

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.2.129>에너지 균형조건을 고려한 중형 태양광 추진 고고도 장기체공
무인기의 다분야 통합 최적설계

박경현*, 민상규*, 안 존**, 이동호***

Multidisciplinary Design Optimization(MDO) of a Medium-Sized
Solar Powered HALE UAV Considering Energy Balancing

Kyung-Hyun Park*, Sang-Gyu Min**, Jon Ahn*** and Dong-Ho Lee****

ABSTRACT

A MDO study of a midium-sized solar powered High Altitude Long Endurance (HALE) UAV has been performed, focused on energy balance. In the MDO process, Vortex Lattice Method(VLM) is employed for the aerodynamic modeling of the vehicle, of which structural weight is estimated with the modeling proposed by Cruz. Tail volume ratios have been set as constants, while the location of tail surfaces is determined from longitudinal static stability criterion. By balancing the available energy from solar cells, battery, and altitude, with the energy-requirement of the vehicle, the possibility of continuous flight over 24-hours has been investigated. The solar radiation level is set as that of summer at the latitude of 36° north. During the daytime, the aircraft climbs using solar energy, accumulating potential energy, which supplements energy balance during the night. Optimizations have been sought in size of the vehicle, its weight distribution, and flight strategy.

초 록

에너지 균형조건을 고려하여 중형 태양광 추진 고고도 장기체공 무인기의 다분야 통합 최적설계를 수행하였다. 무인기의 공력 모델로 Vortex Lattice Method (VLM)를 사용하였으며 Cruz가 제안한 중량분석 모델로서 비행체 중량을 추정하였다. 비행체의 세로 정안정성 확보를 위하여 꼬리날개의 부피비를 고정하고 정안정성을 확보할 수 있도록 꼬리날개의 위치를 결정하였다. 태양전지, 축전지, 비행 고도 등 사용가능한 에너지와, 비행체의 필요에너지를 비교하여 24시간 지속비행 가능성을 결정하였다. 태양 입사 에너지는 북위 36°의 여름을 기준으로 하였으며, 주간비행 중 태양에너지를 이용한 상승비행으로 확보한 위치에너지를 이용하여 야간 비행에 필요한 에너지를 보충하였다. 이를 바탕으로, 무인기의 주요 치수, 중량 분포 최적 설계와 장기체공을 실현할 수 있는 비행전략을 제시하였다.

Key Words : Solar Powered HALE UAV(태양광 추진 고고도 장기체공 무인기),
Multidisciplinary Design Optimization(다분야 통합 최적설계)

† 2011년 7월 21일 접수 ~ 2011년 12월 29일 심사완료

* 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원
(민상규 : 현재 조지아공대 박사과정)

** 정희원, 세종대학교 기계항공우주공학부

*** 정희원, 서울대학교 기계항공공학부 항공우주신기술연구소
교신저자, E-mail : donghlee@snu.ac.kr
서울시 관악구 관악로 599번지

1. 서 론

태양광 추진 항공기는 1974년 미국의 R. J. Boucher에 의해 설계된 Sunrise I 을 시작으로 현재까지 약 90 여 가지의 항공기가 개발되었다 [1]. 특히 최근에는 영국의 QinetiQ 사에서 개발

한 태양광 고고도 장기체공 무인항공기(이하 S-HALE UAV)인 Zephyr가 2010년 7월 고도 21.3 km 상공에서 14일 21분 동안 무착륙비행을 수행하는 세계 신기록을 수립하였다[2]. 또한 이러한 S-HALE UAV의 개발과 더불어 태양광 추진 항공기 설계에 대한 연구도 활발히 진행되고 있다.

Noth는 1km 이하의 저고도를 비행하는 날개 길이 3.2m의 소형 S UAV의 24시간 지속 비행을 위한 새로운 방법의 개념설계기법을 제안하고, 이를 이용하여 Sky-Sailor의 제작 및 시험비행을 수행하였다[1]. Rizzo 등은 S-HALE UAV의 개념설계를 위한 수학적 모델을 제안하고, 이를 4가지 다른 항공기 형상에 적용 하였다[3]. 안준 등은 S-HALE UAV의 기초 설계를 수행하였으며, 이를 바탕으로 1/4 축소모델을 제작하여 저고도에서 비행에 성공하였다[4].

이주호 등은 S-HALE UAV의 주요 치수의 결정을 위한 방법론을 제시하고 이를 통해 무인기의 주요 치수를 결정하였다[5]. 그러나 이들 연구로부터 제안된 UAV는 날개길이 50m, 512kg의 대형 태양광무인기로서 실제 제작 및 대류권 운용 시 난기류에 의한 파괴가능성 및 운용비용증가 등의 한계점이 존재하게 된다.

또한 앞선 연구들은 항공기가 필요한 에너지보다 충분한 태양전지 또는 축전지 용량 등을 만족하는 비교적 단순한 형태의 에너지 균형을 고려하여 설계를 수행하였다. 따라서 20km 이상의 고고도에서 날개길이 20m 내외의 중형 항공기의 24시간 지속비행을 위해 태양에너지, 축전지에너지, 그리고 항공기의 위치에너지 등의 에너지 균형조건을 고려하여 무인기에 요구되는 성능을 만족시키는 최적설계에 대한 연구는 아직 미흡한 상황이다.

따라서 본 연구에서는 고고도 24시간 지속비행을 위한 태양에너지, 축전지의 전기에너지, 그리고 항공기의 위치에너지를 이용한 에너지 균형조건을 개념을 정리하고, 이를 이용하여 중형 S-HALE UAV의 다분야 통합 최적설계를 수행하였다.

II. 태양광 고고도 무인기 성능해석

2.1 공력성능의 예측

본 연구에서는 S-HALE UAV의 공력 성능을 예측하기 위해 VLM 기법을 이용하였다. VLM은 선형 포텐셜 이론에 기반한 와류 격자법으로써 와

류선(Vortex Filament)의 중첩을 통해 양력면의 평면 형상으로부터 공기력을 구해내는 Weissinger 방법이 대표적이다. 그러나 이 방법은 캠버 라인을 고려할 수 없으므로 날개 설계 시 선택된 에어포일의 성능이 고려되지 못하는 단점이 있다[6, 7].

