

연료전지항공기 기술 동향

김근배*

Technical Trends for Fuel Cell Aircraft

Keun-Bae Kim*

ABSTRACT

Fuel cells are applied to the propulsion system of aircraft based on environmental-friendly characteristics with low noise and zero emission of CO₂, currently many kinds of UAV and small manned aircraft equipped with fuel cells are being developed. Fuel cells for aircraft typically classified into PEMFC(Proton Exchange Membrane Fuel Cell) type and SOFC(Solid Oxide Fuel Cell) type and the system is developed to adapt missions and operational conditions of aircraft. For UAV, various types of aircraft mostly based on PEM fuel cell technology are investigated for military or commercial uses, and the stability and endurance of system will be improved. For small manned aircraft, many researches are carried out to substitute the propulsion system by fuel cell, also some developments for the higher performance of APU of large commercial aircraft to apply fuel cells are in progress. In the future, a fuel cell aircraft will be expected to improve the reliability and efficiency with higher power density.

초 록

연료전지는 소음이 낮고 CO₂ 배출이 없는 친환경적 특성을 기반으로 항공기 추진시스템에 적용되고 있으며, 현재 연료전지를 탑재한 여러 종류의 무인항공기와 소형 유인항공기 개발이 진행되고 있다. 항공기용 연료전지는 대표적으로 PEMFC(Proton Exchange Membrane Fuel Cell) 방식과 SOFC(Solid Oxide Fuel Cell) 방식으로 분류되며, 항공기의 임무 및 운용조건에 적합한 연료전지 시스템이 개발되고 있다. 무인항공기의 경우 대부분 PEM 연료전지 기술을 기반으로 군용 또는 상용으로 활용할 수 있는 다양한 형태와 크기의 항공기가 개발되고 있으며, 시스템의 안정성과 운용시간이 더욱 향상될 것이다. 소형 유인항공기에서는 추진시스템을 연료전지로 대체하기 위한 많은 연구가 수행되고 있으며, 또한 대형 상용 항공기의 보조동력장치(APU)에 연료전지를 적용하여 성능을 높이기 위한 개발이 진행되고 있다. 향후, 연료전지항공기는 연료전지의 전력밀도 증가와 더불어 신뢰성과 효율을 더욱 향상시킬 것으로 기대된다.

Key Words : Fuel Cell Aircraft (연료전지항공기), Propulsion System (추진계통)

* 김근배, 한국항공우주연구원 항공연구본부 회전익기사업단 세부계통팀
kbkim@kari.re.kr

1. 서론

연료전지는 기존의 화석연료를 이용한 열기관보다 친환경적이고 효율이 높은 기술 분야로 최근에 급격하게 활용 범위가 증가하고 있다. 항공기 분야에서 점차 연료전지 기술의 응용범위가 넓어지고 있으며, 최근에 소형 무인기의 추진시스템으로 적용하기 위한 개발이 진행되고 있다. 연료전지항공기는 연료전지를 기반으로 동력발생 시스템을 구성한 항공기로 “Green Plane” 개념의 차세대 친환경, 고효율 항공기로서 효율 향상은 물론 기존의 항공기보다 조용하고 배기가스를 획기적으로 저감시킬 수 있다. 기존의 피스톤엔진과 터빈엔진은 화석연료를 연소시켜 사용하기 때문에 효율 향상에 한계가 있고, 지구 온난화의 원인으로 떠오른 CO₂ 배출에 따른 환경오염과 소음 등의 문제를 해결할 수 없는 실정이다. 이에 비해 연료전지는 수소를 기반으로 에너지 효율을 높이고 CO₂ 배출을 최소화시킬 수 있다. 현재 항공기 분야에서 기존 소형항공기의 추진시스템 내지 대형 여객기의 보조동력장치(APU)를 연료전지 시스템으로 대체하기 위한 노력이 전개되고 있으며, 이를 통해 경제적 비용 감소는 물론 CO₂ 배출, 소음 등 환경에 미치는 악영향을 최소화할 수 있을 것으로 기대된다.

여기서는 항공기용 연료전지 기술을 기반으로 개발 중인 연료전지 추진시스템 기술 및 이를 적용한 항공기 개발사례를 중심으로 기술개발 동향을 조사 분석하였다.

2. 연료전지 기술 현황

2.1 개요 및 현황

연료전지(Fuel Cell)는 연료의 화학적인 에너지를 직접 전기에너지로 변환시키는 장치로서, 대표적인 수소-산소 연료전지는 수소와 산소의 직접적인 전기 화학 반응을 통해 전기를 생산하는 고효율, 환경친화적 에너지 발전 시스템이다. 연료전지는 기본적으로 연소과정이 없기 때문에 환경에 유해한 공해물질을 거의 배출하지 않는다. 또한 연료전지 내부에는 움직

이는 부품이 없기 때문에, 소음이 매우 적고 기존의 화석연료를 사용하는 발전 시스템에 비해 높은 에너지 효율을 나타내며, 높은 신뢰성과 안전성을 토대로 광범위한 응용범위를 제공한다. 연료전지는 연료와 산화제가 공급되는 한 연속적인 동력을 공급할 수 있다. 일반적으로 중량 측정 효율 6%의 수소연료 저장 시스템이 1100Whr/kg의 에너지를 제공하는데 반해 리튬-이온 배터리는 140 Whr/kg에 불과하다. 그림 1은 효율을 비교한 것으로, 내연기관의 효율이 일반적으로 약 30% 수준인데 비해 수소연료를 사용하는 연료전지는 약 60%의 효율을 나타낸다. 그림 2는 기존의 열기관 대비 연료전지의 비출력(단위중량 당 출력) 향상 전망을 나타낸 것이다.

