技術論文 DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.11.1052

소형 무인기용 하이브리드 전기추진시스템 전력 특성변화 시뮬레이션

이보화*, 박부민**, 김춘택**, 양수석**, 안석민**

Power Characteristic Variation Simulation of Hybrid Electric Propulsion System for Small UAV

Bo-Hwa Lee*, Poomin Park**, Chuntaek Kim**, Sooseok Yang** and Seokmin Ahn**

ABSTRACT

It is conducted that power characteristic variation simulation of electric propulsion system that uses fuel cells, solar cells and a battery as power sources. Combining each power source, 400W electric propulsion system have been modeled and verified. In result, without active control logic, it is confirmed that battery's power response is faster than other power sources at starting and transient condition, fuel cell and solar cell are a major electrical power during cruise condition. After completing flight, SOC is 24.2% at the winter solstice and is 93% at the summer solstice, It is revealed that active power control for sustaining proper SOC is necessary as a securing the system safety and effective power distribution.

초 록

본 논문에서는 연료전지, 태양전지, 배터리를 동력원으로 사용하는 전기추진시스템의 전력특성변화에 대한 시뮬레이션에 관하여 기술하였다. 각 전력원을 통합하여 400 W급 전기추진시스템에 대하여 모델링 및 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과 능동 제어로직이 없어도 배터리는 시동 및 과도상태에서 다른 동력원에 비해 빠른 출력반응을 보였으며, 연료전지와 태양전지는 순항영역에서 주 전력 공급원의 역할을 수행함을 확인하였다. 비행 후 동지때 SOC는 24.2%이고, 하지에는 93%로 시스템 안정성 확보 및 효율적인 동력분배 차원에서 적정 SOC를 유지하기 위하여 능동 전력제어가 필요함을 알 수 있다.

Key Words : Hybrid Electric Propulsion System(하이브리드 추진시스템), Solar Cell(태양전지), Fuel Cell(연료전지), Battery(배터리)

Ⅰ. 서 론

본 연구는 하이브리드 전기추진시스템의 전력특성변화 시뮬레이션에 대한 것으로 연구 대상인 소형 무인기용 전기비행기는 연료전지와 태양전지, 배터리와 같이 다양한 전력원으로부터 추진 요구전력을 공급받는다. 이 때문에 전력원의 구성이 단순한 경우에 비하여 복잡한 전력 제어가 필요하다.

전기비행기의 전력제어를 수행하는 것은 PMS (Power Management System)로 전기비행체의 추진 시스템 및 각종 장비들에 전력을 공급하며, 이러한 전력 공급을 위하여 각 전력원들을 적절

† 2011년 4월 18일 접수 ~ 2011년 10월 31일 심사완료
* 정회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀
교신저자, E-mail, bhlee@kari.re.kr
대전 유성구 과학로 115
** 정회원, 한국항공우주연구원

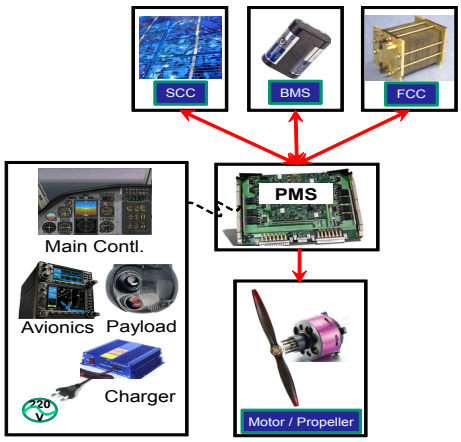

그림 1. Electric propulsion system concept

히 제어하여 효율적으로 관리하는 시스템이다.

그림 1은 PMS 및 각 전력 장치들의 연결 개념도이다. PMS의 전력제어는 탑재된 로직에 따라 달라지며, 효율면에서 최적의 제어를 위하여 제어 로직을 설계하고 시뮬레이션을 통하여 검증을 거친 뒤에 실제로 적용하게 된다. 특히, 여러 전력원을 사용하는 하이브리드 시스템의 경우는 각 전력원의 특징을 고려한 제어 전략에 따라 전체 효율이 달라지게 된다.

PMS의 가장 간단한 형태는 능동적인 전력제어가 없이 각 구성품의 보호기능만 수행하고, 각 전력원의 출력은 시스템의 특성에 따라 수동적으로 이루어지는 것이다. 이 경우 능동적인 전력제어는 없으므로 효율 측면에서 최적화되지는 않으나, PMS가 간단해지고 무게가 줄어들기 때문에 경량화 측면에서는 유리한 이점이 있다.

