

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(1), 47-58(2014)

DOI:<http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.1.47>

대체에너지를 사용한 글라이더형 고고도 장기체공 무인항공기의 초기사이징

한혜선\*, 김찬얼\*, 황호연\*\*

Initial Sizing of a Glider Type High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle Using Alternative Energy

Hye-sun Han\*, Chan-eol Kim\* and Ho-yon Hwang\*\*

Department of Aerospace Engineering, Graduate School, Sejong University\*

Department of Aerospace Engineering, Sejong University\*\*

ABSTRACT

In this research, the initial sizing of a HALE(High Altitude Long Endurance) UAV which uses solar power and hydrogen fuel cell as an alternative energy was performed. Instead of a wing box type, a glider type was chosen since it is relatively easy to get a data thanks to many researches abroad. Maximum takeoff weight is around 150Kg and the propulsion system is composed of motor, propeller, solar cell, and hydrogen fuel cell which can be recharged through electrolysis. Maximum takeoff weight was estimated as aspect ratio, wing span, wing area change while considering energy balance of required energy which is necessary for flight during the entire day and available energy which can be taken from the solar cell.

초 록

본 연구에서는 대체에너지로 태양광과 수소재생연료전지를 사용하는 고고도 장기체공 무인기의 초기 사이징을 수행하였다. 박스 윙 형태의 형상 대신 해외에서 연구가 많이 진행되어 상대적으로 기본 자료들이 풍부한 글라이더 형태의 형상을 선택하였다. 이륙중량 150 kg 급으로 추진 시스템은 모터와 프로펠러, 태양광 전지, 전기분해를 통해 재충전이 가능한 액체수소 연료전지로 구성되어있다. 하루 동안 순항 비행 시 필요한 최소 요구 에너지와 낮 시간으로부터 얻을 수 있는 태양광 에너지와의 에너지 균형을 고려하여 가로세로비, 날개 길이, 면적 등 항공기 설계변수를 변화시키면서 전체 이륙중량을 추정하였다.

**Key Words** : High Altitude Long Endurance(고고도 장기체공), Solar Power(태양광 동력), Energy Balance(에너지 균형), Fuel Cell(연료전지), Initial Sizing(초기 사이징), UAV(무인기)

I. 서 론

1.1 태양광 추진 항공기의 등장

제 1차 세계대전 이후 항공기는 기술적으로

엄청난 진보를 해왔음에도 불구하고 한 가지 변하지 않는 것은 탄화수소 연료를 사용하는 내부연소 엔진을 사용한다는 것이다. 제트엔진은 항공분야에서 새로운 시대를 열었지만 결국은 화석연료의 발열 작용에 의한 추력을 얻는 이전과

† Received: August 15, 2013 Accepted: December 23, 2013

\*\* Corresponding author, E-mail : [hyhwang@sejong.ac.kr](mailto:hyhwang@sejong.ac.kr)

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

동일한 방식의 물리적 원리를 사용한다. 이러한 화석연료를 대체하려는 부단한 노력에도 불구하고 내부 연소 기관보다 나은 추진 방법은 없는 것처럼 보였다. 그러나 최근 대체에너지원과 혁신적인 추진시스템이 다시 주목을 받기 시작하였다.

석유자원이 유한하다는 점과 고유가 시대를 맞이하여 항공기의 대체 에너지를 찾는 것은 당연하지만 이러한 경제적 이유 이외에도 환경, 기술, 국가에너지 안보 문제 등의 문제로 대체 연료를 사용한 항공기의 개발의 필요성이 제기되고 있다. 또한 화석연료를 대체하는 저탄소 또는 무 배출(zero emission) 대체에너지의 관심이 높아지고 있는 가운데 여러 가지 대체에너지원 중 가장 각광받고 있는 것은 태양에너지이다[1, 2].

태양전지 구동 항공기는 수십 년 동안 여러 연구기관의 주목을 받아왔다. 이러한 형태의 항공기는 태양빛이 광전지(PV, Photovoltaic) 셀을 통해 바뀐 전기 에너지를 사용하여 왔다. 태양 에너지의 가장 큰 장점은 비행 중 연속적으로 에너지를 얻을 수 있어서 연료가 필요 없고 배기가스가 없다는 것이다. 또한 PV 셀이 낮에 전기를 생산하여 충분한 여분의 에너지를 저장할 수 있다면 밤에도 비행을 할 수 있고, 거의 무한 시간 동안 비행을 할 수 있다. 태양전기 구동 추진시스템의 다른 장점은 공기 흡입 엔진과 달리 공기 밀도의 변화에 민감하지 않다는 것이고 태양빛은 대기층을 통과하면서 약해지므로 해수면에 비해서 고도가 높을수록 강하기 때문에 태양전지 구동 항공기는 고고도 장기체공(HALE, High Altitude Long Endurance) 임무에 매우 적합하다[3, 4].

## 1.2 태양광 추진 고고도 장기체공 항공기

태양광 추진 고고도 장기체공 항공기의 경우 태양에너지를 활용하고자 하는 노력이 꾸준히 지속되어왔고, 특히 장기체공용 무인기의 경우 녹색 에너지 기반 추진 전략이 매우 효율적인 것으로 보인다[5].

항공우주분야에서 태양에너지는 지구탐사나 감시용 항공기, 통신위성, HALE(High Altitude Long Endurance) 항공기 등에 주로 쓰이는데, HALE 항공기는 20-30 km 정도의 높은 고도에서 며칠 또는 몇 달 동안 장기적인 임무를 수행한다. 높은 고도에서는 태양방사가 활발하기 때문에 태양에너지는 고고도 항공기에 사용하기 적합하다. NASA와 AeroVironment사에서 태양

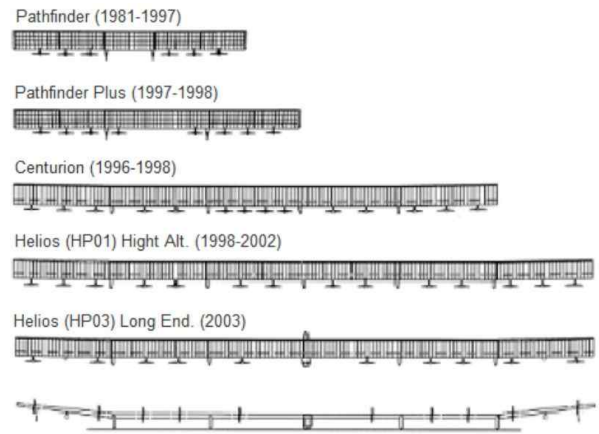


Fig. 1. NASA HALE UAV Production Timeline[7]

광 동력 고고도 장기체공 UAV를 제작하였고, 미국에서는 지속적으로 솔라 챌린저(Solar Challenger)나 헬리오스(Helios)와 같은 많은 태양광 항공기가 개발되었다(Fig. 1). 이후 2010년에 Zephyr가 21.3 km 상공에서 약 2주 동안 무착륙 연속비행을 수행하여 신기록을 수립하였다[5, 6].

