

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 42(6), 468-477(2014)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2014.42.6.468

태양광 고고도 장기체공 무인기의 초기 상승 임무 분석

신교식*, 황호연**, 안 존**

Initial Climb Mission Analysis of a Solar HALE UAV

Kyo-sic Shin*, Ho-yon Hwang** and Jon Ahn**

Department of Aerospace Engineering, Graduate School, Sejong University*

Department of Aerospace Engineering, Sejong University**

ABSTRACT

In this research, how a solar powered HALE (high altitude long endurance) UAV (Unmanned Aerial Vehicle) can climb and reach mission altitude, 18km, starting from the ground using only solar energy. A glider type aircraft was assumed as a baseline configuration which has wing area of $35.98m^2$ and aspect ratio of 25. Configuration parameters, lift and drag coefficients were calculated using OpenVSP and XFLR5 that are NASA open source programs, and climb flights were predicted through energy balance between available energy from solar power and energy necessary for a climb flight. Minimum time climb flight was obtained by minimizing flight velocities at each altitude and total time and total energy consumption to reach the mission altitude were predicted for different take off time. Also, aircraft moving distances due to westerly wind and flight speed were calculated.

초 록

본 연구에서는 태양광 고고도 무인항공기가 어떻게 태양광 에너지만을 이용해서 지상에서 이륙, 상승비행을 하여 임무고도인 18 km 지점까지 도달할 수 있는지에 관한 연구를 수행하였다. 주익면적 $35.98m^2$ 와 가로세로비 25의 글라이더 형태의 항공기가 기준 항공기 형상으로 사용되었다. 미국 나사의 공개 프로그램인 OpenVSP와 XFLR5을 사용하여 형상 변수 및 양력계수와 항력계수를 계산하였으며, 태양광으로부터의 가용에너지와 상승비행에 필요한 에너지 균형을 통해 항공기의 상승비행을 예측하였다. 각 고도에서 비행속도를 최소화하여 최소시간 상승비행이 가능하도록 하였고 이륙시간에 따른 임무고도 도달까지의 총소요시간과 소모되는 에너지량을 예측하였다. 또한 편서풍과 비행속도에 의한 항공기의 이동거리를 계산하였다.

Key Words : High Altitude Long Endurance(고고도 장기체공), Solar Cell(태양전지), Solar Aircraft(태양광 항공기), Energy Balance(에너지 균형), UAV(무인기)

1. 서 론

고고도 장기체공 태양광 추진 무인 항공기는 18km 이상의 대류권계면 고도에서 장기간에 걸

쳐 일정한 속도로 선회비행을 하며 지상 감시, 각종 관측 및 통신 중계 등의 다양한 역할을 수행한다. 인공위성보다 낮은 고도에서 운용되면서 임무를 수행하기 때문에 관측 해상도가 높고 통

† Received: February 29, 2014 Accepted: May 20, 2014

** Corresponding author, E-mail : hyhwang@sejong.ac.kr

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

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

신 효율이 높기 때문에 항공 선진국을 중심으로 연구 개발이 활발히 이루어지고 있다[1].

1990년대 이후 미국과 유럽을 중심으로 군사, 민간 목적을 위해 고고도 장기체공 태양광 추진 무인 항공기의 개발이 시작되었다. 미국 NASA와 AeroVironment사가 개발한 Helios가 2001년 8월 최초로 고도 30km에 도달하였으며, 2008년 영국 QinetiQ사의 Zephyr가 83시간 37분 동안 비행에 성공하였다. 또한 소형 무인 태양광 항공기의 개발도 이루어져 2008년 6월 스위스 취리히 공대의 Andre Noth는 날개길이 3.2m, 날개면적 0.776m²의 태양광 항공기를 약 27시간동안 874.4km의 거리를 연속 비행하는데 성공하였다[2]. 최근 Titan Aerospace는 5년간 450만km를 비행하는 항공기를 개발 중에 있다[3, 4]. 국내에서도 국방과학연구소, KIST, 한국항공우주연구원 등의 전문 연구 기관과 각 대학을 중심으로 고고도 장기체공 무인 항공기를 개발하기 위한 추진시스템 기술 동향 파악[1]을 통해 항공기에 적용 가능한 수소 왕복 엔진 시스템, 태양전지, 연료전지 시스템, 그리고 배터리를 결합한 하이브리드 방식의 시스템을 연구하고 있다. 또한 글라이더형태의 고고도 장기체공 무인 항공기의 초기 사이징 연구[5]를 통해 태양광 에너지와 수소재생연료전지를 사용하는 고고도 장기체공무인기의 초기 사이징 및 비행 가능성 확인 등의 태양광 항공기 개발을 위한 연구와 노력이 진행되고 있다.

고고도 장기체공 항공기의 경우 낮에는 태양광 에너지로 밤에는 연료 전지 및 배터리를 이용하여 동력을 발생시키게 되는데 현재 국내의 연구 방향은 고도 18km 이상의 환경에서 선회 비행 시의 낮과 밤의 에너지 균형에 따른 비행 가능 여부 판단에 맞춰져있다. 고고도 환경에서의 에너지 균형에 따른 비행기 운용특성에 관한 연구가 중요한 만큼 목표 운용 고도까지 상승 비행 가능 여부를 판단하는 일 또한 중요한 문제이다. 고고도 환경에서 장기체공에 적합하도록 최소한의 에너지를 사용하게 설계되기 때문에 동력에 추가적인 여유가 적어 많은 양의 동력소모가 요구되는 상승비행 시 태양광 에너지만으로 목표 고도에 이를 수 있는지에 관한 비행가능성 여부가 먼저 판단되어야 한다.

본 연구에서는 태양의 위치와 항공기의 고도에 따른 태양광 에너지를 계산하고 기준이 되는 고고도 장기체공 태양광 무인기의 필요 에너지와의 균형을 통해 항공기 상승률과 속도 변화를 예측하였다. 또한 이륙시작 시간에 따른 상승 시간의 변화와 항공기의 위치를 분석하였다.

