

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(11), 908-914(2013)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.11.908>

## 소형 태양광 무인항공기의 개발 및 비행시험

안일영, 배재성\*, 박상혁, 양용만

## Development and Flight Test of a Small Solar Powered UAV

Il-Young Ahn, Jae-Sung Bae\*, SangHyuk Park and Yong-man Yang  
Korea Aerospace University

## ABSTRACT

This study has developed a small solar powered UAV and performed its flight tests. In daylight, a solar powered UAV flies by using some of electricity generated from solar cells, and stores the remainder into battery. At night it flies by using electricity from battery. A solar powered UAV should have aerodynamically efficient configurations, light-weight, strong wing and fuselage. Its electric propulsion system and solar power system should also be very efficient. In the present study the solar powered UAV and its solar power system are developed for 12 hour continuous flight and the flight tests are performed to verify its performance. The flight tests performed in fall and winter to prove the present solar powered UAV is successful in four-season 12 hour flight.

## 초 록

본 연구에서는 소형 태양광 무인항공기를 개발하여 비행시험을 수행하였다. 태양광 무인기는 날개에 설치된 태양전지로부터 전력을 생산하고, 생산된 전력의 일부를 비행동력으로 사용하며, 나머지를 일몰 후 비행을 위해 배터리에 저장한다. 태양광 무인항공기는 공기역학적으로 매우 효율이 높아야 하며, 구조적으로 경량이면서 고강도를 가져야 한다. 또한, 태양광 무인기의 전기추진시스템과 태양광 발전시스템도 높은 효율을 가져야 한다. 본 연구에서는 12시간 이상의 연속 비행을 위한 태양광 무인항공기 및 태양광 시스템을 개발하고, 그 성능을 파악하기 위해 비행시험을 수행하였다. 가을과 겨울철의 비행시험 결과 본 연구에서 개발한 태양광 무인항공기의 사계절 모두 12시간 이상의 연속비행이 가능함을 알 수 있었다.

**Key Words** : Solar Powered UAV (태양광 무인항공기), Flight Test (비행 시험), HALE (고고도 장기체공 무인항공기)

## 1. 서 론

현재 인간이 사용하는 대부분의 에너지는 화석연료로부터 생산이 된다. 화석연료의 사용은 지구온난화의 주요 원인인 탄소가스를 배출하게

되어 환경파괴의 큰 원인 중에 하나로 대두되고 있다. 또한 이러한 화석연료는 자원의 양이 한정되어 다양한 분야에서 그린에너지를 이용하여 새로운 에너지원을 찾는 연구가 활발히 진행 중이다. 항공 분야에서도 마찬가지로 대부분의 에너

† Received: January 4, 2013 Accepted: September 30, 2013

\* Corresponding author, E-mail : jsbae@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

지원을 화석연료로 부터 얻는데, 화석 연료 사용을 줄이기 위해서 태양광 발전이나 연료전지를 이용하여 전기 모터를 구동하는 등의 연구가 진행 중이다.

한국항공대학교에서는 장기체공을 위한 태양광 무인항공기에 대한 연구가 국내에서 가장 활발하게 진행 중이다[1]. 태양광 발전을 이용하여 비행을 하게 되면 긴 체공 시간을 가질 수가 있고, 나아가 반영구 적인 체공이 가능하게 된다. 태양광 무인항공기의 궁극적인 목적은 항공기의 긴 체공 시간을 이용하여 관측감시 및 통신 중계 등에 활용함으로써 인공위성의 역할을 대체하는 것이다. 인공위성은 개발할 때 많은 비용이 요구되며 발사할 때 실패할 가능성이 있는 반면에 태양광 장기체공 무인항공기는 상대적으로 적은 개발비용과 운용비용으로 인공위성을 대체할 수 있고, 이러한 이유로 향후 많은 수요가 예상된다.

태양광 무인항공기는 인공위성에 비해서 저고도에서 군사지역의 정찰, 감시 및 산불 감시 등의 자연재해 모니터링과 지도 작성, 끝으로 휴대폰이나 군사 작전 지역 등에서의 통신 중계 업무를 담당 할 수 있다[2].

