

論文

소형 태양광 무인항공기의 개념 설계

이상협*, 박상혁**, 배재성**

Conceptual Design for Small Solar Powered Uninhabited Aerial Vehicle

Sanghyup Lee*, Sanghyuk Park** and Jae-Sung Bae**

ABSTRACT

Several studies on the development for solar powered uninhabited aerial vehicles(UAVs) are under way as the use of the renewable energy becomes more and more important these days. This paper is for the conceptual design by a discrete and iterative method. An initial design point with 1.5 meter wing span is determined in the global design, which deploys the mass and energy balances among each component of UAV including solar cells and airframe. Then, the iteration for subsystems is carried out with the help of Vortex Lattice Method(VLM) to optimize the aircraft configuration and the solar power system. It is demonstrated in simulations that the optimized design increases the flight time from 62 to 120 minutes when the solar power system is installed. Also, the associated dynamic analysis reveals that the designed small aircraft has the acceptable stability and controllability.

Key Words : Uninhabited Aerial Vehicle(UAV : 무인항공기), Renewable Energy(신재생 에너지), Solar Powered(태양광발전), Solar Cell(태양전지), Flight Duration(비행시간), Performance Enhancement Ratio(성능 향상 비)

1. 서 론

현재 항공기에서 사용하는 에너지는 자동차나 가정 등 다른 에너지 사용처와 마찬가지로 거의 화석연료가 이용된다. 그러나 화석연료의 사용에 따른 온실 가스는 지구의 온난화를 야기 시키고 있으며, 이에 따라 화석연료의 사용이 이 시대의 큰 위협으로 대두되고 있다. 따라서 세계 각국에서는 화석연료의 사용을 줄이고 친환경 에너지를 사용하는 등 환경 보전에 노력을 집중하고 있다.

실제로 지구온난화의 규제 및 방지를 위한 국제 협약인 "교토의정서"를 인준한 국가는

이산화탄소를 포함한 여섯 종류의 온실가스 배출량을 감축하며, 배출량을 줄이지 않은 국가에 대해서는 비관세 장벽이 적용되어 배출권을 거래할 수 있게 된다. 우리나라도 2008~2012년까지 온실가스 배출총량을 1990년 대비 평균 5.2% 감축하는 것이 의정서에 따른 이행 의무이다[1, 2].

이와 같은 지구온난화 방지를 위한 노력에 있어서 항공 분야에서도 에너지 소비를 줄이기 위한 방법을 강구하고 있으며 신재생에너지이용이 그 대안으로 부상하여, 연구가 진행되고 있다. Fig.1과 같이 NASA의 Helios, 영국 QinetiQ의 Zephyr, ETH Zürich의 Sky Sailor[3] 등의 태양광 항공기가 개발되었으며, 최근에는 지난 2010년 4월 7일, 스위스의 Solar Impulse가 시험비행에 성공한 바 있다.

태양광 에너지를 사용한 비행은 태양광 입사 에너지(solar irradiance)에 매우 민감하기 때문에 밤시간을 포함하여 연속적으로 비행하기 위해서는

2011년 5월 31일 접수 ~ 2011년 6월 27일 심사완료

* 한국과학기술원

** 한국항공대학교

연락처, E-mail : park@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대길 100

낮 동안 많은 에너지를 축적하는 전력 시스템이 필요하고, 공기역학적으로도 매우 효율적인 기체가 요구된다. 따라서 태양광 에너지를 이용하여 기존의 무인 항공기들 보다 더 많은 시간을 비행할 수 있는 태양광 무인항공기 개발을 위해서는 태양광 무인항공기 시제기의 설계·제작 및 비행시험을 수행하여 그 성능 및 문제점을 파악할 수 있는 선행연구가 필요하다. 본 연구에서는 소형 태양광 무인항공기의 개념설계를 수행하여 기존 에너지원만을 사용할 때의 비행시간보다 2배 더 비행 가능한 소형 태양광 무인항공기를 설계하였다.¹⁾

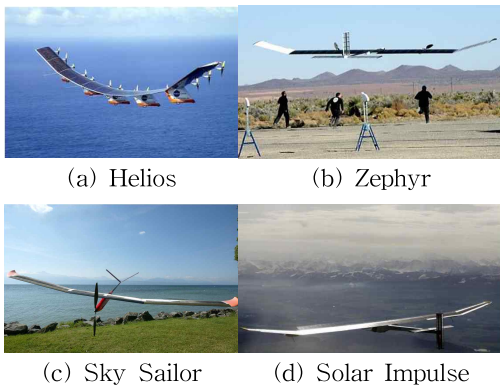


Fig.1 Examples of solar powered UAV

2.1 Global Design for Solaviation

항공기에 탑재될 태양전지는 그 무게 및 부착 면적을 동반하므로 무인항공기의 비행 성능에 큰 영향을 미친다. 태양광 에너지를 이용한 비행을 위해 필요한 태양전지 면적보다 큰 날개 면적을 가져야 하며, 동시에 비행을 위한 양력을 발생시킬 수 있는 충분한 날개면적을 가져야 한다. 태양전지 및 날개 면적의 증가는 무게의 증가를 유발한다.