따라서 본 논문에서는 참고문헌[7]에서 제시된 방법을 이용하여 선택된 에어포일의 성능이 날개의 공력성능 예측에 고려될 수 있도록 하였다. 공력 분포 특성은 x, y, z 방향에 대하여 속도포텐셜 Φ 로 지배되며, 압축성 효과를 고려하여 식 (1)과 같은 선형 미분 방정식으로 나타낼 수 있다. 여기서 M 은 마하수를 의미한다.

$$(1 - M^2) \frac{\partial^2 \Phi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial z^2} = 0 \quad (1)$$

와류 특이점(Vortex Singularity)의 강도가 일정하게 분포되는 200개의 패널을 분포시켜 속도 미분 함수인 포텐셜과 교란속도를 먼저 구하고 이 속도의 수직 방향 성분을 고려하여 공력 영향행렬(Aerodynamic Influence Matrix: AIC)을 계산한다. 더 자세한 사항은 참고문헌[6, 7]을 참고하도록 한다.

2.2 기체 구조중량의 추정

S-HALE UAV의 기체중량 추정은 실제로 제작이 되어 비행에 성공한 사례가 드물고, 비행에 성공을 한 UAV라도 중량분포 데이터가 공개되지 않은 경우가 많다. 따라서 대부분 글라이더의 중량 자료를 바탕으로 얻은 기체중량추정 모델을 이용한다[1,3,10]. 그러나 이들 중량추정모델은 주로 날개길이 5m 내외의 소형 또는 50m 이상의 대형 S-HALE UAV의 설계를 목표로 제안된 모델이다. 따라서 본 연구와 같이 날개길이 20m 내외로 저 레이놀즈 영역에서 비행하는 중형 S-HALE UAV에는 적합하지 않다.

또한 최근 개발된 S-HALE UAV의 경우 대부분 초경량 탄소섬유를 이용한 구조물을 채택하고 있다. 그러므로 초경량 탄소섬유 구조물로 제작되어 저 레이놀즈 영역에서 비행을 하는 중형 S-HALE UAV의 설계를 위해 기존의 기체중량추정 모델을 사용할 경우 비행체 구조중량의 오차는 매우 커지게 된다. 따라서 본 연구에서는 초경량 탄소 프리프레그(Prepreg) 모델을 이용하여 제작된 Daedalus 인력항공기(날개길이 34m, 비행속도 7.8m/s, 레이놀즈수 $2 \times 10^5 \sim 5 \times 10^5$)의 중량분석 모델, 식 (2)~(12)를 기본식으로 이용하였다[8, 9].

표 1. 중량분석 식의 각 변수

S_w, S_{ts}	wing/tail surf. area(m ²)
b_w, b_{ts}	wing/tail surf. span(m)
c_w, c_{ts}	avg. wing/tail surf. chord(m)
δ_w, δ_{ts}	avg. rib spacing to avg. chord ratio
N_{wr}, N_{tsr}	No. of wing/tail surf. ribs
$t/c_w, t/c_{ts}$	wing/tail airfoil thickness to chord ratio
N_{wer}	No. of wing end ribs
n_{ult}	ultimate load factor
GW	aircraft gross weight(kg)
W_{ws}, W_{tss}	weight of wing/tail surf. spar(kg)
W_{wr}, W_{tsr}	weight of wing/tail surf. ribs(kg)
W_{wer}	weight of wing end ribs(kg)
W_{wLE}, W_{tsLE}	weight of wing or tail surf. leading edge(kg)
W_{wTE}	weight of wing trailing edge(kg)
W_{wc}, W_{tsc}	weight of wing/tail surf. covering(kg)
q_m	dynamic pressure at maneuvering speed(N/m ²)
L_{tb}	tailboom length(m)
W_{tb}	tailboom wight(kg)

표 2. 중량 예측모델의 비교

Example	Noth (kg)	Leutenegger (kg)	Cruz (kg)	GW (kg)
Goss. Penguin	365	163	22.8	31
Zephyr	189	51	15.1	< 20

- Main Wing Spar :

$$W_{ws} = (0.031b_w + 0.00756b_w^2) / (1 + (n_{ult}GW/100 - 2)/4) \quad (2)$$

- Wing Secondary Structure :

$$W_{wr} = N_{wr} \cdot (0.055c_w^2 (t/c_w) + 0.00191c_w) \quad (3)$$

$$W_{wer} = N_{wer} \cdot (0.662c_w^2 (t/c_w) + 0.00657c_w) \quad (4)$$

$$W_{wLE} = 0.456(S_w \delta_w^{4/3} / b_w) \quad (5)$$

$$W_{wTE} = 0.0277b_w \quad (6)$$

$$W_{wc} = 0.0308S_w \quad (7)$$

- Rudder & Elevator Primary Structure :

$$W_{tss} = (0.0415b_{ts} + 0.00391b_{ts}^2) / (1 + ((q_m S_{ts} / 78.5 - 1) / 2)) \quad (8)$$

- Rudder & Elevator Secondary Structure :

$$W_{tsr} = N_{tsr} \cdot (0.116c_{ts}^2 (t/c_{ts}) + 0.00401c_{ts}) \quad (9)$$

$$W_{tsLE} = 0.174(S_{ts} \delta_{ts}^{4/3} / b_{ts}) \quad (10)$$

$$W_{tsc} = 0.0193S_{ts} \quad (11)$$

- Fuselage :

$$W_{tb} = (0.114L_{tb} + 0.0196L_{tb}^2) / (1 + ((q_m S_{ts} / 78.5 - 1) / 2)) \quad (12)$$

위의 (2)식의 GW 는 Hajianmaleki[9]가 최신 S-HALE UAV인 Zephyr, Pathfinder, Pathfinder plus, Centurion, Helios의 날개면적과 이륙총중량에 대해 구성한 추세식 으로부터 얻었다. 그리고 극한 하중배수 n_{ult} 은 순간적으로 가속이 필요한 경우와 돌풍을 고려하여 4.5로 설정하였다.

