

# 고고도 장기체공 태양광 무인기의 운용 가용성 분석 모델 연구

봉재환\* · 정성균\*\*

## Operation Availability Analysis Model Development for High Altitude Long Endurance Solar Powered UAV

Jae-Hwan Bong\* · Seong-Kyun Jeong\*\*

### 요 약

고고도 장기체공 태양광 무인기는 성층권에서 태양광을 에너지원으로 장기간 비행하며 임무를 수행하는 무인기를 의미하며 고고도에서 장기적으로 임무 수행이 가능하여 지역적으로 통신위성 대체, 군사적 목적으로 임시 통신망 구축, 지상 촬영을 통한 감시 정찰 기능 등으로 사용할 수 있다. 이런 임무특성상 임무 수행 가용 시간을 분석하는 것은 무인기를 상용화하는 데 매우 중요한 요소이다. 하지만 고고도에서 태양광 전력의 획득은 운용 위도와 계절에 영향을 받고 여러 요소가 복합적으로 작용하여 가용일수의 분석이 쉽지 않다. 본 논문에서는 고고도 장기체공 무인기의 설계 파라미터를 바탕으로 가용시간의 분석 모델 및 로직을 제시하고 태양광 획득 조건에 따른 고고도 장기체공 태양광 무인기의 가용시간을 분석하였다.

### ABSTRACT

High Altitude Long Endurance(HALE) solar powered UAV is the vehicle that flies for a long time as solar power energy sources. It can be used to replace satellites or provide continuous service because it can perform long-term missions at high altitudes. Due to the property of the mission, it is very important for HALE solar powered UAV to have maximum flight time. It is required for mission performance to fly at high altitudes continuously except a return for temporary maintenance. Therefore mission availability time analysis is a critical factor in the commercialization of HALE solar powered UAV. In this paper, we presented an analytic model and logic for available time analysis based on the design parameters of HALE solar powered UAV. This model can be used to analyze the possibility of applying UAV according to the UAV's mission in concept design before the UAV detail design stage.

### 키워드

Availability, Design, Solar Power, UAV

태양광, 무인기, 가용성, 설계

\* 상명대학교 휴먼지능로봇공학과(drhong@smu.ac.kr)

\*\* 교신저자 : 상명대학교 휴먼지능로봇공학과

• 접수일 : 2022. 04. 08

• 수정완료일 : 2022. 05. 13

• 게재확정일 : 2022. 06. 17

• Received : Apr. 08, 2022, Revised : May. 13, 2022, Accepted : Jun. 17, 2022

• Corresponding Author : Seong-Kyun Jeong

Dept. of Human Intelligent Robot Engineering, Sangmyung University

Email : skjeong@smu.ac.kr

## I. 서 론

무인화 및 자율화 기기가 다양한 방면에 사용될 것으로 예측되고 관련 기술발전이 가속화되면서 무인기, 자율주행 자동차 등의 무인 기술이 우리 생활에 점차 자리 잡아가고 있다. 이 중 무인기는 초기 군사용으로 발전하였으며 점차 레저, 촬영, 무인운송 등 일상생활로 활용범위를 급격히 넓혀가고 있다[1]. 무인기는 사용용도, 크기, 동력원 등 특성에 따라 다양하게 분류하고 있는데 그 중 태양광 전력을 이용하여 비행동력을 발생시키고 임무 수행을 위한 탑재체에 전원을 공급하는 무인기를 태양광 무인기라 한다. 특히 대기권의 감쇄 없이 동력원인 태양광이 지속해서 공급할 수 있는 20 ~ 100km까지의 고고도에서 장기간 운용되는 태양광 무인기를 고고도 장기체공 태양광 무인기라 한다.

고고도 장기체공 태양광 무인기는 낮 동안 태양광 패널을 통해 생산된 전기를 비행과 임무에 이용하고 여분의 전기는 충전하여 태양광이 없는 밤에 활용한다. 고고도 장기체공 태양광 무인기는 중고도에 비해 넓은 운용범위를 가지며 장기체공이 가능하여 지속해서 임무를 수행할 수 있는 특성을 지니고 있다. 이러한 특성으로 감시 및 정찰, 핵 관찰, 국경 정찰, 산불 경보 시스템, 농업 보조, 송유관 감시, 국경 정찰, 오염 관찰, 중계 통신, 인터넷, 정보 전송 등 다양한 군/민간 임무 수행에 활용이 가능하다[2].

