전기동력 소형무인항공기의 성능분석

이창호* · 김성욱** · 김동민**

Performance Analysis of an Electric Powered Small Unmanned Aerial Vehicle

Changho Lee* · Seongwook Kim** · Dongmin Kim**

ABSTRACT

In this paper, the performance of an electric powered small Unmanned Aerial Vehicle which has a battery and electric motor is analysed. Aerodynamic data is obtained through flight test and flight performance is predicted. As a result, we present the optimum flight speed for the maximum endurance and predict endurance and range according to the variation of flight speed.

초 록

본 논문에서는 배터리와 전기모터 방식의 추진장치를 사용하는 소형무인항공기의 비행성능을 분석한다. 비행시험을 통해 얻은 데이터로부터 공력특성을 예측하고, 이를 활용하여 비행성능을 예측한다. 최대 항속시간을 얻을 수 있는 적정 비행속도를 제시하고, 비행속도에 따른 항속시간 및 항속거리를 예측한다.

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

1. 서 론

최근 언론에는 전장에서 미군에 의해 운용되는 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

* 한국항공우주연구원 스마트무인기사업단
** 한국항공우주연구원 항공연구본부
연락저자, E-mail: leech@kari.re.kr

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. 한국항공우주연구원에서는 전기추진방식의 소형 무인항공기를 제작하여 연구과제를 수행중에 있으며 Figure 1과 Table 1은 비행체의 형상 및 제원을 보여준다. 이러한 시스템의 비행체는 무게가 8 kg 이하로 소형무인항공기(Small UAV) 라고 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].

본 논문에서는 배터리와 전기모터 방식의 추진장치를 사용하는 소형무인항공기의 비행성능을 분석한다. 비행시험을 통해 얻은 데이터로부터 공력특성 데이터를 예측하고, 이를 활용하여 비행성능을 예측한다. 그리고 최대 항속시간을 얻을 수 있는 적정 비행속도를 제시하고, 비행속도에 따른 항속시간 및 항속거리를 예측한다.

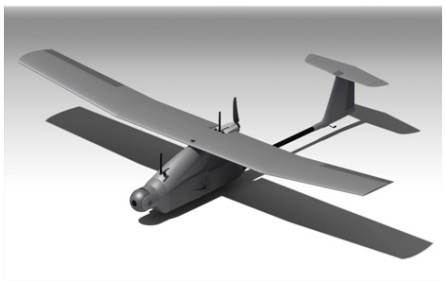

Fig. 1 Electric Powered Small UAV

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

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.

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 = C_{D0} + \frac{1}{\pi e\, AR} C_L^2 \qquad (1)$$

전체 항력은 유해항력과 유도항력의 합으로 C_{D0}는 최소항력계수, C_L은 양력계수, e는 Oswald efficiency factor이다. Equation 1은 에어포일이 대칭인 경우의 양력-항력 관계식이며 비대칭 에어포일의 경우 양력-항력 관계식[4]을 사용하면 좀 더 정확한 결과를 얻을 수 있지만 본 논문에서는 Eq. 1을 사용하기로 한다.

비행체의 공력특성을 Eq. 1로 표현하는데 필요한 데이터는 비행시험으로부터 구하였다. 모터를 정지한 상태에서 활공비행을 할 때 측정된 데이터로부터 비행체의 양력과 항력 데이터를 다음과 같이 계산한다. 활공비행시 측정된 속도는 $V = 17.2\, m/s$, 활공비는 16 이다. 활공비행에서 양력과 항력은

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

이므로, 활공각은

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

이다. 이때 양력계수와 항력계수를 계산하면 다음과 같다.

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

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

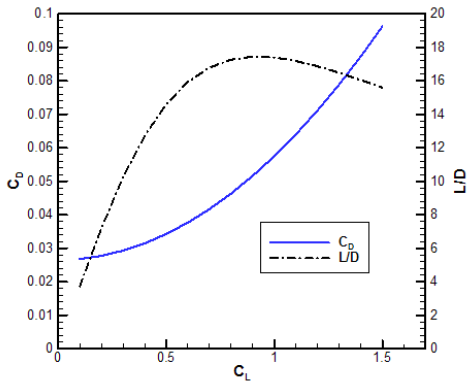

Fig. 2 Drag Polar and Lift to Drag Ratio

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

$$C_D = 0.0265 + 0.031\, C_L^2 \tag{6}$$

Figure 2는 Eq. 6으로 표현된 비행체의 양력과 항력 특성 및 양항비를 도시한 것이다.

2.2 비행성능 분석

비행체가 정상상태, 수평비행조건이면 다음 관계가 성립한다.

$$L - W = 0, \quad T - D = 0 \tag{7}$$

위의 관계식으로부터 추력은 다음과 같이 표현된다.

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

추력이 최소가 되는 속도를 계산하면

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

로부터

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

이때 최소 추력은 다음과 같이 표현된다.

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

그리고 요구동력은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned} P_r &= T V = \frac{1}{2}\rho V^3 S C_D \\ &= \frac{1}{2}\rho V^3 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho V S} \end{aligned} \tag{12}$$

요구동력이 최소가 되는 속도는

$$\frac{\partial P_r}{\partial V} = \frac{3}{2}\rho V^2 S C_{D0} - \frac{2KW^2}{\rho V^2 S} = 0 \tag{13}$$

로부터

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

이다. 최소 요구동력은 다음과 같이 표현된다.

