

研究論文

전기추진 1톤급 Personal Air Vehicle의 동력시스템 예비 분석

윤동익* · 허환일**† · 양수석***

Preliminary Analysis of Power Systems for 1-ton class Electric Powered PAV

Dongik Yun* · Hwanil Huh**† · Sooseok Yang***

ABSTRACT

In this paper, we present some results of technical surveys, power analyses, and weight estimation on electric propulsion systems for 1-ton class 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. However, hybrid electric propulsion systems may replace IC engines when energy density and power density reach 0.75 kW*hr/kg and 2.5 kW/kg, respectively.

초 록

본 논문에서는 PAV에 쓰이는 전기추진 시스템에 대해서 기술하고 동력시스템에 대한 분석, 무게산정을 통하여 PAV 추진시스템으로서의 전기추진시스템을 살펴보았다. 연료전지와 배터리를 같이 사용하는 전기추진의 경우 아직은 내연기관만큼 성능을 내진 못하지만 에너지 밀도가 약 0.75 kW*hr/kg, 출력밀도는 약 2.5 kW/kg 정도까지 성능이 나온다면 기존의 내연기관을 대체할 수 있을 것으로 예상된다. 연료전지와 배터리 등을 이용한 친환경적인 전기추진 방식은 요즘 주된 관심사인 소음·공해 문제를 해결할 수 있는 훌륭한 해결책이 될 수 있을 것이라 생각된다.

Key Words: PAV(Personal Air Vehicle, 개인용 항공기), Propulsion System(추진기관), Fuel Cell(연료전지), Battery(배터리), Electric Motor(전기모터), Power Analysis(동력분석)

1. 서 론

현재 국내외적으로 많은 국가들의 지상 운송 수단이 포화상태에 이르고 있기 때문에 그 대안으로 개인용 항공기(PAV, Personal Air Vehicle)가 제시되고 있으며, 그에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다[1,2].

PAV는 지금의 자동차처럼 개개인의 집에서

접수일 2010. 8. 30, 수정완료일 2010. 10. 7, 게재확정일 2010. 10. 12

* 학생회원, 충남대학교 항공우주공학과 대학원

** 종신회원, 충남대학교 항공우주공학과

*** 종신회원, 한국항공우주연구원 추진기관팀

† 교신저자, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

목적지까지 가는 Door to Door의 개념으로 지상과 공중의 도로망을 이용하여 쉽고 빠르게 이동할 수 있는 교통수단이다. PAV가 활성화된다면 포화되어 있는 현재의 지상 수송교통망의 한계를 극복하고, 항공운송 수단의 문제점을 해결할 수 있는 차세대 교통수단으로 볼 수 있다[3].

현재 여러 국가에서 PAV를 개발하고 있는 중이나 PAV에 적용되는 추진시스템은 제각각이다. 자동차에 쓰이는 왕복엔진부터 가스터빈엔진, 연료전지와 배터리, 전기모터를 이용한 전기추진 등 개발하고자 하는 PAV 특성에 맞춰 적용을 시키고 있다.

Figure 1은 미래 운송수단의 전망을 나타낸 것이다. 연료는 시간이 흐를수록 친환경적인 수소로 변화하고, 배터리의 출력이나 에너지 효율도 갈수록 높아지고 있으며, 내연기관에서 연료전지나 배터리를 이용하는 전기추진으로 추세가 옮겨가고 있다. 그 추세에 맞추어 전 세계적으로 환경문제에 대하여 관심이 높아지고 있어 기존의 화석연료를 대체할 수 있는 친환경적이고 에너지 효율이 높은 추진시스템에 대한 연구가 활발하다. 이의 일환으로 전기 추진 개발과 더불어 연료전지를 접목시킨 시스템이 여러 각국에서 활발하게 진행되고 있다.

본 논문에서는 PAV에 쓰이는 전기추진 시스템에 대한 현황 및 전망에 대해서 조사, 기술하였다.