고고도 장기체공 태양광 무인기는 장기간 별도의 연료 공급이 필요 없으며 날씨 변화에 무관하게 운용이 가능하다[3]. 이에 반해 고도 20km 이상의 고고도에서는 대기 밀도가 지표면에 비해 10분의 1로 줄어들어 무인기 비행에 필요한 동적 양력이 낮다. 저고도 비행과 동일한 양력을 얻기 위해 더 많은 구동 에너지가 필요하다. 연료 엔진에 비해 태양광 전지의 전력 밀도가 낮은 환경에서 전력 생산이 불가능한 야간 운용을 위해서는 충분한 에너지 저장 장치가 필요하다[4].

따라서 다양한 임무에 고고도 태양광 무인기의 도입 여부를 판단하기 위해서는 가용한 기술 자원 제약 조건에서 상시로 무인기를 운용할 수 있는 환경인지를 먼저 분석하여야 한다. 한반도와 같이 중위도 이상 지역에서는 동절기에 확보할 수 있는 태양에너지가 줄어들어 무인기의 운용에 어려움이 예상된다. 고고도

장기체공 태양광 무인기를 상시로 운용 여부는 운영 지역의 태양에너지 환경과 무인기의 성능을 다각도로 분석하여야 판단이 가능하며 무인기의 가용성 분석은 무인기의 효율성뿐만 아니라 운용 일정, 기술 개발 분야의 선정에도 활용될 수 있어 무인기의 개발과 운용에서 중요한 역할을 할 수 있다[5]. 본 논문의 제2장에서는 기존 설계모델의 문제점을 분석하고 고고도 장기체공 태양광 무인기의 운용 가용성을 분석하기 위하여 운용 가능 일수를 분석할 수 있는 모델을 정립하였다. 제3장에서는 개발한 모델을 통해 상시적인 태양광 무인기의 운용 여부 판단과정을 시뮬레이션을 통해 검증하였다. 마지막으로 제4장에서는 개발 모델의 활용성과 향후 연구 방향에 관하여 기술하였다.

## II. 가용성 분석 모델 개발

### 2.1 기존 설계 모델 및 문제점

기존의 고고도 장기체공 태양광 무인기 기술에서는 고고도에서 무인기가 임무를 수행할 수 있도록 설계하는 관점에서 접근하였다. 기본적으로 무인기가 운영되어야 하는 고정 무게와 태양광판을 설치와 같이 날개의 면적에 따라 변동되는 무게를 고려하여 고고도 태양광 무인기를 설계하는 개념을 도입하여 설계 파라미터를 결정하는 방법론에 관한 연구가 이루어졌다. 얻을 수 있는 전력의 양에 따라 필요한 에너지를 바탕으로 고고도 태양광 무인기의 설계 파라미터를 추정하는 방식이다[6]. 태양에너지 기반한 무인기는 공급되는 전력량이 날개 면적에 영향을 받으므로 형상 설계와 비행에 필요한 전력량이 동시에 고려되어야 하므로 설계 과정이 복잡해진다. 따라서 날개 면적을 가정하고 날개 면적과 임무 요구로부터 에어포일(양력계수, 항력계수), 무게를 결정한 후 필요 전력과 태양 전지 효율로부터 다시 날개 면적을 계산하는 것으로 제시하는 치수 결정 방법론 등이 제시되기도 하였다[7-8].

이런 설계 방법론은 고고도 태양광 무인기의 설계 가능성을 추정하고 주요 설계 파라미터를 결정하는 방식이며 직접적으로 무인기의 가용일수에 대한 분석으로 바로 활용되지 않는다. 가용일수의 분석은 무인기의 운영 시나리오와 밀접한 관계가 있어 초기 무인

기의 운영목적 등을 고려할 시기에 매우 유용하게 사용될 수 있으며 운용 개념을 정립할 때 중요한 요소라 할 수 있다. 설계 파라미터와 태양에너지 분석을 결합하여 가용일수를 분석하는 연구는 저조한 실정이다. 따라서 관련 분석 모델의 정립이 필요로 하겠다.