국외에서는 태양광 항공기 사이징 방법에 대해 오랜 기간 동안 많은 연구가 진행되어 왔고, 실제 비행에도 성공한 사례가 있다. 반면에 국내에서는 현재 고고도 장기체공 태양광 추진 항공기에 대한 개발이 시작되는 시점이라 이에 대한 학문적인 연구가 많이 부족한 상황이다. 고고도 장기체공 가능성의 여부를 판단하는 논문이 주를 이루지만 태양광 에너지를 산출하는 과정이 같은 사인(Sine) 형태의 비슷한 태양광 동력 프로파일을 보이지만 고고도에서의 비행 대기환경과 태양광 에너지와 관련된 상세한 인자들을 고려하지 않은 논문들이 주를 이루고 있다.

국내에서 연구된 사이징 방법의 경우, 여러가정을 통해 정해진 변수들에 대해 해석을 진행하여 비행가능성을 판단하였다면[8], 본 연구에서는 태양광 항공기에서 중요한 설계 변수들의 값을 변화시켜 설계변수에 따라 연속비행 가능 여부를 판별하였고, 기술 진보에 따른 태양광 전지 효율의 변화에 대해서도 사이징을 진행하였다. 또한 현재 국외에서 제시된 태양광 항공기 설계에서 공력해석의 경우 상용 틀인 Xfoil을 이용하여 항력계수를 계산하였으나[9] 본 연구에서는 항력계수를 유도항력계수(Induced drag coefficient), 마찰항력계수(Friction drag coefficient), 형상항력계수(Form drag coefficient)로 세분화 하여 전체 항력계수를 보다 정확하게 계산하였다.

구조 중량예측의 경우, 기존 국내 논문에서

사용된 중량 예측은 일반적인 항공기 중량예측 수식에 수정계수를 곱하여 예측하였다. 하지만 태양광 항공기와 같이 일반적이지 않은 항공기의 경우 수정계수를 곱함으로써 복합소재를 기반으로 한 글라이더형상의 구조중량을 정확히 예측하기가 어렵기 때문에 본 연구에서는 실제 비행에 성공한 태양광 추진 항공기와 구조적 물성치와 형상이 유사한 글라이더형 인간동력항공기의 실제 측정값을 사용하여 초기 중량을 예측하였다.

또한 본 연구에서는 간단한 수식보다는 운용 대기환경을 고려한 상세인자들의 도입을 통해 보다 정확한 태양광 에너지 산출을 하였다.

현재 우리나라 국방과학연구소에서도 총 이륙 중량 150 kg급의 대체에너지를 이용한 고고도 장기체공 무인기의 개발을 시작하였다.

따라서 본 논문에서는 날개 길이 30 m, 최대 이륙 중량 150 kg 급의 고고도 장기체공 무인항공기(Solar-powered High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle, 이하 SPHALE UAV)를 사이징하고 하루 동안 연속비행의 가능성을 분석하였다.

## II. SPHALE 공기역학

### 2.1 Airfoil 형상

고도가 높아짐에 따라 압력 및 공기밀도가 크게 감소하며, 이에 따라 점성도 감소한다. 비행하고자 하는 고도 18 km 에서의 레이놀즈수는 약 45만 정도로 저 레이놀즈 범위에 속한다. 따라서 에어포일은 저 레이놀즈에서 양력효율이 높은 DAE-11을 선정하였다(Fig. 2).

### 2.2 3차원 양력계수 및 항력계수

Xfoil을 기반으로 한 Profili V2 프로그램을 사용하여 구한 양력계수( $C_l$ )와 항력계수( $C_d$ )는 무한 2차원 날개의 공력특성이기 때문에 유한날개, 즉 3차원  $C_L$ 과  $C_D$ 로 변환하는 계산이 필요하다.

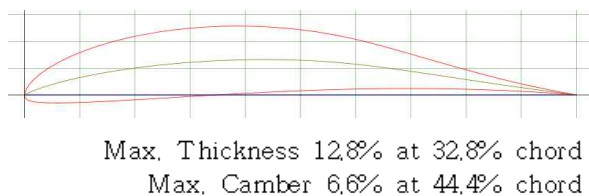


Fig. 2. Configuration of DAE-11 airfoil[8]

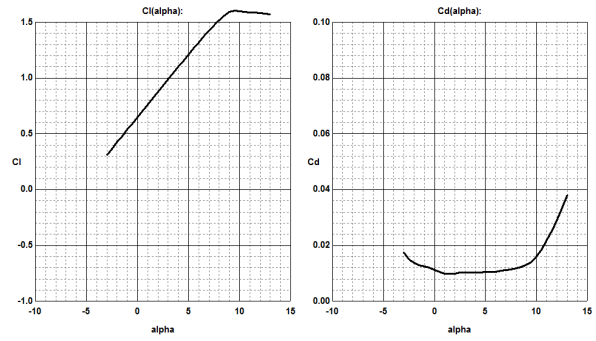


Fig. 3. Lift and drag coefficient plots against angle of attack at  $Re = 458,000$

레이놀즈수 458,000에서 받음각에 따른 DAE-11의 2차원 양력 및 항력계수를 구하였다(Fig. 3).

3차원 유한 날개의  $C_L$ 은 아래의 식을 통해 구한다[9].

$$C_L = a(\alpha - \alpha_{L=0}) \quad (1)$$

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0}{\pi AR e}} \quad (2)$$

$$e = \begin{cases} 0.9 & AR \leq 20 \\ 1.2 - 0.015AR & AR > 20 \end{cases} \quad (3)$$

여기서  $a$ 는 에어포일의 3차원 양력계수의 받음각에 따른 기울기이다.  $a_0$ 는 2차원 양력곡선의 기울기이고,  $AR$ 은 가로세로비이다.  $e$ 는 오스왈드 계수(Oswald's efficiency factor)이며, 식 (3)으로부터  $AR$ 에 따라 값을 구할 수 있다.

3차원  $C_D$ 는 날개형상항력(Wing profile drag,  $C_{D_{wing}}$ )과 유도항력(Induced drag,  $C_{D_{induced}}$ ), 유해항력(Parasite drag,  $C_{D_{parasite}}$ )의 합으로 표현할 수 있다[11, 12, 13].

$$C_D = C_{D_{wing}} + C_{D_{induced}} + C_{D_{parasite}} \quad (4)$$

$$C_{D_{induced}} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (5)$$

$$C_{D_{parasite}} = 0.15 C_{D_{wing}} \quad (6)$$

여기서 유해항력계수는 날개가 크고 동체 면적이 작은 글라이더 형태의 항공기의 통상적인 값으로  $C_{D_{wing}}$ 의 15%로 계산하였다.

식 (4)는 다음과 같이  $C_L$ 과  $C_D$ 의 함수로 나타낼 수 있다.

$$C_D = C_{dmin} + K_1 C_L^2 + K_2 (C_L - C_{Lmin})^2 \quad (7)$$

여기서  $C_{dmin}$ 은 표면마찰에 의해 발생하는 항력이다.  $K_1$ 은 유도항력 수정인자(induced drag correction factor)이며,  $K_2$ 는 양력에 의한 점성항력인자(viscous drag-due-to-lift)이다. 사이징하고자 하는 SPHALE UAV의 공력계수 값  $K_1$ 과  $K_2$ ,  $C_{dmin}$ 은 자료의 회귀분석을 통해 값을 구하였다.

