

전기 동력 고속 저소음 소형 대공 표적기 플랫폼 개발

김태균^{1,†} · 김영진¹

¹성우엔지니어링 UAV연구소

Development of an electric powered, high speed, low-noise, small aerial target drone platform

Taekyoon Kim^{1,†}, Youngjin Kim¹

¹UAV Laboratory, Sungwoo Engineering

Abstract

Recently, from a global perspective, the use of small unmanned aerial vehicles in terrorism and warfare is increasing, and the need for anti-drone shooting training targeting small UAVs is increasing. However, in reality, there are many cases in Korea where anti-drone shooting training is restricted, due to complaints such as noise. In this paper, we describe the development and testing of an electric-powered direct strike type high-speed, low-noise small aerial target drone. To achieve the flight speed and endurance required for shooting training, target drone sizing was performed, and aerodynamic performance analysis was conducted using a CFD program. Based on the performance analysis, the motor propulsion system was selected and a variable pitch propeller system was designed, and performance tests were performed on a ground test rig. Finally, the target flight speed, flight time, and flight noise level were confirmed through flight tests.

초 록

최근 전 세계적으로 볼 때 소형 무인기에 의한 테러 및 전쟁 활용도가 높아지고 있어 소형 무인기를 대상으로 하는 대공 사격 훈련의 필요성이 더욱 대두 되고 있는 반면, 실제 우리나라의 대공 표적기 사격 훈련은 소음 등의 민원으로 인해 제한되는 사례가 많다. 본 논문에서 효율적인 대공 사격 훈련과 사격장 소음 민원의 해소를 위한, 전기 동력 기반의 직접 타격 형 고속 저소음 소형 대공 표적기의 개발 및 시험 내용을 설명한다. 사격 훈련 시 요구되는 비행 속도 및 비행시간 만족을 위해 비행체 사이징을 수행하고, 해석 프로그램을 사용하여 공력 성능 해석을 수행하였다. 성능해석을 바탕으로 모터 추진시스템 선정 및 가변피치 프로펠러 시스템 설계를 수행하여 성능 시험을 지상시험장치에서 수행 하였고, 최종적으로 비행 시험을 통해 목표 비행 속도, 비행시간 및 비행 소음도를 확인 하였다.

Key Words : Aerial Target Drone(대공표적기), Electrical Powered(전기 구동), Variable Pitch Propeller System(가변피치 프로펠러 시스템), High Speed Flight(고속비행), Low Noise(저소음)

서 론

최근 드론이 국제적으로 테러 및 전쟁 목적에 활용되는 사례가 점점 현실화되어 가고 있다[1]. 공중 위협에 대한 전장 환경은 유인기에서 무인기 및 드론으로

위협이 증가하고 있으므로, 대공 방어 무기의 최신화 개발에 호응을 맞춘 효율적인 대공 사격 훈련을 위한 소형 표적기 비행체의 개발이 필요하다.

국내 표적기 개발 현황은 성우엔지니어링에서 개발한 LST(Large Size Target drone), MST(Middle Size Target drone), SST(Small Size Target drone) 등이 있고, 아주실업에서 개발한 FB(Fire Bird), GTT(Great Training Target), AVT 등이 있다. 이들 표적기는 모두 내연기관을 탑재하여 비행 시 소음이

Received: Mar. 18, 2024 Revised: Apr. 26, 2024 Accepted: May 08, 2024

† Corresponding Author

Tel: ****-****-**** E-mail: ktk5555@swerc.com

© The Society for Aerospace System Engineering

높은 단점이 있고, 엔진 정비 소요가 전기 추진 모터에 비해 월등히 높아 운용 면에서 시간적 비용적으로 불리하다. 현재 내연기관을 탑재한 대공 표적기는 사격 훈련 시 엔진 배기음으로 인한 사격장 인근 주민 소음 민원이 잦은 편이며, 이로 인해 대공 사격 훈련이 제한이 되는 등 대공 사격 훈련에 지장을 주고 있는 것이 현실이다.

Kim[2]은 비가시권 근거리 및 중거리 유도탄 대공 사격 훈련용 비행체를 설계하고, 무인 표적기용 비행 제어컴퓨터 및 주요 항전 시스템의 개발을 통해 자율 비행 무인 표적기 시스템 개발을 진행하였다.

Podsedkowski[3]은 시험을 통해 무인기에 가변피치 프로펠러를 적용함으로써 배터리의 효율적인 동력 운용이 가능함을 확인 하였다.