태양광 무인항공기의 다양한 활용 가능성에 따라 세계 각국에서는 많은 연구를 진행하고 있다. 세계최초의 태양광 발전을 이용한 항공기는 1974년에 미국 Aero Flight社의 Sunrise가 개발된 이후로 100여대의 기체가 개발되었다[3,4].

태양광발전을 이용한 항공기 중에서 최근에 개발된 주요한 사례를 살펴보면 NASA에서 개발된 전익기(wing body) 형태의 Helios는 프로펠러 항공기의 최대 상승 고도인 약 30km 상공까지 상승한 비행기록이 있고[5], 영국 QinetiQ社에서 개발된 Zephyr는 최장 비행시간인 착륙 없이 약 14일간 연속비행에 성공 하였다[6]. 소형 무인항공기인 ETH Zürich의 Sky Sailor는 27시간의 연속비행에 성공하였고[7], 최근에는 스위스의 Solar Impulse가 대서양 횡단에 성공한 바 있다[8].

본 연구에서는 고고도 장기 체공 태양광 무인항공기 개발을 위해서 3m급 저고도 장기 체공 무인 항공기를 개발하고, 이 기체를 이용하여 가을, 겨울의 비행 시험을 수행하였으며, 무인항공기의 12시간 연속비행 가능성을 확인하고자 한다.

## II. 본 론

### 2.1 태양광 및 전력 시스템

#### 2.1.1 태양 일사량

태양광 발전을 이용하는 태양광 무인항공기의

체공능력은 태양의 일사량에 의해 큰 영향을 받게 되고, 이런 태양일사량은 매 시각마다 다르게 되는데 이를 수학적으로 표현하기 위한 식을 유도 하였다.

우선 하루 중 태양일사량의 변화( $I_{day}$ )는 당일의 최대일사량( $I_{max,day}$ )과 일출( $T_{sunrise}$ )과 일몰( $T_{sunset}$ )시간 즉, 일조시간( $T_{day}$ )에 의한 삼각함수의 곡선으로 근사화 할 수 있으며, 대기의 청정도( $\eta_{wth}$ )를 함께 고려하여 이를 표현하면 식(1)과 같다.

$$I_{day} = I_{max,day} \sin\left(\frac{\pi}{T_{day}}(t - T_{sunrise})\right) \eta_{wth} \quad (1)$$

위식에서, 하루 중 최대 일사량은 지구와 태양의 위치에 의해 결정되는 일사각도에 따라 달라지며, 이는 기하학적인 방법으로 간단하게 구할 수 있다. 지구의 자전축이 23.5°가 기울어져있고, 위도가 37.5°인 서울을 기준으로 하루 중( $day$ ) 태양의 최대 일사각도( $\alpha_{max,day}$ )를 구하면 다음 식(2)와 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \alpha_{max,day} & \quad (2) \\ & = -23.5^\circ \cos\left(\frac{360^\circ}{365}(day+9)\right) + 52.5^\circ \end{aligned}$$

위의 식(2)에서 ( $day+9$ )로 날짜가 표현이 된 것은 태양의 일사각도가 가장 작은 동지의 기준일이 양력 약 12월 22-23일 부근으로 8-9일 정도의 차이가 있기 때문이다. 한편 태양의 일사각도로 인하여 결정되는 하루 중 최대 일사량인  $I_{max,day}$ 는 일사각도가 수직일 때의 일사량인  $1100 W/m^2$ 과 비교하여 식(3)과 같이 표현이 된다.

$$I_{max,day} = 1100 \sin(\alpha_{max,day}) \quad (3)$$

식(1),(2),(3)을 이용하면 태양광 무인항공기가 비행을 할 때 받을 수 있는 태양의 일사량을 계산할 수 있고, 이를 그래프로 나타내면 Fig. 1과 Fig. 2와 같다.

