

전기 동력 Personal Air Vehicle의 추진시스템 현황 및 전망

이선경* · 허환일**†

The Status and outlook of Propulsion System for Electric Powered Personal Air Vehicles

Sunkyong Lee* · Hwanil Huh**†

ABSTRACT

In this paper, we present some results of power analyses, and weight estimation on electric propulsion systems for Personal Air Vehicles(PAV) applications. When hybrid electric propulsion is adopted, its power performance using fuel cells and batteries is inferior to that of internal combustion engines for 1,000 kg PAV. However, hybrid electric propulsion systems may replace IC engines when energy density and power density is over 0.75 kW · hr/kg and 2.5 kW/kg, respectively.

초 록

본 논문에서는 전기동력 추진기관을 사용하는 비행체의 추진시스템에 대하여 분석하고, 무게분석을 통하여 PAV의 전기동력시스템을 살펴보았다. 현재 1,000 kg의 PAV를 개발할 경우 PEMFC와 리튬전지를 조합한 추진기관이 내연기관을 대체할 수 있을 것으로 예상된다. 내연기관을 대체하기 위해서는 연료전지 출력밀도 2.5 kW/kg, 배터리 에너지밀도 0.75 kWh/kg 이상의 성능이 요구된다.

Key Words: Personal Air Vehicle(개인용 항공기), Electric Aircraft(전기비행기), Electric Power(전기 동력), Fuel-Cell(연료전지), Battery(이차전지)

1. 서 론

Electric Personal Air Vehicle(ePAV)은 전기동력기관을 이용하는 개인용 항공기이다. PAV는 지상 도로주행과 항공에서의 비행로를 이용하여

개개인 주차장에서 목적지까지 가는 Door to Door 개념으로, 자동차와 항공기가 결합되어 있는 형태이다[1]. 전기동력기관은 항공기자체에 내장되어 있는 배터리, 연료전지, 태양전지의 전력으로 전기모터를 구동하여 추진력을 얻는 방식이다. 지상과 항공의 운송수단은 화석에너지를 사용하는 기존의 내연기관추진시스템에서 내연기관과 전기동력기관을 조합하여 사용하는 하이브리드 시스템을 개발하는 추세이며, 이 이후에

* 학생회원, 충남대학교 대학원 항공우주공학과

** 종신회원, 충남대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

는 전기동력 추진시스템만 사용하는 운송수단이 주요 운송수단이 될 것이라고 예상되고 있다[2].

전기동력기관을 사용하는 PAV는 지상에서의 도로주행 이외에도 항공기처럼 이륙하고 목적지까지 순항하고 착륙하는 과정이 필요하다. 각 과정이 안정적인 주행이 되기 위해서는 각 과정에 알맞은 출력이 필요하고 필요출력을 만드는 전력시스템이 중요하게 된다. 태양전지의 경우 필요한 출력을 얻기 위해서는 비행체의 표면적이 자체 무게에 비해 상당히 커야만 가능하기 때문에 주로 무인기 등에 활용되고 있어 유인 비행체에서 이용하기에는 적당하지 않다[3]. 이 외에 배터리, 연료전지 등을 이용하여 유인 전기 비행체가 개발되고 있다.

이 논문에서는 개발 중이거나 개발 완료된 전기 비행체등을 조사 및 비교하고, 배터리와 연료전지의 성능 및 효율 등을 이용하여 필요한 출력에 따른 내연기관과 전기추진기관의 무게를 분석하여 보았다.

2. 전기동력 추진기관을 이용하는 비행체

2.1 전기동력 비행체의 전기동력 추진시스템

Table 1 주요 비행체의 전기추진기관

	Take off Weight	Energy source	
		Species	spec
Taurus Electro G2	450 kg	Li-battery	42 kg 40 kW
E430	430 kg	Li-Poly battery	83.5 kg 40 kW
Puffin	272 kg	Li-ion battery	45 kg 45 kW
EC-003	800 kg	PEMFC + Li-Ion battery	85 kW
ENFICA-FC	450 kg	PEMFC + Li-Poly battery	84 kg 20 kW
Elektra-one	300 kg	Li-Poly battery	100 kg 16 kW
Cri-Cri	175.5 kg	Li-Poly battery	26.8 kg 35 kW

Table 1은 현재 개발 완료되었거나 개발 중인 비행체의 전기동력시스템을 나타내며 리튬전지만 전력원으로 사용하거나 리튬전지와 연료전지를 조합한 추진장치를 사용하고 있는 것을 알 수 있다.

배터리만을 이용하여 전기추진을 하는 경우 리튬전지를 사용하였고, 그 외에 연료전지를 이용하여 전기추진을 하는 경우 리튬전지를 보조전원으로 하여 사용한 것을 알 수 있다. 또한, 기체의 무게가 무거울수록 배터리 하나만이 아닌 연료전지와 배터리를 조합하여 이용하는 시스템으로 만드는 것을 확인할 수 있었다.