본 논문의 고속 저소음 소형 대공 표적기 개발은 높은 소음 발생 및 정비 소요가 많은 내연기관 대신 저소음 및 정비 소요가 적은 전기 동력 모터를 적용하여, 대공 사격 훈련 시 요구되는 비행속도 및 비행시간 (최대 속도 250 km/h로 10분 동안 비행)을 만족하기 위한 비행체 형상/사이징 설계 및 공력성능 해석을 수행하였다. 프로펠러의 경우는 상용품을 적용 시 선정된 전기 모터로 요구되는 비행속도를 달성하기가 어려울 것으로 예상되고, 소요군에서 요구하는 다양한 표적기 임무 시나리오를 대비하여 효율적인 동력 운용과 비행 성능을 위해 가변피치 프로펠러 시스템을 설계하고 비행체를 설계/제작하였다. 또한, 지상시험 및 비행시험을 통해 저소음 고속 소형 대공 표적기의 주요 요구 목표인 비행 시 소음, 최대 속도 및 비행시간 등의 시험 내용 및 결과를 수록하였다.

2. 본 론

2.1 개발 목표

Table 1은 기존에 군에서 운용했던 표적기의 제원과 개발하고자 하는 표적기의 목표 제원을 정리하였다. 주요 개발 목표로 전기추진 시스템을 적용하여 최대 비행속도 250 km/h, 최대 비행시간 10분(@250 km/h), 운용고도 1 km 이상, 운용 반경 10 km 이상, 비행 소음 60 db 이하 (@1.5 km 거리), 수동/자동비행이 가능해야 하며, 이착륙 방식으로 발사대 및 네트

회수시스템을 활용하는 것이다.

Table 1 Comparison of development goals compared to other target drones

Spec	Unit	Fire Bird (FB)	Middle Size Target drone (MST)	Target performance
Width	[m]	3.12	1.95	2~2.5
Length	[m]	2.63	1.96	1.5~2
Weight	[kg]	80	10	16
Power	-	460cc Patrol engine	60cc Patrol engine	Electric motor
Endurance	[min]	40	40	10(@max speed)
Max speed	[km/h]	240	220	250
Range	[km]	1.4	1.2	10
Launcher type	-	Pneumatic Launcher	Bungee cord Launcher	Bungee cord Launcher
Landing method	-	Parachute or skid landing	Skid or net landing	Net recovery system
Control		Manual control	Manual control	Manual / Auto pilot
Noise level	(db)	-	-	below 60@1.5km
Appearance				

2.2 유사 표적기 성능 분석 기반 초기 사이징



Fig. 1 MST, Aerial Target Drone (Sungwoo Engineering)

과거에 성우엔지니어링에서 개발한 표적기 MST(Fig. 1)의 사이즈가 개발하고자 하는 표적기의 목표 사이즈와 유사하여 MST의 도면 형상을 기준으로, 비행속도 250 km/h를 만족하기 위한 추진시스템 요구 성능을 아래와 같이 분석하여 개발하고자 하는 표적기 초기 사이징 및 설계에 있어서 참고 자료로 활용하였다.

MST 비행체가 250 km/h로 비행하기 위한 요구 추력(T_R)과 요구 동력(P_R)을 식(1)[4]과 같이 계산하면 요구 추력은 84.53 N, 요구 동력은 6,002.32 W이다.

$$T_R (N) = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{2W^2}{\pi e AR \rho S} \frac{1}{V^2} \quad (1)$$

$$P_R (W) = \frac{1}{2} \rho V^3 S C_{D_0} + \frac{2W^2}{\pi e AR \rho S} \frac{1}{V^3}$$

여기서

ρ : 대기밀도
 V : 비행속도
 S : 날개 면적
 C_{D_0} : 마찰항력
 W : 중량
 e : 날개 효율계수
 AR : 가로세로비

MST에 적용된 고정피치 프로펠러의 효율을 0.6으로 가정하였을 때, 필요한 모터 동력(P_{motor})은 식(2)로부터 10,003.32 W로 계산된다.

$$P_{motor} (W) = \frac{W}{\eta_{prop}} \quad (2)$$

여기서

η_{prop} : 프로펠러의 효율

사용할 배터리를 리튬폴리머 14S(51.8 V)로 가정하면 식(3)에 의해 모터의 소모 전류(A_{motor})는 약 193.12 A가 된다. 또 전력효율을 85%로 가정하면 추진 시스템의 최종 소모 전류(A_{sys})는 227 A이다.

$$A_{motor} = \frac{P_{motor} (W)}{V} \quad (3)$$

최대 비행시간은 10분(0.1667 h), 비행 후 배터리 충전 상태(SOC; State Of Charge)를 20%로 가정하면 소요되는 배터리의 용량(Ah)은 식(4)와 같이 계산하여 약 47.3 Ah가 됨을 확인하였다.

$$Ah = A_{SYS} \times \left(\frac{100}{100 - SOC} \right) \times \text{시간}(h) \quad (4)$$

2.3 비행체 형상 설계 및 공력 성능 해석

개발하고자 하는 표적기 비행체는 비교적 높은 순항 비행속도(250 km/h)가 요구되고, 직접 타격형 사격훈련에 활용되므로, 단순한 형상을 가지며 저비용으로