### 2.2 가용성 분석 모델 개발

고고도 장기체공 태양광 무인기는 장기간 비행을 위해서 태양에너지를 이용하는데 주간에는 일정한 고도 비행을 유지하고 주어진 임무를 수행하는 데 사용한다. 사용하고 남은 잉여에너지는 배터리에 충전하여 야간에 충전된 에너지를 활용하여 비행 및 임무를 수행한다[9]. 태양광 에너지는 태양 고도에 따라 획득할 수 있는 양이 달라지므로 위도와 계절에 따라 획득할 수 있는 태양광 에너지의 양에 차이가 발생한다. 한반도 지역은 중위도 지역으로 확보할 수 있는 태양에너지가 제한적이며 계절별로 획득할 수 있는 태양에너지의 편차가 심하다[10].

태양광은 대기 투과율에 따라서도 획득할 수 있는 양이 달라지는데 투과율은 고도에 따라 차이가 발생한다. 무인기 운용 고도는 공기 밀도와도 연관이 있으며 운용 고도에 필요한 전력 소모와도 관련이 있다. 식 (1)은 태양광 무인기의 비행에 필요한 소비전력을 나타낸 식으로의 항력계수, 양력계수, 질량, 날개면적에 따른 소비전력을 보여주고 있다[6].

$$P_{tot\_level} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{(Mg)^3}{S_w}} \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (1)$$

여기서  $P_{tot\_level}$ 는 소비전력,  $C_D$ 은 항력계수,  $C_L$ 은 양력계수,  $M$ 은 질량,  $g$ 는 중력가속도,  $S_w$ 는 날개면적,  $\rho$ 는 공기밀도이다.

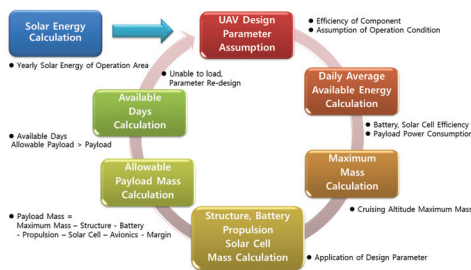


그림 1. 무인기 가용일수 분석 모델

Fig. 1 HALE UAV available days analysis model

태양광 무인기의 운용 기간을 분석하기 위해서는 획득 가능한 태양광 에너지와 무인기의 다양한 파라미터를 동시에 고려하여야 하며 임무 수행을 위한 허용 탑재체의 무게를 포함하여야 한다. 획득 가능한 태양에너지, 무인기의 구성요소의 전력소모, 탑재체 무게 등을 고려하여 그림 1과 같이 무인기의 가용일수를 계산하는 모델을 제안하였다.

계산 모델의 첫 번째 단계는 태양광 에너지의 계산이다. 운용지역의 고도에서 연중 획득할 수 있는 태양광 에너지를 계산한다. 외부에 대한 흡수가 없고 태양 에너지를 수직으로 획득할 경우 지구 평균 공전반지름에서 획득할 수 있는 단위면적 당 태양에너지는  $1,363W/m^2$ 이며 대기의 흡수율과 계절 및 위도에 따른 태양 고도를 반영하여 최종 획득할 수 있는 태양광 에너지를 계산할 수 있다. 식 (2)는 태양으로부터 수직인 면에서  $i$ 번째 일에 획득할 수 있는 태양에너지를 나타낸다[11]. 여기에 운용지역의 위도와 운용 계절에 따른 태양의 양각, 운영고도에 대한 대기 투과율을 고려하면 식 (3)과 같이 운영지역의 일별 획득 가능한 태양광 에너지를 계산할 수 있다.

$$S_i = S_0 \left( \frac{R_0}{R_i} \right)^2 \quad (2)$$

$$S = S_i T \cos \theta \quad (3)$$

여기서,  $S_i$ 는  $i$ 번째 일에 획득할 수 있는 단위면적 당 태양에너지,  $S_0$ 는 평균 공전반지름에서 획득할 수 있는 단위면적 당 태양에너지,  $R_0$ 는 태양과 지구의 평균 공전반지름,  $R_i$ 는  $i$ 번째 일의 태양과 지구 사이의 거리이다.  $S$ 는  $i$ 번째 일에 운영지역에서 획득할 수 있는 단위면적 당 태양에너지,  $T$ 는 대기투과율,  $\theta$ 는 태양의 양각이다.