따라서 본 연구는 능동적 제어로직이 적용된 전력제어 시뮬레이션으로 발전 시켜나가기 위한 선행 연구로써 각 전력원 및 시스템의 모델링 및 검증을 수행하고, 주어진 동력 시나리오에서 수동적인 전력제어를 통해 각 전력원의 출력 및 상태에 대한 변동특성을 시뮬레이션을 통해 알아보고자 한다.

II. 본 론

2.1 하이브리드 전기추진시스템 구성

한국항공우주연구원에서 개발 중인 전기 비행기는 저속 장기 체공형으로 무게 20 kg, 날개 길이 6 m급의 소형 무인비행기이다. 공력 해석으로부터 구한 순항 추진 동력은 400 W이며 최대 출력은 1.3 kW다. 여기에 항법 장치 및 payload의 동력 20 W를 포함하여 총 420 W의 순항 동력이 필요하다. 전기비행기내의 전원소스로는 연료전지, 태양전지, 배터리를 사용하여 필요한 용량 해석을 수행하였으며, 각 전력원의 용량은 해석으로부터 구한 최적 사양 값으로 날개 면적, 활용가능한 제품의 사양 등을 고려하여 결정하였다[1].

각 전력원들의 역할을 살펴보면 태양전지는 태양광 에너지를 받아서 전력을 발생시킨다. 전력 발생시간의 한계는 없으나, 태양광의 조건에 따라 출력의 변동이 심하고 비행에 충분한 전력을 얻기 위해서는 넓은 날개 면적이 필요하다. 이에 비해 연료전지는 외부 조건의 변화에 영향이 적고 안정적으로 전력을 내보낼 수 있으나, 비행기 내부에 연료를 탑재하므로 항공기 중량에 영향을 미친다. 또한, 연료전지 스택 자체는 비교적 에너지 밀도가 높으나 연료인 수소를 저장 또는 발생하는 장치의 무게가 크다는 단점이 있다. 배터리도 연료전지와 마찬가지로 유한한 충전 용량을 가지며 에너지 밀도는 낮으나 출력 밀도가 크다는 특징을 가진다.

이와 같이 여러 전력원을 사용하는 전기추진 시스템 수동 전력제어의 경우, 시스템의 구성은 그림 2와 같다. 각 전력원들은 별도의 전력 변환기나 제어기 없이 전원 버스 (Power Bus)에 직접 연결된다. 이 전원 버스 전압이 시스템 전압이 되며, 각 전력원들의 출력단 전압도 이 전압과 같다. 모터의 구동 전압도 전원 버스 전압이 된다. 모터, 배터리, 연료전지, 태양전지가 모두 전원 버스에 묶이므로, 각 구성품들의 운전 영역의 전압 매칭 되도록 구성품의 제작 사양을 결정하였다. 대상으로 하는 전원버스 전압은 25.9 V이다.

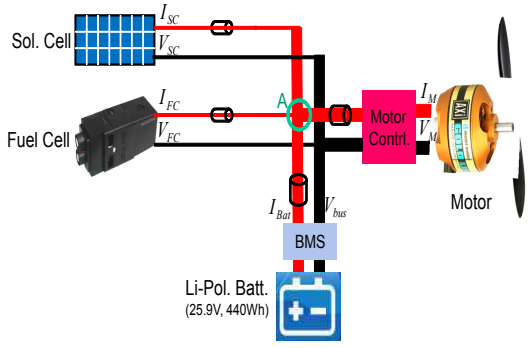

그림 2. PMS passive control diagram

2.2 태양전지 모델링 및 검증

태양전지는 밤과 같이 태양광이 없는 조건에서는 다이오드처럼 작동하므로 전류 또는 전압을 생성하지 않지만, 외부 공급원(높은 전압)과 연결되면 다이오드 전류(다크 전류)로 불리는 전류 I_D를 소모한다. 태양전지 모델은 전류 소스인 I_{ph} (photocurrent: 광전류), 다이오드 하나와 각 셀 내부 및 셀 간의 연결에서 저항을 대표하는 시리즈 저항 R_S를 포함하는데 광전류와 다이오드 전류의 차이가 식 1과 같이 최종적인 순(net) 전류 I가 된다.

$$I = I_{ph} - I_D = I_{ph} - I_0\left(\exp\frac{e(V+IR_S)}{mkT_c} - 1\right) \quad (1)$$

