로 증가하였을 때의 성능 값이 나타나 있다. 즉, 설계 목표인 유효탑재량 (payload) 350kg_r 기준으로 8개의 날개가 필요함을 알 수가 있으며, 따라서 본 개발에서는 4세트의 상반회전 날개를 적용하였다.

Fig. 12에는 직경 0.75m 모델의 경우 회전수에 따른 해석 및 측정 추력의 값이 나타나 있으며, 해석 결과와 실험값의 오차는 최대 5% 이내인 것을 알 수가 있다. 동일 RPM에서 두 모델을 비교하면 독수리 익형을 적용한 Model B가 상용 익형을 적용한 Model A에 비해 추력과 소모 동력이 각 28.3%, 10.5% 높은 값을 보였다. 이를 바탕으로 유인드론의 최대 출력 15 kW의 BLDC 모터가 정지 비행시에는 60%의 출력이 요구된다고 할 때, 9 kW 동일 출력 조건에서 Model B와 Model A의 추력은 각각 504.4 N, 417 N으로 Model B가 상대적으로 20.9% 높은 결과를 보였다.

3.2.3 프로펠러 정지비행 소음실험 결과

Fig. 13에는 900RPM에서 측정된 주파수 스펙트럼이 비교되어 있으며, 두 모델 모두 BPF인 30 Hz의 정수배에서 이산소음분포를 나타내며, 그중 저주파수 대역 내 BPF 이산소음이 지배적임을 알 수가 있다. 또한 동일 추력조건에서의 음압 스펙트럼 비교가 나타난 Fig. 14로부터 독수리익형기반 프로펠러 모델의 광대역 소음은 NACA익형에 비해 낮은 Broadband 특성을 나타내며, 받음각 20°에서 측정된 고정 익형소음측정결과와 비슷한 경향을 나타냄을 알 수가 있다.

일반 익형 A모델의 경우 유동박리가 발생하면 날개 이탈 각이 커지고 결국 양력이 떨어지는 반면, 독수리익형은 높은 캠버각으로 유동박리가 상류에서 발생하더라도 결국 난류유

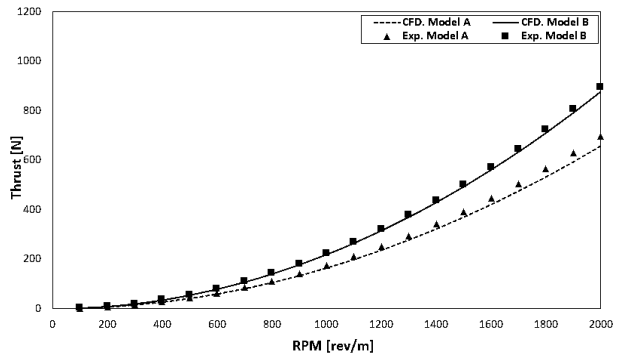


Fig. 12 Comparison of propeller thrusts vs. rotational speeds for two models

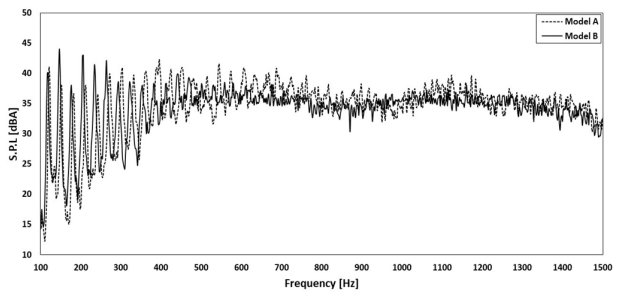


Fig. 13 Comparison of propeller sound pressure spectras measured at the same rotational speed for two models

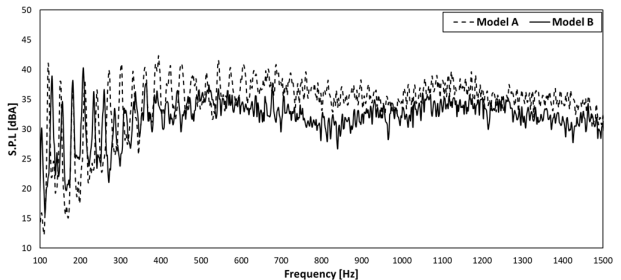


Fig. 14 Comparison of propeller sound pressure spectras measured at the same thrust condition for two models

동이 되어 와동이 날개 근처에 부착되면서 양력이 유지된다. 또한 유동박리로 인한 강제 천이에 의한 난류유동에 의한 광대역소음은 일반 익형의 유동박리에 의해 날개로부터 떨어지는 와동에 의한 광대역소음보다 낮아지며, 같은 추력의 경우에는 훨씬 낮아지게 된다.