제작할 수 있도록 델타익[5] 형태 및 푸셔 추진 형식으로 설계를 진행하였다. 주익의 스패น은 2.0 m 동체 길이는 2.0 m 이내에서 형상 설계를 진행하고 기본 형상에서 주익, 수직미익, 스트레이크 등의 형상 변화를 주면서 공력 해석을 수행하여 Table 2와 같이 결과를 정리 하였다. 프로펠러의 효율은 고정 피치 경우 0.6~0.8의 효율 계수, 가변 피치의 경우 0.4~0.6, 전력 효율의 경우 80%~90% 사이로 과거 다수의 추진 시스템 제작 및 시험 경험을 통해서 확인하였다. 이후 비행체의 성능 예측에서 가변피치 프로펠러의 효율은 0.5, 전력 효율은 85%로 가정하였다. Fig. 2는 공력성능 해석에 사용된 프로그램으로 Midas CFD(Computational Fluid Dynamics)이다.

Table 2 Target drone design & analysis result

Design Shape				
Ver	OML-1	OML-2	OML-3	OML-4
Wing Area (m ²)	1.14	1.14	1.14	0.8
Stall Speed (km/h)	68.63	68.63	68.63	72
Lift Coefficient	0.06257	0.06627	0.06005	0.06020
Drag Coefficient	0.01634	0.01444	0.01053	0.01434
Lift-Drag Ratio	3.827	4.589	5.698	4.197
Required Power@ 250 km/h (kW)	7.64	6.75	4.92	4.76
Battery Power@ 250 km/h (kW)	8.99	7.94	5.79	5.6

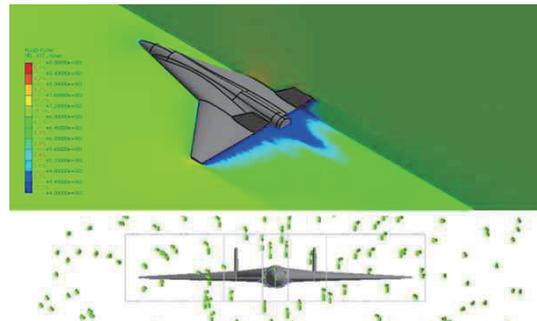


Fig. 2 Midas CFD

공력 해석의 경우 풍동시험을 통해 정확성을 판단하는 것이 아닌 각 외형 형상(OML; Outside Mold Line)에 대한 경향성 판단을 위해 진행하였다. 각 해석 케이스는 2,000만 개의 격자를 사용하였고, 0.000001까지의 수렴도를 확인하였다. 요구 동력의 계산은 수식(1)의 과정을 통해서 계산하였다. 요구동력(Required Power)는 해석을 통해 예측된 250 km/h를 유지하기 위한 값이며 배터리 전력(Battery Power)는 요구 동력에 전력 효율 85%를 고려하여 산출한 값이다.

공력 해석 결과 OML-1에서 비행체의 가로세로 비(AR; Aspect Ratio)가 짧은 형상으로 날개 끝 와류로 인해 생성되는 유도 항력이 큰 것으로 보이고, 윙팁형 수직미익을 적용한 OML-2가 동체 중앙의 단일 수직미익을 적용한 OML-1에 비해 날개 끝 와류를 막아주어 요구 동력이 더 작아지는 것을 볼 수 있었다. OML-3에서는 스트레이크 형상 변경 후 항력이 감소하여 요구 동력이 현저히 낮아짐을 확인할 수 있었다. OML-4에서 동체 길이와 폭 감소, 날개 면적 감소, 스트레이크를 제거함으로써 항력을 많이 줄이고자 했고, 결과적으로 목표 속도 250 km/h로 순항 시의 모터 요구 동력이 4.76 kW가 됨을 확인하였다. 이를 토대로 OML-4형상을 최종 형상으로 확정하고 비행체 상세 설계를 진행하였다.

2.4 모터/ESC 선정

공력 해석에서 얻은 결과로 추진 시스템의 효율을 감안하여 Table 3과 Table 4와 같이 적용 가능한 상용 모터 및 모터 컨트롤러(ESC; Electronic Speed Controller) 후보군을 조사하였다. 모터는 저 가격, 저 중량, 고 회전수, 가변피치프롭시스템 적용성, 배터리 구성에 따른 입력전압(리튬폴리머 배터리 12S~14S 구성 고려), 순항 시 요구되는 동력 등을 종합적으로 고려하여 Dual Sky사의 GA8000[6] 모터를 선정하였고, ESC는 추후 비행체 양산을 고려하여 상대적으로 저가의 HOBBYWING 200A ESC[7]를 최종 선정 하였다.

