

## 미래 항공기 추진기관의 전망

이창호\*

### The Outlook of Future Aeropropulsion System

Changho Lee\*

#### ABSTRACT

The global restriction on pollutant emissions and the soaring of crude oil price are expected to result in the change of future transportation system. Hydrogen is considered to be the leading candidate as an alternative energy source before other new alternative energy sources emerge. Scientists anticipate that hydrogen fuel gas turbine engine and fuel cell will be the power plant of the aircraft in the near future. To realize the aircraft powered by fuel cell system in the future, the technologies such as fuel cell with higher energy density, compressed gas or liquid storage system of hydrogen fuel, and efficient and lightweight electric motor have to be developed first.

#### 초 록

세계적으로 강화되는 오염물질 배출규제와 유가의 급등은 미래 수송수단의 변화를 가져올 것으로 예상된다. 새로운 대체에너지가 나타나기까지는 화석연료를 대체할 에너지원으로 수소가 가장 유력하다. 가까운 미래의 항공기는 수소 가스터빈엔진이나 연료전지와 같은 동력장치를 사용할 것으로 과학자들은 예측하고 있다. 향후 연료전지 동력 항공기가 실현되기 위해서는 동력밀도가 높은 연료전지, 고압의 기체 또는 액체상태의 수소연료저장 장치, 그리고 경량의 고효율 전기모터가 개발되어야 한다.

Key Words: Green House Gas(온실가스), Hydrogen Powered Gas Turbine Engine(수소연료가스터빈엔진), Electrically Powered Aircraft(전기구동항공기), Fuel Cell(연료전지)

#### 1. 서 론

2008년 4월에 미국 보잉사는 소형 모터 글라이더의 동력원으로 PEM(Polymer electrolyte membrane)방식 연료전지만을 사용하여 고도

1km에서 100km/h의 속력으로 약 20분간 비행에 성공하였다[1]. 이 비행체는 비록 이륙 과정에 배터리를 사용하는 연료전지/리튬-이온 배터리의 혼합 방식 동력원을 사용하였지만, 그동안 무인항공기에 한하여 시도되어왔던 연료전지의 비행체 동력원 가능성을 유인항공기까지 확장하여 최초로 비행에 성공한 점에서 의의가 크다. 몇 개월 후 독일항공연구소 DLR은 완전히 PEM

† 2009년 3월 24일 접수 ~ 2009년 5월 10일 심사완료

\* 정회원, 한국항공우주연구원 스마트무인기개발사업단 연락저자, E-mail: leech@kari.re.kr



Fig. 1 DLR's Fuel Cell Powered Motor Glider

연료전지만을 동력으로 사용한 Antares DLR-H2라는 명칭의 비행기를 선보였다[2]. 이 새로운 비행기는 1인승 모터 글라이더 Antares 20E 모델을 기반으로 만든 것으로 날개길이 20m, 무게는 600kg이다. Antares DLR-H2는 2008년 9월 말에 Stuttgart 국제공항에서 처음 모습을 드러냈다. Fig. 1에서 보는바와 같이 연료전지 모터글라이더는 날개 하부에 두개의 포드를 달고 있다. 하나는 350기압의 수소 탱크이고 다른 하나는 20kW 용량의 연료전지시스템이다. 연료전지는 글라이더가 스스로 이륙할 수 있는 동력을 제공한다.

이와같이 새로운 동력원으로 연료전지를 사용하는 유인비행기는 아직은 연구개발 시제기이며 실용화까지는 수십년이 걸릴 수도 있지만, 이는 항공기의 연료가 화석연료에서 대체연료로 전환되는 장기 연구 프로그램의 일부 결과물이다. 또한 대학 연구실을 중심으로 연료전지를 무인항공기의 추진장치 및 항공기 보조동력장치로 사용될 수 있는 가능성을 보여주는 많은 연구결과가 발표되었다[3,4,5]. 본 논문에서는 이러한 연구결과들을 바탕으로 미래의 항공분야 연료와 추진기관에 대한 전망을 분석하고, 수송수단 동력기관의 유력한 후보인 연료전지의 항공분야 적용에 대한 가능성을 분석한다.

