

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.6.523>

태양광 추진 항공기의 초기 사이징을 위한 에너지 균형 및 구속조건 연구

황호연*, 남태우**

Energy Balance and Constraints for the Initial Sizing of a Solar Powered Aircraft

Ho Yon Hwang* and Taewoo Nam**

ABSTRACT

Solar powered aircraft are becoming more and more interesting for future long endurance missions at high altitudes, because they could provide surveillance, earth monitoring, telecommunications, etc. without any atmospheric pollution and hopefully in the near future with competitive costs compared with satellites. However, traditional aircraft sizing methods currently employed in the conceptual design phase are not immediately applicable to solar powered aircraft. Hence, energy balance and constraint analyses were performed to determine how various power system components effect the sizing of a solar powered long endurance aircraft. The primary power system components considered in this study were photovoltaic (PV) modules for power generation and regenerative fuel cells for energy storage. To verify current research results, these new sizing methods were applied to HALE aircraft and results were presented.

초 록

태양광 추진 항공기는 감시, 지구 모니터링, 통신 등에 대기 오염 없이 그리고 가까운 장래에 인공위성과의 가격 경쟁력까지 갖추게 될 수 있어 미래의 고고도 장기체공 임무 수행을 위해 더욱더 그 중요성이 증대되고 있다. 그러나 전통적인 항공기 사이징 방법들은 태양광 추진 항공기에 바로 적용될 수 없다. 본 연구에서는 다양한 동력 시스템 구성품들이 태양광 추진 장기 체공 항공기의 사이징에 어떤 영향을 미치는지를 파악하기 위하여 에너지 균형 및 구속조건 연구를 수행하였다. 본 연구에서는 동력 생성과 연료전지의 재생 에너지 저장을 위한 광전지 모듈을 동력 시스템 구성품으로 고려하였다. 또한 본 연구 결과를 검증하기 위해 고고도 무인기에 이 새로운 사이징 기법을 적용하여 결과를 제시하였다.

Key Words : Solar Cell Aircraft(태양전지 항공기), Aircraft Sizing(항공기 사이징), Propulsion System(추진시스템), Fuel Cell Aircraft(연료전지 항공기), HALE(고고도 장기체공), Pollution(대기오염)

1. 서 론

1.1 대체 에너지원 항공기 동력장치

라이트형제의 첫 비행 이후 항공기는 지금까지 기술적으로 엄청난 진보를 해왔음에도 불구하고

2012년 2월 21일 접수 ~ 2012년 5월 17일 심사완료

* 정희원, 세종대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail: hyhwang@sejong.ac.kr
서울시 광진구 군자동 98

** ASDL, Georgia Institute of Technology, USA



Fig. 1. Examples of unconventionally powered aerospace systems

고 한 가지 변하지 않는 것은 탄화수소 연료를 사용하는 내부 연소 엔진을 사용한다는 것이다. 제트엔진은 항공분야에서 새로운 시대를 열었지만 결국은 화석연료의 발열 작용에 의한 추력을 얻는 이전과 동일한 방식의 물리적 원리를 사용한다. 이러한 화석연료를 대체하려는 부단한 노력에도 불구하고 내부연소 기관보다 나은 추진 방법은 없는 것처럼 보였다. 그러나 최근 대체 에너지원과 혁신적인 추진시스템이 다시 주목을 받기 시작하였다(Fig. 1). 석유자원이 유한하다는 점과 고유가 시대를 맞이하여 항공기의 대체 에너지원을 찾는 것은 당연하지만 이러한 경제적인 이유 이외에도 환경, 기술, 국가에너지 안보 문제 등의 문제로 대체 연료를 사용한 항공기의 개발의 필요성이 제기되고 있다.

항공기는 운행 중에 이산화탄소와 질소산화물

(NOx)을 포함한 여러 가지 환경오염 물질을 배출한다. 이러한 오염물질들은 크게 세 가지 유형의 환경적 문제를 야기한다[1-4]. 첫째로 엔진에서 연료를 연소함에 따라 이산화탄소를 배출함으로써 지구 온난화 문제를 가중시킨다. 둘째로 항공기 배기가스에 포함되어있는 NOx의 경우에는 지구 오존층을 훼손할 수 있다. 아울러 질소산화물과 일산화탄소 등은 공항 주변의 공기를 오염시켜 인근 주민들 및 동물들의 건강에 영향을 줄 수도 있다(Fig. 2).

이러한 오염 물질의 발생은 기존의 항공기의 운용에서는 불가피한 요소이다. 항공기 연료는 케로신 형태의 제트연료와 피스톤엔진에 사용하는 연료가 있지만, 기본적으로 원유에서 만들어지는 탄화수소(Hydrocarbon)계열인데, 이러한 연료를 연소할 시에는 이산화탄소와 질소산화물의 배출은 필연적이며 현재 기술로서는 불가피한 측면이 있다.

물론 전 세계적인 화석 연료 사용에 있어 항공기가 차지하는 비중은 3%정도로 비중이 낮다. 하지만, 항공기를 통한 오염은 몇 가지 이유에서 크게 주목받고 있다. 첫째로 향후 경제 발전에 따라 항공기 운항 수요가 크게 증가함으로써 현재 3%에 머물고 있는 비중이 크게 증가할 것이라는 전망이다. 둘째는 다른 공해 물질 배출 경로와 달리 항공기는 성층권 부근의 높은 고도에 직접 배출한다는 점이다. 대류권과 달리 성층권은 공기의 섞임이 적기 때문에 배출된 오염물질이 장기간 머물며 지속적인 영향을 준다는 측면에서 단순히 배출량만 가지고 논하기 힘든 측면



Fig. 2. Aircraft emission impact to environment [2]

이 있다[3]. 따라서 항공우주분야에서 어떤 방식으로든 어느 정도의 이산화탄소 감소가 규제안으로 만들어질지는 많은 논의가 필요할 것이다.

또한 최근 NASA에서 발표한 목표에 따르면, 2035년 취항하는 항공기의 경우 연료 소모율을 현재 대비 70% 정도 감축하는 것을 목표로 하고 있다(Table 1).

이와 같이 큰 폭의 연료 효율의 증가는 기존의 점진적인 공기역학적인 개선과 엔진 구성품의 효율 증가 등으로는 이룰 수 없는 정도의 큰 목표이다. 결국 이를 이루기 위해서는 보다 급진적인 기술적 진보를 모색해야 한다. 예를 들어 BWB(Blended Wing Body) 혹은 Truss-braced wing과 같이 혁신적인 항공기 형상을 도입하거나 Silent program, GTF(Geared TurboFan), 그리고 Open Rotor와 같이 새로운 아키텍처를 가지는 엔진을 개발하는 노력들이 이미 진행되고 있다[2]. 그러나 이러한 다소 담대한 기술적 도전들 역시 70%의 연료량 감소의 목표를 달성하기에는 부족하다. 이러한 측면에서 최근 주목받기 시작하는 기술이 전기동력 추진장치이다.

1.2 태양광 항공기 동력장치

본 논문에서는 그림 1의 여러 가지 대체 에너지 추진 항공기들 중에서 태양광 추진항공기의 초기 사이징에 대한 연구를 수행하였다.