양력을 얻기 위해서는 속도가 필요하며, 원하는 속도를 얻기 위해 전기모터, 프로펠러 등의 추진시스템이 사용된다. 태양전지와 함께, 이러한 추진시스템도 무게 증가를 야기 시킨다. 따라서 태양광 무인항공기의 설계에 있어서 무게 및 에너지는 매우 중요한 설계변수이며 이 두 변수의 균형이 비행 성능에 매우 큰 영향을 미친다. 한정된 에너지원은 비행시간의 한계로 이어지는 것이다.

본 연구에서는 무게와 에너지 각각의 균형을 통하여 설계변수의 초기 값을 설정하였으며^[3], 항공기의 초기 형상을 설정하기 위한 global design을 수행하였다. 이는 다음과 같은 단순한 관계로부터 시작된다.

1) Weight balance :

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

2) Power balance :

$$P_{elec-tot} = P_{sc-available}$$

여기서 항공기의 질량은 항공기를 구성하는 각

2. 본 론

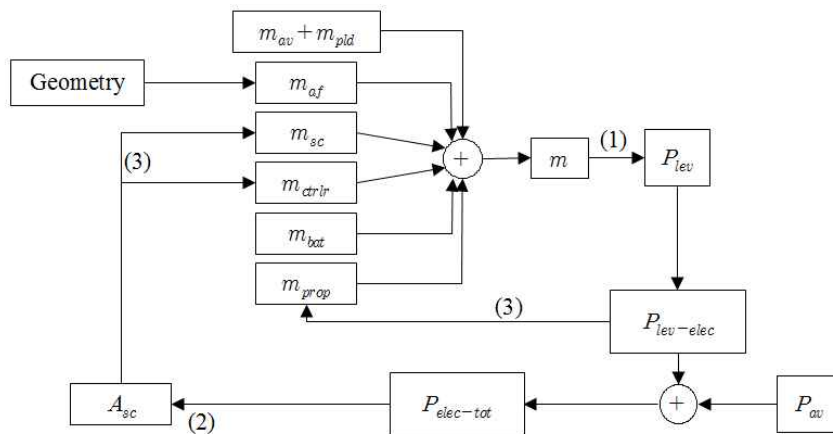


Fig.2 Schematic representation of the global design procedure

1) 그 이름을 Solaviation이라 명명하였다.

부품질량들의 합으로 이루어진다.

Global design을 수행함에 있어서 제작과 조종의 편의성 및 경제성을 고려하여 꼬리날개가 없는 전익기(flying wing, wing-body aircraft)을 기본형상으로 설정하였다. Fig.2에 global design 알고리즘의 블록선도를 표시하였다.

비행에 사용되는 필요마력(required power)는 등속 수평비행 조건으로부터 모델링할 수 있으며, 이는 식 (1)과 같이 질량의 함수로 결정된다.

$$P_{lev} = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2ARg^3}{\rho}} \frac{m^{3/2}}{b} = f(m) \quad (1)$$

여기서 항력계수는 항공기 전체의 유도항력과 에어포일의 항력, 유해항력을 합하여 다음과 같이 모델링하였다.²⁾

$$C_D = C_{D_{ind}} + C_{D_{afl}} + C_{D_{par}}$$

비행에 사용되는 전체전력(total electric power)은 식 (1) 과 함께 각 구성요소의 효율 및 서보 등에서 사용하는 전력(P_{av})를 고려하여 결정하였다.

비행시간 동안의 평균 일사량(irradiance)을 I_{avg} 라 하면 태양전지로부터 발생되어 비행시간 동안 사용 가능한 전체전력(total electric power)은 날개와 태양전지 및 에어포일 표면에 따른 입사각 변화와 태양전지 제어모듈의 효율을 고려하여 다음과 같이 모델링할 수 있다.

$$P_{sc-elec} = I_{avg} A_{sc} \eta_{wthr} \eta_{sc} \eta_{ctr} \eta_{ctrl}$$

전체전력이 태양전지에서 발생하는 전력과 같아야 하므로 태양전지의 면적은 다음과 같이 모델링된다.

$$A_{sc} = \frac{1}{I_{avg} \eta_{wthr} \eta_{sc} \eta_{ctr} \eta_{ctrl}} P_{elec-tot} \quad (2)$$

태양전지의 면적 및 생산 전력에 대한 태양전지의 질량 및 제어모듈의 질량, 그리고 등속 수평비행을 위한 전력에 대한 추진장치(propulsion group)의 질량의 관계는 다음 식과 같이 모델링하였다 [3].

$$\begin{aligned} m_{sc} &= A_{sc} (k_{sc} + k_{enc}) \\ m_{ctrl} &= k_{ctrl} P_{sc-elec} \\ m_{prop} &= k_{prop} P_{lev-elec} \end{aligned} \quad (3)$$

여기서 k_{enc} 은 태양전지의 모듈화에 추가되는 질량에 대한 면적밀도이며 이를 포함한 k 값들은 참고

문헌[3]의 내용을 이용하거나 본 연구에서 사용된 국내외 상용제품의 물성치를 이용하였다.