## 2. 수소 연료 항공기

### 2.1 수소 연료

화석연료가 고갈되어 감에 따라 급등하는 유가와 온실가스로 인한 기후변동은 전 세계적인 관심사로서 새로운 에너지를 찾기 위한 연구개발 노력이 선진국들을 중심으로 활발하게 진행되고 있다. 온실가스 배출 규제는 가까운 시일 내에 우리의 일상생활에도 영향을 미쳐 자동차나 항공기와 같은 수송수단의 변화가 예상되는데, 많은 과학기술자들은 21세기에는 수송수단이 탄화수소 연소동력으로부터 전기동력으로 변화될 것으로 예측하고 있다[6]. 따라서 대부분의 운송 회사들이 사용하는 에너지는 분산된 전기 에너지가 될 것이다. 항공기 운송은 전기 에너지로부터 예외가 되는 유일한 분야인데, 이것은 매우 큰 이륙 동력이 요구되는 항공기에는 무게 측면에서 연소동력이 더 적합하기 때문이다.

수소는 단위 무게당 에너지가 매우 크고  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $SO_x$  및 연기와 같은 오염물질을 완전히 제거할 수 있어 가장 유력한 대체 에너지 후보로 떠오르고 있다. 따라서 가까운 미래의 항공기 동력장치는 수소 연료와 연소/전기 혼합 시스템을 사용할 것이다[6].

미래의 연료로서 수소가 널리 사용되기 위해서는 저비용이면서 효율적으로 수소를 생산할 수 있어야 한다. 수소 연료에 대해서는 다음과 같은 2가지의 질문이 가장 일반적이다. 수소는 어디에서 얻는가? 그리고 수소를 만드는 데는 더 많은 이산화탄소가 발생하지 않는가? 이러한 질문은 근거가 있는 것이며 대답하기가 쉽지 않다. 수소는 지구상에 가장 많은 원소중 하나이지만 자연에서는 순수한 상태로 발견되지 않고 메탄이나 물 같은 다른 근원으로부터 생산되어야 한다. 현재 가장 많이 사용되는 수소 생산방법은 수증기메탄개질(steam methane reformation)인데, 이 방법도 에너지 소모가 많고 제조과정 중에 이산화탄소가 발생한다. 따라서 현재의 수소 제조방법에서 이산화탄소를 없애기 위한 새로운 제조방법이 개발되어야 한다. 또한 안전성도 수소의 생산, 분배 및 저장에서 고려해야 할 중요한 요소이다. 이러한 수소 생산의 복잡성과 안전

성에 대한 이슈는 수소제조를 집중방식이 되게 할 것이다. 지구상의 물의 가용성에도 불구하고 수소제조는 현재의 정유소와 비슷한 개념으로 될 것이다. 미국 에너지부는 2002년부터 야심적인 수소에너지 프로그램을 시작하였다[7]. 이 프로그램은 수소가 주요 에너지원이 되기 위해 해결해야 할 5개 분야로서 제조, 운반, 저장, 변환 응용 및 공공 교육에 집중하고 있다.

## 2.2 수소연료 가스터빈 항공기

수소를 연료로 사용하는 가스터빈엔진을 장착한 항공기 개념은 이미 반세기 전에 등장했다. 아음속 및 초음속 비행을 위한 다수의 수소기반 추진시스템 연구가 수행되었으며, 1956년에 NACA Lewis 연구소는 B-57 항공기에 1개의 엔진을 장착하고 수소를 연료로 사용한 최초 비행을 성공하였다[6]. 그 후의 수소연료 가스터빈엔진에 대한 대부분의 연구는 보고서 수준으로 머물렀다. 새롭게 수소연료 가스터빈엔진의 가능성을 파악하기 위해 수소의 주요한 성질을 알 필요가 있다. 수소와 일반 탄화수소 연료의 성질을 비교하면 다음과 같다.