위와 같은 중량분석식의 타당성 검증을 위해서 표 2와 같이 본 연구와 유사한 크기로서 탄소 섬유 소재로 제작된 태양광 추진 항공기 Goss. Penguin(유인)과 Zephyr(무인)에 대한 기체중량 분석을 수행하였다. Cruz의 중량분석식을 통해 예측된 중량은 Noth가 제안한 중량모델[1]과 Leutenegger가 제안한 중량모델[10]로부터 예측된 각각의 중량과 비교하였다.

우선 전반적으로 Noth와 Leutenegger가 제안한 모델의 경우 실제중량과 오차가 매우 큰 것을 볼 수 있다. 이에 반해 Cruz의 식은 Goss. Penguin에 대해서 약 8kg, 그리고 Zephyr에 대해서 약 5kg로 다른 중량 모델에 비해서 오차가 상대적으로 작은 것을 아래의 표 2 에서 볼 수 있다.

그리고 Goss. Penguin은 유인항공기이므로 31kg에서 조종석의 무게를 감안하면 Cruz의 식 으로부터 나온 결과와 상당히 유사하다고 볼 수 있다. 또한 Zephyr의 경우 기체중량정보가 불확실하고, Gross Weight가 30kg인 점을 감안할 때 15 ~ 20kg 정도로 추정 하는 것이 적절하며 Cruz의 분석 식은 이를 만족 하고 있는 것을 알 수 있다. 따라서 Cruz의 중량분석식은 탄소 소재를 사용한 저속 중형 태양광 추진 항공기의 기체 구조 중량 예측에 적합함을 알 수 있다.

2.3 안정성

S-HALE UAV의 안정성 확보를 위하여, 정적

여유(Static Margin)를 계산함으로써 세로 정안정성을 해석하였다. 정적여유는 무게중심과 중립점의 거리이며, 이를 바탕으로 정상비행 상태에서 외부 교란으로 인해 발생하는 피칭 모멘트에 대해 S-HALE UAV가 다시 평형상태로 되돌아가려는 성질이 있는지를 판단할 수 있다. 이러한 복원력을 갖기 위해서는 UAV의 무게중심 위치가 항상 중립점 앞에 있어야 한다. 따라서 정적 여유가 양수일 경우 정적으로 안정하다고 할 수 있으며 이를 만족시키도록 설계를 수행해야 한다.

정적 여유를 계산하기 위해 먼저 무게중심은 S-HALE UAV의 주 날개, 수평 꼬리날개, 수직 꼬리날개, 동체, 추진 장치, 탑재 장비 등으로 분류하여 각각의 무게 및 위치를 통해 계산하였다. 그리고 중립점은 $\partial C_{M, cg} / \partial \alpha_a = 0$ 을 만족시키는 지점으로 아래의 식 (13)으로부터 중립점 h_n 를 구할 수 있다[11,12].

$$h_n = h_{acwb} + V_H \frac{C_{L_{at}}}{C_{L_{\alpha_{wb}}}} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) \quad (13)$$

여기서 h_{acwb} 는 주날개의 시위 길이에 대한 주 날개-동체의 공기역학적 중심 위치와 주날개 앞 전까지의 길이 비, V_H 는 주 날개에 대한 꼬리날개의 부피비, $C_{L_{at}}$ 는 수평꼬리 날개의 양력곡선 기울기, $C_{L_{\alpha_{wb}}}$ 는 주날개-동체의 양력곡선 기울기, 그리고 $\partial \epsilon / \partial \alpha$ 는 유도 받음각이다. 이 때 유도 받음각의 계산은 참고문헌 [12]의 경험식으로부터 계산을 하였다.

안정성 해석을 통해 결정해야 할 설계변수는 수평/수직 꼬리날개의 면적과 무게 중심으로부터 꼬리날개까지의 거리이다. 꼬리날개의 면적은 일반적으로 주 날개와 꼬리날개의 부피비에 의해 결정되기 때문에 본 연구에서는 부피비를 고정하고 꼬리날개까지의 동체의 길이를 결정하였다.

2.4 에너지 균형조건

S-HALE UAV의 에너지 균형조건을 만족시키기 위하여 태양전지로부터 생산되는 에너지, 축전지에 저장된 에너지, 비행체의 고도에 따른 가용 위치에너지 등과 비행체가 비행 중 임무수행에 필요한 에너지와 균형을 통해 장기 체공가능성을 검토하였다.

2.4.1 태양에너지

태양으로부터 S-HALE UAV가 생산하는 에너지는 그림 2에서 볼 수 있듯이 우리나라와 위도

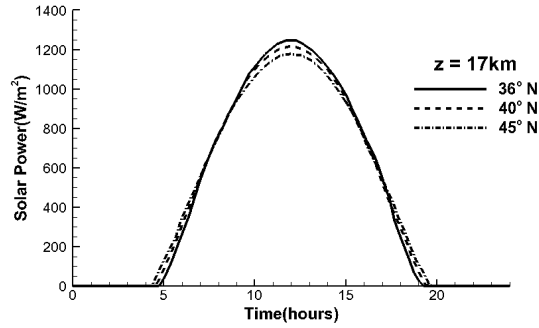


그림 2. 북반구 6월의 시간대별 태양에너지[13]

가 비슷한 북위 36°, 고도 17km상공에서 6월 중순에 측정된 단위 면적당 태양에너지를 이용하였다. 하루 동안 생산할 수 있는 태양 에너지의 양을 계산하기 위해 그림 2의 정보를 사인함수의 형태로 식(14)과 같이 나타내었고 하루에 얻을 수 있는 최대 태양 에너지 양을 식 (15)을 이용하여 계산하였다.