Figure 1과 2에서 알 수 있듯이 태양의 일사량은 약 12시에서 13시 사이에 가장 높음을 알 수 있고, 여름철과 겨울철에 최대일사량의 차이가 약 2배 가까이 발생함을 알 수 있다. 우리나라는 여름철과 겨울철의 일사량 변화가 매우 크기 때문에 태양광 발전을 이용한 고고도 장기체공 무인항공기 개발을 위해서는 겨울의 부족한 일사량에도 충분한 비행동력을 만들어 낼 수 있도록 높

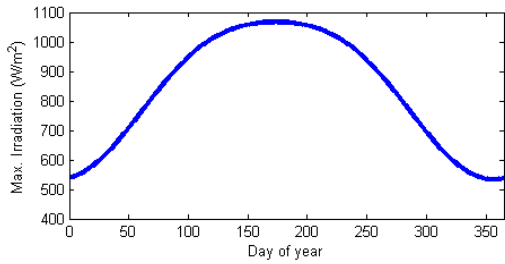


Fig.1. Maximum irradiance throughout a year

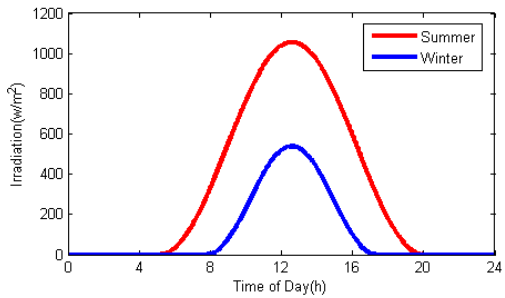


Fig. 2. Daily irradiance (summer and winter)

은 공력특성의 항공기 기체와 추진 시스템 및 태양광 발전 시스템이 적용 되어야 한다.

2.1.2 전력시스템의 구성

태양광을 이용하여 무인항공기가 추진력을 얻는 요소들의 개념도는 Fig. 3과 같다. 태양광 무인항공기는 태양광으로부터 태양전지에서 생산되는 전력을 MPPT(Maximum Power Point Tracker) 또는 PWM(Pulse Width Modulation) 컨버터 등과 같은 전력제어장치로 제어를 하고, 생산된 전력을 모터가 사용하고, 남은 전력은 배터리에 저장이 되며, 일사량이 부족하여 모터가 사용하는 동력만큼 태양전지가 전력을 생산하지 못할 때 사용된다.

2.1.3 전력시스템의 효율

Figure 3과 같이 태양광으로부터 태양전지(면적 :  $A_{s.c}$ , 효율 :  $\eta_{s.c}$ ), MPPT( $\eta_{mppt}$ ), 전자변속기( $\eta_{esc}$ ), 모터( $\eta_{motor}$ ), 감속기어( $\eta_{r.g}$ ), 프로펠러( $\eta_{prop}$ )를 거쳐 항공기가 추진력을 얻는 에너

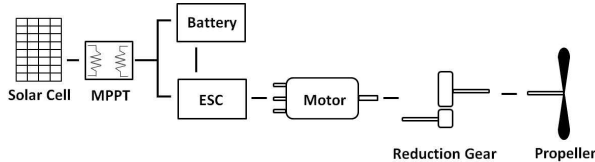


Fig. 3. Power train on a solar powered UAV

지( $E_{elec}$ )와 효율( $\eta_{total}$ )은 식(4),(5)와 같이 표현이 가능하다. 한편 매우 잘 구성된 전력 시스템에서 태양 에너지를 무인항공기의 추진에너지로 사용하는 효율이 10%내외인 점으로 볼 때, 태양광 무인항공기에서의 전력시스템은 매우 효율이 낮다고 볼 수 있다. 따라서 각각의 요소들이 모두 최고의 효율을 나타낼 수 있도록 최적화가 반드시 이루어 져야 한다.

$$E_{elec} = I_{day} A_{s.c} \eta_{s.c} \eta_{mppt} \eta_{esc} \eta_{motor} \eta_{r.g} \eta_{prop} \quad (4)$$

$$\eta_{total} = \eta_{s.c} \eta_{mppt} \eta_{esc} \eta_{motor} \eta_{r.g} \eta_{prop} \quad (5)$$

2.2 무인 항공기 기체

2.2.1 무인항공기 Pulsar 3600

본 연구의 태양광 무인항공기 개발에 사용된 무인항공기 기체는 상용 RC 글라이더인 Pulsar 3600을 이용하였다[Fig. 4]. 본 연구와 같은 탐색 연구 단계에서 가장 적절한 형태의 글라이더를 선택하였으며, 실제 제작시의 시행착오를 줄이고 도움이 될 제작 기술을 습득하기 위하여 상용제품을 사용하게 되었다. Pulsar 3600의 제원은