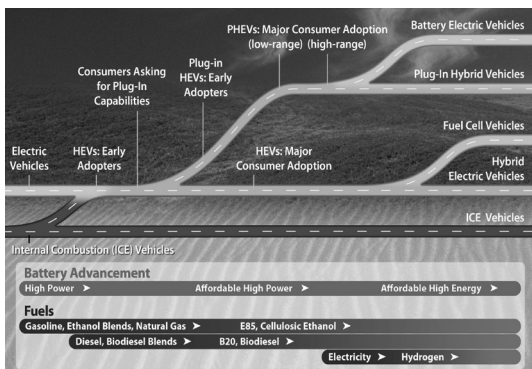


Fig. 1 Vision of Future Transportation[4]

2. PAV 전기추진 시스템의 현황

전기 추진(Electric Propulsion)은 항공기 자체에 내장되어 있는 연료전지와 배터리의 전력으로 전기 모터를 구동하여 추진력을 얻는 방식이다. 따라서, 요즘 주된 관심사인 공해 문제를 해결할 수 있는 친환경적인 전기추진 항공기가 PAV로 유력하다고 전망된다. 미국의 NASA에서도 친환경적인 전기 추진식 항공기 개발에 관심을 기울이고 있으며, 특히 전기 추진개념을 적용한 개인용 소형항공기 개발대회를 통해서 높은 효율로 작동하고 탑승이 편안한 전기추진 방식의 "Green Plane" 개발을 목표로 적극적인 지원을 하고 있다. 그리고 전기추진 방식의 소형항공기 개발과 더불어 연료전지를 접목시킨 항공기 시험이 여러 각국에서 활발하게 진행되고 있다 [5-8].

2.1 전기추진 시스템의 역사

전기를 이용한 항공기의 역사는 1884년의 비행선 'La France'까지 거슬러 올라간다. La France는 염화크롬 전지로 7.5 마력의 모터를 움직여 23분간 약 8 km를 날아 이륙한 지점으로 돌아와 착륙한 최초의 비행선이다. 그로부터 96년이 경과한 1980년 8월 7일 NASA의 솔라 비행기 Gossamer Penguin호가 첫 비행을 달성하였고, 1년 후에는 Solar Challenger호가 5시간 23분 동안 프랑스 파리에서 영국 도버까지 약 262 km를 비행하였다.

태양 전지판 시대는 끝나고 전지의 시대가 오는데 2006년 7월 16일, 도쿄 공업대학 학생 서클은 건전지만을 동력으로 한 전기 비행기로 첫 유인 비행을 완수하였고 단삼전지 160개를 동력으로 하는 비행기는 59초간 391.4 m를 날았다.

2008년 3월에는 미국 Boeing사가 수소 연료와 리튬이온 배터리를 조합한 동력의 비행기 테스트에 성공했다[9]. 이 비행기는 연료전지만을 동력으로 하여 20분간 비행하였으며, Fig. 2와 같이 탑재되어 있다.

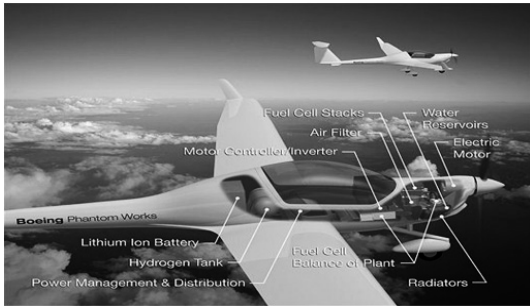


Fig. 2 Boeing "Hydrogen Fuel Cell Aircraft"[9]

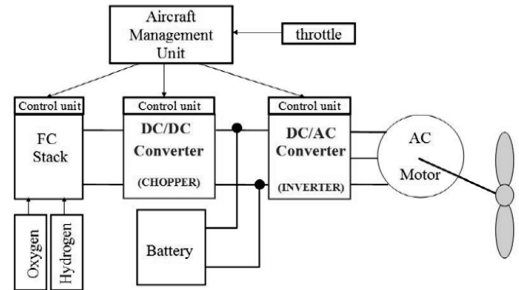


Fig. 3 Propulsion System of Power Electronics[11]

2.2 개발 중인 전기추진 항공기

Taurus Electro[10]는 전기 모터를 익폭 약 15 m의 글라이더에 탑재한 것으로 리튬 폴리머 전지의 무게는 46 kg으로 1초에 2.8 m, 최고 고도 약 2,000 m까지 상승할 수 있는 파워를 가지고 있다. Taurus Electro는 가솔린 엔진을 탑재한 종래형의 Taurus와 동등한 성능을 가지고 있다.