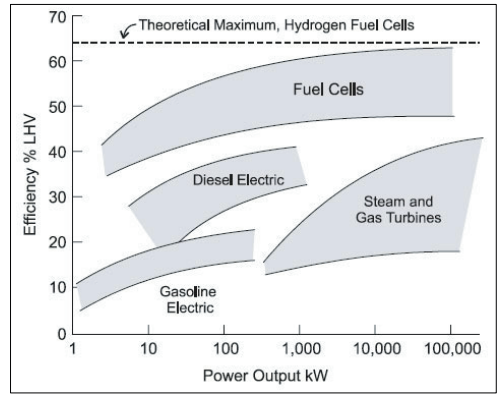


그림 1. 연료전지 효율 비교

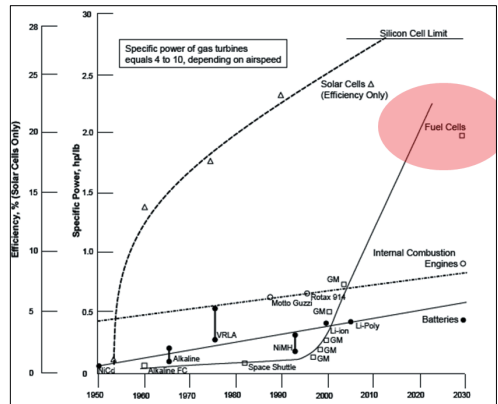


그림 2. 연료전지 비출력 전망

현재 항공기 분야에 적용되는 연료전지는 PEM(Proton

Exchange Membrane) 연료전지와 SOFC(Solid Oxide Fuel Cell)의 두 가지 형식이 있다.

표 1은 두 가지 연료전지의 특성을 비교한 것이다.

표 1. PEM vs SOFC 특성 비교

특성	PEM	SOFC
Power/Weight	1.24 kW/kg	2 kW/kg
Power/Volume	1.75 kW/L	0.4~2.0 kW/L
Operating Temp.	-80~90℃	650~1000℃
Efficiency	~50%	~50%
Ionic current carrier	Protons	Oxygen
Coolant required	Yes	No

항공기를 비롯한 수송용 장치에는 일반적으로 PEM 연료전지가 널리 사용되고 있으나, 수소 외에 다양한 연료를 쓸 수 있는 고체산화물 연료전지(SOFC) 이용도 점차 증가되고 있다. PEM 방식은 이온 전도성 고분자 막을 전해질로 사용하여 100℃ 이하의 비교적 낮은 온도에서 사용되며, SOFC 방식은 고체산화물을 전해질로 사용하여 600℃ 이상의 높은 온도에서 사용된다.

연료전지를 동력으로 하는 항공기는 기존의 일반적인 동력원의 항공기와 비교하여 다양한 임무 영역에서 더 우수한 성능을 발휘할 수 있는 잠재력을 갖고 있다. 최근 미국에서는 고체산화물 연료전지를 기반으로 인공위성처럼 감시하고 통신에 사용될 수 있는 형식의 최대 5년 동안 작동할 수 있는 무인항공기를 개발하고 있다. 여기에는 미 국방부의 지원 하에 보잉사와 함께 Versa Power Systems사가 참여하여 긴 수명과 높은 신뢰성을 갖는 연료전지 시스템을 장착하고 최대 5년 간 비행이 가능한 Vulture 항공기를 개발하고 있다. 또한 Horizon Fuel Cell Technologies 사는 PEM 연료전지 기술을 기반으로 소형 전기식 무인항공기에 필요한 가볍고 작은 전기에너지 저장시스템을 개발하고 있다.

2.2 항공기 응용 분야

연료전지를 탑재한 수소-전기 동력 무인항공기는 소음 저감과 더불어 소형화 및 더욱 향상된 효율성을

토대로 다양한 임무에 투입될 수 있다. 전문가들은 향후 10년에 걸쳐 미국 내에서만 440억불 이상의 무인항공기 시장을 기대하고 있다. 현재까지 연료전지 기술은 소형 무인항공기를 중심으로 적용되고 있으나, 유인항공기에서도 연료전지 시스템을 장착한 소형항공기가 점차 등장하고 있으며 향후 상용화 노력이 가속화될 것으로 전망된다. 한편으로 미국의 Boeing사와 유럽의 Airbus사는 대형 수송 항공기에서 소음과 배출가스를 감소시킬 수 있는 연료전지 기술의 실현 가능성을 검토하고 있으며, APU를 비롯한 몇 가지 세부계통 분야에서 응용연구가 진행되고 있다.

[소형 무인항공기]

일반적으로 가스터빈엔진과 왕복엔진은 크기가 작아질 경우 효율이 떨어지는 단점이 있으나, 연료전지는 크기에 상관없이 높은 효율을 유지할 수 있으며 이는 특히 소형의 장기체공 무인기에 적합한 특성을 갖고 있다. 이런 특성으로 인해 연료전지는 항공기에서는 최초로 소형 무인기의 동력장치에 적용되기 시작했으며, 2003년 미국의 AeroVironment사에서 첫 번째 연료전지 항공기를 제작하여 시험하였다. 그 이후 현재까지 여러 종류의 소형 무인기가 개발되었는데, 그림 3[참고문헌 8]은 주요 무인항공기를 크기별로 비교해서 나타낸 것이다.