Table 3 Comparison of motor

Available Motor				
Manufacturer/Model	NEU/8038	NEU/8025	Plettenberg/NOVA 15/50/B4	Dual Sky/GA8000
*Kv/V/A	100/80/275	150/53/300	108/100/160	160/51.8/180
Max Watt	22 kW	16 kW	15 kW	9.3 kW
Cont. Watt	11 kW	8 kW	unknown	4.1 kW (8min)
Weight	1,996 g	1,458 g	2,500 g	1,140 g

*Kv(Motor velocity constant, revolution per 1V)

Table 4 Comparison of ESC

Available ESC				
Manufacturer/Model	APD / HV PRO 24	APD / HV PRO 24	MST/140_220	HOBBYWING / PLATINUM HV 260A
Spec	200A (Cont.) 200 g	200A (Cont.) 200 g	200A (Max) 1,500 g	200A (Cont.) 325 g

2.5 가변피치 프롭 시스템 설계

선정된 모터에 적용할 수 있는 기성 프로펠러 중에 250 km/h의 비행속도를 만족할 수 있는 고 피치의 프로펠러 기성품이 존재하지 않으므로 가변 피치 개념을 도입해 프로펠러를 설계하였다. 또 가변피치 프로펠러 시스템 적용 시의 장점으로 발사대 발사 시 저 피치로 충분한 추력을 확보할 수 있어 발사대 경량화 설계 및 시스템 단순화가 가능하고, 표적기 운용 면에 있어서 다양한 비행속도에서 효율적인 에너지 활용으로 비행 시간을 늘릴 수 있어, 사격훈련 시나리오의 다양성을 제공해 훈련의 질을 높일 수 있다. 단 가변피치 프로펠러 시스템 제작 시 제작비용 상승 및 정비 소요가 많이 발생하는 단점은 존재하지만, 운용적인 측면에서 볼 때 단점을 극복할 만한 수준으로 판단이 된다. 프로펠러의 익형은 NACA4412를 베이스로 하여, 익근

(NACA4415)부터 익단(NACA4409)까지 익형을 조금씩 변화를 주어 설계를 진행하였다[8]. 프로펠러의 깃수는 2개, 직경은 22 inch(558.8 mm), 가변 피치 범위는 기구적으로 10.9°~44°로 설정을 하고, 피치 구동은 상용 서보모터 1개로 구동이 가능하도록 Fig. 3과 4와 같이 설계, 제작하였다.

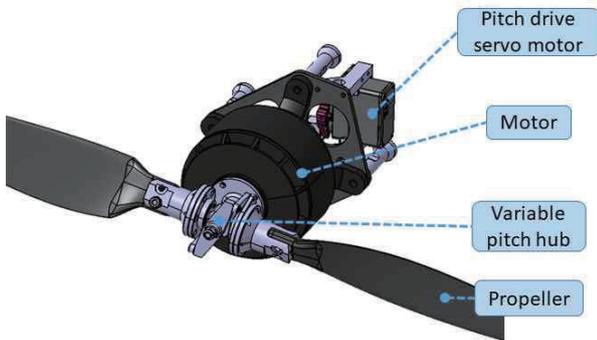


Fig. 3 Design of variable pitch prop system

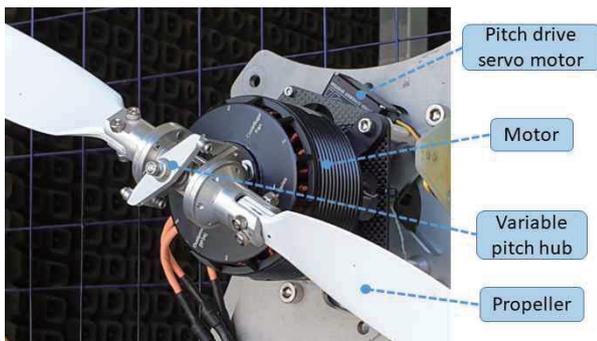


Fig. 4 Variable pitch prop system

2.6 가변피치 프롭 시스템 지상 시험

선정된 모터, ESC 및 가변 피치 시스템의 성능시험은 Fig. 5와 같이 지상시험장치[9]에서 수행하였다. 지상시험장치는 프로펠러의 추력과 토크, 회전수, 소모 전류, 모터/ESC 온도를 측정하고 모터/ESC의 내구성을 판단하여, 실제 비행체에 적용했을 때, 전류, 프로펠러 피치, 모터 온도 등의 비행 한계를 설정할 수 있다.



Fig. 5 Ground test rig for propulsion system

Figure 6은 100% 스로틀(모터 최대 회전수 제어 명령)일 때, 가변피치 프로펠러의 피치별 최대 추력, 최대 소모전류, 최대 소모 전력, 최대 회전수를 나타내는 시험 결과이다. 설계된 가변 피치 프롭 시스템은 프로펠러 피치가 높을수록 최대 추력 및 최대 회전수는 낮아지고 최대 소모 전류/동력은 증가하는 특성을 보이고, 반대로 프로펠러 피치가 감소하면 최대 추력 및 최대 회전수가 증가하고, 최대 소모 전류/동력은 감소하는 특성을 보인다.

