

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.927>

위치에너지를 축적하는 태양동력 장기체공 무인기의 설계 인자 분석

양인영*, 이보화**, 장병희***

Design Parameter Analysis of a Solar-Powered,
Potential Energy-Storing, Long Endurance UAV

Inyoung Yang*, Bo-Hwa Lee** and Byung-Hee Chang***

ABSTRACT

Design parameter analysis is performed for a solar-powered UAV, storing potential energy by climb flight. Parameters related to the flight for saving potential energy, i.e. minimum & maximum altitudes for level flight, gliding & climbing angle, design point speed & altitude, gliding & climbing start time are investigated as design parameters. Weight and size of the UAV are determined using a weight model for the components of the solar-powered UAVs. Produced energy and consumed energy are calculated using these weight and size, yielding the required weight of the battery for a given mission. Relationship between the total weight of the UAV and each parameter is investigated. For the parameters listed above, there exist their ranges only where the design is possible. And there exist optimal values of these parameters minimizing the total weight.

초 록

상승 비행에 의해 위치에너지를 축적하는 태양동력 장기체공 무인기에 대하여 설계 인자 분석을 수행하였다. 위치에너지 축적을 위한 비행과 관련된 인자인 최저 및 최고 수평 비행 고도, 활강 및 상승 각도, 설계점 속도 및 고도, 활강 및 상승 시작 시각을 분석 대상으로 하였다. 태양동력 무인기 구성품의 중량 모델을 이용하여 항공기 크기 및 중량을 결정하고 비행 중 생산 및 소모하는 에너지를 계산함으로써 임무 수행에 필요한 배터리 용량을 결정하였다. 각 설계 인자값과 무인기 중량의 관계를 연구하였다. 최고 수평 비행 고도, 활강 및 상승 각도, 설계점 속도 및 고도, 활강 및 상승 시작 시각에는 설계가 가능하도록 하는 범위가 존재하며 이 범위 내에서 총 중량을 최소화하는 최적값이 존재하였다.

Key Words : Solar-Powered UAV(태양동력 무인기), High Altitude(고고도), Long Endurance (장기체공), Potential Energy(위치 에너지)

1. 서 론

장기체공 무인기는 지상 관측, 대기 분석, 정찰 등 다양한 용도로 사용 가능하여 세계적으로 활발한 연구가 이루어져 왔다. 특히 종래에는 군사 목적의 정찰을 제외한 다른 용도는 과학 연구 목적인 관계로 상업적 이익은 크지 않은 것으로 인식되었으나 최근에는 통신 및 방송용 위성을

† 2011년 7월 1일 접수 ~ 2011년 9월 19일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 KHP총괄팀
교신저자, iyyang@kari.re.kr
대전 유성구 과학로 115

** 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀

*** 정회원, 한국항공우주연구원 KHP총괄팀

대체하는 용도로 사용하는 개념이 제시되어 상업적 활용도도 클 것이라 분석이 나오고 있다[1].

통신 및 방송용 무인기로서는 비행 고도가 높을수록, 체공 시간이 길수록 경쟁력이 높아진다. 비행 고도는 최소한 유인 항공기 공역보다 높아야 하므로 15 km 이상이 되어야 한다. 체공 시간은 인공위성과 같이 수 년 이상이 되는 것이 장기적인 목표일 것이며 기술 수준에 따라 그보다 짧을 수도 있겠지만 수 일 정도로는 실용적이지 못하다. Zephyr가 2010년에 기록한 세계 기록인 14일[2]이란 체공 시간은 실용적인 장기체공 무인기로서는 최소한이라 할 수 있을 것이다.

고고도 장기체공 무인기를 실용화하기 위해서는 여러 분야에서 기술적 난제가 많지만 동력을 장기적으로 공급하는 동력 기관 개발이 핵심 과제 중 하나이다. 특히 수 주일 이상 체공하기 위해서는 연료를 탑재하고 비행하는 기존의 동력 기관을 사용하는 것은 불가능하다. 이에 따라 동력 기관으로서 태양으로부터 에너지를 생산할 수 있는 태양전지나 재생형 연료전지를 이용하는 무인기, 또 지상으로부터 레이저나 마이크로파를 통해 원격으로 에너지를 공급받는 무인기 등의 개념이 제시되었다. 이 중 태양전지 탑재 무인기는 Zephyr의 성공 사례에서 알 수 있듯이 실용화에 가장 가까운 것으로 예측되는 형태이다.

태양전지 탑재 무인기가 야간에 비행하기 위해서는 낮 동안 태양에너지로 배터리를 충전해 이를 야간 비행에 사용하여야 한다. 특히 하루 이상 비행하기 위해서는 많은 에너지를 저장하면서도 무게가 가벼운 배터리가 필요하다. 현재 기술 수준에서 태양에너지로 장기체공하고자 할 때 가장 큰 관건은 이러한 에너지 저장 문제이다.

이를 해결하는 방법 중 하나는 태양전지가 낮 동안 생산하는 에너지 중 일부를 위치 에너지 형태로 저장하고 대신 그만큼 배터리 크기를 줄이는 것이다. 즉, 낮 동안 태양에너지를 이용하여 고도를 상승시켜 위치 에너지를 저장하고 야간에는 일정 시간 동안 배터리 소모 없이 활강 비행하며 위치 에너지를 소모함으로써 더 작은 배터리로도 야간을 지낼 수 있게 하는 것이다.