II. 본 론

2.1 태양광 항공기의 에너지 균형

2.1.1 태양광 에너지 계산

지면에 입사하는 태양광에너지는 위도와 경도, 그리고 태양 고도에 따라 다르다. 태양에너지가 지면에 수직으로 입사할수록 강한 값을 나타내고 지표면까지 도달하면서 빛의 반사, 산란, 대기 흡수 등의 영향을 받게 된다. 일반적으로 태양광판에 입사하는 단위면적당 태양광 동력(ψ)은 아래와 같이 나타낼 수 있다[6-7].

$$\psi = \sigma_{io}\tau\eta_{sc}(\sin(\phi)\sin(\delta) - \cos(\phi)\cos(\delta)\cos(a)) \quad (1)$$

여기서, σ_{io} 는 태양 일조량 (W/m^2), τ 는 태양감쇠인자(Solar Attenuation factor), η_{sc} 는 태양광 박막 효율(Solar Cell Efficiency), ϕ 는 위도, δ 는 지구 표준 경사각, a 는 시간각을 의미한다.

식 (1)에서 항공기의 날개에 부착된 태양광 전지의 부착각도는 지면의 각도와 동일하다는 가정 하에 항공기 날개면적(S)과 날개면적에 대한 태양광 전지의 부착비율(S_{ff})을 곱하면 항공기가 태양광으로부터 얻을 수 있는 총 동력을 구할 수 있다.

$$P_{solar} = \psi SS_{ff} \quad (2)$$

식 (1)과 (2)를 시간대별 태양의 상승각(θ)으로 이루어진 아래와 같이 간단한 sin함수로 나타낼 수 있다(Fig. 1)[8].

$$P_{solar} = \sigma_{io}\tau\eta_{sc}SS_{ff}\sin(\theta) \quad (3)$$

$$\theta = \frac{(t - T_R)\pi}{T_D} \quad (4)$$

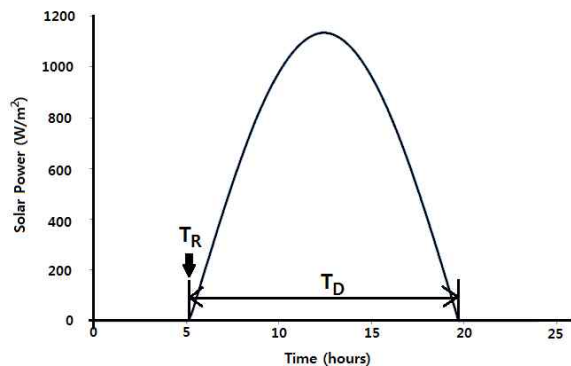


Fig. 1. Solar radiation value curve

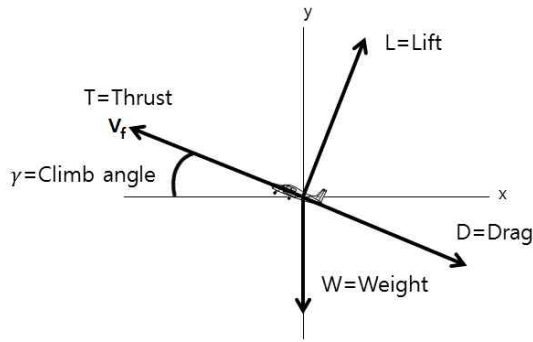


Fig. 2. Force equilibrium of a climb flight

여기서 t 는 현재시간, T_R 은 일출시간, T_D 는 하루 동안의 총 일조시간을 나타낸다.

2.1.2 항공기 상승비행

항공기의 상승비행 시 힘의 평형은(Fig. 2) 속도(V_f)와 상승각(γ)을 갖고 상승비행을 할 때 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$T \sin(\gamma) - D \sin(\gamma) + L \cos(\gamma) - W = \frac{W}{g} \frac{dV_f}{dt} \sin(\gamma) \quad (5)$$

$$T \cos(\gamma) - D \cos(\gamma) - L \sin(\gamma) = \frac{W}{g} \frac{dV_f}{dt} \cos(\gamma) \quad (6)$$

식 (5)와 (6)을 정리하면,

$$T - D - W \sin(\gamma) = \frac{W}{g} \frac{dV_f}{dt} \quad (7)$$

$V_f \sin(\gamma)$ 는 상승률을 나타내므로 이를 식 (7)에 대입하면 식 (8)과 같으며, 최종적으로 기계적 에너지를 위치 및 운동에너지로 변환하는 에너지 균형에 대한 식 (9)로 나타낼 수 있다.

$$T - D - W \frac{1}{V_f} \frac{dh}{dt} = \frac{W}{g} \frac{dV_f}{dt} \quad (8)$$

$$(T - D) V_f = W \frac{dh}{dt} + \frac{W}{g} \frac{d}{dt} \left(\frac{V_f^2}{2} \right) \quad (9)$$

2.1.3 요구 동력(P_R)과 이용가능 동력(P_A)의 에너지 균형

고고도 태양광 항공기가 각 고도마다 순항비행을 하기위해 필요한 동력을 요구 동력(P_R : Required Power), 항공기에 부착된 태양광 박막

을 통해 얻어지는 태양광 동력을 이용가능 동력(P_A : Available Power)이라 할 때 $P_A = P_R$ 일 때 에너지 균형을 만족하게 된다. 요구동력은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$P_R = \frac{T \cdot V_f}{\eta_{all}} \quad (10)$$

여기서, η_{all} 는 태양광 항공기에 사용되는 모터와 프로펠러, 전자 장비 등 동력을 소모하는 모든 기기의 효율을 나타낸다. 식 (10)을 식 (9)에 대입하여 정리하면 아래와 같다.

$$\frac{\eta_{all} P_A - D V_f}{W} = \frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{d}{dt} \frac{V_f^2}{2} \quad (11)$$

식 (11)에서 이용 가능 동력은 태양광 동력을 나타내므로 $P_A = P_{solar}$ 로 쓸 수 있다. 따라서 태양광 박막으로부터 얻는 에너지를 사용하여 상승비행이 이루어지는 에너지 균형식이 완성된다.

