

전기 동력 소형 고정익 무인항공기 공력성능 연구

정성록[†]

국방기술품질원 항공센터 항공 2팀

Electric power Small fixed wing UAV
Aerodynamic performance AnalysisSeongrok Jeong[†]¹The 2nd Team of Aeronautical Center, Defence Agency for Technology and Quality

Abstract

In this paper, the performance of a small fixed wing unmanned aerial vehicle is predicted theoretically with the minimum specifications and a low Reynolds number. Based on the results, it was compared with the results of an actual flight test and simple electric motor wind tunnel test. As a result of the validity of the analysis, a 3.5 kilograms class fixed wing small UAV can predict aerodynamic performance by general theory analysis. However, the required thrust was analyzed as a possible design error. Based on the results of this study, this paper proposed a method to minimize the design error when developing small fixed wing UAV flying in a low Reynolds number.

초 록

본 연구에서는 전기 동력 소형 고정익 무인항공기의 낮은 레이놀즈 영역 및 최소한의 제원으로 운용에 필요한 성능을 일반적인 이론 분석으로 예측하였다. 이를 간단한 전기모터 풍동시험과 실증 비행시험을 통해 비교 분석하여 이론 분석의 타당성을 확인하였다. 분석한 결과의 타당성 확인 결과, 3.5 kg의 고정익 소형 무인항공기는 일반적인 이론분석으로 공력 성능의 분석이 가능하지만, 필요추력은 설계 오류가 발생할 가능성이 있는 것으로 확인된다. 이러한 연구 결과를 바탕으로 낮은 레이놀즈 영역에서 비행하는 유사 소형 고정익 무인항공기 개발 시 설계오류를 최소화 하는 방법을 제안하였다.

Key Words : Small Unmanned Aerial Vehicle(소형 무인항공기), Aerodynamics performance(공력성능), Electric power system(전원 시스템), Hand launch take off(투척 이륙)

1. 서 론

무인항공기(UAV; unmanned aerial vehicle)는 조종사가 탑승하지 않고 지상에서 통제장비를 통해 원격으로 제어하는 항공기를 의미한다. 최근에 무인항공기는 탑재된 감지기 및 자율항법장치에 의해 스스로 비행하며 지상에서 이를 통제하는 장비와 통신장비 등과

같이 구성하여 운용하므로 통칭하여 무인항공기 시스템(UAS; unmanned aircraft system)으로도 불린다.

무인항공기의 분류에는 다양한 기준이 있지만 중량을 기준으로 분류하는 것이 일반적이다. 각 나라마다 기준은 상이하지만 우리나라의 경우 한국 국가기술표준원에서 발행한 무인항공기 시스템(KS W 9000)[1]에 따르면 2 kg이상 25 kg 미만의 무인기를 소형 무인동력비행장치로 분류하며 좀 더 세분화하여 동력으로 구분할 수 있다. 전기 동력을 사용하는 경우 추진지 무인 비행체에 속한다. 전기 동력 소형 고정익 무인항공기는 조작과 구성이 간단하고 비교적 협소한 공

간에서도 운용할 수 있게 설계되어 높은 효율성으로 인해 많은 분야에서 사용하고 있다. 군용으로 사용하는 전기 동력 소형 고정익 무인항공기는 주로 감시/정찰의 임무를 수행하며 효율적인 운용을 위해 전기 동력 방식의 추진 시스템을 채택한다. 전기 동력 방식은 연료 추진방식에 비해 소음 발생이 적어 근거리 감시/정찰에 유리하다. 이륙방식은 사람의 힘을 이용한 투척이륙 방식이며 착륙은 에어백을 이용한 동체착륙방식으로 좁은 지형에서 효율적인 운용이 가능하다.