본 연구에서는 이렇게 위치에너지를 축적하는 태양동력 장기체공 무인기를 대상으로 위치에너지 축적을 위한 비행과 관련한 여러 인자에 대해 인자값 변화에 따른 무인기 크기 및 중량 변화를 계산하였다. 이를 위하여 에너지 저장량과 소모량을 모델링에 의해 계산하는 방법을 이용하였다. 이로부터 이러한 인자에 대해 무인기의 설계가 가능한 범위가 있는지의 여부, 인자의 최적값

이 존재하는지의 여부 등 설계 인자와 관련한 특성을 파악하고자 하였다.

II. 계산 방법

2.1 계산 방법 개요

전체적인 계산 방법은 Fig. 1과 같다.

① 먼저 입력값 및 초기 가정값을 사용하여 항공기의 크기와 중량을 계산한다. 항공기 크기와 중량은 각 구성품을 모델링하여 계산하였으며, 구체적인 방법은 대체로 문헌 [3]을 따랐으나, 2.2절에 다시 요약하여 기술하였다.

② 계산된 항공기에 대하여 체공 기간 동안 태양전지가 생산하는 에너지와 항공기가 소모하는 에너지를 계산함으로써 배터리의 에너지 잔량을 계산한다. 에너지 생산량 및 소모량은 대체로 문헌 [4]의 방법을 따르되 고도에 따른 수평 비행 속도 변화를 반영하도록 수정하였으며, 2.3절에 개략적으로 기술하였다.

③ 비행 기간 전체에서의 배터리 에너지 잔량의 최소값이 배터리 최대 용량의 10% 이상이 되도록 배터리 중량을 결정한다.

④ 이 때 배터리 중량이 바뀌면 항공기 크기 및 중량도 바뀌므로 위 ①로 돌아가 반복 계산으로 결정한다.

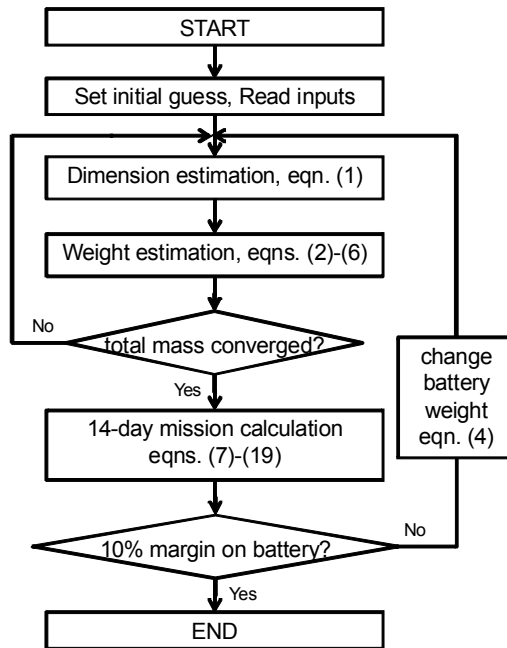


Fig. 1. Schematic of calculation procedure

2.2 항공기 크기 및 중량 모델

항공기 크기 결정을 위해 우선 항공기 날개 면적 S 를 식 (1)로 계산한다.

$$S = 2m_{tot}g / (\rho_{dp}c_L v_{lev,dp}^2) \tag{1}$$

여기에서 m_{tot} 는 항공기 총 중량, g 는 중력가 속도이다. ρ_{dp} 및 $v_{lev,dp}$ 는 설계 고도 h_{dp} 에서의 공기 밀도 및 수평 비행 속도로서 설계점을 결정함에 따라 주어지는 값이다(4.3절 참조). c_L 은 양력 계수로서 익형을 결정함에 따라 주어지는 값이다. m_{tot} 는 반복 계산으로 결정되는데, 최초 계산에서는 가정한 값을 사용한다.

항공기는 제어컴퓨터(중량 m_{ctrl}), 탑재물(m_{pl}), 구조물(m_{strud}), 태양전지(m_{sc}), 배터리(m_{batt}), 추진 장치(m_{prop})의 총 6개 구성품으로 구성된다고 가정하였다. 이 중 m_{ctrl} 및 m_{pl} 은 항공기 크기에 관계없이 일정하게 주어진다고 가정하였다. 나머지 구성품의 중량은 식 (2)~(5)와 같이 설계 인자에 따라 변하는 것으로 모델링하였다.

$$m_{strud} = k_{af} b^{x_1} AR^{x_2} \tag{2}$$

$$m_{sc} = k_{sc} S_{sc} + k_{mppt} S_{sc} I_{max} \eta_{sc} \eta_{mppt} \tag{3}$$

$$m_{batt} = 10 \times E_{batt,min} / k_{batt} \tag{4}$$

$$m_{prop} = k_{prop} P_{prop,max} \tag{5}$$

여기에서 k_{af} 는 항공기 구조물 중량의 비례 상수, b 는 날개 길이(span), AR 은 날개 가로 세로 비, x_1 과 x_2 는 각각 b 와 AR 에 대한 구조물 중량의 지수 상수이다. S_{sc} 는 태양전지 면적으로서 S 에 면적 효율 상수를 곱해 정의하고, k_{sc} 는 태양전지의 질량 비례 상수, I_{max} 는 하루 중 태양광 세기의 최대값, η_{sc} 는 태양전지 효율, η_{mppt} 는 MPPT(maximum power point tracker) 효율, k_{mppt} 는 MPPT의 질량 비례 상수이다. $E_{batt,min}$ 은 배터리의 에너지 잔여량 E_{batt} 의 최소값(2.3절 첫 부분 참조), k_{batt} 는 배터리의 질량 비례 상수이다. $P_{prop,max}$ 는 항공기 추진에 소모되는 동력 P_{prop} (식 (12)~(14) 참조)의 최대값, k_{prop} 은 추진 장치의 질량 비례 상수이다.

b 는 계산한 S 및 입력값 AR 로부터 $b = \sqrt{S \cdot AR}$ 로 구할 수 있다.