여기서, m은 idealizing factor이며 k는 볼쯔만 상수, T_c는 셀의 절대온도, e는 electronic charge, V는 셀을 통해 부과된 전압, I_0는 다크 포화전류이다[2]. 실제 태양전지에서 광전류는 short circuit current(I_{SC})와 같은 특징이 있고 open circuit voltage(V_{OC})는 전류 I가 0일때의 값으로 thermal voltage로 알려진 V_T와는 식 2와 같은 특징이 있다.

$$V_{OC} = \frac{mkT_c}{e}\ln\left(\frac{I_{ph}}{I_0}\right) = V_T\ln\left(\frac{I_{ph}}{I_0}\right) \quad (2)$$

태양전지 셀을 모아 모듈화하여 사용할 경우 단일 셀의 경우 위첨자 C를, 모듈일 경우 위첨자 M을 붙여 구분하면 태양전지 모듈로부터의 전류 I^M는 식 3을 사용하여 구할 수 있다[3].

$$I^M = I_{SC}^M\left[1 - \exp\left(\frac{V^M - V_{OC}^M + R_S^M I^M}{N_{SM}V_T^C}\right)\right] \quad (3)$$

여기서 V^M은 모듈 터미널에 공급된 전압이며 N_{SM}은 직렬연결된 태양전지 셀 개수이다.

전기비행기에 사용하고자 하는 태양전지는 SUNPOWER사의 C60제품으로 표 1은 C60제품에 대하여 태양광 강도는 1,000 W/m^2, 셀 온도 25 ℃ 표준 시험조건에서 측정한 데이터로 50직렬에 대한 결과이다. 태양전지 Simulink모델에대한 검증을 수행하고자 50직렬에 대하여Matlab/Simulink를 사용하여 태양전지 모델링을 수행하였다. 시뮬레이션으로부터 얻은 전류-전압($I-V$) 커브는 그림 3과 같으며, 외기온도 25 ℃에서 태양광의 세기가 다른 경우에 대한 결과이다. 제작사의 데이터와 비교한 결과, 태양전지의 성능 특성이 적절히 모사됨을 알 수 있다. 태양전지의 운전 특성은 출력 측에 걸리는 부하 전압이 높아지더라도 어느 지점까지는 전류가 거의 일정하게 유지되는 특징을 보인다. 태양전지의 외기 온도를 25 ℃로 고정하면 태양광 강도에 비례하여 태양전지의 출력이 증가함을 알 수 있다. 태양광 강도별 전압에 따른 출력의 변화는 그림 4와 같으며 태양광 강도가 낮아질수록 최고출력을 내기 위한 전압이 낮아짐을 알 수 있다.

전기추진 무인기 날개 면적은 2 m^{2}이나, 곡률이 큰 리딩에지 부분과 조종면을 제외하고 부착되므로, 실제 태양전지가 부착되는 면적은 이보

표 1. C60 electrical data

Peak power	$P_{\max}$	238W
Rated voltage	V_{mpp}	28.1V
Rated current	I_{mpp}	5.88A
Open circuit voltage	V_{OC}	33.7V
Short circuit current	I_{SC}	6.25A

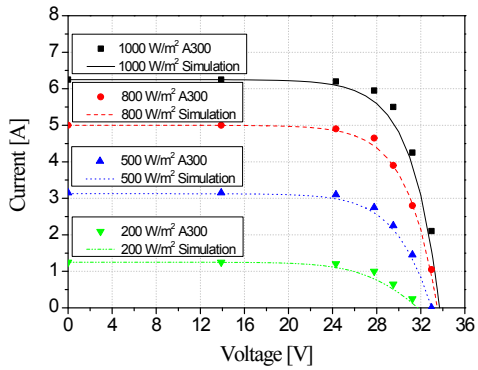

그림 3. Solarcell module's simulation result at 25℃

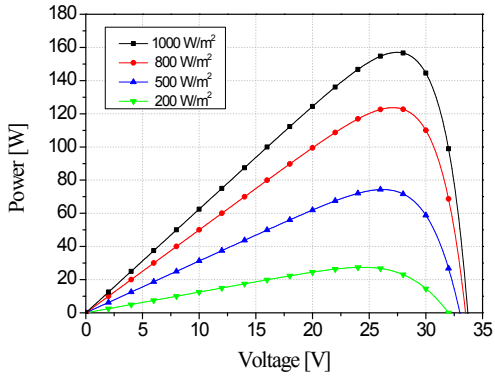

그림 4. Power voltage characteristic

다 작다. 전원버스의 전압과 맞추기 위해 원쎌(single cell) 50직렬과 반쎌 (half Cell) 50직렬을 병렬로 연결하여 모듈화하여 사용할 예정이다.

