

장기 체공을 위한 태양광 무인기 설계 - 기체

김길수*, 김태영, 권기주, 이현웅, 이학태
인하대학교

Solar Powered Long Endurance Unmanned Aircraft Design - Airframe

Kil Su Kim*, Tae Young Kim, Ki-ju Kwon, Hyeon Woong Lee, Hak-Tae Lee

Key Words : Solar Powered Unmanned Aircraft(태양광 무인기), 초기 설계(Initial Design), 설계 요소 및 방법론(Design Methodology)

서론

최근 미국, 영국 등 선진국을 중심으로 친환경 신재생에너지 원을 이용한 장기체공 무인기 연구가 활발히 진행되고 있으며 대표적인 에너지 생성 수단 중 하나로 태양전지가 이용되고 있다⁽¹⁾. 최근 태양광 장기체공 무인기는 세계 인구의 증가로 인한 통신 대역폭 및 에너지 부족 현상을 해소하고⁽²⁾ 위성을 이용한 정보수집과 감시정찰 등의 임무를 대신하는 목적⁽¹⁾으로 개발이 진행 중이다. 인하대학교에서 2016년 종합설계교과목의 주제로서 장기체공을 위한 태양광 무인기 설계 및 제작이 선정되어, 학부생들이 태양 에너지, 비행 전략, 기체 최적 설계 및 제작, 비행시험으로 이어지는 일련의 과정을 수행하였다. 본 논문에서는 이 중에서 기체 설계 결과를 제시한다.

1. 공력설계

1.1 초기 항공기 파라미터 결정

태양광 글라이더를 설계할 때 태양 전지를 부착할 수 있는 날개의 면적을 결정해야 한다. 일반적으로 박막형 태양 전지 한 장은 125*125mm로써 날개 시위 방향으로 2개 이상을 부착하기 위해서는 먼저 시위 길이가 250mm 이상이어야 한다. 양항비 고려 시 중형비가 증가할수록 좋은 효율을 보이지만 본 논문에서 제한한 스패ん길이는 2m로 시위 길이 조건에 따라 중형비는 8로 고정된다.

공력계수 산출은 아래 식 (1) ~ (4)를 통해 이뤄지며 계산에 필요한 비행속도, 공기 밀도 등의 변수들을 Table. 1에 나타내었다.

$$W = L = mg = \frac{\rho V^2 C_L S}{2} \quad (1)$$

$$C_L = \frac{2mg}{\rho V^2 S} \quad (2)$$

$$D = \frac{\rho V^2 C_D S}{2} \quad (3)$$

$$C_D = C_{D_p} + \frac{1}{\pi e AR} C_L^2 \quad (4)$$

Table 1. Aerodynamic Parameters

질량(m)	중형비(AR)	속도(V)	날개 길이	Oswald 효율(e)
2.2 kg	8	10 m/s	2 m	0.81
면적(S)	C_L	C_D	양항비	밀도(ρ)
0.50 m ²	0.8633	0.05656	15.3	1 kg/m ³

1.2 배터리의 에너지 입출력 비교

태양광 에너지양은 태양광 글라이더를 설계함에 있어서 가장 중요한 요소이다. 따라서 예상 비행 시험 날짜에서의 태양의 위치와 항공기가 사용가능한 에너지의 양을 계산하였다. 먼저, 태양의 위치를 MATLAB의 Sunposition 함수를 이용해 계산하였다. 이 후 면적당 태양 에너지와, 태양 전지의 면적 및 효율을 바탕으로 태양으로부터 배터리로 유입되는 에너지 분포를 식 (5)를 통해 계산하였다.

$$E_{Binput} = W \times \cos(\text{zenith}) \times s \times \mu_{solar\ cell} \quad (5)$$

$$(W = 1000 W/m^2, s = 0.4 m^2, \mu_{solar\ cell} = 0.2)$$

여기서 W 는 단위 면적당 태양광 에너지의 세기이다. s 는 조종면을 제외한 태양전지를 부착할 수 있는 면적이며 $\mu_{solar\ cell}$ 은 태양전지의 효율이다. 다음으로 배터리로부터 소모되는 에너지를 계산하기 위해 식(6)을 사용하였다. P_{Re} 는 항공기의 필요 출력이다.

$$E_{Boutput} = \frac{P_{Re}}{\mu_{prop} \times \mu_{motor} \times \mu_{mppt} \times \mu_{esc}} \quad (6)$$

μ_{prop} , μ_{motor} , μ_{mppt} , μ_{esc} 는 각각 프로펠러, 모터, MPPT, 그리고 모터제어기의 효율들이다.