이처럼 활용성이 높은 무인항공기의 수요증가로 무인항공기에 대한 연구도 활발히 진행되고 있다. 소형 무인항공기에 적절한 추진 방식인 무인항공기의 전기 동력방식의 연구[2,3,4,5], 낮은 레이놀즈 영역에서의 비행역학 특성연구[6], 현재 국내 여건에 맞는 감항인증 연구[7,8], 소형 무인항공기의 설계 및 제작에 관한연구[9], 데이터 계측을 위한 메모리저장식 계측장치 개발[10] 등 소형 고정익 무인항공기의 시장이 넓어짐에 따라 다양한 분야에서 연구가 진행되고 있다.

하지만, 낮은 레이놀즈 영역에서의 공기역학적 특성은 기존의 일반적인 비행체가 비행하는 영역과는 다른 모습을 보인다. 주요 현상으로는 층류박리기포, 양향비 감소, 동적 실속 등이 발생하며 일반적인 항공기에 비해 분석이 어렵다. 특히, 이륙은 사람이 비행체를 직접 투척하므로 저속 및 불안정한 자세에서 투척이 이루어지며 설계 단계에서부터 많은 분석이 필요하다.

본 연구에서는 투척 이륙 방식의 전기 동력 소형 고정익 무인항공기를 일반적인 공력분석 기법과 최소한의 시험 방법으로 성능을 분석함으로써 운용에 필요한 성능 예측방법을 적절성을 연구하였다. 이론적 분석과 추력 모터 및 프로펠러만의 풍동시험의 결과를 현재 운용 중인 비행체의 실증 비행 시험으로 획득한 비행 데이터로 비교, 검증하여 공력성능 분석의 적절성을 검증하였다.

2. 본 론

본 연구에서는 현재 운용 중인 소형 고정익 무인항공기를 대상으로 분석을 실시하였다. 비행시험에 사용한 고정익 무인항공기의 제원(Table 1)을 활용해 이론적으로 공력성능을 예측하고 실증 시험을 위해 비행 중

획득한 비행데이터를 통해 운용시간 및 순항속도 등을 비교, 분석하였으며 풍동시험결과를 토대로 요구 추력을 검증하였다. 본 연구 대상의 소형 고정익 무인항공기 형상은 Fig. 1과 같다.

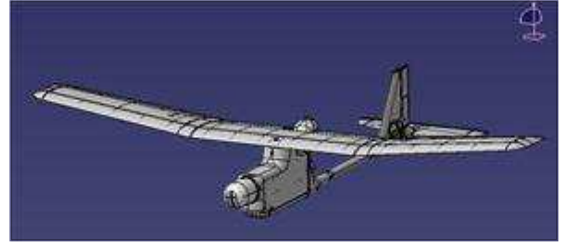


Fig. 1 Small UAV

Table 1 Small UAV specification

Spec.	Value
Weight(W)	3.5 kg
Wing area(S)	0.455 m ²
Aspect Ratio(AR)	7.6
Chord Length(L)	0.269 m
Max. camber	0.025 m
Airfoil	SD7032
Take off Type	Hand launch
Cruising Speed	≈ 54 km/h

2.1 비행성능 분석

소형무인항공기의 추력성능을 분석하기 위해서는 비행체의 공력성능 분석이 필요하다. 비행체가 등속도 비행조건일 경우 추력과 항력이 동일한 상태이며 Eq. 1로 정의할 수 있다.

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (1)$$

Equation 1의 ρ 는 공기밀도, V 는 속도, S , C_D 는 각각 날개 면적과 항력계수를 의미한다. $\frac{1}{2} \rho V^2$ 은 동압(Dynamic pressure)으로 속도에 따라 변화하는 압력이다. 속도가 증가할수록 항력은 증가하며 등속도 운동을 위한 요구추력도 증가한다. 항력계수는 다시 Eq. 2로 정의된다.