$$E_{Solar} = I_{max} \sin \left(\frac{\pi}{T_{day}} (t - T_{sunrise}) \right) \quad (14)$$

$$E_{day} = \frac{2K \cdot I_{max} \cdot T_{day}}{\pi} \quad (15)$$

식 (14), (15)에서 I_{max} 는 태양의 고도가 가장 높을 때의 단위 면적당 태양 에너지를 나타낸다. 그림 2에서 I_{max} 는 약 1,250W/m²이지만, UAV의 임무수행 등 여러 불확실성을 고려하여 I_{max} 는 1,100W/m² 으로 보수적인 선택을 하였다. T_{day} 는 낮의 길이로 15시간, $T_{sunrise}$ 는 일출 시각으로 오전 5시 30분으로 설정하였다. 또한 K 는 날씨와 관련된 계수로 맑은 날 1.0, 어두운 밤은 0.0이다. 고고도에서는 구름의 영향이 없으므로 1.0으로 설정하여 계산을 수행하였다.

S-HALE UAV가 하루 동안 태양전지를 이용해 얻을 수 있는 에너지는 식 (16)를 이용해 구할 수 있다. 식 (16)에서 A_{sc} 는 태양전지의 면적, η_{sc} 는 태양전지의 효율, η_{mppt} 는 MPPT (Maximum Power Point Taker)의 효율을 의미한다.

$$E_{UAV} = E_{day} A_{sc} \eta_{sc} \eta_{mppt} \quad (16)$$

본 연구에서는 S-HALE UAV의 날개표면을 고려하여 유연성을 가지고 있는 박막형 필름형태의 태양전지를 선정하였다. 그리고 박막형 태양

전지 중 두께가 얇고 중량비출력(W/kg)이 높은 CIGS (CuInGaSe₂) 태양전지를 이용하였다[14]. 또한 저온 및 자외선 보호 피막 등에 의한 태양 전지의 효율저하를 고려하여 효율을 18%, η_{mppt} 는 80%, 그리고 단위 면적당 태양전지 질량을 0.5 kg/m²로 선정하여 해석을 수행하였다.

2.4.2 축전지

S-HALE UAV가 야간비행을 하기 위해서는 주간에 남는 태양 에너지를 축전지에 저장한 후 야간에 사용해야 한다. 야간 비행을 위해 축전지를 지나치게 많이 탑재할 경우 S-HALE UAV의 전체 중량이 증가하게 되어 체공을 위한 필요에너지 또한 증가하게 된다. 따라서 제한된 축전지 중량을 가지고 최대의 에너지를 사용할 수 있도록 현재 사용 가능한 전지 중 가장 에너지 밀도가 높은 축전지를 선택해야 한다. 그림 3에 Lithium-Sulfur(Li-S) 축전지와 다른 2차 전지들의 성능 비교를 도시하였다[15].

현재의 기술을 고려할 때 Li-S축전지의 중량비출력은 약 350Wh/kg이지만 저온에서의 성능 저하를 고려하여 300Wh/kg의 값을 이용하였고 충/방전 효율은 90%로 선정하여 보수적으로 설계에 적용하였다.

2.4.3 위치에너지와 필요에너지

태양에너지를 이용하여 S-HALE UAV가 장기 체공하며 임무를 수행하기 위해서는 일몰 이후 야간 비행을 위한 에너지 확보가 가장 큰 문제점이다. 여름 기준으로 약 9시간의 야간비행을 위해 필요한 에너지를 모두 축전지에 저장하려면 현재의 축전지 성능을 고려했을 때 상당히 큰 중량의 축전지가 필요하게 되며, 이는 비행체의 전체 중량을 증가시키며, 순항비행을 위해 더 큰 에

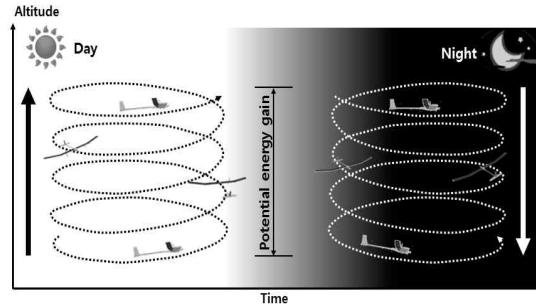


그림 4. S-HALE UAV 비행 개념도

너지가 소요된다.

이러한 문제를 해결하기 위해서는, 주간의 태양 에너지를 전략적으로 잘 이용하여야 한다. 그림 4와 같이 주간비행 및 축전지 충전에 필요한 에너지를 제외한 나머지 에너지를 이용하여 비행체를 충분한 고도까지 상승시켜 위치에너지를 확보하고, 일몰 이후에는 확보된 위치에너지를 이용하여 일정 고도를 무동력 활공 하강비행으로 체공시간을 연장시켜야 한다[16, 17].

S-HALE UAV의 위치에너지를 이용하여 비행 소요시간을 계산하기 위한 상승률과 활공속도는 식(17), (18)과 같다. 또한 UAV가 비행을 하는데 필요한 에너지는 식 (19)로부터 얻을 수 있다.

$$RC(h) = \eta_{motor}\eta_{prop} \cdot \frac{P - P_{cruise}}{mg} \tag{17}$$

$$V_{gliding}(h) = \sqrt{\frac{mg}{S} \frac{2}{\rho(C_L^3/C_D^2)}} \tag{18}$$

$$P(h) = \frac{\rho V^3 C_D S}{2\eta_{motor}\eta_{prop}} \tag{19}$$

식 (17)에서 h 는 고도, η_{motor} 는 모터의 효율, 그리고 η_{prop} 는 프로펠러의 효율, P 는 상승하기 위해 사용하는 추력, 그리고 P_{cruise} 는 순항을 위한 요구추력이다. 상승률은 두 추력의 차이에 의해 결정이 된다. 또한 식 (18)에서 m 은 UAV의 질량, g 는 중력가속도, ρ 는 해당고도에서의 밀도, C_L 은 양력계수, 그리고 C_D 는 항력계수를 의미한다.