2.3 연료전지 모델링 및 검증

연료전지 스택의 동적 거동을 예측하기 위해 사용되는 수학적인 모델은 문헌 [4~5]에 의해 제시되었다. 이론적으로 최적의 단일 셀에 대한 연료전지 전압은 모든 작동 전류에서 1.2 V이나 실제로는 연료전지 내 활성화 에너지 전압에 따른 손실(V_{act})과 내부저항에 따른 전압강하(V_{ohmic}), 산소와 수소의 농도감소에 따른 전압강하(V_{con})를 더해서 식 4와 같이 단일 쎌에 대한 연료전지 전압 (V_{FC})이 결정된다.

$$V_{FC} = E_{Nernst} - V_{act} - V_{ohmic} - V_{con} \quad (4)$$

연료전지 스택 전압 V_{stack}은 시리즈로 연결된 셀 수를 곱하여 식 5와 같이 구해진다.

$$V_{stack} = n V_{FC} \quad (5)$$

여기서 E_{Nernst}는 각 단위 쎌의 평균 열역학적인 잠재력으로서 식 6과 같고, 각각의 전압손실은 식 7~9과 같다[6].

$$E_{Nernst} = 1.229 - 0.85 \times 10^{-3}(T - 298.15) + 4.3085 \times 10^{-5} T\left[\ln(P_{H_2} P_{O_2}^{0.5})\right] \quad (6)$$

$$V_{act} = -\left[\xi_1 + \xi_2 T + \xi_3 T \ln(C_{O_2}) + \xi_4 T \ln(i_{FC})\right] \quad (7)$$

$$V_{ohmic} = i_{FC}(R_M + R_C) \quad (8)$$

$$V_{con} = -B \ln\left(1 - \frac{J}{J_{\max}}\right) \quad (9)$$

여기서 i_{FC}는 쎌 작동전류이며 C_{O_2}는 캐소드 촉매면에서의 산소 농도이고 R_M은 membrane resistance이다. V_{act}와 V_{con}와 관련된 dynamic voltage ν_d는 식 10과 같다.

$$\frac{d\nu_d}{dt} = \frac{1}{C} i_{FC} - \frac{1}{\tau} \nu_d \quad (10)$$

여기서 C는 electric capacitance이며 τ는 연료전지 electrical time constant로 식 11과 같다.

$$\tau = C\left(\frac{V_{act} + V_{con}}{i_{FC}}\right) \quad (11)$$

따라서, 연료전지 전압의 동적거동(dynamic behavior)는 식 12와 같다.

$$V_{FC} = E_{Nernst} - V_{ohmic} - \nu_d \quad (12)$$

전기비행기에서 사용하고자하는 연료전지는 PEM 형으로 Horizon사의 AeroPack제품이다. 연료전지 모델링을 위하여 표 2의 파라메터를 사용하였다. 제작사에서 제공한 성능 데이터 및 식 4~12를 사용하여 Matlab/Simulink로 연료전지를 모델링하고 시뮬레이션한 결과는 그림 5와 같다.

시뮬레이션 결과는 제작사에서 제공한 데이터와 잘 일치함을 알 수 있다.

전기추진 비행기에서는 200W급 연료전지 2개를 병렬로 연결하여 400 W급까지 출력이 나오도록 사용할 예정이다.

표 2. Fuel cell parameter data

Number of cell	n	35
Cell absolute temp.	T	300K
Partial pressure of H_2	P_{H_2}	1atm
Partial pressure of O_2	P_{O_2}	0.21atm
Parametric coeffi.1 for cell	ξ_1	-0.85
Parametric coeffi.3 for cell	ξ_3	7.0E-5
Parametric coeffi.4 for cell	ξ_4	-0.5E-4
Contact resistance	R_C	0.0003Ω
Constant dependent of cell	B	0.5
Actual cell current density	J	100
Maximum current density	$J_{\max}$	900