$$C_D = C_{Dp} + C_{Di} = C_{D0} + C_{Di} \quad (2)$$

전체 항력계수(C_D)는 유해항력(Parasite Drag, C_{Dp})와 유도항력(Induced Drag, C_{Di})의 합으로 정의되며 유도항력은 양력이 발생됨에 따라 필수 불가결하게 발생하는 항력, 유해항력은 유도항력을 제외한 모든 항력을 의미하며 저속 항공기에서는 조파항력을 무시하면 유해 항력은 형상항력과 같아진다. 또한, 유도항력이 0일 때는 양력이 발생하지 않는 경우이므로 전항력은 형상항력과 일치하며 이때의 항력계수를 무양력 항력계수(Zero lift drag coefficient, C_{D0})라고 할 수 있다.[11] 본 연구에서는 형상이 유사한 타 연구의 소형 고정익 무인항공기의 유해항력을 참고하여 $C_{Dp} = C_{D0} = 0.026$ 로 가정한다.[3] 유도항력은 Eq. 3으로 표현할 수 있다.

$$C_{Di} = KC_L^2 = \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (3)$$

Equation 3의 e 는 Oswald efficiency factor, AR 은 종횡비, C_L 은 양력계수(Coefficient of Lift)를 의미한다. Oswald efficiency factor는 Eq. 4와 같다.[13]

$$e = 1.78 \times (1 - 0.045 \times AR^{0.68}) - 0.64 \quad (4)$$

본 연구 대상인 비행체는 테이퍼비가 거의 없는 직선에 가까운 날개형상을 가지고 있으므로 직선 날개(Straight Wings)로 가정하였다. 에어포일 형상이 타원에 가까울수록 $e = 1$ 에 가까우며 1을 넘지는 않으며, 본 연구 대상의 소형무인기는 0.82이다. Eq. 3과 Eq. 4의 결과를 Eq. 2에 대입한 결과는 아래와 같다.

$$C_D = 0.026 + 0.051 C_L^2 \quad (5)$$

Equation 5의 양력계수와 항력계수와의 관계를 이용하여 소형무인기의 양항비를 도출하였으며 Fig. 2와 같이 표현된다.

항력계수는 양력계수가 0일 때 0.026이며 최대 양항비는 양력계수가 0.7인 지점에서 13.72이다. 최대 양항비는 프로펠러 항공기의 최장거리 비행 조건[11]이다. 최대 양항비는 유해항력과 유도항력의 합이 최

소가 되는 지점으로 비행체의 효율적인 비행이 가능하도록 해준다. 그러므로 효율적인 등속도 순항을 위한 소형 고정익 무인항공기는 최대 양항비에서의 양력계수 0.7로 정의할 수 있다.

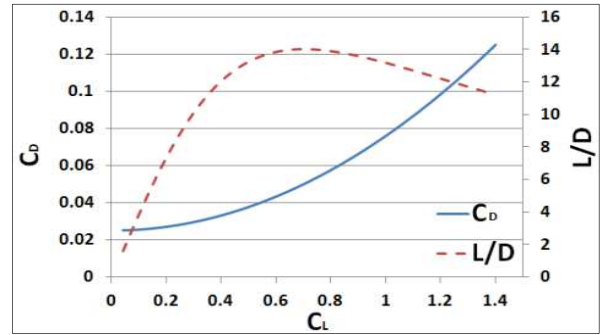


Fig. 2 lift to drag ratio

본 연구 대상 비행체의 에어포일 형상은 SD7032이며 실제 비행을 통해 획득한 비행데이터 확인 결과, 평균 순항속도는 약 15 m/sec 분석되었다. 레이놀즈수를 분석하여 15 m/sec에서의 SD7032 에어포일의 양력을 구할 수 있으며 Eq. 6로 정의된다.

$$Re = \frac{\rho VL}{\mu} = \frac{VL}{\nu} \quad (6)$$

Equation 6에서 V 는 속도(Velocity), ν 는 동점성계수(Kinematic Viscosity), L 은 코드 길이(Chord Length)를 의미하며 계산 결과, 15 m/sec의 속도를 가질 때 레이놀즈수는 $Re = 266,863$ 을 가진다.