유럽에서는 이탈리아 토리노 공대를 선두로 11개 산학 파트너가 참여하는 ENFICA-FC (ENvironmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells) 프로젝트를 진행하고 있다. 1,000 m의 고도에서 144 km/h의 속도로 1시간 동안 비행하는 것을 목표로 하고 있다. Fig. 3은 ENFICA-FC 프로젝트에서 개발 중인 항공기의 전기 추진시스템의 구성도를 나타낸 것이다. 항공기가 순항 비행 시에는 연료전지에서 20~22 kW를 생산하여 쓰이고, 이륙과 상승 시에는 추가적으로 배터리에서 20 kW가 추가되어 운영된다. DC/DC Converter 시스템은 연료전지와 배터리를 관리하고, DC/AC Inverter는

전기 구동 모터를 구동하는 시스템으로 이루어져 있다[11].

Figure 4는 미국의 Electric Aircraft Corporation에서 개발한 ElectraFlyer[12]라는 모델로서 2009년 4월부터 판매를 시작하였다. 5.6 kWh의 리튬이온 폴리머 배터리 2개를 사용하고 있으며, 예상수명은 1,000회로 최대 중량은 약 35 kg, 기내의 저장 공간에 맞춰 제작이 가능하다. 전지는 모터에 전기를 공급해 미 PowerFin사가 제작한 지름 약 1.1 m의 프로펠러를 구동, 순항속도는 약 110 km/h, 최고속도는 약 140 km/h이며, 한번 충전으로 90~120 분간 비행이 가능하다.

독일 우주센터(DLR), 랑게 항공, 바스프(BASF) 연료전지 및 덴마크의 세레네르기(Serenergy), 안타레스 DLR-H2 모터 글라이더가 공동 개발한 DLR-H2는 모터 글라이더를 개조, 수소를 연료로 한 연료전지를 사용하여 5시간동안 최대 750 km를 비행할 수 있다. 연료전지는 25 kW의 전력을 생산하여 비행기가 똑바로 비행할 때에는

Table 1. Taurus 503 VS Taurus Electro[10]

	Taurus 503	Taurus Electro
Weight [lbs]	715	710
Take Off Distance [ft]	590	560
Climb Profile [fpm]	580	560
Noise	Vroom	Silent
Automotive Gas Price [\$(USD)]	4 (for 6000 ft)	0.7 (for 6000 ft)



Fig. 4 Electric Aircraft Corporation "ElectraFlyer"[12]

10 kW의 전력을 사용한다. 비행에 필요한 동력을 공급하는 연료효율이 44 %로 기존의 내연기관 엔진에 비해 두 배 정도 높다. Fig. 5에서 보듯이 오른쪽 날개에는 액체수소탱크, 왼쪽 날개에는 연료전지를 탑재하여 동력을 발생시키게 된다[13].

중국에서는 한 업체가 전기비행기를 개발해 2011년에 시판될 예정이다. '유니크[14]'란 이름을 가진 이 비행기는 배터리를 이용, 전기를 충전해 비행하는데 1회 충전으로 1.5~3시간 비행이 가능하다. 오염물질 배출이 없고, 소음이 적으며, 유지비가 저렴하다.

미항공우주국(NASA) 랭글리 연구센터에서는 Fig. 6과 같은 '퍼핀[15]'이라는 소형 항공기를 개발 중에 있다. 1인승 전기 수직이착륙 항공기로 현재는 축소모델로 시속 240 km로 80 km밖에 날 수 없지만 개발이 완료되는 2017년에는 최고 시속 480 km로 240~320 km를 날 수 있다고 한다.

3. PAV 파워시스템 분석



Fig. 5 DLR-H2[13]

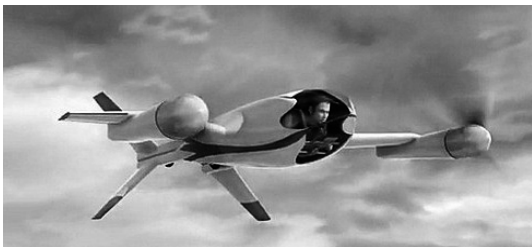


Fig. 6 NASA - Puffin[15]

지난 2009 Electric Aircraft Symposium에서 NASA의 Michael Dudley[16]는 PAV 전기추진에 관련하여 발표를 하였다. 그의 발표내용을 살펴보면, PAV의 파워시스템은 크게 두 분류로 나눌 수 있다. 하나는 연료와 탱크, 압력용기, 배터리 등을 포함하는 에너지 저장 파트이다. 연료나 배터리, 연료 탱크 등에 따라서 에너지 밀도가 달라지기 때문에 총 필요한 에너지 저장량이 달라진다. 또 다른 하나는 에너지 변환 파트이다. 연료전지, 내연기관, 전기 모터 등에 따라서 각각의 출력밀도와 효율이 달라진다.

