Technical Paper DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2015.19.4.077

태양 일조량 변화에 따른 HALE UAV의 동력 수집/분배/제어 특성 연구

남윤광[a] · 박토순[a,*]

A Research for Energy Harvest/Distribution/Control of HALE UAV based on the Solar Energy

Yoonkwang Nam[a] · To Soon Park[a,*]
[a] *The 7th R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea*
[*] *Corresponding author. E-mail: pts127@add.re.kr*

ABSTRACT

Recently, as the needs for eco-friendly aero propulsion system increase gradually, many study works have been conducted to develop the hybrid propulsion system for High Altitude Long Endurance(HALE) UAV. In this study, we analyzed both suitable energy distribution and management methodology among the total energy collected from solar cell and the total required energy of aerial vehicle and required energy of the regenerative fuel cell(RFC) for driving in the night time and optimized the energy balance mechanism based on the ascribed mission profile.

초 록

최근 친환경적인 항공 추진시스템에 대한 요구가 확대되고 있는 가운데 여러 에너지원을 조합하여 장기 체공하는 무인기용 복합추진시스템을 개발하기 위한 다양한 시도가 이루어지고 있다. 본 연구에서는 주어진 임무형상에 따른 비행체의 에너지 균형 매커니즘을 최적화하기 위하여 태양전지로부터 수집 가능한 에너지와 비행체의 요구에너지 그리고 재생연료전지 구동을 통해 순환에 필요한 동력분배 관리시스템을 분석하였다.

Key Words: High Altitude Long Endurance(고고도 장기체공), Solar Cell(태양전지), Regenerative Fuel Cell(재생연료전지)

1. 서 론

최근 무인기의 개발이 범세계적인 화두로 떠오르고 있다. 특히 고도 18~20 km 수준의 높은 고도에서 운용되는 무인기는 적의 레이더 감시

Received 26 December 2014 / Revised 27 May 2015 / Accepted 3 June 2015
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548
[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 추계학술대회(2014. 12. 17-19, 강원랜드 호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

및 미사일 요격을 피해서 각종 정보수집과 정찰, 감시, 감청 그리고 정보 중계 등의 군사적 활용과 함께 산불과 각종 재난/재해의 사전감시 및 관측, 통신이나 방송서비스의 중계/제공 등 민간 분야에도 다양한 임무를 수행할 수 있기 때문에 그 관심이 급격하게 높아지고 있다.

이와 함께, 환경오염에 대한 국제적 이슈와 탈석유 대체에너지 수단으로 최근 태양광 발전시스템에 대한 관심이 증대되고 있으며, 화석연료의 지속적인 사용으로 인한 지구 온난화와 자원 고갈 위기로 인해 친환경시스템에 대한 필요성이 요구되고 있기 때문에 기술적, 환경적 문제를 해결하기 위한 방안으로서, 여러 에너지원을 조합한 복합추진시스템 개발에 다양한 시도가 이루어지고 있다[1].

Fig. 1에서와 같이, Pathfinder와 Pathfinder Plus 등은 태양전지와 2차전지를 조합하여 고고도 비행에 성공하였고, 태양전지와 재생연료전지를 기반으로 하는 Helios는 2001년 8월에 고도 약 96,863 ft 비행에 최초 성공하였다. 또한, 2008년 영국 QinetiQ사의 Zephyr는 태양전지와 리튬-황 2차전지를 사용하여, 운용고도 60,000 ft 이상에서 약 340시간(14일) 동안 비행하는데 성공하였다[2-5].

본 연구에서는 고고도 장기체공 무인기용 복합추진시스템의 설계를 위하여 고고도에서 수집 가능한 태양전지와 재생연료전지를 통해 얻을 수 있는 에너지량을 예측하고, 비행체의 요구 에너지량의 계산을 우선 수행하였다. 이를 바탕으로, 복합추진시스템의 효율적인 연동방법과 에너지 수집/분배/제어 방법을 고찰하였다.

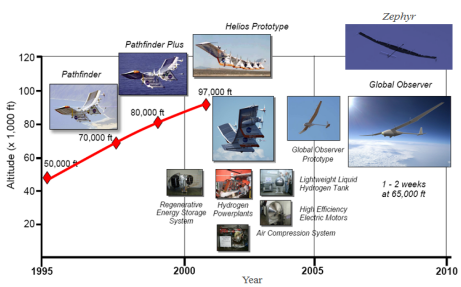

Fig. 1 State of the art of HALE UAV[2].