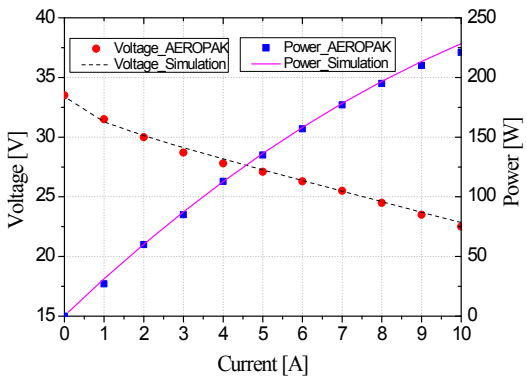

그림 5. Fuelcell model verification

2.4 배터리 모델링 및 검증

제작사의 데이터를 기반으로 하는 배터리의 성능을 예측하기 위한 kinetic battery model은 문헌[7~8]에 의해 개발되었다. 본 논문에서 배터리 모델은 Matlab/Simulink에서 제공하는 라이브러리에 있는 블록을 사용하였으며, 배터리의Simulink 모델에 대한 검증을 수행하고자 PQ4550XQ제품에 대하여 단전지 10개를 직렬로 연결한 경우에 대하여 표 3과 같이 배터리 블록 파라메터를 선정하였다.

그림 6은 제작된 배터리 팩을 2.3 A (0.5 C)와 4.5 A (1.0 C)로 방전하면서 측정한 voltage - capacity 시험결과를 시뮬레이션 결과와 비교한 것이다. Capacity가 1,000 mAh 근처에서는 약간의 차이가 있지만 전반적으로 잘 일치함을 알 수 있다.

전기추진 무인기에 사용하고자 하는 배터리 팩은 리튬-이온 폴리머 타입으로 ENERLAND사의 PQ4550XQ 단전지 7개를 직렬로 연결하여 제작한 모듈이다. Nominal 전압 35.9 V, 용량 110 Wh 를 가진다. 배터리 팩에 사용된 단전지는 큰 순간 출력을 낼 수 있도록 20 C (전체 배터리 용량을 1/20 시간 안에 방전 가능) 의 높은 방전율을 가지는 것을 사용하였다.

표 3. Battery block parameter

Battery type	Lithium-ion
Nominal voltage	35.42857 V
Rated capacity	4.3 Ah
Initial state-of-charge	100 %
Maximum capacity	4.6 Ah
Fully charged voltage	41.8 V
Nominal discharge current	2.3 A
Internal resistance	0.0168 Ω
Exponential zone	37V at 2.5Ah

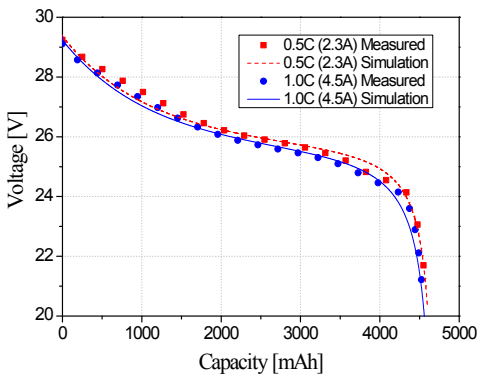

그림 6. Battery model verification

2.5 구성품 통합 및 시뮬레이션 결과

그림 2와 같이 본 논문의 연구대상인 전기추진 비행기에 사용하고자 하는 태양전지, 연료전지, 배터리의 Simulink 모델을 결합한 시스템 모델은 그림 7과 같다.

각 전력원은 별도의 전력 변환기 없이 전원 버스에 연결되므로, 운용중 전원 버스의 전압은 각 전력원들에 주어지는 출력전압이 된다. 결과적으로 전원 버스에 물려서 일종의 레저보어(Reservoir) 역할을 하는 배터리 전압이 시스템의 기준전압이 되며, 이 전압이 버스 전압이다. 운용중의 실시간 배터리 전압을 기준으로 태양전지의 출력 전압이 정해지면, 식 13을 통해 태양전지로부터의 전류가 결정된다. 그런데, 태양전지의 성능 그래프로부터, 출력전압이 과도하지 않은 범위 안에서 전류는 사실상 태양광의 세기에 의해서 결정됨을 알 수 있다.

마찬가지로, 연료전지의 출력 전압 역시 배터리의 전압과 동일하게 되도록 전류가 조정되어 연료전지의 출력이 결정된다.