- 수소의 에너지는 파운드당 Jet A 보다 2.8배 이고 메탄보다 2.4배 이다.
- 수소의 밀도는 Jet A 밀도의 1/11 이고 메탄 밀도의 1/6 이다.
- 수소는 같은 값의 에너지에 대해 Jet A의 4배, 메탄의 2.5배 체적을 갖는다.
- 수소의 냉각용량은 Jet A의 4.9배, 메탄의 2.8 배 이다.

이와 같은 수소의 성질로부터 수소는 많은 에너지를 갖고 있고 부피 냉각에 훌륭한 싱크가 될 수 있음을 알 수 있다. 단점으로는 적은 밀도와 극저온을 꼽을 수 있다.

수소연료 항공기의 개발은 시스템이 실현되기 전에 풀려야 할 많은 난제를 안고 있다. 먼저 수소를 연료로 사용하는 가스터빈은  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $SO_x$  등이 제거되어 매우 바람직하지만 높은 화염온도로 인해  $NO_x$  발생은 피할 수 없다. 그리고 연료를 수소로 전환하는데 있어서 가장 직접적

인 영향은 항공기 설계 자체에 있다. 현재 항공기는 체적이 작아 수소가 액체 상태라 하더라도 연료저장 시스템에 대한 설계변경이 되어야 한다. 수소연료는 더 이상 날개연료탱크에 쉽게 저장할 수 없다. 수년간 많은 해법들이 제시되었는데 대부분은 동체에 다양한 탱크 형상을 결합하는 것이다. 결과는 동체 지름을 키우는 것이고, 이것은 항공기 항력의 증가로 이어진다. 동체에 위치한 수소 탱크에 대해서는 많은 설계가 있어왔다. Fig. 2는 동체 전방과 후방에 위치한 형상 개념을 보여준다. 이러한 형상 개념과 관련하여 제기되는 문제는 수소가 객실로 누출될 수 있는 잠재적인 가능성과 객실과 같은 구조에 연료를 저장한다는 것이다. Fig. 3에서 보는바와 같이 NASA는 날개에 탱크를 배치하는 개념을 갖고 있다. 수소연료를 사용하면 항공기 설계에서 몇 가지 이득이 생긴다. 수소의 높은 발열값 때문에 요구되는 연료량은 적어 항공기 이륙중량이 감소되는 결과를 가져온다. 설계 변경의 결과는 요구되는 날개의 소형화와 엔진 요구추력의 감소를 포함한다. 간단한 예로 747 동체에 737 날개를 갖고 2개의 엔진을 장착하는 것이 가능하다.

수소연료 항공기에서 가장 어려운 문제는 저장이다. 앞에서 기술한 바와 같이 수소의 체적은 항공기의 공기역학적인 설계뿐만 아니라 구조 설계에도 영향을 준다. 해결책은 가볍고 증발이



Fig. 2 Hydrogen Transport Aircraft with Hydrogen Tanks in Fuselage



Fig. 3 Conceptual Hydrogen Aircraft with Wing Hydrogen Tanks

적은 시스템에 가용 연료를 최대화하는 것이다. 최근에 경량의 복합소재나 고분자 재료는 수소 저장 시스템의 무게를 줄일 수 있다. 하지만 경량의 수소 탱크에 사용할 수 있는 최신의 재료들은 아직은 많은 연구개발이 필요하다. 왜냐하면 많은 경우에 이러한 재료들은 소형의 시제품에서는 만족스럽지만 대형의 실제 제품에 적용할 때는 어려움이 발생하기 때문이다. 한편으로는 고체 수소와 같이 수소의 밀도를 높이기 위한 연구가 수행되어 왔지만 항공기에 실제 적용하기는 어렵다. 수소분자는 크기가 매우 작기 때문에 수소 공급계통은 누설에 특히 주의해야 한다. 수소연료를 사용하기 위해서는 엔진의 파이프와 피팅 설계의 변경이 필요하다. 그리고 추진 시스템 전체에서 수소누설을 찾을 수 있는 매우 민감한 센서가 요구되는데, 이러한 센서는 가벼우면서도 넓은 온도 범위에서 성능이 유지되어야 한다.