두 번째 단계에서는 무인기의 주요 파라미터를 가정한다. 무인기 설계에 필요한 파라미터 등을 가정하여 무인기의 무게를 계산하기 위함이다. 주요 파라미터로는 날개 길이, 가로세로비, 양력계수, 항력계수, 태양 전지의 효율, 배터리 효율, 추진계 효율, 표면효율, 순항 비행에 대한 출력 계수, 배터리 에너지밀도, 태양전지 밀도, 공기 밀도 등이 있다. 현재의 기술 수준과 무인기가 운영되는 조건 등을 고려하여 파라미터를 설정한다[12].

세 번째 단계는 일평균 가용 에너지의 계산이다. 태양전지 효율을 고려하여 획득할 수 있는 태양광 에너지를 계산하고 배터리 효율을 이용하여 야간에 충전하여 사용할 수 있는 에너지를 모두 합산함으로써 주야간으로 이용할 수 있는 일평균 가용 에너지를 계산한다. 식 (4)는 획득한 태양에너지로 무인기가 생산할 수 있는 전력을 나타낸다.

$$P = S_W \eta_{cell} \eta_{sur} \quad (4)$$

여기서  $P$ 는 획득 전력,  $\eta_{cell}$ 은 태양전지 효율,  $\eta_{sur}$ 은 표면효율이다. 하루 동안 획득한 전력량을 합산하고 일 평균전력량을 계산한다.

네 번째 단계는 평균전력량의 범위에서 무인기의 최대 하중을 계산한다. 일별로 주어진 가용 에너지에서 날개면적, 양력계수, 항력계수, 운항고도 등을 고려하여 운용이 가능한 최대의 무인기 하중을 계산해 낸다.

$$M = \left( \left( \frac{\rho}{2} S_W \right)^{\frac{1}{2}} \frac{C_L^{\frac{3}{2}}}{C_D} P_{level} \right)^{\frac{2}{3}} \frac{1}{g} \quad (5)$$

여기서  $P_{level}$ 는 고도를 유지하기 위해 필요한 전력이다.

고도 유지를 위해 필요한 전력량은 획득 평균 전력량에 추진계의 효율을 고려한 전력을 계산하고 탑재체가 사용하는 전력량을 제외하면 고도 유지의 전력량을 계산할 수 있다.

$$P_{level} = P_{mean} \eta_{prop} \eta_{sur} S_W - P_{payload} \quad (6)$$

여기서  $P_{mean}$ 은 고도 유지 비행에 필요한 전력,  $\eta_{prop}$ 은 추진효율,  $P_{payload}$ 은 탑재체가 사용하는 전력을 나타낸다.

다섯 번째 단계에서는 무인기의 구조체, 배터리, 추진계, 태양전지의 무게를 계산한다. 현재 조건에서 무인기의 기체가 차지하는 무게를 계산하는 단계이다. 가정한 무인기의 주요 파라미터로부터 구조체 무게, 배터리 무게, 추진계통의 무게, 태양전지의 무게를 계산하여 항공전자 장비의 무게, 여분 무게의 추가가 가능하다[6,7].

$$\begin{aligned} m_{struc} &= 0.44b^{3.10} AR^{-0.25} (S_W < 50^2 m) \\ &= 15.19b^{1.312} AR^{-0.005} (S_W \geq 50^2 m) \end{aligned} \quad (7)$$

$$m_{prop} = k_{prop} \eta_{prop} \eta_{sur} S_W P_{mean} \quad (8)$$

$$m_{cell} = \rho_{cell} \eta_{sur} S_W \quad (9)$$

$$m_{bat} = \frac{\eta_{sur} S_W P_{mean} T_{night}}{\eta_{bat} \bar{m}_{bat}} \quad (10)$$

$$m_{tot} = m_{struc} + m_{prop} + m_{cell} + m_{bat} + m_{avi} + m_{mar} \quad (11)$$

여기서  $m_{struc}$ 은 구조체 무게,  $b$ 는 날개 너비,  $AR$ 는 가로세로비,  $m_{prop}$ 은 추진계 무게,  $k_{prop}$ 는 질량 대 전력비,  $m_{cell}$ 은 태양 전지 무게,  $\rho_{cell}$ 은 태양전지판 밀도,  $m_{bat}$ 은 배터리 무게,  $\eta_{bat}$ 은 배터리 효율,  $T_{night}$ 은 야간 비행시간,  $\bar{m}_{bat}$ 은 배터리 에너지밀도,  $m_{tot}$ 은 무인기 기본구조 무게 총량,  $m_{avi}$ 은 항공전자장비 무게,  $m_{mar}$ 은 무게 여유분을 나타낸다.