2.2 태양광 항공기 형상 및 비행 특성

2.2.1 태양광 항공기 형상

본 연구를 위해 설정된 태양광 항공기 형상은 날개면적 $35.98m^2$, 날개길이 $29.98m$ 가로세로비

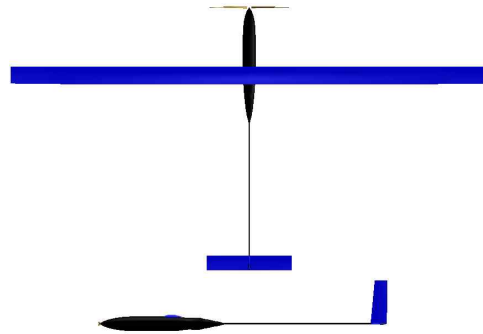


Fig. 3. Solar HALE UAV configuration

Table 1. Aircraft configuration

Classification	Values
Main wing area	35.98 (m^2)
Main wing span	29.98 (m)
Main wing chord length	1.2 (m)
Aspect ratio	25
Weight	160 (kg)
Solar cell covered area	26.98 (m^2)
Fuselage length	18 (m)
Main wing airfoil	DAE-11

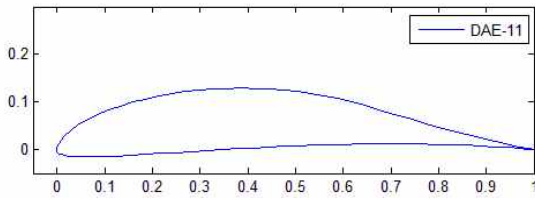


Fig. 4. DAE-11 Airfoil

(AR: Aspect Ratio) 25의 글라이더 형태이다(Fig. 3, Table 1).

주익을 구성하는 에어포일은 DAE-11을 선정하였다(Fig. 4). DAE-11 에어포일은 태양광 항공기의 운용범위 레이놀즈수 200,000 ~ 1,000,000 범위의 레이놀즈수 영역에서 좋은 양항 특성, 작은 피칭모멘트, 표면 정확성에 덜 민감하여 태양광 판을 적용시키기 적합하다[9].

2.2.2 양력계수(C_L)와 항력계수(C_D)의 계산

태양광 항공기의 요구동력을 산출하기 위해서는 양력계수와 항력계수를 계산해야 한다. 본 연구에서는 XFLR5를 사용하여 양력계수와 항력계수를 계산하였다. XFLR5는 X-Foil 기반의 해석프로그램으로 3-D 형상의 천이 지점의 예측이 가능하여 정확한 항공기 날개의 공력 해석을 할 수 있는 장점이 있다(Fig. 5).

양력계수는 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$C_L = \frac{2W}{\rho S V_f^2} \quad (12)$$

여기서, W 는 항공기 무게, ρ 는 공기밀도, S 는 항공기 주익 면적이다.

공기밀도는 고도에 따라 변하게 된다. 상승비행으로 양력과 항공기 무게는 같지 않지만 상승각이 충분히 작기 때문에 $W \approx L$ 의 가정을 할 수 있게 된다.

항력계수의 계산은 유도항력(Induced Drag), 유해항력(Parasite Drag)의 합으로 이루어지는데 유해항력은 크게 형상항력(Form Drag)과 표면마찰항력(Skin Friction Drag)으로 나타낸다.

$$C_D = C_{D_i} + C_{D_{parasite}} \quad (13)$$

$$C_{D_{parasite}} = C_{D_{form}} + C_{D_{skin}}$$

$$C_{D_i} = \frac{C_L^2}{\pi A Re} \quad (14)$$

유도항력의 경우 일반적으로 양력계수와 가로세로비, 그리고 오스왈드 상수(e)를 이용하여 계산하게 된다. 하지만 오스왈드 상수는 가로세로

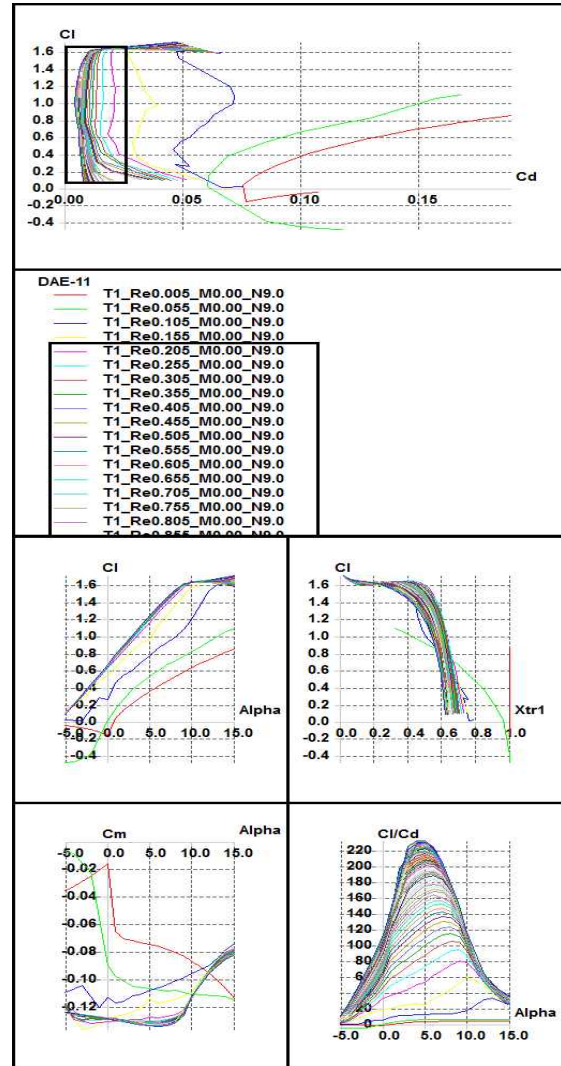


Fig. 5. DAE-11 airfoil C_L & C_D data (XFLR5)

비에 따라 달라지는 값으로 추정하는 방법에 따라 오차가 발생하게 되는 단점이 있다. 이에 XFLR5의 VLM(Vortex Lattice Method)를 이용한 계산 값을 사용하여 더욱 정확한 예측을 수행하였고, 형상항력 역시 XFLR5의 VLM 방법을 이용하여 계산하였다[10, 12].