항공기 총 중량은 식 (6)이 된다.

$$m_{tot} = m_{ctrl} + m_{pl} + m_{strud} + m_{sc} + m_{batt} + m_{prop} \tag{6}$$

2.3 에너지 생산량 및 소모량 계산

주어진 시각에 배터리의 에너지 잔여량 E_{batt} 는 식 (7)로 계산한다.

$$E_{batt}(t) = k_{batt} m_{batt} \tag{7}$$

$$+ \int_{t_0}^t \left[P_{gen}(t') \eta_{chrg} - \frac{P_{req}(t')}{\eta_{dischrg}} \right] dt'$$

여기에서 P_{gen} 은 태양전지 생산 동력, η_{chrg} 는 배터리 충전 효율, $\eta_{dischrg}$ 는 배터리 방전 효율이다. 비행 기간 전체에서의 E_{batt} 의 최소값이 식 (4)에서의 $E_{batt,min}$ 이다. 배터리는 이륙 시점(t_0)에 완전 충전되었다고 가정하였다. E_{batt} 는 완전 충전 시의 양을 초과할 수는 없음을 고려하였다.

P_{gen} 은 식 (8)과 같다.

$$P_{gen} = I_{sun} \sin(\phi_{sun}) S_{sc} \eta_{sc} \eta_{mppt} \eta_{curv} \tag{8}$$

여기에서 I_{sun} 과 ϕ_{sun} 은 주어진 시각의 태양광 강도와 태양전지에 대한 태양 조사 각도, η_{curv} 는 태양전지 부착면의 곡면으로 인한 효율이다.

I_{sun} 및 ϕ_{sun} 은 식 (9)~(10)과 같이 최대값이 I_{max} 및 ϕ_{max} 이며 낮 동안 sine 함수 형태로 변화하고 일출 시각 t_{rise} 이전과 일몰 시각 t_{set} 이후에는 0으로 가정하였다.

$$I_{sun} = I_{max} \sin\{(t - t_{rise})\pi / t_{day}\} \tag{9}$$

$$\phi_{sun} = \phi_{max} \sin\{(t - t_{rise})\pi / t_{day}\} \tag{10}$$

여기에서 t_{day} 는 낮 길이이다. t_{rise} 및 t_{set} 은 $t_{rise} = 12 - t_{day}/2$, $t_{set} = 12 + t_{day}/2$ 로 하였다.

항공기의 소모 동력 P_{req} 은 식 (11)과 같다.

$$P_{req} = P_{prop} + (P_{ctrl} + P_{pl}) / \eta_{bec} \tag{11}$$

여기에서 P_{ctrl} 및 P_{pl} 은 제어컴퓨터 및 탑재물의 소모 동력, η_{bec} 는 직류 전압 변환기 효율이다.

본 연구에서 항공기는 위치에너지를 축적하고 사용하기 위해 상승, 수평 및 활강 비행을 총 24시간을 주기로 하여 반복한다(Fig. 2 참조). 상승, 수평, 활강 비행 시 추진 장치가 발생시켜야 하는 동력 $P_{prop,m}$ 은 각각 식 (12)~(14)와 같다.

$$P_{prop,lev,m} = (c_D / c_L^{3/2}) \sqrt{2ARg^3 / \rho} (m_{tot}^{3/2} / b) \tag{12}$$

$$P_{prop,d,m} = (c_{D,d} / c_{L,d}^{3/2}) \sqrt{2ARg^3 / \rho} (m_{tot}^{3/2} / b) \tag{13}$$

$$+ m_{tot} g v_d \sin(\theta_d)$$

$$P_{prop,gl,m} = 0 \tag{14}$$

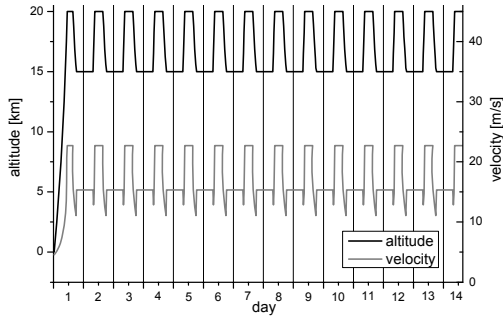


Fig. 2. Altitude & velocity variation

여기에서 c_D 는 항력 계수, v 는 비행 속도, θ 는 수평면에 대한 비행 각도이며, 아래 첨자 lev , cl , gl 은 각각 수평, 상승, 활강 비행을 의미한다.

