EAV2 전기추진비행기용 동력시스템에 관한 연구

이보화* · 박부민** · 양수석***

A Study on Power System for the EAV2 Electric Propulsion Vehicle

BoHwa Lee* · Poomin Park** · SooSeok Yang***

ABSTRACT

A study on the required propulsion powers at the EAV2 electric propulsion vehicle using power system such as solar cell, fuel cell and secondary cell is conducted, through which the scenario about available supply power is discussed at the optimum propulsion system weight on the specified flight envelope. In the result, it is noticed that propulsion system weight is 7.06kg and fuelcell 500W and secondary cell 100W are available to flight for glider-type electric vehicle with 6m length, 0.35m width.

초 록

태양전지, 연료전지, 이차전지와 같은 동력시스템을 사용하는 EAV2 전기비행기의 특정 비행 전 구간에서 걸쳐 필요한 추진요구전력에 대한 분석을 수행하고, 이를 통해 비행영역에서 최적의 추진시스템 무게로 공급가능전력에 대한 동력 시나리오를 논의하였다. 그 결과 길이 6m, 폭 0.35m의 글라이더형 전기추진비행의 위해서는 최적의 추진시스템 무게는 7.06kg이며, 연료전지 500W와 이차전지 100W의 전력으로 비행가능함을 알 수 있었다.

Key Words: Electric Propulsion Vehicle(전기추진비행기), Solar cell(태양전지), Fuel cell(연료전지), Secondary cell(이차전지), Optimum Propulsion Weight(최적의 추진시스템 무게)

1. 서 론

전기추진비행기란 기존의 내연기관, 가스터빈 엔진을 주동력원으로 하는 시스템에서 연료전지, 태양전지, 이차전지(배터리)로부터 얻은 전력으로 전기모터를 구동하는 방식의 항공기이다. 화석연료를 사용하지 않기 때문에 배기가스가 없어 친환경적이며 소음 및 진동이 없는 장점이 있다. 또한, 장기체공을 할 경우 주간에는 태양전지로부터 전원을 조달하고 동시에 연료전지의 연료를 제조하며 야간에는 연료전지에서 전원을 공급함으로써 연료 없이 자체 동력만으로 체공이 가능하다. 그러나 항공기가 이륙과 착륙간의 비행할 수 있는 거리가 짧은 단점이 있으므로

* 한국항공우주연구원 추진기관팀
** 한국항공우주연구원 추진기관팀
*** 한국항공우주연구원 추진기관팀
연락저자, E-mail: bhlee@kari.re.kr

태양전지를 추가할 경우 항공기 표면적은 자체 무게에 비해 상당히 커야만 하기에 현재 전기추진비행기는 주로 무인기등에 활용되고 있다.

태양전지, 연료전지, 이차전지와 같은 미래형 동력기관은 현재 에너지 밀도 및 출력밀도가 낮은 한계가 있어 이를 전기추진시스템의 동력원으로 활용할 경우 항공기 기동요구조건에 부합되면서 높은 효율을 가질 수 있도록 최적의 추진시스템 무게로 공급가능전력을 비행 전 구간에서 효율적으로 공급도어야 한다. 이에 본 논문에서는 비행체 전체 무게 20kg, 날개 길이 6m, 폭 0.35m의 EAV2 전기비행기의 비행 전 구간에서 걸쳐 필요한 추진요구전력 및 태양전지와 이차전지, 연료전지로부터 공급되어야 하는 동력에 대한 분석을 수행하고 이를 통해 시간에 따른 공급가능전력에 대한 시나리오를 소개하고자 한다.

2. 구간별 추진요구전력 및 공급가능전력

EAV2는 현재 임무형상과 비행 profile이 정해지지 않은 개념설계 단계이므로, 고고도용 EAV2의 요구 전력을 계산하기 위해 필요한 몇몇 주요 변수는 적절히 가정하였다.