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

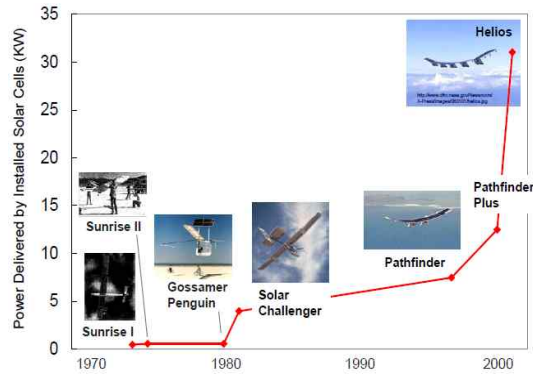


Fig. 3. Evolution of solar-powered aircraft

생산해서 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 태양전기 구동 항공기는 고고도 장기체공(HALE: High Altitude Long Endurance) 임무에 매우 적합하다. Fig. 3과 같이 미국에서만 수십 년 동안 많은 태양전기 항공기가 개발되었다.

태양광 추진 장기체공 비행은 낮 시간동안 태양에너지의 일부가 밤 시간 동안의 비행을 위해 저장되어야만 가능하다. 에너지 저장 시스템은 배터리(battery)나 연료전지(fuel cell) 형태로 만들어 질 수 있다. 실제 배터리의 경우 단위 에너지 당 무게가 너무 크다. 연료전지의 경우 에너지가 전기분해를 거쳐 산소와 수소로 분해되어 저장되고 밤에는 연료전지에서 전기를 생산하게 된다. 그러나 높은 공력 효율을 가진 큰 태양전

Table 1. CO₂ reduction regulation in the aerospace industry [4]

CORNER OF THE TRADE SPACE	N+1(EIS 2015) Generation Conventional Tube & Wing (relative to B737/CFM66)	N+2(IOC 2020) Unconventional Hybrid Wing Body (relative to B777/GE90)	N+3(EIS 2030~2035) Advanced Aircraft Concepts (relative to user defined reference)
Noise (cum. below Stage 4)	-32dB	-42dB	55 LDN at average boundary
LTO NOx Emission (below CAEP 6)	-60%	-75%	Better than -75%
Performance: Aircraft Fuel Burn	-33%	-40%	Better than -70%
Performance: Field Length	-33%	-50%	Exploit metro-plex concept

지 패널 표면이 요구되어 HALE 항공기는 매우 큰 날개 스패ן(span)과 가로세로비가 필요하고 따라서 큰 구조변형과 공탄성적인 불안정성을 야기한다.

지금까지 개발된 가장 진보된 태양광 추진 항공기인 헬리오스(Helios)는 이전의 원형인 패스파인더(Pathfinder)로부터 설계가 많이 향상되었지만 민간분야에 활용되기 위해서는 아직 많은 문제를 내포하고 있다. 유럽에서 개발된 헬리플랫(Heliplat)[12]은 날개와 꼬리날개가 있는 전형적인 항공기 형상을 가지고 있다[6]. 이 두 항공기 모두 최적화 과정 대신 이전의 경험을 바탕으로 설계가 진행되었다. 따라서 본 연구에서는 좀 더 수학적 모델을 기반으로 하는 태양광 추진 항공기 사이징 기법 연구에 필요한 에너지 균형과 구속조건에 대한 연구를 수행하고 HeliPlat 항공기에 적용하였다.

II. 태양광 추진 항공기 에너지 균형

2.1 태양 에너지

단위 면적당 얻을 수 있는 태양 에너지는 대기 상태와 대기 가스의 집중도에 따라 달라진다. 본 연구에서는 이상 대기로 가정하여 고도에 따른 전지 패널의 효율이 차이가 없다고 가정한다. 이후에 대기 가스의 효과, 구름, 먼지, 오염도 등 태양 전지 패널의 효율에 영향을 미치는 인자들을 고려하도록 한다.

지구대기 밖의 태양복사량은 일정하며, 가용한 태양 에너지를 구하기 위한 유용한 변수는 태양상수(I_{SC})로 표시할 수 있으며, 이는 복사광선과 수직인 단위 면적의 패널에서 시간당 대기권 밖에서의 태양 에너지이다.

세계 복사에너지 센터(WRC, World Radiation Centre)에서 I_{SC} 는 $1367 W/m^2$ 로 1% 정도의 오차를 가지고 있으며 표준 스펙트럼 방사조도 곡선(standard spectral irradiance curve)으로 정의한다. 이 스펙트럼은 진공이나 우주공간에서 유효한데, 이 조건을 에어매스 제로(air mass zero) 또는 AM0라고도 한다[5].

이상적인 대기 가정 하에 연중 n번째 날의 주어진 위도에서 복사광선에 수직인 패널에서의 단위 면적당 동력(I_n)은 지구 공전 타원케적 위의 지구 실제 위치에 따라 달라진다. 연중 n번째 날에 위도 변화에 따른 태양 동력은 다음과 같이 주어진다.

$$I_n = I_{SC} \left(1 + 0.033 \cos \frac{360n}{365} \right) \quad (1)$$

만약 패널이 θ_z 만큼 기울어져 있다면, 대기권 밖에서의 단위 면적당 태양 동력은 다음과 같다.

$$I_0 = I_{SC} \left(1 + 0.033 \cos \frac{360n}{365} \right) \cos \theta_z \quad (2)$$

여기서 θ_z 는 태양 전지판의 위치와 지역 수평선(local horizon)에서 패널의 기울기 β 와 관련된 천문 각도(astronomic angle)에 따라 달라진다.

$\beta = 0^\circ$ 인 지역 수평 평면에 속하는 패널의 경우에는[6]

$$\cos \theta_z = \cos \phi \cos \delta \cos \omega + \sin \phi \sin \delta \quad (3)$$

여기서 ϕ 는 위도이고($-90^\circ \leq \phi \leq 90^\circ$), δ 는 지구의 경사각($-23.45^\circ \leq \delta \leq 23.45^\circ$), ω 는 지구 자전에 의한 시간 각도이다($\omega = \frac{360}{24}t$ (deg h), 또는 $\omega = \frac{2\pi}{24}t$ (rad h)). 식(3)을 식(2)에 대입하면 다음과 같은 식을 얻을 수 있다.

$$I_0 = I_{SC} \left(1 + 0.033 \cos \frac{360n}{365} \right) \times (\cos \phi \cos \delta \cos \omega + \sin \phi \sin \delta) \quad (4)$$

다른 β 값의 경우에 대한 태양 동력은 참고문헌[6]에 제시되어 있다.

시간 T 동안 단위 면적당 전체 태양 에너지는 식(4)를 T 에 대해 적분하여 얻을 수 있다.

$$E_0 = \int_T I_0 dt \quad (5)$$

가용한 에너지는 일중 시간과 연중 일, 위도, 광전지 패널의 위치에 따라 달라진다.