이러한 각 전력원의 전류의 합은 추진요구전력으로부터 결정되는 모터의 전류와 같아야 하므로 식 13을 통해 배터리의 전류가 결정된다.

$$I_{bat} = I_{motor} - I_{sc} - I_{fc} \tag{13}$$

추진요구전력이 변할 경우 모터전류도 변하므로$I-V$ curve를 따라서 배터리의 실시간 전압도

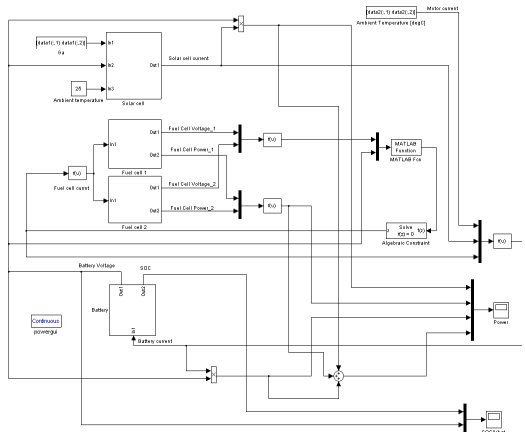

그림 7. PMS passive control Simulink diagram

달라지게 된다.

태양광 강도와 외기온도가 각각 500 W/m^2, 25 ℃로 고정인 조건에서 모터 요구전력이 시간에 따라 다양한 프로파일로 변하는 경우, 각 전력원으로부터 공급되는 출력의 변동 특성은 그림 8, 9와 같으며 변동 경향이 모터 요구전력에 따라 변함을 확인할 수 있다. 그림 8을 통해 시뮬레이션 초기에 높은 모터 요구전력은 배터리에서 주로 공급하므로 배터리는 비행을 위한 주동력원보다는 이륙 등의 큰 순간 출력이 필요한 경우에 부족한 출력을 보완 해주는 전력원으로 역할을 수행함을 알 수 있다.

배터리 출력이 크게 공급되는 영역인 0에서 30초 및 200에서 210초 영역에서 SOC(State Of Charge) 및 배터리 전압이 떨어지지만 모터의 순항 요구전력에 해당하는 120초에서 200초 영역에서는 연료전지에서 280W, 태양전지에서 100W를 공급함에 따라 그림 9를 통해 이 영역에서 배터리의 SOC 감소가 좀 더 완만해짐을 확인할 수 있다.

동지 및 하지일 때, 전기비행기가 오전 10시부터 오후 2시 30분까지 4시간 30분간 수평으로 순항하기 위해 필요한 출력을 공급하기 위해서는 목표 순항시간동안 태양전지로부터 생성되는 출력을 고려해야 한다. 이 시간 동안 수평면에 입사되는 태양광 강도는 대기권 끝에서 식 14와 같다.

$$G_{ref} = G_{SC}\left[1+0.033\cos\left(\frac{360n}{365}\right)\right] \bullet (\cos\phi\cos\delta\cos\omega+\sin\phi\sin\delta) \quad (14)$$

여기서, G_{SC}는 태양광 상수로서 1,367 W/m^{2}이며 n은 춘분으로부터 경과일이다. 지표면에서의 태양 복사에너지는 식 14에서 clearness index(= 0.6)를 곱하여 식 15와 같이 결정된다.

$$G = k \bullet G_{ref} \quad (15)$$

여기서 ϕ는 위도(대전지역=36.18)이며 δ는 -23,5 °~+23,5 °사이에서 변화하는 태양의 적위이고, ω는 -180 ~ 180 °까지 15 °단위로 변화하는 하루 중의 시간이다.

대전지역에서 태양광 강도의 변화는 그림 10과 같으며 12시경 하지와 동지일 때의 태양광 강도의 차이는 400 W/m^{2}의 차이가 있다.

그림 8, 9에서 0에서 240초까지 모터요구전력 변하는 경우에 이어 4시간 30분 동안 420 W로 순항하고자 할 경우 그림 10과 같이 태양광 강도의 변화를 적용하여 태양전지로부터 생성되는 출력의 변화에 따라 시스템의 출력 변동 특성은 동지와 하지의 경우 각각 그림 11, 12와 같다. 여기서 연료전지로 공급되는 수소와 산소의 분압은 각각 1 atm, 0.21 atm으로 비행 전 구간에서 일정하다고 가정하였다. 동지에는 태양전지로부터의 최대 출력이 86 W로 낮아 배터리와 연료전지에서 많은 출력을 낸다.