유해항력의 나머지 요소인 표면마찰항력은 항공기 표면과 유동의 마찰에 의해 생기는 항력으로 포피면적(Wetted Area)을 통해 계산된다.

$$C_{D_{parasite}} = FF C_f (S_{wet} / S_{ref}) \quad (15)$$

$$FF = FF_{wing} + FF_{fuselage} + F_{tail} \quad (16)$$

$$C_f = \begin{cases} \frac{1.328}{\sqrt{Re}} & \text{for laminar} \\ \frac{0.074}{\sqrt{Re}^{0.2}} & \text{for turbulent} \end{cases} \quad (17)$$

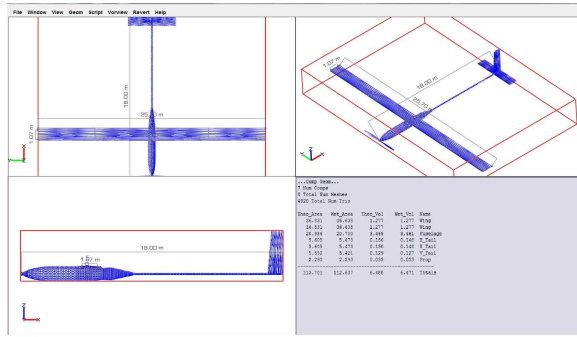


Fig. 6. Calculation of wetted area using OpenVSP

여기서 FF는 형상계수(Form Factor), C_f 는 표면마찰계수(Skin Friction Coefficient), S_{wet} 은 표피면적(Wetted Area), S_{ref} 는 기준 면적(Reference Area)을 나타낸다. 형상계수는 크게 항공기의 주익, 동체, 미익에 대하여 각각 계산되며, 표면마찰계수는 층류와 난류범위에 항공기가 모두 속할 수 있으므로 각 흐름을 50%씩 적용하여 계산하게 된다.

항공기의 표피면적은 NASA의 OpenVSP를 사용하여 항공기 형상을 설계하고 표피면적 산출 기능을 통해 계산하게 된다(Fig. 6)[13].

XFLR5를 통해 항력계수를 산출할 때 주익 형상만을 입력하여 계산하게 되므로 항공기 전체 형상의 항력을 계산해야 할 필요가 있다. 유도항력과 형상항력의 경우 양력이 주익에서만 발생한다는 가정 하에 연구를 진행하고 있으므로 XFLR5의 결과를 그대로 사용할 수 있다. 하지만 양력계수와는 독립적인 표면마찰항력은 항공기 형상 전체에 대한 계산을 수행하여 XFLR5의 결과를 보정해야한다. Fig. 7에서 보듯 양항곡선(Drag Polar)에서 표면마찰항력은 양력계수에 상관없이 레이놀즈수에 따라 값이 변하므로 일정한 값을 갖게 된다. XFLR5에서 계산된 유도항력에서 주익의 표면마찰항력을 빼고 형상항력에 항공

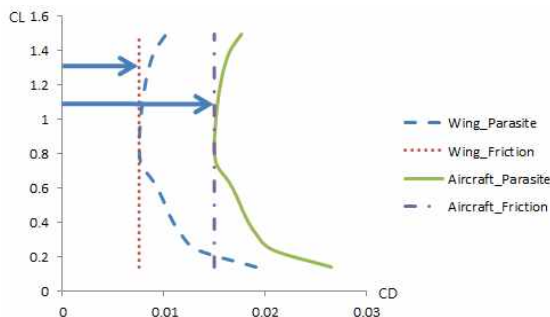


Fig. 7. Drag polar of parasite drag

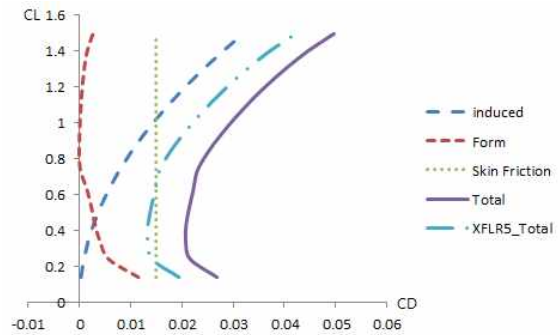


Fig. 8. Drag polar of Total drag

기 형상 전체에 대한 표면마찰항력을 더하는 방법으로 항력계수를 보정하였다. XFLR5의 결과와 보정 결과를 Fig. 8에 나타내었다[10].

2.3 상승비행 연구 수행

2.3.1 상승비행 계산 방법

태양광 항공기는 태양광에너지만을 사용하여 고도 18km 이상까지 상승비행하게 되고 이를 식으로 나타내면 식 (11)을 상승비행에 필요한 시간에 대해 적분을 하는 형태가 된다.

$$\int \left(\frac{\eta_{all} P_A - D V_f}{W} \right) dt = \int \left(\frac{dh}{dt} + \frac{1}{g} \frac{d}{dt} \frac{V_f^2}{2} \right) dt \quad (18)$$

식 (18)의 계산을 위해 상승에 필요한 총 시간을 일정한 단위시간(Δt)으로 나누어 계산하는 방법을 사용하였다(Fig. 9), (19).

$$\left(\frac{\eta_{all} P_A - D V_f}{W} \right) \Delta t = \Delta h + \frac{\Delta V_f^2}{2g} \quad (19)$$

식 (19)의 좌변은 단위중량당 여유동력(Weight Specific Excess Power)이며, 우변은 고도 상승과

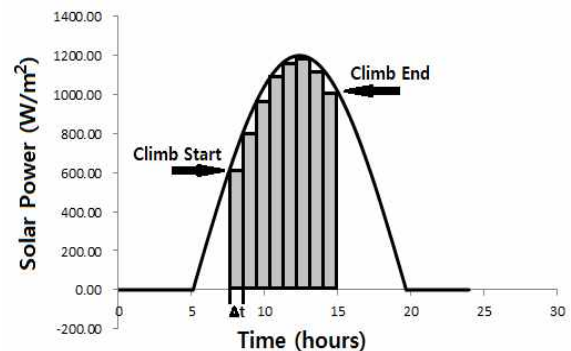


Fig. 9. Solar power calculation of a climb flight for a constant time interval

가속을 나타내는데 이는 항공기가 특정고도에서 순항비행을 하고 남은 여분의 동력을 가지고 상승과 가속비행을 한다는 계산을 수행하는 것이다. 좌변의 DV_f 는 항공기의 순항비행 시 필요한 동력을 나타낸다.