### 3. 항공기용 연료전지

NASA는 지난 1960년대에 제미니 우주선에 연료전지를 사용한 후 40년 넘게 유인 우주비행체에 연료전지를 사용한 경험을 갖고 있다. 하지만 연료전지는 자동차에 사용가능한 것이 인식되기 까지 다른 수송수단에 사용되지 못하였다.

최근에 NASA Glenn 연구소는 연료전지를 항공 분야에 적용하기 위한 조사와 개발을 시작하여, 2가지 연료전지 타입으로 PEMFC(Polymer electrolyte membrane fuel cell)와 SOFC(Solid oxide fuel cell)를 후보로 채택하였다[6]. PEMFC는 낮은 온도 ( $\sim 80^{\circ}\text{C}$ )에서 작동하고 응답시간이 빠르지만 상대적으로 높은 순도의 수소 연료를 요구한다. 반대로 SOFC는 높은 온도 ( $\sim 1000^{\circ}\text{C}$ )에서 운전되고 연료에 어느 정도의 불순물을 허용한다. SOFC의 이러한 특성은 탄화수소계열의 연료를 사용하는 것을 허용하는데 이것은 현재의 액체석유 기반시설을 사용할 수 있는 장점을 갖고 있다. 하지만 세부적인 사용목적에 따라 PEMFC와 SOFC가 각각 사용될 수 있다.

#### 3.1 연료전지 기반 동력장치 기술

최근에 수행된 연구들은 연료전지가 소형항공기 및 무인항공기의 추진장치와 보조동력장치로 사용될 수 있는 가능성을 보여준다. 연료전지 동력 항공기의 장점은 오염물질 배출이 거의 없으면서 소음이 크게 감소된다는 것이다. 하지만 연료전지와 수소저장장치의 무게, 그리고 수소저장장치의 부피를 줄이는 것은 어려운 과제이다.

연료전지 동력 항공기가 실현되기 위해서는 중요한 기술로서 수소연료저장, 연료전지, 전기모터를 꼽을 수 있다. 현재 수소저장장치로 사용할 수 있는 것은 자동차용으로 개발된 탱크로 350기압으로 압축된 수소를 저장할 수 있다. 하지만 더 많은 수소를 저장하기 위해서는 현재보다 개선된 고압의 복합재 탱크를 개발해야 하고, 궁극적으로는 낮은 비등온도와 높은 안전성을 갖는 액체수소 저장장치가 바람직하다. 왜냐하면 액체수소 저장방법이 저장연료에 대해 가장 낮은 무게와 부피를 갖기 때문이다[6]. 그리고 현재 사용가능한 연료전지 스택은 자동차용으로 개발된 PEMFC이다. 하지만 이것도 운전온도를  $200^{\circ}\text{C}$ 까지 높이고 동력밀도가 증가된 연료전지 스택이 개발되어야 하며, 보다 진보된 연료전지 스택은 효율과 동력밀도를 획기적으로 높인 새로운 타입이 되어야 한다. 또한 연료전지 시스템

을 구성하는 장치들이 단순화되어 가습, 분리 및 냉각이 필요 없는 연료전지 시스템이 개발되어야 한다. 전기모터의 경우도 경량의 고효율 전기모터가 개발되어야 한다. 현재는 자동차용의 영구자석 타입이 가용하지만 효율과 냉각기술이 개선되어야 하며, 궁극적으로는 경량의 초전도 전기모터가 개발되어야 한다.