여섯 번째의 허용 가능한 탑재체의 무게를 계산하는 단계이다. 식 (11)에서 계산한 무인기의 가질 수 있는 최대 하중에서 허용할 수 있는 탑재체의 무게를 계산해 내는 단계이다.

$$m_{payload} = M - m_{tot} \quad (12)$$

마지막 단계에서 무인기의 가용 운용일수를 계산한다. 허용할 수 있는 탑재체 무게가 임무 수행을 위해 탑재하여야 하는 탑재체의 무게를 넘어서는 일수를 계산하여 무인기의 가용 운용일수가 계산된다. 식 (12)에서 계산된 허용 탑재무게가 설계상의 탑재체 무게보다 큰 경우 무인기의 가용일에 포함되게 된다. 설계 파라미터의 변경, 탑재체의 변경 등을 통한 가용일수의 재계산은 설계 파라미터를 수정하여 두 번째 단계에서 일곱 번째 단계를 반복하여 가용일수를 재계산이 가능하다.

제한한 모델은 연간 태양에너지를 바탕으로 가용일수를 계산하는 모델로 연간 무인기의 운용일수를 계산할 수 있어 고고도 태양광 무인기의 개념설계 단계에서 운용 가능성 분석에 유용한 모델이다. 특히 탑재체 관점에서 연간 운용효율을 분석하는 모델로 무인기의 임무 수행이 원활하게 이루어질 수 있는지를 판별할 수 있으며 무인기의 파라미터 변경, 각 부속품의 기술 진보를 반영하여 무인기의 운용 가능성을 예측할 수 있다.

### III. 분석 모델을 적용한 무인기 가용도 분석

제안한 모델을 이용하여 한반도 지역에서 고고도 태양광 무인기 가용도를 분석하였다. 한반도와 같은 중위도 지역에서 상시로 고고도 태양광 무인기를 운용할 수 있느냐는 무인기의 활용 방법과 임무 수행의 범위를 분석할 수 있어 무인기의 개념설계 단계에서 유용하게 사용될 수 있다.

무게 50kg, 소비전력 1kW의 탑재체를 탑재한 고고도 태양광 무인기를 가정하고 이에 맞는 무인기의 파라미터들을 가정하였다. 표 1은 시뮬레이션에 사용한 무인기의 설정된 파라미터를 나타낸다. 분석 지역은 위도 36.381343°, 경도 127.364999° 지점을 기반으로 분석하였다.

표 1. 구성요소 파라미터  
Table 1. Component parameters

Parameters		Parameters	
$C_L$	0.8	$\bar{m}_{bat}$	400Wh/kg
$C_D$	0.028	$\rho_{cell}$	0.45kg/m <sup>2</sup>
$\rho$	8.8891×10 <sup>-2</sup> kg/m <sup>3</sup>	$P_{payload}$	24W
$\eta_{sol}$	0.35	$m_{avi}$	10kg
$\eta_{bat}$	0.98	$m_{mar}$	5kg
$\eta_{prop}$	0.65	$S_W$	160m <sup>2</sup>
$\eta_{ar}$	0.85	$b$	50m
$k_{prop}$	1.21kg/W	$AR$	15.625

그림 2는 분석 지역의 획득 가능한 태양에너지로 춘추분, 하지, 동지 때의 하루 중 태양 에너지양을 나타내며 그림 3은 연중 일별로 획득 가능한 태양에너지 양의 변화를 보여주고 있다.

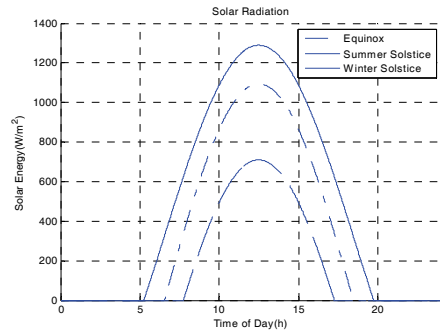


그림 2. 춘추분, 하지, 동지의 획득 에너지  
Fig. 2 Acquired energy: equinox and solstice

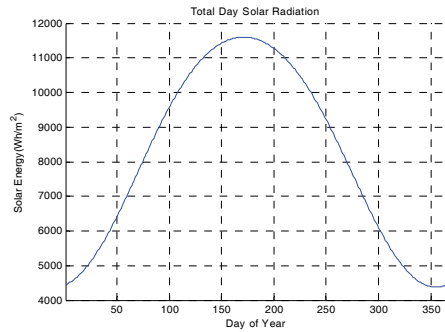


그림 3. 연중 획득 에너지  
Fig. 3 Acquired energy: year

획득할 수 있는 태양에너지로부터 가용 에너지를 분석할 수 있다. 태양 전지의 효율을 이용하여 단위면적에 대한 획득 에너지를 계산하며 잉여에너지의 경우에는 배터리에 충전되며 충전 효율을 고려하여 야간에 사용할 수 있는 에너지를 계산할 수 있다.