전익기의 형상이 결정되면 부피가 결정되는데, 이로부터 항공기 기체의 밀도를 고려하여 질량을 결정하였다.

$$Mass = \rho_{airframe} \int_{-\frac{b}{2}}^{\frac{b}{2}} S(y) dy$$

여기서, $S(y) = S_0 c(y)^2$

$c(y)$ = section chord @ y

S_0 = area of unit-chord airfoil
= $f(\text{Airfoil})$

결국, 기체(airframe)의 질량은 에어포일, 날개길이(b), 세장비(AR)와 같은 형상 변수의 함수이다. 여기서 세장비는 다음과 같은 관계를 갖는다.

$$AR = \frac{b}{c}$$

배터리의 질량은 현재 상용중인 2000mAh대의 Li-Po 배터리의 근사 질량인 200g으로 가정하였으며 이를 포함하여 가정한 값들을 표 1에 나타내었다.

Figs 3-5는 0.1~3.0m 범위의 날개 길이와 2~8 범위의 세장비에서 수행한 global design의 시뮬레이션 결과를 보여준다. 태양광 항공기를 설계함에 있어서 소비 에너지에 직결되는 질량, 필요마력 및 속도와 익면하중이 작을수록 좋을 것임을 기대할 수 있다. 또한 태양전지의 전력에 대한 효율 면에서 볼 때 날개 전체의 면적 중 태양전지가 차지하는 면적이 클수록 좋을 것이라는 것도 예상할 수 있다. 그러나 설계변수의 초기 값을 설정함에 있어서, 앞으로 나타날³⁾ 최적점이 어디일지 알 수 없으므로 그 점으로 이동함에 있어서 임의의 방향으로의 자유도를 부여하기 위하여 시뮬레이션 결과 범위의 중앙 부분이라 할 수 있는 날개길이 1.5m, 세장비 6을 소형 태양광 무인 항공기의 초기 형상으로 설정하였다. 표 2는 초기 형상의 사양을 보여준다.

2.2 Optimizing Geometry

전익기는 수평 및 수직 꼬리날개 없이 주 날개만을 가지고 있기 때문에 후퇴각과 뒤틀림(twist) 각 및 리플렉스(reflex) 에어포일을 통하여 그 조종성 및 안정성을 확보하여야 한다[4]. 따라서 꼬리날개를 갖는 보통의 형상에 비하여 양력선 기울기가

2) 유도항력은 AVL tool[8], 에어포일의 항력은 XFOIL tool[5]을 이용하여 산출하였으며 유해항력은 적당한 값을 가정하였다.

3) Plot된 range의 어딘가에 존재할 것으로 생각할 수 있는.

작고 최대 양력계수가 작은 단점이 있다. 이것은, 일반적인 소형 전익기에 대해서라

면 무시할 만 할지라도 태양전지의 탑재에 따라 무게가 증가하는 태양광 항공기에 대해서라면 중요한 고려 대상이라 판단할 수 있으므로 이를 최소화시키기 위한 에어포일의 선정이 매우 중요하다.

본 연구에서는 XFOIL tool[5]을 이용, 400여개의 에어포일에 대하여[6, 7] 점성을 고려한 유동해석을 수행하였다. 그러나 이렇게 산출된 성능은 항공기 입장에서 볼 때 날개의 한 단면에 대한 결과일 뿐이므로 이들 중 등속 수평비행에서의 필요마력에

직결되는 $\frac{C_L^{3/2}}{C_D}$ 값이 가장 큰 15개의 에어포일을

선택하여 AVL tool[8]을 이용, 초기화된 형상에 대해서 VLM을 수행하였다. 이후 앞으로 제시할 최적화 과정 속에서 반복계산(iteration)을 통하여 최적 에어포일을 결정하였다.