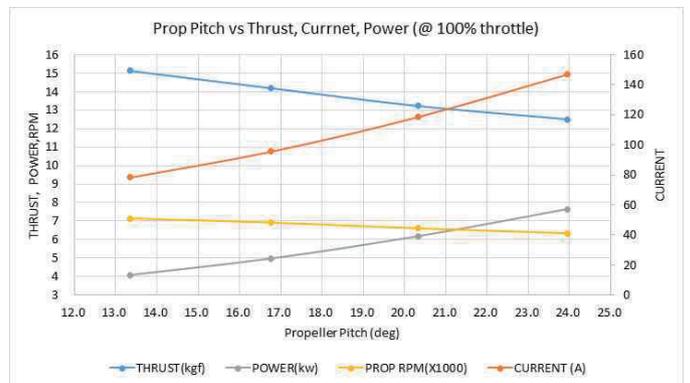


Fig. 6 Variable pitch prop system performance

Figure 7은 추진 시스템의 실제 연속 출력 및 내구성을 확인하기 위해 5.8 kW 입력에서 모터를 연속 10분 동안 가동했을 때의 모터 코일의 온도 변화를 관찰한 그래프이다. 프로펠러의 피치는 약 24°로 하고, 회전수를 조절하여 100 A가 소모 되도록 시험을 진행했고, 5.8 kW의 기준은 58 V 입력 전원, 100 A 전류로 시험했음을 의미한다. 입력 전압 58 V는 유지하고 다양한 프로펠러 회전수로 여러 케이스의(100 A ~ 130

A) 연속 가동 시험을 진행하여, 이중 10분 가동 시 모터 코일 온도가 약 100 °C에서 수렴하는 케이스인 5.8 kW를 모터의 연속 입력 전력으로 규정하였다. 이 때 지상시험장치로부터 측정된 토크와 모터 회전수를 대입하여 계산 한 모터의 기계적인 출력은 식(5)에 의해 4.08 kW로 확인 되었다.

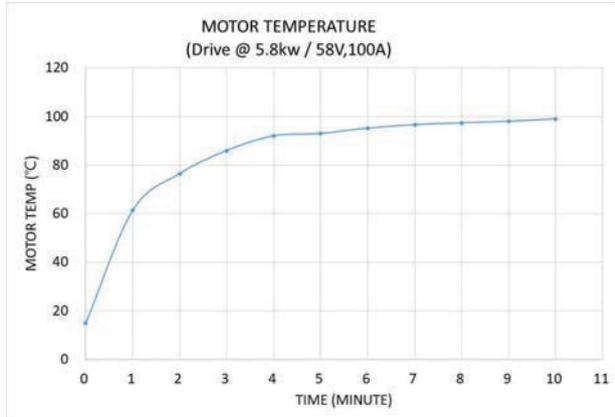


Fig. 7 Motor endurance test (@5.8 kW)

$$P_{motor} (kW) = T(kgf.cm) \times N/97400 \quad (5)$$

여기서

T: 모터에 걸리는 토크
N: 모터의 회전수

이를 근거로 비행시험 시 모터 연속 소모 전류는 100 A, 모터 코일 온도는 약 100 °C로 제한을 하였다. (모터 제조사에서 제한하는 코일 온도는 120 °C)

지상 시험 결과, 규정한 모터의 연속 출력이 4.08 kW이고, 비행체 OML-4 성능해석 결과에 의해 250 km/h로 비행 시 모터 소요 동력이 약 4.76 kW이므로 추진 시스템의 선정 모터 및 가변피치 프로펠러 시스템의 적용 가능성을 일정 수준에서 확인하였다.

2.7 배터리 선정

지상 시험 결과 적용하려는 모터의 연속 소모 전류를 최대 100 A로 제한을 하였으므로 수식(4)의 과정으로 배터리 용량을 계산하면 약 20.83 Ah 정도가 된다. (비행시간 0.16667 h, 비행 후 배터리 충전 상태 20% 가정) 요구되는 비행시간이 최대 속도 250 km/h에서 10분 이상이고, 이륙 상승 및 착륙에 소요되는

전력량, 배터리 충전 상태(SOC)에 따른 전압 강하 등을 감안하여 약 30 Ah 용량의 배터리 적용을 검토하였다. 배터리는 현재 널리 사용되고 있는 리튬폴리머 배터리(Li-po)와 최근 성능이 점차 향상되고 있는 반고체 배터리(Semi-Solid State Battery)를 비교하여 Table 5에 정리하였고, 최종적으로 에너지 밀도가 높은 반고체 배터리[9]를 선정하였다. 반고체 배터리가 방전율이 리튬폴리머 배터리 보다는 낮지만 표적기 비행에 요구되는 소요 전류 수준을 상회하여 만족시킬 수 있을 정도의 연속 방전율(300 A)을 제공한다.