Figure 7과 같이 파워시스템은 연료를 무엇으로 쓰느냐에 따라 그에 따른 파워시스템의 종류도 바뀌게 된다.

3.1 추진시스템 분석

현재 개발되었거나 개발 중인 PAV에 대한 제원을 가지고 CTOL & 자동차항공기(Roadable)와 VTOL로 나누어서 무게(MTOW, Maximum Take Off Weight)에 따른 마력(HP)을 Fig. 8과 같이 분류해보았다. 여기서 Roadable이란 이종모드와 같은 개념으로서 도로주행이 가능한 항공기를 말한다. 수직이착륙으로 운용되는 VTOL에서는 고사양의 추진시스템을 사용하고 있고, CTOL과 Roadable은 비교적 저사양의 추진시스템을 사용하고 있다.

VTOL의 경우 kg당 마력수가 평균 1.08이고 CTOL과 Roadable의 경우 평균 0.242의 수치가

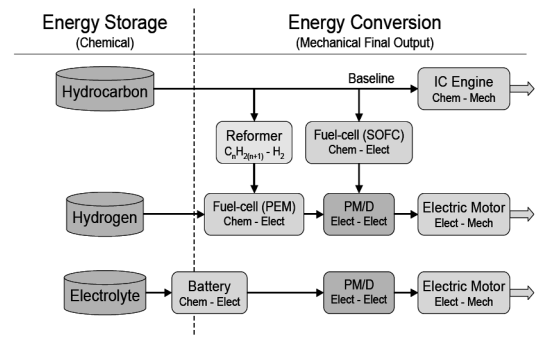


Fig. 7 Power-system configuration options[16]

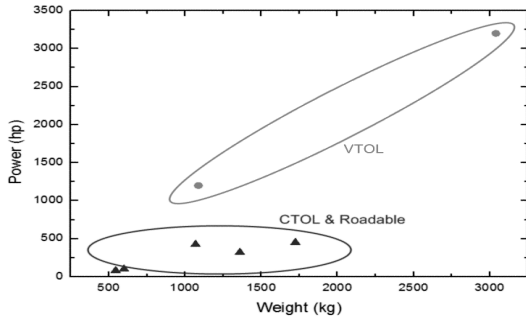


Fig. 8 Graph of Power/Weight between CTOL & Roadable and VTOL[3]

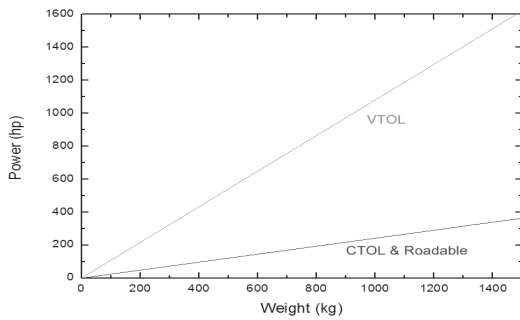


Fig. 9 Power Requirement according to the PAV Type[3]

나왔다. 이는 Vehicle의 무게를 1,000 kg으로 가정하였을 때, VTOL은 1,080 HP(806 kW), CTOL과 Roadable은 242 HP(180 kW)의 Power를 가진 추진시스템을 사용하여야 만족할 수 있다는 것이다. Fig. 9는 PAV Type의 무게에 따른 요구출력을 나타내고 있다.

따라서 분석된 자료를 토대로 PAV Vehicle을 1,000 kg의 무게를 가진 Roadable PAV라고 가정하고 파워시스템에 대해서 분석을 하였다.

3.2 파워시스템 에너지 분석

항공기는 Fig. 10과 같이 운항을 하게 된다. 여기서 이륙·상승(Take off, Climb) 시에는 보통 Max. Power(100 %)의 상태로 운항을 하게 되고, 순항상태(Cruise)에서는 약 75~80 %의 파워로 운항을 하게 된다.