아래 첨자 m 은 이 식들이 기계적 동력임을 의미한다. 실제 전원 공급 장치가 추진 장치에 공급해야 하는 동력 P_{prop} 은 $P_{prop,m}$ 을 프로펠러 효율 η_{prop} 과 모터 효율 η_{mot} 으로 나눈 값이다. \circ

상승 비행을 하여 최저 수평 고도 h_1 에서 출발하여 최고 수평 비행 고도 h_2 에 도달하는 데 소요되는 시간 Δt_{cl} 은 식 (15)와 같다. 이와 유사하게 활강 비행에 요구되는 시간 Δt_{gl} 은 식 (16)과 같다. 상승 비행 시작 시각 t_1 및 활강 비행 시작 시각 t_2 는 입력값이다.

$$h_2 - h_1 \equiv \Delta h = \int_{t_1}^{t_1 + \Delta t_{cl}} v_d(t) \sin(\theta_{cl}) dt \quad (15)$$

$$h_1 - h_2 = - \int_{t_2}^{t_2 + \Delta t_{gl}} v_{gl}(t) \sin(\theta_{gl}) dt \quad (16)$$

여기에서,

$$v_d = \sqrt{2m_{tot}g \cos \theta_{cl} / (\rho c_{L,d} S)} \quad (17)$$

$$v_{gl} = \sqrt{2m_{tot}g / (\rho c_{L,gl} S)} \quad (18)$$

$$\theta_{gl} = \tan^{-1}(c_{D,gl} / c_{L,gl}) \quad (19)$$

이며, 상승 각도 θ_{cl} 은 입력값으로 주어진다. 식 (12), (13), (17), (18)에서 밀도 ρ 는 표준 대기의 고도와 밀도 관계식을 사용하여 계산하였다.

III. 기준 설계 및 일반 특성 분석

각 설계 인자의 변화에 따른 비교를 위하여 기준 설계를 정하였다. 기준 설계에는 Table 1과 같은 구성품 성능값 및 임무 관련 인자값을 사용

Table 1. Input for reference design

parameter	value	parameter	value
m_{pl} [kg]	2.5	k_{af} [-]	0.557
P_{pl} [W]	10	x_1 [-]	1.99
m_{ctrl} [kg]	0.5	x_2 [-]	-0.13
P_{ctrl} [W]	5	AR [-]	23.7
k_{prop} [kg/W]	0.003	c_L [-]	1.0
η_{mot} [-]	0.808	$c_{L,gl}$ [-]	2.0
η_{prop} [-]	0.808	$c_{L,d}$ [-]	1.8
η_{bec} [-]	0.7	$c_{D,af}$ [-]	0.0126
k_{batt} [Wh/kg]	350	$c_{D,par}$ [-]	0.0065
η_{chrg} [-]	0.95	θ_{cl} [deg]	4.0
$\eta_{dischrg}$ [-]	0.98	$v_{lev,dp}$ [m/s]	19.4
k_{sc} [kg/m ²]	0.54	$v_{d,dp}$ [m/s]	19.4
η_{sc} [-]	0.17	e [-]	0.9
η_{curv} [-]	0.9	h_{dp} [m]	18000
k_{mppt} [kg/W]	0.00047	h_1 [m]	15000
η_{mppt} [-]	0.95	h_2 [m]	20000
I_{max} [W/m ²]	847	t_1 [o'clock]	noon
ϕ_{max} [deg]	80	t_2 [o'clock]	8 pm
t_{day} [hr]	14		

Table 2. Result for reference design

parameter	value	parameter	value
S [m ²]	25.8	m_{prop} [kg]	5.33
b [m]	24.7	m_{tot} [kg]	60.3
m_{struct} [kg]	22.3	θ_{gl} [deg]	2.26
m_{solar} [kg]	9.37	v_{lev} @ 15km [m/s]	15.3
m_{batt} [kg]	20.3	v_{lev} @ 20km [m/s]	22.7

하였으며, 14일 채공으로 하였다. $m_{pl}=2.5$ kg, $m_{ctrl}=0.5$ kg으로 하였으며 $t_{day}=14$ 시간, $I_{max}=843$ W/m²로 여름에 해당한다.

기준 설계 결과는 Table 2와 같다. 계산 결과에 따르면 $m_{pl}=2.5$ kg을 탑재하고 14일 동안 채공하기 위해서는 $b=24.7$ m, $m_{tot}=60.3$ kg의 항공기가 필요하다. 이 항공기는 Fig. 2와 같이 14일 동안 고도 15~20 km 사이를 24시간을 주기로 상승/하강/수평 비행하며, 비행 속도는 식 (17) 및 (18)과 같이 고도에 따라 변화한다.

또한 채공 기간 중 P_{gen} 및 P_{req} 는 Fig. 3과 같다. P_{gen} 은 하루를 주기로 태양의 고도에 따라 변화하며, P_{req} 는 고도 20 km에서 720 W, 고도 15 km에서 490 W이다. 상승 시에는 P_{req} 가 고도에 따라 증가하여 1,780 W로 최대가 되는데, 이것은 상승 시에는 식 (13)과 같이 비행과 더불어 위치에너지까지 축적하여야 하고, 식 (17)과 같이

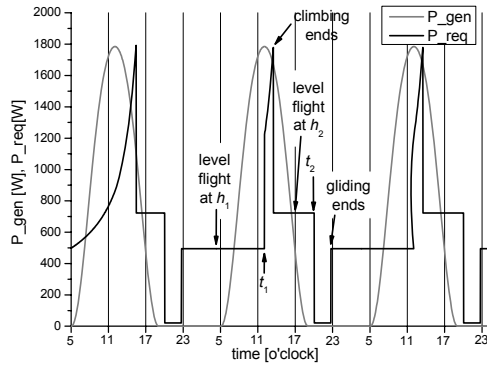


Fig. 3. Generated & required power (shown for the first three days)