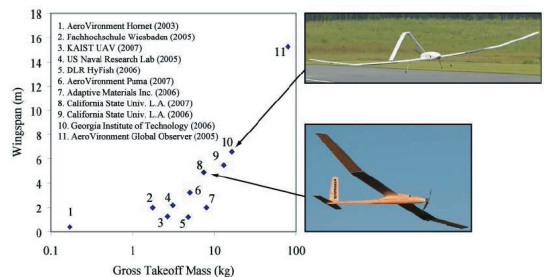


그림 3. 연료전지 무인항공기 크기 비교

현재까지 개발된 연료전지 장착 무인기는 대부분 PEM 연료전지 시스템으로 설계되었으나, 2006년 Adaptive Materials사에서 프로판을 연료로 사용하는 SOFC 무인기가 개발되기도 했다. 무인기의 연료전지 동력장치는 기본적으로 체공시간 극대화 및 높은 출력을 목표로 조작과 제어를 용이하게 할 수 있

도록 설계되고 있다. 향후 무인항공기는 장기적으로 24시간 이상의 체공시간 및 2000km 이상의 항속거리를 갖도록 개발될 것으로 전망되며, 연료전지 시스템의 성능향상도 그에 따라 가속화될 전망이다.

[소형 유인항공기]

소형 유인항공기에 연료전지 기술을 적용할 경우 소음과 오염물질 배출을 획기적으로 감소시킬 수 있으며, 이는 도시권에서 주/야간으로 24시간 비행을 가능하게 해준다. 유인항공기 분야에서는 2008년 미국의 보잉사에 의해 세계 최초로 연료전지항공기의 시험비행이 성공적으로 이루어졌으며, 계속해서 연료전지 시스템을 유인항공기에 적용하려는 노력이 진행되고 있다. 독일의 Stuttgart 대학에서는 2007년 2인승 연료전지 항공기 Hydrogenius 프로젝트를 시작했으며, 2010년 첫 비행을 목표로 진행 중이다. Hydrogenius는 일반적인 2인승 항공기의 성능과 대등한 성능의 항공기 개발을 목표로, 길이 8m, 날개폭 약 18m의 크기로 최소 700km의 항속거리와 승객 1인당 1리터의 가솔린으로 100km를 갈 수 있는 수소 소모율을 갖도록 계획하고 있다. 또한 유럽에서는 ENFICA-FC(Environmentally Friendly Inter City Aircraft Powered by Fuel Cells)라는 명칭의 연료전지 항공기 개발 프로젝트를 진행하고 있다. 이 프로그램은 총 예산 450만 유로를 투입하여 도시권 또는 거주지역에 조성된 소형 비행장에서 운용이 가능한 저소음의 친환경적 연료전지항공기 개발을 목표로 하고 있다.

[항공기용 APU]

미국의 NASA를 필두로 많은 항공우주 기업들이 SOFC 방식의 보조동력장치(APU)를 상용화시키기 위해 노력하고 있다. 일반적으로 항공기 APU는 지상에서 운용되며 가스터빈엔진에 의해 전력을 발생시켜 항공기의 조명, 객실 환경조절 및 엔진시동 등의 전기적 부하에 동력을 공급한다. 대형 여객기의 APU는 항공기에 탑재된 제트연료를 사용하는데, 이를 SOFC와 가스터빈시스템의 하이브리드 방식으로 대체하면 효율을 크게 향상시킬 수 있다. 기존 APU가 약 15%의 전기에너지 발생 효율을 나타내는데 반해 하이브

리드 SOFC 시스템은 41%~60%의 효율을 달성할 수 있으며, 아울러 배출가스 저감과 운용시간 연장을 도모할 수 있다. 한편, 독일의 DLR에서는 Airbus사와 협력하여 항공기 보조동력장치에 사용할 수 있는 20kW 용량의 Michelin PEM Hydrogen Fuel Cell System을 개발하였으며, 향후 상용화를 위한 노력이 가속화될 전망이다.

3. 연료전지항공기 개발 동향

3.1 개요 및 현황

2006년 미국 Georgia Tech에서는 수소를 동력으로 사용한 무인항공기의 시험비행을 성공적으로 수행하였다. 그 당시 사용된 연료전지 시스템은 날개길이 6.7m의 항공기에 탑재되어 500W의 출력을 발휘하였다. 이는 그 당시 소형 하이브리드 자동차 출력의 1% 수준에 불과하지만, 항공기에 연료전지를 적용하기 위한 시도 자체로 의의가 크다고 할 수 있다. 현재까지 비록 연료전지가 상용 여객기에 사용되는 추진시스템을 위한 충분한 출력을 제공하진 못해도 무인항공기와 같은 소형의 상대적으로 느린 항공기에는 충분한 동력을 제공할 수 있다.

연료전지항공기는 일반적인 항공기에 비해 몇 가지 장점을 갖고 있다. 기본적으로 공해물질 배출이 없으며, 전자기기들을 운용하기 위한 발전기를 별도로 구비하지 않아도 되고 열, 소음, 진동 등의 유해한 환경을 최소화할 수 있다. 반면에 비용, 중량 면에서 아직 기존의 일반적인 항공기에 비해 불리한 측면이 있으며, 이와 관련하여 현재 중량감소를 위한 재료 선택, 중량 대비 출력 증가, 저비용의 재료 선택, 단순화, 온도 제한조건 최소화, 효율적인 설계 및 제작 공정 개선 등을 통해 비용과 중량 문제를 개선하기 위한 노력이 진행되고 있다.