단위시간 동안 태양광판에 수집되는 태양광에너지는 $P_{solar} \times \Delta t$ 가 되는데 Δt 시간 동안에는 일정한 P_{solar} 를 유지한다고 가정한다. 그리고 다음 Δt 구간에서는 구간의 시작시간에 해당하는 P_{solar} 를 계산하여 이전단계의 계산을 반복하는 방식으로 적분되는 에너지를 계산하였다. 그리고 각 구간별로 계산되는 에너지에 따라 항공기의 상승과 가속 정도가 식(19)를 이용해서 결정된다. 한편 대기 조건은 고도가 상승하면서 바뀌게 되는데 태양광 동력과 마찬가지로 단위시간의 시작점에서 고도는 Δt 동안 일정하다고 가정하였다. 즉 항공기가 각 고도 구간마다 구간 시작점에서의 태양광 동력을 통해 항공기의 순항을 유지시키고 남은 여분의 동력을 가지고 다음 구간의 초기속도와 고도를 결정하는 것이다.

항공기의 지상 초기고도는 0으로 하고 최저비행 속도는 일반적인 항공기의 이륙속도인 실속속도(V_{stall})보다 20% 큰 값인 $1.2V_{stall}$ 로 가정하였다. 그리고 항공기의 비행 속도를 결정할 때 각 Δt 구간의 고도별 실속속도를 계산하여 $1.2V_{stall}$ 값을 최저비행속도로 제한하여 항공기 비행속도가 최저속도보다 작아지지 않도록 계산하였다. 항공기의 상승속도는 항상 비행최저속도보다 큰 범위를 갖게 되는데 이때 상승률이 최대가 되는 속도를 계산하여 그 속도를 상승비행속도로 결정하는 방법을 사용하였다. 식(20)은 실속속도를 계산하는 식으로 $C_{L_{max}}$ 는 항공기의 에어포일이 갖는 최대 양력계수 값으로 계산하게 된다.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} \quad (20)$$

2.3.2 풍속을 고려한 상대속도

30~60°의 위도대의 고도 10~12km 부근에는 최대 50m/s 정도의 편서풍이 분다. 대한민국은 북위 30도 이상에 위치하고 있기 때문에 태양광 항공기가 상승비행할 때 편서풍의 영향을 받아 항공기가 동쪽으로 밀리는 현상이 발생하게 된다. 기상청의 2012년 6월 1일 풍속자료를 바탕으로 고도에 따른 풍속의 변화를 살펴보면(Fig. 10) 지상에서부터 고도가 증가할수록 풍속이 증가하

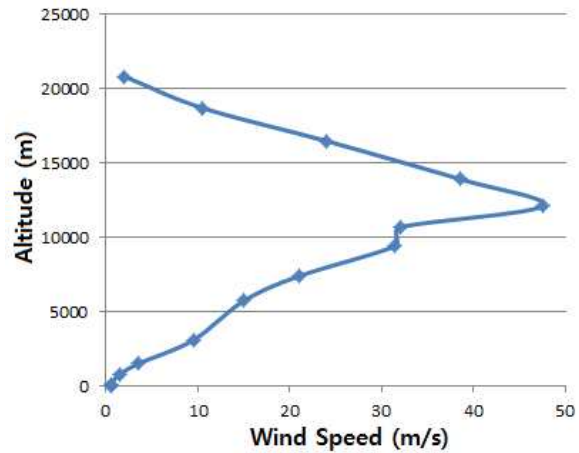


Fig. 10. Wind speed data in Korea

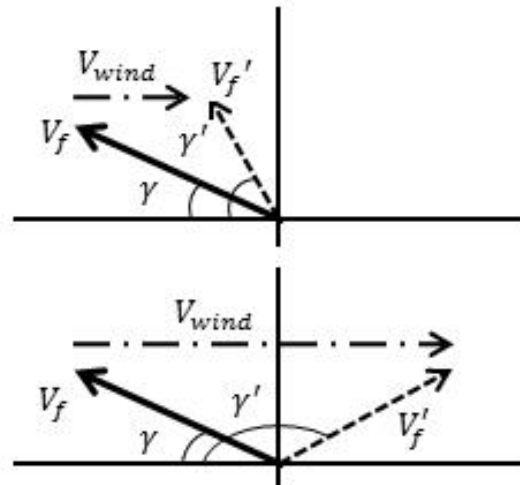


Fig. 11. Air speed and Ground speed

며, 12km 고도에서 약 47.5m/s의 최대풍속을 보인다 이후 고도가 증가함에 따라 풍속이 감소하여 18km 지점에서는 약 11m/s의 서풍이 부는 것을 확인할 수 있다. 하지만 엄밀하게 말하자면 풍향은 서풍과 북서풍이 수시로 바뀌며 불지만 본 연구에서는 항공기의 진행방향이 바람이 부는 방향이고 서풍이 분다고 가정하였다.

바람의 영향으로 상승비행동안 항공기가 동쪽 방향으로 밀리는 정도를 계산하기 위해 상대 공기속도(Relative Air Speed)개념을 고려하였다. 상대 공기속도는 양력과 항력을 발생시키는 속도이며, 대지속도(Ground Speed)는 지상 좌표를 기준으로 실제 항공기가 이동하는 속도가 된다. Fig. 11에서 V_f' 는 항공기의 대지속도, V_f 는 항공기의 상대속도, V_{wind} 는 풍속, γ 는 상대속도에 대한 상승각, γ' 는 대지속도에 대한 상승각을 나타낸다.

2.3.3 변수설정 및 대기조건

상승비행을 계산하기 위해 각 변수들을 설정하였다. 태양일조량은 북위 35~40도에서 6월 기준으로 약 $1200 W/m^2$ 정도의 값을 갖으며, 태양광 박막 효율은 14%, 모터 효율과 프로펠러 효율을 합쳐 76%로 설정하였다(Table 2). 프로펠러 효율은 고도가 높아짐에 따라 공기밀도가 작아지므로 비행속도가 증가해야하며, 속도 변화에 따라 프로펠러의 회전수가 바뀌게 되어 효율이 지속적으로 변하게 된다. 또한 모터는 프로펠러 회전수의 변화에 따라 입력 전압과 전류 등이 바뀌게 되고, 회전수의 증감에 따라 효율이 변화하지만 본 연구에서는 프로펠러와 전기모터 효율을 고정 값으로 사용하였다.

항공기의 상승 비행 태양감쇠인자는 태양광의 대기권 반사와 흡수 등 환경적 요인을 고려한 인자로 항공기의 고도와 태양의 각도에 따라 달라진다(Fig. 12)[11]. 태양이 떠오르기 시작할 때와 지는 순간, 태양광의 도달거리가 멀수록 작은 값을 갖고, 태양의 입사각이 수직에 가까울수록 그리고 항공기의 위치가 고고도 일수록 큰 값을 갖는다.