2. 본 론

21 복합추진시스템 구성방안

고고도 장기체공 무인기는 장기간 동안 임무를 수행하기 때문에 지속적인 에너지의 공급이 요구된다. 따라서 낮 동안 태양전지를 통해 수집되는 에너지를 주 비행동력원으로 사용하고, 잔여 에너지를 이용하여 수전해장치(electrolyser)를 구동하여 수소 및 산소를 생산한 후, 야간동안 연료전지를 구동하는 형태의 재생연료전지시스템(Regenerative Fuel Cell, RFC)을 채택하는 것이 효율적이다. 또한, 비상상황을 대비하여 2차전지를 보조동력원으로 구성하였다.

22 태양에너지 수집 원리

고고도 장기체공 UAV에 장착된 태양전지로부터 수집 가능한 에너지는 다음 Eq. 1로 나타낼 수 있다[6].

$$P_{sc} = S_i \times A_{sc} \times \eta_{sc} \times \tau \times \sin\theta \tag{1}$$

여기서, P_{sc}, S_i, A_{sc}, η_{sc}, Θ, τ는 각각 수집 가능한 태양에너지, 단위면적당 태양일조량, 태양전지의 표면적, 태양전지의 효율, 태양의 상승각도, 복사광선의 대기 투과율이다. 이때, τ는 18 km 이상의 성층권에 대하여 0.95를 적용 하였다.

또한, 단위면적당 태양일조량(S_i)은 세계복사센터에서 정의한 태양상수($S_{i,a}$ = 1352 W/m^2)와 Eq. 2를 통해서 계산되어진다.

$$S_i = S_{i,a}\left\{\frac{(1-\epsilon^2)}{1+\epsilon\cos\alpha}\right\}^2 \tag{2}$$

여기서, ϵ, $S_{i,a}$, α는 각각 이심률, 표준 태양상수, 지구 중심축과 태양 간의 각도이며, ϵ= 0.017, $S_{i,a}$ = 1352 W/m^2 이며, α는 Eq. 3을 통해 구할 수 있다.

$$\alpha = \frac{2\pi(n-4)}{365} \tag{3}$$

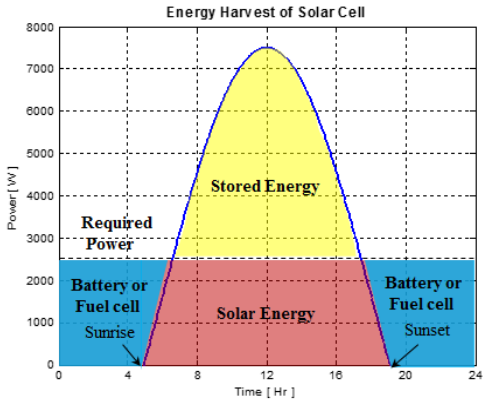

Fig. 2 Daily energy balance diagram.

아울러, 시간대별 태양의 상승각(θ)는 Eq. 4를 통해 계산할 수 있다.

$$\theta = \frac{\pi}{2} - \cos^{-1}(\sin(\phi)\sin(\delta) + \cos(\phi)\cos(\delta)\cos(\omega t)) \quad (4)$$

여기서, ϕ, δ, ω, δ는 각각 위도, 지구의 표준경사각, 시간각, 표준경사각이며, δ는 Eq. 5에 의해서 계산된다[6].

$$\delta = 23.43^\circ \left(\frac{\pi}{180}\right) \times \sin\left(\frac{2\pi(284+n)}{365}\right) \quad (5)$$

비행체 날개에 부착된 태양전지로부터 얻을 수 있는 가용동력(P_{sc})은 Fig. 2와 같으며, 가용에너지(E_{sc})는 수집 가능한 동력을 일조시간에 대하여 적분하면 다음 Eq. 6과 같다.

$$E_{sc} = \int_{t_{sr}}^{t_{ss}} P_{sc}\, dt \quad (6)$$

여기서, t_{sr}, t_{ss}는 각각 일출시간, 일몰시간이다.

2.3 비행체 요구동력

본 연구에서 적용한 고고도 장기체공 UAV의 비행체는 18 km이상의 성층권에서 운용되는 비행체로 설계변수는 Table 1과 같이 가정하였다.

Table 1. Input data.