특히 이 식에서 C_L^3/C_D^2 , 즉 $C_L^{3/2}/C_D$ 는 UAV의 장기체공을 위해 매우 중요한 변수로서 설계 초기단계에서 익형 선택 시 고려해야할 중요한 변수가 된다.

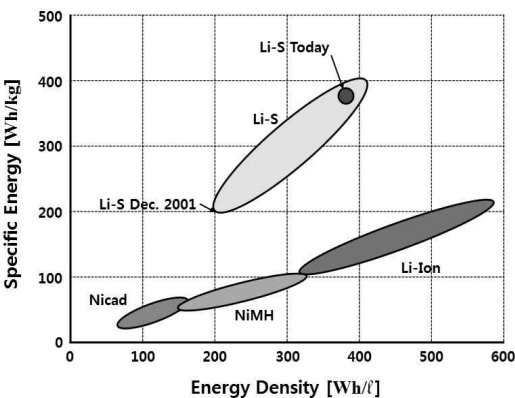


그림 3. 축전지 종류별 에너지저장 성능비교[15]

표 3. 초기형상 및 설계요구조건

Class	Contents
Total weight	40.37 kg
Span length (wing/tail)	20 m / 5 m
Aspect ratio (wing/tail)	13.33 / 7.14
Wing area	30 m ²
Fuselage Length	8 m
Solar cell area	10 m ² (0.5kg/m ²)
Operating mid altitude	20 km
Flight path	Ascend & Glide

표 4. 초기 중량세분화

Composition		Weight	Portion
Trade off	Solar Cell	5.00 kg	12.39 %
	Battery	10.00 kg	24.77 %
	Structure	18.27 kg	45.25 %
Fixed weight	Avionics	1.62 kg	4.01 %
	Propeller	1.36 kg	3.37 %
	Motor & Gear box	1.70 kg	4.21 %
	MPPT	0.52 kg	1.29 %
	Camera	0.90 kg	2.23 %
	Miscellaneous	1.00 kg	2.48 %
Total		40.37 kg	100 %

본 연구에서 익형은 저 레이놀즈 영역에서 $C_L^{3/2}/C_D$ 가 우수한 것으로 잘 알려진 Daedalus 계열의 DAE31을 사용하였다. 이 때 받음각은 평균 비행고도의 레이놀즈수에 대해 최대 $C_L^{3/2}/C_D$ 를 갖도록 하였다. 또한 필요출력의 계산을 위해 모터와 프로펠러 효율은 고고도 환경의 불확실성을 고려하여 각각 80%, 85%로 보수적인 값을 설정하였다.

III. 다분야 통합 최적설계 및 결과

본 연구에서 S-HALE UAV의 다분야 통합 최적설계를 위한 흐름도는 그림 5와 같다.

3.1 초기형상 및 장기체공

3.1.1 S-HALE UAV의 초기형상

본 연구에서는 S-HALE UAV를 설계를 위하여 현재 태양광 무인기의 최장시간 체공 기록을 가지고 있는 영국의 Zephyr와 유사한 크기의 초기형상을 설정하였다. 이때 비행체의 주날개와 꼬리날개는 제작성을 고려하여 직사각형 날개로 하였다. 또한 가볍고 유연한 날개 구조물로 인한 공탄성 효과를 줄이기 위하여 축전지는 날개 내부에 탑재하는 방식을 채택하였다.

초기형상 및 설계요구조건은 표 3에, 초기 중량 세분화 내용을 표 4에 나타내었다. 표 4에서 고정중량은 현재 상용화된 기술과 S-HALE UAV의 임무 등을 고려하여 탑재하기에 적합한 카메라와 비행제어장치 등을 선택하여 적용하였다. 또한, 태양전지 배선 등을 고려하여 추가적인 기타중량(Miscellaneous weight)을 설정하였다.

3.1.2 장기체공 가능성 평가

본 연구에서 가정한 S-HALE UAV의 초기형상에 대하여 설계요구조건인 고도 20km에서 5km를 상승 및 하강 하는 조건에서 24시간 지속 비행의 가능성을 검토하였다. 에너지균형조건 분석을 위해 식 (22), (23)을 이용하여 주간비행 중 태양에너지여유(Solar Energy Margin, SEM), 그리고 야간비행 중 축전지에너지여유(Battery Energy Margin, BEM)를 계산하였다.

