

技術論文

전기동력 소형무인항공기의 성능분석

이창호*† · 김성욱** · 김동민**

Performance Analysis of an Electric Powered Small Unmanned Aerial Vehicle

Changho Lee*† · Sungyug Kim** · Dongmin Kim**

ABSTRACT

A small unmanned aerial vehicle(UAV), which uses a propulsion system consisting of electric motor and battery, weighs less than 8 kg, capable of hand launch. Because it is easy to operate and able to transmit image information in real time, the use of small UAV has been increasing. However, very few analysis methods or analysis results on flight performance of the small UAV have been known so far. In this paper, the performance analysis methods of a small UAV, which is manufactured to study an electric powered UAV, are suggested and their results are achieved. Aerodynamic data of the vehicle are obtained by making use of gliding performance from actual flight test, and required thrust and required power by flight speed are predicted. In addition, the methods to predict range and endurance in case of using battery as power source are suggested and their results are achieved.

초 록

전기모터와 배터리로 구성된 추진장치를 사용하는 소형무인항공기는 무게가 8kg 이하로 손으로 던져 이륙이 가능하고 운용이 간편하면서도 실시간으로 영상정보를 전송할 수 있어 활용이 증가하고 있다. 하지만 이러한 소형무인항공기의 비행 성능에 대한 해석방법이나 해석결과는 별로 알려진 게 없다. 본 논문에서는 전기추진방식의 무인항공기 연구를 위해 제작한 소형무인항공기의 성능해석방법을 기술하고 결과를 도출한다. 비행체의 공력 데이터는 실제 비행시험으로부터 얻은 활공성능 데이터를 이용하여 구하고 비행속도에 따른 요구추력과 요구동력을 예측한다. 배터리를 동력원으로 사용하는 경우의 항속거리와 항속시간을 예측하는 방법을 제시하고 결과를 도출한다.

Key Words: Small Unmanned Aerial Vehicle(소형무인항공기), Electrical Power(전기동력), Flight Performance(비행성능), Endurance(항속시간), Range(항속거리)

접수일 2010. 5. 31, 수정완료일 2010. 6. 30, 게재확정일 2010. 7. 5

* 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단

** 정회원, 한국항공우주연구원 항공연구본부

† 교신저자, E-mail: leech@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회(2010. 5. 27-28, 대한항공 중앙교육원) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

최근 언론에는 전장에서 미군에 의해 운용되

는 Predator, Global Hawk와 같은 무인항공기(Unmanned Aerial Vehicle)가 자주 등장하여 일반인에게도 무인항공기는 익숙한 용어가 되고 있다. 무인항공기는 다양한 임무를 수행할 수 있지만 민군 모두에서 필요로 하는 주된 임무는 실시간으로 영상정보를 제공하는 것이다. 원거리에서 정보를 얻을 수 있는 수단은 레이더를 비롯하여 여러 가지가 있지만 아직도 영상자료는 가장 빠르고 확실하게 상황을 알 수 있게 해준다. 원거리에서 주야간 영상정보를 실시간으로 보기 위해서는 카메라와 통신장비가 필요하다. 과거에는 몇몇 특정업체에서 판매하는 카메라를 탑재할 수 있게 비행체를 설계하였다. 하지만 최근의 급속한 전자통신 기술의 발달로 카메라를 비롯한 탑재장비들은 소형, 경량화되고 가격도 저렴하여 비행체에 맞게 장비를 선택할 수 있게 되었다. 따라서 일반인들이 취미로 하는 R/C 비행기와 비슷한 크기의 비행체에도 카메라를 탑재하여 실시간으로 영상을 볼 수 있다. 미국, 이스라엘의 업체들은 1~2인이 휴대하고 운용할 수 있는 Raven, Puma, Skylark과 같은 무인항공기 시스템을 개발하여 군에서 운용 중에 있다.

