Trans. of the Korean Hydrogen and New Energy Society(2014. 8), Vol. 25, No. 4, pp. 393~404
DOI: http://dx.doi.org/10.7316/KHNES.2014.25.4.393
ISSN 1738-7264
eISSN 2288-7407

연료전지 무인항공기의 고도와 체공시간에 대한 특성 분석 및 최신 연구동향

조성현[1,2] · 김민진[1,2†] · 손영준[1,2] · 양태현[1]
[1]한국에너지기술연구원 연료전지연구실, [2]과학기술연합대학원대학교 신에너지기술학과

Research Trend and Analysis of Altitude and Endurance for Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicles

SEONGHYUN CHO[1,2], MINJIN KIM[1,2], YOUNGJUN SON[1,2], TAEHYUN YANG[1†]
[1]Fuel Cell Research Center, Korea Institute of Energy Research
[2]Advanced Energy Technology, Korea University of Science and Technology

Abstract >> Unmanned aerial vehicles (UAVs) have been applied to not only military missions like surveillance and reconnaissance but also commercial missions like meteorological observation, aerial photograph, communication relay, internet network build and disaster observation. Fuel cells make UAVs eco-friendly by using hydrogen. Proton exchange membrane fuel cells (PEMFCs) show low operation temperature, high efficiency, low noise and high energy density and those characterisitcs are well fitted with UAVs. Thus Fuel cell based UAVs have been actively developed in the world. Recently, fuel cell UAVs have started to develope for high altitude UAVs because target altitude of UAVs is expanded upto stratosphere altitude. Long endurance of UAVs is essential to improve effects of the missions. Improvement of UAV endurance time could be fulfilled by developing a hydrogen fuel storage system with high energy density and reducing the weight of UAVs. In this paper, research trend and analysis of fuel cell UAVs are introduced in terms of their altitude and endurance time and then the prospect of fuel cell UAVs are shown.

Key words : Fuel cell(연료전지), PEMFC(고분자 전해질 연료전지), UAV(무인항공기), HALE(고고도 장기체공), Hydrogen(수소)

1. 서 론

연료전지에서 일어나는 반응은 연소반응이 아닌 수소와 산소의 전기화학반응이다. 화학에너지를 전기에너지로 직접적으로 변환시키는 반응이기 때문에 연료전지는 내연기관보다 높은 발전 효율을 지닌다. 뿐만 아니라 연료전지는 친환경적인 출력시스템으로 주목 받고 있다. 수소 연료전지의 경우 CO_2의 배출이 없으며, 개질가스를 사용하는 경우 내연기관에 비해 상대적으로 낮은 수준으로 CO_2를 배출한다. NOx, SOx 와 같은 대기오염물질도 배출되지 않는다[1,2]. 연료전지는 단위 중량 당 높은 에너지 밀도를 가지고 있다. Li-Ion 배터리 최대 에너지 밀도는 240Wh/kg

†Corresponding author : minjin@kier.re.kr
[접수일 : 2014.07.01 수정일 : 2014.08.06 게재확정일 : 2014.08.31]
Copyright ⓒ 2014 KHNES

의 수준인 반면[3], Proton exchange membrane fuel cell (PEMFC)의 에너지 밀도는 기체수소를 사용하였을 경우 최대 1800Wh/kg의 에너지 밀도를 갖는다[4]. 또한 연료전지는 소음 유발 장치의 사용이 적기 때문에 발생하는 소음이 적다[1-15].

연료전지의 고효율, 저소음, PEMFC의 낮은 작동온도 등과 같은 특성은 무인항공기의 주 임무인 감시, 정찰 등을 수행하는데 있어서 매우 적합하다. 무인항공기에는 연료전지 이외에도 태양전지나 배터리와 같은 출력시스템을 사용할 수 있으나 태양전지는 단독으로 밤에 운용하는 것이 불가능하며, 배터리는 중량 당 에너지 밀도가 연료전지보다 낮고 충전 속도가 느리다[3,4,6,7].

저고도 연료전지 무인항공기는 고고도 연료전지 무인항공기 개발을 위한 사전 기술을 확보하기 위해 개발되거나 주로 소형 무인항공기로 제작되어 상대적으로 낮은 운영비용을 통해 저고도에서 빠르게 작전지역에 도달하여 임무를 수행할 수 있도록 개발되고 있다. 최근에는 연료전지 무인항공기의 목표 고도가 20km 이상의 성층권으로 확대되고 있다. 고고도에서는 기상변화가 거의 없어 항공기의 안정성이 높아지며 공기의 밀도가 낮아서 위치를 유지하는데 필요한 에너지가 적기 때문에 운영비용 대비 높은 효율을 지닌다. 또한, 인공위성에 비해 데이터 소실이나 지연의 걱정이 없다. 뿐만 아니라 항공기보다 높은 고도에서 작동하기 때문에 더 광범위한 지역을 감시, 정찰 할 수 있게 된다.