상승(Climb), 순항(Cruise), 활강(Glide), 하강(Decent)에 걸쳐 필요한 각 구간별 추진 요구전력을 산출하기 위해 전 구간에 걸쳐 steady state flight 및 propeller driven aircraft로 가정하였다. 상승과 순항 시 풍속은 일정하고 비행속도 V는 50km/h로 잡고, 두 구간에서 항력계수 C_D는 0.08로 가정하였다. EAV2는 날개의 총면적 S는 2m^{2}의 글라이더형으로 하강시에는 활공하므로 추진에 필요한 동력은 사용하지 않는다. 그리고 프로펠러 효율(η_{prcp})을 70%, 전기모터 효율(η_{motor})을 90%로 가정하면 고도 1km까지 상승하기 위해 필요한 추진 요구전력은 다음 Eq. 1을 통해 계산할 수 있다.

$$\mathrm{Pr}eq = \frac{\frac{1}{2}\rho S V^3 C_D + WV\sin\gamma}{\eta_{porp}\eta_{motor}} \quad (1)$$

고도 1km에서 순항하기 위해 필요한 추진 요구전력과 다음 Eq. 2를 통해 계산할 수 있다[1].

$$\mathrm{Pr}eq = \frac{\frac{1}{2}\rho S V^3 C_D}{\eta_{porp}\eta_{motor}} \quad (2)$$

위 식에서 보듯이 구간별 요구 전력은 속도의 3제곱에 비례하므로 속도의 결정에 따라 필요추진요구전력이 결정됨을 알 수 있으며 필요한 추진요구전력을 충족시키기 위해 이차전지, 태양전지, 연료전지가 적절한 scheduling에 의해 공급되어야 할 것이다.

2.1 태양전지의 출력 전원

EAV2용으로 사용할 태양전지는 최대 400W 출력이 가능한 단결정타입으로 선정하였다. 동절기 고도 1km까지 상승, 1km에서 순항하는 구간에서 EAV2 날개에 장착된 태양전지를 통해 전기로 변환되는 전력은 Eq. 3을 통해 계산할 수 있다.

$$P_{SC} = SI\,\tau\,\eta_{sc}\,S\cos B \quad (3)$$

여기서 SI는 태양광 강도(Solar Intensity, =1352W/m2)를 나타내는 태양 상수이며 τ는 대기의 흡수에 따른 태양광 강도 계수이다. 태양의 고도에 따라 변하는 값으로 태양의 고도가 90°일 때 약 0.7이다. η_{sc}는 태양전지의 변환효율이며, 약 20%의 효율로 계산하였다. B는 태양광의 위치벡터 S와 EAV2 날개 표면에 부착된 태양전지의 법선벡터 P가 이루는 각도이다. 날짜와 시간에 따른 태양광의 위치벡터 S를 ENU (East-North-Up)좌표계로 나타내면 Eq. 4와 다음과 같이 표현된다[2]. EAV2에 장착된 태양전지판은 이륙, 하강시 15°각도로 남쪽을 향하고 순항시 0°로 보고 계산하였다. 여기서 η는 시간이고, ξ는 태양의 적위이며 ϕ는 위도이다.

$$\begin{pmatrix} S_E \\ S_N \\ S_U \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin\eta\cos\xi \\ \cos\phi\sin\xi + \sin\phi\cos\eta\cos\xi \\ \sin\phi\sin\xi - \cos\phi\cos\eta\cos\xi \end{pmatrix} \quad (4)$$

2.2 이차전지, 연료전지 출력전원

주로 보조동력 또는 자동차/비행체의 전자장비 구동용으로 사용되던 이차전지는 현재까지 최대출력한계로 인하여 비행체 주동력으로 사용된 경우는 글라이더 형태의 비행기로 제한되었다. EAV2용으로 사용할 이차전지는 이륙과 같이 높은 순간출력이 필요한 경우 사용할 예정으로 최대 1.8kW, 60초가 공급가능한 리튬-이온 팩으로 에너지 밀도는 150Wh/kg이며 출력 밀도는 2.2kW/kg이다. 충전,방전 제어가 가능하며 상태 감시가 가능한 이차전지로 선정하였다.