추력을 계산하기 위한 양력계수 값은 일리노이 대학에서 연구한 낮은 속도에서의 에어포일 데이터[12]를 참고하여 SD7032의 레이놀즈수 200,000일 때 양력계가 0.7을 가지는 지점에서의 받음각은 2° 로 확인하였다. 또한, 최대 양력계수(C_{Lmax})는 13° 에서 1.38의 값을 가지며 본 연구에서는 3차원 에어포일에서 발생할 수 있는 날개 끝 와류(Wing tip vortex)등으로 발생하는 상승, 하강 흐름에 의한 양력계수의 오차를 무시하는 것으로 가정한다.

위의 값들을 참고하여 현 비행체의 실속속도를 Eq. 7를 통해 계산하였으며 다음과 같다.

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}} \quad (7)$$

$$V_2 = 1.2 V_s \quad (8)$$

또한, 비행체의 이륙 속도 V_2 는 Eq. 8과 같이 실속속도의 1.2배를 적용하여 비행체의 공력성능[11]을 도출하였다. 이러한 수식을 이용하여 비행체의 최소한의 공력성능을 분석할 수 있으며 표준대기압 조건에서 결과는 Table 2에 정리하였다.

Table 2 Aerodynamic performance

Spec.	Value
Coefficient of Drag(C_D)*	0.05
Coefficient of Lift at $2^\circ(C_L)$ **	0.70
Coefficient of Lift at $13^\circ(C_{Lmax})$ ***	1.38
Reynolds Number($V = 13.9 m/s$)	266,863
Stall Speed(V_s)	9.64 m/sec
Take off Speed(V_2)	11.58 m/sec
Required Thrust at $54 km/h$ ****	3.13 N

* 최대 양항비에서 항력계수

**최대 양항비에서 양력계수

***최대 양력계수

****요구추력

2.2 소형 무인항공기 전기동력 풍동 실험

추력을 비행 시험에서 획득하기에 어려움이 있어 모터 및 프로펠러를 설치한 풍동시험을 통해 발생 추력, 최대 추력을 측정하여 2.1절의 비행성능 분석결과와 비교분석을 실시하였다.

자체 제작한 2축 Sting 밸런스를 장착한 시험대상을 $1.8 m \times 1.8 m$ 개방부 실험부에 설치 후, 프로펠러의 회전속도를 고정하고 풍속에 변화에 따른 추력을 측정하였다.

연구대상의 비행체에 탑재된 것과 동일한 전기모터 및 프로펠러가 설치된 상태(Fig. 3)에서 풍동 최저속도

에서부터 풍속을 증가시켜 전진 비행을 위해 프로펠러가 바람을 밀어내는 방향으로 모의하였다. 약 $1 m/sec \sim 2 m/sec$ 간격으로 실험가능 최대풍속까지 측정하였으며 프로펠러 분당 회전수(RPM; revolution per minute)를 고정된 상태에서 풍속을 증가시키며 해당 속도에서 추력모터에서 발생하는 추력을 측정하였다.

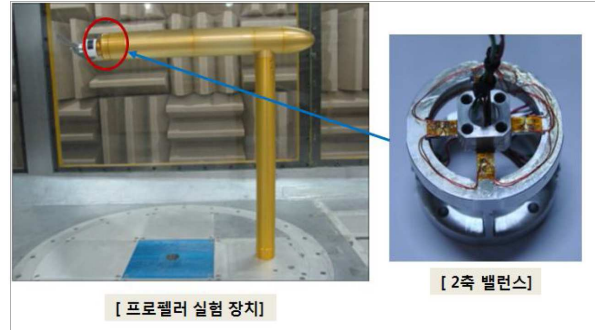


Fig. 3 Thrust system wind tunnel test

비행시험을 통해 기록된 비행데이터의 $15 m/sec$ 에서의 프로펠러 분당 회전수에 따른 추력을 측정하였으며 풍동 시험 데이터와 이론적 공력 성능 결과를 비교하기 위해 일부를 Table 3과 같이 정리하였다.