Parameters(Symbol)	Valules	Unit
Month	8	-
Target altitude(h)	18	km
Air density(ρ)	0.1207	kg/m^3
Wing area(S_w)	50	m^2
Cruise speed(V)	23	m/s
Propeller efficiency(η_{prop})	90.0	%
Motor efficiency(η_{motor})	85.0	%
Solar cell efficiency(η_{sc})	18	%
RFC efficiency(η_{RFC})	42.0	%

항력계수(C_D)는 Eq. 7을 통해 계산된다[7].

$$C_D = C_{D0} + C_L^2 \frac{1}{\pi(AR)(e)} \quad (7)$$

여기서, AR(Aspect Ratio), e, C_L은 각각 종횡비, Oswald의 효율계수, 양력계수이며, C_L은 Eq. 8을 고려하여 계산된다.

$$C_L = \frac{2gW}{\rho V^2 S_w} \quad (8)$$

여기서, W, S_w, ρ, V는 각각 비행체의 이륙중량(kg), 날개 면적(m^2), 공기밀도(kg/m^3), 비행체 속도(m/s)이다. 또한, 비행체의 항력(D)는 Eq. 9을 이용하여 구할 수 있고,

$$D = \frac{1}{2}\rho_{air} V^2 C_D S_w \quad (9)$$

여기서, C_D는 비행체의 항력계수를 의미한다.

아울러, 비행체가 정해진 고도에서 수평비행하고 있다고 가정할 경우 추진력은 항력과 같기 때문에 순항동력은 다음 Eq. 10에 의하여 계산할 수 있다.

$$P_{lev} = \frac{DV}{\eta_{prop}\eta_{motor}} \quad (10)$$

여기서, η_{prop}, η_{motor}는 각각 프로펠러 효율, 모터의 효율이다.

2.4 재생연료전지 요구동력

재생연료전지 시스템은 비행체가 야간임무 시 필요한 요구동력을 지속적으로 공급해야 한다. 따라서 연료전지동력(P_{fc})은 Eq. 11을 통해 구할 수 있다[8].

$$P_{fc} = (P_{lev} + P_{pl} + P_{avi})_{night} \tag{11}$$

여기서, P_{lev}, P_{pl}, P_{avi}는 각각 순항요구동력, 유상하중 요구동력, 항전시스템 요구동력이다.

2.5 수전해 스택 요구동력

수전해 스택에 공급해야 하는 동력(P_{elect})은 야간에 연료전지동력(P_{fc})을 생성하는데 필요한 연료 및 산화제를 생산하는데 소모되는 전력을 의미하며, Eq. 12를 통해 구할 수 있다.

$$P_{elect} = \frac{t_{fc}}{t_{day}} \frac{1}{\eta_{RFC}} P_{fc} \tag{12}$$

여기서, P_{elect}, t_{fc}, t_{day}, η_{RFC}는 각각 수전해 스택의 소모동력, 연료전지 스택의 구동시간, 일일 일조시간, 재생연료전지시스템효율을 각각 의미한다.

따라서, 태양전지로부터 수집해야 할 총 요구동력(P_{tot})은 Eq. 13과 같이, 주간에 소모하는 비행동력과 수전해 스택의 소모동력(P_{elect})을 합함으로써 구할 수 있다.

$$P_{tot} = (P_{lev} + P_{pl} + P_{avi})_{day} + P_{elect} \tag{13}$$

2.6 에너지 분배방안

Fig. 3에서 나타낸 바와 같이, 비행체가 이륙하기 전 태양전지를 통해 얻는 동력과 동작에 필요한 동력을 파악한다. 이때, 실제 얻는 에너지량이 적을 때는 2차전지를 통하여 추가적인 동력을 공급한다. 태양전지 혹은 2차전지를 통해 동작에 필요한 동력을 얻을 수 있는 시점부터 전기추진 장치와 임무장비들을 동작시킨다. 비행체가 이륙한 후 고도상승에 필요한 동력을 지속적으로 증가시키면서 현재 비행체의 고도와 비행속도를 측정하고 목표고도 그리고 목표 비행속도와 비교 분석한다. 비행체가 임무를 위해 설정한 고도와 비행속도를 모두 만족하지 못하면 동력을 상승시키고, 두 가지 모두를 만족시킬 때