운행 상태에 따라서 항공기가 필요한 파워가 다르게 되기 때문에 상태에 따른 파워와 그 구

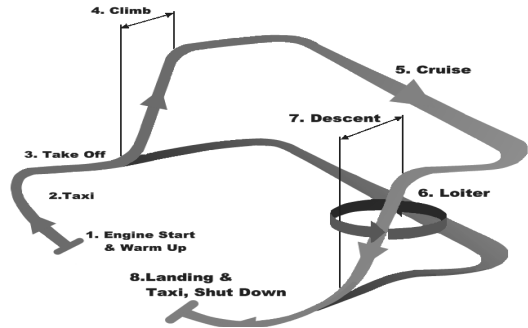


Fig. 10 Typical Mission profile

간의 운행 시간으로 Eq. 1과 같이 항공기가 필요한 총 에너지의 양(E_R)을 구할 수 있다[16].

$$E_R = \sum_k^m (P_k)(t_k) \quad (1)$$

여기서, E_R = Energy Requirement

P_n = Power level for interval k

t_n = Time at interval k

Equation 1에서 구한 총 에너지 양(E_R)은 항공기가 비행에 필요로 하는 에너지이며 실제 항공기에 저장해야 하는 에너지 양은 에너지가 변환되면서 손실되는 양을 고려해야 한다. 따라서 Eq. 2와 같이 총 에너지 저장량(E_S)은 에너지 요구량(E_R)에 에너지 변환에 쓰이는 각각의 컴포넌트에 따른 효율(η_n)로 나누어 계산된다.

$$E_S = E_R / (\eta_1)(\eta_2)(\eta_3)(\eta_4) \quad (2)$$

여기서, E_S = Total stored energy

η_n = Efficiency of energy conversion component n

3.3 파워시스템 무게 분석

무게는 Eq. 3과 같이 에너지 저장 파트(W_{ES})와 에너지 변환 파트(W_{EC})로 나누어 두 파트의

합으로 계산된다. 에너지 저장 파트는 Eq. 4와 같이 Eq. 2에서 구한 총 에너지 저장량(E_S)을 각각 컴포넌트의 에너지밀도(γ , kW·hr/kg)로 나누어 구한다. 에너지 변환 파트의 무게는 Eq. 5와 같이 표현되며, 최고출력(P_1)을 각각 컴포넌트의 출력밀도(θ , kW/kg)로 나누어 구하게 된다[16].

$$W_S = W_{ES} + W_{EC} \quad (3)$$

$$W_{ES} = \sum_n^m \{(E_S) / (\gamma_n)\} \quad (4)$$

$$W_{EC} = \sum_n^m \{(P_1) / (\theta_n)\} \quad (5)$$

여기서, W_S = Total system weight

W_{ES} = Sum of energy storage component weights

W_{EC} = Sum of energy conversion component weights

P_1 = Maximum power

γ_n = Energy storage component n weight factor

θ_n = Energy conversion component n weight factor

3.4 파워시스템 무게 추정

Equation 1부터 Eq. 5까지를 이용하여 내연기관의 무게와 고분자 전해질막 연료전지(PEMFC, Proton Exchange Membrane Fuel Cell)와 고체산화물 연료전지(SOFC: Solid Oxide Fuel Cell) 등의 연료전지와 연료에 따른 파워 시스템의 무게를 비교해보았다. 최고출력은 250마력(187 kW), 운항시간은 4시간 기준으로 구했으며, 내연기관과 전기모터는 Table 2에 있는 모델을 적용시켰다. 또한 연료전지와 배터리의 에너지 밀도, 출력밀도 등의 수치는 현재 상용화되어 쓰이고 있는 수치들을 적용하고, 연료전지와 배터리의 발전추세를 적용시켰다.

Figure 11은 연료전지와 연료에 따른 파워시스

Table 2. Typical Engine specification

	IC-Engine	Electric Motor
Model	Lycoming IO-540	Tesla Automobile
Power [HP(kW)]	250(187)	244(182)
Weight [kg]	183	52.2
Power density [kW/kg]	1.02	3.49

템의 무게를 나타냈으며, 비교를 위하여 IC 엔진의 무게도 함께 도시하였다. PEMFC와 액체수소를 사용하였을 때가 가장 무게가 적게 나오는 것을 확인할 수 있으며, 각 무게에서 연료전지가 차지하는 비율이 높기 때문에 연료전지의 효율이 중요한 요소로 작용된다.

이중에서 PEM-H₂(gas), PEM-H₂(liquid), 그리고 Battery만을 사용하였을 때 2010년부터 2030년까지의 무게변화를 내연기관의 무게와 비교하여 그래프로 나타내었다.

