

지향성 에너지를 이용한 고고도 장기체공 태양광 무인항공기 운용 개념 연구

안효정*

A Study on Operational Concept of Solar Powered HALE UAV Using Directed-Energy

Hyojung Ahn*

Abstract

Recently, an UAV using green energy for propulsion has been developed due to exhaustion of fossil fuel. This aircraft runs on electric motors rather than internal combustion engines, with electricity coming from fuel cells, solar cells, ultracapacitors, and/or batteries. Especially solar cells are installed in HALE UAV and flight tests are performed in the stratosphere. Although the solar powered UAV has the advantage of zero emission, its energy conversion efficiency is low and operation time is limited. Therefore, the solar powered UAV has been designed to operate with the secondary battery obtaining flexibility of energy management. In this study, we suggest the new operational concept of the solar powered UAV using directed-energy rayed from the surface of earth to UAV. An UAV is able to secure additional power through attaching solar cell to the lower surface of elevator. As a result, the additional energy supplied by directed-energy can improve the energy management and operational flexibility of the solar powered UAV.

Key words HALE(고고도 장기체공), Directed-Energy(지향성 에너지), UAV(무인항공기), Solar Cell(태양전지)

(접수일 2011. 8. 1, 수정일 2011. 9. 18, 게재확정일 2011. 9. 19)

* 한국항공우주연구원

■ E-mail : hjahn@kari.re.kr ■ Tel : (042)870-3572 ■ Fax : (042)860-2501

Nomenclature

L : lift force, N

C_L : lift coefficient

D : drag force, N

C_D : drag coefficient

ρ : density, kg/m^3

S : wing area, m^2

V : relative velocity, m/s

e : Oswald's efficiency factor

AR : aspect ratio

subscrip

- UAV : unmanned aerial vehicle
- HALE : high altitude long endurance
- JP-8 : Jet Propellant 8
- RFC : regenerative fuel cell
- PMS : power management system
- RPM : revolution per minute
- SOC : state of charge

1. 서론

현재 우리 사회의 주요 에너지원으로 사용하고 있는 석유는 폭발적인 수요증가로 인하여 매장량이 크게 감소하고 있다. 또한 석유는 에너지 생성과정에서 발생하는 이산화탄소로 인하여 지구온난화 같은 환경 문제를 야기한다. 따라서 석유를 대체할 새로운 에너지원에 대한 수요가 증가하고 있다. 항공분야에서도 기존의 JP-8과 같은 항공유 대신 신재생에너지를 활용한 무인항공기에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다⁽¹⁻³⁾. 특히 선진국에서는 소음이 적고 유지보수가 유리한 전기모터 추진방식의 무인항공기에 대해 집중적으로 연구를 진행하고 있다. 보통 전기모터 추진식 무인항공기는 태양전지, 연료전지와 같은 에너지 변환장치나 2차전지와 같은 에너지 저장장치로부터 에너지를 공급받는다.

태양전지는 태양광 에너지를 전기에너지로 변환시켜주는 에너지 변환기구로서 성층권에서 장시간 운용할 수 있는 무인항공기용 주전원으로 고려되고 있다. 그러나 태양전지는

에너지 변환효율이 낮기 때문에 수만장의 태양전지가 비행체 날개에 부착되어야만 전기모터를 구동시킬 수 있는 최소한의 에너지를 태양으로부터 확보할 수 있다. 이때 동일한 형태의 태양전지 단위셀이 직병렬로 연결되어 사용되므로 경량, 고효율의 태양전지가 필요하다. 그러나 현존하는 최고수준의 태양전지라 할지라도 다른 전원에 비하여 상대적으로 단위면적당 출력밀도가 낮으며, 태양전지 특성상 낮 동안에만 전력 생산이 가능하다는 문제로 인하여 무인항공기의 에너지 관리에 있어 가장 중요한 제한조건으로 작용한다. 또한 계절 및 비행고도에 따라서도 태양전지에서 생산하는 전력량도 크게 변화하므로 무인항공기 추진전원으로 태양전지를 단독으로 사용하기에는 무리가 있다.