3.2 무인항공기 분야

2009년 10월 미 해군연구소에서 개발한 수소동력 연료전지 무인항공기 Ion Tiger는 총 23시간 17분의

장시간 비행 신기록(비공식)을 세웠다. Ion Tiger는 Protonex Technology사와 하와이대학교 그리고 HyperComp Engineering사가 참여하여 개발한 총 중량 16kg의 소형기로서 550와트(0.75마력)의 연료전지를 탑재하였다. 탑재된 연료전지는 동등한 수준의 내연기관에 비해 약 4배의 효율성을 나타내며, 동일한 무게의 배터리보다 약 7배의 에너지를 제공한다.

아래 그림 4는 비행 중인 Ion Tiger의 모습이며, 왼쪽 하단에 550와트의 연료전지가 나타나 있다.



그림 4. Ion Tiger 무인항공기

또한, 미 해군연구소에서는 Protonex Technology Corporation과 협력하여 XFC(eXperimental Fuel Cell) 정찰용 무인기를 개발하고 2009년 6월 6시간의 비행시험을 성공하였다. 소형 무인항공기는 감시 정보 수집에서 통신 연결까지 다양한 활용범위를 제공하기 때문에 군용에서의 중요성이 증가하고 있으며, Ion Tiger와 같이 높은 동력과 효율적인 연료전지 시스템, 경량 수소 저장탱크, 효과적인 시스템 통합 등의 기술을 통해 장기간의 비행이 가능하게 되었다. 한편, 이보다 앞서 2008년 10월 미국 미시건대학교에서 개발한 중량 5.3kg의 Endurance 무인항공기가 Adaptive Material사가 제공한 고체산화물 연료전지(SOFC)와 배터리를 조합한 하이브리드 시스템을 탑재하고 그 당시 가장 긴 10시간 15분의 비행기록을 세웠다.

BlueBird Aero Systems사의 Boomerang은 중량 9kg의 세계 최초의 상용 수소연료전지 무인항공기로

서, Horizon Fuel Cell Technologies의 수소-전기동력시스템을 사용하여 9시간 이상 비행할 수 있다. 여기에 사용된 AEROPAK 연료전지 시스템은 900Wh의 동력을 공급할 수 있는 2kg의 PEM 연료전지 시스템을 탑재하여 비행시간을 늘리고 소음과 크기는 최소화하였다. 그림 5는 Boomerang 무인항공기의 모습이다.

한편, 미국의 AeroVironment (AV)사는 2008년 3월 Puma 연료전지 무인항공기를 이용하여 9시간 이상의 장기 체공 비행에 성공하였다. 이는 Puma의 표준 배터리 운용시간의 3배 이상에 달하는 기록이다. Puma는 약 5.7kg의 중량을 갖고 있으며, Protonex Technology's Pulse UAV 연료전지 시스템의 연료전지/배터리 하이브리드 시스템을 기반으로 순항 중에 일정한 동력을 항공기에 공급하며, 리튬-이온 배터리가 이륙 및 급기동 비행 시에 최대 출력을 제공한다. 그림 6은 Puma의 모습이다.



그림 5. Boomerang 무인항공기



그림 6. Puma 무인항공기

또한, 미국 Aerovironment사에서는 최대 65,000ft (20km)의 성층권에서 1~2주 동안 체공할 수 있는 총 중량 79kg의 Global Observer를 개발하고 있다. Global

Observer는 2마력의 수소 연료전지를 탑재하여 자력으로 이/착륙 및 24시간 비행이 가능하며 23kt의 속도를 낼 수 있다. 그 외 미국의 Boeing에서도 장기 체공 무인항공기인 Vulture 시스템에 Versa Power Systems 사에서 개발한 SOFC 연료전지를 탑재하는 프로그램을 진행하고 있다.



그림 7. Global Observer 무인항공기

국내에서는 근래에 들어 액상의 화학수소화물에서 수소를 발생시켜 연료전지를 구동하는 방식으로 소형 무인항공기에 적용하려는 노력이 진행되고 있다. 화학수소화물에서 생성된 수소는 순도가 높고 제어가 용이하며, 특히 붕소화수소나트륨(NaBH4)은 상대적으로 수소 함량이 높고 안정한 물질로 주목받고 있다. 2007년 KAIST 권세진 교수팀은 NaBH4를 이용한 50W급의 PEM 연료전지를 탑재한 무게 2.5kg급의 소형 무인항공기를 개발하여 1시간 32분의 시험비행에 성공하였으며, 한국항공우주연구원에서도 2009년부터 본격적으로 화학수소화물 방식의 연료전지를 이용한 무인항공기 개발을 시도하고 있다. 표 2는 국내/외 연료전지 무인항공기의 크기와 출력을 비교해서 나타낸 것이다.