$$SEM = \sum_{day} (E_S - E_R - E_{B,C} - E_{B,D}) \quad (22)$$

$$BEM = \sum_{night} (E_{B,D} - E_R) \quad (23)$$

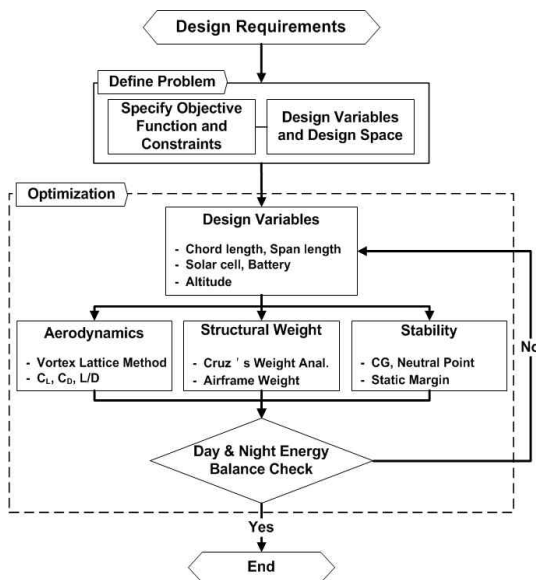


그림 5. 다분야 통합 최적설계 흐름도

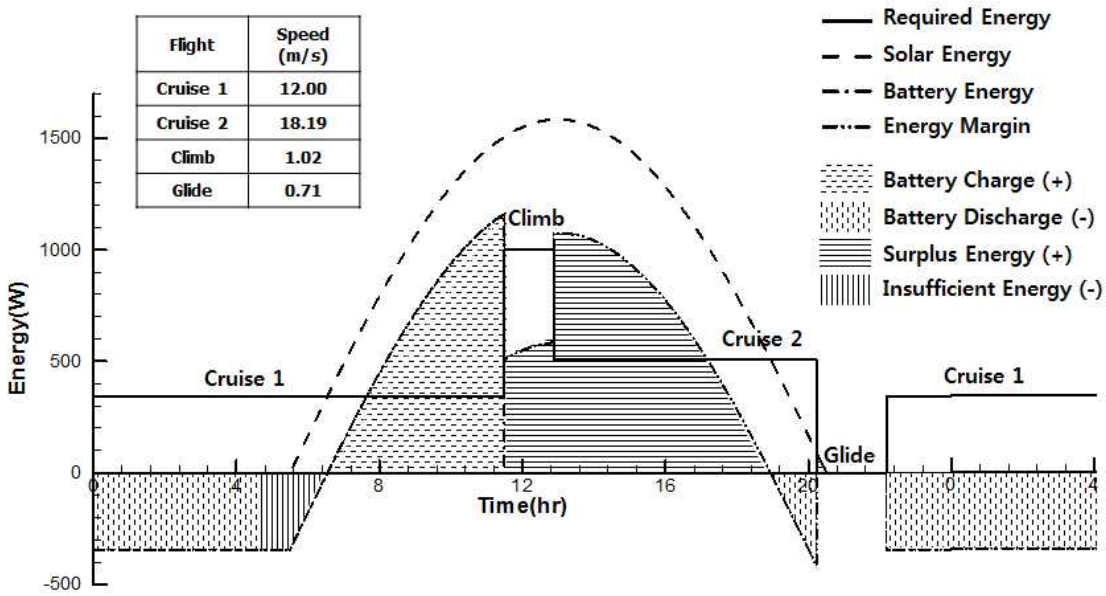


그림 6. 초기형상 S-HALE UAV의 24시간 에너지수급

식 (22), (23)에서 E_s , E_R , $E_{B,C}$, $E_{B,D}$ 는 각각 태양에너지, 필요에너지, 축전지 충전과 방전에 필요한 에너지이다. 초기형상 비행체의 24시간 에너지 분석결과는 그림 6과 같다. 먼저 상승비행을 통해 위치에너지를 확보하고 무동력 활공하강 비행을 통해 위치에너지를 사용하더라도 축전지에 저장된 에너지 부족으로 인해 일출 전 약 2시간 동안 비행이 불가능한 것을 볼 수 있다. 또한 주간비행 중 축전지 충전이 완료되는 정오 이후에는 축전지 용량보다 더 큰 약 4920.88Wh의 과다한 SEM이 발생하였다.

특히 낮 시간 동안 발생된 SEM은 버려지는 에너지로서 이러한 잉여에너지가 많은 경우 S-HALE UAV의 불필요한 중량증가를 초래한다. 표 5에 축전지와 태양전지의 변화에 따라 SEM 및 BEM이 어떻게 변화하는지 나타내었다. 먼저 Case 1의 경우 초기형상 비행체에서 태양전지를 80%만 설치했을 때이다. 태양전지 면적이 감소함에 따라 SEM이 약 절반 정도 감소한 것을 볼 수 있다.

표 5. 태양전지 및 축전지 변화에 따른 에너지

	Baseline	Case 1	Case 2
S. Pannel (%)	100	80	80
Battery (%)	100	100	120
$E_R 1$ (Wh)	351.93	339.16	364.85
$E_R 2$ (Wh)	519.95	501.14	538.99
SEM (Wh)	4920.88	2419.89	1521.96
BEM (Wh)	-368.76	-346.89	-0.71

또한 줄어든 중량에 따라 Cruise 1, 2의 필요에너지($E_R 1$, $E_R 2$)가 감소한 것을 볼 수 있다. 그러나 여전히 야간비행을 완수하기 위해서는 약 347Wh의 축전지 에너지가 더 필요한 것을 볼 수 있다.

Case 2의 경우 태양전지를 80% 탑재한 상태에서 축전지를 초기형상에 비해 20% 더 탑재한 경우이다. 축전지 용량이 커짐에 따라 낮 시간 동안 충전되는 용량이 증가하여 SEM이 감소한 것을 볼 수 있다. 그리고 비행체 전체중량의 증가로 인해 필요에너지가 커졌으며, 해가 뜨기까지의 야간비행을 위한 축전지의 에너지가 충분하지는 않지만 BEM이 -0.7Wh로 대폭 향상된 것을 확인할 수 있다.

따라서 S-HALE UAV의 24시간 지속비행이 가능하기 위해서는 축전지의 적절한 탑재를 통해 BEM을 확보하여 야간비행 중 부족한 에너지가 존재하지 않도록 해야 한다. 그리고 이를 바탕으로 SEM을 감소시켜 비행체의 필요에너지를 줄이고 야간비행의 부담을 줄여주는 것이 필요하다. 이러한 논리에서 태양전지와 축전지 증감에 따른 필요에너지의 변화 그리고 이에 따른 SEM 및 BEM의 변화를 고려한 최적설계가 필요하다.