Table 1. Assumed parameters for global design

Parameter	Value	Unit
Airfoil	MH60	-
λ	0.5	-
C_L	0.43	-
$C_{D\ ind}$	0.007	-
$C_{D\ afl}$	0.01	-
$C_{D\ par}$	0.005	-
I_{avg}	600	$[W/m^2]$
P_{av}	1.0	$[W]$
m_{av}	0.050	$[kg]$
m_{pld}	0.100	$[kg]$
m_{bat}	0.200	$[kg]$
ρ_{EPP}	21	$[kg/m^3]$
k_{sc}	0.7	$[kg/m^2]$
k_{enc}	0.4	$[kg/m^2]$
k_{ctrl}	0.002	$[kg/W]$
k_{prop}	0.01	$[kg/W]$
η_{wthr}	0.7	-
η_{mot}	0.79	-
η_{plr}	0.8	-
η_{bec}	0.9	-
η_{sc}	0.15	-
η_{chr}	0.9	-
η_{ctrl}	0.6	-

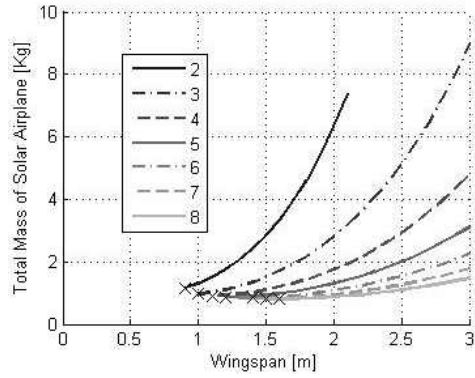


Fig.3 Total mass w.r.t. wing span

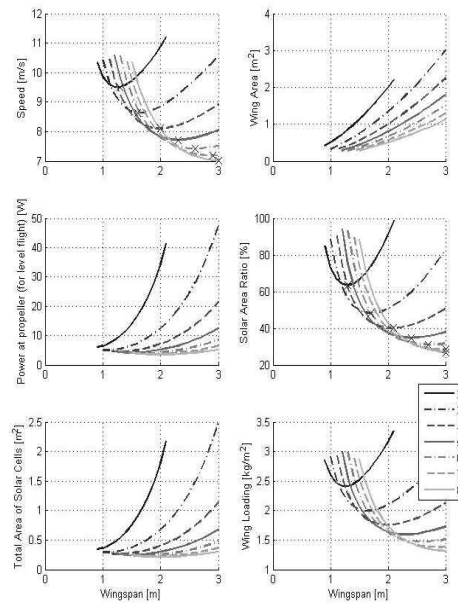


Fig.4 Each parameters w.r.t. wing span

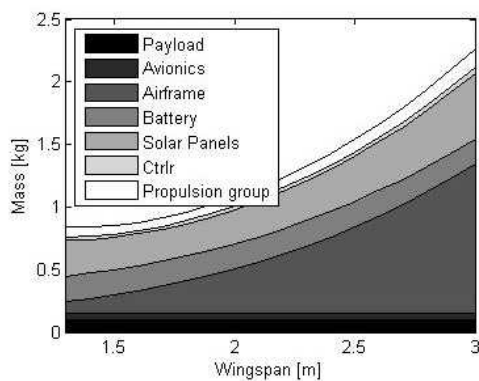


Fig.5 Mass distribution @ AR 6 w.r.t. wing span

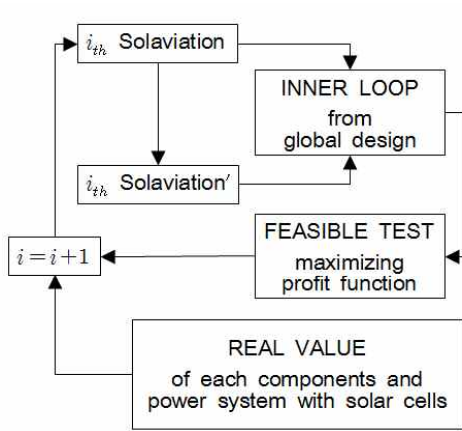


Fig.6 Optimization process

소형 태양광 무인항공기를 설계함에 있어서 날개길이는 초기 값인 1.5m로 한정하여 최적화를 진행하였는데 항공기 전체 시스템의 최적화도 에어포일의 최적화와 마찬가지로 다음과 같은 2가지 특성을 갖는다.

- 1) Discrete method
- 2) Iterative method

최적화 과정을 블록선도로 나타낸 Fig.6에서 이 특성을 확인할 수 있다.

먼저, 기체의 형상으로부터 항공기의 사양을 결정했던 Fig.2의 global design이, 두 형상을 입력으로 받아 각각의 사양을 결정하고 이로부터 본 최적화 과정의 이익함수를 산출하도록 수정되어 내부 루프의 역할을 한다. 여기서, i 번째 Solaviation의 에어포일, 날개길이(b), 세장비(AR), 테이퍼비(λ), 후퇴각(A), 상반각(I) 및 윙렛 형상의 설계변수들로부터 VLM을 통하여 결정된 양력·항력 계수 등의 공력 성능 및 이를 포함하여 변화된 표 2의 값들은 하나의 입력이 되어 내부 루프로 들어가며, 다른 하나의 입력은 i 번째 설계변수들 중 하나를 변화시켜 얻은⁴⁾ 항공기 사양이다.