그림 8. KAIST 개발 무인항공기

표 2. 연료전지 무인항공기

기종/모델	중량	출력/형식
Ion Tiger(US Navy)	16kg	550W/PEM
Boomerang(BlueBird)	9kg	900Wh/PEM
Puma(AeroVironment)	5.7kg	1000W/PEM
Endurance (Univ. of Michigan)	5.3kg	160W/SOFC
Global Observer (AeroVironment)	79kg	1.5kW
KAIST 연구용 시연기 (국내)	2.5kg	50W/PEM

3.3 유인항공기 분야

미국의 Boeing사는 2008년 3월 세계 최초로 수소연료와 리튬-이온 배터리를 탑재한 연료전지 비행기로 20분간의 시험비행에 성공하였다. 그림 9는 시험 항공기의 모습으로 2인승의 Diamond HK-36을 개조하여 15kW 용량의 PEM 연료전지를 탑재했으며 보조 배터리를 사용하여 최대 50kW의 출력을 낼 수 있다. 전체적으로 중량이 약 800 kg, 최대 비행시간이 45분에 이르며 이륙시에는 배터리 전력이 사용되었으나 비행 중에는 연료전지의 출력에만 의존했다.



그림 9. Boeing 수소 연료전지 항공기

그림 10은 Boeing 연료전지 항공기의 추진시스템 구성 개념을 보여준다.

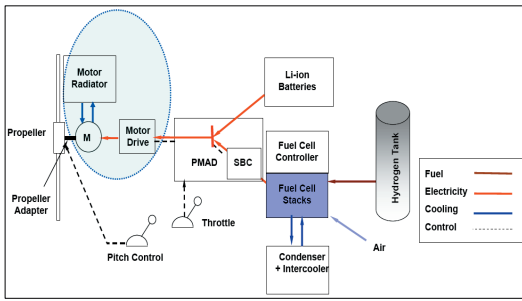


그림 10. Boeing 연료전지 항공기 추진시스템 구성

독일에서는 2009년 7월 연료전지만을 사용하는 세계 최초의 유인 항공기 Antares DLR-H2를 개발하였다. 이는 동력 글라이더 형식으로 독일의 BASF 사가 개발한 PEM 연료전지를 이용해 자력으로 이륙할 수 있으며, 최대 5시간 동안 비행할 수 있다. 그림 11은 Antares DLR-H2의 모습으로, 날개 밑에 장착된 두개의 외부 포트 내부에 각각 연료전지 시스템과 수소탱크가 들어있다. 여기에 장착된 PEM 연료전지는 기존의 일반적인 PEM 연료전지보다 비교적 높은 120~180℃의 고온에서 작동하여 낮은 순도의 수소를 효율적으로 연소하도록 설계되었다.



그림 11. Antares DLR-H2

Antares DLR-H2에 장착된 고온 PEM 연료전지 기술의 평가를 위해서 3개 기관이 협력하였다. BASF는 연료전지 제작사이고, Serenergy는 소형 공랭식 스택을 공급하며, DLR이 항공기 내 연료전지 시스템의 스택 체계통합을 담당하고 규정된 항공기 요구조건에 따라 시험을 수행하였다.

한편, 유럽에서는 2006년부터 이탈리아 토리노 공대를 중심으로 10개 기관이 참여하는 450만 유로 예

산의 ENFICA-FC(Environmentally Friendly Inter City Aircraft powered by Fuel Cells) 연료전지 항공기 개발 프로젝트가 진행되고 있으며, 유럽연합에서 거의 2/3에 해당되는 290만 유로를 투입할 계획이다. 이 프로젝트의 목적은 기존의 화석연료를 대체하기 위해서 완전히 또는 부분적으로 전기로 구동되는 전기추진 항공기를 위한 연료전지 기반의 동력시스템을 개발하고 검증하기 위한 것이며, 연료전지 시스템을 탑재한 항공기의 비행성능시험을 실시해서 미래의 도시권 항공기에 적용할 수 있는 가능성을 검토할 계획이다. 이 프로젝트를 통해 항공기의 소음과 배출가스를 획기적으로 낮출 수 있을 것으로 기대되며, 이는 특히 도시권 지역에서 이/착륙하는 소형 지역 수송항공기의 특성으로 매우 중요한 요소가 될 전망이다.

향후, ENFICA-FC 프로젝트를 통해서 다음과 같은 두 가지 핵심 목표가 구현될 예정이다.

- 1) 연료전지 기술에 의해 제공될 수 있는 항공기 동력 시스템으로 보조동력장치, 주전력 발생/공급, 비상전력 공급, 착륙장치, 제빙장치 등의 적용 가능성 검토 및 전주기적 비용 평가, 안전성, 인증 및 유지관리 개념을 정의하고, 미래 연료전지의 성능 향상 실현 가능성 연구를 통해 기술 및 성능의 장점을 시험한다. 또한, 완전히 연료전지에 의해 구동되는 전기식 추진시스템을 갖춘 도시권 항공기 실현 가능성을 검토하여 복잡한 도시지역에서 짧은 활주로를 사용한 이/착륙이 가능하도록 구현한다.
- 2) 최종적으로 연료전지에 의해 구동되는 2인승 완전 전기모터 구동식 항공기를 개발하고 비행시험을 통해 입증한다. 이를 위해 높은 효율을 발휘하는 기존의 인증된 2인승 항공기 설계를 이용하여 연료전지 및 전기모터를 통합하고, 비행조종시스템도 전기식으로 전환하여 아래와 같이 진행될 예정이다.
 - 연료전지 장치 및 고효율 BL 전기모터, 동력전자장치를 설계/제작하고 시험한다.
 - 공기역학적으로 최적설계된 프로펠러에 의해 90% 이상의 효율을 달성하고 새로운 항공기의 비행역학 연구를 통해 비행성능을 검증한다.
 - 개발된 항공기를 대상으로 1시간의 비행시험 수행을 목표로 한다.