이러한 시스템의 비행체는 무게가 8 kg 이하로 소형무인항공기(Small UAV)로 구분한다. 소형무인항공기는 엔진보다는 배터리와 전기모터로 구성된 추진장치를 사용한다[1]. 이것은 전기모터가 소음이 적고 운용하기가 쉬우며 리튬이온 종류의 배터리를 탑재하면 1시간 이상의 체공이 가능하기 때문이다. 전기동력을 사용하는 추진방식은 앞으로 많은 항공기로 확대될 것으로 예상된다[2,3,4]. 하지만 이러한 전기동력 무인항공기의 성능예측 방법이나 결과분석 자료는 찾기 어렵다. 특히 항속시간이나 항속거리는 비행체의 중요한 성능데이터이지만 배터리를 동력원으로 사용하는 경우에는 연료소모율 데이터에 기초한 Breguet의 식으로는 계산할 수 없으므로 이에 적합한 계산방법이 필요하다.

본 논문에서는 배터리와 전기모터 방식의 추진장치를 사용하는 소형무인항공기의 비행성능을 예측하기 위한 계산방법을 제시한다. 한국항

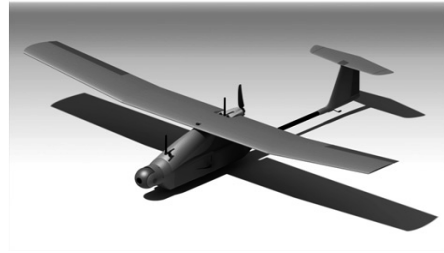


Fig. 1 Electric Powered Small UAV

Table 1. Characteristics of Small UAV

Weight(W)	6.72 kg
Wing Span(b)	2.72 m
Wing Area(S)	0.606 m ²
Aspect Ratio(AR)	12.2

공우주연구원에서 수행중인 연구과제의 일환으로 제작한 전기동력 소형무인항공기(Figure 1, Table 1)를 대상으로 실제 비행시험으로부터 얻은 활공성능 데이터를 이용하여 공력데이터를 구하고, 비행속도에 따른 요구추력과 요구동력을 예측한다. 그리고 배터리를 동력원으로 사용하는 경우의 항속거리와 항속시간을 예측하는 방법을 제시하고 결과를 도출한다.

2. 전기동력 비행체 성능 분석

2.1 공력성능 분석

비행성능 분석을 위해서는 비행체의 공력성능 데이터가 필요하다. 비행체의 공력데이터는 다음과 같은 양력-항력 관계식으로 표현할 수 있다.

$$C_D = C_{D0} + K C_L^2 = C_{D0} + \frac{1}{\pi e AR} C_L^2 \quad (1)$$

전체 항력은 유해항력과 유도항력의 합으로 C_D 는 전체항력계수, C_{D0} 는 최소항력계수, C_L 는 양력계수, e 는 Oswald efficiency factor, AR 은 종횡비이다. Eq. 1은 에어포일이 대칭인 경우의 양력-항력 관계식이며 비대칭 에어포일의 경우 양

력-항력 관계식[5]을 사용하면 좀 더 정확한 결과를 얻을 수 있지만 본 논문에서는 Eq. 1을 사용하기로 한다.

본 연구에서는 비행체의 공력특성을 Eq. 1로 표현하는데 필요한 데이터를 비행시험으로부터 구하였다. 모터를 정지한 상태에서 활공비행을 할 때 측정된 고도 및 속도 데이터로부터 비행체의 양력과 항력 데이터를 다음과 같이 계산한다. 활공비행에서 양력과 항력은

$$L = W \cos \gamma, \quad D = W \sin \gamma \quad (2)$$

이며, L 은 양력, D 는 항력, W 는 비행체 무게, γ 는 활공각이다. 비행에서 측정된 활공비 16으로부터 활공각을 다음과 같이 계산한다.

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\tan \gamma} \cong \frac{1}{\gamma}, \quad \gamma = 3.6^\circ \quad (3)$$

비행에서 측정된 활공속도($V=17.2 \text{ m/s}$)와 비행체 제원으로부터 양력계수와 항력계수를 계산하면 다음과 같다.