두 사양을 입력으로 받은 내부 루프는 그 결과로서 본 최적화의 이익함수를 산출하는데 이는 기존 에너지원으로부터의 비행시간에 대한, 태양전지와 함께 비행했을 때의 비행시간의 비로 모델링 하였으며 이것이 바로 성능 향상 비(performance enhancement ratio)라 할 것이다.

Table 2. The specification for initial Solaviation

Parameter	Value	Unit
Span	1.5	[m]
AR	6	-
m	0.8522	[kg]
P_{lev}	3.9441	[W]
m_{af}	0.1497	[kg]
$P_{elec-tot}$	8.0451	[W]
m_{bat}	0.200	[kg]
A_{slc}	0.2365	[m ²]
m_{slc}	0.2601	[kg]
m_{ctrl}	0.0230	[kg]
$P_{sc-elec}$	8.0451	[W]
m_{prop}	0.0693	[kg]
V	9.2210	[m/s]
D	0.4277	[N]
S	0.3750	[m ²]
C_r	0.3333	[m]
C_t	0.1667	[m]
A	25	[deg]
I	5	[deg]

내부 루프를 나온 후에, 두 형상으로부터의 이익함수는 서로 비교되어 보다 큰 값을 갖는 형상이 $i+1$ 번째 입력이 되어 계속 반복계산 되었다.

이 과정에서 이익함수는 비행시간을 결정하는데 중요한 요인인 용량 균형을 통하여 결정하였으며 그 모델링으로 식 (4), (5)를 사용하였다. 여기서 전류 값은 각 구성품에서의 power를 평균 전압으로 나누어 산출하였다.

$$Capacity_{bat} = I_{load} T_{dur} \tag{4}$$

for original power source only

$$Capacity_{bat} = (I_{load} - I_{sc-available}) T_{dur} \tag{5}$$

for power source with solar cells

이 과정은, 한 형상에 대하여 물리적으로 볼 때 형상의 설계 변수(i_{th} Solaviation)로부터 질량 및 에

4) 설계변수를 변화시켜 최적화를 수행함에 있어서는 이익함수를 극대화시키는 방향으로 진행하였다. 다시 말하면, 각 반복계산에서 이익함수를 극대화시키는 방향으로의 설계변수 변화만을 취한, 즉 두 형상 중에 보다 큰 이익함수를 산출하는 형상을 다음 형상으로 결정한 것이다. 최적화 후반부에서는 교호작용을 고려, 2~3개의 변수를 변화시켜가며 반복계산하였다.

너지 밸런스를 거친 후 VLM을 통해 공력성능을 산출(내부 루프)하고 이로부터 비행시간의 향상 비를 산출(feasible test)하여 이익함수를 결정하는 것으로 요약할 수 있다.

반복계산이 진행되면서 표 2에서 가정된 값들은 점차 실제 값이 되었으며 각 부품도 이익함수를 높일 수 있는 상용 제품으로 결정되었다. 다음 절에서 설명할 전력시스템(power system)도 태양전지의 사양과 함께 반복 계산되며 Solaviation에 최적화 되었다.

2.3 Design of Power System

태양 에너지를 사용하는 power system이 태양에 매우 민감하다는 것은 자명한 사실이다. 문제는 바로 여기에 있다. 일정한 시간동안만 비치는 태양 빛을 이용해야 한다는 것이다.

따라서 에너지를 저장할 수 있는 2차전지의 필요성이 명료해지는 바, 2차 전지와 태양전지로 부하를 구동시키는 Fig.7의 전력시스템을 설계하였다.

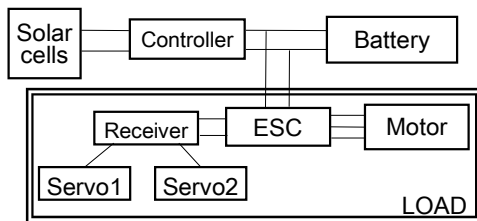


Fig.7 Power system for Solaviation

태양전지를 이용한 비행에 대하여 이상적인 경우는 바로 태양전지에서 발생하는 에너지만으로 비행을 할 수 있는 상태이다. 그러나 이를 향한 시발점으로서 본 연구의 목표는 기존 에너지원을 사용할 때보다 비행시간을 증가시키는 것에 있으므로 배터리 에너지의 사용과 함께 태양전지에서 발생하는 에너지를 이용, 배터리의 에너지 소비율을 감소시켜 전력시스템의 지속시간을 높이는 것을 설계 방향으로 설정하였다.

따라서 배터리에서 나오는 전류와 태양전지에서 나오는 전류 모두가 부하를 구동시키는 메커니즘을 목표 상태로 설정하여 설계를 진행하였다.