Table 5 Comparison of battery

Appearance		
Type	Li-po Battery	Semi Solid State-Battery
Voltage/cell	51.8/14s	51.8/14s
Discharge rate (C)	20C	10C
Capacity (mAh)	30,000	30,000
Weight (g)	8,300	6,100
Energy density (wh/kg)	180	270

2.8 표적기 비행체 제작

표적기 비행체의 에어프레임은 경량 고강도 복합소재를 적용하여 구조 설계 및 제작을 진행했고, 발사대 이륙을 위한 하드 포인트와 네트 착륙을 위한 후크 등을 반영하였다. 조종면 구성은 엘레본(Elevon) 형식이고, 4개의 조종면과 4개의 구동 서보모터를 구성하여 서보모터에 걸리는 하중을 적절히 분산시켜 고속에서도 안정적인 비행 성능을 확보하도록 하였다. 시스템 단순화 및 제작 비용을 고려하여 수직미익에는 러더를 구성하지 않았다. 동체에는 배터리, 모터, ESC, 비행체어 컴퓨터(FLCC; Flight Control Computer) 등의 냉각을 위한 공기흡입구 및 배기구를 구성하였고, 네트 착륙을 위해 별도로 랜딩기어는 설치하지 않았다. Fig.8은 주익 구조설계 내용이고, 스킨 및 스파, 리브 등 주요 소재는 카본/유리섬유 복합재로 구성되어 있다. Fig.9는 동체의 구조 설계 내용이며, 마찬가지로

스킨 및 벌크헤드 등 주요 소재는 카본/유리섬유 복합재로 구성되어 있다. Fig.10은 표적기 비행체 제작 형상이며, Table 6은 비행체 파트 중량 및 총중량을 정리한 자료이다.

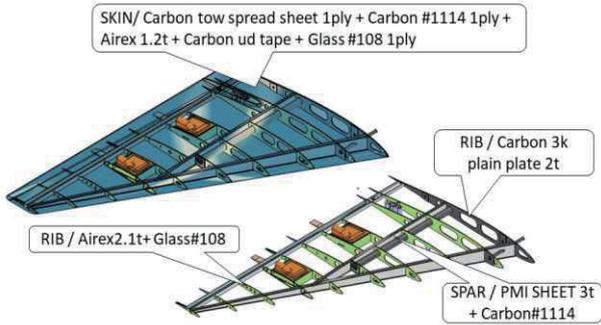


Fig. 8 Structural design of main wing

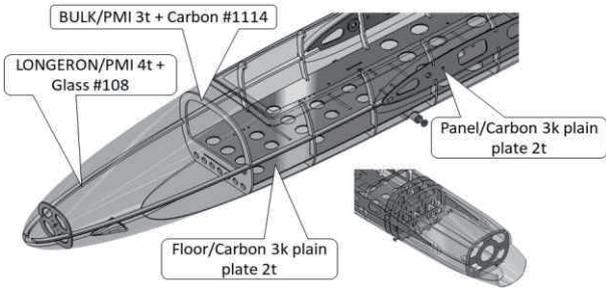


Fig. 9 Structural design of fuselage

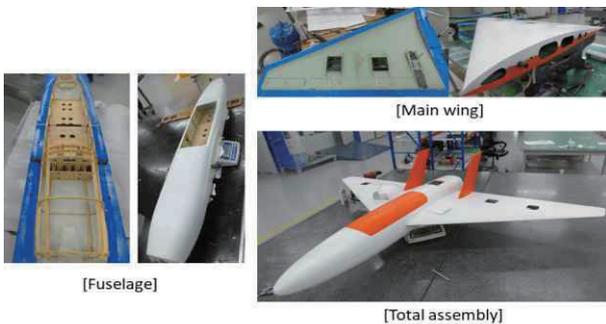


Fig. 10 Result of airframe construction

Table 6 Target drone weight list

Level 1	Level 2	Weight (g)
Airframe	Fuselage	3,230
	Main wing assy	1,620
	Vertical wing assy	330
Propulsion system	Motor, Esc, Variable pitch prop system	1,350
Avionics	Flcc, modem, antenna, sensors	1,550
System battery	4S / 3,300 mAh	320
Power battery	14S / 30,000 mAh	6,100
Gross weight		14,500

2.9 표적기 시스템 구성

표적기 비행체 구성은 Fig. 11과 같다. 자동비행을 위해 협력사가 개발한 국산 비행제어 컴퓨터(FLCC)를 탑재하고, 자동 네트 착륙을 위한 RTK/GPS(Real Time Kinematic/Global Positioning System), 비행 정보를 측정하기 위한 대기자료 센서(ADS; Air Data Sensor), 전압/전류 센서, 모터 회전수 측정 센서 및 모터 온도 측정 센서 등을 탑재하였다. 지상통제장비(GCS; Ground Control system)와 지상송수신장비(GDT; Ground Data Terminal)는 협력사 개발품으로 이동 형으로 구성되었고, Fig. 12와 같다. Fig. 13은 시험에 사용된 표적기 및 발사대 형상이고, Fig. 14는 네트회수시스템 형상이다.