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} = 0.5994 \quad (4)$$

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} = 0.0375 \quad (5)$$

Equation 1에서 $e = 0.85$ 로 가정하고 계산하면 다음과 같은 양력-항력 관계식을 얻을 수 있다.

$$C_D = 0.0265 + 0.031 C_L^2 \quad (6)$$

Figure 2는 Eq. 6으로 표현된 비행체의 양력과 항력 특성 및 양항비를 도시한 것이다. 양력이 0 일때의 최소항력계수는 0.0265 이고, 양력계수 0.92 일 때 최대 양항비는 17.4 이다.

2.2 비행성능 분석

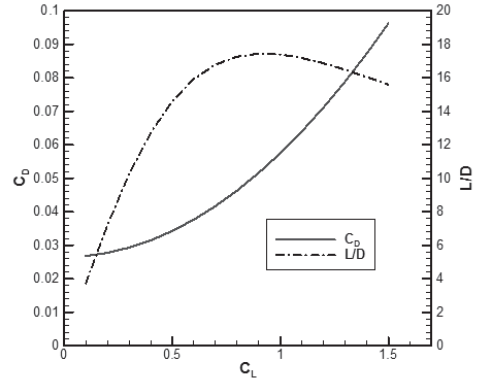


Fig. 2 Drag Polar and Lift to Drag Ratio

비행체가 정상상태, 수평비행조건이면 다음 관계가 성립한다.

$$L - W = 0, \quad T - D = 0 \quad (7)$$

위의 관계식으로부터 요구추력 T 는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \\ &= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, ρ 는 공기밀도, V 는 비행속도, S 는 날개 넓이, $K = 1/\pi e AR$ 이다. 요구추력이 최소가 되는 속도를 계산하면

$$\frac{\partial T}{\partial V} = \rho V S C_{D0} - \frac{4KW^2}{\rho V^3 S} = 0 \quad (9)$$

로부터

$$V_{T_{\min}} = \left(\frac{2W}{\rho S} \right)^{1/2} \left(\frac{K}{C_{D0}} \right)^{1/4} \quad (10)$$

이때 최소 요구추력은 다음과 같이 표현된다.

$$T_{\min} = 2W \left(\frac{C_{D0}}{\pi e AR} \right)^{1/2} \quad (11)$$

그리고 요구동력 P_r 은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} P_r &= TV = \frac{1}{2}\rho V^3 SC_D \\ &= \frac{1}{2}\rho V^3 SC_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho VS} \end{aligned} \quad (12)$$

요구동력이 최소가 되는 속도는

$$\frac{\partial P_r}{\partial V} = \frac{3}{2}\rho V^2 SC_{D0} - \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} = 0 \quad (13)$$

로부터

$$V_{Pr_{\min}} = \left(\frac{2W}{\rho S}\right)^{1/2} \left(\frac{K}{3C_{D0}}\right)^{1/4} \quad (14)$$

이다. 최소 요구동력 $P_{r_{\min}}$ 은 다음과 같이 표현 된다.

$$P_{r_{\min}} = 4W \left(\frac{2W}{\rho S}\right)^{1/2} \frac{C_{D0}^{1/4}}{(3\pi e AR)^{3/4}} \quad (15)$$

비행체의 특성으로 실속속도 V_{stall} 를 계산할 필요가 있다. 실속속도 계산에서 비행체의 최대 양력계수는 $C_{L_{\max}} = 1.2$ 로 가정한다.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{\max}}}} \quad (16)$$

Table 2는 비행특성으로서 최소 요구추력속도, 최소 요구동력속도, 실속속도를 정리한 것이다. Fig. 3은 Eq. 8과 Eq. 12로 표현된 비행속도에 대한 요구추력 및 요구동력의 변화와 Table 2에서 기술한 각 특성속도를 도시한 것이다. 그림으로부터 최소 요구추력과 최소 요구동력이 발생하는 지점의 속도는 각각 Eq. 10과 Eq. 14로 나타난 최소 요구추력속도 및 최소 요구동력속도와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다. 결과를 보면