Fig. 4. Pulsar 3600 : Solar powered UAV

Table 1. Specification of Pulsar 3600

Categorize	Data
Wing Span	3.602m
Root Chord	0.25m
Tip Chord	0.20m
Wing Area	0.80m <sup>2</sup>
Aspect Ratio	16.1
Weight	3kg
Wing Loading	3.75kg/m <sup>2</sup>
Solar cell Area	0.56 m <sup>2</sup> (70%)
Maximum Power	120 W

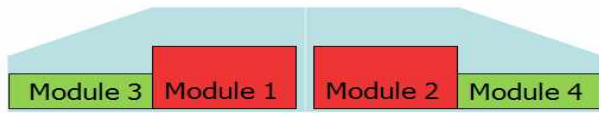


Fig. 5. Solar cell modules of Pulsar 3600

Table 1과 같으며, 주 날개가 세 등분되어 센터 날개와 좌, 우 날개로 분리가 되어 이동시 유리한 점이 있다.

설치한 태양전지의 모듈 배열은 Fig. 5와 같이 네 개의 병렬 모듈을 사용하였고, 각 모듈은 약 20%의 효율을 가지는 24장의 태양전지를 직렬 연결하여 제작 하였으며, 총 104장의 태양전지가 항공기날개에 부착되었다. Table 1에서 알 수 있듯이 태양전지가 날개 전체에 차지하는 면적은 70%정도이고, 최대 생산 가능 전력은 약 120W이다.

항공기에 탑재된 부품으로는 200W급 BLDC 모터(Brushless DC motor)에 감속기어를 사용하여 회전수를 줄여 사용하였고, 약 1.3.Kg의 리튬이온 배터리를 사용하였으며, 태양전지의 전력 제어 장치와 항공기의 자동비행을 위한 FCC(Flight Control Computer)와 관성항법장치, GPS등이 있고, 지상과 통신을 위한 무선 통신 모듈도 탑재하였다.

본 연구에서 사용된 태양전지의 전력제어장치는 PWM 컨버터 방식의 상용제품과 한국항공대학교에서 자체 개발한 MPPT 컨버터를 사용하였다.

### 2.2.2 무인항공기 비행 동력

항공기가 비행할 때 필요로 하는 동력은 항공기에 작용하는 추력과 항력, 양력과 중력으로 계산할 수 있으며 이를 기술하면 식(6)과 같다[9].

$$P_{req} = \frac{1}{2} \rho V^3 C_{De} S + \frac{2W^2}{\pi eAR\rho S} \cdot \frac{1}{V} \quad (6)$$

위식에서  $C_{De}$ 는 유해 항력 계수이며 부가 동체의 항력과 태양전지의 부착에 의한 항력증가를 고려하여 0.015로 비교적 크게 설정하였다.  $e$ 는 스펠 효율 계수로 Oswald 스펠 효율 계산법에 의해 0.8로 정의하였다.  $\rho$ 는 대기 밀도,  $S$ 는 날개 면적,  $W$ 는 기체의 중량이다. 위의 식(5)를 속도에 대한 그래프로 나타내면 다음 Fig. 6과 같다.

Figure 6에서 보면 항공기의 비행동력은 약 6m/s부근에서 10W 정도로 계산이 되며 4~8m/s의 속도 영역에서 비교적 적은 비행동력으로 비행함을 알 수 있다.

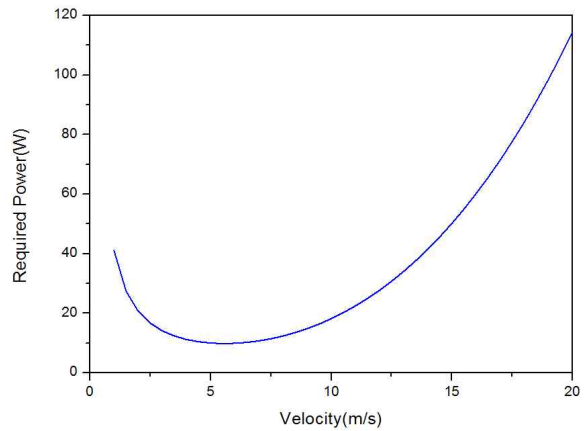


Fig. 6. Required power of Pulsar 3600

## 2.3 무인 항공기 기체

Pulsar 3600을 이용한 비행시험은 크게 12시간 이상의 연속비행을 성공한 2011년 9월 25일과 2012년 1월 14일의 비행시험으로 나눌 수가 있고, 그 이외에 여러 비행시험을 거쳐 항공기가 안정함과 비행능력을 테스트 하였다. Pulsar 3600이 비행할 때의 모습은 Fig. 7과 같고, 시험은 한국항공대학교의 활주로에서 이루어 졌다.