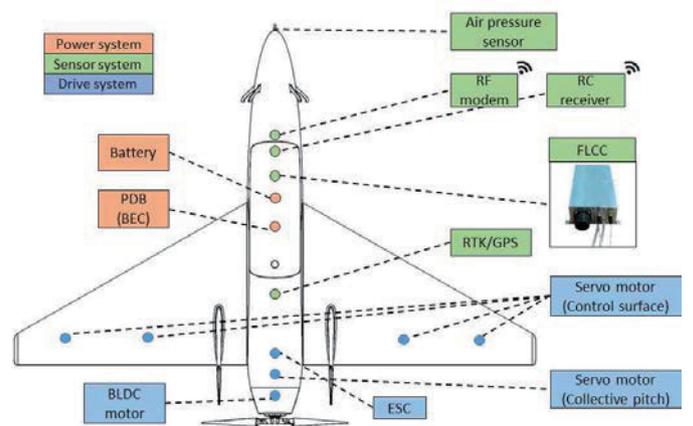


Fig. 11 Target drone system schematic



Fig. 12 GCS & GDT



Fig. 13 Electrically powered aerial target drone & launcher



Fig. 14 Net recovery system

2.10 비행시험 결과

2.10.1 비행속도

비행시험은 비행고도를 유지하고 수평 직진 비행으로 최대 속도 및 소모 전류를 측정하기 위해 발사대 수동 이륙 후 자동비행으로 전환하여 수행을 하였다. 이때 가변피치 프로펠러의 피치 각을 여러 케이스로 고정하고 속도 명령으로 비행체를 제어해서 비행 데이터를 획득하고 분석하였다.

4가지 프로펠러의 피치에 대한 비행속도 및 소모전류 확인 시험 결과를 Table 7에 정리하였다. 성능해석 결과와 비행시험 시 프로펠러 피치 각에 대한 평균 비행속도, 평균 소모전류, 스로틀을 비교 한 결과, 표적기 비행체에 가변피치 프로펠러 시스템을 적용하여 최대 비행속도 250 km/h 이상 달성을 하였고, 최대 비행속도 250 km/h를 만족하기 위한 소모 전력이 프로펠러 피치 22.4°일 때를 비교하면, 성능해석 결과와 비행시험 결과가 거의 유사함을 확인할 수 있었다.

Table 7 Comparison of analysis results and flight test results

		Throttle (%)	Flight speed (km/h)	Current, consumed (A)	Power, consumed (kW)
Result of CFD Analysis		-	250	-	5.6
Result of flight test	pitch 22.4°	97	252	100	5.45
	pitch 25.2°	94.5	255	113	6.16
	pitch 26.1°	92	257.7	120	6.51
	pitch 26.9°	90.2	259.5	109.6	5.92

2.10.2 비행시간

최대 비행속도에서 10분 비행 만족 여부를 분석적으로 판단하면, 비행시험 결과에 의해 250 km/h로 비행 시 측정된 연속 소모전류가 100 A이고, 사용된 배터리가 30 Ah 용량이므로 비행 후 배터리의 충전 상태 (SOC)를 20%로 가정을 하면, 식(4)를 통해 14.4분으로 계산이 되어 비행시간 10분 이상을 만족함을 확인할 수 있다. 현 시점에서 10 km 이상 운용 반경을 위한 자동비행제어 알고리즘 개발이 진행 중인 관계로,

개발이 완료되면 추후 자동 임무비행을 통해 250 km/h 비행 시 실제 10분 이상의 비행시간 만족 여부를 확인할 계획이다.

2.10.3 비행 소음

대공 표적기의 소음기준 개발 목표는 1.5 km 이격된 거리에서 최대 비행속도로 소음 측정 시 60 db 이하를 만족해야 한다. 실 비행시험 시(@250 km/h) 소음 측정기와 비행체 간 직선 이격 거리가 약 300 m~1 km 일 때, 평균 소음 레벨이 40 db으로 측정이 되었고, 1 km 이격 거리에서 약 35~40 db, 300m 이격 거리에서 약 58 db을 기록하였다. Fig. 15는 표적기 비행 소음 시험 시의 사진이고, Fig. 16은 비행 시험 후 비행 소음 측정 결과를 도시한 그림이다.