연료전지 무인항공기가 수행하는 감시, 정찰, 항공촬영, 기상관측, 통신중계 등의 다양한 임무들을 수행함에 있어서 장기체공 능력이 필수적으로 요구되기 때문에 작전 수행 효율을 높이기 위해서 높은 에너지 밀도를 지니는 연료를 개발, 적용시키려는 노력이 활발히 진행되고 있다[3-5].

이 논문에서는 고도에 따른 연료전지 무인항공기의 특성 파악 및 최신 개발동향을 살펴본 뒤, 연료전지 무인항공기의 체공시간에 대한 특성과 동향에 대하여 알아본다. 이를 통해 향후 연료전지 무인항공기의 전망을 알아보고자 한다.

2. 고도에 따른 연료전지 무인항공기의 특성 분석

2.1 저고도 연료전지 무인항공기 특성

저고도 연료전지 무인항공기는 6km이하의 낮은 고도에서 임무를 수행한다. 작전에 빠르게 투입되어야 하는 특성상 소형 무인항공기들로 구성되어 있다. 고효율, 저소음, 낮은 작동온도 등의 연료전지 장점과 무인항공기의 작은 크기를 이용하여 적에게 들키지 않고 접근하여 감시, 정찰 등의 임무를 수행할 수 있으며, 도심과 같은 지형지물이 많은 곳의 감시, 정찰에 유용하게 사용된다. 또한, 사람이 직접적으로 투입되기 어려운 3D (Dull, Dirty, Dangerous) 임무[5]에 투입되어 조종사의 피해 없이 유용하게 임무를 수행할 수 있다.

저고도 연료전지 무인항공기는 주로 연료전지만을 이용하거나 연료전지와 배터리의 하이브리드 시스템으로 구성되는데, 이때 배터리는 이륙 시 필요한 출력이나 높은 부하가 걸렸을 때 필요한 출력을 보조하는데 사용된다[5,6,16-21].

2.2 저고도 연료전지 무인항공기 개발 동향

이스라엘 Elbit Systems에서 개발한 Skylark I-LE는 싱가포르 Horizon사의 Aeropak fuel cell power system을 도입하여 2010년 고도 약 300m에서 3시간의 비행에 성공하였다. 이 연료전지는 PEMFC로 900Wh/l의 에너지를 제공한다. Fig. 1[22]에서 보는 것처럼 사람이 직접 날릴 수 있다[17].

이스라엘 BlueBird Aero Systems에서 개발한 Boomerang은 2009년 세계 최초의 상용 수소연료전지 무인항공

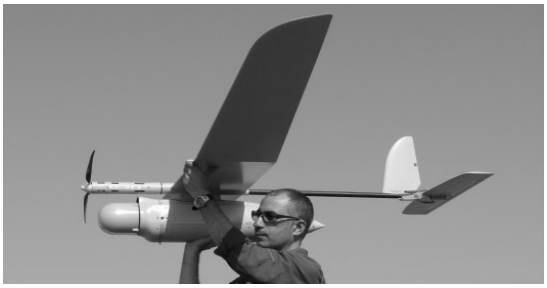

Fig. 1 Elbit systems - Skylark I-LE

Fig. 2 BlueBird Aero Systems - Boomerang

기로 선보이게 되었다. 무게는 9kg이며, 900Wh의 에너지를 제공할 수 있는 Horizon사의 무게 2kg의 Aeropak PEMFC system을 도입하여 10시간 이하의 체공시간을 제공한다. 최적 작동 고도는 AGL (Above Ground Level) 약 1km이며, 최대 작동 고도는 ASL (Above Sea Level) 약 10km이다. Fig. 2는 Boomerang이다[6,16].

미국의 AeroVironment사에서 개발한 Puma는 2008년 3월 배터리와 Protonex사의 Pulse PEMFC의 하이브리드 시스템을 적용하여 9시간의 비행에 성공하였다. 이는 배터리만을 적용한 Puma의 체공시간에 비해 3배가 넘는 결과이다. 배터리는 에너지 저장 시스템으로 연료전지에서 나온 여분의 에너지를 저장해 두었다가 이륙 시나 높은 부하가 걸릴 때 출력을 보조한다. Puma의 무게는 약 6.3kg이며, 비행고도는 약 30~150m이다. Fig. 3[23]은 Puma이다[6].