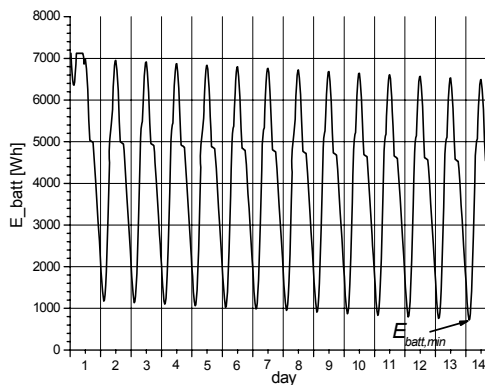


Fig. 4. Energy remaining on battery

고도가 증가할수록 속도도 빨라져야 하기 때문이다. 활강 비행 시의 P_{req} 는 21 W이다.

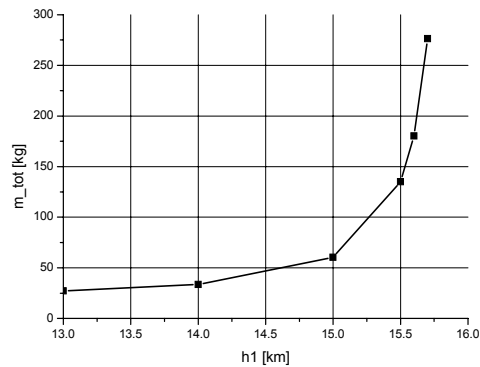
Fig. 4는 배터리 잔류 에너지를 나타낸다. Fig. 4를 보면 본 기준 설계의 경우에 하루 중 배터리 에너지 잔량의 최소값이 1일째부터 14일째까지 지속적으로 감소하고 있음을 알 수 있다. 이것은 하루 동안의 소모 에너지가 생산 에너지보다 크다는 것을 의미한다. 배터리 중량은 체공 시간 전체 에너지 용량의 10% 이상이 되도록 결정하므로 이 항공기의 경우에는 체공 시간을 늘리고자 한다면(예를 들어 28일로) 배터리 중량을 늘려야 하고 결과적으로 항공기 크기 및 중량도 모두 증가한다. 반면에 소모 에너지만큼을 태양전지가 생산할 수 있다면 하루 중 배터리 잔량의 최소값은 날씨가 지남에 따라 변하지 않는다. 이 경우에는 체공 시간을 늘려도 항공기 중량이 증가하지 않는다. 이것은 이 항공기가 이론적으로 영구 체공할 수 있음을 의미한다.

IV. 설계 공간 분석

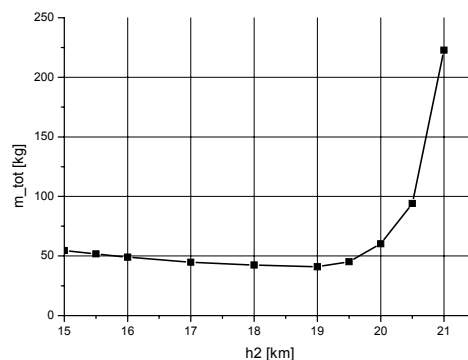
태양전지를 사용하는 항공기의 설계 공간 분석은 문헌 [3]에서 일부 설계 인자에 대해 상세히 수행되어 있다. 본 연구에서는 해당 문헌에서 분석하지 않은, 위치에너지 저장 및 사용과 관련된 인자들을 중심으로 분석하였다.

4.1 최저 및 최고 수평 비행 고도

이 항공기는 최저 수평 비행 고도 h_1 과 최고 수평 비행 고도 h_2 의 차이가 클수록 활강 비행 시간이 길어져 항공기 크기를 줄일 수 있을 것으로 기대할 수 있다. Fig. 5(a)는 $h_2 = 20$ km로 일정할 때 h_1 의 변화에 따른 m_{tot} 의 변화를 나타낸다. 쉽게 유추할 수 있듯이 h_1 이 낮을수록 m_{tot} 가 작아진다. 또한 $h_1 < 15$ km에서는 h_1 에 대한 m_{tot} 의 민감도가 크지 않으나 그 이상에서는 m_{tot} 가 급격히 증가하여 $h_1 > 15.7$ km에서는 현실적인 설계가 불가능함을 알 수 있다.



(a) m_{tot} vs. h_1 with constant $h_2 = 20$ km



(b) m_{tot} vs. h_2 with constant $h_1 = 15$ km

Fig. 5. Effect of climbing/gliding altitude

그러나 앞서 서론에서 논의한 것처럼 유인기와 공역을 공유할 수 없는 경우 h_1 은 $h \geq 15$ km로 제한된다. 이 경우 위치 에너지 축적량을 늘리기 위해서는 h_2 를 증가시켜야만 한다.