최종적으로 최대 허용 하중과 가용일수 분석하였다. 가용 에너지를 기반으로 최대 허용 하중을 도출하였으며 탑재체의 무게와 소비전력을 바탕으로 최대 허용 하중을 계산하였다. 최대 허용 하중에서 무인기의 기타 무게를 제외하여 탑재할 수 있는 무게를 도출하였으며 탑재할 수 있는 무게가 탑재체의 무게를 초과하는 경우 가용일수로 산정하였다.

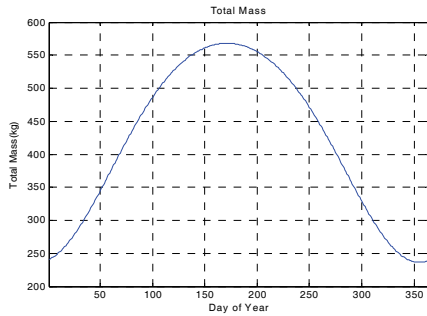


그림 4. 연중 최대 허용 하중  
Fig. 4 Maximum allowable total mass

가정한 파라미터들을 바탕으로 최대 허용 하중은 동지 때 236.3361kg이며 하지 때 568.1790kg로 연중 획득 가능한 에너지에 따라 최대 허용하중이 변화한다.

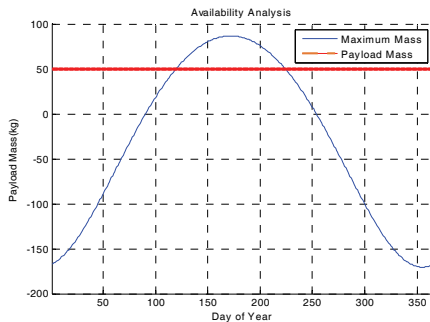


그림 5. 연중 허용 탑재체 무게  
Fig. 5 Allowable payload mass

운용지역에서 무게 50kg, 소비전력 1kW의 탑재체를 탑재했을 경우, 이보다 무거운 무게를 허용하는 날짜가 운용할 수 있으며 하지 중심으로 105일간 운용이 가능한 것으로 분석되었다. 이 외의 계절에서 운용하기 위하여 탑재체를 싣지 않는 경우 운용일 수는 232일까지 늘어날 수 있다.

제한한 가용일수 분석 모델을 통해 탑재체의 무게와 소비전력이 주어졌을 때 가용일수를 효율적으로 분석을 할 수 있음을 검증하였다. 무인기의 자체적인 운영뿐만 아니라 임무 수행을 위해 탑재하게 되는 임무 탑재체의 무게와 소비전력에 따라 연중 가용일수를 계산함으로써 탑재체의 임무 수행 여부를 검증할 수 있어 탑재체의 무게 및 전력에 따른 가용일수의 변화에도 효율적으로 분석을 수행할 수 있었다.

#### IV. 결론

고고도 태양광 무인기는 상시로 운영이 가능하다면 저비용으로 임무 탑재체를 공중에 띄워 운영할 수 있어 다양한 임무 수행에 활용할 수 있다. 하지만 고고도 태양광 무인기는 확보할 수 있는 태양광 에너지에 따라 임무 수행에 제한받는다. 본 논문에서는 무인기의 개념설계 파라미터를 바탕으로 무인기의 운용지역에서 가용일수를 계산하는 분석 모델을 제안하였다. 제안된 모델을 통해 획득 가능한 태양에너지와 무인기가 활용할 수 있는 에너지를 계산할 수 있었으며 가용 에너지로 무인기 운영 여부와 연중 가용일수의 분석이 가능하여 고고도 태양광 무인기의 운용 가능성 분석에 효과적으로 이용할 수 있으며 개념설계 단계의 무인기 분석에도 이용할 수 있는 모델이다. 향후, 배터리, 전력계 등의 분야에서 기술 발전이 일어날 경우를 대비하여 관련 파라미터의 기술 진보를 반영하여 분석을 수행할 수 있으며 이는 무인기에 이용되는 관련 기술의 연구 방향을 정립하는 데도 활용할 수 있다.