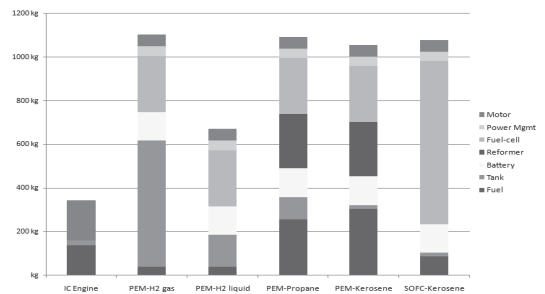


Fig. 11 Power-system weight comparison-2010

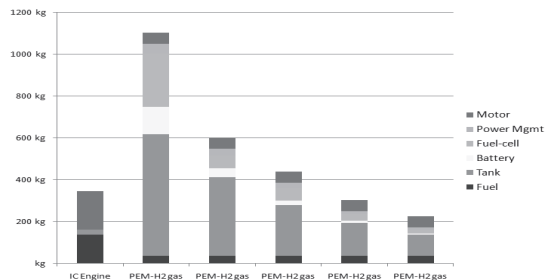


Fig. 12 Power-system weight comparison (PEM-H₂ gas)

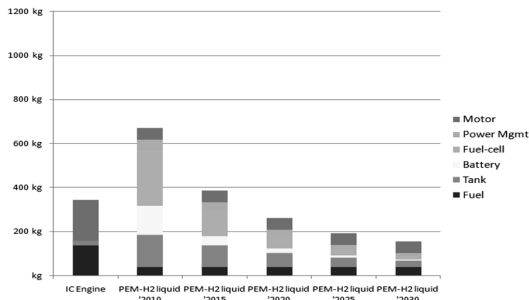


Fig. 13 Power-system weight comparison (PEM-H₂ liquid)

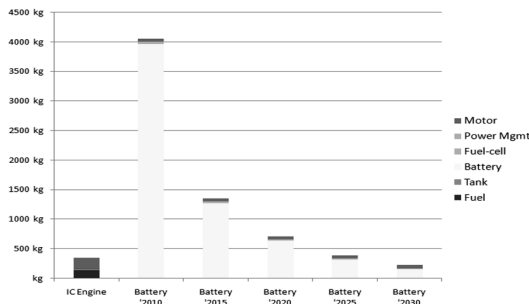


Fig. 14 Power-system weight comparison (Pure Battery)

연료전지(수소가스 사용)와 배터리를 사용하였을 때, 2010년경에는 내연기관의 약 3배 정도의 무게가 나오나 발전추세로 보아 2025년 이후로는 내연기관 정도의 무게로 줄어들고 에너지 밀도나 출력밀도도 내연기관을 대체할 수 있을 것으로 본다.

Figure 13은 연료전지(액체수소 사용)와 배터리를 사용하였을 때를 나타내었다. 2010년경에는 내연기관의 약 2배 정도의 무게가 나오나, 2020년 이후로는 내연기관 정도의 무게로 줄어들고 에너지 밀도나 출력밀도도 내연기관을 대체할 수 있을 것으로 본다. 하지만 액체수소를 저온상태로 유지하기 위한 장치의 무게는 제외하였기 때문에 실제 적용했을 경우 Fig. 13에서와 같이 예상한 무게보다 더 늘어날 것으로 보인다.

Figure 14는 순수 배터리만을 사용하였을 때를 내연기관과 비교하였다. 배터리만을 사용하였을

Table 3. Performance parameter targets for competitive power-systems[16]

	Current (2009)	To be comparable to IC
PEM with H₂ fuel		
- Fuel-cell efficiency [%]	50	50
- Fuel-cell power density [kW/kg]	0.73	2.5
- Battery energy density [kW*hr/kg]	0.12	0.75
- Fuel/Tank + Fuel weight ratio	0.05	0.22
SOFC with liquid HC fuel		
- Fuel-cell efficiency [%]	50	60
- Fuel-cell power density [kW/kg]	0.25	1.3
- Battery energy density [kW*hr/kg]	0.12	0.75
Pure Battery		
- Battery energy density [kW*hr/kg]	0.12	2.5

때 에너지를 생성하지 못하기 때문에 연료전지와 함께 사용하였을 때보다 무게가 급격히 증가한 것을 볼 수 있다. 하지만 리튬-공기 배터리나 아연-공기 배터리에 대한 개발이 이루어짐으로써 리튬이온 배터리 대비 3~10배 정도 저장용량이 늘어날 것으로 예상되고 있어 상당한 무게 절감이 될 것으로 보인다.