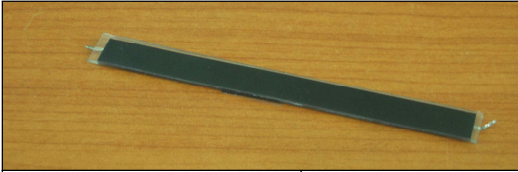
표 3에 사용된 태양전지를 제품 사양과 함께 표시하였다. 이 태양전지는 단결정, 강체형태(rigid type)로 날개 곡면에 탑재되기 위하여 한쪽 변의 길이를 제작 가능한 최소 길이로 주문제작 하였다. 이는 에어포일에 부착함에 따라 작용할 잔류응력

을 줄일 수 있도록 결정된 것으로5) 이 태양전지[9] 84개가 Solaviation에 탑재된다.

태양전지는 광전효과로 형성된 정공 및 전자가 PN접합 다이오드에 의해 정류되어 기전력을 유발, 전류를 생성하는 원리로 작동하며 태양전지의 안정된 출력을 위해서는 제어모듈이 필요하다. 탑재될 제어모듈은 PWM(Pulse Width Modulation)으로 작동하는 상용 제어모듈[10]을 이용하여 무게를 최소화시켰다.

3셀의 11.1 V Li-Po 배터리의 충전 전압인 12.6 V를 최대 충전 전압으로 제어하는 이 모듈은 MOSFET 소자를 이용하여 직렬로 작동하기 때문에 전지의 에너지를 사용, 그만큼의 전력 손실이 존재하고 강압으로만 전압을 제어할 수 있으므로 14V의 입력 전압을 형성하기 위해 28직렬 · 3병렬의 태양전지 배치를 설계하였다.

Table 3. Solar cell for Solaviation



Output power (P_{max})	0.27 W
Max power voltage (V_{max})	0.5 V
Max power current (I_{max})	540 mA
Open circuit voltage (V_{oc})	0.64 V
Short circuit current (I_{sc})	624 mA
Dimension	131 × 13.5 × 1 mm
Weight	2.8 g

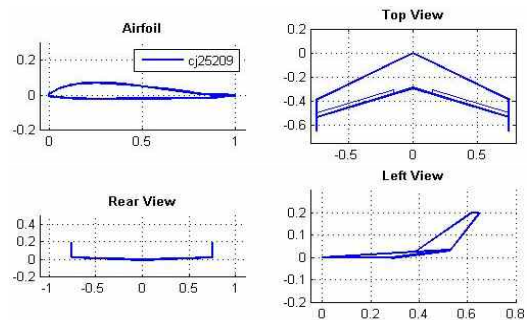


Fig.8 Optimized Solaviation

5) 최소 길이를 갖는 변이 chord 방향으로 부착되어 곡면을 형성한다.

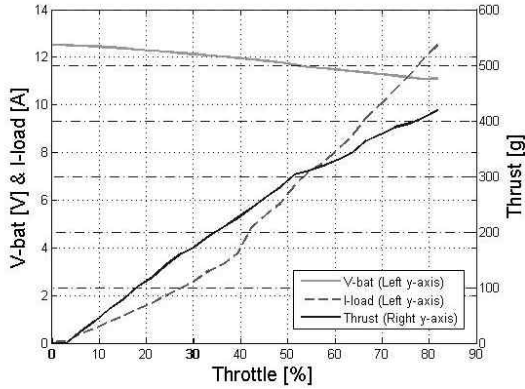
Fig.9 V_{bat} & I_{load} , T VS Throttle

Table 4. The optimized Solaviation

Parameter	Value	Unit
Span	1.5	[m]
AR	7	-
S	0.3214	[m ²]
Λ	25	[deg]
Γ	2	[deg]
Twist	-3.2	[deg]
m	989	[g]
Static Margin	7.8	[%]
V	10.3	[m/s]
AOA	6.76	[deg]
C_L	0.4641	-
C_D	0.0609	-
L/D	7.62	-
Thrust	129.8	[g]
Throttle	22.9	[%]
P_{lev}	13.14	[W]
$P_{elec-tot}$	20.58	[W]
I_{load}	1.85	[A]
A_{sc}	0.1461	[m ²]
$P_{sc-elec}$	15.87	[W]
$P_{sc-available}$	10.23	[W]
$I_{sc-available}$	0.90	[A]
$Duration_{LoadOnly}$	62	[min]
$Duration_{With Cells}$	120	[min]
Enhancement Ratio	1.94	-

2.4 Result of Optimized Solaviation

최적화된 Solaviation의 모습을 Fig.8에 나타내었다. 높은 양력 계수를 갖기 위해서는 후퇴각이 비교적 큰 윙렛을 지녀야 했다.

비행시간을 예측하기 위하여 추력테스트를 수행하였다. 그 결과를 Fig.9에 표시하였으며 이 데이터로부터 수평 비행을 위한 부하 전류는 1.85 A로 산출되었다.