1.3 꼬리 날개 설계

항공기 중량과 날개의 형상을 결정한 뒤, Tail volume coefficient를 이용해 수직 꼬리 날개와 수평

꼬리 날개의 크기를 결정하였다. C_{HT} 와 C_{VT} 는 각각 수평 꼬리 날개와 수직 꼬리 날개의 Tail volume coefficient이며 값은 식 (7)과 (8)을 사용해 계산된다⁽⁴⁾. L_{HT} 와 L_{VT} 는 각각 주익의 MAC(Mean Aerodynamic Chord)의 25% 지점으로부터 수평미익과 수직미익의 MAC의 25%지점까지의 거리이다. 아래 식들을 통해 도출한 C_{HT} 와 C_{VT} 의 값이 통상적으로 많이 사용되는 0.7과 0.05 이상이 되도록 하였다.

$$C_{HT} = \frac{L_{HT}S_{HT}}{CS_W} = 0.76 \tag{7}$$

$$C_{VT} = \frac{L_{VT}S_{VT}}{bS_W} = 0.055 \tag{8}$$

1.4 AVL을 이용한 3차원 공력계수 산출

결정된 항공기 형상 정보는 Fig. 1과 같다. 형상에 대한 공력해석을 위해 MIT에서 개발한 AVL을 사용하였다. Vortex-Lattice Method를 사용하기 때문에 패널 수를 정해줘야 하는데 시위방향과 스핀방향으로 각각 5cm 크기가 되도록 설정하였다. 해석을 통해 공력계수를 산출하였으며(Table. 2) 이 때 양력분포를 Fig. 2에 나타내었다.

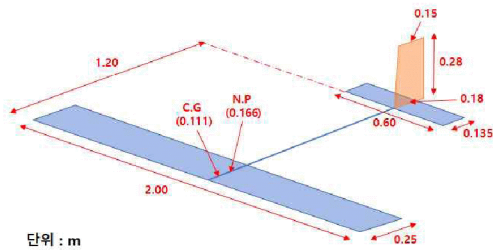


Fig. 1. Aircraft Design

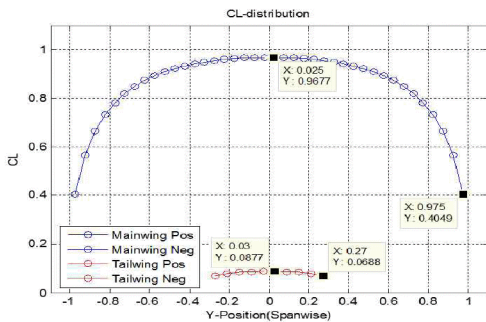


Fig. 2. C_L distribution

Table 2. Result from AVL

C_L	C_D	C_M	Neutral Point	Trim AOA	Static Margin	Airfoil
0.8633	0.05452	0.00026	0.166m	1°	22%	NACA4412

2. 구조설계

항공기의 스파는 탄소섬유 파이프를 재료로 선정하였다. 이에 따라 하중 실험을 수행하였고 파이프 끝에

무게를 증가시켜 파이프가 처지는 변위를 기록하였다. 변위 값들로부터 파이프의 Young's modulus를 측정하였고 그 값들의 평균은 약 101.6GPa임을 알 수 있다. 실험을 더 진행하여 2.95kg의 무게가 되었을 때 파이프가 부러졌고 이 때 뿌리시위에 걸리는 최대 모멘트와 파이프 단면의 관성모멘트를 사용해 파괴 응력을 식 (9)를 통해 계산하였다.

$$\tau_{max} = \frac{M_{max}}{I}y = 1.2 GPa \tag{9}$$

(M_{max} : 뿌리시위에서의 최대 모멘트, I : 파이프 단면의 관성모멘트, τ_{max} : 파괴 응력, y : 파이프 단면의 반지름)

이 후 공력해석을 통해 얻은 분포된 양력 계수에 동압을 곱하여 양력 분포 그래프를 얻은 뒤, 6차 다항식으로 보간하여 실제 항공기 스파의 뿌리 시위에 가해질 최대 모멘트를 계산하였다. 식 (10)에서 3G는 load factor이며 1.3은 안전계수이다.

$$M_{root} = 9.68 Nm \tag{10}$$

$$M_{max} = M_{root} \times 3G \times 1.3 = 37.75 Nm$$

식 (10)을 통해 얻은 뿌리시위에 걸리는 예상 최대 모멘트가 하중 실험에서 얻은 탄소섬유 파이프의 최대 모멘트보다 크기 때문에 각 날개를 2개의 파이프로 지탱해야 하는 것을 알 수 있다.

결론

본 논문은 태양광 글라이더의 설계 과정에 있어 고려해야 할 요소들과 그 방법론에 대해 제시하였다. 위의 설계대로 제작을 진행하였으며 태양전지를 부착하지 않은 채로 시험 비행을 실시하였고 안정성을 확인하였다. 추후 태양전지를 부착하여 다시 실험할 계획에 있다.

참고문헌

- 1) Park, T. S., Nam, Y. K., and Ko, H. Y., "Analysis of solar energy collection efficiency considering the operation environment of solar-powered long endurance UAV" 2015 KASA Fall Conference, 2015, pp.981-984
- 2) Sanchez, Victor M., Romeli Barbosa, J. C. Cruz, F. Chan, and J. Hernandez. "Optimal sizing of a photovoltaic-hydrogen power system for HALE aircraft by means of particle swarm optimization." Mathematical Problems in Engineering 2015, 2015, pp. 1
- 3) André, N. O. T. H. "Design of solar powered airplanes for continuous flight." PhD diss., ETH Zürich, 2008.
- 4) Daniel P. Raymer, *Aircraft Design : A Conceptual Approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, p67