### 3.2 고고도에서의 연료전지 성능

연료전지를 항공기의 보조동력장치 또는 추진동력으로 사용할 때, 비행 시나리오에서 부딪히게 되는 환경 조건에서 연료전지의 거동에 대한 정확한 이해와 예측이 필요하다. 예를 들어 고도 10km의 비행기에서 운용되는 연료전지는 해면 고도의 1/4에 불과한 압력의 공기를 사용하여 동력을 만들어내고  $-55^{\circ}\text{C}$  이하의 온도를 견뎌야 한다. 고고도 조건은 연료전지 성능에 복잡한 물리적, 화학적, 전기화학적 조합으로 영향을 주기 때문에, 고고도에서 연료전지를 운전하면서 얻어진 데이터에 대한 이해가 중요하다. 고고도 운전에서 연료전지 성능에 영향을 주는 것은 농도(Concentration)와 전압력(Total pressure)이며, 이 두 변수는 서로 다른 방식으로 성능에 영향을 준다. Cessna와 Boeing은 1.2kW급의 Ballard사 PEMFC 시스템을 고도 1524m 까지 시험한 결과, 전력이 지상의 1300W에서 970W로 감소함을 보였다. 다른 Ballard사 PEMFC 시험은 고도 2256m의 멕시코시에서 수행되었다. 이 시험에서 전류는 해면고도의 운전과 비교하여 24% 감소하였다[8]. 이러한 연구들은 대부분의 항공기에 적용하는데 유용한 고도에서 수행된 것이 아니다. 고고도에서 연료전지 성능 데이터에 대해 발표된 자료의 부족은 항공기용 연료전지 설계자들이 단지 고고도에서 성능을 달성하기 위해 고가의 비효율적 공기 압축시스템을 고려하는 식의 잘못된 방향으로 갈 수 있다. 또한 고고도 조건에서의 연료전지 성능을 결정하기 위하여 낮은 전압력 데이터를 대신하여 높은 전압력 시험 결과를 선형적으로 외삽하게 되면 부정확한 결과를 낳게 된다.

### 3.3 고고도 운전조건에서 연료전지 성능 실험

참고문헌[8]에서는 고고도 조건에서 연료전지 성능변화를 파악하기 위해 PEMFC를 사용하여 다음과 같은 실험을 하였다. 연료전지의 음극(Cathode)은 수동적으로 기계적인 팬이나 송풍기가 없다. 양극(Anode)으로 들어온 수소는 연료전지 반응에 의해 모두 소모된다. 연료전지는 1.05 psia 까지 도달할 수 있는 진공챔버에 넣고 시험하였으며, 습도는 15~70%, 공기 흡입온도는  $-60\sim-20^{\circ}\text{C}$  이다. 이러한 시험결과인 Fig. 4의 V-i 곡선으로부터 음극압력이 감소할 때 전압은 감소하는 상반된 영향을 확실히 볼 수 있다. 이것은 산소 농도와 전압력이 활성화 손실(Activation loss), 음 손실(Ohmic loss), 그리고 확산 손실(Diffusion loss)로 구분되는 비가역적 손실로서 연료전지 성능에 불리하게 영향을 주기 때문이다. 활성화 손실은 반응 운동역학과, 그리고 전방 반응(Forward reaction)을 유발하기 위해서는 전극 반응위치에 어느 정도의 대전(Charge) 축적이 반드시 발생한다는 사실과 관련되어 있다. 반응위치에서 대전 전달과정이 활성화하기 위해 필요한 에너지는 손실되고 실제 전압에 기여하지 못한다. 이 손실은 낮은 전류 밀도, 즉 대전 축적의 양이 전체 반응과 관련된 전체 대전의 큰 부분일 때 가장 명백하다. 공기 유량이나 압력이 낮아짐에 따라 V-i 곡선이 아래 방향으로 이동하는 것은 활성화 손실이 증가하는 특성으로 이론적 측면에서도 예측되는 것이다. Fig. 4는 또한 전압력과 공기유량의 상호작용을 보여준다. 즉 공기유량은 압력이 높은 영역에서는 영향이 거의 없지만 압력이 낮은 영역에서 영향이 크다. 이온 및 전자 전도 과정의 비가역성은 음 손실로 고려된다. 음 손실은 연료전지에서 이온과 전자 저항을 합치고 구성품을 전체 저항과 연결하여 계산된다. 이 저항은 V-i 곡선의 선형 음수 기울기에 기여한다. 이 실험에서 전체 저항은 농도 및 전압력과 상관성은 무시할 만하다. 저항은 또한 온도와 습도에도 영향을 받을 수 있지만 이 실험에서는 별로 중요하지 않다. 질량 확산 손실은 전기화학적 반응 사이트

