

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.8.758

태양에너지 기반 장기체공 무인기 주요 치수 결정 방법론

이주호*, 이창관*, 임세실**, 김금성*, 한재홍***

A Sizing Method for Solar Power Long Endurance UAVs

Juho Lee*, Chang-Gwan Lee*, Sesil Lim**, Keumseong Kim* and Jae-Hung Han***

ABSTRACT

The design procedure of Solar Power UAVs is complicated because the configuration and required power for flight must be considered simultaneously as the supplied power is influenced by the wing area. In order to minimize trial and error for the Solar Power UAVs design, a systematic sizing method is proposed which can be used to determine whether a Solar Power UAV is feasible for a given mission, and to derive preliminary dimensional specification of it. The sizing procedure begins with initially assumed wing area because the power, lift, and drag of the wing are directly proportional to it. The assumed wing area and mission requirements are then used to determine step by step the airfoil specifications including lift coefficient and drag coefficient, weight, required power, and wing area. This procedure is iterated for each newly assumed wing area until the error between the assumed wing area and calculated wing area becomes significantly small enough. This sizing methodology was applied to previously developed Solar Power UAVs for validation purposes, resulting in good agreement. The methodology was also applied to determine the dimensions and specifications of the Solar Power High-Altitude Long-Endurance UAV.

초 록

태양에너지 기반 무인기는 공급되는 전력량이 날개 면적에 영향을 받으므로 형상설계와 비행에 필요한 전력량이 동시에 고려되어야 하며 따라서 설계 과정이 복잡해진다. 복잡한 설계과정에 앞서 주어진 임무 요구를 만족시키는 태양에너지 기반의 무인기 제작 가능 여부와 제작 가능하다면 무인기의 대략적인 주요 치수를 구하는 방법론이 있다면 이를 활용함으로써 불필요한 설계 시행 오차 없이 무인기를 설계 할 수 있을 것이다. 본 논문에서는 주요 치수 결정 방법론으로 날개 면적을 가정하고 날개 면적과 임무 요구로부터 에어포일(양력계수, 항력계수), 무게를 결정한 후 필요 전력과 태양 전지 효율로부터 다시 날개 면적을 계산하는 것으로 제시하였는데, 이는 날개에서 생산되는 전력, 양력 및 항력이 날개 면적에 직접적으로 영향 받기 때문이다. 앞서 가정된 날개 면적 값과 계산된 날개 면적 값의 오차가 충분히 작아질 때 까지 반복적으로 가정된 날개 면적 값을 바꾸어가며 계산을 수행한다. 본 방법론을 실제 제작된 태양에너지 기반 무인기의 값을 이용해 검증하고, 태양에너지 기반 고고도 장기체공 무인기의 주요 치수를 결정해보았다.

Key Words : Solar Power UAVs(태양에너지 기반 무인기), High-Altitude(고고도), Long-Endurance(장기체공), Sizing method(주요 치수 결정 방법론)

† 2010년 3월 12일 접수 ~ 2010년 7월 15일 심사완료

* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과 대학원

** 정회원, 서울대학교 기술경영경제정책 대학원

*** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

교신저자, E-mail : jaehunghan@kaist.ac.kr

대전광역시 유성구 구성동 373-1번지

기 호

C_L	: 무인기의 양력계수	P_{avi}	: 전자장비의 전력
C_D	: 무인기의 항력계수	P_{pld}	: 하중의 전력
S	: 날개면적	ρ_2	: 고도 h_2 에서의 밀도
W_{total}	: 무인기의 총 중량	V_{crs}	: 순항 속도
c_l	: 에어포일의 양력계수	η_{bat}	: 배터리 효율
c_d	: 에어포일의 항력계수	η_{cell}	: 태양 전지 효율
q_∞	: 동압 (Dynamic Pressure)	η_{surf}	: 표면 효율
c	: 시위 길이	E_{bat}	: 배터리 용량
b	: 날개 길이	ρ_1	: 고도 h_1 에서의 밀도
$C_{d,0,af}$: 에어포일 형상항력	α	: 받음각
$C_{D,0,comp}$: 유해항력 (parasite drag)	$P_{ex,t}$: 주간 수평비행에서 발생하는 여분 전력
$\frac{C_L^2}{\pi e AR}$: 유도항력 (induced drag)	E_s	: 태양광 조사량
AR	: 가로세로비	I_{max}	: 최대 태양광 조사량
e	: Oswald efficiency factor	$P_{ex,d}$: 주간 상승비행에서 발생하는 여분 전력
θ_g	: 활공각	θ_d	: 상승각
t_g	: 야간 활공시간	ρ_{12}	: 고도 h_1, h_2 에서의 밀도의 평균값
h_1	: 최저 임무 고도	V_d	: 상승 속도
h_2	: 최고 임무 고도	t_d	: 상승 시간
$t_{l,n}$: 야간 수평비행시간	W_{af}	: 기체구조의 무게
T_{night}	: 야간 비행시간	$m_{propulsion}$: 추력 시스템의 무게
η_{margin}	: 배터리 용량 여유	P_{level}	: 수평비행출력
E_{night}	: 야간 비행에 필요한 총 전력량	ρ_{cell}	: 태양 전지 밀도