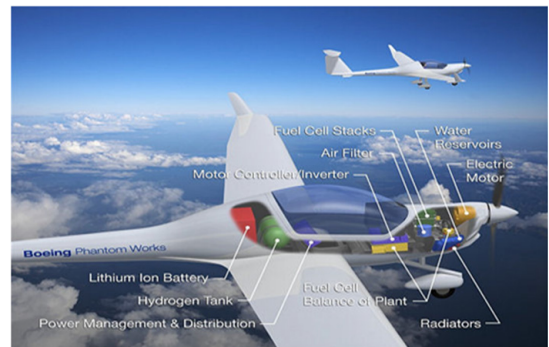
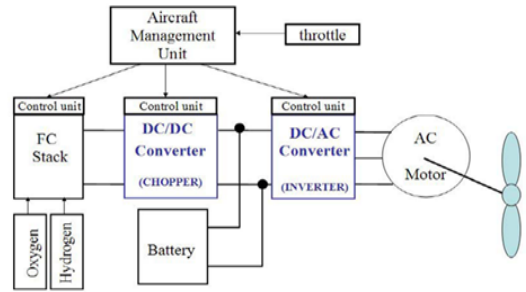


Fig. 1 Electric Powered system of ENFICA-FC and EC-003[4, 5]

Figure 1은 ENFICA-FC와 보잉사의 EC-003의 전기동력기관에 대한 모식도이다. 수소탱크, 배터리의 전해질과 같은 에너지를 저장하는 부분과 연료전지와 배터리에서 생산된 에너지를 전기모터에 전달하는 컨버터, 인버터 등 에너지를 변환시키는 부분으로 나뉘어 있는 것을 알 수 있다.

3. 파워시스템 무게 분석

3.1 파워시스템 분석

전기추진기관은 필요출력에 따라 파워시스템의 무게가 달라지며, 파워시스템을 구성하고 있는 요소들의 성능과 효율에 따라서도 무게가 변한다. 현재 개발되었거나 개발 중인 비행체에서는 배터리의 경우 리튬전지, 연료전지는 고분자 전해질 연료전지(PEMFC), 고체 산화물 연료전지(SOFC)를 주로 사용하고 있다.

Michael Dudley의 2009 Electric Aircraft Symposium[6], 2010 Electric Aircraft World Symposium[7]에서 발표한 전기추진시스템에 관한 내용을 보면 전기추진기관의 파워시스템 분석은 에너지와 그에 따른 무게 분석으로 이루어진다. 그리고 운행상태에 따라서 비행체가 필요로 하는 파워가 다르기 때문에 운행 상태에 따른 파워와 그 구간의 운행시간을 이용하여 파워시스템을 분석하여야 한다. 과정별 최대 PAV 필요출력은 다음 Table 2와 같다.

Table 2 Power and operation time by each mission[1]

운행상태	필요출력 (%)	운용시간
이륙	100% 180 kW 이상	0.5 hr
순항	75% 126 kw 이상	0.3 hr

3.2 파워시스템 무게분석

이륙중량 1,000 kg의 기체를 기준으로 하여 파워시스템을 분석하였다. 전기추진기관은 리튬이온 배터리와 PEMFC-H₂, SOFC-Kerosene, 내연기관은 Continental IQ-540을 이용하여 1,000 kg PAV의 각 운행상태에 따른 필요에너지와 필요 에너지에 따른 무게를 Fig. 2와 같이 분석하였으며 이는 '전기추진 1톤급 Personal Air Vehicle의 동력시스템 예비 분석'[8]에서 분석한 무게 분석 결과를 각 요소의 최근성능에 맞추어 재분석한 것이다.

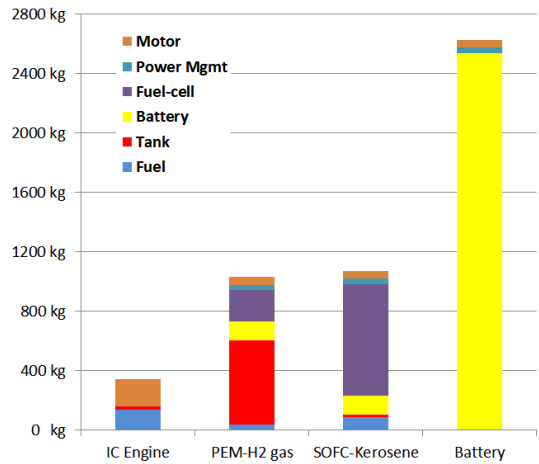


Fig. 2 Power-systems weight comparison based on 2010 technology

Figure 2를 보면 내연기관 무게대비 PEMFC의 무게는 약 3배, SOFC는 약 3.1배, 배터리는 약 7.6배인 것을 알 수 있다. 배터리만 전력원으로 사용할 경우 배터리의 에너지밀도가 낮기 때문에 같은 출력대비 무게가 많이 증가하는 것을 알 수 있다.