항공기가 상승비행을 할 때 고도별 대기조건이 변하게 되는데 고도가 상승함에 따라 공기밀도, 대기온도, 점성이 감소하며, 온도와 점성은 11km

~ 18km 고도에서는 일정한 값을 갖게 된다.

$$T = T_0 - 0.0065h \tag{21}$$

$$\rho = \rho_0 \left(1 - \frac{0.0065h}{288.16} \right)^{4.265} \tag{22}$$

$$\mu = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0} \right)^{1.5} \left(\frac{T_0 + S}{T + S} \right) \tag{23}$$

여기서 T_0 는 해면상에서의 표준대기 표준치인 $288.16K$, ρ_0 는 $1.225kg/m^3$, μ_0 는 $1.716 \times 10^{-5} kg \cdot s/m^2$, S는 공기의 Sutherland's constant 값인 $110.4K$ 이다.

2.4 연구 수행 결과

2.4.1 초기 기준 설정

태양광 항공기의 상승비행은 6월에 이루어진다고 가정한다. 우리나라에서 낮 시간이 가장 긴 달로 태양광 에너지를 가장 많이 받을 수 있으며, 바람이 적게 불어 구조 강도가 상대적으로 약한 항공기의 비행에 가장 적합한 장점이 있다. 일조시간(T_D)은 2012년 6월 1일의 일출시간 5시 11분, 일몰시간 19시 45분을 기준으로 총 14시간 34분(52440 초)이다.

항공기의 이륙 가능 시간을 결정하기 위해 항공기가 이륙을 위한 최소 요구 동력을 계산해야 한다. 지상에서 출발할 때 항공기의 실속속도는 약 $6.89m/s$ 이며, 최저비행속도는 $8.27m/s$ 가 된다. 이때의 항력은 약 $46.15N$ 이 되어 최소 요구 동력은 $381.66W$ 가 된다. 태양이 지면에서 뜨기 시작할 때 태양광 동력은 $0W$ 이고 이를 기준으로 이륙 가능 시간을 구하면, 일출 후 약 1시간 35분 후인 6시 46분이 된다. 항공기가 이륙 후 상승비행하여 임무를 수행하게 되는 고도는 18km이며, 임무고도에서 항공기의 실속속도는 약 $20.93m/s$, 최소비행속도는 약 $25.11m/s$, 최소 요구 동력은 $1381.3W$ 가 된다.

2.4.2 상승비행 방법

상승비행은 식 (19)에서 알 수 있듯이 태양광 동력과 항공기의 비행에 필요한 최소 요구 동력의 차이가 클수록 상승 또는 가속에 사용할 수 있는 여유에너지가 증가한다. 또한 항공기의 속도가 비행에 필요한 최소한의 값을 갖게 될 때 항공기의 상승률은 커지게 되고 최단시간 임무고도까지 상승할 수 있다. 여유에너지를 통해 속도를 증가시킬 때 여유에너지는 속도의 제공에 비례하므로 속도 증가분이 커질수록 항공기의 상승

Table 2. Assumed parameters

Parameters	Values
σ_{io}	$1200 W/m^2$
η_{sc}	14 %
η_{all}	76 %
Δt	100 s
$C_{L_{max}}$	1.5

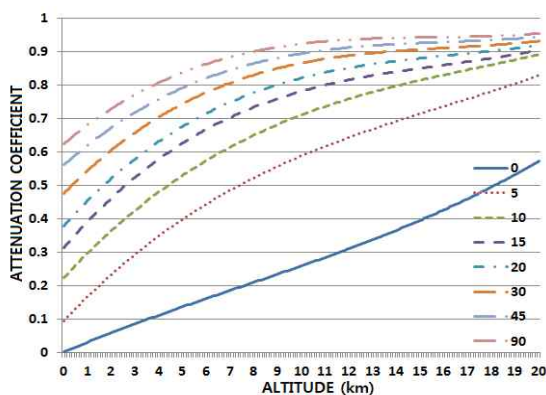


Fig. 12. Attenuation Factor

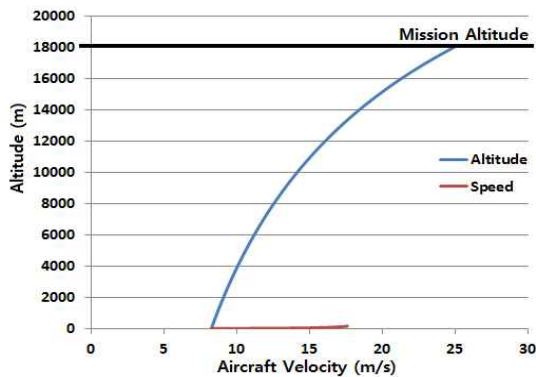


Fig. 13. Altitude changes for different climb methods

률은 현저하게 감소한다.

Figure 13의 두 개의 선 중에서 곡선은 각 Δt 시간 구간마다 항공기의 속도를 최저속도로 하고 여분의 에너지를 모두 항공기를 상승시키는데 초점을 맞춘 상승 방법을 나타내며, 직선은 초반에 항공기가 모든 여유에너지를 항공기의 가속에 집중한 방법을 나타낸다. 상승에 초점을 맞춘 경우 고도가 높아짐에 따라 최저비행속도가 점차 증가하고 약 25m/s의 속도에서 항공기가 임무고도인 18km에 도달하는 상승 형태를 보인다. 반면 속도에 집중한 경우 속도의 상승에 많은 에너지가 사용되면서 항공기가 거의 상승하지 못하고 일조시간 동안 속도는 약 17.6m/s, 고도는 152m 상승에 그치게 된다. 일반적인 항공기의 경우 초반에 가속을 하여 목표고도까지 가속된 속도를 유지하면서 상승하는 방법을 사용한다. 하지만 태양광 항공기의 경우 태양광이라는 한정된 에너지를 사용하기 때문에 속도의 증가가 제한적이고 또한 고도가 낮을수록 태양광에너지가 감소하기 때문에 초반 가속에만 집중할 경우 상승비행이 불가능하다. 따라서 태양광 항공기의 상승에는 고도에 따른 속도의 적절한 배분이 중요하다 할 수 있다.