3.2 설계문제의 정식화

S-HALE UAV의 다분야 통합 최적설계를 위하여 식 (24)와 같이 설계문제를 정식화 하였다.

$$\begin{aligned}
 & \text{Min. } SEM & (24) \\
 & \text{s.t. } 100Wh < SEM < SEM_{baseline} \\
 & & BEM > 100Wh \\
 & & \text{Static Margin} > 0 \\
 & & W_{UAV} < 60kg
 \end{aligned}$$

표 6. 설계변수 및 설계공간

Design Variables		Min.	Base	Max.
Main wing	Chord length (m)	1.0	1.5	2.0
	Span length (m)	15.0	20.0	25.0
Tail wing	Chord length (m)	0.5	0.7	1.0
	Span length (m)	3.0	5.0	7.0
Fuselage length (m)		5.0	8.0	10.0
Solar panel weight (kg)		2.0	5.0	8.0
Battery weight (kg)		5.0	10.0	15.0
Flight path (km)		0.0	5.0	10.0

S-HALE UAV의 불필요한 중량증가를 줄이고 효율적인 설계가 이루어지도록 SEM을 목적함수로 하여 최소값을 가지도록 설정 하였다. 그리고 S-HALE UAV의 주간 및 야간비행 중 임무수행을 고려하여 이를 위해 추가적으로 필요한 기본 에너지를 100Wh 로 가정하여 이를 제약조건에 적용 하였다. 따라서 SEM은 100Wh보다 크고, 기저형상이 가지는 SEM을 넘지 않도록 하였으며, BEM 또한 100Wh 이상을 가지도록 하였다. 또한 비행 중 세로 정안정성의 확보를 위해 정적여유가 양수 값을 가지도록 하였으며, 중형 S-HALE UAV의 설계를 위하여 비행체의 전체무게(W_{UAV})는 60kg을 넘지 않도록 하였다.

다분야 통합 최적설계를 위한 설계변수와 각 설계변수들의 설계공간은 표 6과 같다. 최적화 기법은 8개의 설계변수에 대해 효율적으로 변수와 반응간의 비선형성을 표현하여 적절한 해의 도출이 가능한 순차이차계획법(Sequential Quadratic Programming, SQP)을 적용하였다[16]. 그리고 MDO기법으로는 다분야통합해석도들의 계산비용이 크지 않고, 가장 표준적인 최적화 기법형태인 MDF(Multidisciplinary Feasible)기법을 이용하였다.

3.3 다분야 통합 최적설계 결과

에너지 균형조건을 고려한 S-HALE UAV의 다분야 통합 최적설계 결과는 표 7과 같다. 주날개와 꼬리날개의 날개길이가 초기형상에 비해 증가하였고 주날개의 시위길이는 감소되었는데 이는

표 7. 다분야 통합 최적설계결과

Design Variables		Base	Opt.
Main wing	Chord length (m)	1.50	1.48
	Span length (m)	20.00	22.56
Tail wing	Chord length (m)	0.70	0.72
	Span length (m)	5.00	6.08
Fuselage length (m)		8.00	8.20
Solar panel weight (kg)		5.00	3.42
Battery weight (kg)		10.00	11.76
Flight path (km)		5.00	7.23
Responses		Base	Opt.
SEM (Wh)		4920.88	702.31
BEM (Wh)		-368.76	110.51
Static Margin		0.37	0.38
Structural weight (kg)		18.27	22.87
Total weight (kg)		40.37	45.15

주날개의 가로세로비를 증가시켜 공력성능을 증가시키기 위한 것으로 볼 수 있다. 또한 동체길이는 초기형상에 비해 증가하였으며, 꼬리날개부피비가 고정되어 있으므로 안정성 또한 증가한 것을 확인할 수 있다.

태양전지의 경우 초기형상 비행체의 과도한 SEM을 줄이기 위하여 중량이 약 1.6kg(30%)이상 줄어들었으며, 야간 비행에 부족했던 축전지 에너지를 보완하기 위해 축전지 중량이 약 1.8kg(18%) 증가된 것을 볼 수 있다.

고도 변화는 7.23km로 최저고도 16.39km와 최고고도 23.62km를 상승 및 하강하면서 위치에너지를 이용하는 설계 결과를 얻었다. 따라서 이러한 최적설계를 통해 줄어든 태양전지와 증가된 축전지 용량, 비행체의 전체무게, 날개길이 증가로 인해 향상된 공력성능, 그리고 비행경로 등의 다양한 영향으로 인해 S-HALE UAV의 SEM을 감소시키고 BEM을 확보할 수 있었다.

최적화된 비행체의 SEM은 702.Wh로 초기형상이 가지는 4920Wh에 비해 약 86% 줄어든 것을 확인할 수 있으며, BEM은 110.Wh로 제약조건인 100Wh 이상을 만족하는 것을 볼 수 있다. 그리고 비행체의 전체무게는 길어진 날개길이와 동체길이, 그리고 증가된 축전지 등으로 인해 초기형상에 비해 약 5kg 증가한 것을 볼 수 있다. 최적화된 UAV의 에너지 균형조건은 그림 8에 나타내었으며, 24시간 지속비행을 위한 시간대별 최적의 비행전략은 표 8에 나타내었다.