### 2.3.1 2011년 9월 25일 비행시험

2011년 9월 25일의 연속비행은 Pulsar 3600기체가 오전 6시 03분에 이륙을 하여 같은 날 18시 18분까지 12시간 15분간 비행하였으며, Fig. 8에서 알 수 있듯이 태양일사량이 가장 강한 정오 부근에서 구름이 있어 태양일사량이 예상되는 태양일사량 그래프보다 정오 부근에서 크게 부족하였다. 15시부터 18시까지의 시간에서 일사량 그래프에서는 실제 측정값이 예상 값 보다 높음을 알 수 있는데, 이는 태양일사량을 항공기에서 직접 측정하는 방식이 아닌 지상에서 측정을 함

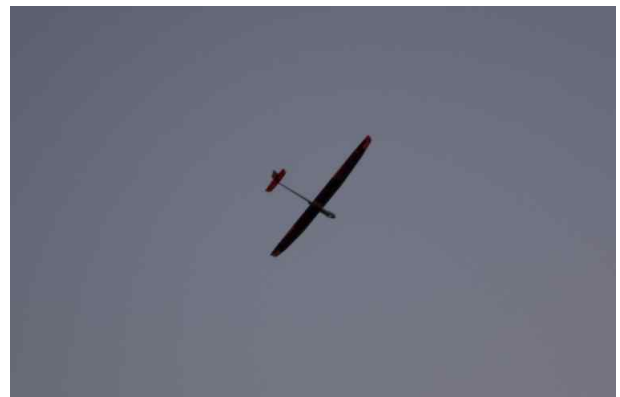


Fig. 7. Flight test of Pulsar 3600

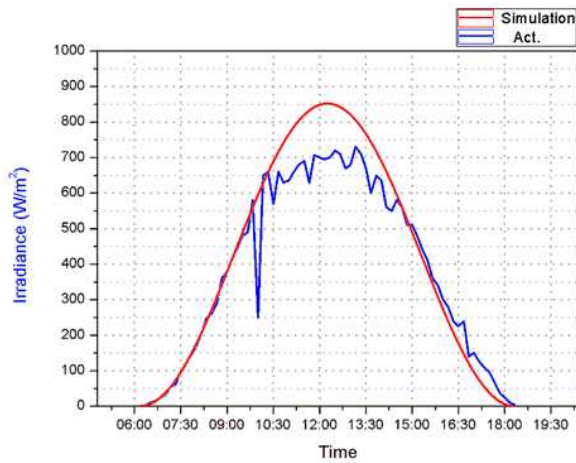


Fig. 8. Irradiance throughout flight test (Sept. 25th, 2011)