대부분의 태양광 무인항공기는 위와 같은 단점을 극복하고자 Fig. 1과 같이 재생형 연료전지(RFC)나 2차전지 등을 함께 사용하여 주간 비행 동안 태양전지에서 생산된 잉여 에너지를 저장한 다음 야간비행 시 활용하고 있다^(4,5). 이때 재생형 연료전지는 잉여의 전기에너지를 물분해 장치를 통해 수소와 산소로 저장하는데 비해 2차전지의 경우는 전기에너지를 직접적으로 전지에 저장이 가능하다.

특히 2차전지의 경우 태양광 무인항공기가 이착륙 및 야간 비행 시 충분한 에너지를 사용할 수 있도록 2차전지의 용량을 결정해야 한다. 그러나 2차전지는 용량에 따라 전지 무게가 직비례하여 증가하기 때문에 경량화가 어렵다는 단점이 있다.

본 연구에서는 현재 개발되고 있는 태양광 무인항공기의 에너지 관리의 한계를 극복하기 위하여 태양전지 및 2차전지 뿐만 아니라 지향성 에너지를 이용한 에너지 전달 방법을 활용하여 태양광 무인항공기의 새로운 운용개념에 대해서 제안하였고, 이에 대한 효과를 분석하여 정리하였다.

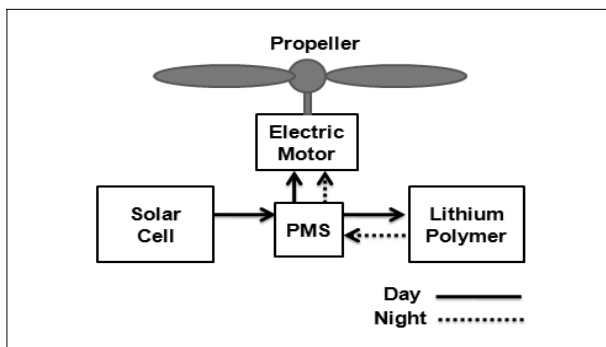


Fig. 1 고고도 장치제공 태양광 무인항공기의 에너지 관리 체계

2. Solar Impulse 분석

본 연구에서는 스위스를 중심으로 개발 중인 Solar Impulse (Fig. 2)를 기본 모델로 설정하고 추진 전원시스템에 대해 분석하였다. 2011년 초도비행에 성공한 Solar Impulse는 현존하는 태양전지 추진 항공기 중 기술수준이 가장 높고, 지향성 에너지를 이용한 운용개념을 항공기에 접목시켜 다양한 분석이 가능할 정도로 충분한 데이터를 제공하고 있다. 비록 현재



Fig. 2 태양광 유인항공기 Solar Impulse

Solar Impulse는 유인 항공기로 개발되고 있지만, 항공기 조종사 대신 무인 작동을 위한 각종 장비 및 페이로드(payload)를 장착한다면 무인항공기로 즉시 응용이 가능하다.

2.1 Solar Impulse 추진시스템 분석

Solar Impulse에 대한 기본 제원⁽⁶⁾은 Table 1과 같다. Solar Impulse의 전원 시스템은 태양전지 및 2차전지로 구성되어 있으며, 전기 모터(max, 7.5kW) 4개에 전력을 공급한다. 태양전지는 주날개 윗면에 10,748개, 엘리베이터(elevator) 윗면에 880개가 사용되었으며, 총면적 200m²에 부착되어 있다. 사용된 태양전지는 단결정 실리콘(amorphous silicon) 타입으로 두께가 150μm 정도이고 효율이 대략 20% 정도이다.

2차전지는 220Wh/kg의 리튬 폴리머(lithium polymer) 전지를 400kg 사용하고 있으므로 총 88kWh의 에너지를 저장할 수 있다. 전기모터는 최대출력 10마력으로 날개 아랫면에 4개

Table 1. Solar Impulse의 제원

태양전지	단결정 실리콘 타입 : 11,628개 (태양전지 장착 면적 200m ²)
2차전지	리튬폴리머전지 : 400kg(220Wh/kg)
날개폭	63.4m
총길이	21.85m
총높이	6.40m
총중량	1600kg
추진모터	전기모터(max, 7.5kW) 4개
이륙속도	35km/h
최대속도	70km/h
비행시간	최대 36시간
비행고도	8,500m, 최대 12,000m

가 장착되어 있으며 기어박스를 통해 2개의 블레이드(blade)로 구성된 프로펠러를 200~400RPM으로 회전시킨다.