Table 2. Flight Characteristics of Small UAV

$V_{T_{\min}}$	13.86 m/sec
$V_{Pr_{\min}}$	10.53 m/sec
V_{stall}	12.2 m/sec

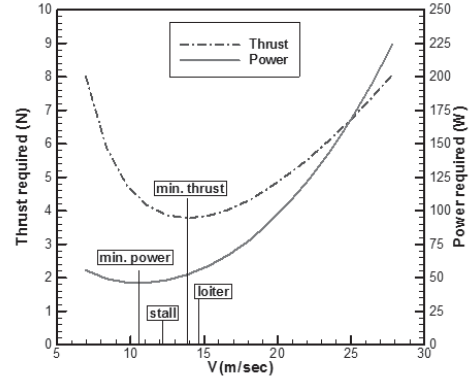


Fig. 3 Thrust and Power Required vs Speed

비행체의 최소 요구동력속도는 최소 요구추력속도보다 작는데 실속속도는 최소 요구동력속도보다 크다. 즉 본 연구의 대상 비행체는 이론적으로 계산된 최소 요구동력속도로 비행할 수 없다는 것을 알 수 있다. 최소 요구추력속도는 최대 항속거리를 얻기 위한 속도에 해당되고, 최소 요구동력속도는 최대항속시간을 얻기 위한 속도에 해당된다. 따라서 이 비행체는 최대 항속시간을 얻기 위해서는 실속속도에 가깝게 비행해야 한다. 하지만 돌풍 등의 영향을 고려하여 최대항속시간을 얻기 위한 비행속도 V_{loiter} 를 실속속도보다 20% 큰 $V_{loiter} = 14.6$ m/sec로 정하기로 한다.

비행체의 요구동력 P_r 와 모터로 공급되는 전력 P_e 의 관계는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$P_r = TV = \eta P_e \quad (17)$$

여기서 효율 η 는 프로펠러 효율과 모터 효율의 곱($\eta = \eta_p \eta_m$)이 된다. 본 연구에서는 프로펠러의 효율과 모터 효율을 별도로 구하지 않고 전체

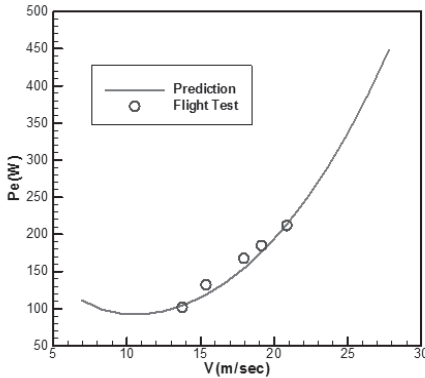


Fig. 4 Comparison of Electrical Power Supplied to the Motor

효율을 $\eta=0.5$ 로 가정하여 사용한다. Fig. 4는 이러한 효율을 사용하여 Eq. 17의 요구동력으로부터 계산한 소모전력과 비행시험에서 측정된 전력을 비교한 것이다. 비행시험에서는 5개의 비행속도에서 배터리로부터 모터로 공급되는 전압과 전류를 각각 측정한 것이다. 결과를 보면 비행시험에서 측정된 전력은 예측된 전력과 잘 일치하여 본 연구에서 비행시험으로부터 추출한 공력성능 데이터가 비교적 정확한 것으로 판단할 수 있다.

연료를 사용하는 항공기의 경우는 항속거리와 항속시간을 계산할 때 잘 알려진 Brequet 식[5]을 사용한다. 하지만 배터리를 동력원으로 사용하는 비행체는 비행할 때 무게의 변화가 없어 Brequet 식을 사용할 수 없다. 이러한 경우에 항속거리 및 항속시간을 예측하기 위해서는 새로운 접근법이 필요하다. 에너지는 Eq. 18과 같이 동력의 시간에 대한 적분으로 표현된다.

$$Energy = \int_0^t Power dt \quad (18)$$

여기서 에너지는 Joule의 단위로 표현되는 배터리의 에너지 캐패시티, 동력은 프로펠러를 구동하는 모터로 공급되는 전력으로 나타낼 수 있다. 만일 시간에 대해 전력이 일정한 것으로 가정하면 배터리의 사용시간은 다음과 같이 표현된다.