PEM(Proton Exchange Membrane)형 연료전지는 싱가폴 Aeropak사 제품으로 에너지밀도는 470Wh/kg이며 출력밀도는 0.5kW/kg이다.

3. 최적 파워시스템 무게 선정

태양전지 출력(Psc), 연료전지 출력(Pfc) 그리고 이차전지 출력(Pbat)의 합인 총 출력(Pout)은 비행 전 구간에서 추진요구출력(Preq)을 만족시키기 위해 추진요구출력보다 크거나 같아야 한다. 동지(태양의 적위 -23.5˚) 때 대전지역(위도 36.18˚)에서 비행 전 구간에서 걸쳐 태양전지로부터 생성되는 출력은 일정하므로 Eq. 5와 같이 연료전지와 이차전지의 출력을 조절하여 추진요구출력을 만족시켜야 된다.

$$Preq - Psc = Pfc + Pbat \quad (5)$$

시뮬레이션을 수행한 결과 endurance 8시간 동안 연료전지와 이차전지로 공급되어야 하는 총 에너지는 2,770Wh이며 이륙 시 필요한 최대 파워는 1,793W이다. 총 에너지 및 최대파워를 만족하기 위해 필요한 power system는 에너지 저장파트(연료, 탱크)와 에너지변환파트(연료전지, 이차전지)로 나눌 수 있는데 필요한 power system 무게는 Eq. 6을 통해 구할 수 있다[3].

$$W_{total} = \sum^{n} Ereq/\gamma_n + \sum^{n} Pmax/\theta_n \quad (6)$$

여기서 γ는 각 구성품의 에너지밀도이며, θ출력밀도이다. 이를 통해 최적의 power system 무게는 연료전지와 이차전지의 무게의 합이 최소

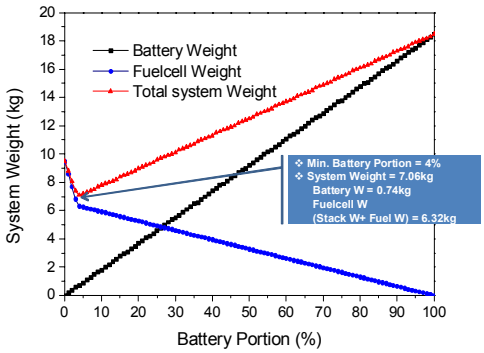

Fig.1 Propulsion system weight according to battery portion

가 되는 지점이며 Fig.1과 같이 전체무게 대비 이차전지가 차지하는 비중이 4%인 지점에 해당된다. 이와 같이 이차전지의 비중이 낮은 이유는 이차전지는 출력밀도가 높아 이차전지 비중이 낮아도 이륙과 같이 높은 순간출력이 필요한 영역에서도 충분한 파워를 내므로 상대적으로 연료전지의 스택무게가 커질 필요가 없기 때문이다. 따라서 최적의 연료전지와 이차전지의 총 무게는 7.06kg임을 알 수 있다.

4. 시간에 따른 공급가능전력 시나리오

추진요구출력과 태양전지 출력의 차이가 연료전지의 출력보다 클 경우, 즉 공급가능한 연료전지의 최대 출력보다 요구출력이 더 클 경우 연료전지의 출력은 비행을 위해 전부 사용되어야 하고, 반대로 연료전지의 출력이 더 클 경우 비행에 사용하고 남은 연료전지의 출력은 이차전지의 충전상태(SOC: State Of Charge)에 따라 SOC가 100%보다 클 경우 더 이상 이차전지를 충전시킬 필요가 없으므로, 추진요구출력과 태양전지 출력의 차이만큼 공급될 것이며, SOC가 100%보다 작을 경우에는 연료전지의 최대출력과 태양전지의 출력의 합에서 추진요구전력을 뺀 것이 이차전지의 최대 출력보다 클 경우 추진요구출력에 태양전지를 뺀 값에 이차전지 최대 출력이 될 것이고 그렇지 않으면 연료전지의 최대 출력이 된다.