이와 관련하여, 그림 12는 소형항공기에 적용할 수 있는 연료전지 추진시스템의 개념으로 배터리, 연료전지 시스템, 수소시스템, DC/DC 컨버터, DC/AC 컨버터로 구성된 시스템을 보여주며, 여기서 각각의 구성요소는 다음과 같이 구성된다.

- 연료전지 출력 : 20~22kW
- 배터리 출력 : 20kW @이륙 및 상승조건
- DC/DC 컨버터 : 연료전지 및 배터리 관리
- DC/AC 인버터 : 전기모터 구동
- Power Management Unit and Distribution

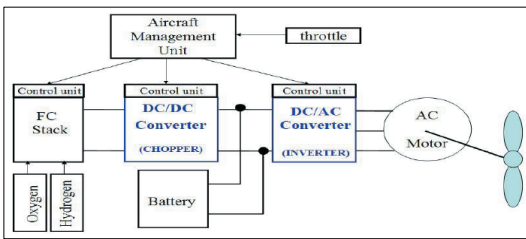


그림 12. 연료전지 기반 전기식 추진시스템

또한, 그림 13[참고문헌 4]에서와 같이, Air Taxi(5인승), Small Commuter(9인승), Regional Jet(32인승)의 세 가지 항공기 형식을 대상으로 SOFC 연료전지 시스템을 적용한 개발방향을 검토하고 각각의 기술적 특성을 분석하였다.

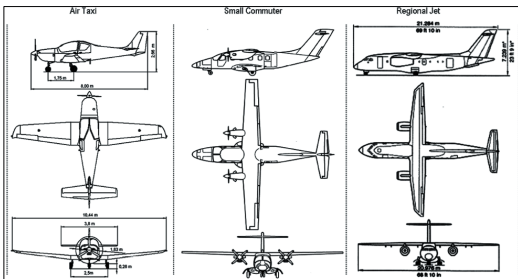


그림 13. Air Taxi, Small Commuter, Regional Jet 측면도

4. 항공기용 연료전지 기술 동향

4.1 연료전지 시스템

연료전지 시스템은 기본적으로 CO₂ 배출이 없고

소음도 매우 낮으며 적외선 탐지도 어렵기 때문에 소형 무인기는 물론 유인 항공기의 동력원으로 사용될 수 있는 충분한 잠재력을 갖고 있다. 또한 장기적으로 연료전지 기술은 대형 상용항공기의 보조동력장치(APU)와 같은 2차 동력계통에 적용될 수 있으며, 다른 대체연료와 더불어 환경에 미치는 영향을 줄일 수 있는 대안으로 검토되고 있다. 아직까지 연료전지를 상용 항공기에 적용하기 위해서는 많은 문제들을 해결해야 한다. 여기에는 수소와 산소를 공급하기 위한 내부 시스템의 구축, 연료전지 시스템을 위한 측정 설비들의 승인된 비행측정방법의 개발 등이 포함되며, 또한 비행 중의 온도 및 압력변화와 같은 극한 기후 조건들도 해결해야 한다. 일반적으로 PEM 연료전지는 압력이 변하면 성능이 저하되는 특성이 있으며, 멤브레인 습도 조절은 고도에 따라 변하는 조건 때문에 비등점이 변해 사용이 제한된다. 그 외 가속도와 진동 특성들도 해결되어야 할 과제들이다.

국내에서는 2007년 KAIST 권세진 교수팀이 장기 체공 무인 항공기를 위한 연료전지 동력 시스템을 개발하였으며, 기존의 고압 수소 저장 방식의 문제점을 해결하기 위해 높은 에너지 밀도를 갖는 액상의 화학 수소화물을 연료로 사용하였다. 수소화물을 전환하여 수소를 발생하는 연료공급장치는 촉매 반응기, 펌프, 연료 카트리지, 분리기, 제어기로 구성되었으며, 연료전지 스택과 함께 무인항공기에 탑재하여 성능 검증을 수행하였다.

Protonex사는 소형 무인항공기용 연료전지 시스템의 대표적인 회사로, 2007년 Puma 무인기에 적용된 PEM 연료전지를 개발하였다. 그림 14는 Puma에 적용된 붕소화수소나트륨(NaBH₄) 수소발생방식의 연료전지시스템을 나타낸다.

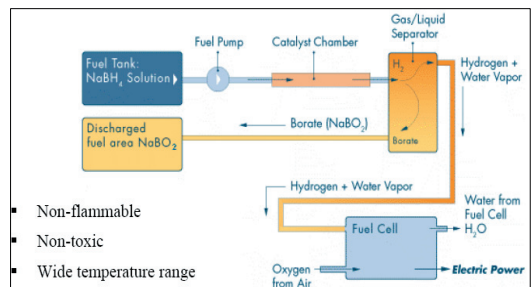


그림 14. Puma 연료전지 시스템 구성

또한, Protonex는 미해군연구소의 Ion Tiger에 압축수소탱크를 탑재한 PEM 연료전지도 개발하였다. 그림 15는 Ion Tiger의 연료전지 시스템 구성을 보여주며, 동체 내부에 22L 용량의 압축수소 탱크가 장착되었다.