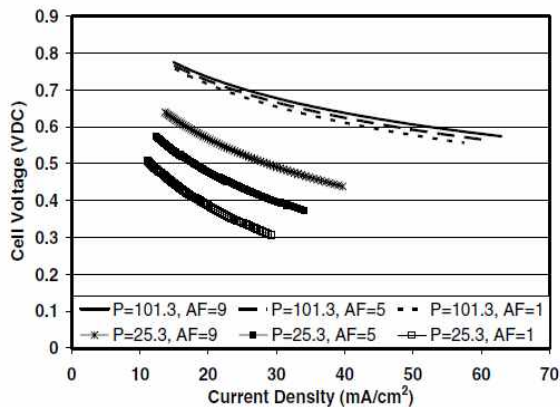


Fig. 4 Effect of Pressure and Airflow rate on fuel cell performance

로의 비이상적인 가스 질량전달과 관련되어 있다. 이 메커니즘 및 산소농도 영향과 전압력 영향 사이의 차이를 이해하기 위해서는 연료전지 음극의 구조를 자세히 살펴보고 질량전달을 지배하는 화학적, 물리적 과정을 검토할 필요가 있다. 고고도에 최적화된 연료전지는 낮은 전압력 조건의 운전에서 질량확산이 용이하게 설계된 구조를 가져야 한다.

#### 4. 맺음 말

수소는 화석연료를 대체할 미래의 에너지원으로 유력하며, 가까운 미래의 항공기 동력장치는 수소 연료와 연소/전기 혼합 시스템을 사용할 것이다. 큰 동력을 필요로 하는 대형항공기는 수소를 연료로 사용하는 가스터빈엔진을 추진기관으로 사용하고, 저속의 소형항공기나 무인항공기는 연료전지로부터 전기에너지를 발생시켜 전기모터를 구동하는 방식이 될 것이다. 저비용으로 이산화탄소를 배출하지 않는 수소제조방법이 개발되어야 하며, 수소연료 항공기는 액체수소를 저장할 수 있어야 한다. 항공기용 연료전지가 같은 출력을 갖는 엔진을 대체하기 위해서는 동력 밀도를 높일 수 있도록 연료전지시스템과 수소 저장장치의 무게 및 부피를 줄이는 것이 중요한

과제이다. 고고도에서 전압력의 감소는 연료전지의 성능저하로 나타나며, 공기유량의 영향은 해면고도보다 고고도에서 크게 나타난다.

#### 참고 문헌

1. "Boeing fuel cell plane in manned aviation first," Fuel Cells Bulletin, Volume 2008, Issue 4, April 2008, Page 1
2. "DLR's first flight using high-temperature PEMFC," Fuel Cells Bulletin, Volume 2008, Issue 10, October 2008, Page 1
3. 김태규, 심현철, 권세진, "무인항공기용 연료전지 동력시스템 개발," 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2007
4. Bradley, T., Moffitt, B. A., Mavris, D. N., and Parekh, D. E., "Development and Experimental Characterization of a Fuel Cell Powered Aircraft," J. of Power Sources, Vol. 171, 2007, pp.793-801
5. Santarelli, M., Cabrera, M., and Cali, M., "Analysis of Solid Oxide Fuel Cell Systems for More-Electric Aircraft," J. of Aircraft, Vol. 46, No. 1, Jan-Feb. 2009, pp.269-283
6. Sehra, A. K., and Whitlow, W. Jr., "Propulsion and Power for 21st Century Aviation," Progrss in Aerospace Sciences, Vol. 40, 2004, pp.199-235
7. National Hydrogen Energy Roadmap, US Department of Energy, November, 2002
8. Pratt, J. W., Brouwer, J., and Samuelsen, G. S., "Performance of Proton Exchange Membrane Fuel Cell at High-Altitude Conditions," J. of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 2, March-April 2007, pp.437-444