2.2 에너지 균형

에너지 균형은 비행에 필요한 순 에너지(net energy)와 항력으로 인한 손실에너지가 같다고 가정함으로써 얻어진다. 따라서 에너지 균형은 다음과 같이 간단히 표현된다.

$$E_{net} = E_{flight} \quad (6)$$

2.2.1 순수 태양 에너지(Net solar energy)

프로펠러의 효율을 η_{pr} , 전기모터의 효율을 η_{mo} , 태양 전지의 효율을 η_{SC} 라고 할 때, 전체적인 태양 전지 추진 항공기의 효율은

$$\eta = \eta_{pr} \eta_{mo} \eta_{SC} \quad (7)$$

이며, 비행 중 단위면적당 순수 태양 동력(net solar power)은 다음과 같다.

$$P_{net} = \eta P_{sum} \quad (8)$$

시간 T 동안의 에너지는 다음과 같다.

$$E_{net} = \int_T \eta I_n S_C^{TOT} dt \quad (9)$$

여기서 S_C^{TOT} 는 태양전지판의 총면적이다.

2.2.2 비행에 필요한 에너지

첫 번째 단순화를 위해 평형 비행(steady flight) 상태를 가정하면 비행 중 요구동력은 다음과 같다(Fig. 4).

$$P_{flight} = DV + WV \sin \gamma \quad (10)$$

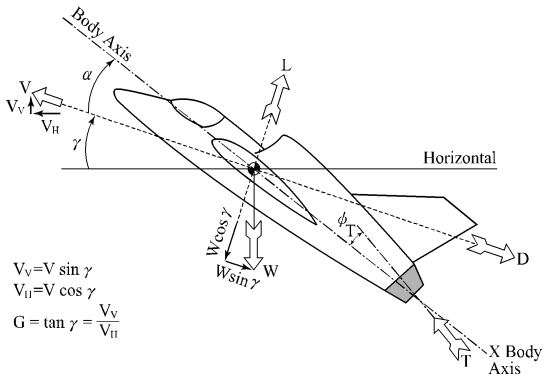


Fig. 4. Forces on aircraft

여기서 D 는 항력, W 는 항공기의 무게, V 는 항공기의 속도, γ 는 비행경로각이다. 식(10)에서 작은 받음각을 가정하고 양력계수와 항력계수로 표현하면

$$P_{flight} = WV \left(\frac{C_D}{C_L} + \gamma \right) \quad (11)$$

이고 에너지로 표시하면

$$E_{flight} = \int_T P_{flight} dt \quad (12)$$

2.2.3 최소 동력 조건

비행역학이론으로부터 최소 동력 속도는

$$V_{Pmin} = \frac{V_{Emax}}{\sqrt[4]{3}} \quad (13)$$

최소 동력 양력계수는

$$C_{LPmin} = \sqrt{3} C_{LPmax} = \sqrt{3 C_{D0} / K} \quad (14)$$

여기서 $K = (\pi e AR)^{-1}$ 이고 e 는 오스왈드(Oswald) 계수, AR 은 가로세로비, C_{D0} 는 유해항력계수, V_{Emax} 는 최소 동력 상태에서의 항공기 속도이다.

여러 가지 식의 치환을 통해 시간 T 동안 비행하기 위해 요구되는 에너지는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} E_{flight|Pmin} &= \int_T P_{flight|min} dt \\ &= \int_T \left[\frac{2^{5/2}}{3^{3/4}} \sqrt{\frac{1}{\rho}} \left(\frac{W}{S} \right)^{3/2} S C_{D0}^{1/4} K^{3/4} + W V_{zPmin} \right] dt \end{aligned} \quad (15)$$

여기서 ρ 는 공기밀도, S 는 날개 면적, V_{zPmin} 는 최소 동력상태에서 항공기 속도의 수직성분이다.

2.2.4 평형 비행에서의 에너지 균형

하루 동안 낮 시간 비행에 필요한 전기에너지를 공급하는 부분과 야간 비행을 위해 저장되는 다른 부분을 고려하면 두개의 에너지 보존방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{cases} E_{sun} = E_{flight|d} + E_{storIN} \\ E_{storOUT} = E_{flight|n} \end{cases} \quad (16)$$

여기서 E_{storIN} 은 낮 동안 저장시스템에 유입되는 에너지이고, $E_{storOUT}$ 은 밤에 저장시스템으로부터 빠져나가는 에너지이다. 따라서 저장시스템의 효율은

$$\eta_{stor} = \frac{E_{storOUT}}{E_{storIN}} \quad (17)$$

이고, 식(16)의 첫 번째 식은 다음과 같이 표현된다.

$$E_{sun} = E_{flight|d} + \frac{E_{flight|n}}{\eta_{stor}} \quad (18)$$

여기서 $E_{flight} = E_{flight|d} + E_{flight|n}$ 이므로 식(18)은 다음과 같이 표시된다.

$$E_{sun} = E_{flight} + E_{flight|n} \left(\frac{1}{\eta_{stor}} - 1 \right) \quad (19)$$

기본설계에서 저장시스템의 효율은 시간에 대해 독립적이어야 하고 몇 주나 몇 달 동안 장기 체공비행을 수행해야하므로 최소 시간 T 는 하루로 가정한다.

$$T = T_d + T_n = 24 \text{hours} \quad (20)$$

여기서 T_d 와 T_n 은 각각 낮과 밤 시간을 나타내며, 위도와 연중 일에 따라 다르다.

따라서 24시간동안 비행 중의 에너지는

$$E_{flight} = \int_{T_d} P_{flight|d} dt + \int_{T_n=24-T_d} P_{flight|n} dt \quad (21)$$

낮 또는 야간 동력의 평균값을 사용하면

$$E_{flight} = \bar{P}_{flight|d} T_d + \bar{P}_{flight|n} (24 - T_d) \quad (22)$$

비행하기 위한 평균요구동력은 주간과 야간에 무관하다고 가정하면 $\bar{P}_{flight|d} = \bar{P}_{flight|n} = \bar{P}_{flight}$ 이며, 식(22)는 다음과 같이 표현되고

$$E_{flight} = 24 \bar{P}_{flight} \quad (23)$$

식(19)는

$$E_{sun} = E_{flight} + \frac{T_n}{24} E_{flight} \left(\frac{1}{\eta_{Sor}} - 1 \right) \quad (24)$$

$$= E_{flight} \left[1 + \frac{T_n}{24} \left(\frac{1}{\eta_{Sor}} - 1 \right) \right]$$

$\left[1 + \frac{T_n}{24} \left(\frac{1}{\eta_{Sor}} - 1 \right) \right] (> 1)$ 항은 T_n 과 η_{Sor} 에 따라 달라지는 효율의 역수이다. 저장시스템의 전체적인 효율을 다음과 같이 정의하면

$$\eta^* = \frac{1}{1 + \frac{T_n}{24} \left(\frac{1}{\eta_{Sor}} - 1 \right)} \quad (25)$$

$$\eta^* E_{sun} = E_{flight} \quad (26)$$

따라서 균형 비행 상태에서 에너지균형의 일반적인 표현은 식 (9)와 (15)로부터 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$\int_{T_d} \eta^* L_n S_C^{TOT} dt = \int_T \left[\frac{2^{5/2}}{3^{3/4}} \sqrt{\frac{1}{\rho}} \left(\frac{W}{S} \right)^{3/2} S C_{D0}^{1/4} K^{3/4} + W V_{zPmin} \right] dt \quad (27)$$

특히, 수평비행의 경우 식(27)은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\int_{T_d} \eta^* L_n S_C^{TOT} dt = \int_T \left[\frac{2^{5/2}}{3^{3/4}} \sqrt{\frac{1}{\rho}} \left(\frac{W}{S} \right)^{3/2} S C_{D0}^{1/4} K^{3/4} \right] dt \quad (28)$$

III. 동력기반 에너지 균형 사이징

3.1 항공기 사이징

전통적인 항공기 사이징 방법에 의한 항공기 사이징의 목적은 최적 항공기 설계보다는 오히려 '사이즈'라는 단어 그대로의 의미에 따르면 두 가지 크기가 결정되는데 날개 면적에 의해 결정되는 기하학적 크기와 엔진 추력에 의해 결정되는 추진력의 크기이다. 즉, 항공기 사이징은 요구 추력과 사용 가능한 추력 사이의 균형과 요구연료와 사용가능 연료 사이의 균형 설정에 의해 결정된다.