1. 서 론

최근 지구 온난화에 따른 기후 변화협약 등으로 인해, 전 세계적으로 온실가스를 줄이고자 화석 연료 대신 녹색 에너지를 활용하고자 하는 열풍이 일고 있다. 특히 항공 분야의 경우 추진계통의 연료 소모가 많아서 온실 가스가 대량으로 생성될 수밖에 없기 때문에 대기 오염이 매우 큰 문제가 되고 있다. 하지만 항공분야는 단위 중량당 추력이 중요하기 때문에, 고효율의 화석 연료 대신 녹색 에너지로 대체하는 것은 매우 어려운 일인 것이 사실이다. 한편 무인 항공기의 경우, 녹색 에너지인 태양에너지를 활용하려는 시도가 꾸준히 지속되어 왔다. 태양에너지를 이용하여 추력을 얻을 경우 온실 기체도 감소할 뿐만 아니라, 장기 체공형 무인기를 목표로 할 경우에는 비행 도중에 에너지를 얻을 수 있다는 점에서 매우 효율적이라는 이점이 있다. 하지만 야간 비

행을 위해서는 충분한 전력을 저장할 배터리를 탑재하여야 하며 이를 보완하기 위해 주간 비행에서 높은 고도로 상승(climb)하거나 Helios와 같이 연료 전지를 추가하여 하이브리드 전원 기술을 사용하기도 한다[1].

이러한 추세를 반영하여 많은 연구소, 기업과 대학에서 태양에너지 기반 무인기 개발에 참여하고 있으며 많은 기체가 제작되어 비행 실험을 수행하고 있다. 또한 세계 일주를 목표로 개발되고 있는 Solar Impulse는 태양에너지 기반 유인기로서 최근 수평거리 350m 비행에 성공하였다[2].

이러한 태양에너지 기반 항공기 제작과 더불어 설계에 관한 많은 연구가 수행되었다. Wilson[3] 등은 태양에너지 기반 초소형 무인기의 공기역학, 구조 역학적 설계에 관한 연구를 수행하였다. Cestino[4]는 다목적 고고도 태양에너지 기반 항공기 설계에 관한 연구를 수행하였다. Noth[5]는 태양전지와 태양에너지 기반 무인기의 전반적인 사항에 대해 정리하였고 개념설계

부터 시작하여 Sky-Sailor를 설계 제작하여 비행 실험을 통해 성능을 입증하였다. 하지만 개념 설계 단계에서 주어진 임무 요구를 만족시키는 태양에너지 기반의 항공기 제작의 가능 여부와 이러한 항공기의 대략적인 주요 치수를 구하는 방법론에 관한 연구는 체계적으로 이루어지지 못하였다. 이러한 방법론은 앞으로 무수히 많은 임무에서 활용될 태양에너지 기반 무인기가 현재 기술 수준에서 제작 가능한지 여부와 가능하다면 대략적인 주요 치수를 제시함으로써 이러한 계산 결과를 바탕으로 많은 시행 오차 없이 상세 설계를 통해 태양에너지 기반 무인기 제작에 도움을 줄 수 있을 것으로 기대된다. 따라서 본 논문에서는 이러한 목적으로 주요 치수 결정 방법론을 제시하고 이를 바탕으로 태양에너지 기반 고고도 장기체공 무인기의 주요 치수를 결정해 보았다.

II. 본 론

2.1 태양에너지 기반 무인기 설계

일반적인 무인기는 공급되는 전력량이 사용하는 추진 시스템과 기타 장비의 필요에 의해 결정되고, 이 값은 비행기 형상과는 저항을 이기기 위해 필요한 추력을 통해 간접적인 연관성을 지닌다. 하지만 태양에너지 기반 무인기는 공급되는 전력량이 날개 면적, 태양 전지 효율, 태양광 조사량(irradiation) 등으로 결정되기 때문에 형상과 직접적인 연관성을 지니므로 형상설계와 비행에 필요한 전력량이 동시에 고려되어야 한다. 이러한 상호연관성에 의해 일반적인 무인기 설계 과정보다 태양에너지 기반 무인기의 설계 과정이 복잡해진다.