보통 항공기의 양력과 항력은 식 (1) 및 식 (2)와 같이 표현할 수 있다⁽⁷⁾.

$$L = C_L \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (1)$$

$$D = C_D \frac{\rho}{2} S V^2 \quad (2)$$

만약 항공기가 정상상태(순항상태) 조건에서 운행되고 있다면 양력은 중력과 균형을 이룬다고 생각할 수 있다. 따라서 식 (1)을 통해 양력계수 C_L을 계산하면 1.555을 얻을 수 있다.

$$C_D = \frac{C_L^2}{e \pi A R} \quad (3)$$

항력계수 C_D는 식 (3)을 통해 유추가 가능하며, 계산결과 0.039임을 알 수 있다. 전기모터의 소요전력은 항력을 이겨내는 데 필요한 동력과 같다. 따라서 식 (4)과 식 (2)를 통해 순항을 위한 동력을 계산할 수 있다.

$$Power = D \times V \quad (4)$$

위의 식들을 통하여 Solar Impulse가 이륙하기 위해서는 약 3,823W의 동력이 필요하다는 것을 알 수 있다. 만약 Solar Impulse가 순항 속도인 70km/h로 비행할 경우에는 30,584W가 필요하고 추진 모터는 4개로 구성되므로 개당 7,646W가 필요하다. 이러한 계산결과는 Table 1에서 제시한 실제 Solar Impulse의 추진 모터 사양과 약 2%의 오차가 존재한다는 것을 알 수 있다. 따라서 본 논문에서 제시한 추진 시스템 분석 모델과 상수는 Solar Impulse의 국내 운용 가능성 검토에 활용 가능할 것이라 판단할 수 있었다.

2.2 Solar Impulse 국내 운용 가능성 검토

본 연구에서는 Solar Impulse가 대전을 중심으로 운용된다고 가정하고, 대전 지역의 일사량과 일조시간 데이터를 조사하여 운용 가능성을 분석하였다.

Fig. 3은 대전 지역의 1년 동안의 데이터를 바탕으로 봄, 여름, 가을, 겨울의 하루 동안 일사량과 일조시간의 평균값을

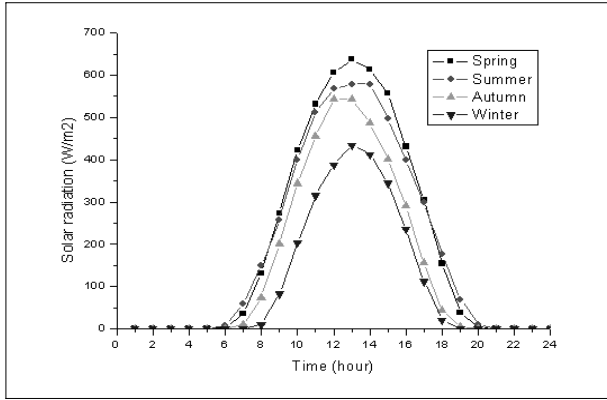


Fig. 3 대전 지역 평균 조사량 및 일조시간

나타낸 그래프이다⁽⁸⁾. Fig. 3로부터 계산할 수 있듯이 Solar Impulse가 봄철(3월~5월) 하루 동안 태양으로부터 획득할 수 있는 총에너지는 948kWh로서 다른 계절에 비해 가장 많은 에너지를 얻을 수 있다. 태양전지의 평균 전기변환효율이 20%라고 가정한다면 총 189.6kWh의 에너지를 전기로 변환시킬 수 있다. Solar Impulse에 탑재된 리튬폴리머전지의 용량이 88kWh이므로 설계마진을 최대로 고려하여 189.6kWh 중 88kWh는 리튬폴리머 전지에 에너지를 저장하는데 사용된다고 가정한다. 따라서 태양전지로부터 생산된 에너지 중 추진 목적으로 자유롭게 사용할 수 있는 최소 에너지는 약 101.6kWh가 된다. 봄의 일조시간을 12시간이라고 가정하면 최소 8,467W를 항공기 추진으로 계속하여 사용할 수 있다. 만약 리튬폴리머전지가 어느 정도 충전되어 있다면 88kWh보다 적은 에너지만 충전하면 되므로 더욱 많은 출력을 항공기 추진으로 사용할 수 있다.