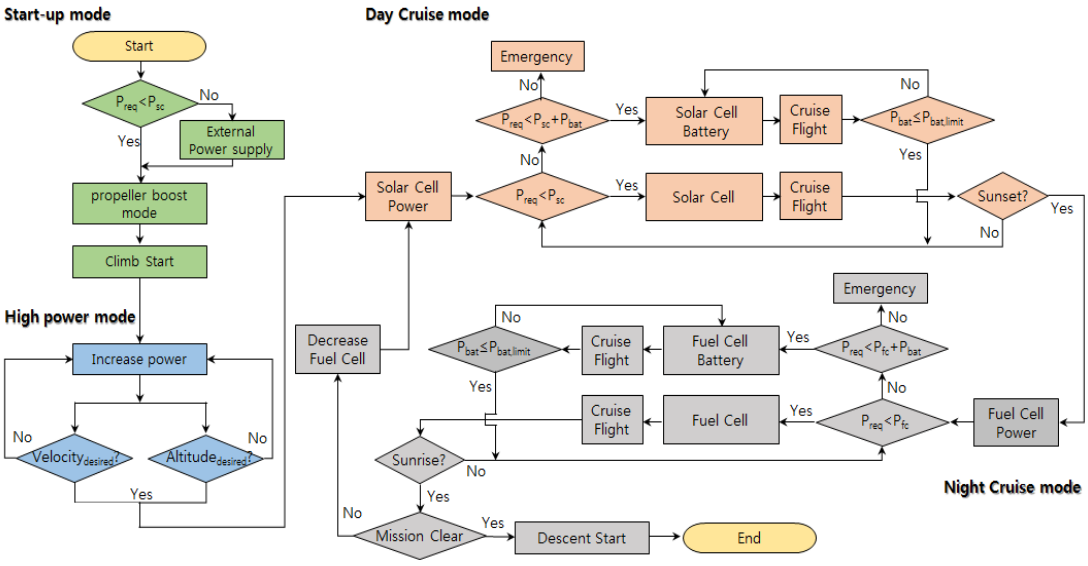

Fig. 3 Power distribution flow[9].

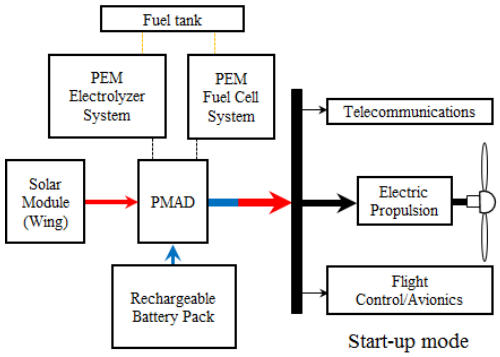

Fig. 4 Start-up Mode.

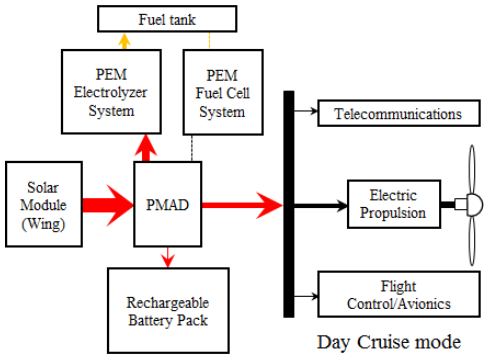

Fig. 5 Day Cruise Mode.

동력모드를 낮 순항모드로 전환하여 순항동력으로 비행체를 동작시킨다. 낮 순항모드로 진입하면 먼저 태양전지로부터 얻는 에너지와 요구에너지를 비교한다. 이때 요구에너지보다 가용에너지가 크면 태양전지를 사용해서 순항 비행한다. 반면, 가용에너지가 적을 시에는 2차전지 등 추가동력원을 통해 요구동력을 제공하며, 추가동력을 더해도 비행요구동력보다 적을 시에는 긴급상황으로 간주한다. 2차전지를 추가로 사용할 때는 2차전지의 동력소모 제한점을 고려하여 2차전지와 태양전지동력을 사용하는 시점을 결정한다. 낮 순항비행을 하면서 태양의 일몰시기를 측정하고, 그 시점 이후부터 밤 순항비행모드로 변환한다. 밤 순항비행모드도 연료전지와 2차전지를 동력원으로 사용하며, 낮 주기와 유사한 형태의 알고리즘을 따른다. 순항비행을 하면서 태양의 일출시기를 측정하고, 일몰에 임무의 지속 혹은 하강을 결정하게 된다. 임무를 지속할 시에는 연료전지의 출력을 줄이고 낮 순항비행모드로 변경하며, 임무의 완료 시에는 비행체를 하강시킨다.