추력 균형은 구속조건 분석으로 알려진 과정에 의해서 구해진다. 이륙활주거리와 상승률, 가속, 선회, 접근 속도를 포함하는 대부분의 공기역학적 성능 요구조건은 해수면에서 추력 대 중량비 (T/W), 주어진 항공기 형상에 대한 익면하중 (W/S), 추력 저하 형태, 비행 조건의 함수로 표현할 수 있다. 따라서 각 성능 요구사항을 나타내는 구속조건 곡선을 통해 가능한 솔루션 영역을 확인할 수 있다.

여분의 추력은 추진시스템 중량과 이륙 총 중량을 증가시키기 때문에 일반적으로 추력 대 중량비(T/W)와 익면하중(W/S)의 최적 값은 가장 작은 추력 대 중량비의 위치에서 구해진다. 연료 균형은 임무 분석에 의해 구할 수 있는데, 이 임무 분석은 분할된 임무 구간에서 모든 중량비를

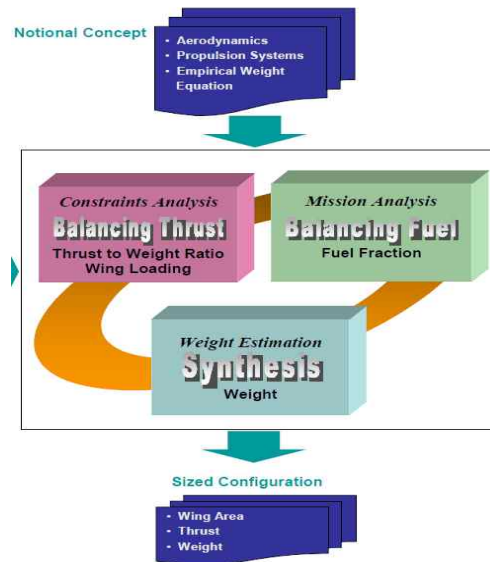


Fig. 5. Fundamental concept of aircraft sizing

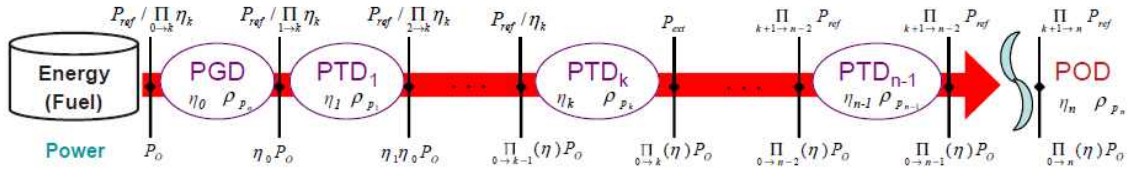


Fig. 6. Generalized propulsion system model

계산하여 요구 연료비를 결정한다. 이륙 총중량으로 표준화된 무차원 매개변수 사용의 장점은 동력과 연료 균형이 항공기 중량과는 독립적인 분석에 의해 이루어진다는 것이다. 따라서 구속조건 분석 및 임무 분석은 되풀이할 필요가 없고, 반복과정은 중량추정 모듈 내부로 제한될 수 있다. 이러한 이점은 한 번의 실행으로는 뚜렷하지 않을 수 있지만, 최적화 문제나 확률적 시뮬레이션 같은 응용에서는 중요하게 된다.

두 가지 분석 결과는 중량 추정모듈로 다시 보내진다. 이러한 정보를 중량 반복식과 결합하여 이륙 총중량을 얻는다. T/W 와 W/S 값과 이륙 총중량 값이 구해지면 추력 및 날개 면적을 구할 수 있다(Fig. 5).

3.2 일반화된 추진 시스템

추진 시스템은 에너지 변환의 연속과정을 거쳐 추진력을 생산하는 장치이다. 일반적으로 이 과정은 마하수나 고도, 주변 온도와 같은 운영 상태와 시스템 설계변수의 영향을 받는다. 전통적인 공기 흡입 연소 엔진의 추력손실과 연료소모율(SFC: specific fuel consumption)에 관한 것은 잘 알려져 있어서 항공기설계 엔지니어들은 엔진 내부의 에너지 변환 과정의 모든 세부사항을 추적할 필요가 없고 추력손실과 연료소모율, 임무 요구사항에 따라 달라지는 최적의 엔진과 엔진 사이클을 잘 선택하여 구축된 기록 데이터를 토대로 개념적인 엔진의 스케일 방법을 얻을 수 있다.

그러나 전기추진과 같은 새로운 추진 시스템에 대한 연구는 지속적으로 연구되고 있음에도 불구하고 추진 시스템의 추력과 연료 소모성과의 스케일링 법칙들은 잘 구축되어 있지 않다. 예를 들면, 연료전지 시스템의 사이징 과정과 선택은 중요한 다학제간 연구를 필요로 한다. 따라서 추진 시스템 모델링에 좀 더 일반적인 기법이 필요하다.

일반화된 모델링을 위해서는 시스템을 세분화할 필요가 있다. 추진 시스템은 Fig. 6에서 묘사된 것과 같이 동력 생성과 동력 변환장치의 연속

적인 시스템이며 동력 발생장치(PGD: power generation device), 동력 변환장치(PTD: power transformation device), 동력 출력장치(POD: power output device)로 분류된다. 따라서 대부분 출력 동력과 연료소모, 시스템의 중량, 항공기 사이징을 고려한 추진 시스템의 변수들은 구성요소의 변수들인 에너지원의 비에너지(specific energy), 각 동력장치의 비동력(specific power), 각 동력장치의 효율에 영향을 받는다. 비에너지 ν_E 는 단위 중량당 에너지이고 비동력 ν_{DV} 는 단위중량 장치 당 발생하는 출력 동력의 양이다. 장치효율인 η 는 각 장치마다 입력 에너지와 출력 에너지의 비이다.

따라서 최종 추진동력 P 는 아래와 같이 주어진다.

$$P = \eta_n \eta_{n-1} \cdots \eta_1 \eta_0 P_o = \Pi_{\eta}^+ P_o \quad (29)$$

여기서 Π_{η}^+ 는 변수와 연관된 모든 값들을 곱하는 곱셈 연산자이고, P_o 는 에너지원으로부터 초기 입력 동력이다.