Solar Impulse가 봄에 야간 비행을 할 경우에는 낮시간 동안 리튬 폴리머 전지에 저장했던 88kWh의 에너지를 사용해야 한다. 봄철 야간시간을 고려한다면 Solar Impulse가 추진으로 사용하는 출력은 적어도 평균 7,333W보다는 작아야 한다. 만약 그보다 많은 전력을 사용한다면 새벽녘에 추진모터에 충분한 전력이 공급되지 않아 양력을 잃을 수 있다.

만약 Solar Impulse가 겨울철(12월~2월)에 운용된다고 가정하면 하루 동안 태양으로부터 획득할 수 있는 총에너지는 511kWh로서 봄에 비해서 약 46% 정도 감소한다. 겨울철에는 일사량 감소뿐만 아니라 최대 일조량도 9시간으로 감소되기 때문이다. 따라서 태양전지도 태양으로부터 총 102.2kWh밖에 전기에너지로 변환시키지 못한다. 바닥난 리튬 폴리머

전지를 충전하는데 88kWh를 사용한다고 가정하면 주간동안 자유롭게 사용할 수 있는 동력은 1,578W 밖에 되지 않으며, 이륙을 위한 최소 비행동력인 3,823W에도 미치지 못한다. 따라서 야간 비행에서 리튬 폴리머 전지에 저장된 에너지가 모두 소진될 가능성이 높으며, 이러한 문제는 다음 날 주간 비행 시 에너지 관리 전략에도 영향을 줄 수밖에 없다.

이러한 결과로 유추해 볼 때 Solar Impulse의 경우, 봄철과 여름철을 제외하고는 대전지역에서의 원활한 운용은 기대하기 어렵다고 판단할 수 있다. 특히 겨울철에는 다른 계절에 비해 일조량과 일조시간이 상당히 감소하므로 현재 기술로는 Solar Impulse가 태양에서 전달되는 에너지만으로는 장기체공이 불가능하다.

2.3 태양광 무인항공기의 운용 한계

Fig. 3에서 볼 수 있듯이 대전지역의 겨울철에 태양으로부터 획득할 수 있는 에너지는 2,56kWh/m²이다. 태양전지의 효율 20%를 생각하면 0.51kWh/m²의 전력생산이 가능하다.

겨울철에는 15시간동안 야간비행이 필요하므로, 순항 출력 7kW로 비행 한다고 가정하면 105kWh의 에너지가 필요하다. 주간비행 9시간 동안 야간 비행용 에너지를 저장하기 위해서는 11.67kW의 출력이 필요하다. 또한 주간에도 순항 출력 7kW가 필요하므로, 낮 시간동안 태양전지에서는 총 18.67kW의 전력을 연속해서 생산해야 한다. 이 값을 겨울철 태양전지 에너지 밀도 0.51kWh/m²를 통해 계산해 보면 329.5m²의 면적에 태양전지가 장착되어야지만 주야간 비행이 가능하다는 것을 알 수 있다. 또한 리튬폴리머전지 역시 477kg 정도가 필요하다.

이와 같이 고고도 장기체공 무인항공기가 주야간으로 원활한 비행임무를 수행하기 위해서는 기본적으로 태양으로 전달되는 에너지양이 많아야 하고 태양전지의 전기변환효율도 높아야 한다. 그러나 태양전지의 전기변환효율은 20~40% 수준이고⁽⁹⁾, 태양에서 전달되는 에너지양은 위도에 따라 정해져 있기 때문에 태양광 무인항공기의 비행은 지역적인 제한이 따를 수밖에 없다. 따라서 태양광 무인항공기가 개발이 완료된다 하더라도 범용성이나 활용성은 낮을 것이라 예상할 수 있다. 이러한 문제를 해결하기 위해서는 태양광 무인항공기가 태양에서 직접 전달받는 에너지 이외에 외부로부터 양질의 에너지를 공급받아야 하며, 이러한 개념이 포함된 새로

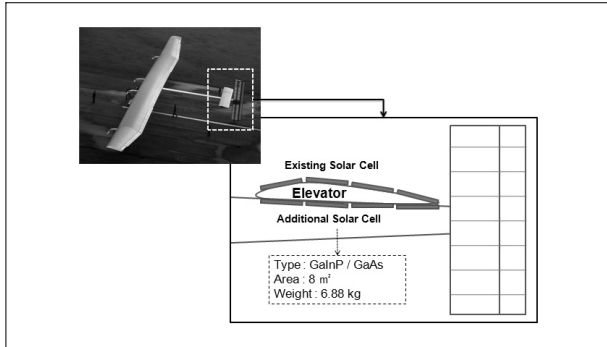


Fig. 4 엘리베이터 아랫면 장착된 태양전지

운 에너지 관리체계의 개발이 반드시 필요하다.