태양에너지 기반 무인기는 날개 면적이 증가함에 따라 태양 전지로부터 얻을 수 있는 전력이 증가한다. 하지만 시위(chord) 길이는 동체의 크기에 제한을 받고 큰 가로세로비(aspect ratio)가 유도항력을 줄여 양항비를 증가시키는 이점이 있기에, 날개면적을 증가시키는 방법으로 주로 날개길이(span)를 증가시키는 방법이 사용되며, 따라서 가로세로비(aspect ratio)가 크게 설계된다.

태양에너지 기반 무인기의 경우 야간 비행을 위해 낮 비행에 있어 충분한 양의 전력을 배터리에 저장하여야 한다. 야간 비행은 배터리의 전력만 사용하기에 배터리의 용량이 매우 크고 무게 또한 무거워진다. 따라서 많은 경우 배터리의 무게를 줄이기 위해 낮에는 상승하고 밤에는 활공(glide)하는 방식으로 배터리의 용량과 무게를 줄이고 있으며 이를 비행경로 설정에 고려하였다.

2.2 주요 치수 결정 방법론 (Sizing method)

태양에너지 기반 무인기의 경우 정형화 된 주요 치수 결정 방법론이 존재하지 않으므로 다양한 방법으로 접근이 가능하다. 본 논문에서는 날개 면적(wing area)을 가정하고 이를 바탕으로 다른 값들을 계산하는 것으로 주요 치수 결정 방법론을 고안하였는데, 이는 날개에서 생산되는 전력, 양력 및 항력이 날개 면적에 직접적으로 영향을 받기 때문이다.

전반적인 과정은 다음과 같다.

① 임무 요구(mission requirement)에서 순항 속도(cruise speed)와 고도, 탑재중량(payload) 등이 주어진다.

② 직사각형 날개(rectangular wing)라 가정하고 시위와 날개길이를 임의로 설정, 날개면적을 가정한다.

③ 위의 조건에 해당하는 레이놀즈 수에 적합한 에어포일을 선정, 양항 곡선(drag polar)분석을 통해 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)를 계산한다.

④ 시간의 흐름에 따라 배터리에 남아있는 전력을 비행에 필요한 전력과 태양전지에서 얻어지는 전력을 이용하여 구하고 배터리에 남은 에너지가 0이 되는 순간까지를 항속시간으로 가정하였다. 야간 비행 중 활공하는 경우에는 활공각(gliding angle)이 양항비(lift drag ratio)에 반비례함을 고려하여, 활공 시간을 계산한다.

⑤ 무인기의 무게를 구성 하는 부분은 다섯 부분으로서, 기체구조, 추진 시스템, 배터리, 태양 전지 그리고 항공전자기기와 탑재중량이다. 먼저, 기체구조(날개+동체+꼬리부분)의 무게는 날개길이, 날개면적 값으로부터 Rizzo 및 Noth 등의 모델을 이용하여 계산할 수 있다. 그리고 추진 시스템의 경우 현재 사용되는 제품 값의 보간법(interpolation)을 통해 얻은 결과를 이용한다. 배터리 무게는 Li-ion이나 Li-S 등의 배터리 밀도표를 참조하여 그 값을 이용하여 야간 비행에 필요한 전력량에 여유(margin)를 주고 계산하였다. 태양전지는 태양전지밀도[kg/m^2]에 태양전지가 부착 가능한 면적을 곱하여 계산하였다. 그리고 무인기의 항공전자기기는 큰 무게를 차지하지 않고 임무가 유사한 기체의 값을 참조하거나 탑재중량의 무게에 포함시켜 계산하였다.

⑥ 계산된 총 무게를 기반으로 다시 날개면적을 계산한다. 이 계산에서는 현재까지 개발된 태양에너지 기반 무인기의 총 중량과 날개면적을 도식화하여 이를 바탕으로 $S=f(W_{total})$ 과 같은 관계식을 얻어 총 중량으로부터 날개면적을 계산하였다.