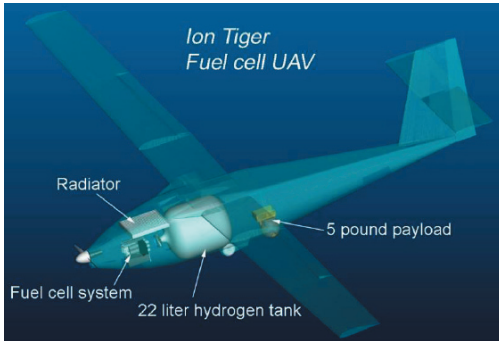


그림 15. Ion Tiger 연료전지 시스템 구성

4.2 하이브리드 시스템

하이브리드 연료전지 시스템은 연료전지와 다른 동력발생기술(가스터빈, 피스톤 엔진, 배터리, 태양 및 풍력 발전, 또는 다른 형식의 연료전지)을 조합한 것으로 더 높은 효율을 제공할 수 있다. 미국 Protonex Technology사는 2008년 미 해군연구소(NRL)와 162만불의 계약을 통해 무인항공기 추진시스템의 성능을 확장하기 위한 연구를 진행하고 있다. 이 프로그램은 소형 무인항공기의 동력원으로서 연료전지의 출력을 증가시키고 전체 효율을 향상시키기 위한 것으로, 여기서 제안된 PEM 연료전지/배터리 하이브리드 동력 시스템은 약 200W의 동력을 연속적으로 공급할 수 있다. 이 시스템은 미 해군연구소의 특수하게 설계된 소형항공기에 탑재되어 비행시험을 수행할 예정이며, 매우 작은 소음 특성을 갖는 다양한 연료들을 사용할 수 있고 최신 배터리 수명의 4배까지 공급할 수 있다.

한편, SOFC의 하이브리드 시스템은 Rolls-Royce, GE Energy, Siemens, Westinghouse, 그리고 Mitsubishi Heavy Industries 등의 회사에서 개발하고 있다. SOFC와 가스터빈 하이브리드 시스템이 대표적인 사례로, 미래의 항공기에서 필요로 하는 동력

요구조건에 부합될 수 있을 것으로 기대된다. 특히, MEA(More Electric Aircraft)로 표현되는 항공기는 미래의 완전-전기식 항공기로 진화하는 중간 단계로서, 내부의 유/공압시스템을 전기적 시스템으로 대체하는 개념으로 환경제어계통을 비롯하여 날개의 방빙시스템, 착륙장치와 비행조종계통을 점차적으로 전기적 기반 시스템으로 전환하는 방안이 추진되고 있다.

또한, Boeing과 Airbus는 항공기의 2차 동력계통을 연료전지 시스템으로 대체하려는 노력을 기울이고 있으며, 향후 2010년대 중반에는 가시화될 것으로 전망된다. 대표적인 사례로, 미국의 Boeing과 NASA에서는 SOFC/가스터빈 하이브리드 시스템을 항공기 보조동력장치(APU)에 적용하기 위한 연구를 진행하고 있다. 그림 16[참고문헌 12]은 NASA에서 수행한 하이브리드 시스템 응용에 관한 것으로 중소형 항공기급의 APU에 적용할 수 있다. SOFC 방식에 의한 연료전지 보조동력장치(FC-APU)는 높은 온도에서 작동할 수 있고, 다양한 연료의 사용과 더불어 상대적으로 쉽게 조작할 수 있으며, SOFC의 배열을 재활용할 수 있으므로 효율적이다. FC-APU는 기존 APU보다 약간 무거운 것으로 보이나 장시간의 작동시 전체 시스템 중량을 낮출 수 있으며 효율이 높다. 기존 APU의 비출력이 2kWkg⁻¹인데 비해 향후 SOFC 하이브리드 시스템의 비출력은 0.5kWkg⁻¹ 수준으로 전망되며, 효율은 50% 이상으로 기존 APU보다 월등히 높을 것으로 기대된다.

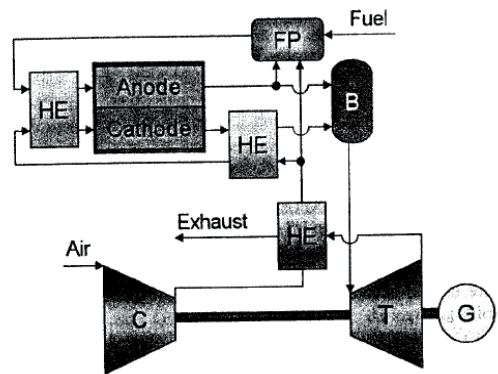


그림 16. SOFC/가스터빈 하이브리드 시스템

5. 향후 전망

현재 전 세계적으로 환경문제에 관심이 높아지는 가운데 기존의 화석연료를 대체할 수 있는 친환경적이고 에너지 효율이 높은 항공기에 대한 수요가 증가하고 있다. 이의 일환으로 순수 전기추진 방식의 소형 항공기 개발과 더불어 연료전지를 접목시킨 항공기 시험이 여러 각국에서 활발하게 진행되고 있다. 이미 소형 무인항공기에는 연료전지 기술이 활발하게 적용되고 있으며, 이를 토대로 유인항공기는 물론 대형 여객기에도 적용하려는 노력이 전개되고 있다.