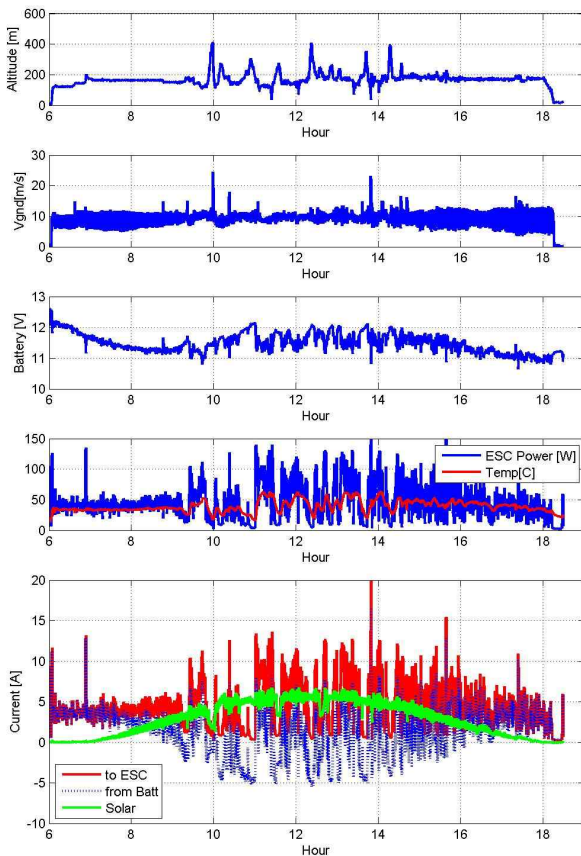


Fig. 9. Altitude, ground speed, battery voltage, electric power, and current throughout flight test (Sept. 25th, 2011)

으로 지면과 주변 건물 등의 지형에 의해서 반사되어 발생하는 측정오차로 판단이 된다.

실제 항공기에서 받은 데이터인 Fig. 9를 보면 비행고도를 육안으로 항공기를 직접 볼 수 있도록 200m가 넘지 않게 설정하여 비행 하였으며, 비행속도는 약 9m/s 정도가 된다. 일사량이 부

족한 6시에서 9시 정도 까지 배터리에 저장된 전력을 이용하여 비행 하였으며, 9시 부근부터는 전압이 올라가고 배터리로부터 나오는 전류가 마이너스(-) 값을 보임으로 해서 배터리가 조금씩 충전이 진행됨을 알 수 있고, 그에 따라 전압이 증가함을 알 수 있다. 한편, 10시 즈음에 큰 구름이 끼어 일사량 그래프에서도 일사량이 짧은 시간동안 크게 감소하였으며, Fig 9의 전류량 그래프에서도 확인할 수 있듯이, 태양전지에서 생산하는 전류가 크게 감소하였음을 알 수 있다.

그리고 일사량이 10시 정도부터 증가하면서 상승하는 지면 온도 등으로 인해 발생하는 상승 기류, 난기류와 바람이 불어 기체가 다소 불안정하게 비행을 하게 되면서 급격한 고도 변화와 소모동력이 증가함을 알 수가 있다.

비행시험은 일몰 후에 야간 비행을 위한 식별장치가 장착되어있지 않아 어두운 환경에서 기체 추락 등을 염려하여 18시 18분에 종료하였으며, 총 비행시간은 12시간 15분이다. 비행시험 종료 후에 배터리의 잔량을 확인하였고, 전체 배터리 용량의 30% 정도의 전력이 잔량으로 남아 있음을 알 수 있었다. 이에 따라 날씨가 맑아 일사량이 충분히 태양전지에서 많은 전력을 생산하였다면, 14~15시간 이상 정도를 충분히 비행이 가능했을 것이라 판단할 수 있다.

### 2.3.2 2012년 1월 14일 비행시험

겨울에 이루어진 2012년 1월 14일의 시험은 가을철에 이루어진 2011년 9월 25일의 시험과 크게 세 가지의 달라진 점이 있다. 첫 번째는 일출과 함께 비행을 시작한 가을의 시험과는 다르게 겨울에 이루어진 시험은 야간 식별장치를 장착한 항공기가 일출 약 1시간 전에 이륙을 시작하여 한 시간 가량 야간 비행 시간이 있으며, 두 번째는 PWM 방식의 태양전지 전력 제어장치를 자체 개발한 MPPT로 바꾸면서 태양전지에서 생산되는 전력이 10%정도 증가 하였다. 세 번째는 배터리의 전압을 기존의 3Cell 리튬이온 배터리를 이용하던 것을 6Cell 리튬이온 배터리로 교체 하였다. 전압을 증가시킨 이유로는 MPPT를 거친 전력이 Boost - Converter 방식으로 충전이 되면서 태양전지보다 배터리의 전압을 올리게 되었고 [10], 각 전력시스템 요소들의 내부 저항에서 손실되는 손실 전력을 전압을 올림으로 줄일 수가 있기 때문이다[11].

태양일사량은 Fig. 10에서 알 수 있고, 정오 부근에 약간의 연무가 끼 약간의 일사량 감소를 볼 수 있으며 나머지 시간에서는 비교적 맑아 손실되는 일사량이 적음을 확인할 수 있다.