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

비행체의 특성으로 실속속도를 계산할 필요가 있다. 실속속도 계산에서 비행체의 최대양력계수는 $C_{L_{\max}} = 1.2$ 로 가정한다.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{Max}}}} \tag{16}$$

최소추력속도는 최대항속거리를 얻기 위한 속도에 해당되고, 최소동력속도는 최대항속시간을 얻기 위한 속도에 해당된다. Table 2는 비행특성

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 $m/\sec$

으로서 최소추력속도, 최소동력속도, 실속속도를 정리한 것이다. 결과를 보면 비행체의 최소동력속도는 실속속도보다 작아 이론적으로 계산된 최소동력속도로 비행할 수 없다는 것을 알 수 있다. 따라서 최대 항속시간을 얻기 위해서는 실속속도에 가깝게 비행해야 한다. 하지만 돌풍 등의 영향을 고려하여 비행속도 V_{loiter}는 실속속도보다 20% 크게 하면 $V_{loiter}=14.6\,m/\sec$가 된다. Figure 3은 비행속도에 대한 요구추력 및 요구동력의 변화를 도시한 것이다.

비행체의 요구동력 P_r와 모터로 공급되는 전력 P_e의 관계는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$P_r = TV = \eta P_e \tag{17}$$

여기서 효율 η는 프로펠러 효율과 모터 효율의 곱($\eta=\eta_p\eta_m$)이 된다. 본 연구에서는 프로펠러의 효율과 모터 효율을 별도로 구하지 않고 전체 효율을 $\eta=0.5$로 가정하여 사용한다. Figure 4는 이러한 효율을 사용하여 요구동력으로부터 계산한 소모전력과 비행시험에서 측정된 전력과 비교한 것이다. 결과를 보면 비행시험에서 측정한 전력은 예측된 전력과 잘 일치하여 본 연구의 계산 알고리즘 및 절차가 타당함을 알 수 있다.

연료를 사용하는 항공기의 경우는 항속거리와 항속시간을 계산할 때 잘 알려진 Brequet 식[4]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. 18 과 같이 동력의 시간에 대한 적분으로 표현된다.

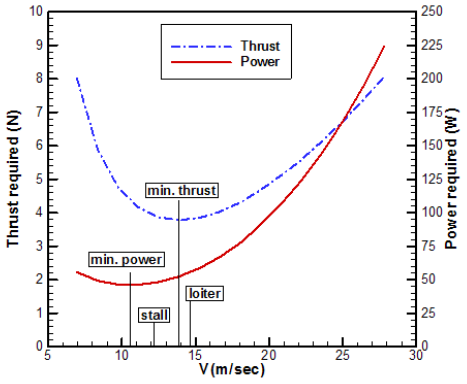

Fig. 3 Thrust and Power Required vs Speed

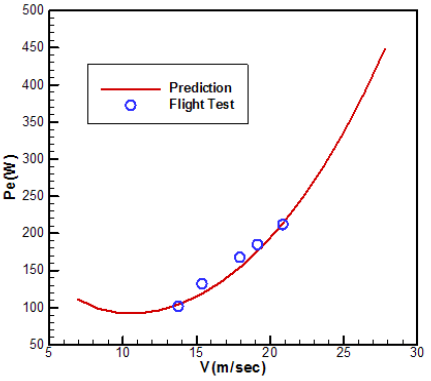

Fig. 4 Comparison of Electrical Power Supplied to the Motor

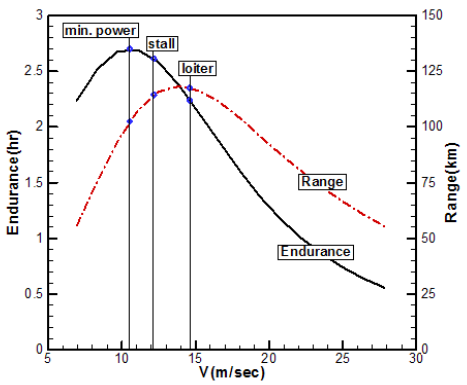

Fig. 5 Range and Endurance vs Speed

$$Energy = \int_0^t Power\, dt \tag{18}$$

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

$$t = \frac{Battery\ cacity}{P_e} \tag{19}$$

따라서 항속시간을 배터리 에너지 캐퍼시티와 요구동력, 효율의 관계로 나타내면

$$Endurance = \frac{\eta B_C}{P_r} = \frac{\eta B_C}{\frac{1}{2}\rho V^3 S C_{D0} + \frac{2KW^2}{\rho VS}} \tag{20}$$

가 되고, 항속거리는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$Range = \frac{\eta V B_C}{P_r} = \frac{\eta B_C}{T} \tag{21}$$

비행체는 무게 $1.8\,kg$, $B_C = 248.64\ Wh$의 리튬-이온 배터리를 탑재하고 있다. Figure 5는 비행성능으로서 Eq. 20과 Eq. 21로 표현된 비행속도와 항속거리 및 항속시간의 관계를 도시한 것이다. 이론적인 최소동력속도로 비행하면 항속시간은 $2.7\,hr$, 항속거리는 $102.5\,km$ 이고, 앞에서 제시한 속도 V_{loiter}로 비행하는 경우는 항속시간이 $2.24\,hr$, 항속거리는 $117.7\,km$ 이다. V_{loiter}는 최대항속거리 속도에 가깝다.

3. 결 론

전기추진 방식의 소형무인항공기의 비행시험 데이터를 이용하여 비행성능을 예측하였다. 비행체의 공력특성을 파악하기 위해 활공비행시의 데이터로부터 추출한 양력-항력 관계식은 타당한 결과를 보였다. 비행특성을 계산한 결과 최소동력속도는 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 $117.7\,km$로 예측되었다.

후 기

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

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. 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