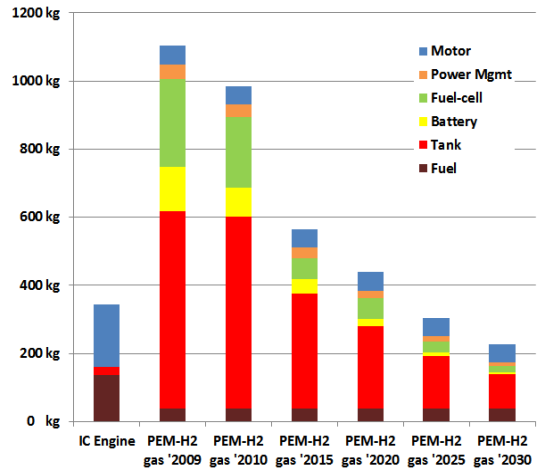


Fig. 3 Power-system weight comparison (Fuel cell + Battery)

Figure 3은 연료전지와 이차전지를 조합한 전기추진기관의 무게분석을 한 것으로 Fig.2와 같이 '전기추진 1톤급 Personal Air Vehicle의 동력

시스템 예비 분석[8]에서 분석한 무게 분석결과를 최근의 연료전지와 배터리 성능에 맞추어 재 분석한 것이다. 내연기관과 비교하여 볼 때 2015년 이후 추진기관 무게를 해석한 결과 내연기관 무게대비 1.5배 정도로 무게가 줄어드는 것을 확인할 수 있으며 2020년도 이후에는 내연기관을 대체할 수 있는 무게수준이 되는 것을 확인할 수 있다. 이때의 연료전지 출력밀도는 2.5 kW/kg 이상, 배터리 에너지 밀도 0.75 kW·hr/kg 이상이다.

4. 결 론

전기동력추진기관을 사용하고 있는 비행체에 대하여 조사, 분석한 결과는 다음과 같다.

1. 이륙중량 500 kg 이하의 기체의 경우 리튬 전지만을 이용한 전기동력 기관시스템으로 개발되고 있으며 500 kg 이상의 기체의 경우 연료전지와 배터리를 조합한 전기동력 시스템을 사용한다.
2. 1,000 kg의 PAV를 개발할 경우 연료전지와 배터리를 조합한 전기동력 추진시스템으로 개발하는 것이 유리하며, 현재 배터리와 연료전지 수준의 파워시스템의 무게를 보면 PEMFC와 배터리를 조합한 추진시스템의 경우 내연기관대비 약 3배, SOFC와 배터리를 조합한 추진시스템의 경우 내연기관대비 약 3.1배임을 알 수 있다.
3. PEMFC와 배터리를 조합한 1,000 kg급의 전기동력추진시스템의 경우 2020년도 이후 내연기관을 대체할 수 있을 것으로 예상된다.

후 기

이 연구는 한국 추진공학회에서 지원하는 “전기추진기관연구회”활동결과 중 일부임.

참 고 문 헌

1. 윤동익, 허환일, “Personal Air Vehicle의 추진 시스템에 대한 기술적 고찰”, 한국추진공학회지, 제13권 6호, 2009, pp.56-63
2. 윤동익, 허환일, “PAV용 전기추진 시스템의 현황 및 전망”, 한국항공우주학회 춘계학술 발표회 논문집, 2010, pp.398-401
3. 이보화, 박부민, 양수석, “EAV2 전기추진비행 기용 동력시스템에 관한 연구”, 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2010, pp.816-819
4. Giulio Romeo, Ileana Moraglio and Carlo No varese, "ENFICA-FC: Preliminary Survey & Design of 2-Seat Aircraft Powered by Fuel Cells Electric Propulsion", 7th AIAA Aviation Technology, Intergration and Operations Conference, 2007
5. "Boeing fuel cell plane in manned aviation first," Fuel Cells Bulletin, Volume 2008, Issue 4, April 2008, Page 1
6. Michael Dudley, Ajay Misra, "Electric Airplane Power-system Performance Requirements", The 2009 CAFE Foundation Electric Aircraft Symposium, 2009
7. Michael Dudley, "Promising electric Aircraft Drive Systems", EAA Electric Aircraft World Symposium 2010
8. 윤동익, 허환일, 양수석, “전기추진 1톤급 Personal Air Vehicle의 동력시스템 예비 분석”, 한국추진공학회지, 제14권 6호, 2010, pp.1-8