3.3 태양광 추진 항공기 초기 사이징

태양광 추진 항공기 사이징의 중요한 부분은 가용한 동력과 날개 형상 사이에 서로 연계를 일으켜서 사이징에서 추가적인 구속조건을 만든다는 것이다. 최대 사용할 수 있는 태양 동력은 일반적으로 광전지가 날개에 설치되기 때문에 날개 면적에 의해 제한된다. 일반적인 추진시스템의 무게는 허용되는 전체 항공기의 무게에 종속되고 따라서 가용한 동력도 이러한 무게의 제한을 받지만 날개 면적에 직접적으로 제한을 받지 않는다.

따라서 최대 가용한 동력은 태양광 추진 항공기의 설계에서는 매우 중요한 설계 구속조건이 될 가능성이 높다. 태양 상수라 불리는 단위 면적 당 수직 입사 태양 복사량은 단위 제곱미터당 1,367watt이다. 감쇠 및 방사 각도로 인해 PV 셀에서 전환되는 실제 에너지는 태양 상수보다 훨씬 적다. 따라서 햇빛에서 얻을 수 있는 동력

은 기존 내부연소 엔진의 동력보다 훨씬 낮다. 예를 들어 보잉 747 날개 면적 541 제곱미터에 최상의 PV 셀을 덮는다고 해도 700마력의 동력을 프로펠러에 전달할 수 있으며 이는 소형항공기인 P-51 머스탱 엔진의 최대 출력에 불과하다. 따라서 패스파인더(Pathfinder)나 헬리오스(Helios)에서 보듯이 PV 셀이 날개 표면 전체에 설치되며 이는 태양광 추진 항공기의 최대 가용 동력은 날개 면적에 의해 직접적으로 제한된다는 것을 의미한다.

본 연구에서는 날개 면적과 가용한 동력사이의 연계에 의한 설계 구속조건들을 재생 연료전지가 있는 경우와 없는 두 가지 경우에 대해 따로 해석하였다. 두 경우 모두 최대 가용 동력과 항공기 사이징 사이의 연계 구속조건들을 최대 익면하중의 향으로 구하였다.

3.4 재생 연료전지가 없는 태양광 추진 항공기 사이징 구속조건

만일 항공기가 태양에너지에 의해서만 추진된다면 PV 셀이 충분한 동력을 발생하는 낮 시간 동안만 비행이 가능하다. 항공기가 어떤 에너지도 저장하지 않기 때문에 이런 종류의 항공기에 대해서는 에너지 균형이 사이징의 구속조건에 포함되지 않는다.

광전지 판넬로부터 가용한 동력은 연중 시기와 위도에 따라 변화하며 가용 동력은 식(4), (5), (7)로부터 연중 n번째 날의 태양과 지구와의 거리에 따라 다음과 같이 달리 표시될 수 있다[7].

$$P_{PV} = \sigma_{io} \tau \eta_{sc} S_{ff} \times (\cos \phi \cos \delta \cos \omega + \sin \phi \sin \delta) \quad (30)$$

여기서 τ 는 위치에 따라 변하는 태양 경감계수이고 지역에 따라 값이 다르다. η_{sc} 는 광전지의 효율이고, S_{ff} 는 광전지 충전계수(Solar Cell Fill Factor), ϕ 는 위도, δ 는 지구 경사각이다. 경사각(δ)은 연중 날(d_n)마다 다르며 춘분점인 3월 21일에 $d_n = 1$ 의 값을 기준으로 하며 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\delta = 0.4091 \sin(2\pi d_n / 365) \quad (31)$$

시간 각(ω)은 아래와 같이 표현되는데 여기서 t 는 하루 중에서 순간 시간이다.

$$\omega = 2\pi t / 23.935 \quad (32)$$

실제 대기권 내에서의 태양의 가용에너지를 고려하지 않고 태양광 추진 항공기가 대기권의 경계에서 운용된다고 가정하면 식(4)의 앞 부분인

$I_{sc} \left(1 + 0.033 \cos \frac{360n}{365} \right)$ 의 값인 σ_{io} 는 정해진 시간에 대기경계에서의 단위 면적당 들어오는 태양 복사량이며 아래와 같이 표현될 수 있다.

$$\sigma_{io} = \sigma_{iom} (r_{orb}^2 / r_{orb}^2) \quad (33)$$

여기서 r_{orb} 은 지구에서 태양까지의 평균거리이고 σ_{iom} 는 평균거리일 때 대기경계에서 단위 면적당 들어오는 태양 복사량이며, 지구와 태양사이의 거리(r_{orb})는 일 년 내내 다르며 아래의 식으로부터 구할 수 있다.

$$r_{orb} = r_{orb} (1 - e^2) / (1 + e \cos(\theta)) \quad (34)$$

여기서 θ 는

$$\theta = 2\pi d_{n2} / 365 \quad (35)$$

날짜 수인 d_{n2} 는 지구궤도의 근일점(1월 4일에 $d_{n2} = 1$)을 기준으로 한다. 위의 식에 사용된 상수 값들은 아래와 같다.

- 지구 평균 궤도 반지름(r_{orb}):
1.496 × 10⁸ km
- 지구 궤도 반지름에서의 평균태양강도 (σ_{iom}): 1,367 W/m²
- 지구 궤도 이심률(e): 0.017
- 지구 평균 반지름(r): 6.378 × 10⁶ m

PV 셀의 가용 동력 식(30)은 다음과 같이 다시 간단히 표현될 수 있다.

$$P_{PV} = S \Psi \quad (36)$$

여기서 Ψ 는 날개의 단위 날개면적당 PV 셀로부터 생산되는 전력의 양을 나타내며

$$\Psi = \sigma_{io} \tau \eta_{sc} S_{ff} (\cos \phi \cos \delta \cos \omega + \sin \phi \sin \delta) \quad (37)$$

PV 셀 효율은 0.2, PV 셀 충전율은 75%, 태양 경감계수는 0.7이다.

하루 중 시간에 대해 Ψ 값의 변화를 연중 변화를 고려하여 Fig. 7에 나타내었다.

식 (27), (28)과 식 (36), (37)을 비교하면 $\Psi = \eta \eta^* I_n$ 로 정의된다. 따라서 가용한 동력 대 중량비는 아래와 같이 익면하중의 함수로 나타낼 수 있다.

$$\frac{P_{PV}}{W} = \Psi / S \quad (38)$$

성능 요구조건을 충족시키기 위한 동력 대 중량비는 참고문헌 [12]의 4장 1절의 동력기반의 구속조건 방정식에 의해 도출할 수 있다. 가용한 동력