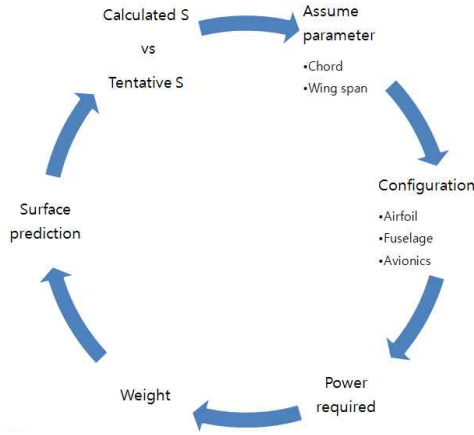


Fig. 1. Sizing Method Diagram

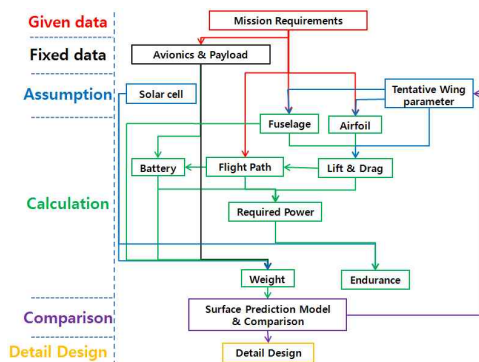


Fig. 2. Sizing Method Flow Chart

⑦ 앞서 ②에서 가정한 날개면적과 ⑥에서 계산된 날개면적을 비교하여 오차가 5% 이하이고 앞서 가정하고 구한 값들로부터 계산한 실속 속도(stall speed)보다 순항 속도(cruising speed)가 큰 경우 처음 가정한 날개길이나 시위가 적합하다고 봤으며, 오차가 클 경우 새롭게 날개길이나 시위를 가정하여 조건을 만족할 때 까지 반복적으로 연산하였다. 이러한 반복적인 연산을 수행하고자 MATLAB 기반의 코드를 작성하였다.

앞서 ①~⑦의 과정을 도표 및 순서도로 나타내면 Fig. 1, Fig. 2와 같다.

2.3 주요 치수 결정 방법론 상세 계산 방법

2.3.1 양항곡선 계산 및 에어포일 선정

양항곡선을 구하는 방법에는 여러 가지가 있지만 본 논문에서는 Javafoil[6]을 활용하여 에어포일의 양력계수(c_l)와 항력계수(c_d)를 계산하였다. 에어포일의 양력계수와 항력계수는 받음각(angle of attack), 레이놀즈수, 마하수에 관한 함

Table 1. Range and step for analysis.

	범위	단계
레이놀즈수	25,000 ~ 1,000,000	25,000
받음각	-5° ~ +10°	1°
에어포일	NACA 2412, NACA 4412, NACA 23012, NACA 16-412, AQUILA, CH10(smoothed), CR001sm, SD7032, WE3.55.93	

수이지만 대개 태양에너지 기반 무인기는 저속에서 비행하므로 마하수에 관한 변화는 무시하고 Table 1의 범위에서 분석하였다.

계산된 에어포일의 양력계수와 항력계수를 바탕으로 무인기의 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)를 계산한다. 에어포일의 양력계수가 날개를 따라 일정하고 양력은 날개에서만 발생한다고 가정하면 무인기의 양력계수는 식 (1)과 같다.

$$C_L = \frac{1}{q_\infty S} \int_{-b/2}^{+b/2} q_\infty c c_l dy \approx c_l \quad (1)$$

일반적으로 항공기의 항력은 에어포일 형상항력(airfoil profile drag), 유해항력(parasite drag) 그리고 유도항력(induced drag)의 합으로 계산되며 식 (2)와 같다[5],[7].

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} = C_{d,0,af} + C_{D,0,comp} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2)$$

우리는 식 (2)에서 Oswald efficiency factor e 는 나셀(nacelle)이나 파일론(pylon)이 없는 경우 사용되는 값인 0.8~0.9로 가정하였다[7]. 날개를 제외한 다른 구성 요소로 인한 유해항력 $C_{D,0,comp}$ 는 유사 무인기의 값인 0.008을 사용하였다[5].

식 (1)과 (2)에서 구한 무인기의 양력계수와 항력계수로 적절한 에어포일의 형상과 받음각을 결정할 수 있다. 기준은 여러 가지가 있을 수 있지만 항공기의 공기역학적 특성을 평가하는 기준인 C_L/C_D 가 최대가 되는 경우를 선정하였다. 이 경우는 활공을 가장 오래 할 수 있어 야간 비행에 필요한 배터리의 무게를 최소화 할 수 있다.