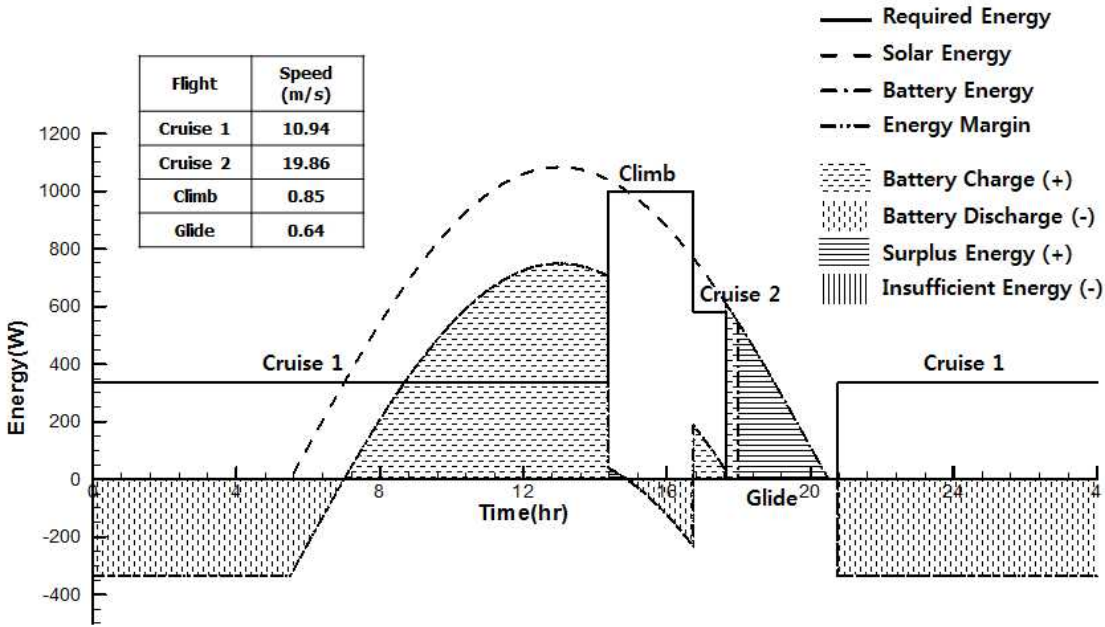


그림 8. 최적화된 S-HALE UAV의 에너지 균형

표 8. 24시간 지속비행을 위한 비행전략

Operation	Time (hr)
Battery Charge Start	7.12
Climb Start	14.38
Cruising (Solar Energy)	16.74
Gliding Start	17.64
Battery Charge Complete	17.98
Cruising (Battery Energy)	20.76

그림 8에서 볼 수 있듯이 최적화된 S-HALE UAV는 용량이 줄어든 태양전지로 인하여 주간 상승비행 시 부족한 에너지는 축전지로부터 보충하고, 이때 사용한 에너지는 최고 고도 순항비행과 활공 하강비행 시 다시 충전을 하여 야간비행을 대비함으로써 24시간 비행이 가능함을 볼 수 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 6월의 북반구 성층권 환경에서 에너지 균형조건을 고려한 중형 태양광 추진 고고도 무인기(S-HALE UAV)의 다분야 통합 최적설계를 수행하였으며, 결론은 다음과 같다.

1) S-HALE UAV의 24시간 지속비행을 판단하

기위하여 공력, 구조, 안정성해석 등을 통한 비행체의 필요에너지, 고도에 따른 위치에너지, 태양에너지, 축전지에너지 등 가용 에너지와의 에너지 균형조건을 제시하고, 주간 및 야간비행에서 비행체의 태양에너지여유(SEM)와 축전지에너지여유(BEM)를 도출하였다.

2) 다분야 통합 최적설계를 수행한 결과 SEM을 최소화하고, BEM의 확보가 가능한 비행체의 크기 설계 결과와 중량분포, 그리고 비행전략을 얻었다. 최적화된 S-HALE UAV는 초기형상에 비해 SEM이 약 86%감소하였으며, BEM은 설계 요구조건을 만족시켜서, 최적화된 중형 S-HALE UAV는 에너지 균형을 만족하며 24시간 지속비행이 가능하다는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 서울대학교 2011년도 2단계 두뇌한국 21사업, 국토해양부의 「하늘 프로젝트」, 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다(계약번호 UD100048JD).

참고문헌

1) A. Noth, "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight," Dissertation

of Doctor of Technical Sciences, ETH ZÜRICH, 2008.

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

3) E. Rizzo, A. Frediani, "A model for solar powered aircraft preliminary design," *The Aeronautical Journal*, Paper No. 3184, 2008, pp. 57~78.

4) 안존, 김남효, 이상철, "고고도 장기체공 태양광 추진기의 기초설계," 한국항공우주학회지, 제 18권 제 2호, 1990, pp. 90-98.

5) 이주호, 이창관, 임세실, 김금성, 한재홍, "태양에너지 기반 장기체공 무인기 주요 치수 결정 방법론," 한국항공우주학회지, 제 38권 제 8호, 2010, pp. 758~766.

6) 윤성환, "날개 기본 형상의 다분야간 최적화 설계에 관한 연구," 석사학위논문, 서울대학교 대학원, 1998.

7) J. Katx, "Low-Speed Aerodynamics: From Wing Theory to Panel Methods," *McGraw-Hill, Inc.*, 1991.

8) J. Langford, "The Daedalus Project: A Summary of Lessons Learned," AIAA/AHS/ASEE Aircraft Design, Systems and Operations Conference, 1989, AIAA-89-2048.

9) M. Hajianmaleki, "Conceptual Design Method for Solar Powered Aircrafts," 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011, AIAA 2011-165.

10) S. Leutenegger, M. Jabas, R.Y. Siegwart, "Solar Airplane Conceptual Design and Performance

Estimation - What Size to Choose and What Endurance to Expect," *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, Vol. 61, pp. 545~561, 2011.

11) Daniel P. Raymer, *Aircraft Design : A Conceptual Approach (Third Edition)*, AIAA 1999.

12) 이봉준, *항공역학 (7판)*, 한국항공대학교 출판사, 2001.

13) E. Cestino, "Design of Solar High Altitude Long Endurance Aircraft for Multi Payload and Operations," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 10, 2006, pp. 541~550.

14) K. Ramanathan, J. Keane, R. Noufi, "Properties of High-Efficiency CIGS Thin-Film Solar Cells," The 31st IEEE Photovoltaic Specialists Conference and Exhibition, 2005.

15) Sion Power Website, <http://www.sionpower.com>.

16) D.H. Lee, "An Optimal Loitering Flight Simulation of Solar-Powered HALE UAV," The 2nd Symposium on Flight Test for the Innovative Aerospace Transportation Systems in MIT Hokaido Japan, 2010.

17) 민상규, 박경현, 정지훈, 안존, 이동호, "비행경로 및 에너지 특성을 고려한 태양광 추진 중 소형 HALE UAV 최적설계," 한국항공우주학회 2010년도 추계학술발표회 논문집(I), 2010, pp. 447-450.

18) Garret N. Vanderplaats, *Numerical Optimization Techniques for Engineering Design*, Vanderplaats Research & Development, Inc., 1999.