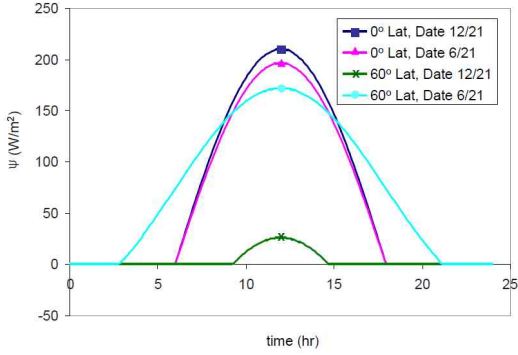


Fig. 7. Available power for several combinations of geographic location and date

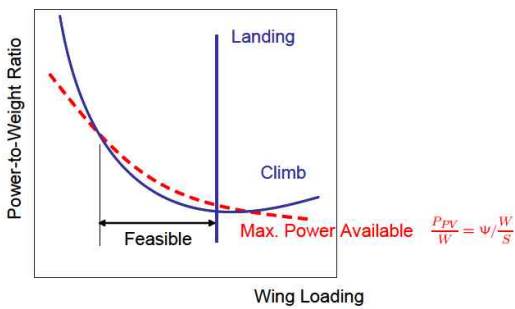


Fig. 8. Constraint analysis of solar-powered aircraft

대 중량비와 요구되는 동력 대 중량비는 익면하중의 구현 가능한 설계범위인 $\frac{P_{PV}}{W} \geq \frac{P_{required}}{W}$ 에서 결정됨을 Fig. 8을 통해 알 수 있다. 높은 익면하중은 날개 면적과 항공기 중량을 줄이기 때문에 가장 큰 익면하중 값이 최적화 값이 될 것으로 보인다. 식 (38)에 나와 있는 기준 동력은 PV 패널의 출력 동력에 의해 계산되며 이에 맞춰 요구 동력도 계산되어야 한다.

3.5 재생 연료전지가 있는 태양광 추진 항공기 사이징 구속조건

태양광 동력 재생 추진은 연료전지나 태양에너지를 이용한 전지와 같은 내부 에너지를 재생산할 수 있는 추진 시스템이며, 사실상 연속비행의 가능성을 제공한다. Fig. 9에 나타낸 것과 같이 이러한 성능은 야간 비행을 위해 PV 셀이 낮 시간동안 충분한 여분의 에너지를 제공할 때 얻어진다.

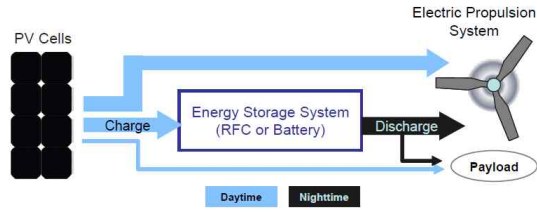


Fig. 9. Illustration of solar-powered regenerative propulsion system

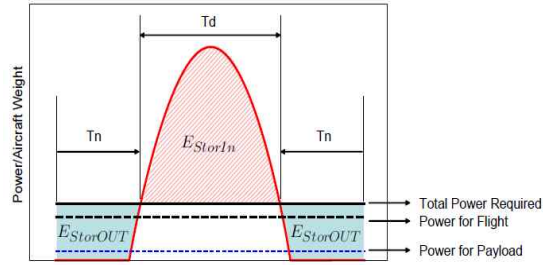


Fig. 10. Power profile of solar-powered aircraft with a regenerative propulsion system

탑재하는 재생에너지 저장시스템은 AeroVironment사의 헬리오스(Helios)에서 사용한 재생 연료전지(RFC: Regenerative Fuel Cell) 시스템이나 AC Propulsion사(社)의 솔롱드론(Solong drone)으로 입증된 재충전 리튬 배터리를 포함한다[9]. 태양광을 동력으로만 하는 항공기와는 달리 하루 동안의 에너지균형은 상세설계 시 중요한 구속조건이 된다.

Fig. 10은 재생 태양광 동력 추진시스템의 하루 동안 동력 사이클의 전형적인 개요를 나타낸다. 낮 시간(T_d)동안 PV 셀은 비행에 필요한 출력과 유사하중, 탑재하는 에너지 저장 장치에 재생 에너지를 제공한다. 밤 시간(T_n)동안에는 탑재된 에너지 저장장치가 전기 추진시스템에 에너지를 공급한다. 여기서 T_d 는 PV 셀이 탑재한 에너지 저장 시스템의 재생산을 위한 여분 동력을 생산할 수 있을 시간으로 정의된다.

에너지 균형 필요조건은 밤과 낮 시간 동안 항공기 비행에 대해 식(16)에 유사하중을 더하여 아래와 같이 표현된다.

낮 시간 동안의 에너지 균형:

$$E_{sum|d} = E_{flight|d} + E_{Stor|IN} + E_{payload|d} \quad (39)$$

밤 동안의 에너지 균형:

$$E_{SorOUT} = E_{flight|n} + E_{payload|n} - E_{sun|n} \quad (40)$$

몇 일 또는 몇 달 동안 연속비행은 낮의 초과 에너지 전체 양이 에너지 저장시스템을 재충전하기 위해 필요한 최소에너지와 같을 때 비로소 가능해진다. 그러므로 하루 동안의 에너지 균형 요구조건은 다음과 같다.

$$E_{SorIN} \geq \frac{E_{SorOUT}}{\eta_{rt}} \quad (41)$$

여기서 왕복 비행 효율 η_{rt} 는 에너지 저장 시스템에서 총 에너지 출력과 PV 셀에서 에너지 저장 시스템으로 전환된 총 에너지 입력 비로 정의된다.

식(41)의 물리적 의미는 Fig. 10에서 도식적으로 설명할 수 있다. 전체 에너지 입력을 나타내는 빗금친 부분(E_{SorIN})은 에너지 저장 시스템으로부터 전체 에너지 출력을 나타내는 음영 처리된 부분(E_{SorOUT})에 왕복 비행 효율을 곱한 것보다 크거나 같아야 한다. 하루 동안의 에너지 균형의 유사 공식은 이전의 연구 [6, 8]에 제시되어 있다. 이전의 연구와 중요한 내용은 서로 공유하면서 본 연구에서는 하루 동안의 에너지 균형을 익면하중에 대해 추가적인 구속조건으로 변경하였다.

Fig. 6에서 k 번째 동력 장치치를 기준 동력 장치로 선택하면 가용한 추진 동력은 $P_{ava} = \Pi_{\eta}^+ P_k$ 로 주어진다. 여기서 Π_{η}^+ 는 기준 동력의 각 단계에 따른 에너지 변환과 관련된 효율들의 곱을 나타낸다.

낮 시간 동안 PV 패널에서 얻는 전체 에너지는

$$E_{sun} = S \int_{Td} \Psi dt \quad (42)$$

낮 시간 동안의 수평비행에 요구되는 에너지는 요구되는 동력의 함으로 다음과 같다.

$$E_{flight|d} = \int_{Td} \frac{D}{L} \frac{WV}{\Pi_{\eta}^+} dt \quad (43)$$

식 (39) - (43)을 조합하면 낮 시간과 밤 시간의 함은 아래의 식으로 정리될 수 있다.

$$S \int_{Td} \Psi dt \geq \int_{Td} \left[\frac{D}{L} \frac{WV}{\Pi_{\eta}^+} + P_{PL} \right] dt + \frac{1}{\eta_{rt}} \int_{T_n} \left[\frac{D}{L} \frac{WV}{\Pi_{\eta}^+} + P_{PL} - S \int_{T_n} \Psi dt \right] dt \quad (44)$$

마지막으로 식 (44)를 다시 정리하면 하루 동안 에너지 균형을 충족하는 최대 허용 익면하중은 다음과 같다.

$$\left(\frac{W}{S} \right)_{\max} = \frac{\int_{T_d} \Psi dt + \frac{1}{\eta_n} \int_{T_n} \Psi dt}{\int_{T_d} \left[\frac{D}{L} \frac{V}{\Pi_{\eta}^+} + \frac{P_{PL}}{W} \right] dt + \frac{1}{\eta_{rt}} \int_{T_n} \left[\frac{D}{L} \frac{V}{\Pi_{\eta}^+} + \frac{P_{PL}}{W} \right] dt} \quad (45)$$

최대 익면하중, $(W/S)_{\max}$ 는 동력 대 중량비를 포함하지 않고, Fig. 11에 표시된 것처럼 구속 분석 공간의 수직선으로 나타난다.