배터리는 전압이 2.8 V/cell 이하로 떨어질 경우 손상되어 다시 사용할 수 없을 확률이 크다. 따라서 9.3 V에서 전력을 차단(cut-off)하기로 하며 그에 따라 배터리가 가진 용량 중 80%를 사용한다고 가정하여 비행시간을 예측하였다. 이를 포함한 등속 수평비행 성능 및 형상 변수를 표 4에 나타내었으며 태양전지로 거의 두 배의 성능 향상 비를 달성할 수 있었다. 여기서 배터리의 전압은 평균 11.1 V로 가정하였고 모델링에서 제외된 추가 질량을 합하여 150g의 부가질량(dummy mass)으로 가정하였다.

2.5 Stability Analysis for Solaviation

최적화된 Solaviation에 대한 안정성 해석을 수행하였으며[11] 이중 몇 개의 결과를 Figs 10~11에 표시하였다. Spiral mode를 제외한 모든 경우가 안정했는데 spiral mode도 진폭이 두배가 되는 시간(time to double amplitude)이 11.6초로 예측되었다. 이는 조종으로 비교적 쉽게 제어할 수 있는 범위로 결국 설계된 항공기는 충분히 쉽게 조종이 가능함을 확인할 수 있었다.

3. 결 론

본 연구에서는 이산적인 반복계산을 통한 방법으로 소형 태양광 무인항공기의 개념설계를 수행하였다. 먼저 태양전지와 항공기 기체의 질량 및 에너지 균형으로부터 설계변수의 초기 값을 설정하고 반복계산을 통하여 형상 및 전력시스템(power system)을 최적화시켰다. 날개길이 1.5m에서 정해진 태양전지 모듈을 사용하여 최적화된 소형 항공기는 태양전지 모듈 없이 62분, 태양전지 모듈과 함께 120분의 비행이 가능하리라 예상되었다. 물론 날개 길이의 증가와 함께, 무거운 모듈이 아닌 태양전지 자체를 사용한다면 더욱 향상된 성능을 얻을 수 있을 것이라 기대된다. 안정성 해석에서는 spiral mode를 제외하고는 모두 안정했으며 spiral mode도 사람의 조종으로 비교적 쉽게 제어될 수 있음을 확인할 수 있었다.

각 구성품의 탑재를 위한 동체 등의 상세 설계로부터 지상실험 및 비행시험을 통하여 발전 방향을 제시함으로 이 연구는 완성될 것이다. 나아가, 태양전지에서 생산하는 에너지의 효율을 극대화시킬 수 있는 제어모듈 및 태양전지 부착에 기하학적 한계를 유발시키는 뒤젯힘 각이 없이 꼬리날개를 갖고 있는 더욱 효율적인 기체를 설계함으로 태양광 에너지만을 충전함으로써 계속적으로 비행할 수 있는 태양광 무인 항공기를 설계할 수 있으리라 기대된다.