3. 지향성 에너지를 응용한 태양전지 무인항공기

3.1 지향성 에너지 적용 방안

Solar Impulse의 추진 시스템 분석을 통해 현재 기술 수준의 태양전지 무인 항공기는 계절, 날씨, 위도 등에 따라 장기 체공 운용의 한계가 존재한다는 것을 알 수 있었다. 이러한 문제를 극복하기 위해서는 태양전지의 효율을 상승시키거나 2차전지의 에너지밀도를 증가시키는 방법이 있으나, 기술 발달 속도로 미뤄 볼 때 수년 이내에는 해결되지 못할 가능성이 높다.

비록 화합물 반도체 태양전지의 경우 30% 이상까지 전기 변환효율을 확보하고 있으나 단결정 실리콘 타입에 비하여 고가이기 때문에 10,000개 이상의 태양전지를 필요로 하는 무인항공기에는 적용하기는 어렵다.

본 연구에서는 이러한 문제점을 극복하기 위하여 지상으로 부터 전송되는 지향성 에너지를 통해 추가적인 에너지를 공급받을 수 있는 개념을 도입하였다. 기존의 Solar Impulse의 경우, 태양의 위치를 고려하여 주날개와 엘리베이터의 윗면에만 태양전지를 부착하였지만, 본 연구에서는 Fig. 4와 같이 지상에서 전송되는 지향성 에너지로부터 에너지를 획득할 수 있도록 엘리베이터 아랫면에도 태양전지를 장착하였다.

엘리베이터 아랫면에 추가로 장착되는 태양전지는 전기 변환효율을 고려하여 Fig. 5와 같이 Ge기판위에 GaInP/GaAs

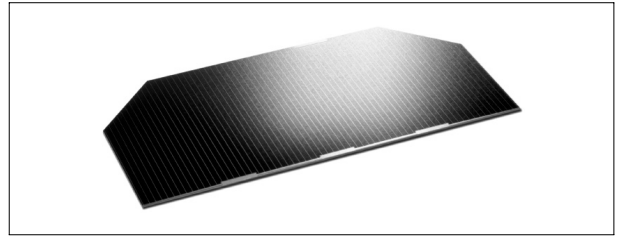


Fig. 5 GaAs 태양전지(Azur space 社)

Table 2. GaAs 태양전지의 제원

기본재료	GaInP/GaAs/Ge
기판	Ge substrate
평균무게	≤ 86mg/cm ²
전압(@최대출력)	2,379V
전류(@최대출력)	16.73mA/cm ²
평균효율	29~30%

이 접합이 되어 있는 화합물 반도체 타입으로 선정하였다⁽¹⁰⁾. Ge을 기판으로 이용하는 태양전지는 Ge 자체가 기계적인 충격에 강하여 기판을 얇게 만들 수 있으므로 GaAs 기판보다 무게를 50% 정도 줄일 수 있다는 장점이 있다⁽¹¹⁾. 이때 화합물 반도체 태양전지가 장착되는 면적은 가격 및 무게 상승을 고려하여 8m²으로 제한하였다. Table 2의 데이터를 바탕으로 추가 장착되는 태양전지의 무게를 계산하면 약 6.88kg 정도임을 알 수 있다.

보통 소리, 전자기파 등의 에너지는 발원지를 중심으로 3차원 공간으로 퍼져 나가지만, 지향성 에너지는 에너지를 한 방향으로 집중 강화시켜 사용한다. 보통 지향성 에너지에는 레이저