2.4.3 태양 시간각에 따른 상승비행

최소비행속도로 상승률에 집중하는 상승방법을 적용할 경우 태양 시간각에 따른 상승비행에 대해 분석하였다. 태양광에너지는 싸인 그래프 형태를 취하고 고도에 따라 태양광에너지의 크기가 달라지기 때문에 태양의 시간각 즉 항공기의 이륙시간에 따라 임무고도까지 상승비행하게 되는 총 시간이 달라진다.

태양이 떠오르는 시간은 5시 11분으로 1시간 단위로 항공기가 고도 18km 까지 도달하는데 필요한 총소요시간과 상승 가능성을 분석하였다

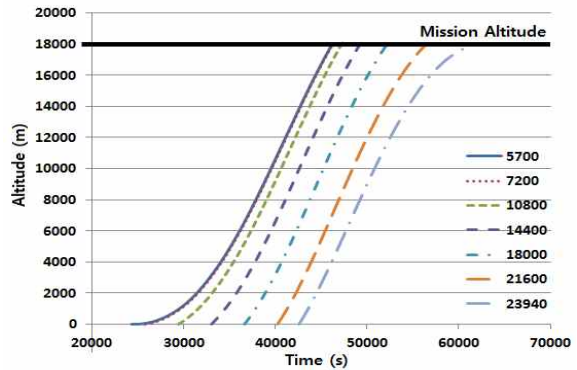


Fig. 14. Total climb times(sec) for different take off time

Table 3. Total time and total energy consumption

take off time	arrival time	Total time	Total energy consumption (Wh)
06:46	12:51	6hr. 51min.	15,559
07:11	12:53	5hr. 42min.	15,373
08:11	13:09	4hr. 58min.	14,989
09:11	13:43	4hr. 32min.	14,730
10:11	14:31	4hr. 20min.	14,633
11:11	15:43	4hr. 32min.	15,006
11:50	17:23	5hr. 33min.	16,572

(Fig. 14, Table 3).

항공기가 상승 가능한 최소 요구 동력과 동일한 태양광 동력을 낼 수 있는 시간이 오전 6시 46분이므로 첫 분석 시간은 6시 11분이 아닌 6시 46분으로 시작하였다. 그리고 가장 마지막 항공기의 이륙시간이 11시 50분인데 이후 항공기를 이륙시켰을 때 임무고도까지 도달하지 못하는 결과가 나왔기 때문에 항공기가 임무고도에 도달할 수 있는 이륙시간만을 선택하여 분석하였다. Fig. 14 ~ Fig. 16의 범례는 항공기가 일출 후 이륙할 때까지의 시간 간격을 초 단위로 나타내어 구분하였다. 일출 후 시간이 지남에 따라 태양의 고도가 높아져 태양광에너지가 증가하게 되어 항공기가 이륙 후 상승비행 초기에 이용 가능한 에너지가 충분하기 때문에 시간에 따른 고도 변화가 큰 것을 확인할 수 있다. 하지만 항공기가 임무고도에 가까워질수록 출발시간이 빠른 경우일수록 이용가능에너지가 많고 시간이 지난 뒤 출발한 항공기는 이용가능에너지가 적기 때문에 상승률이 감소하는 것을 확인할 수 있다.

이륙시간에 따른 총소요시간을 확인한 결과에서는 최소 4시간 20분에서 최대 6시간 51분까지 상승비행에 시간이 소요되는 것을 알 수 있다.

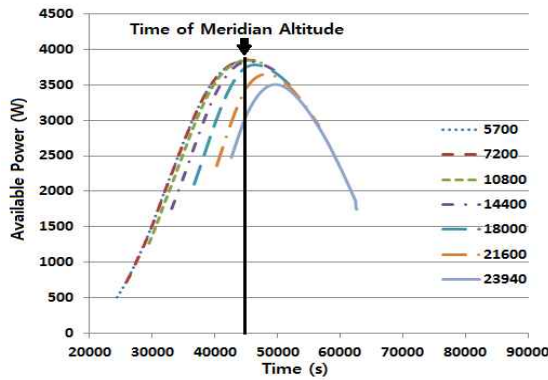


Fig. 15. Total energy consumption for different take off times

특히 10시 전후에 태양광 항공기가 비행을 시작 하게 될 때 가장 적은 시간에 임무고도까지 상승 비행이 가능함을 확인할 수 있었다. 이것은 태양의 고도가 지면과 수직에 가장 가까운 시간인 12시 28분을 전후해서 가장 많은 에너지를 이용하여 비행할 수 있는 시간이기 때문이다.

항공기가 상승비행을 하면서 얻게 되는 태양광 에너지는 사인함수 형태로 Fig. 15를 보면 이륙 시간에 따라 이용 가능한 동력의 최대값이 다르고 태양이 남중고도 일 때 가장 큰 값을 갖는 형태의 그래프가 그려지지 않는다는 점을 확인할 수 있다. 이러한 형태를 보이는 이유는 태양감쇠인자 때문이다. 이전 변수설정 부분에서 확인했 듯 항공기의 고도가 증가할수록 더 큰 값을 갖기 때문에 태양이 남중고도에 있고 이때 항공기가 임무고도에 가장 가까울 경우 태양광 항공기는 가장 많은 태양 동력을 얻게 되는 것이다. 반면 태양이 남중고도에 있을 때 항공기가 낮은 고도를 비행하고 있다면 태양감쇠인자의 영향으로 동력을 적게 받게 되고 항공기가 상승할수록 태양의 고도가 점차 낮아지면서 시간각의 감소와 태양감쇠인자의 감소에 영향을 받기 때문에 이용 가능한 최대 태양광 동력이 감소하는 것이다.

또한 Table 3에서 보면 10시 11분에 이륙하여 4시간 20분이 걸리는 상승비행 이후의 비행들은 총 에너지소모량이 많은 것을 확인할 수 있다. 그 이유는 6시부터 10시 사이에 이륙하는 비행의 경우 동력소모가 적은 저고도에서의 비행시간이 많고 상대적으로 동력소모가 높은 고고도에서 항공기가 얻게 되는 태양광 동력의 값이 크므로 상승률이 크다. 반면 10시 이후에 이륙을 하게 되면 저고도에서는 큰 동력을 얻을 수 있어 상승률이 크지만 임무고도에 올라갈수록 태양광 동력의 값이 작아지므로 상승률이 적어 그만큼 상승시간이 길어지기 때문에 상승비행에 더 많은 에너지를 소모하게 된다.