$$t = \frac{Battery\ capacity}{P_e} \quad (19)$$

따라서 항속시간을 배터리 에너지 캐패시티 B_C 와 요구동력, 효율의 관계로 나타내면

$$Endurance = \frac{\eta B_C}{P_r} = \frac{\eta B_C}{\frac{1}{2}\rho V^3 SC_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho VS}} \quad (20)$$

가 되고, 항속거리는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$Range = \frac{\eta V B_C}{P_r} = \frac{\eta B_C}{T} \quad (21)$$

본 연구의 대상 비행체는 무게 1.8 kg , $B_C=248.64\text{ Wh}$ 의 리튬-이온 배터리를 탑재하고 있다. Fig. 5는 비행성능으로서 Eq. 20과 Eq. 21로 계산한 비행속도와 항속거리 및 항속시간의 관계를 도시한 것이다. 결과를 보면 앞에서 언급한 최소 요구추력속도 및 최소 요구동력속도와 항속거리 및 항속시간의 관계가 잘 나타난다. 만일 이론적인 최소 요구동력속도로 비행한다면 이 비행체의 최대항속시간은 2.7 hr , 이때의 항속거리는 102.5 km 가 된다. 하지만 비행체는 실속속도 이하로 비행할 수 없으므로 앞에서 제시한 속도 V_{loiter} 로 비행하는 경우는 항속시간이

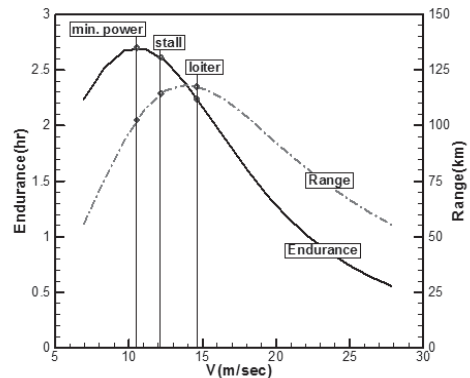


Fig. 5 Range and Endurance vs Speed

2.24 hr, 이때의 항속거리는 117.7 km가 되며 V_{loiter} 는 최대항속거리 속도에 가까운 것을 볼 수 있다.

3. 결 론

전기추진 방식의 소형무인항공기의 비행시험 데이터를 이용하여 비행성능을 예측하였다. 비행체의 공력특성을 파악하기 위해 활공비행시의 데이터로부터 양력-항력 관계식을 구하였다. 이러한 공력성능 데이터를 이용하여 이론적으로 계산한 소모전력은 실제 비행시험에서 측정된 소모전력과 잘 일치하였다. 대상 비행체의 비행특성을 계산한 결과 최소 요구동력속도는 실속속도보다 작아 최대 항속시간을 얻기 위한 적정속도는 실속속도의 1.2배로 제안하였으며 이것은 최대 항속거리 속도에 가깝다. 비행체는 이 속도로 비행하는 경우 탑재된 배터리로 항속시간은 2.24 hr, 항속거리는 117.7 km로 예측되었다.

후 기

본 연구는 기초기술연구회의 주요사업(전기비행체 체계설계 및 운용기술연구)의 일환으로 수

행되었습니다.

참 고 문 헌

1. Gur, Ohad and Rosen, Aviv, "Optimizing Electric Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicles," J. of Aircraft, Vol. 46, No. 4, Jul.-Aug., 2009, pp.1340-1353
2. Harmon, Frederick G., Frank, Andrew A., and Chattot, Jean-Jacques, "Conceptual Design and Simulation of a Small Hybrid-Electric Unmanned Aerial Vehicle," J. of Aircraft, Vol. 43, No. 5, Sep.-Oct., 2006, pp.1490-1498
3. 이창호, "미래항공기 추진기관의 전망," 한국추진공학회지, 제13권, 제3호, 2009, pp.58-63
4. 윤동익, 허환일, "Personal Air Vehicle의 추진 시스템에 대한 기술적 고찰," 한국추진공학회지, 제13권, 제6호, 2009, pp.56-63
5. Cavcar, Mustafa and Cavcar, Aydan, "Optimum Range and Endurance of a Piston Propeller Aircraft with Cambered Wing," J. of Aircraft, Vol. 42, No. 1, Jan.-Feb., 2005, pp.212-217