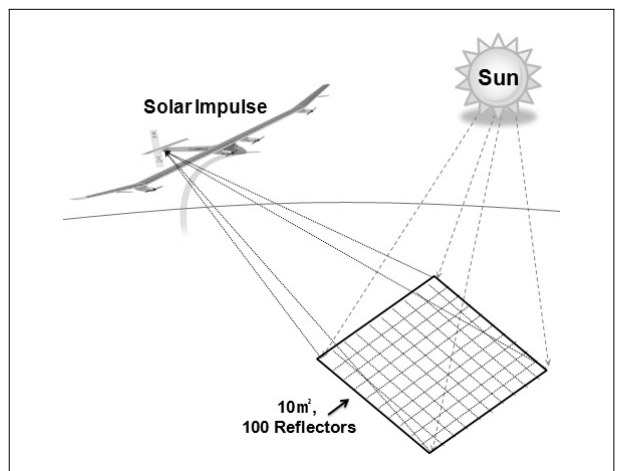


Fig. 6 지향성 에너지 무인항공기 운용개념

(laser), 고출력 마이크로 웨이브(high power microwave) 등이 존재하지만, 본 연구에서는 운용의 효율성, 경제성을 고려하여 지상에 여러 개의 반사경을 설치한 후, 지표면에 도착하는 태양광을 무인항공기의 엘리베이터 아랫면의 태양전지로 집속시키는 방법을 선택하였다. 이때 반사경이 설치되는 면적이 넓을수록 많은 태양 에너지를 한곳으로 집중시킬 수 있다. 본 연구에서는 10m²의 반사경 100개를 이용하여 엘리베이터 아랫면에 부착된 8m²의 태양전지판에 태양광이 조사되도록 하여 단위면적당 전력 생산량이 100배 정도 향상되도록 설계하였다. 이때 반사경들은 무인항공기의 위치를 추적하여 엘리베이터의 아랫면을 연속적으로 조사할 수 있도록 반사경의 방위각과 고각을 제어할 수 있도록 설계되어야 한다.

3.2 지향성에너지 무인항공기 운용개념

기존의 Solar Impulse는 태양전지가 한정된 날개 면적 안에 장착되어 있기 때문에 태양에너지로부터 획득할 수 있는 에너지의 한계가 있다. 그러나 본 연구에서 제안된 태양광 무인항공기는 태양으로부터 직접 조사되는 태양광과 함께 지상에 설치된 반사경에 의해 양질의 태양광을 획득할 수 있으므로 무인항공기의 장기체공을 위한 에너지 운용의 자유도를 향상시킬 수 있다.

태양전지와 2차전지를 이용한 무인항공기 운용에 있어서 가장 중요한 시점은 주야가 변경되는 새벽녘과 저물녘이다. 만약 무인항공기가 야간비행 동안 2차전지에 저장된 에너지를 지나치게 소진해 버리면, 태양으로부터 에너지를 획득하기 이전에 항공기 추력으로 사용할 에너지가 부족하여 실속이 발생할 수 있다. 또한 비록 무인항공기가 야간비행에서 주간비행으로 모드전환을 성공하였더라도, 2차전지의 state of charge(SOC)가 너무 낮으면 주간비행 동안의 무인항공기의 활동범위 및 비행속도 등이 제한될 수 있다. 즉, 무인항공기는 주간이라 할지라도 태양전지로부터 획득한 여분의 전력이 2차전지를 완전히 충전할 때까지는 비행의 제한을 둘 수밖에 없다. 만약 주간 비행동안 태양전지가 2차전지를 완전히 충전하지 못한다면 다음 야간비행은 불가능하기 때문에 반드시 2차전지가 완충 상태에서 비행모드전환을 해야 한다.

이런 이유로 만약 태양광 무인항공기가 지상에 설치된 반사경에 의해 에너지를 공급받아 2차전지를 급속으로 충전시킬 수만 있다면, 주간 비행 동안에 태양전지로 생산되는 대부

분의 전력은 전기모터를 구동시키는데 사용될 수 있으므로 충분한 양력을 확보할 수 있다. 따라서 태양광 무인항공기는 비행의 자율성을 확보할 수 있을 뿐만 아니라 페이로드를 활용하여 다양한 임무를 수행할 수 있다. 또한 태양광 무인항공기가 주간비행동안 외부환경에 의해 2차전지를 완충하지 못한 상황이 발생하였을 경우, 야간비행 모드로 전환하기 전에 지상에 설치된 반사경으로부터 에너지 공급을 받아 2차전지를 완전히 충전시킬 수도 있다.