Fig. 5(b)는 $h_1 = 15$ km인 상태에서 h_2 에 따른 항공기 중량을 나타낸 것이다. $h_2 = 19$ km까지는 h_2 증가에 따라 항공기 중량이 감소하지만 그 이상에서는 오히려 중량이 증가한다. 이것은 h_2 증가에 따라 위치 에너지 축적량이 늘어나기는 하지만 이와 더불어 높은 고도에서 수평 비행하기 위해서는 더 큰 동력이 필요하고(식 (12)) 상승 비행에 필요한 동력도 고도 증가에 따라 증가하여(식 (13)) 필요한 배터리 중량 및 추진 장치 중량도 증가하기 때문이다. 한편, $h_2 > 19.5$ km에서는 h_2 에 따른 m_{tot} 의 민감도가 매우 크며, $h_2 > 21.3$ km에서는 수렴하는 설계가 없었다.

4.2 활강 각도 및 상승 각도

앞서 기술한 것처럼 항공기의 크기를 줄이기 위해서는 활강 시간을 최대화하여야 한다. 고도 h_1 및 h_2 가 주어졌을 때 활강 시간은 식 (17)~(19)와 같이 활강 속도 v_{gl} 및 활강 각도 θ_{gl} 에 의해 결정된다. 항공기 형상(즉 m_{tot} , S)이 주어진다 면 v_{gl} 및 θ_{gl} 은 $c_{L,gl}$, $c_{D,gl}$ 및 ρ (즉 h)의 함수이다. $c_{D,gl}$ 은 식 (20)과 같은데,

$$c_{D,gl} = c_{D,af,gl} + c_{D,par,gl} + \frac{c_{L,gl}^2}{\pi e A R^2} \quad (20)$$

에어 포일 항력 계수 $c_{D,af,gl}$ 및 유해 항력 계수 $c_{D,par,gl}$ 이 고정되었다고 할 경우 $c_{D,gl}$ 은 $c_{L,gl}$ 의 함수이다(e 는 Oswald 계수로 상수). 결과적으로 활강 시간은 $c_{L,gl}$ 의 함수이며, $c_{L,gl}$ 이 배터리 중량 및 항공기 전체 중량에 영향을 미침을 예측할 수 있다. Fig. 6(a)는 $c_{L,gl}$ 에 따른 항공기 중량을 나타낸 것이다. m_{tot} 는 $c_{L,gl} = 1.9$ 에서 최소이며, 그 이상의 값에서는 오히려 증가한다. 이는 이 영역에서 $c_{L,gl}$ 의 제곱에 비례하는 유도 항력(식 (20)의 마지막 항)의 영향이 크기 때문이다.

θ_{gl} 과 m_{tot} 가 서로 다른 $c_{L,gl}$ 에서 최소가 되는 것은 $c_{L,gl}$ 에 의해 v_{gl} 도 변하기 때문이다(식 (18)).

상승 각도 θ_d 은 θ_{gl} 과 달리 설계 변수로서 임의로 결정할 수 있다. θ_d 에 따른 m_{tot} 를 Fig. 6(b)에 나타내었다. 그림을 보면, $\theta_d > 4^\circ$ 에서는 m_{tot} 가 증가하는데 이는 급상승에 따라 상승 시 추진

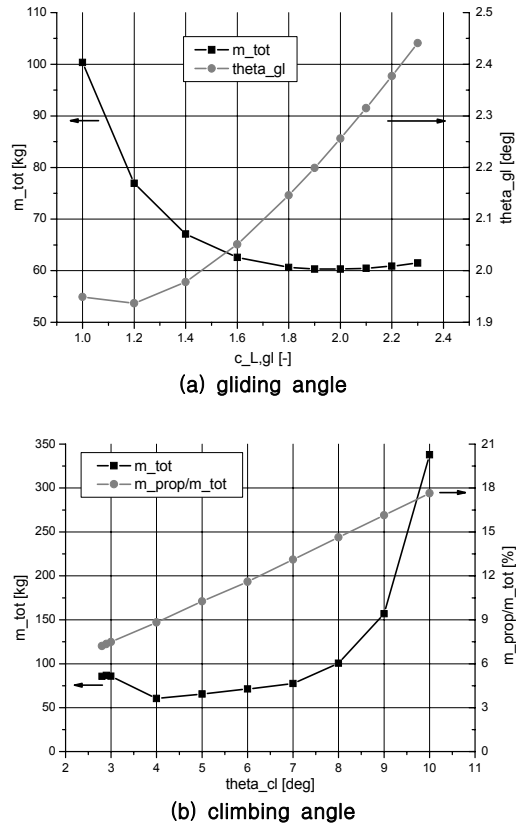


Fig. 6. Effect of gliding/climbing angle

장치의 동력 요구량이 증가하고 따라서 추진 장치 중량이 커지기 때문이다. 그림에 나타난 것과 같이 m_{tot} 에 대한 m_{prop} 의 비율은 $\theta_d = 4^\circ$ 에서 9%인 것이 $\theta_d = 8^\circ$ 에서는 15%까지 증가한다.

이와 달리 $\theta_d < 4^\circ$ 에서 m_{tot} 가 증가하는 것은 작은 θ_d 에서는 상승 비행에 소요되는 동력은 감소하나 시간이 오래 걸리는 영향이 더 커 상승에 소요되는 전체 에너지가 증가함으로써 결과적으로 배터리 중량이 커지기 때문이다. 예를 들어 $\theta_d = 4^\circ$ 에서는 이륙 후 h_2 도달에 걸리는 시간이 10.4 시간이고 이 상승 비행에 소요된 에너지는 항공기 단위 중량 당 140 Wh/kg인데, $\theta_d = 3^\circ$ 에서는 13.4 시간, 159 Wh/kg이다.