2.3.2 비행경로

비행경로는 제작된 무인기의 비행 목표에 의해 결정되지만 태양에너지 기반 무인기의 경우

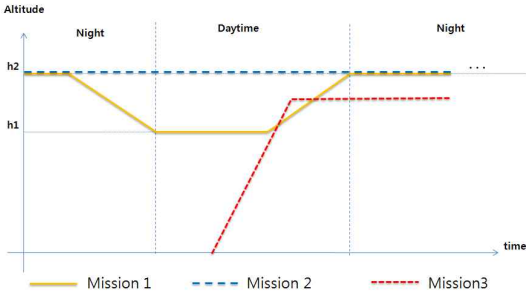


Fig. 3. Flight Path

일반적인 무인기에 비해 항속시간이 긴 것이 하나의 목표이기에 이를 반영하여 총 세 가지의 비행경로를 가정하고 이를 바탕으로 계산을 수행하였으며 Fig. 3과 같다. Mission1은 항속시간이 24시간보다 큰 경우로 고도 h_2 에서 완충된 배터리로 수평 비행을 시작하고 야간 비행에서는 수평 비행 후 활공하는 경우로서 활공을 최대한으로 이용함으로써 배터리의 용량감소로 인하여 가장 효율적인 경로가 될 것으로 예상된다.

Mission2의 경우는 Mission1과의 비교를 위한 것으로 밤낮 구분 없이 수평 비행만 하는 경우이다.

Mission3는 Mission1에서 항속시간이 24시간 미만으로 계산된 경우 실제 최대 항속시간을 계산해보기 위한 경로로서 지상에서 완충된 배터리로 이륙하는 경우이며 태양광 조사량이 최대한 순간 이륙한다고 가정하였다.

2.3.3 전력 계산

비행경로, 무인기의 양력계수와 항력계수가 결정되었기에 비행에 필요한 전력을 계산할 수 있다. 본 논문에서는 가장 복잡한 비행경로인 Mission1의 경우를 나타내었다.

우선 야간 비행에 필요한 배터리의 용량과 필요한 전력을 얻기 위한 태양 전지 효율 계산을 위하여 야간 비행 경우의 계산부터 수행하였다. 활공 속도와 순항 속도가 같다는 가정 하에 활공 각(θ_g)에 대한 야간 활공시간(t_g)은 식 (3)과 같다.

$$t_g = \frac{h_2 - h_1}{V_g \sin \theta_g} \quad \text{when } \tan \theta_g = \frac{1}{C_L / C_D} \quad (3)$$

활공 시간을 제외하고는 수평비행을 하여야 하므로 야간 수평비행시간($t_{l,n}$)은 식 (4)와 같다. 여기서 T_{night} 은 야간 비행시간이다.

$$t_{l,n} = T_{night} - t_g \quad (4)$$

이로부터 야간 비행에 필요한 총 전력량

(E_{night})이 결정되고, 여기에 배터리 용량 여유 (η_{margin})를 곱하여 배터리 용량을 결정하며 식 (5)와 같다. 여기서 P_{avi} 는 전자장비의 전력, P_{pld} 는 하중의 전력, ρ_2 는 고도 h_2 에서의 밀도, V_{crs} 는 순항 속도, S 는 날개 면적이다. 고려해야 할 효율은 배터리를 통해서 전력이 공급되므로 배터리 효율 η_{bat} , 태양 전지 효율 η_{cell} 그리고 전체 날개에서 태양 전지가 부착 가능한 비율 및 캠버(camber)에 의한 영향을 고려하는 표면 효율 η_{surf} 이 있다.

$$\begin{aligned} E_{bat} &= \eta_{margin} E_{night} \quad (5) \\ &= \frac{\eta_{margin}}{\eta_{bat}} [(P_{avi} + P_{pld}) T_{night} + \\ &\quad \frac{1}{2\eta_{prop}} \rho_2 C_D S V_{crs}^3 \times t_{l,n}] \end{aligned}$$

여기서 결정된 배터리 용량으로부터 배터리 무게를 계산 가능하다.

주간 수평비행에서 발생하는 여분 전력은 식 (6)과 같이 계산된다. 여기서 ρ_1 은 고도 h_1 에서의 밀도, α 는 받음각이다.

$$\begin{aligned} P_{ex,l}(t) &= E_s(t) S \cos(\alpha) \eta_{bat} \eta_{surf} \eta_{cell} \quad (6) \\ &\quad - \left(\frac{1}{2\eta_{prop}} \rho_1 C_D S V_{crs}^3 + P_{avi} + P_{pld} \right) \end{aligned}$$

이때 태양광 조사량은 Fig. 4와 같이 $E_s(t) = I_{max} \sin(\omega t)$ 으로 가정하였다.

야간 비행에서 활공한 만큼 상승 하여야하며 이 때 발생하는 여분의 전력($P_{ex,cl}$) 및 상승 시간(t_{cl})은 각각 식 (7), (8)과 같다. 여기서 θ_{cl} 은 상승각, ρ_{12} 는 고도 h_1, h_2 에서의 밀도의 평균 값, W_{total} 은 총 무게, V_{cl} 은 상승 속도이다.