3.3 지향성 에너지 효과분석

지향성 에너지의 활용 효과를 분석하기 위하여 에너지 관리측면에서 태양광 무인기의 가장 취약한 시점을 중심으로 시나리오를 작성하였다. 태양광 무인항공기는 야간비행에서 주간비행으로 모드 전환한 시점에서 2차전지의 SOC는 바닥 상태라고 가정하였다. 태양광 무인항공기는 시나리오에 따라 오전 10시부터 지상으로부터 지향성 에너지를 공급받아 2차전지를 충전한다. 이때 지향성 에너지의 전송과정에서 발생하는 대기 손실을 최소화하기 위하여, 2차전지 충전 동안에는 무인항공기의 비행고도를 약 1,000m까지 낮춘 후에 반사경 주위를 천천히 선회한다.

Table 3은 계절에 따라 날개 윗면에 장착된 태양전지로부터 생산될 수 있는 전력과 지향성 에너지를 통해 엘리베이터 아랫면에 장착된 태양전지로부터 생산될 수 있는 전력을 비교한 결과이다. 계산 결과에서 볼 수 있듯이 비록 날개윗면에 장착된 태양전지판의 넓이가 엘리베이터 아랫면에 장착된 태양전지보다 25배 넓지만, 태양전지의 효율이 10% 정도 차이가 있고, 반사경을 통해 태양광을 집속시키므로 엘리베이터 아랫면에서 획득할 수 있는 전력의 크기가 약 6배 정도 크다는 것을 확인할 수 있다.

특히 Solar Impulse에 사용하는 리튬 폴리머 전지의 경우 저장 용량이 88kWh임을 감안한다면 봄철에는 태양전지 무

Table 3. 계절에 따른 태양전지 전력 생산량(10시 기준)

계절	날개윗면(200m ²)	엘리베이터 아랫면 (8m ²)
봄	16,920W	101,520W
여름	16,000W	96,000W
가을	13,760W	82,560W
겨울	8,120W	48,720W

인항공기가 약 52분 동안 반사경의 상공을 비행함으로써 엘리베이터 후면에 장착된 태양전지를 통해 리튬 폴리머전지를 완전히 충전시킬 수 있다. 만약 겨울철이라면 일사량이 감소하므로 약 1시간 50분 동안 반사경 상공에 체공해야 리튬 폴리머 전지를 완전히 충전할 수 있다.

위의 결과 값들은 반사경으로부터 조사된 지향성 에너지만을 이용하여 2차전지를 완전히 충전한다고 가정하고 계산한 것이다. 그러나 주날개 윗면에 장착되어 있는 태양전지로부터 생산된 전력의 일부도 함께 이용한다면 리튬 폴리머 전지를 보다 빠르게 충전을 완료시킬 수 있다. 이렇게 지향성 에너지를 통해 리튬 폴리머 전지를 빠르게 충전시킬 수 있다는 것은 줄어든 충전시간과 전력만큼 주날개로부터 획득한 전력을 추진시스템에 공급할 수 있다는 것을 의미한다.

현재 미군에서 사용하고 있는 글로벌 호크(global hawk) 무인항공기의 경우, 항공기 내 연료탱크에 항공유가 고갈되면 가까운 기지에 착륙하여 하거나 공중 급유기를 통해 추가의 항공유를 공급받아야 한다. 이러한 무인항공기의 운용개념은 임무 수행 능력 및 안전성 측면에서 운용성의 제한요소로 작용할 수 있다. 그러나 고고도 장치체공 태양광 무인항공기가 지향성 에너지로 에너지를 공급받는다는 개념을 도입하면 비행 중에도 에너지 공급이 가능하여 운용성 및 안전성 측면에서 유리하다. 또한 기존의 태양광 무인항공기와는 달리 위도나 계절의 제한 요소를 보다 유연성 있게 극복할 수 있다. 이러한 장점들을 통해 무인항공기를 군사적으로 이용할 경우 작전 반경을 증가시킬 뿐만 아니라 작전의 효율도 극대화시킬 수도 있다.

비록 본 연구에서는 반사경 표면에 도달한 태양광을 다시 항공기로 전달하는 방법을 이용하였으나, 지상에 설치된 레이저나 라이트(light)와 같은 장치를 이용하여 직접 빔(beam)을 조사하는 방법도 생각할 수 있다. 이 경우는 밤낮이나 지역 날씨와는 상관없이 에너지를 무인항공기에 전달할 수 있다는 장점이 있으나, 빔을 생성하기 위한 추가적인 에너지가 필요하므로 에너지 효율 측면에서는 상대적으로 불리한 면이 있다. 그러나 반사경을 이용하는 방법에 비해 비교적 적은 시설면적을 필요로 하고, 효과적인 에너지 운용이 가능하므로 군사용 무인항공기로는 고려할만한 가치가 있다고 판단된다.