하지의 경우 태양전지에서 최대 178 W의 출력

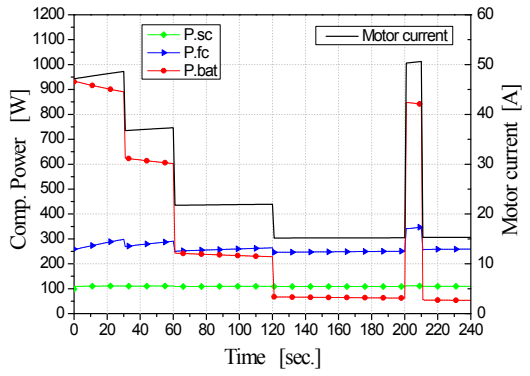

그림 8. Transient results

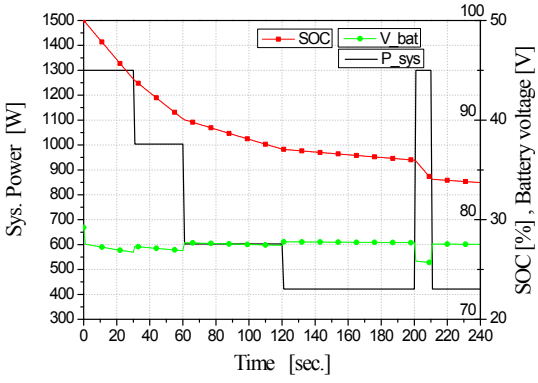

그림 9. Transient results

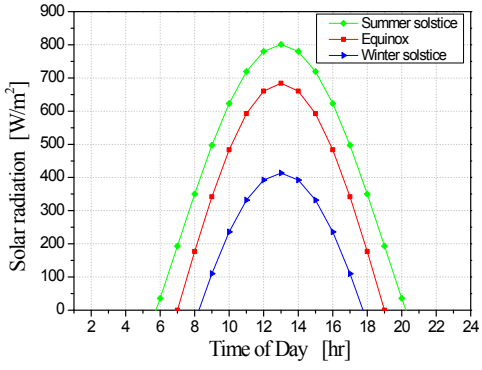

그림 10. Final solar radiation

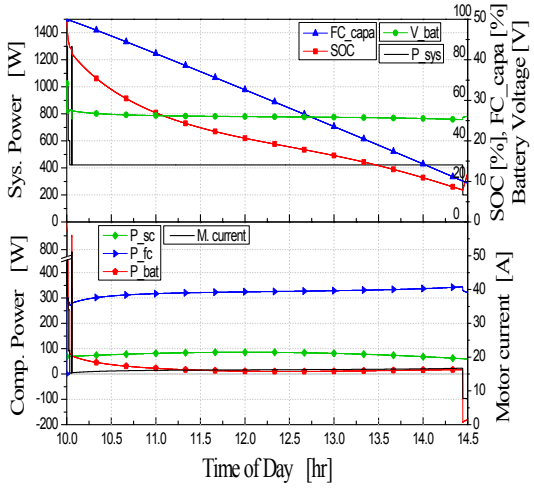

그림 11. Transient results at the winter solstice

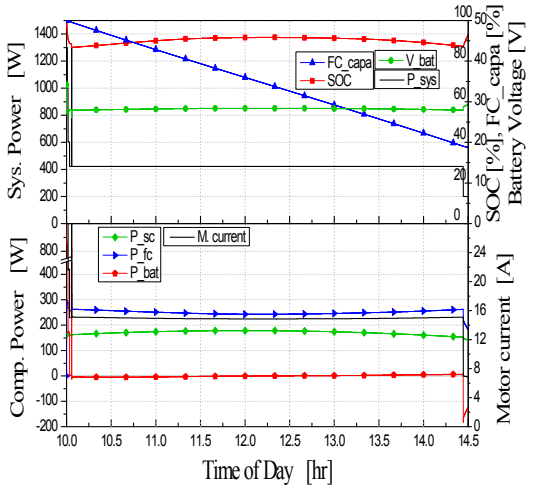

그림 12. Transient results at the summer solstice

을 내므로 배터리의 경우 충전을 하며 비행 할 수 있다. 순항 및 착륙 시에서 주 공급전력원으로는 태양전지로부터의 출력은 모두 사용하고 나머지는 연료전지의 출력을 주로 사용하며 동지와 하지의 경우 모두 착륙 시 200 W로 낮은 추진요구전력에 대하여 배터리는 충전하면서 비행할 수 있음을 확인할 수 있다. 동지와 하지일 때 사용된 에너지의 비율은 표 4와 같다. 동지에 비해 하지의 경우 태양전지로부터 46.9% 더 높은 에너지를 얻을 수 있다.