$\theta_d < 2.8^\circ$ 에서는 이륙 후 주어진 시간 내에 고도 h_2 에 도달하지 못하여 분석에서 제외하였다.

4.3 설계점 속도 및 설계점 고도

본 설계에서 항공기의 크기를 결정하는 데에는 날개 면적에 관한 식 (1)을 사용한다. 그런데 본 항공기는 주기적으로 고도와 속도를 바꾸면서

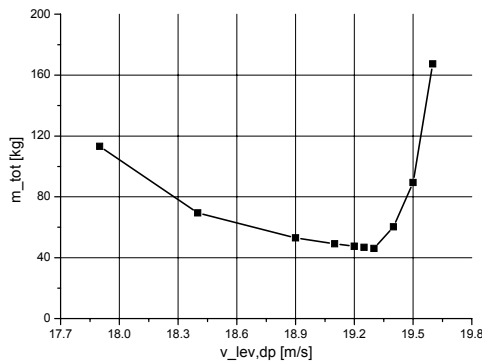
비행을 하기 때문에 S 를 결정하기 위해서는 설계점 속도 $v_{lev,dp}$ 와 밀도 ρ_{dp} 를 결정하여야 한다.

$v_{lev,dp}$ 에 따른 m_{tot} 는 Fig. 7(a)와 같다. $v_{lev,dp} = 19.3 \text{ m/s}$ 에서 m_{tot} 가 최소이며, 더 큰 값에서는 $P_{prop,lev,m} (= \frac{1}{2} \rho C_{D,lev} S v_{lev}^2 \cdot v_{lev}) \propto v_{lev}^3$ 의 영향으로, 더 작은 값에서는 $S \propto v_{lev}^{-2}$ 의 영향으로 m_{batt} 가 증가하고 이에 따라 m_{tot} 가 증가한다.

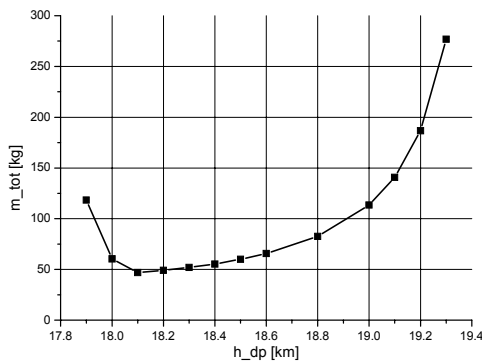
ρ_{dp} 는 설계점 고도 h_{dp} 에 의해 주어지는데 h_{dp} 에 따른 m_{tot} 는 Fig. 7(b)와 같다. $h_{dp} = 18.1 \text{ km}$ 에서 m_{tot} 가 최소이다. 고도가 이보다 높아지면 (ρ_{dp} 감소) $S \propto \rho^{-1}$ 의 영향이 커 m_{tot} 가 증가한다. 이보다 낮아지면 (ρ_{dp} 증가) S 가 감소함에 따라 고고도에서 수평 비행을 하기 위한 v_{lev} 의 증가 폭이 커지고 이에 따라 $P_{lev} \propto v_{lev}^3$ 의 영향이 커져 m_{tot} 가 증가한다.

4.4 활강 및 상승 시작 시각

Fig. 3에서 $P_{gen} > P_{req}$ 인 시간 동안은 배터리



(a) m_{tot} vs. $v_{lev,dp}$



(b) m_{tot} vs. h_{dp}

Fig. 7. Effect of design point velocity & altitude

가 충전된다. 그러나 배터리는 용량에 한계가 있으므로 태양전지로 생성하는 동력을 모두 배터리에 저장할 수는 없다. 따라서 P_{gen} 중 배터리에 저장할 수 없는 잉여 동력을 최대한 위치 에너지로 저장하는 것이 바람직하다. 즉, 상승 비행 시작 시각(t_1) 및 활강 비행 시작 시각(t_2)에 따라 배터리 요구 중량이 달라짐을 예측할 수 있다.

t_2 를 고정하고 t_1 만을 늦출 경우 동력 소모가 더 적은 최저 수평 비행 고도(h_1)에 제공하는 시간이 더 길어지므로 배터리 용량을 줄일 수 있음을 쉽게 짐작할 수 있다. 반대로 t_1 을 고정하고 t_2 를 앞당기는 것도 마찬가지로 효과가 있다. 그러나 이것은 최고 수평 비행 고도(h_2)에서 제공하는 시간을 줄여 고고도 체공 항공기의 의미를 축소하는 것에 다름 아니다.

여기에서는 설계점($t_1 = 12$ 시, $t_2 = 20$ 시)을 기준으로 t_1 과 t_2 의 시간 간격(8시간)은 일정하게 두고 t_1 을 변화시켜서 이 인자들의 영향을 살펴본다. 그 결과가 Fig. 8인데, $t_1 = 9$ 시($t_2 = 17$ 시)에서 m_{tot} 가 최소이다. $t_1 > 9$ 시에서 m_{tot} 는 증가하는데, 그 이유는 다음과 같다. Fig. 9는 t_1 선택에 따른 P_{gen} , P_{req} 및 E_{batt} 를 나타낸 것이다. 그림에서 빗금 친 부분이 하루 중 배터리를 소모하는 양이다. $t_1 = 12$ 시와 $t_1 = 9$ 시를 비교해 보면, $t_1 = 9$ 시는 $P_{req} > P_{gen}$ 인 시간(즉, 배터리를 소모하는 시간) 중 대부분을 동력 소모가 더 작은 h_1 에서 비행하므로 배터리 소모량이 더 적고, 결과적으로 m_{tot} 가 작아지는 것이다.