Table 3 Thrust test result(1)

RPM	Velocity (m/sec)	Thrust (N)
4000	14.99	-0.31
5000	15.04	2.80
6000	14.95	5.38
7000	14.95	9.29
8000	14.99	13.52
8000	0.00	19.07

Table 3의 속도는 풍동터널 내부의 속도이며 풍동 시험 결과, 순항속도 $14.99 m/sec$ 와 유사한 수준인 약 $14.95 m/sec \sim 15.04 m/sec$ 에서 비교 분석하였다. $15 m/sec$ 의 영역에서 프로펠러 분당회전수 4000일 경우 추력이 음의 값을 가지므로 전진비행을 할 수 없다. 최소 프로펠러 분당 회전수 5000이상에서부터 $54 km/h$ 의 풍동속도에서 양의 추력 값을 가지므로 비행체가 전진비행이 가능할 것으로 예측된다. $14.99 m/sec$ 영역에서 효율적인 에너지로 비행을 위해서는 전진 비행이 가능한 최소한의 회전수인 프로펠러 분당

회전수 5000으로 비행하였을 경우로 예측된다.

프로펠러 분당 회전수 5000에서 측정된 추력의 경우 2.1절에서 분석한 요구 추력 3.13 N에 비해 낮은 추력이 발생하는 것으로 확인된다. 2.3절의 비행시험 결과, 순항속도 측정을 위한 비행시험(Table 6)에서 프로펠러 평균 분당 회전수 5000수준에서 14.99 m/sec의 속도로 순항 비행이 이루어지는 것으로 확인하였다. 그러므로 순항비행을 위한 추력은 현재 비행체에 탑재된 전기모터 및 프로펠러의 성능인 2.80 N으로도 확보되었다 볼 수 있다. 하지만, 양력은 속도가 높을수록 증가하며 이에 따라 동압으로 인한 항력도 증가한다. 항력이 증가하면 필요 추력이 증가하게 되므로 고려가 필요하다. 하지만 본 연구의 풍동시험은 최소한의 방법으로 공력성능 분석을 실시하는 것에 목적이 있으므로 프로펠러와 추력모터만을 대상으로 실시하였으며 비행체의 무게와 항력을 고려하지 않은 결과이다. 그러므로 본 연구 방식으로 전기 동력부분을 시험한 데이터를 활용해 비행체를 설계한다면 10%의 추력 오차를 고려하여 수행하는 것이 타당할 것으로 분석된다. 또한, Table 3의 결과를 활용하여 추력 대 중량비(TWR; thrust to weight ratio)를 분석하였다. 현재 비행체의 무게인 3.5 kg과 추력을 비교한 결과, 정지 상태에서 최대 추력은 19.07 N이므로 추력 대 중량비는 0.55으로 분석된다.

2.3 소형무인항공기 비행시험

이륙 및 순항속도와 풍동시험을 통해 분석한 결과를 비행체 실증 시험으로 획득한 비행데이터와 비교하여 2.1 절의 성능 분석의 타당성을 검증하였다.