이 방정식은 D/L 과 T_d , T_n 이 W/S 에 종속적이기 때문에 닫힌 형태에선 풀 수 없다. 따라서 방정식이 만족될 때까지 W/S 값을 조정하면서 반복 계산을 해야 하며, 방정식을 풀기 위해서는 또 다른 반복 루프가 필요할 수도 있다. 유사하중 동력이 고정 입력으로 주어진다면 식(45)에서의 유사하중 동력 대 중량비(P_{PL}/W)는 항공기 중량과 같이 변화하며 이는 구속조건 분석이 중량 계산과 연계된다는 것을 암시한다. 몇 가지 방법이 문제를 풀기위해 사용될 수 있는데 첫 번째 방법을 Fig. 12에 나타내었다. 그 과정은 주어진 연중시간, 위도, PV 셀의 효율과 PV 셀의 충전계수에 의한 Ψ 의 동력을 추정하면서 시작한다. 이 단계에서는 항공기 중량을 변화시키면서 반복 계산을 수행한다. Ψ 의 경우 사이징 매개변수에 민감하지 않으므로 반복 과정에 포함될 필요는 없다.

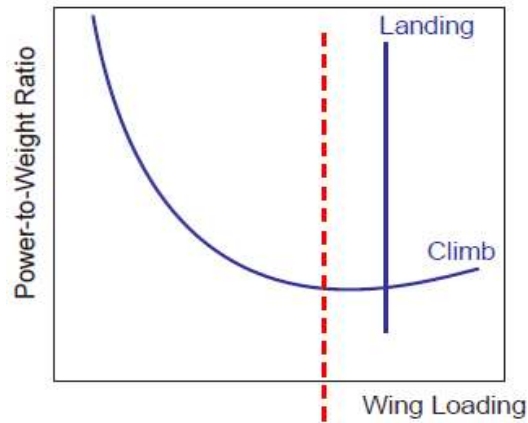


Fig. 11. Constraint analysis of solar-powered aircraft with a regenerative propulsion system

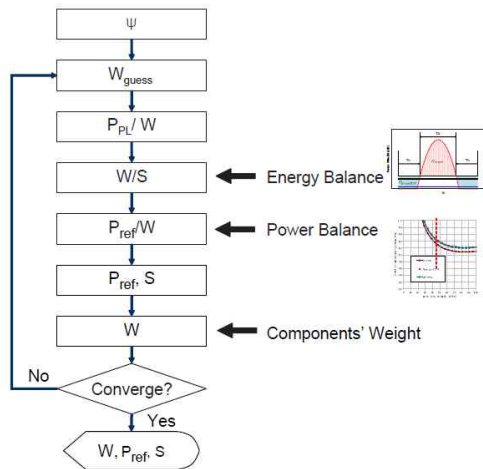


Fig. 12. Sizing process of solar-powered aircraft with a regenerative propulsion system

항공기 유상하중 동력 대 중량비(P_{PL}/W)는 반복과정 동안 항공기 무게가 변환에 따라 계속 변화한다. 주어진 P_{PL}/W 에 대해 허용 최대 익면 하중($(W/S)_{max}$)은 식(45)의 내부 반복에 의해 계산된다. 결국 총 동력 대 중량비 P/W 는 구속조건 분석으로부터 예측 가능하다. 이러한 분석을 통해 항공기 무게를 업데이트 하면서 P와 S를 추정할 수 있다. 이 과정은 항공기 무게가 충분히 수렴할 때까지 반복된다.

IV. HALE 항공기에의 적용

앞에서 제시된 동력기반 에너지 균형을 고려한 태양광 추진 항공기의 사이징 기법을 PEM(Proton Exchange Membrane) 연료전지가 있는 태양광 추진 고고도 장기체공 무인기(HALE)에 적용하였다.

4.1 임무 및 형상

본 연구 결과의 적용에 사용된 HALE 항공기는 4월1일에 북위 38°, 고도 17 km 상공에서 유상하중 100Kg(981N) 상태에서 1,000W의 동력을 연속 사용하면서 6개월간 비행한다고 가정하였다. 이 HALE 항공기의 임무형상을 Fig. 13에 나타내었다.

이 항공기는 17 km 상공까지 태양광만을 이용해 단독으로 상승하고 지속적으로 평행비행(level flight)를 유지해야 한다. 낮 시간동안 태양으로부터의 여분의 에너지는 재생 연료전지 시스템에

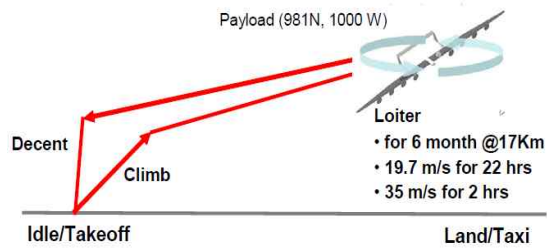


Fig. 13. The mission profile of the HALE

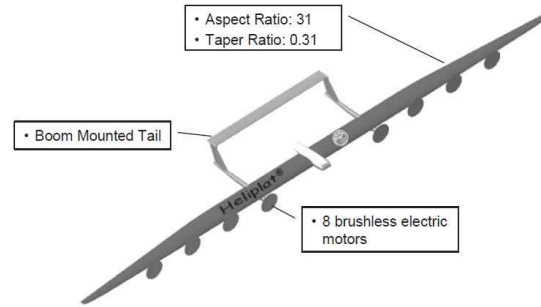


Fig. 14. Baseline configuration of the HALE

저장되고 밤에는 저장된 에너지를 사용하여 고도와 위치를 유지하게 된다. 선회 효율을 최대화하기 위한 속도를 유지하지만 매우 높은 바람 속도에서도 안전하게 비행하기 위해서 하루 2시간 동안은 35m/s의 속도로 비행한다고 가정하였다.

자세한 해석 및 시험 데이터를 얻을 수 있어서 높은 가로세로비(31)의 날개와 붐 형태의 꼬리날개가 있는 Fig. 14에 주어진 HeliPlat을 기본형상으로 사용하였다[12].

4.2 동력기반 사이징

기체 무게는 HeliPlat 연구 논문[12]에서 사용된 아래의 식을 사용하여 계산하였다.

$$W_{airframe} = 8.75n^{0.311}AR^{0.4665}S^{0.7775} \quad (46)$$

여기서 n 은 최대 하중배수로 여기서는 3.1로 가정하였다. 항공전자의 무게는 49N으로 고정하였으며 Helios에 사용되었던 SunPower사의 PV 셀을 사용하였다. 따라서 태양전지의 단위면적당 무게는 0.81Kg/m²이고 에너지 효율은 20%로 가정하였다.