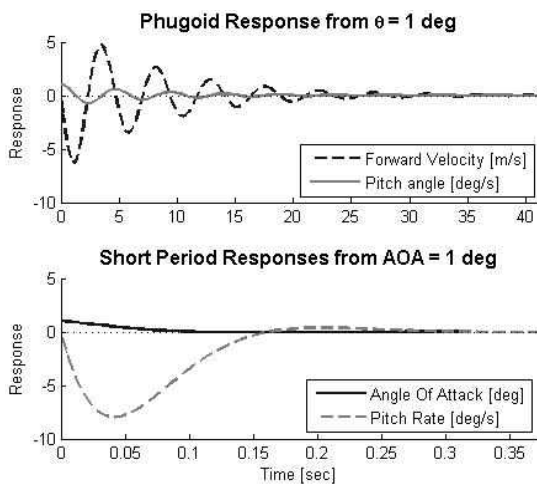


Fig.10 Longitudinal stability analysis

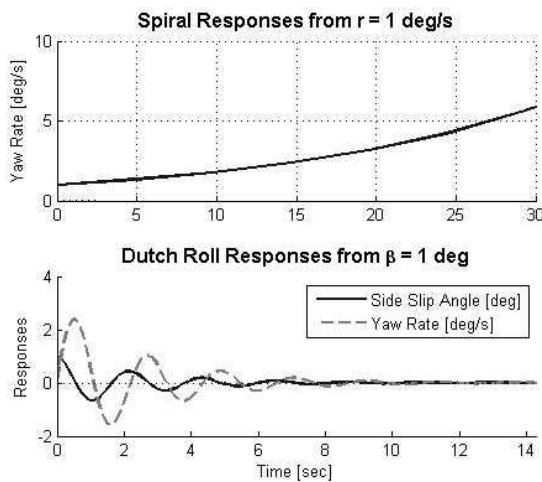


Fig.11 Lateral stability analysis

참고문헌

- [1] 교토의정서
http://ko.wikipedia.org/wiki/%EA%B5%90%ED%86%A0_%EC%9D%98%EC%A0%95%EC%84%9C
- [2] 교토의정서
http://unfccc.int/kyoto_protocol/items/2830.php
- [3] André NOTH, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight", PhD Thesis, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, Switzerland, December 2008.
- [4] Barnard, R.H. and Philpott, D.R., "Aircraft Flight", Pearson Education, 2004.
- [5] XFOIL Website
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>
- [6] UIUC Applied Aerodynamics Group Web
<http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads.html>
- [7] Airfoil Database for Tailless and Flying Wings
http://www.aerodesign.de/english/profile/profile_s.htm
- [8] AVL Website
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>
- [9] Solar cells
http://www.solarhome.co.kr/front/php/product.php?product_no=765&main_cate_no=148&display_group=1
- [10] Solar cell controller
http://www.undersun.co.kr/?doc=cart/item.php&it_id=1166591420
- [11] Robert C. Nelson, "Flight Stability and Automatic Control", McGraw-Hill, 1998.

부 록 (기호)

AOA	: 받음각 [deg]
ESC	: 전기적 속도 제어기
Li-Po	: 리튬-폴리머
MOSFET	: 모스 전계 효과 트랜지스터
PWM	: 펄스 폭 변조
UAV	: 무인항공기
VLM	: 와류 격자 법
A_{sc}	: 태양전지 면적 [m^2]
AR	: 세장비
b	: 날개 길이 [m]
C_D	: 전체 항력 계수
$C_{D_{afl}}$: 에어포일 항력 계수
$C_{D_{ind}}$: 유도 항력 계수

C_{Dpar}	: 형상 항력 계수	S_0	: 단위 시위 에어포일의 넓이 [m^2]
C_L	: 양력계수	T_{dur}	: 비행시간
C_r	: 날개 뿌리 시위 길이 [m]	V	: 등속 수평 비행 속도 [m/s]
C_t	: 날개 끝 시위 길이 [m]	V_{max}	: 최대 출력 전압 [V]
\bar{c}	: 평균 공력 시위 [m]	V_{oc}	: 개방 전압 [V]
D	: 등속 수평비행 항력 [N]	W	: 항공기 전체 무게 [N]
$Duration_{LoadOnly}$: 배터리로 비행한 비행시간	Γ	: 상반각 [deg]
$Duration_{WithCells}$: 태양전지와 함께 비행한 비행시간	η_{bec}	: 전압 레귤레이터의 효율
g	: 중력가속도 [m/s^2]	η_{dr}	: 태양전지의 곡면 부착에 의한 생산 에너지 감소율
I_{avg}	: 평균 태양광 입사량 [W/m^2]	η_{ctrl}	: 태양 전지 제어 모듈의 효율
I_{load}	: 부하 전류 [A]	η_{mot}	: 모터 효율
I_{max}	: 최대 출력 전류 [A]	η_{plr}	: 프로펠러 효율
$I_{sc-available}$: 가용 태양전지 전류 [A]	η_{sc}	: 태양전지 효율
I_{sc}	: 단락 전류 [A]	η_{athr}	: 구름 등에 의한 태양에너지 감소율
k_{ctrl}	: 태양전지 제어모듈 질량의 에너지밀도 [kg/W]	Λ	: 뒤젓힘 각 [deg]
k_{enc}	: 태양 전지 모듈화에 따른 증가 질량의 면적밀도 [kg/m^2]	λ	: 테이퍼 비
k_{prop}	: 프로펠러질량 에너지 밀도 [kg/W]	ρ	: 공기 밀도 [kg/m^3]
k_{sc}	: 태양전지 질량의 면적밀도 [kg/m^2]	$\rho_{airframe}$: 항공기 기체 평균 밀도 [kg/m^3]
L	: 등속 수평 비행 양력 [N]	ρ_{EPP}	: 폼(EPP) 평균 밀도 [kg/m^3]
m	: 항공기 전체 질량 [kg]		
m_{af}	: 기체 질량 [kg]		
m_{aw}	: 서보 시스템 등의 질량 [kg]		
m_{bat}	: 2차전지의 질량 [kg]		
m_{ctrl}	: 태양전지 제어모듈의 질량 [kg]		
m_{pld}	: 탑재물 질량 [kg]		
m_{prop}	: 프로펠러의 질량 [kg]		
m_{sc}	: 태양전지의 질량 [kg]		
P_{aw}	: 서보 시스템 등에서 사용되는 전기 에너지 [W]		
$P_{elec-tot}$: 등속 수평 비행에 필요한 전체 전기 에너지 [W]		
P_{lev}	: 등속 수평 비행에 필요한 역학적 에너지 [W]		
$P_{lev-elec}$: 등속 수평 비행에 필요한 역학적 에너지의 전기 에너지 값 [W]		
P_{max}	: 최대 출력 전력 [W]		
$P_{sc-available}$: 태양전지로부터 생산되는 가용 전력 [W]		
$P_{sc-elec}$: 태양전지 생산 전력 [W]		
S	: 날개 면적 [m^2]		