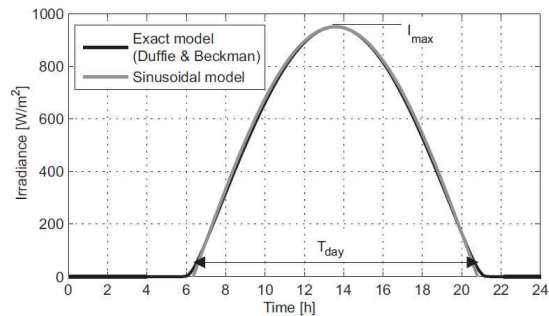


Fig. 4. Approximation of irradiance as a sinusoid[5]

$$P_{ex,cl}(t) = E_s(t)S\cos(\alpha + \theta_{cl})\eta_{bat}\eta_{surf}\eta_{cell} - \left(\frac{1}{2\eta_{prop}}\rho_{12}C_D S V_{cl}^3 + P_{avi} + P_{pld} + W_{total} V_{cl} \sin\theta_{cl}\right) \quad (7)$$

$$t_{cl} = \frac{h_2 - h_1}{V_{cl}\sin\theta_{cl}} \quad (8)$$

식 (6)과 (7)로부터 낮 동안 발생하는 총 여분 전력량이 야간 비행으로부터 구한 배터리의 용량보다 크면 야간 비행에서 필요한 전력 이상으로 주간 비행에서 배터리에 축적 가능하므로 이론상 무한히 비행 가능하다. 계산 과정에서는 배터리의 잔량이 0이 되는 순간까지를 항속시간으로 가정하였다.

2.3.4 무인기 무게 계산

앞서 언급한 기체구조, 추진 시스템, 배터리, 태양전지 그리고 항공전자기기와 탑재중량의 무게의 계산 방식은 다음과 같다.

기체구조(날개+동체+꼬리부분)의 무게를 예측하는 많은 모델이 존재하지만 그 중 태양에너지 기반 무인기에 가장 적합한 모델로서 태양에너지 기반 항공기와 세일플레인(sailplane) 수치를 바탕으로 얻은 두 가지의 모델을 참조하였다.[5]

날개 면적이 50m² 미만인 경우에는 Noth 모델이, 이상인 경우에는 Rizzo 모델이 타당하다고 보았으며 Table 2와 같다.

추진 시스템은 모터, 기어박스, 제어기 그리고 프로펠러 각각 최대출력 대 해당 무게를 바탕으로 얻은 모델 값을 참조하였으며 Table 3과 같다. 더불어 최대추력은 높은 열 발생으로 인해 효율이 좋지 못하므로 수평비행의 경우에는 효율이 좋으면서 동일한 출력을 내기 위해서는 실제 모터의 무게가 증가할 것이므로 이러한 점을 고려하였다. 손 발사(hand launch)의 경우에는 순간적인 출력이 필요하게 되므로 전체 추력 시스템의 무게 증가를 고려하였다[5].

추력 시스템의 무게 계산은 식 (9)와 같다.

$$m_{propulsion} = k_{total}P_{level} \quad (9)$$

배터리 무게는 2.3.3절에서 구한 배터리 용량에 배터리 밀도를 곱함으로써 계산 가능하다. 소형 태양에너지 기반 무인기에서는 Li-ion 배터리가 많이 사용되며, 고고도 태양에너지 기반 무인기에서는 배터리 밀도가 높은 Li-S 배터리가 주로 사용된다.

태양 전지의 무게는 태양 전지가 붙는 면적에 태양 전지의 밀도를 곱함으로써 구할 수 있다.

Table 2. Models for Airframe Weight Modeling

	범위	수식
Noth	$S < 50m^2$	$W_{af} = 0.44b^{3.10}AR^{-0.25}$
Rizzo	$S \geq 50m^2$	$W_{af} = 15.19b^{1.312}AR^{-0.005}$

Table 3. Propulsion group mass to power ratio[5]

	최대 출력	순항비행 출력	순항비행출력 (손 발사)
제어기	0.06	0.06	0.60
모터	0.29	0.70	2.90
기어박스	0.20	0.20	2.00
프로펠러	0.25	0.25	2.50
종합 k_{total} (kg/kW)	0.80	1.21	8.00

많은 태양 전지가 무게 보다는 효율을 중시하고 이로 인하여 태양 전지 밀도 값은 얻기 쉽지 않다. 예로서 Skysailor에 사용된 태양 전지 밀도는 $\rho_{cell} = 0.58kg/m^2$ [5], Sunsailor는 $\rho_{cell} = 0.700kg/m^2$ [8] 그리고 위성에서 사용되는 GaAs 태양 전지 밀도는 $\rho_{cell} = 0.55kg/m^2$ [9] 정도의 값을 지닌다.