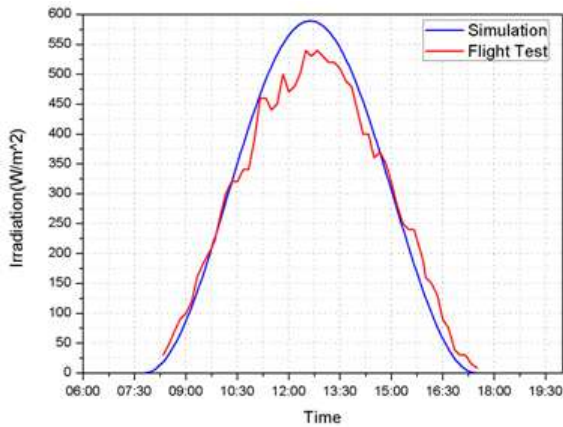


Fig. 10. Irradiance throughout flight test (Jan. 14th, 2012)

Figure 11의 비행 데이터를 살펴보면 6시 30분에 이륙한 Pulsar 3600은 기체가 약 200m의 고도에서 비행을 하였으며, 일사량이 큰 12시부터 4시정도까지 심한 고도 변화가 있었음을 알 수 있다. 상승기류로 인해서 고도가 너무 높게 상승할 경우에는 무선 통신 모듈의 송수신 거리보다 시장과 항공기간의 거리가 멀어질 수 있기 때문

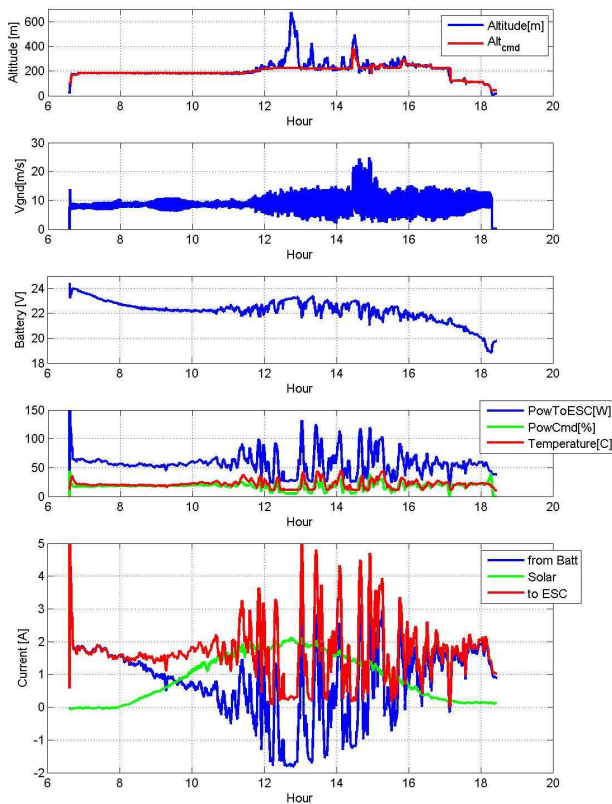


Fig. 11. Altitude, ground speed, battery voltage, electric power, and current throughout flight test (Jan. 14th, 2012)

에 600m 정도의 고도가 되면 자동으로 고도가 하강하도록 설정하였다.

한편, 속도 그래프에서도 비교적 속도변화가 적은 오전에 비해 12시를 기점으로 속도변화가 심하게 발생함을 알 수 있다. 태양전지에서 생산되는 전류에 의해 11시정도부터 배터리에 충전되기 시작 했으며, 2배정도 높아진 배터리 전압으로 생산되는 전류와 소모되는 전류가 Fig. 9에서 볼 수 있는 가을철에서의 전류량에 비해 50%정도의 수준으로 감소하였음을 알 수 있다. 그리고 겨울철의 부족한 일사량으로 인해서 배터리가 많이 충전되지 못하였고 이에 따라 배터리의 전압 상승도 작았으며, 기류불안정으로 인한 소모동력이 증가하였음을 확인 하였다.

배터리의 전압이 많이 감소된 17시 부터는 언제든지 착륙하여 추락을 방지할 수 있도록 고도를 200m에서 100m로 낮게 설정하여 비행하였으며, 18시 30분 까지 총 12시간의 비행시간을 기록하였다.