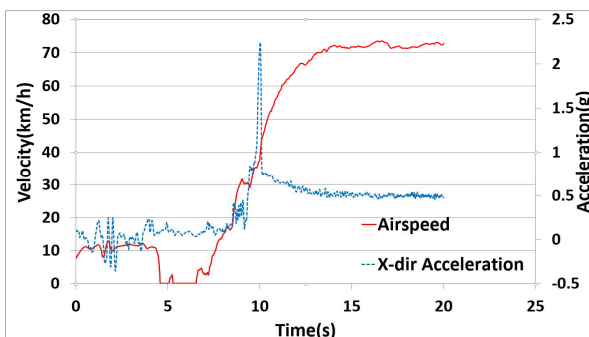


Fig. 5 Take off velocity

비행시험을 10대의 비행체로 실시하여 비행데이터를 획득하였으며 Fig. 5와 같이 이륙 중의 비행데이터를 분석하였다. 본 연구에서의 이륙의 정의는 소형 무인기에서 X방향의 가속도(비행체 heading방향)를 활용하였다. 사람의 힘으로 비행체를 투척하는 순간 X방향의 가속도는 최대에서 비행체가 손에서 떠나 동력에 의한 이륙을 시작하는 지점에서 급격하게 감소(Fig. 5, Time 9.62 s, 가속도 0.755 g → Time 10.02 s, 가속도 2.241 g → Time 10.14 s, 가속도 0.739 g)하는 부분을 볼 수 있다. 가속도가 급격히 증가하는 과정에서 비행체는 실속속도를 지나 이륙속도에 도달하는 것을 볼 수 있으며 사람이 손을 놓아 가속도가 감소된 지점에서의 속도는 비행체가 동력만으로 증가하기 시작한다. 본 연구에서는 가속도가 감소한 지점(Fig. 5, Time 10.14 s)을 비행체의 이륙속도로 정의하였다. 최대 프로펠러의 분당회전수로 이륙하므로 속도는 순항속도에 비해 높은 수준인 19.44 m/sec 이상까지 도달하는 것을 볼 수 있다. 이륙속도의 결과 값은 Table 4에 정리하였다.

Table 4 Take off velocity measured by flight test

UAV	Roll (degree)	Pitch (degree)	Velocity (m/sec)
(1)	-5.38	13.11	12.23
(2)	-4.70	6.76	11.66
(3)	-4.48	13.39	11.61
(4)	2.65	11.40	11.71
(5)	0.81	15.49	12.57
(6)	0.40	13.50	11.64
(7)	-4.83	8.34	11.63
(8)	-2.12	11.66	11.74
(9)	0.71	6.90	11.63
(10)	1.80	15.33	12.77
Average	-1.51	11.59	11.92

비행데이터 분석 결과, 투척이륙방식의 비행체의 평균 이륙속도는 11.92 m/sec이며 2.1절의 이론적 비행성능 분석결과와의 이륙속도인 11.58 m/sec와 유사한 속도 영역에서 투척이륙이 이루어지는 것을 확인할 수 있다. 또한 이륙속도에서의 비행체의 자세는 평균 롤(Roll) -1.51° 와 피치(Pitch) 11.59° 로 확인된다.

실제 순항시험 구간에서의 속도와 프로펠러의 분당회전수 확인을 위해 순항 구간에서의 비행데이터를 분석

하였으며 Table 5과 같다.

Table 5 Cruising Speed measured by flight test

UAV	Velocity (m/sec)	RPM	Pitch (degree)
(1)	14.95	4833.93	2.99
(2)	14.48	5404.36	4.39
(3)	14.76	4981.64	1.04
(4)	14.92	5216.64	-1.10
(5)	15.11	4925.21	2.90
(6)	14.76	5210.07	2.06
(7)	15.10	4957.79	-0.85
(8)	15.84	3876.07	-2.27
(9)	15.07	5078.36	-2.56
(10)	14.91	5031.57	-0.17
Average	14.99	4951.56	0.64

실제 비행시험을 통해 순항 상태에서의 속도를 측정 한 결과, 평균 14.91 m/sec에 프로펠러 분당회전수 4951인 것을 확인할 수 있다. 2.2절의 풍동시험에서 예측한 프로펠러 분당회전수가 약 5000수준에서 전진 비행이 가능한 것으로 분석한 결과와 유사한 수준에서 순항비행이 이루어지는 것을 볼 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 낮은 레이놀즈 영역에서의 3.5 kg급의 소형 고정익 무인항공기의 비행성능 및 전기추력시스템을 분석하여 소형 무인항공기의 순항 중 요구추력, 실속 속도, 투척 이륙속도를 분석하였다. 양항비의 이론적 분석을 통해 가장 높은 효율을 낼 수 있는 조건에서의 분석 결과, 순항에 필요한 요구추력은 3.13 N이며 전기 동력 시스템의 풍동시험 결과가 2.80 N으로 다소 차이가 있다. 그러므로 동일한 방식으로 성능을 예측하고 설계를 한다면 10%의 오차를 고려하여 설계를 할 필요가 있다. 이륙속도는 실제 비행시험을 통해 획득한 데이터와 공력성능 분석 결과, 일반적인 공력분석 기법으로도 분석이 가능하여 이륙속도의 수준을 초기 설계 단계에서 설정할 수 있어 분석의 활용이 가능하며 투척 가능 수준을 판단할 수 있다. 또한, 이륙속도를 활용하여 순항속도는 이륙속도의 약 1.3배의 수준으로 이륙속도를 활용하여 순항속도의 대략적