#### 감사의 글

본 연구는 2021학년도 상명대학교 교내연구비를 지원받아 수행하였음.

#### References

- [1] S. Kim, "A Study on the collision avoidance system between aircraft and drones due to the activation of the drone industry," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 16, no. 5, 2021, pp. 969-974.
- [2] H. Runge, W. Rack, and M. Hepperle, "A Solar Powered Hale-UAV for Arctic Research," *The 1st Council of European Aerospace Societies European Air and Space Conference*, Berlin, Germany, 2007, pp. 1-6.
- [3] M. Hasan, J. Svorcan, D. Tanovic, G. Bas, and N. Durakbasa, *Conceptual Design and Fluid*



- Structure Interaction Analysis of a Solar Powered High-Altitude Pseudo-Satellite (HAPS) UAV Wing Model*. Switzerland: Springer, 2020, pp. 93-105.
- [4] W. Zhang, L. Zhang, Z. Yan, and L. Wang, "Structural Design and Difficulties of Solar UAV," *IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering*, vol. 608, 2019, pp. 1-6.
- [5] N. Maliky, M. Moelyadi, and E. Amalia, "Influence of solar panel on wing aerodynamic characteristics of HALE UAV," *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 11th AUN/SEED-Net Regional Conference on Mechanical and Manufacturing Engineering, Manila, Philippines, 2021*.
- [6] X. Gao, Z. Hou, Z. Guo, X. Zhu, J. Liu, and X. Chen, "Parameters Determination for Concept Design of Solar-powered, High-altitude long-endurance UAV," *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, vol. 85, no. 4, 2013, pp. 293-303.
- [7] J. Lee, C. Lee, S. Lim, K. Kim, and J. Han, "A Sizing Method for Solar Power Long Endurance UAVs," *The journal of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences(KSAS)*, vol. 38, no. 8, 2010, pp. 758-766.
- [8] S. Nazarudeen, W. Harasani, and A. Rafique, "Conceptual design of a Solar HALE UAV," *Journal of Advanced Research Design*, vol. 44, no. 1, 2018, pp. 30-40.
- [9] J. Lim, "A study on the development of high-efficiency transmitting and receiving coils for wireless charging of drones," *J. of the Korea Institute of Electronic Communication Sciences*, vol. 17, no. 2, 2022, pp. 213-218.
- [10] P. Rajendran and H. Smith, "Implications of longitude and latitude on the size of solar-powered UAV," *Energy Conversion and Management*, vol. 98, 2015, pp. 107-114.
- [11] G. Eder, G. Padilla, K. Kim, S. Park, and K. Yu, "Flight Path Planning of Solar-Powered UAV for Sustainable Communication Relay," *IEEE ROBOTICS AND AUTOMATION LETTERS*, vol. 5, no. 4, 2020, pp. 6772-6779.
- [12] A. Alsahlani, Design of a Swept-Wing High-Altitude Long-Endurance Unmanned Air Vehicle (HALE UAV). Ph.D. dissertation, *University of Salford*, 2017.

## 저자 소개

### 봉재환(Jae-Hwan Bong)



2012년 고려대학교 기계공학과 졸업(공학사)

2014년 고려대학교 대학원 기계공학과 졸업(공학석사)

2020년 고려대학교 대학원 기계공학과 졸업(공학박사)

2020년 3월 ~ 2020년 8월 RA, MMMI, University of Southern Denmark

2020년 9월 ~ 현재 상명대학교 조교수

※ 관심분야 : Robotics, Human-Robot Interface, Bio-signal, Data-Driven Control, Deep Learning

### 정성균(Song-Kyun Jeong)



2003년 서울대학교 기계항공공학부 졸업(공학사)

2005년 서울대학교 대학원 기계항공공학부 졸업(공학석사)

2020년 한국과학기술원(KAIST) 항공우주공학과 졸업(공학박사)

2005년 ~ 2016년 한국전자통신연구원 선임연구원

2016년 ~ 2020년 과학기술정보통신부 사무관

2020년 ~ 현재 상명대학교 부교수

※ 관심분야 : 위성항법, 비행동역학, 제어