한편, 가을, 겨울의 비행시험에서 항공기는 평균적으로 9m/s 정도의 속도로 40-50W정도의 소모 전력으로 비행을 하였으며(Fig. 9,11), Fig. 6에서 알 수 있는 9m/s에서의 소모동력인 18W와 비교 하였을 때 40%정도의 추진 효율 조합 (Battery+ Motor+ReductionGear+Propeller)으로 비행하였음을 알 수 있고, 이는 잘 설계된 추진 시스템의 조합이 60~70%의 효율을 나타내는 것으로 볼 때[7], 비행시험에 사용된 추진시스템은 비교적 낮은 효율임을 알 수 있으며, 더욱 적은 전력으로 비행하기 위해서는 보다 향상된 추진시스템의 적용이 필요하다.

### III. 결 론

본 연구에서는 상용 RC 비행기를 이용하여 태양광 무인항공기를 개발하였다. 그 결과로 3.6m의 날개길이를 가지는 상용 RC 글라이더인 Pulsar 3600이란 기체를 이용하여 소형 태양광 무인항공기를 제작 하였으며, 예상되는 비행전력을 확인하고 비행시험을 수행 하였다.

가을, 겨울에 걸친 비행시험의 결과로는 국내에서 개발된 태양광 무인항공기로는 최초로 Pulsar 3600의 기체가 모두 12시간이상의 연속비행에 성공하였다. 우리나라의 사계절 중 일사량이 가장 부족한 겨울에 12시간의 연속비행이 가능하기 때문에 사계절 모두 태양광 무인항공기가 12시간이상의 연속비행이 가능함을 알 수 있다.

또한, 비행 시험시의 발생하는 여러 가지 상황

으로부터 야기되는 기체의 불안정한 상황에서 비행 방법 시험을 통하여 노하우를 터득 하였다.

그러나 비교적 낮은 추진 시스템의 효율에 의해 소모동력이 많이 증가하였고, 이에 따라 지속적인 연구에서 고효율의 추진 시스템을 적용할 수 있도록 연구가 진행되어야 한다.

이러한 항공기 제작과 비행시험을 바탕으로 고고도 장기 체공 무인항공기 개발에 필요한 비행체 해석 및 제작 기술을 확보하고, 실제 제작된 비행체로 비행시험을 수행하며 기상조건을 고려한 비행기법 기술을 확보하였고, 이를 향후 연구에 반영하고자 한다.

## 후 기

본 연구는 한국항공대학교의 교비연구과제로 진행되었으며, 이에 감사드립니다.

## References

- 1) Ahn, I.Y., Bae, J.S., and Park, S.H., "Study on 24 Hour-Continuous Flight of a Solar Powered UAV," The Korean Society for Aeronautical and Space Science Spring Conference, 2012.4, pp.744-749
- 2) Walker, R. E., Stone, A. R., and Shandor, M., " Secondary Gas Injection in a Conical

Rocket Nozzle," *AIAA Journal*, Vol. 1, Feb. 1963, pp.334~338.

3) Boucher, R. J., "History of Solar Flight," 20th SAE/ASME Joint. Propulsion Conference, AIAA Paper 84-1429, June 1984.

4) André NOTH, "History of Solar Flight", ETHZ-ASL, July 2008.

5) Helios Website <http://www.nasa.gov/centers/dryden/history/pastprojects/Helios/index.html>

6) QinetiQ Website <http://www.qinetiq.com>

7) André NOTH, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight", PhD Thesis, Autonomous Systems Lab, ETH Zürich, Switzerland, December 2008.

8) Solar Impulse Website <http://www.solar-impulse.com>

9) Lee, B.J., "Aerodynamics," Publications of Korea Aerospace University, 1988.

10) J.M. Enrique, E. Duran, M. Sidrach - de -Cardona, J.M. Andujar, "Theoretical assessment of the maximum power point tracking efficiency of photovoltaic facilities with different converter topologies", *Solar Energy*, 2007, pp. 31 - 38.

11) Giorgio Rizzoni, "Principles and applications of electrical engineering", McGraw-Hill, 2006