### III. 에너지 균형

#### 3.1 태양광 에너지

SPHALE UAV에 부착된 태양광 전지로부터 발생하는 동력을 계산하기 위해서는 위치뿐만 아니라 지구를 기준으로 한 태양의 정확한 위치 등을 파악해야만 한다.

단위 면적당 태양광 전지로부터 얻을 수 있는 태양광 동력( $\psi$ )을 구하는 식은 다음과 같다[4, 6].

$$\psi = \sigma_{io} \tau \eta_{SC} S_{ff} (\sin \phi \sin \delta - \cos \phi \cos \delta \cos \alpha) \quad (8)$$

여기서 지구공전궤도 상에서 비행하고자 하는 날짜의 실제 지구의 위치에서의  $\sigma_{io}$ 는 단위 면적당 입사하는 태양광 동력( $W/m^2$ )이며,  $\tau$ 는 고도에 따른 태양광 감쇠인자로, 순항고도 18 km에서의 시간에 따른 태양감쇠인자를 적용하여  $0.49 \leq \tau \leq 0.94$ ,  $\eta_{SC}$ 는 태양광 전지의 효율,  $S_{ff}$ 는 SPHALE UAV의 주익 면적에 대한 태양광 전지 부착 비율,  $\phi$ 는 비행 위치에서의 위도,  $\delta$ 는 위도에 따른 지구 경사각,  $\alpha$ 는 시간각을 의미한다.

##### 3.1.1 연중 날과 위치에 따른 위도와 경도

SPHALE UAV의 비행위치와 비행 날짜에 따라 태양광의 양은 상당히 달라진다(Fig. 4). 따라

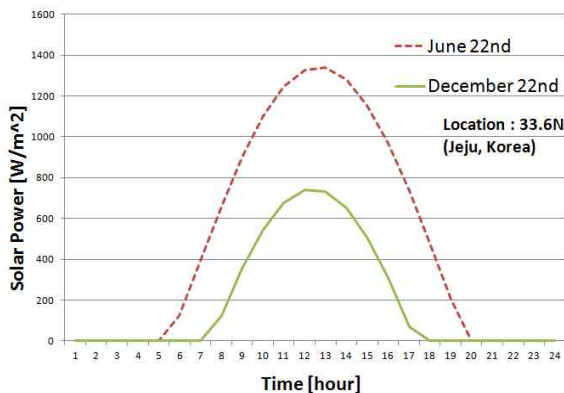


Fig. 4. Solar power of Summer and Winter solstice

서 SPHALE UAV에 부착된 태양광 전지로부터 발생하는 동력을 계산하기 위해서는 위치를 알 수 있는 위도( $\phi$ ) 및 경도와 1년 중 비행하고자 하는 날에 대한 정확한 개념의 이해가 필요하다.

##### 3.1.2 지구 경사각

지구경사각(declination angle)은 태양광의 입사선과 지구적도가 이루는 각도이다. 이 경사각은 지구공전궤도면과 황도면(천구 상의 태양의 궤도면)과 이루는 각도와 동일하다. 지구가 여름인 하지에 위치한 경우, 적도는 황도면(태양광 입사선)보다  $23.5^\circ$  위에 위치하고, 반대로 겨울인 동지에 있는 경우 적도가 황도면보다 아래에 위치하기 때문에  $-23.5^\circ$ 가 된다. 공전궤도상에서의 지구의 위치에 따른 지구 경사각을 구하는 식은 다음과 같다.

$$\delta = 0.4091 \sin \frac{2\pi d_{m1}}{365} \quad (9)$$

##### 3.1.3 태양광 입사량

지구에 도달하는 태양광 입사량을 구하기 위해서는 태양으로부터 지구 공전궤도 상에서의 지구 위치를 정확히 파악해야 한다. 우선 지구 공전궤도의 근일점(perihelion)을 기준으로 며칠( $d_{n2}$ ) 후인지와 지구와의 각도( $\theta$ )를 구해야 한다. 여기서 근일점은 1월 4일을 기준으로 하며  $\theta$ 를 구하는 식은 다음과 같다.

$$\theta = \frac{2\pi d_{n2}}{365} \quad (10)$$

지구공전궤도의 평균반경( $r_{orb}$ )과 이심률( $e$ )를 통해 실제 비행하고자 하는 날의 공전궤도 반지름을 구할 수 있다.

$$r_{orb} = \frac{r_{orb}(1-e^2)}{(1+e \cos \theta)} \quad (11)$$

마지막으로, 지구공전궤도의 평균 반지름과 실제 반지름의 비와 지구로 도달하는 태양광의 단위면적당 입사하는 평균 태양광( $\sigma_{iom}$ )의 곱으로 실제 원하는 날의 지구의 위치에서 입사하는 태양광을 구할 수 있다.  $\sigma_{iom}$ 은 세계복사센터(World Radiation Center, WRC)에서 정의한 태양상수로  $1352.8 W/m^2 (\pm 1\%)$ 이다.

$$\sigma_{io} = \sigma_{iom} \frac{r_{orb}^2}{r_{orb}^2} \quad (12)$$

지구의 평균 반지름 등 다른 상수는 참고문헌

[12]에 제시되어있다.

### 3.1.4 시간각(hour angle)

태양의 시간각은 현재시각(instantaneous time)에서 항공기를 기준으로 태양이 뜨는 시간을 각도로 표현한 것이다. 그리니치 천문대의 경도 0°를 기준으로, 우리나라는 동경 124°~132°에 자리 잡고 있어 대체적으로 폭은 약 7°~8°이다.

태양으로부터 얼마나 많은 태양광 동력이 도달하는지는 위도의 영향이 전적으로 크다. 하지만 여기서 경도를 고려하는 이유는 하루 동안에 입사하는 태양광 동력이 어느 시간에 가장 높은 값을 갖으며 비행위치에 따라, 시간에 따라 정확한 태양광 동력 값을 결정하는 요소이기 때문이다.

지역 표준 시간 자오선(The Local Standard Meridian, LSTM)은 그리니치 기준 시와 비행위치의 시간의 차이( $\Delta T_{GMT}$ )로 구할 수 있다.

$$LSTM = 15\Delta T_{GMT} \quad (13)$$

균시차(Equation of Time, EoT)는 지구의 공전궤도가 타원궤도이므로 궤도상에서 속도가 다르며, 황도는 천구의 적도와 23.5° 기울어져있기 때문에 가상의 태양이 천구의 적도를 일정한 속도로 운행한다는 가정식이며 식 (14)와 같다.

$$EoT = 9.87\sin(2B) - 7.73\cos(B) - 1.5\sin(B) \quad (14)$$

$$B = \frac{360}{365}(d_3 - 81) \quad (15)$$

여기서  $d_3$ 는 1월 1일로부터 지난 일수이다.