4. 결론

본 연구에서는 먼저 현존하는 태양광 추진 항공기들 가운데 Solar Impulse에 대한 추진 전원시스템을 분석하여 국내 적용 가능성을 검토해 보았다. Solar Impulse는 고고도 장기체공을 위하여 에어버스(airbus)에서 제작한 A340 민항기 수준의 넓은 날개를 통해 충분한 양력 및 태양전지 장착공간을 확보하였다. 그러나 위도에 따른 태양에너지의 감소, 태양전지의 낮은 전기변환효율, 낮은 2차전지의 에너지 밀도 등의 한계 때문에 국내에서는 Solar Impulse 운용에 제한이 있었다. 특히 겨울철의 경우, 표면에 도달하는 태양에너지가 급격히 감소하기 때문에 장기체공의 비행 자체가 어렵다고 판단할 수 있었다.

본 연구에서는 이러한 문제를 극복하기 위하여 무인항공기 날개에 직접 전달되는 태양광뿐만 아니라 지상에 설치되어 있는 반사경을 통해 추가의 태양광을 획득할 수 있는 개념을 도입하였다. 비록 엘리베이터 아랫면 8m²에 화합물 반도체 타입인 GaAs 태양전지가 추가로 장착되어 무게가 6.88kg 증가하였으나, 반사경으로부터 집속된 태양광을 통해 상당량의 에너지를 확보할 수 있으므로 계절에 관계없이 2차 전지를 빠르게 충전할 수 있었다. 이를 통해 주날개로부터 획득한 전력 중 2차전지를 충전하기 위해 소모되었던 기존의 전력을 전기모터 추진용으로 공급할 수 있게 되어 비행의 운용의 자유도를 증가시킬 수 있었다. 또한 고고도 장치체공 태양광 무인항공기를 지역이나 계절에 관계없이 운용할 수 있기 때문에 군사적으로 활용이 가능할 것이라 판단되었다.

References

- [1] A. Noth, 2008, "History of Solar flight", Autonomous Systems Lab, Swiss Federal Institute of Technology Zurich.
- [2] 이종규, 전재호, 이종연, 2008, "바이오가스 연료기반 연료전지발전 기술동향", 한국신재생에너지학회지, Vol. 4, No. 3, pp. 5-14, 2008.
- [3] 안효정, 지현진, 배중면, 차석원, 2007, "연료전지-태양전지 하이브리드 자동차에 대한 제어전략 및 특성평가", 대한기계학회논문집 B 제31권 제10호, pp. 840-847, 2007.
- [4] David J. Bents, Vincent J. Scullin, Bei-Jiann Chang,

Donald W. Johnson, Christopher P. Garcia, 2005, "Hydrogen-Oxygen PEM Regenerative Fuel Cell Energy Storage System", NASA, Glenn Research Center, NASA/TM.2005-213381.

[5] 정용운, 이용교, 강왕구, 김동민, 염찬홍, 2005, "성층권비행선용 재생연료전지 시스템 요구사항", 한국신재생에너지학회 2005년도 춘계학술대회, pp. 252-255, 2005.

[6] <http://www.solarimpulse.com>.

[7] Bruce R. Munson, Donald F. Young, Donald F. Young, 2001, "Fundamentals of Fluid Mechanics", Wiley 4th

edition.

[8] 대한민국 기상청 자료(www.kma.go.kr).

[9] Jenny Nelson, 2003, "The Physics of Solar Cells", Imperial College Press.

[10] <http://www.azurspace.com>.

[11] 이동호, 김영환, 송진동, 김성일, 2009, "집광에 의한 GaAs/AlGaAs태양전지의 출력 증대 연구", 한국신재생에너지학회지, Vol. 5, No. 3, pp. 26-31, 2009.

안 호 정



2004년 부산대학교 기계공학부 공학사
2008년 서울대학교 기계항공공학부 공학석사

현재 한국항공우주연구원 연구원
(E-mail : hjahn@kari.re.kr)