인 분석이 가능할 것으로 보인다. 초기에 순항속도를 설정한 후 추가적인 연구를 통해 비행시간, 비행거리를 예측한다면 활용도가 높을 것으로 사료된다. 또한, 낮은 레이놀즈 영역에서의 소형무인항공기의 개발 초기 단계에서의 최소한의 정보를 활용하여 일반적인 기법으로도 비행 성능 및 비행 제한 조건 등을 분석이 가능하여 설계 초기에 오류를 줄일 수 있을 것으로 사료된다.

본 연구에서는 일부를 가정하여 공력성능을 예측하였다. 비행체 형상항력 및 2D 양력계수 등 가정을 통해 예측한 공력성능이다. 이러한 제원의 정확한 값을 획득 후 활용하여 3.5 kg급의 고정익 무인항공기의 공력성능을 분석한다면 좀 더 정확한 분석이 가능할 것으로 기대된다.

References

- [1]Korean agency for technology and standards, "Unmanned Aircraft System-part 1 : Classification and definition", pp. 1-8, 2016
- [2]Joachim Schomann, "Hybrid-Electirc Propulsion Systems for Small Unmanned Aircraft. 2013
- [3]Changho Lee, Sungyug Kim, Dongmin Kim, "Performance Analysis of an Electric Powered small Unmanned Aerial Vehicle", *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, 14(4), pp. 65-70, 2010
- [4]Ahn jon, seunghun Park, ramhee Woo, "Optimized Design and Performance Analysis of a Propeller for an Electirc Powered Mini UAV", *The Korea Society For Aeronautical And Space Sciences*, pp. 209-212, 2014
- [5]Aviv rosen, Ohad Cur, "optimizing Electric Propulsion Systems for Unmmanned Aerial Vehicles", *Journal of Aircraft* Vol 46, No. 4, 2009
- [6]G.K. Ananda, P.P. Sukumar, M.S. Selig, "Measured aerodynamic characteristics of wings at low Reynolds numbers", *Aerospace Science and Technology* 42, pp. 392-406, 2015
- [7]Yeonkyeong Oh, Pyeong Namgung, "A Study on improvement Direction of Airworthiness Certification

- for the Unmanned Aircraft System Through Application Case for Small Unmanned Aircraft System”, *The Korean Society For Aeronautical And Space Sciences*, pp. 1031-1035, 2015
- [8]Hyojung Ahn, Jonhyuk Park, Seungwoo Yoo, “A Study of the status of UAS Certification System and Airworthiness Standards”, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* 42(10), pp. 893-901, 2014
- [9]Janghyen Jo, Byungjun Hwang, “The study on designing and making small unmanned aerial vehicle robot”, *Journal of Korean Society of mechanical technology* Vol.12(3), 2010
- [10]Jaewook Chung, “Development of memory type instrumentation device for measuring data of small flying object”, *Journal of Korean Society of mechanical technology* Vol.17(4), pp. 721-726, 2015
- [11]Seonjoo Yoon, "Aerodynamics", Book media group, korea, 2016, pp. 124, 171, 195-196
- [12]Michael S. Selig, James J. Guglielmo, Andy P. Broeren, Philippe Giguere, “Summary of low-Speed Airfoil Data”, *UNIVERSITY OF ILLINOIS at Urbana-champaign*, SoarTech Publications, Virginia, 1995
- [13]M. Nita, D.sholz, “ Estimating the Oswald Factor form basic aircraft egometrical parameters”, *Deutscher Luft- und Raumfahrkongress*, 2012