전체 시간 보정인자(The net Time Correction Factor, TCF)는 경도를 통해 구할 수 있다.

$$TCF = 4(LSTM - Longitude) + EoT \quad (16)$$

현지 태양 시(Local Solar Time, LST)는 현재 비행위치에서의 현지 시간(Local Time, LT)과 보정인자의 식으로 나타낼 수 있으며, 경도를 고려한 태양의 시간각을 구할 수 있다.

$$LST = LT + \frac{TCF}{60} \quad (17)$$

$$HRA = 15(LST - 12) \quad (18)$$

### 3.1.5 태양감쇠인자(Solar Attenuation factor)

태양감쇠인자는 태양광이 지구로 도달할 때 대기권 내의 반사와 흡수와 같은 환경적인 요인을 고려한 인자로 고도와 태양이 뜨는 시간에

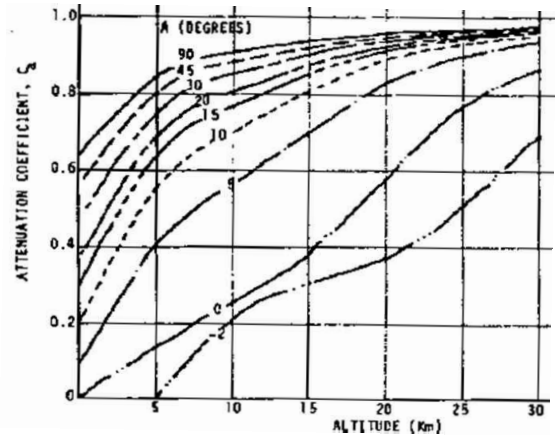


Fig. 5. Altitude vs. Attenuation factor according to raising the solar altitude[13]

따라 달라진다(Fig. 5).

낮은 고도에서 태양광을 얻는다면 태양광이 대기를 통과하면서 많은 요인들에 의해 감쇠가 되며, 고도가 높으면 태양광이 상대적으로 적은 대기권을 통과하기 때문에 감쇠가 줄어든다.

태양이 낮게 뜨는 오전 5~6시보다 남중하는 오후 12~1시에 대기권을 통과하는 거리가 줄어들기 때문에 같은 대기권을 통과하는데 있어 태양이 뜨면서 감쇠효과는 감소한다(감쇠인자 값은 증가).

따라서 항공기가 순항 비행 시 일정한 고도에서 하루 동안의 태양고도 각을 이용하여 시간에 따른 태양감쇠인자를 적용하여야 한다.

### 3.1.6 태양광 동력 및 에너지

태양광 전지를 주익에 부착하였을 때, 이 면적으로부터 얻을 수 있는 태양광 동력은 단위 면적당 입사하는 태양광 동력( $\psi$ )에 날개 면적( $S$ )을 곱하여 산출된다. 하루 24시간의 태양광 에너지는 시간에 대해 적분하여 구할 수 있다.

$$P_{SC} = S\psi \quad (19)$$

$$E_{SC} = \int_t P_{SC} dt \quad (20)$$

여기서 동력의 단위는  $W$ 이며, 에너지의 단위는  $Wh$ 이다.

### 3.2 최소 요구 비행에너지

순항비행의 경우 Fig. 6으로부터 비행 요구동력(required power)은 다음과 같다.

$$P_{flight} = DV + WV\sin\gamma \quad (21)$$

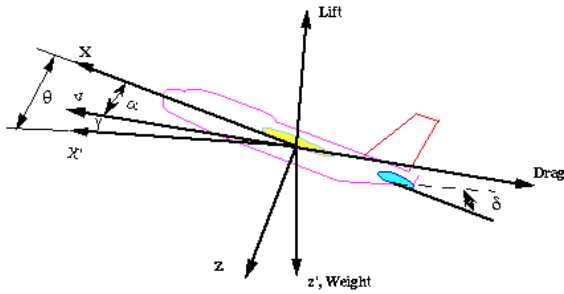


Fig. 6. Forces on aircraft [14]

여기서  $D$ 는 항력이고  $V$ 는 항공기의 진행방향으로의 속도,  $W$ 는 항공기 중량,  $\gamma$ 는 비행경로 각이다. 위 식에서  $\gamma$ 가 작다고 가정하면  $\sin\gamma \approx \gamma$ 이 되고, 이를 양력계수와 항력계수로 다시 표현하면

$$P_{flight} = WV \left( \frac{C_D}{C_L} + \gamma \right) \quad (22)$$

이고 비행 중 요구에너지는

$$E_{flight} = \int_t P_{flight} dt \quad (23)$$

평형상태 이외에 다양한 비행 상태를 고려할 수 있지만, 고고도 장기체공항공기의 임무 수행을 위한 최소동력비행을 본 연구에서는 가정하였다.

비행역학이론으로부터 최소 동력 속도는

$$V_{Pmin} = \frac{V_{Emax}}{\sqrt[4]{3}} \quad (24)$$

이며, 최소 동력 양력계수는

$$C_{LPmin} = \sqrt{3C_{D0}/K}, \quad K = (\pi AR e)^{-1} \quad (25)$$

여기서  $V_{Emax}$ 는 최소 동력 상태에서의 항공기 속도이며,  $C_{D0}$ 는 유해항력계수,  $AR$ 는 가로세로비,  $e$ 는 오스왈드(Oswald) 계수로 0.8이다. 포물선으로 가정했을 때 최소 동력 항력계수는

$$C_{DPmin} = 4C_{D0} \quad (26)$$

식 (25)와 식 (26)를 결합하여 공력효율의 역수를 구할 수 있다.

$$\frac{C_D}{C_L Pmin} = \frac{4\sqrt{3}}{3} \sqrt{C_{D0}/K} \quad (27)$$

식 (22)로부터 비행 중 최소 요구동력은

$$\begin{aligned} P_{flight}|_{min} &= WV_{Pmin} \frac{C_D}{C_L}|_{Pmin} + WV_{Pmin}\gamma \\ &= \frac{2^{5/2}}{3^{3/4}} \sqrt{\frac{1}{\rho}} \left( \frac{W}{S} \right)^{3/2} SC_{D0}^{1/4} K^{3/4} + WV_{Pmin} \end{aligned} \quad (28)$$

이며, 시간  $t$  동안 비행하기 위해 요구되는 에너지(required energy)는 다음과 같다[3, 14].

$$\begin{aligned} E_{flight}|_{Pmin} &= \int_t P_{flight}|_{min} dt \\ &= \int_t \left[ \frac{2^{5/2}}{3^{3/4}} \sqrt{\frac{1}{\rho}} \left( \frac{W}{S} \right)^{3/2} SC_{D0}^{1/4} K^{3/4} + WV_{Pmin} \right] dt \end{aligned} \quad (29)$$

### 3.3 중량 예측

항공기 중량을 예측하기 위해 태양광 항공기들의 경험식 중 하나인 Heliplat[17]의 식을 사용하여 SPHALE UAV의 공허중량을 예측하였다.

$$W_{airframe} = (\alpha\beta)8.75n^{0.311}S^{0.7775}AR^{0.4665} \quad (30)$$

여기서  $W_{airframe}$ 은 기체의 구조 및 제어시스템을 포함한 중량이다.  $\alpha$ 는 기술진보 수정계수로써 설계 기술, 경량 복합소재를 사용하는 등을 포함하는 계수로 0.97을 사용하였고,  $\beta$ 는 모터와 프로펠러의 수정계수로 0.96으로 가정하였다.  $A$ 는 0.310,  $B$ 는 0.311이며,  $n$ 은 하중계수로 본 논문에서는 순항 시 기동하중에 의한 하중계수는 적으나 상승 시 돌풍하중을 고려하여 2.5로 가정하였다.  $b$ 는 주익의 길이,  $S$ 는 주익 면적이다.