Fig. 15 Measurement of flight noise

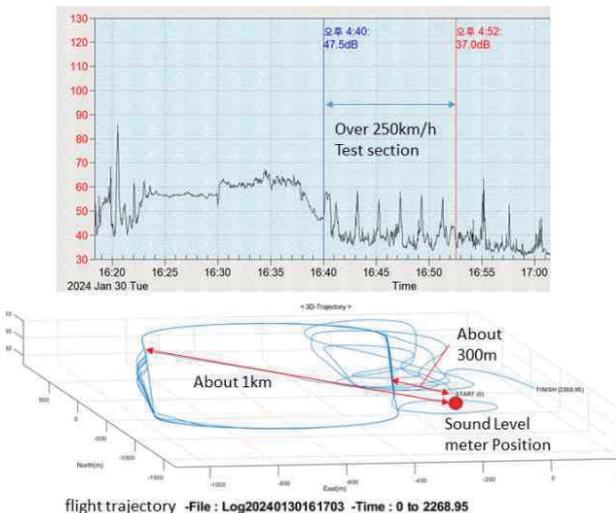


Fig. 16 Result of noise measurement

3. 결 론

본 논문에서는 기존의 내연기관이 탑재된 대공 표적기를 대체할 수 있는 전기 동력 기반 저소음 고속 소형 대공 표적기 플랫폼의 비행 속도 및 비행시간, 비행 소음도에 대한 목표 성능을 달성하기 위한 개발 과정 및 시험 결과에 대한 내용을 기술하였다. 선행 연구에서 제작된 무인 표적기 기체를 참고하여 추진시스템 성능 요구도를 도출하고, 델타익 푸셔 타입의 비행체 OML을 설계하여 여러 가지 형상 변형 케이스에 대한 공력성능 해석 연구를 수행하였다. 전산 해석 프로그램을 이용한 비행체 공력성능 해석을 통해 각 케이스별로 목표 속도 250 km/h를 달성하기 위한 소요 동력을 분석하였고, 최적 형상의 OML을 선정하여 그에 따른 추진 모터 선정, 배터리 선정 및 가변피치 프로펠러 시스템 설계를 진행하였다. 설계된 가변피치 프로펠러 시스템의 지상 시험으로 추진 시스템의 추력, 토크, 출력 등을 확인하고, 모터 내구성 시험을 통해 비행 시 출력의 한계를 설정하여 실 비행시험에 반영하였다. 비행체 에어프레임을 고속 비행에 적합하도록 고강도 복합재 구조로 제작을 하고, 자동비행을 위한 항전장비를 탑재하여 비행시험으로 목표 성능 달성 여부를 확인하였다. 비행시험 결과에 의해 목표 속도 250 km/h 이상 달성함을 확인하였고, 분석적인 방법으로 적용된 30 Ah 용량의 반고체 배터리로 250 km/h 비행 시 약 14.4분의 비행이 가능함을 확인하였다. 추후 최대 속도로 10분 이상 비행시험을 통해 최종 성능을 확인할 계획이다. 비행 소음은 약 1 km 이격된 거리에서 최대 속도 250 km/h 비행 시에 목표 레벨 60 db(@1.5 km)을 초과하지 않고 약 35~40 db 임을 확인하였다. 개발된 전기 동력 기반의 표적기 비행시험을 통해 비행 속도, 비행시간 및 비행 소음에 대한 목표 성능을 달성함으로써 실제 대공 사격훈련에 높은 활용도를 기대할 수 있다. 또, 소음이 적은 전기 동력 추진 시스템을 적용함으로써 향후 사격 훈련장 비행 소음 민원 해소, 친환경적이고 가격 경쟁력이 있는 표적기 개발에 활용될 수 있기를 기대한다.

후 기

Shenzhen Vigor Power Battery Co., Ltd.,
<http://vigorpower.en.alibaba.com>

이 연구는 산업통상자원부와 방위사업청이 공동 투자하여 추진하는 국방과학연구소 민군협력진흥원 민군기술적용연구사업 “고속 저소음 소형 대공 표적기 개발”(과제 번호:21-SN-AU-13) 과제로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

References

- [1] I. S. OH, “Developing Counter-drone policy,” *Institute for National Security Strategy*, no. 215, pp. 3-7, Aug. 2023
- [2] T. W. Kim, “Development of autonomous aerial target system applying the modular platform,” *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, vol. 30 no. 3, pp. 109-116, Sep. 2022.
- [3] M. Podsedkowski, R. Konopinski, D. Obidowski, and K. Korter, “Variable pitch propeller for uav experimental tests,” *Energies*, vol. 13, Issu 20, 5264, Oct. 2020.
- [4] J. Anderson, “Aircraft Performance & Design,” *McGraw-Hill Education*, New York, USA, 1998.
- [5] L. R. M. Pérez, M. C. Lara and H. J. Ríos, "Design of a Delta Wing Aircraft“, *2017 International Conference on Mechatronics, Electronics and Automotive Engineering*, Cuernavaca, Mexico, pp. 93-97, Nov. 2017.
- [6] Dualsky homepage, <http://www.dualsky.com/motor>
- [7] Hobbywing homepage,
<https://www.hobbywing.com/en/products>
- [8] B. P. Zeman “Design of an optimized multicopter propeller,” *Master’s Thesis*, BRNO University of Technology, Czech Republic, pp. 36-71, 2019
- [9] H. J. Shim, G. H. Kim, and H. J. Cheon, “An experimental study for construction of aerodynamic database of the commercial propeller,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 15, No. 5, pp. 60-71, 2021.
- [10] Product categories, Solid State Lipo Battery,