연료전지의 무게는 비에너지에 의해 결정되는데 본 연구에서는 현재 기술로 가능한 359 W-Hrs/Kg이 사용되었다. 재생연료전지 시스템의 전체 효율은 현재 기술의 최대값이 0.4895를 사용하였다.

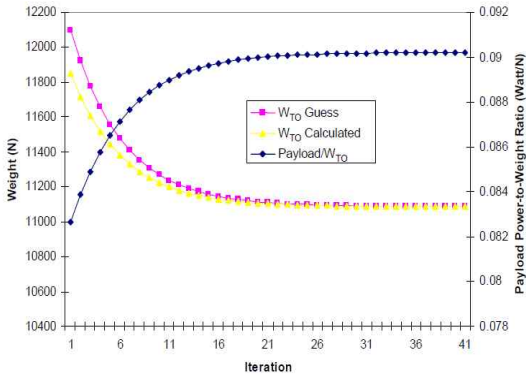


Fig. 15. Convergence of weight and payload power-to weight ratio

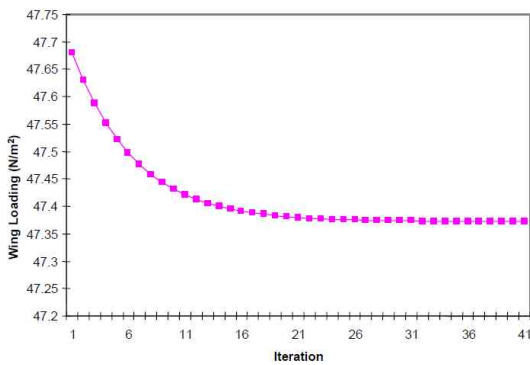


Fig. 16. Convergence of wing loading

Fig. 12에 주어진 반복 계산 절차에 따라 처음 항공기 중량을 12,100N으로 가정하고 반복 계산을 통해 구한 유상하중 추력대 중량비, 중량, 익면하중을 Fig. 15와 Fig. 16에 나타내었다.

이러한 수렴 조건의 익면하중 값에서 구속조건 해석을 수행한 결과를 Fig. 17에 나타내었다. 총 동력은 수평 비행과 유상 하중을 위한 동력의 합이며 맞바람(headwind)의 속도가 최대인 동력 사이징 조건을 사용하였다.

이러한 구속조건을 바탕으로 사이징한 HALE 항공기 결과를 Table 2에 나타내었다. 선회 사양비는 35, 선회 효율($C_L^{3/2}/C_D$)은 44.3의 값이 도출되었다.

V. 결 론

본 연구에서는 동력기반 에너지 균형을 고려한 태양광 추진 항공기의 사이징 기법에 대한 연구를 수행하고 연료전지와 태양전지가 있는 고고도 무인기

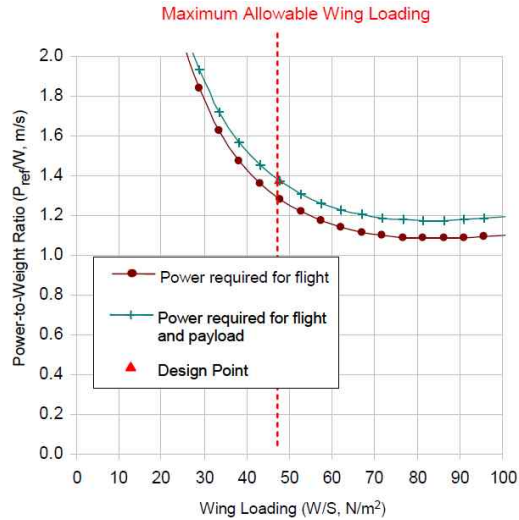


Fig. 17. Constraint analysis

Table 2. Configuration sizing of HALE

Aspect Ratio	31
Wing Loading(N/m ²)	47.4
Power-to-Weight Ratio(m/s)	1.378
Required Fuel Cell System Energy to Weight Ratio (Wh/N)	11.3
Wing Area(m ²)	234
Max Power required(KW)	15.3
Aircraft Weight(N)	11,086
Required Fuel Cell System Energy(KWh)	125.1
Optimum AOA	1.6
Optimum Loiter Velocity(m/s)	20.4
L/D	35
Loiter efficiency	44.3

에 적용하였다. 본 연구의 사이징 기법을 본 연구에서 사용한 HeliPlat 이외의 헬리오스와 같은 전체 가늘개형상을 가진 항공기(flying wing), 전통적인 항공기 형상, 쌍엽기(biplane), 쌍둥이 꼬리boom(twin boom) 등 태양광 항공기에 적합하다고 판단되는 여러 형상의 항공기에 대해 초기 사이징을 적용하는 연구를 향후 진행할 예정이다.

본 연구의 결과는 태양광을 사용하는 고고도 장기 체공형 무인기 개발과 연료전지나 태양 전지 또는 이를 합친 하이브리드 전기 추진 항공기의 설계에 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

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

참고문헌

- 1) National Research Council (NRC), Commercial Supersonic Technology: The Way Ahead. National Academic Press, 2001.
- 2) T. Nam, K. Shih and D. Mavris, "Assessment of Environmental and Regulatory Uncertainty Impacts on Propulsion System Design," AIAA-2003-6805, AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Forum, Denver, Colorado, Nov. 17-19, 2003
- 3) Climate Change 2007, the Fourth Assessment Report (AR4) of the United Nations Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC)
- 4) Guynn, M. D., Freeh, J. E., and Olson, E. D., "Evaluation of a Hydrogen Fuel Cell Powered Blended-Wing-Body Aircraft Concept for Reduced Noise and Emissions," Tech. Rep. NASA/TM-2004-212989, NASA, 2004.
- 5) Cuffie, J. A. and Beckman, W. A., Solar Engineering of Thermal Processes, 1991, Second edition, John Wiley & Sons.
- 6) Rizzo, E. and Frediani, A., "A Model for Solar Powered Aircraft Preliminary Design," in XVIII Congresso Nazionale Aidaa, 2005.
- 7) Colozza, A. J., "Effect of Date and Location on Maximum Achievable Altitude for a Solar Powered Aircraft," Tech. Rep. NASA/CR-202326, NASA, March 1997.
- 8) Colozza, A. J., "Effect of Power System Technology and Mission Requirements on High Altitude Long Duration Aircraft," Tech. Rep. NASA/CR-194455, NASA, 1994.
- 9) Reinhardt, K. C., Lamp, T. R., Geis, J. W., and Colozza, A. J., "Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicles," in IECEC 96. Proceedings of the 31st Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, vol. 1, pp. 41-46, 1996.
- 10) Dornheim, M. A., "Get Me Through the Night," Aviation Week & Space Technology, vol. 159, pp. 66-70, September 15, 2003.
- 11) T. Nam, "A Generalized Sizing Method for Revolutionary Concepts under Probabilistic Design Constraints," Ph.D thesis, Georgia Institute of Technology, 2007.
- 12) Romeo, G., Frulia, G., Cestino, E., and Corsino, G., "Heliplat: Design, Aerodynamic, Structural Analysis of Long-Endurance Solar-Powered Stratospheric Platform," Journal of Aircraft, vol. 41. 1505-1520, 2004.