항공전자기기의 무게나 전력 소비량은 무인기의 임무에 따라 다르고 정확한 자료를 구하기 어렵다. 유사한 임무를 가지는 태양에너지 기반 무인기의 자료를 구할 수 있는 경우는 그 값을 고려하고, 그 외의 경우에는 탑재중량의 무게에 포함시켜 계산하였다.

2.3.5 초기 날개 면적 가정 값 타당성 검토

앞서 계산된 무인기 무게를 바탕으로 날개 면적을 추정하는 모델을 구성하였다. 기존에 제작된 태양에너지 기반 무인기의 값을 사용하였으며 기존 제작된 무인기의 무게가 임무에 따라 큰 차이를 보이는 점을 고려하여 모델의 정확도 향상을 위해 무게가 30kg 이하인 경우와 이상인 경우로 나누어 고려하였다.

총 무게가 30kg 이하인 경우의 모델은 식 (10), Fig. 5와 같다.

$$W_{total}(kg) = 2.334S(m^2) + 0.3938 \quad \text{또는} \\ S_{cal}(m^2) = 0.4284(W_{total} - 0.3938) \quad (10)$$

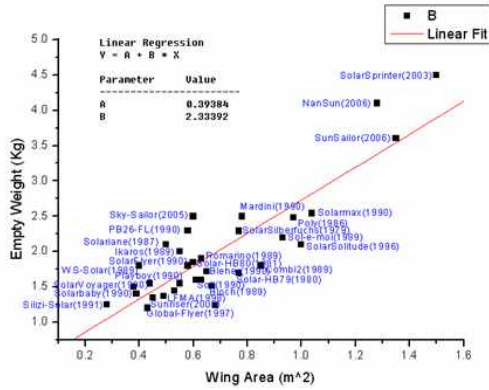


Fig. 5. Surface Prediction Model for Total weight is smaller than 30kg

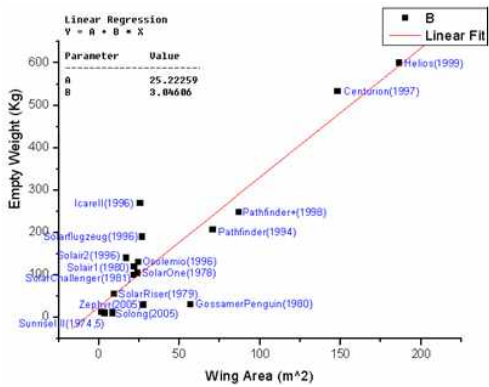


Fig. 6. Surface Prediction Model for Total weight is larger than 30kg

총 무게가 30kg 이상인 경우의 모델은 식 (11), Fig. 6과 같다.

$$W_{total}(kg) = 3.046S(m^2) + 25.22 \quad \text{또는}$$

$$S_{cal}(m^2) = 0.3283(W_{total} - 25.22) \quad (11)$$

위의 모델을 통해 앞서 계산된 총 무게의 값을 바탕으로 날개 면적 S_{cal} 을 구할 수 있으며 이 값과 초기에 가정한 날개 면적 값을 비교하여 오차가 5%이하이고 실속 속도보다 순항 속도가 큰 경우 처음 가정한 날개 길이와 시위가 적합하다고 볼 수 있다.

2.4 검증(Validation)

지금까지 기술한 방식으로 태양에너지 기반 무인기의 주요 치수 결정 방법론을 고안하였다. 이 주요 치수 결정 방법론의 정확성을 검증하기 위하여 실존하는 여러 태양에너지 기반 무인기의

Table 4. Validation data for Skysailor

	Skysailor 값	계산 값	오차(%)	
날개 면적(m ²)	0.776	0.848	+8.54	
무게 (Kg)	동체	0.725	0.867	+16.37
	모터	0.139	0.123	-11.46
	배터리	1.056	0.924	-12.50
	태양전지	0.313	0.299	-4.60
총	2.444	2.374	-4.31	
항속시간	27시간	∞	-	
양항비	23.5	24.63	+4.81	

값을 이용하여 2.2절의 주요 치수 결정 방법론을 1회 수행하여 계산된 결과 값을 실제 무인기의 값과 비교해 보았다. 그 중 실제 무인기의 값이 정확히 알려져 상호 비교가 쉬운 기체중 하나인 Skysailor의 경우를 본 논문에 수록하였다.