태양광 전지와 연료전지의 중량은

$$W_{solar} = m_{solar} S_{ff} S \quad (31)$$

$$W_{FC} = \frac{E_{availableFC}}{\dot{E}_{FC}} \quad (32)$$

여기서  $m_{solar}$ 는 단위면적당 태양광 전지의 무게 ( $\text{kg}/\text{m}^2$ )이며,  $S_{ff}$ 는 주익면적에 대한 부착비율(%),  $S$ 는 주익의 면적이다.  $\dot{E}_{FC}$ 는 연료전지의 에너지 밀도( $\text{Wh}/\text{kg}$ )이며,  $E_{availableFC}$ 은 가용한 연료전지 에너지이다.

총 SPHALE UAV의 중량은 구조 및 추진 장치, 유상하중(payload) 중량 등의 합으로 구할 수 있다. 여기서  $W_{payload}$ 는 10 kg으로 가정한다.

$$W_{total} = W_{airframe} + W_{solar} + W_{FC} + W_{payload} + W_{avionics} + W_{motor+prop} \quad (33)$$

## IV. 초기 사이징 수행

### 4.1 기체 형상

기체 형상은 NASA의 OpenVSP[18]를 이용하여 글라이더 형상의 SPHALE UAV를 구현하였다(Fig. 7).

### 4.2 사이징 결과

본 연구를 위해 2절 및 3절의 식들을 사용하여 Microsoft Excel 기반으로 초기 사이징 프로그램을 구축하여 다양한 설계변수의 변화에 대한 사이징을 수행하였다.

#### 4.2.1 공력해석

3절의 식 (1)~(7)과 개념들을 사용하여 순항고도 18 km에서의 대기조건과 공력해석 상수들을 얻을 수 있다(Table 1).

#### 4.2.2 복합추진시스템 및 태양광 동력계산을 위한 변수

본 SPHALE UAV에서 복합 추진 장치는 태양광 전지와 모터 및 프로펠러, 연료전지를 포함한다. 즉, 태양 전지판이 공허중량에 포함되지 않고 복합 추진시스템에 포함되는 것으로 가정하여 사이징하였다.

태양광 전지는 가벼우면서도 유연성(Flexibility)

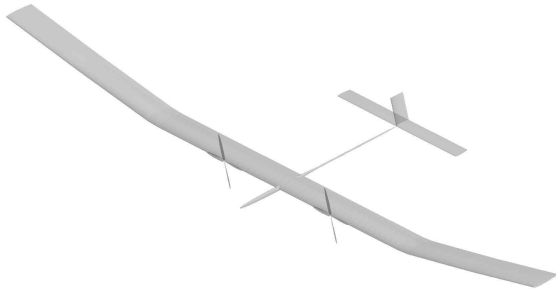


Fig. 7. Configuration of the SPHALE UAV

Table 1. Aerodynamic Analysis of SPHALE UAV

Temperature	-56.5 °C
Air density	0.1244 kg/m <sup>3</sup>
Reynold's number	458,000
Cruise speed	20.34 m/s
K <sub>1</sub>	0.0506
K <sub>2</sub>	-0.0492
C <sub>L</sub>	1.532
C <sub>D</sub>	0.016

이 있는 박막형(Thin film) 태양전지로, 효율은 13%, 단위 면적당 중량은 0.351kg/m<sup>2</sup>로 가정하였다.

인공위성을 대체하거나 허리케인 추적 또는 군사용 등의 용도로 모색되고 있는 고고도 장기 체공 무인기의 경우 태양광이 없는 밤 시간에 연속비행이 가능하기 위해서 낮 시간 동안 태양광으로부터의 잉여 에너지를 저장하는 장치가 필요하며 주로 재충전 배터리나 연료전지를 사용한다. 밤 시간 동안 활공하여 고도를 낮추면서 필요한 에너지를 줄여서 배터리나 연료전지의 크기를 축소하기도 한다. 본 연구에서는 감시장비 구동을 위해서 소형 배터리를 사용하고 밤 시간 비행을 위한 에너지로는 재생 연료전지(RFC: Regenerative Fuel Cells)를 사용하는 것을 가정하였다. 폐 루프(Closed Loop) 연료전지 시스템은 반응 후 배출되는 물을 저장하고 있다가 낮에 태양전지로부터 얻는 전기에너지의 잉여분으로 다시 수소와 산소를 분리하여 저장하고 햇빛이 없는 밤에 연료전지를 이용해서 에너지를 얻게 된다. 이러한 방법으로 항공기를 몇 달 이상 체공할 수 있게 된다. 연료전지는 Technical Plan 2012[19]에 따라 2013년의 목표 연료전지 에너지 밀도인 550 Wh/kg을 사용하였다.

비행요구동력을 구하기 위해서 모터와 프로펠러의 효율은 각각 0.96, 0.84로 가정하였으며, 연료전지의 전기분해 효율은 100%로 가정하였다.

3절의 식 (9)~(18)과 비행위치 및 개념들을 기반으로 태양광 동력 및 에너지 계산을 위한 기본적인 변수의 값들을 Table 2에 나타내었다.

#### 4.2.3 Case 1

##### 4.2.3.1 태양광 동력

식 (8)을 사용하여 날개 길이( $b$ ) 30 m,  $AR$  25, 날개 면적( $S$ ) 36m<sup>2</sup>일 때(Case 1), 하루 동안의 단위면적당 태양광 전지로부터 얻을 수 있는 동력을 구할 수 있다.

##### 4.2.3.2 에너지 균형

앞서 가정한 변수들에 대해 구한 태양광으로부터 얻을 수 있는 에너지는 34.7 kWh이며 주간비행 동안 필요한 비행에너지는 15.5 kWh이다. 이 에너지들의 차이는 주간비행 시 초과하는 태양광 에너지, 즉 야간비행을 위한 충전이 가능한 에너지를 뜻한다. 차이만큼 저장된 에너지인 19.2 kWh는 야간비행 시 필요한 에너지 15.6 kWh보다 크기 때문에 하루 동안의 연속비행의 가능성을 확인할 수 있다(Table 3, Fig. 8).