2.7 비행모드에 따른 에너지 분배

2.7.1 초기동작 모드(Start-up Mode)

초기동작 모드는 비행체의 이륙 및 초기 동작에 필요한 동력을 제공하기 위한 모드로서, 태양전지 혹은 2차전지를 사용하여 동작한다. 태양전지로부터 얻는 동력이 충분할 시에는 태양전지를 단일동력원으로 사용가능하지만 동력이 부족할 때는 2차전지를 보조동력원으로 사용해야 한다. Fig. 4와 같이, 태양전지와 2차전지를 동시에 사용할 경우 짧은 순간동안 비행체를 구동하기 위해 필요한 동력을 각각 2차전지와 태양전지로부터 동력분배관리장치(Power Management and Distribution, PMAD)에 공급받음을 알 수 있다. 수집 가능한 동력이 추진 장치를 가동할 만큼의 충분한 동력까지 도달하면 2차전지의 사용을 점차 줄인다.

2.7.2 낮 순항비행 모드(Day Cruise Mode)

Fig. 5에서와 같이, 낮 순항비행 모드는 낮 동안 목표고도에서 임무를 수행하기 위한 핵심 모드이다. 태양전지로부터 가장 많은 동력을 공급받을 수 있기 때문에 수전해장치의 구동과 2차전지 충전 등 야간 비행모드를 대비하는 단계이다. 태양전지로부터 수집되는 동력을 우선적으로 비행동력으로 공급하고, 남은 잉여동력을 수전해장치를 구동하여 연료와 산화제를 생산하고, 2차전지를 충전하는데 각각 사용한다. 이때, 동력공급은 비행에 우선순위가 있기 때문에 운용환경의 변화에 따라 비행체의 요구동력이 증가할 때는 수전해장치와 2차전지에 공급되는 에너지량을 줄이고 비행체에 공급되는 동력을 증가시켜야 한다.

2.7.3 밤 순항비행 모드(Night Cruise Mode)

Fig. 6에서와 같이, 태양으로부터 비행에 필요한 동력을 공급받지 못하는 시점부터 낮 순항비

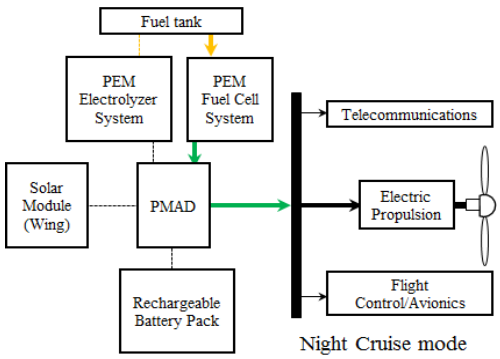

Fig. 6 Night Cruise Mode.

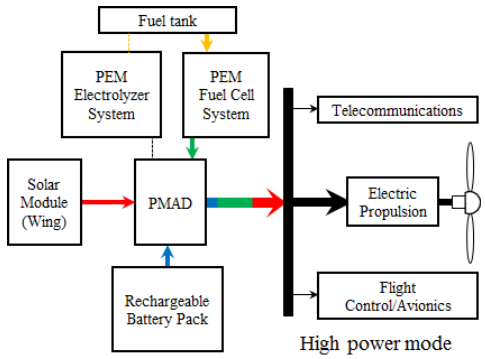

Fig. 7 High Power Mode.

행 모드에서 밤 순항비행 모드로 변경한다. 이때 태양전지로부터 전력 공급이 중단되고, 수전해장치의 구동과 2차전지의 충전을 중단한다. 밤 순항비행 시에는 비행고도를 낮추거나 야간에 사용이 불가한 탑재센서의 구동을 정지시키며 비행한다. 이때 필요한 동력은 낮 동안 수전해장치를 구동시켜 생산된 수소와 산소를 이용하여 연료전지를 구동시켜 비행동력과 임무장비에 필요한 동력을 공급한다.

2.7.4 최대출력 모드(Hight Power Mode)

상승 및 최대출력 모드로 변경되면 Fig. 7에서와 같이, 기 설정된 낮 순항비행동력 보다 큰 동력이 공급되어야 한다. 이 모드에서는 수전해장치와 2차전지를 충전하는 동력을 차단하고 비행체의 최대속도 및 상승에 필요한 동력을 모든 동력원에서 공급한다. 최대출력 모드 동안에 비행체의 현재 고도와 속도를 지속적으로 모니터링 하여 순항모드 혹은 다른 모드로의 변경을 고려한다.