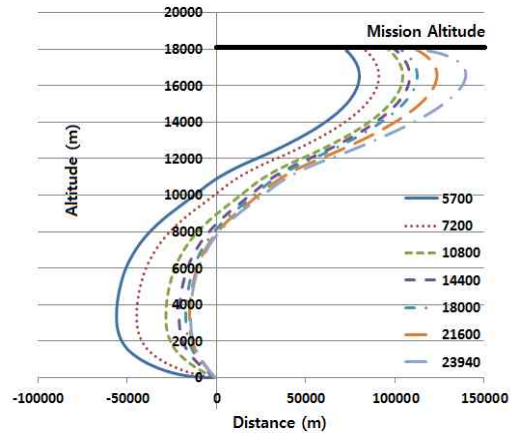


Fig. 16. Aircraft moving distance per altitude

Table 4. Moving distance from the take off location for different take off times

take off time	moving dist. (m)
06:46	74,008
07:11	84,660
08:11	97,479
09:11	101,086
10:11	105,048
11:11	113,081
12:01	113,275

2.4.4 풍속을 고려한 항공기 좌표

고도에 따른 편서풍의 영향으로 태양광 항공기는 상승하면서 동쪽으로 밀려나게 된다. Fig. 16에서 알 수 있듯이 초기 고도 3km 지점까지는 항공기가 상승하면서 항공기의 속도가 풍속보다 빠르기 때문에 서쪽으로 이동하게 된다. 이후 풍속이 항공기의 속도를 넘어서면서 고도 16km 지점까지 항공기는 동쪽으로 계속 밀리며 상승비행을 하게 된다. 16km 고도를 지나면서 편서풍이 항공기의 속도보다 작아지게 되어 항공기는 다시 서쪽으로 이동하는 것을 확인할 수 있다.

이륙시간에 따른 동쪽으로 밀려나가는 거리를 확인하면(Table 4) 이륙시간이 빠를수록 적게 밀리는 특성을 보이게 되는데 이것은 항공기가 저고도와 고고도에서 얼마나 체공하게 되는지에 따라 풍속이 항공기의 거리이동에 영향을 미치기 때문이다.

III. 결 론

고고도 장기체공 태양광 항공기는 고도 18 km 지점의 대류권계면에서 선회비행을 하며 임

무를 수행하는 항공기로 태양광이라는 제한적인 동력을 사용하여 비행하기 때문에 임무고도까지 상승비행이 가능한지 여부를 판단하고 상승경로를 해석하는 것이 중요하다.

본 논문에서는 날개면적 $35.98m^2$, 중형비 25, 무게 160kg인 글라이더 형태의 태양광 항공기에 대해 에너지균형 식을 이용하여 임무고도까지 상승비행 가능성을 연구하였다.

상승비행 시 최소속도에 가깝게 비행할 때 높은 상승률을 보이며, 여유에너지를 가속에 사용할 경우 에너지 소모가 커 상승비행에 어려움을 보이는 특성을 나타내었다. 그리고 태양광 동력은 태양감쇠인자의 영향으로 태양의 고도와 항공기의 상승고도에 따라 다르므로 항공기의 이륙시간에 따라 임무고도까지의 총소요시간에 영향을 미치며, 고고도에서의 비행시간이 길수록 저고도에서의 비행시간이 긴 경우보다 총상승시간이 더 많이 소요되었다.

또한 태양광 항공기가 상승비행을 할 때 편서풍의 영향으로 항공기가 서쪽방향으로 비행할 경우 동쪽으로 밀리게 되는데 이륙시간이 빠를수록 풍속이 약한 저고도 체공시간이 길고 서쪽으로 이동하는 정도가 커서 임무고도까지 상승비행할 경우 이륙위치에서 가장 적게 밀려나가는 것을 확인할 수 있었다.

후 기

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

References

- 1) Kim, Keun-Bae, Yang, In-Young, Kim, Nan-Young, Jang, Byung-Hee, "Technical Trends for HALE UAV Propulsion System", *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 9, 2011, pp.39~48.
- 2) Andre North, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight", Ph.D. thesis, Ecole Polytechnique Federale de Lausanne, Suisse, 2008.
- 3) Yaser Najafi, "Design of a High Altitude Long Endurance Solar Powered UAV", Master Thesis, *San Jose State University*, 2010.
- 4) Ben Coxworth, "Solar-powered UAV could fly in the upper atmosphere for 5 years

at a time", 2013. http://titanaerospace.com/wp-content/media/SOLARA50_BROCHURE_EMAIL.pdf

- 5) Hye-sun Han, Chan-eol Kim, Ho-yon Hwang, "Initial Sizing of a Glider Type High Altitude Long Endurance Unmanned Aerial Vehicle Using Alternative Energy", *Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 1, pp.47~58, Jan. 2014.

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

- 7) Colozza, "Initial Feasibility Assessment of a High Altitude Long Endurance Airship", NASA-CR-2003-212724.

- 8) Kyung-Hyun Park, Sang-Gyu Min, Jon Ahn, Dong-Ho Lee, "Multidisciplinary Design Optimization(MOD) of a Medium-sized Solar Powered HALE UAV Considering Energy Balancing", *Korea Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 2, pp.129~138, Feb. 2012.

- 9) Mark Drela, "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils", *Low Reynolds Number Aerodynamics Lecture Notes in Engineering* Vol. 54, 1989, pp 1~12.

- 10) Michael D. Patterson, "Aircraft Performance Modeling As A Basis For Vehicle Comparisons In New Concept Studies and Preliminary Analysis of Electric Aircraft", Master Thesis, *Daniel Guggenheim School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology*, August, 2012.

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

- 12) "XFLR5 Analysis of Foils and Wings Operating At Low Reynolds Numbers", Guidelines for QFLR5 v0.03, October. 2009. [https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32\(2\)/Release/Guidelines.pdf](https://engineering.purdue.edu/~aerodyn/AAE333/FALL10/HOMEWORKS/HW13/XFLR5_v6.01_Beta_Win32(2)/Release/Guidelines.pdf)

- 13) Mark Moore, "OpenVSP User Manual", Version 1.7.92, Langley Research Center, NASA, Jan. 7, 1992. www.openvsp.org/files/VSP_Manual.pdf