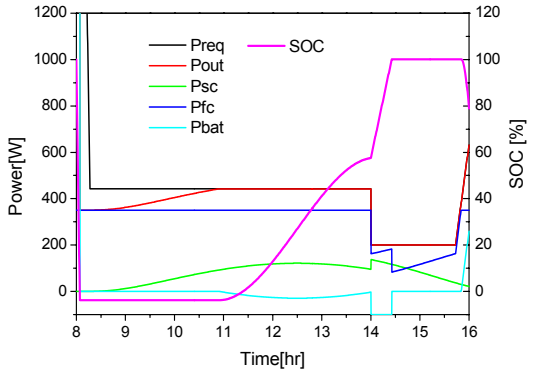

Fig. 2 Fuelcell 350W + Battery 100W

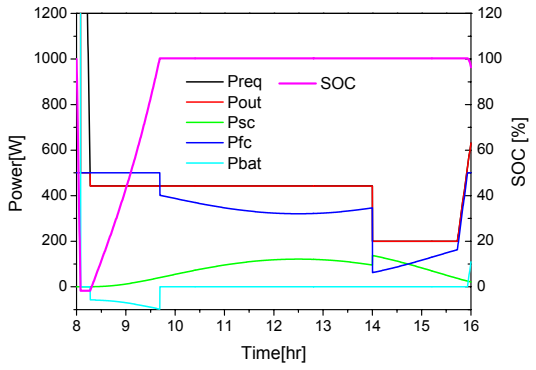

Fig. 3 Fuelcell 500W + Battery 100W

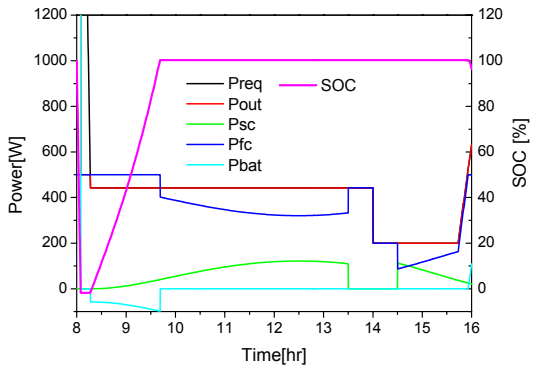

Fig. 4 Fuelcell 500W + Battery 100W without SC

이차전지의 경우 이차전지 충전이 0보다 클 경우, 만약 추진요구출력에서 태양전지와 연료전지의 출력을 제외한 값이 최대 방전 출력보다 크면 이차전지 최대 방전 출력이 될 것이고 그렇지 않으면 추진요구출력에서 태양전지와 연료전지를 제한 값과 같을 것이다. 그리고 이차전지 충전이 0보다 작은 경우 추진요구전력에서 태양전지와 연료전지를 제외한 값이 0보다 크면 0이고 그렇지 않으면 추진요구전력에서 태양전지와 연료를 뺀 값과 같게 된다. Fig. 2를 통해 연료전지 350W와 이차전지 100W짜리를 사용하면 이륙 시 이차전지의 capacity를 모두 사용하고도 추진요구전력을 만족하지 못하는 경우가 발행하고, Fig.3과 같이 연료전지 500W를 사용하면 이차전지의 capacity를 거의 안 쓰고 비행할 수 있음을 알 수 있다. Figure 4에서는 비행 중 13시 30분에서 14시 30분까지 기상악화와 같이 태양전지로부터 출력을 사용할 수 없는 경우에도 비행 전 영역에서 추진요구전력을 만족함을 알 수 있다.

참 고 문 헌

1. Nguyen X. Vinh, "Flight Mechanics of HighPerformance Aircraft"
2. 한국항공우주연구원 "대형 성층권 비행선 개발 기초 기술 연구“, pp.98-105, 2001.8
3. Michael Dudley, Ajay Misra, "Electric Airplane Power-system Performance Requirements" NASA Ames Research Center, Green Aviation Workshop, 2009