주요 치수 결정 방법론을 1회 수행하기 위해 사용된 Skysailor의 값은 날개 면적, 시위, 날개 길이, 순항속도, 에어포일, 태양 전지 효율 및 밀도, 배터리 밀도, 항공전자 (무게, 전력)와 탑재중량, Oswald efficiency factor, 배터리 효율, 태양광 조사량이다. 우리가 가정한 값으로는 임무 요구, 공기 밀도(해면 고도), 추진 효율(0.6), 표면 효율(0.7), 동체 유해항력(0.7), 비행 고도 (100m~1000m), 낮 시간(15시간)이 있다.

앞의 값을 바탕으로 계산된 값은 총 무게, 동체 무게, 배터리 무게, 태양 전지 무게, 날개 면적, 양력계수, 항력계수, 항속시간이다.

Skysailor의 값과 계산된 결과 값은 Table 4와 같다. 날개 면적에 있어서는 8.5%, 총 무게는 -4.31% 정도의 오차를 지님을 확인할 수 있었다.

2.5 태양에너지 기반 고고도 장기체공 무인기 설계 가능성 확인

고안된 주요 치수 결정 방법론을 이용하여 태양에너지 기반 고고도 장기체공 무인기 (Solar Power HALE UAV, S-HALE)의 주요 치수를 결정해보았다. 본 연구에서는 무인기의 임무 요구를 Table 5와 같이 설정하였다. 비행고도는 비교적 기상변화가 적어 안정적인 비행이 가능한 고도로 설정하였으며 탑재중량은 50kg으로 가정하였다. 지속적인 에너지 획득이 가능한 장점과 기존의 무인기 및 정찰기의 대체효과를 지니기 위해 항속시간은 5일 이상으로 가정하였다. 순항속도는 10m/s로 우선 결정하였으나 해당 고도에서는 밀도가 낮아 적절한 날개 면적 범위에서 실속 속도가 순항 속도보다 작은 경우를 찾을 수

어포일(양력계수, 항력계수), 무게를 결정한 후 필요 전력과 태양 전지 효율로부터 다시 날개 면적을 계산하였다. 가정된 날개 면적 값과 계산된 날개 면적 값의 오차가 충분히 작아질 때 까지 반복적으로 가정된 날개 면적 값을 바꾸어가며 계산을 수행한다. 이는 MATLAB 기반의 코드를 작성하여 수행되었으며 이러한 방법론을 실제 제작된 태양에너지 기반 무인기의 값을 이용해 검증해보았다. 고안된 방법론을 이용하여 태양에너지 기반 고고도 장기체공 무인기의 주요 치수를 결정해보았다. GaAs 태양전지, Li-S 배터리 등 현재 사용가능한 중 제품 중 가장 성능이 좋은 제품들의 값을 채택한 결과 주어진 임무를 만족하는 무인기가 제작 가능할 것으로 예상되었다. 이러한 계산결과는 여러 가정으로 인하여 정확한 주요 치수 결정에는 어려움이 있으나 태양에너지 기반 고고도 장기체공 무인기 제작 가능성 여부를 확인하였고 향후 설계과정에서 계산 결과를 참조, 활용 할 수 있을 것이다. 향후 추가적인 자료 수집이나 해석을 통해 얻은 정확한 값을 이용하여 계산들을 보정하고 앞서 고려하지 않았던 추가적인 경우들을 고려하여 주요 치수 결정 방법론을 보완할 수 있을 것이다.

후 기

본 연구는 방위사업청 및 국방과학연구소 지원으로 수행되는 차세대군용전원특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) 이재명, 한재홍, "태양에너지 기반 장기체공 UAV 현황 및 미래", KSAS 매거진, 제3권 제2호, 2009, pp. 57~64.
- 2) Solar Impulse Website
<http://www.solar-impulse.com/>
- 3) C Wilson, J Nutbean, I Bond, "Aerodynamic and structural design of a solar-powered micro unmanned air vehicle", Journal of aerospace engineering, Vol. 214, 2000, pp. 97~106.
- 4) Enrico Cestino, "Design of solar high altitude long endurance aircraft for multi payload & operations", Aerospace science and technology, Vol. 10 no. 6, 2006, pp. 541~550.
- 5) André Noth, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight", A dissertation submitted to ETH ZÜRICH for the degree of Doctor of Technical Sciences, DISS. ETH NO. 18010, Sep. 2009.
- 6) Javafoil Website
<http://darwin.wcupa.edu/webapps/javafoil/>
- 7) John D. Anderson, Jr., Introduction to Flight, 5th Ed., McGraw-Hill, 2005, pp. 386-390.
- 8) A. Weider, H. Levy, I. Regev, "SunSailor: Solar Powered UAV", 2006, p. 5.
- 9) P. Alan Jones, Stephen F. White, "A High Specific Power Solar Array For Low To Mid-power Spacecraft", p. 9.