한편 $t_1 = 8$ 시인 경우에 $t_1 = 9$ 시인 경우보다 m_{tot} 가 증가하는 것은 Fig. 9(c)에서 알 수 있듯

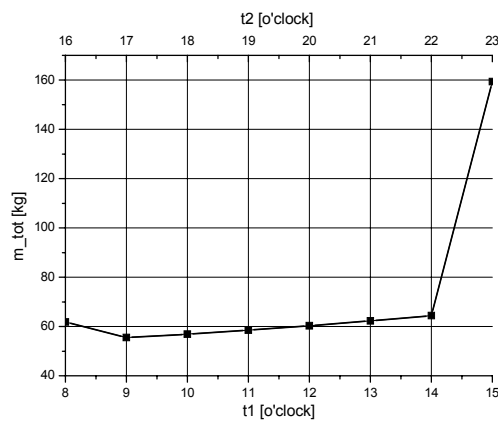


Fig. 8. Effect of climbing/gliding start time

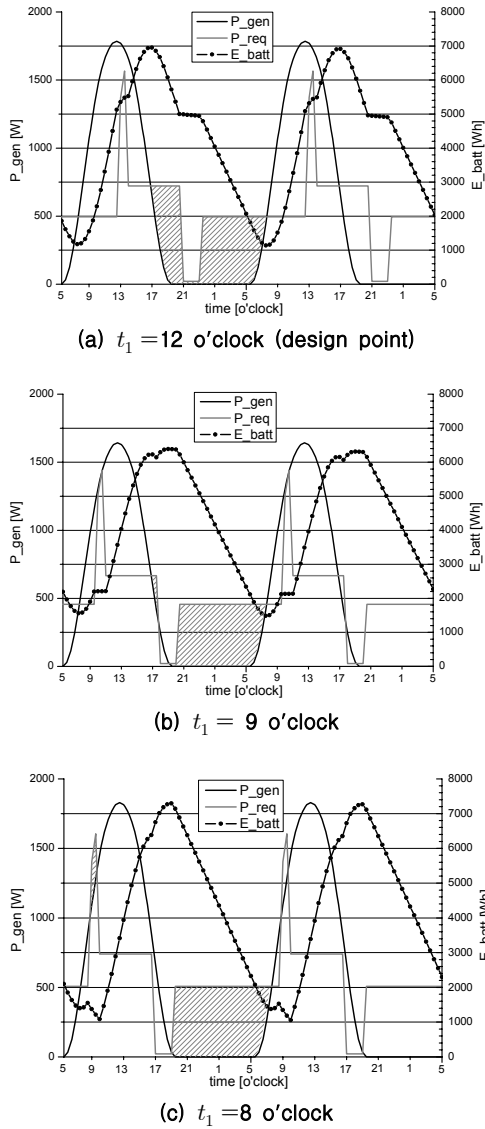


Fig. 9. Power & energy dependence on the climbing/gliding start time (shown for the 2nd and 3rd days)

이 상승 비행 중에 $P_{req} > P_{gen}$ 인 구간이 있어 이 구간에서 추가로 배터리를 소모하기 때문이다.

V. 결 론

본 연구에서는 위치 에너지를 축적하는 태양 에너지 장기 체공 항공기에 대해서 주로 위치 에너지 축적을 위한 임무 경로와 관련된 설계 인자에 대해 설계 공간을 분석하였다. 최고 수평 비행 고도, 활강 및 상승 각도, 설계점 속도 및 고도, 활강 및 상승 시작 시각에 대한 분석 결과 이러한 값에는 항공기 설계가 가능한 특정 범위가 존재하고 항공기 전체 중량을 최소화하는 최적값이 존재하였다. 항공기 중량은 이 인자들에 매우 민감하기 때문에 구체적인 항공기 설계에서 이 인자들의 영향을 반드시 검토할 필요가 있다.

본 연구에서 도출한 각 인자의 범위 및 최적값 등은 하나의 예시이고 절대적인 값들은 아니다. 실제 설계 예에 따라 이 값들은 달라진다. 본 연구에서는 이러한 값들의 영향을 검토할 수 있는 방법을 제시하였다는 의미가 있다 하겠다.

본 연구에서는 한 인자의 값 변화가 나머지 인자의 설계 가능 범위 혹은 최적값에 주는 영향에 관해서는 다루지 않았다. 향후에는 이러한 영향을 살펴보고 나아가 설계 최적화를 수행하는 연구가 필요한 것으로 판단된다.

참고문헌

- 1) Ed Herlik et al., "UAVs for Commercial Applications Global Market & Technologies Outlook 2011-2016", MiG LLC, 2010
- 2) <http://records.fai.org>, cited on 20th June 2011
- 3) Andre Noth, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight", Ph. D. Thesis, Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, Suisse, 2008
- 4) 이주호, 이창관, 임세실, 김금성, 한재홍, "태양에너지 기반 장기체공 무인기 주요 치수 결정 방법론", 한국항공우주학회지, 제 38권 제 8호, 2010, pp. 757~766.