비행 중 구름이 끼여 태양전지로부터 출력을 얻을 수 없고, 연료전지의 고장으로 출력을 얻을

표 4. Used energy portion

에너지 비율	동지	하지
태양전지	18.6 %	39.6 %
연료전지	76.4 %	59.9 %
배터리	5.0 %	0.5 %

표 5. Remained energy comparison

에너지 비율		동지	하지
연료전지 capacity		19.2 %	36.7 %
배터리	Min.SOC	16.0 %	86.4 %
	Final.SOC	24.2 %	93.0 %

수 없는 비상상황이 발생하여 배터리로부터 남은 전력으로 하강해야 한다고 할 경우 배터리의 SOC는 최소 30%는 유지하고 있어야 한다. 표 5를 통해 4시간 30분 비행완료 후 배터리의 SOC를 비교해보면, 동지의 경우 배터리는 24.2%로 낮은 수치로 비상상황을 대비하여 전 시스템의 safety확보가 필요함을 알 수 있다.

이에 비해 하지의 경우 배터리 SOC는 93%의 높은 수치로 SOC 30%를 유지하면서 배터리의 출력으로 순항 시 전력원으로 사용하게 되면 연료전지의 출력을 그만큼 적게 사용하면서 비행할 수 있으므로 연료전지의 수소저장무게가 그만큼 낮아져도 된다. 따라서 비행 시 각 전력원의 출력에 대하여 효율적 전력분배가 필요함을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구는 능동적 제어로직이 적용된 전력제어 시뮬레이션으로 발전시켜나가기 위한 선행연구로써, 각 전력원 및 시스템을 모델링 및 검증을 수행하였다. 시뮬레이션 결과 각 전력원들의 성능은 적절히 모사됨을 확인 하였고, 이러한 전력원들을 결합하여 Passive 전력제어 시스템을 구성하여 비행기의 요구동력 시나리오 대하여 시뮬레이션을 수행하여 각 전력원들의 출력 특성 변화를 알아보았다.

그 결과 특별한 능동 전력제어 없이도 배터리의 경우 다른 전력원에 비해 순간 출력이 필요한 경우에 부족한 출력을 보완해주는 전력원으로 역할을 수행하며, 연료전지와 태양전지는 순항영역에서 주 전력을 공급하여, 전력원별 특성에 맞

는 운전이 수행됨을 확인 하였다.

오전 10시에서 오후 2시 30분까지 4시간 30분 동안 비행에 대한 시뮬레이션을 수행한 결과, 동지에 비해 하지 때 태양전지로부터 약 46.9% 높은 출력이 나와 이 시간 동안 태양전지와 연료전지의 출력만으로도 비행이 가능하므로 배터리는 충전을 하면서 비행 가능함을 확인하였다.

주어진 비행프로파일에 대하여 비행 완료 후 남은 SOC를 비교한 결과 동지에는 비상상황을 대비하여 시스템의 안전성 확보가 필요함을 알 수 있고, 하지의 경우 효율적인 전력배분이 필요함을 알 수 있었다. 이를 위해 향후 능동 전력제어 시스템에 대한 시뮬레이션을 수행할 예정이며, 좀 더 상세한 비행 시나리오나, 순간적인 기동(자세 변화에 따른 태양전지의 출력변화에 따른 영향)등에 대하여 시뮬레이션 모델 보완 등을 통해 더 정밀한 시뮬레이션을 수행할 예정이다.

참고문헌

1) 이보화, 박부민, 양수석, “EAV2 전기추진비행기용 동력시스템에 관한 연구,” 제35회 한국추진공학회 추계학술대회, 2010, pp.816~819.

2) Lorenzo, E., 1994, “Solar Electricity Engineering of Photovoltaic Systems,” Artes Graficas Gala, S.L., Spain

3) Anca D. Hansen, Poul Sørensen, Lars H. Hansen and Henrik Bindner, 2000, “Models for have Stand-Alone statement System,” National Risø Laboratory, Roskilde

4) P. Buasri and Z. M. Salameh, “An Electrical Circuit Model for A Proton Exchange Membrane Fuel Cell,” IEEE 2006:1-4244-0493-2.

5) Dongjing, Lee and Li Wang, “Dynamic and Steady-State Performance of PEM Fuel Cells under Various Loading Conditions,” IEEE 2007: 1-4244-1298-6

6) Xu Qingshan, Wang Nianchu, Katsuhiro Ichiyanagi, Kazuto Yukita, 2008, “PEM Fuel Cell Modeling and Parameter Influences of Performance Evaluation.” DRPT2008

7) Manwell, J.F. & McGowan, J.G., 1993, “Lead acid battery storage model for hybrid energy systems,” Solar Energy, 50(5), pp.399~405

8) Manwell, J.F. & McGowan, J.G., 1994, “Extension of the Kinetic Battery Model for Wind/Hybrid Power Systems,” In Proceedings of EWEC, pp.284~289