**Table 2. Combined Propulsion system of SPHALE UAV**

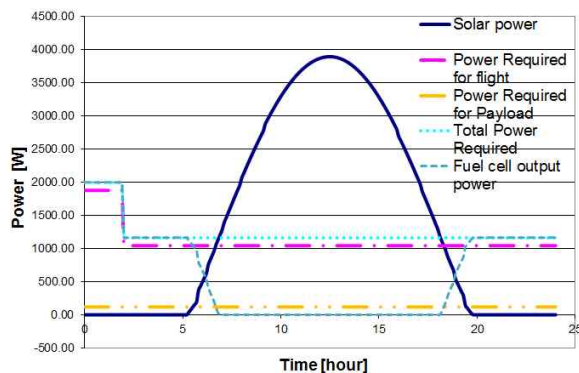
Flight date	21 <sup>st</sup> June, 2013
Flight altitude	18 km
Flight location	Osan, Korea
Latitude	37.15°
Longitude	127.08°
Days of year( $d_{n1}$ )	93 days
Days of year( $d_{n1}$ )	168 days
Days of year( $d_{n1}$ )	171 days
dGMT	+9 hour
Declination angle	23.42°
Solar attenuation factor	0.49~0.94
Solar cell mass density	0.351 kg/m <sup>2</sup>
Solar cell efficiency	0.13 (13%)
Solar cell fill factor	0.7 (70%)
Motor efficiency	0.96 (96%)
propeller efficiency	0.84 (84%)
Energy density of Fuel cell	550 Wh/kg

**Table 3. Power and energy balance of SPHALE UAV**

Transit time	12.5 hour	
Max. Solar power	3.89 kW	
Max. Total required power	2.03 kW	
Total solar energy	34.7 kWh	
Required energy	Daytime	15.5 kWh
	Nighttime	15.6 kWh

**4.2.3.3 중량 분포**

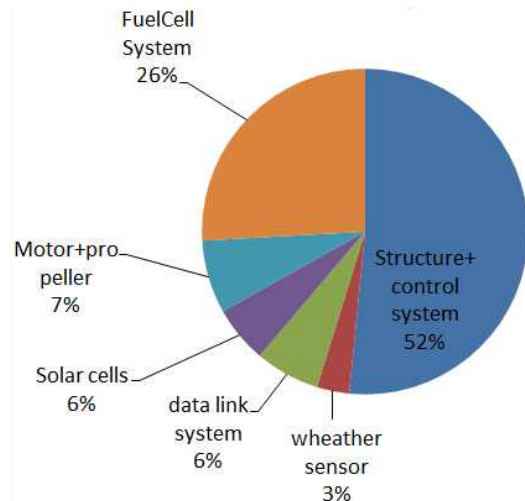
앞에서 제시한 수식과 가정한 변수들을 사용하여 SPHALE UAV 항공기의 기체 구조와 제어 시스템을 포함하는 공허중량을 계산하고 태양광 전지, 모터 및 프로펠러, 연료전지를 포함하는



**Fig. 8. Total power profile of SPHALE UAV**

**Table 4. Weight distributions of SPHALE UAV**

Airframe(Structure+Control system)		80.4 kg
Payload(Weather sensor + Data link system)		5.0 kg
Avionics		10.0 kg
Combined Propulsion system	Solar cell	8.8 kg
	Motor & propeller	11.3 kg
	Fuel cell system	40.4 kg
Total		155.9 kg



**Fig. 9. Weight breakdown of SPHALE UAV**

복합추진 시스템 중량, 유상하중 및 항법전자시스템의 중량, 총 이륙 중량을 Table 4와 Fig. 9에 나타내었다.

이 사이징 값들은 하지에 하루 동안의 연속비행을 위한 사이징 값들이며 겨울철에는 태양광 에너지 획득을 위한 날개 면적과 밤 시간 동안의 비행을 위한 연료전지의 양이 크게 증가되어야 할 것이다.

**4.2.4 Case 2**

앞의 Case 1과 동일한 조건하에 AR을 25로 고정하고 날개 길이(span)를 30m에서 20, 25m로 변경할 경우 동력 및 에너지 균형을 비교하였다(Table 5, Fig. 10).

비교 결과 본 SPHALE UAV는 날개 길이 20~25 m로는 부족하고 30 m일 때 비로소 태양 에너지가 총 비행요구에너지보다 큰 값을 갖게 되어 여름철 연속비행을 위한 하루 동안의 에너지 균형을 만족함을 알 수 있다(Table. 5).

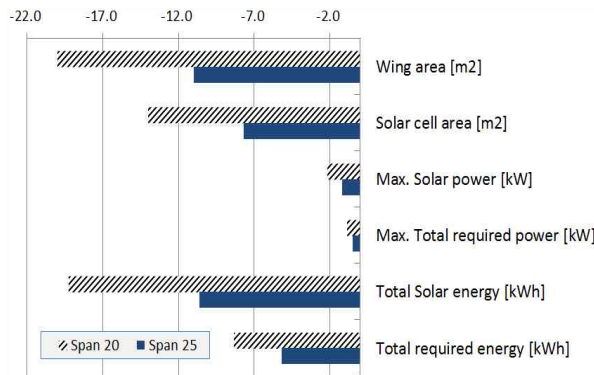
날개 길이가 증가함에 따라 공허중량(기체의 구조 및 제어시스템의 중량)은 42.8kg에서 60.6kg, 80.4kg으로 증가하였으며, 태양광 전지의 중량은 각각 3.9kg에서 6.1kg, 8.8kg으로 증가한



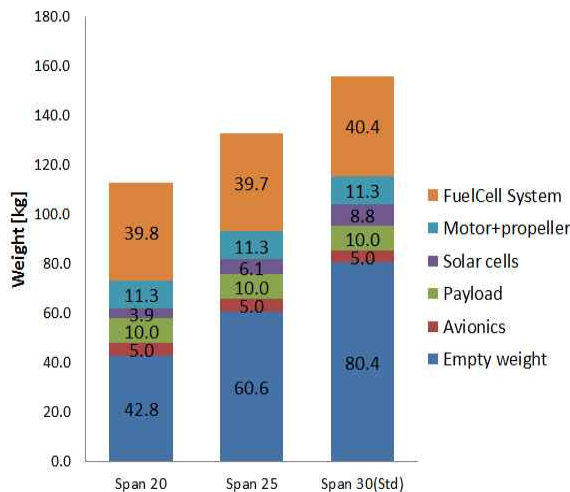
다(Fig. 11). 여기서 날개 길이는 유상하중과 항법제어 시스템 등의 요소에는 영향을 미치지 않기 때문에 중량변화가 없다.

**Table 5. Changes in design parameters for different span lengths with AR=25**

Span [m]	20	25	30
Wing area [m <sup>2</sup> ]	16	25	36
Solar cell area [m <sup>2</sup> ]	11.2	17.5	25.2
Max. Solar power [kW]	1.73	2.70	3.89
Max. Total required power [kW]	1.28	1.59	2.03
Solar energy [kWh]	15.41	24.09	34.68
Total required energy [kWh]	26.96	28.53	31.05
Total Weight [kg]	112.9	132.8	155.9



**Fig. 10. Percent changes in design parameters due to changes of span length with AR=25**



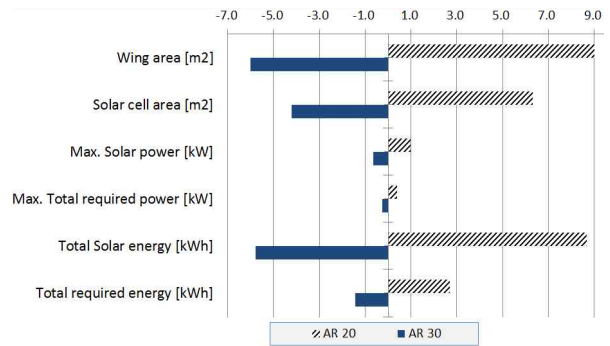
**Fig. 11. Weight breakdown for different span lengths with AR=25**