향후, 항공기용 연료전지는 PEM 연료전지와 SOFC 방식을 중심으로 항공기의 성능요구조건에 따라서 다양하게 개발될 것으로 전망된다. PEM 방식은 일반적으로 100℃ 이하의 저온에서 사용되며 시동시간이 빠른 반면 상대적으로 순도가 높은 수소연료를 필요로 하기 때문에, 사용온도를 높여서 순도가 낮은 수소연료도 사용할 수 있도록 하는 노력이 진행 중이다. 반면에 SOFC 방식은 1000℃까지의 고온에서 사용되며 다양한 연료를 쓸 수 있는 장점이 있으나, 계속해서 다음과 같은 개선노력이 요구되고 있다.

- 중량 대비 전력밀도의 향상
- 연료전지와 개질시스템의 통합
- 탄화수소계 연료 불순물의 허용
- 고고도 조건의 내환경성 향상
- SOFC/보조터빈 통합에 의한 낭비열의 회수

무인기의 경우 고 양항비 기체를 활용한 장기체공형 무인기 개발이 활발하게 이루어지고 있으며, 이를 위한 연료전지 추진시스템 개발도 더욱 활성화될 전망이다. 유인기의 경우, 연료전지의 친환경적 특성을 토대로 도시권을 운항하는 소형항공기가 등장할 수 있을 것으로 기대되며, 향후 연료전지 전력밀도(power density)의 지속적인 향상에 따라 기존 소형항공기급의 동력공급계통과 대등한 수준의 전력공급 성능을 갖게 될 것으로 전망된다. 이는 또한 연료전지 시스템의 전력관리 기술 진보와 더불어 향후 대형 상용 전기식 항공기에 적용할 수 있게 될 것이다. 아울러 전력밀도의 향상은

대형 항공기의 연료전지 APU를 가능하게 할 것이며, 현재의 가스터빈 APU보다 더 낮은 소음과 배출가스 감소 목표를 달성하고 항공기의 연료소모율을 감소시킬 것이다. 그림 17[참고문헌 6]은 향후 연료전지를 기반으로 한 항공기의 개발 단계를 보여주며, 미래의 상용 항공기는 단계적으로 전기식 항공기 구조와 통합될 것으로 전망된다.

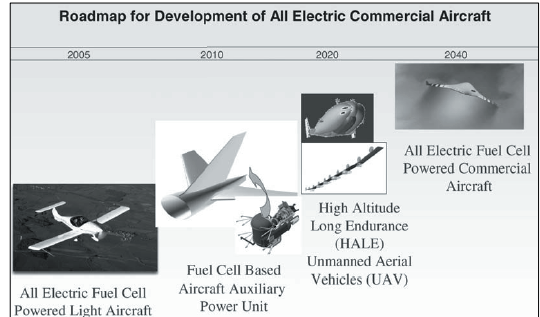


그림 17. 연료전지 구동식 전기추진 항공기 로드맵

후기

이 논문은 교육과학기술부의 지원으로 수행하는 21세기 프론티어연구개발사업(수소에너지사업단)의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

1. 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, Integration and Operations Conference (ATIO), 2007
2. Sun Ja Kim, Jaeyoung Lee, Kyung Yong Kong, Chang Ryul Jung, In-Gyu Min, Sang-Yeop Lee, Hyoung-Juhn Kim, Suk Woo Nam, Tae-Hoon Lim, "Hydrogen generation system using sodium borohydride for operation of a 400W-scale polymer electrolyte fuel cell stack", Journal of Power Sources 170 (2007) 412~418, 2007
3. 김태규, 심현철, 권세진, "무인 항공기용 연료 전지 동력

- 시스템 개발”, 한국추진공학회 2007년도 춘계학술대회 논문집, pp.87~90, 2007
4. M. Santarelli, M. Cabrera, M. Cali, "Analysis of Solid Oxide Fuel Cell Systems for More-Electric Aircraft", *Journal of Aircraft* Vol. 46, No. 1, 2009
 5. Nieves Lapena-Rey, Jonay Mosquera, Elena Bataller, Fortunato Orti, Christopher Dudfield, Alessandro Orsillo, "Environmentally friendly power sources for aerospace applications", *Journal of Power Sources* 181 (2008) 353~362, 2008
 6. Arun K. Sehra, Woodrow Whitlow Jr., "Propulsion and power for 21st century aviation", *Progress in Aerospace Sciences* 40 199~235, 2004
 7. Thomas H. Bradley, Blake A. Moffitt, Dimitri N. Mavris, David E. Parekh, "Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft", *Journal of Power Sources* 171 793~801, 2007
 8. Thomas Heenan Bradley, "Modeling, Design and Energy Management of Fuel Cell Systems for Aircraft", Ph. D. Thesis, Georgia Institute of Technology, 2008
 9. Francisco Leme Galvao, "Long Range Aircraft, and Ideal Case for Fuel Cell Power", SAE International, 2007
 10. Z. Shavit, "Fuel Cell Propulsion Technologies and Demonstration Programs for Fuel Cell powered Aircraft", IAI
 11. Ishaque S. Mehdi, John Trela, Karen Fleckner, Ashish Pattekar, "Application of Solid Oxide Fuel Cells to Aircraft", *Electrochemical Society Proceedings Volume* 2005-07
 12. M. Santin, A. Traverso, A. Massardo, "Technological aspects of gas turbine and fuel cell hybrid systems for aircraft: a review", *The Aeronautical Journal* Volume 112 No 1134, 2008