2.8 태양광 무인기의 에너지 수집 및 분배

본 연구에서는 운용계절, 목표고도, 태양전지와 재생연료전지의 효율 등의 운용환경과 비행체의 크기 등을 Table 1과 같이 설정하여 지속적으로 순환이 가능한 에너지 수집 및 분배시스템을 고려하여 설계하였다.

태양전지의 면적을 30 m^2에서 40 m^2까지 일정크기로 증가시키면 Eq. 1~6을 통해 계산된

Table 2. Solar cell area and energy distribution.

	Day				Night		
	+[1]	-[2]			+[1]	-[2]	
S_{sc}	E_{sc}	E_{lev}	E_{pl}	E_{elct}	E_{fc}	E_{lev}	E_{pl}
30.00	50.32	18.12	1.30	28.77	12.08	13.97	0.35
:	:	:	:	:	:	:	:
32.50	54.51	18.12	1.30	32.33	13.58	13.97	0.35
35.69	56.57	18.12	1.30	34.09	14.32	13.97	0.35
:	:	:	:	:	:	:	:
39.65	66.50	18.12	1.30	42.72	17.94	13.97	0.35

1:Energy production, 2:Energy Consumption

수집 가능한 에너지(E_{sc})는 점차 증가하고, 비행에 필요한 에너지(E_{lev})와 탑재에너지(E_{pl})는 일정함을 알 수 있다. 또한 운용모드와 알고리즘에 맞게 태양전지와 연료전지로부터 수집 가능한 에너지와 비행에 필요한 주·야간 비행요구에너지 및 탑재요구에너지에 대한 계산을 반복 수행하였으며, Table 2와 같다.

Fig. 8은 태양전지 장착면적에 대한 주·야간 전체 에너지 분배량을 나타낸다. 약 50.00 m^2 의 비행체 날개에 태양전지의 부착면적을 변화시켰을 때, 약 35.69 m^2의 면적에 부착하면 약 56.57 kWh의 에너지를 수집 가능하다. 주간 순항비행에는 약 18.12 kWh, 탑재임무장비 구동에는 약 1.30 kWh, 수소와 산소를 만들기 위한 수전해장치의 구동에 약 34.09 kWh를 소모함을 알 수 있다. 이때, 2차전지는 충전과 방전량이 동일하게 계산된다. 야간 순항비행에는 초기 연료와 수전

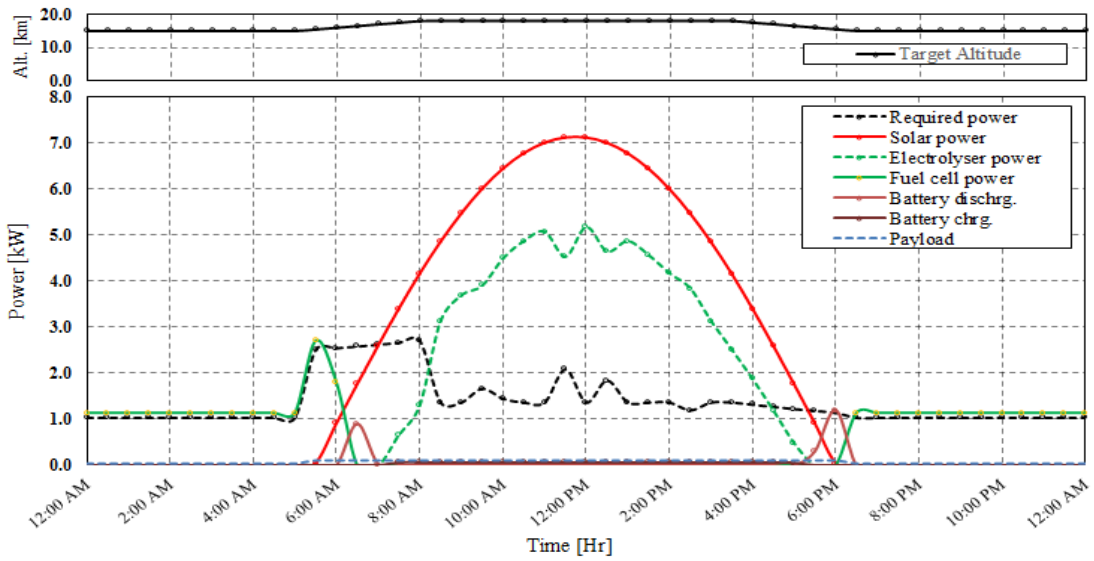

Fig. 8 Power distribution[10,11].