**4.2.5 Case 3**

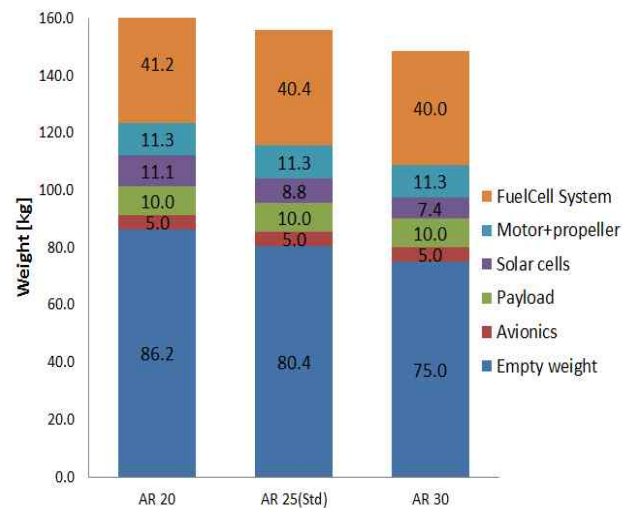
Case 3은 Case 1과 동일한 조건하에 날개 길이를 25m로 고정하고 AR을 20, 25, 30로 변화시키면서 동력 및 에너지 균형을 비교하였다 (Table 6, Fig. 12).

**Table 6. Changes in design parameters for different ARs with b=30 m**

AR [-]	20	25	30
Wing area [m <sup>2</sup> ]	45	36	30
Solar cell area [m <sup>2</sup> ]	31.5	25.2	21.0
Max. Solar power [kW]	4.87	3.89	3.24
Max. Total required power [kW]	2.41	2.03	1.78
Solar energy [kWh]	43.35	34.68	28.90
Total required energy [kWh]	33.73	31.05	29.63
Total Weight [kg]	164.8	155.9	148.7



**Fig. 12. Percent changes in design parameters due to changes of AR with b=30m**



**Fig. 13. Weight breakdown for different ARs with b=30 m**

날개 길이를 30 m로 고정하였을 때 AR이 증가할수록 날개 면적은 감소하며, 이에 따라 태양광 전지의 면적 또한 감소한다. 따라서 하루 동안의 태양광 에너지가 감소하게 되어 총 요구동력보다 적은 에너지를 갖게 된다. AR이 30까지는 태양광 에너지가 총 비행요구에너지보다 크기 때문에 하루 동안의 연속비행이 가능하지만, 만약 30을 초과하였을 때는 연속비행이 불가능해 짐을 유추할 수 있다.

AR의 변화에 따라 중량분포의 변화를 Fig. 13에 나타내었다.

#### 4.2.6 Case 4

Case 4는 태양광 전지의 효율이 증가함에 따라 하루 동안의 연속비행을 위한 최소면적과 최소중량을 계산하여 비교하였다(Table 7).

최소 면적을 구하는 기준은 AR은 25로 고정하고 태양광 전지의 효율을 제외한 나머지 비행에 필요한 변수들은 Case 1과 동일한 조건으로 사이징을 수행하였다.

태양광 전지의 효율이 13 %일 때, 주간 비행시 발생하는 초과에너지가 야간에 필요한 에너지 15.04 kWh보다 조금 큰 15.13 kWh의 에너지를 갖게 되어 연속비행이 가능하며, 이때의 최소의 날개 면적은 31.14 m<sup>2</sup> 총 중량은 145.8 kg이다. Case 1에서 면적 36 m<sup>2</sup>와 비교하여 4.86 m<sup>2</sup> 정도 적은 면적으로 연속비행이 가능함을 알 수 있다.

태양광 전지의 효율이 15 %일 때는 연속비행이 가능한 최소 날개 면적은 26.0 m<sup>2</sup>이며, 총 중량은 134.7 kg이고 20 %일 때는, 연속비행이 가능한 최소 날개 면적은 18.49 m<sup>2</sup>으로 총 중량

은 108.7 kg이다.

따라서 태양전지 효율이 중량과 날개면적을 최소화하는데 매우 중요한 변수임을 알 수 있고 본 SPHALE UAV 개발 시 최대한 태양전지 효율을 높이는 것을 복합재 경량화 등 다른 변수들 보다 우선적으로 고려해야 한다.

#### 4.2.7 사이징 결과의 타당성

항공기의 중량추정에는 부분별 근사적인 중량 추정 방법과 통계적 중량추정 방법이 있다. 근사적인 중량추정 방법에서는 과거 항공기의 중량 특성 데이터를 기본으로 하여 날개와 꼬리날개의 중량은 날개의 단위 노출면적당 중량 값에 해당 면적을 곱하여 구하고 동체의 중량은 동체의 단위 외부 면적당 중량 값에 외부면적을 곱하여 구할 수 있다. 본 연구에서는 근사적인 중량추정 방법으로 날개의 단위 노출면적당 중량 값에 날개 면적을 곱하는 개념을 사용하여 다른 태양광 추진 항공기의 날개 면적 대 총 무게비의 그래프를 그려 사이징의 타당성을 검증하였다.

Table 8에 비행에 성공한 총 중량 30 kg 이상의 글라이더 형상의 태양광 동력 항공기 및 인간동력항공기의 날개면적, 익면하중, 총 중량을 나타내었다.

태양광 항공기들의 익면하중과 총 중량에 대해 1차 선형 보간법을 이용하여 사이징한 연구결과와 비교하여 Fig. 14에 나타내었다. 선형 회

Table 7. Changes in design parameters for different Solar cell efficiency

Efficiency [%]	13	15	20
Wing Span [m]	27.9	25.5	21.5
AR [-]	25		
Minimum Wing area [m <sup>2</sup> ]	31.14	26.01	18.49
Total Solar energy [kWh]	30.00	28.91	27.41
Total required energy [kWh]	29.90	28.75	27.31
Daytime Excess energy [kWh]	15.13	14.49	13.53
Required energy at night [kWh]	15.04	14.33	13.43
Total weight [kg]	145.8	134.7	108.7

Table 8. Wing area, wing loading, and total weight data compared with other solar-powered airplanes

	Wing area [m <sup>2</sup> ]	Wing loading [kg/m <sup>2</sup> ]	Total weight [kg]
Solair 1	22.00	9.09	200.0
Solair 2	17.00	13.53	230.0
Icare	25.70	14.01	360.0
Zephyr 1	27.90	1.08	30.0
Zephyr 2	25.10	2.21	55.5
Solarflugzeug	27.00	10.37	280.0
O sole mio	24.50	8.98	220.0
Solar one	24.15	4.32	104.3
Gossamer Penguin	57.00	0.54	30.84
Case 1	36.00	4.33	155.9
Case 4_1	31.14	4.68	145.8
Case 4_2	26.01	5.18	134.7
Case 4_3	18.49	5.88	108.7