Table 3은 고분자 전해질막 연료전지(PEMFC, Proton Exchange Membrane Fuel Cell), 고체 산화물 연료전지(SOFC, Solid Oxide Fuel Cell), 그리고 배터리를 사용하였을 때의 성능을 내연기관과 비교한 것이다. 연료전지와 배터리를 사용하였을 때 내연기관만큼의 성능을 내려면 에너지 밀도나 출력밀도의 수치가 Table 3에 있는 수치만큼 향상되어야 동등한 성능을 낼 수 있다고 할 수 있다.

4. 결 론

본 논문은 PAV에 쓰이는 전기추진 시스템에

대하여 간략히 기술하고, 파워시스템을 분석, 무게 산정과정을 통하여 PAV 추진시스템으로서의 전기추진을 살펴보았다.

연료전지와 배터리를 같이 사용하는 전기추진의 경우 아직은 내연기관만큼 성능을 내진 못하지만 에너지밀도가 약 0.75 kW*hr/kg, 출력밀도는 약 2.5 kW/kg 정도까지 성능이 나온다면 기존의 내연기관을 대체할 수 있을 것으로 예상된다. 또한 연료전지와 배터리의 발전추세를 고려하여 파워시스템의 무게를 추정했을 때, 약 2025년 이후에 내연기관을 대체하여 적용할 수 있을 것으로 예상된다.

화석연료가 바닥을 보이고 있는 이 시점에서 연료전지와 배터리 등을 이용한 친환경적인 전기추진 방식은 요즘 주된 관심사인 소음·공해 문제를 해결할 수 있는 훌륭한 해결책이 될 수 있을 것이라 생각된다. 또한 우리나라의 이차전지 기술이 전 세계적으로 안정성이나 경제성 그리고 기술력 면에서 우수하여 전 세계시장 점유율이 갈수록 높아지고 있기 때문에 이런 기술력을 바탕으로 PAV 전기추진 시스템에 대한 관심과 개발이 이루어져야 한다고 생각한다.

후 기

이 연구는 지식경제부 “미래형 항공기(PAV : Personal Air Vehicle) 개발 선행연구”(KARI 주관) 위탁연구결과와 한국추진공학회(KSPE) 전기추진기관연구회의 연구결과의 일부임.

참 고 문 헌

- 이준호, 조국현, 이재우, “미래형 교통수단으로서의 PAV(Personal Air Vehicle) 개발 현황 및 전망”, 한국항공우주학회지, 제34권 3호, 2006, pp.101-108
- 허환일, “PAV용 추진시스템 기술 분석”, 위탁과제 수행성과 보고서, 지식경제부, 2010
- 윤동익, 허환일, “Personal Air Vehicle의 추진시스템에 대한 기술적 고찰”, 한국추진공학회지, 제13권 6호, 2009, pp.56-63
- Andrew Simpson, Tony Markel, "Cost-Benefit Analysis of Plug-in Hybrid-Electric Vehicle Technology", 22nd International Electric Symposium, 2006
- 윤동익, 허환일, 양수석, “PAV용 추진시스템 기술 분석”, 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 2009, pp.633-636
- 윤동익, 허환일, “PAV용 미래형 추진기관의 현황 및 전망”, 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2009, pp.305-308
- 김근배, “소형항공기 추진기관 기술동향”, 항공우주산업기술동향, 제6권 1호, 2008, pp. 35-43
- 이창호, “미래 항공기 추진기관의 전망”, 한국추진공학회지, 제13권 3호, 2009, pp.58-63
- “Boeing fuel cell plane in manned aviation first,” Fuel Cells Bulletin, Volume 2008, Issue 4, April 2008, Page 1
- www.pipistrel.si
- Giulio Romeo, Ileana Moraglio and Carlo Novarese, "ENFICA-FC: Preliminary Survey & Design of 2-Seat Aircraft Powered by Fuel Cells Electric Propulsion", 7th AIAA Aviation Technology, Intergration and Operations Conference, 2007
- www.electraflyer.com
- www.dlr.de
- www.yuneccouk.site.securepod.com
- www.nasa.gov
- Michael Dudley, Ajay Misra, "Electric Airplane Power-system Performance Requirements", The 2009 CAFE Foundation Electric Aircraft Symposium, 2009