해장치를 통해 공급하는 연료를 통해, 연료전지로부터 약 14.32 kWh를 공급가능하다. 또한, 순항비행을 위해 약 13.97 kWh를 소모하며, 탑재임무장비 구동에는 약 0.35 kWh를 소모함을 알 수 있다.

3. 결 론

본 연구에서는 태양에너지 기반 성층권 장기체공 UAV의 시간대별 수집 가능한 에너지 분포를 예측하고, 수집된 에너지를 비행체의 비행동력과 재생연료전지시스템을 운용하는 동력 및 2차전지를 충·방전하는 동력에 대한 효율적인 분배관리 기법에 대한 연구를 수행하였다.

본 연구에서 제안된 임의의 임무형상에 맞게 운용되는 비행체의 주간 가용에너지는 약 56.57 kWh이며, 소요에너지는 약 53.51 kWh이다. 야간 가용에너지는 약 14.32 kWh이며, 소요에너지는 약 14.32 kWh 이며, 수집과 분배 측면에서는 적절하다고 판단할 수 있다.

추가적으로 본 연구에서 제안한 운용모드를 비행체의 움직임에 따른 세부모드로 구분 할 필요가 있다. 비행제어컴퓨터에서 비행체의 자세와 운용환경에 따라 하위계통인 동력분배관리장치(PMAD)에 추가동력을 요구했을 때, PMAD 자체적으로 동력원을 선정하도록 하는 등 발생할 수 있는 모든 상황을 고려하여 알고리즘을 구성해야 한다. 따라서 비행 시 발생 가능한 상황에 대한 정확한 예측과 구분이 선행되어야 한다. 또한, 비상상황에 대한 정의와 그에 대응하는 비행제어컴퓨터와 PMAD 간의 상호 연동 등에 대해서도 추가적인 연구가 이루어져야 할 것으로 판단된다.

References

1. Joon, K., "Fuel Cell- a 21st Century Power System," *Jounal of Power Sources*, Vol. 71, Issues 1-2, pp. 12-18, 1998.
2. "AeroVironment(AV)," World Wide Web location http://www.ncgia.edu/ncrst/mettings/2003 1202SBA-UAV2003/presentations/Bayraktar.pdf, 2003.
3. Montagnier, O. and Bovet, L., "Optimization of Solar-Powered High Altitude Long Endurance UAV," *27th International Congress*

of The Aeronautical Science, Nice, France, 2010.

4. B.S de Mattos, Secco, N.R. and Salles, E.F., "Optimal Design of a High-Altitude Solar Powered Unmanned Airplane," *Journal of Aerospace Technology and Management*, Vol. 5, No. 3, pp. 349-361, 2013.
5. Colozza, A.J., "Effect of Power System Technology and Mission Requirements on High Altitude Long Endurance Aircraft," NASA CR-194455, 1994.
6. Bailey, M.D. and Bower, M.V., "High Altitude Solar Power Platform," NASA TM-103578, 1992.
7. Andrė, N., "Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight," Ph.D Theis, ETH ZÜRICH, Switzerland, 2008.
8. Khater, H.A., Abdelraouf, A.A. and Beshr, M.H., "Modeling of an Optimized Photovoltaic(PV) Array with Hydrogen System Comprising a Proton Exchange Membrane Fuel Cell(PEMFC) and an Electrolyser," *American Institute of Aeronautics 8th Annual International Energy Conversion Engineering Conference*, Nashville, TN, 2010-6607, July 2010.
9. Kim, M.J. and Peng, H., "Power Management and Design Optimization of Fuel Cell/Battery Hybrid Vehicles," *Journal of Power Sources*, Vol. 165, Issue. 2, pp. 819-832, 2007.
10. Hatti, M., Meharrar, A. and Tioursi, M., "Power Management Strategy in the Alternative Energy Photovoltaic/PEM Cell Hybrid System," *Renewable and Sustainable Energy Reviews*, Vol. 15, Issue 9, pp. 5104-5110, 2011.
11. Nam, T.W., "A Generalized Sizing Method for Revolutionary Concepts under Probabilistic Design Constraints," Ph.D Thesis, Georgia Institute of Technology, 2011.