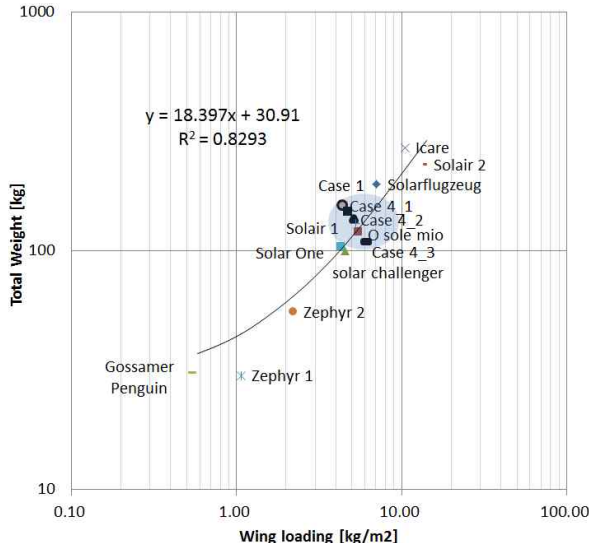


Fig. 14. Weight vs. wing loading compared with other solar-powered airplanes

귀식이 자료를 얼마나 신뢰도 있게 설명하는가를 나타내는 결정계수( $R^2$ )는 1에 가까울수록 높은 신뢰도를 보인다. 본 선형 회귀식의  $R^2$ 은 0.8293으로 어느정도 신뢰도성 있는 추세선임을 알 수 있다.

Figure 14의 Case 1은 기준 항공기, Case 4\_1은 태양광 전지의 효율이 13 %일 때, Case 4\_2는 15 %, Case 4\_3은 20 %일 때의 사이징 결과이다. 기존 태양광 항공기 분포 그래프에 사이징 결과를 추가한 결과 기존의 글라이더 형상의 태양광 항공기와 마찬가지로 Case 1과 Case 4\_1, 2, 3 모두 선형 추세선에 근접한 위치에 분포해 있는 것을 확인할 수 있다. 따라서 본 연구의 사이징 결과는 타당성이 있음을 알 수 있다.

### V. 결 론

본 연구에서는 여러 가지 설계변수들을 변경하면서 SPHALE UAV의 항공기 사이징을 수행하였다.

본 연구에서 수행한 가로세로비 및 날개 길이, 태양광 효율의 변화 이외에도 온도변화에 따른 태양전지 효율과 하중계수의 변화(현재는 2.5), 유상하중 및 연료전지의 무게 변화, 계절의 변화 등에 대한 연구도 추후 수행될 예정이다.

현재 수소 및 산소저장탱크, 연료전지를 포함하는 재생연료전지 시스템에 대한 사이징은 하루 동안의 연속비행에 사용한 수소 및 산소의 중량을 계산하여 경험식에 근거한 저장탱크의

사이징을 수행하였고, 연료전지는 가정된 비에너지의 값을 사용하여 중량을 추정하였다. 추후에는 수소저장탱크 사이징에 있어 정확한 저장기압과 탱크의 물리적 크기와 중량, 나아가 압축기의 동력 및 중량과 같은 세부적인 시스템에 대한 가정 등을 포함하는 정확한 사이징 모델을 연구하여 본 사이징 프로그램에 추가로 반영할 예정이다.

현재는 여름철에 연속비행을 위한 연료전지를 사이징하였으나 추후 겨울철에 3일 정도의 체공이 가능한 연료전지량도 계산하여 SPHALE의 사이징도 수행할 예정이다.

또한 밤 시간 비행을 위해 연료전지 대신 재충전 배터리를 사용하고 활강을 활용하는 SPHALE의 사이징도 수행할 예정이다.

### 후 기

본 논문은 2011년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(2011-0007598)

### References

- 1) Ho-yon Hwang, Taewoo Nam, "Aircraft Sizing Methods for the Design of an Electrically Propelled Aircraft", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.40, No. 9, September 2012, pp. 590-600
- 2) Hye-sun Han, Kyo-sic Shin, Hong-ju Park, Ho-yon Hwang, Taewoo Nam, "Initial Sizing of General Aviation Aircraft Propelled by Electric Propulsion system", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 41, No. 5, May 2013, pp. 391-403
- 3) Hye-sun Han, Ho-yon Hwang, "Energy Balance of a Solar Powered Aircraft for the HALE flight", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2012 Spring Conference, April 2012, pp. 739-743
- 4) Hye-sun Han, Hong-ju Park, Ho-yon Hwang, "Configuration design of a solar powered HALE aircraft prioritizing energy balance", The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, 2012 Fall Conference,

November 2012, pp. 1955-1960

5) Jae-Myong Lee, Jae-Hung Han, "Solar Powered High Long Endurance UAV status and future", KSAS Magazine, Vol. 3, No. 2, July 2009, pp. 57-64

6) Ho-yon Hwang, Taewoo Nam, "Energy Balance and Constraints for the Initial Sizing of a Solar Powered Aircraft", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 6, June 2012, pp. 523-535

7) Hannes Ross, "Fly around the World with a Solar Powered Airplane", Member of the solar Impulse Team, 85640 Putzbrunn, Germany, pp. 2-3

8) Kyung-Hyun Park, Sang-Gyu Min, Jon Ahn, Dong-Ho Lee, "Multidisciplinary Design Optimization(MDO) of a Medium-Sized Solar Powered HALE UAV Considering Energy Balancing", Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 40, No. 2, February 2012, pp. 129-138

9) Andre NOTH, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight", Dissertation of Doctor of Technical Sciences, ETH ZURICH, 2008.

10) Department of Aerospace Engineering, UIUC Airfoil Coordinates Database, [http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord\\_database.html](http://www.ae.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html)

11) J. Anderson, "Aircraft Performance and

Design", 1<sup>st</sup> edition, McGraw Hill, 1990. 06

12) Mark Drela, "Aerodynamics of Human-Powered Flight", Vol. 22:93-110, Annual Review of Fluid Mechanics, January 1990

13) Sighard F. Hoerner, "Fluid-dynamic drag", 2<sup>nd</sup> edition, Selbst Verlag, Midland Park, NJ, 1965

14) T. Nam, "A Generalized Sizing Method for Revolutionary Concepts under Probabilistic Design Constraints", Ph.D. thesis, Georgia Institute of Technology, 2007

15) Hall, D.W.et al., "A Preliminary Study of Solar Powered Aircraft and Associated Power Trains", NASA CR 3699, December 1983

16) Control Tutorials for MATLAB & Simulink, <http://ctms.engin.umich.edu/CTMS/index.php?aux=Home>

17) Giulio Romeo, Giacomo Frulla, Enrico Cestino, and Guido Corsino, "HELIPLAT: Design, Aerodynamics, Structural Analysis of Long-Endurance Solar-Powered Stratospheric Platform", Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 6, November-December 2004, pp. 1505- 1520

18) Mark Moore, "OpenVSP User Manual", Version 1.7.92, Langley Research Center, NASA, <http://vspmanual.webs.com>

19) Ed Wall, "Multi-Year Research, Development and Demonstration Plan: 2009-2015 with Program Activities to 2025", Geothermal Technologies Office, U.S.