4. 결론

본 연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

- 1) 캠버비와 두께비가 상이한 상용 익형모델과 이에 상응하는 두께비의 독수리 익형에 대하여 전산유체역학 해석 및 실험을 수행한 결과, 최대 양력계수는 같은 두께비의 독수리 익형이 상용 익형에 비해 64% 높은 값을 나타내었다. 비록 독수리 익형은 상용 익형 대비 낮은 받음각에서 실속이 발생

하였지만, 실속점 이후에도 높은 양력계수의 특성이 확인되었다. 음압 스펙트럼 비교를 통해 독수리 익형이 상용 익형에 비해 높은 공력특성에도 불구하고 낮은 광대역소음레벨을 보임을 알 수 있었다.

2) 프로펠러 정지비행 해석 결과 최대 양력계수에서의 받음각기반 설계 모델들이 최대 양·항비의 받음각을 적용한 모델에 비해 높은 성능을 보였다. 독수리 익형을 적용한 프로펠러 Model B와 NACA4412를 적용한 Model A의 추력계수는 각각 0.0033, 0.0025로서 독수리 익형을 적용한 Model B가 상대적으로 32% 높은 값을 보였다.

3) 프로펠러 정지비행 실험 결과와 해석 결과와의 추력 성능 오차는 5%내로서 높은 해석의 신뢰도를 나타내었다. 회전수 900RPM, 직경 0.75m인 Model A와 Model B의 최대 추력은 각 11.4 N, 14.6 N으로 독수리 익형을 적용한 Model B가 Model A에 비해 상대적으로 28% 높은 추력 특성을 보였다. 동일 모터출력 조건에서는 추력 관점에서 독수리 익형을 적용한 Model B가 20.9% 높은 특성을 나타냄을 확인하였다.

4) 동일 추력 조건 및 동일 회전수 900RPM에서의 음압 레벨 및 주파수 스펙트럼 측정 결과, Model B가 Model A에 비해 전체 레벨 값이 약 1.9 dB_A 낮게 나타났으며, 에어포일 소음특성과 같이 낮은 광대역소음 특성을 나타내었다.

후 기

본 연구는 2019년도 산업통상자원부 방위사업청 연구비 지원(UM18208RD2)과 2020년도 산업통상자원부의 재원으로 한국산업기술진흥원의 지원(P0012769, 2020년 산업혁신인재성정지원사업)을 받아 수행되었으며 이에 감사를 드립니다.

References

- (1) 연구개발특구진흥재단, 2017, *드론 서비스 시장*, 연구개발특구기술 글로벌 시장 동향 보고서
- (2) www.ehang.com/ehang184
- (3) www.uber.com/kr/ko/elevate
- (4) www.volocopter.com
- (5) www.airfoiltools.com
- (6) Shin. H.H., and Lee. S., 2018, "Development of Bio-mimetic Low-noise, High-lift Airfoil and Application to Appliances," *The KSFM Journal of Fluid Machinery*, Vol. 2018, No. 7, pp. 421~422.
- (7) Ansys., 2018, *Fluent 19.0 User's Manual*, Ansys Inc
- (8) 이근표, 2019, *유인드론용 프로펠러 생체모사 익형의 공력 및 소음 특성에 대한 연구*, 석사학위논문, 인하대학교, pp. 23~24.
- (9) Michael S. Selig and Bryan D. McGranahan, 2003, *Wind Tunnel Aerodynamic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines*, University of Illinois at Urbana-Champaign, pp. 23~26.
- (10) Stephen D. Prior., 2018, *Optimizing Small Multi-Rotor Unmanned Aircraft*, CRC Press, pp. 39~40.
- (11) Kang. H.J., Kim. T.J., and Wee. S.Y., 2018, "Test and Evaluation of the Propeller Developed for a Multi-copter with the Take-off Weight of 25kg," *Journal of Aerospace system Engineering*, Vol. 12, No. 4, pp. 26~34.
- (12) Ansys., 2018, *CFX 19.0 User's Manual*, Ansys Inc
- (13) Lee. B.E., and Kang. B.S., 2009, "Development and Verification of Small-Scale Rotor Hover Performance Test-stand," *Journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences*, 37(10), pp. 975~983.
- (14) Korean Industrial Standards, 2002, *KS A ISO 3744 coustics-Determination of sound power levels of noise sources using sound pressure-Engineering method in an essentially free field over a reflecting plane*.
- (15) 이승배, 2011, *유체기계 Fluid Machinery*, 야스 미디어, pp. 36~47.