미국 Insitu사, 미 해군연구소(NRL)와 UTC (United Technologies)가 개발한 Scan Eagle은 UTC의 1.5kW급 연료전지와 미 해군연구소의 수소 저장 시스템을

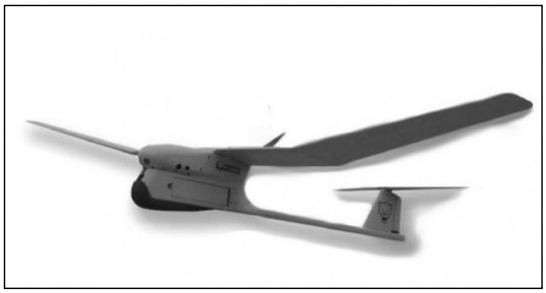

Fig. 3 AeroVironment - Puma

Fig. 4 Insitu - ScanEagle

도입하여 2012년 2시간 30분의 비행에 성공하였다. 이러한 연료전지의 도입은 기존 가솔린을 사용하는 시스템에 비해 훨씬 저렴하며, 기존 엔진을 사용할 때보다 더 가볍다. 따라서 출력시스템의 무게 감소로 인해 더 큰 유상하중을 갖는다. Fig. 4[24]는 ScanEagle의 비행모습이다[18].

미 해군연구소(NRL)에서 개발한 XFC는 잠수함같이 바다 밑에서 발사체를 이용하여 쏘아 올려 ISR (Intelligence, Surveillance and reconnaissance)임무에 사용하는 소형 무인항공기이다. XFC는 2009년 6월에 Protonex사의 PEMFC system을 사용하여 6시간의 비행에 성공하였다. 무게는 약 6.8kg이고 유상하중은 약 0.9kg이다. Fig. 5[25]는 XFC의 비행모습이다[6,19].

미 해군연구소(NRL)와 Protonex사, University of Hawaii, HyperComp Engineering 그리고 Arcturus가 개발한 Ion Tiger는 2009년에 Protonex사의 550W급 PEMFC를 도입, 기상의 압축수소를 사용하여 10월

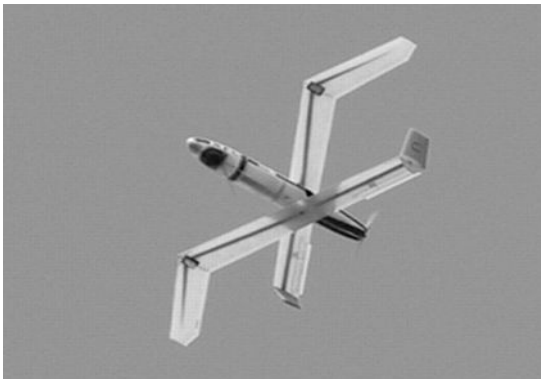

Fig. 5 NRL - XFC

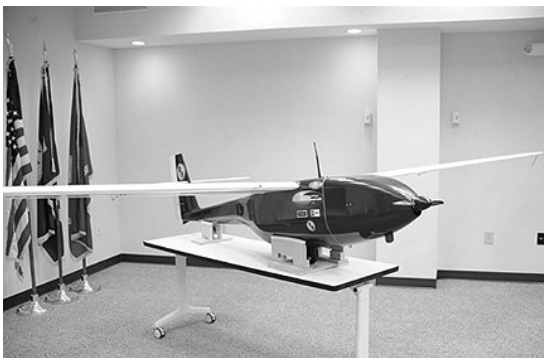

Fig. 6 NRL - Ion Tiger

에 23시간 19분, 11월에 26시간 1분의 장기체공에 성공하였다. Ion Tiger는 무게 약 16kg으로 약 2kg의 유상하중을 지닌다. 이후, 장기체공능력을 극대화하기 위하여 액체수소를 사용하는 방식의 연구를 진행하여 2013년 48시간 1분의 비행에 성공하였다[26]. Fig. 6[26]은 Ion Tiger의 모습이다[6,20,21].

Korea Institute of Science and Technology (KIST)에서 2013년 1월 Ammonia Borane (AB) 화학수소화물을 수소 저장 방식으로 사용한 무인항공기를 개발하여 고도 200m에서 약 1시간의 비행에 성공하였다. KIST 무인항공기는 무게 약 1.7kg의 200W급 Horizon Aeropak PEMFC와 Li-Po Battery 하이브리드 시스템을 적용하였다. 일반적으로 사용하는 기상의 수소에 비해 높은 에너지 밀도를 갖는 화학수소화물을 사용하여 장기체공능력을 극대화하기 위한 기술개발을 진행하고 있다[27].

Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST)에서는 2011년 액상화학수소화물인 $NaBH_4$를 수소 저장 방식으로 도입한 100W급 Horizon PEMFC와 Li-Po Battery 하이브리드 시스템을 이용하여 약 2시간의 비행에 성공하였다[8,9].

Korea Aerospace Research Institute (KARI)는 2012년 6월 태양전지, Li-Ion Battery, 200W급 Horizon PEMFC의 하이브리드 시스템을 적용한 무인항공기를 제작하여 고도 600m, 채공시간 22시간 8분을 달성하였다. KARI는 2015년까지 20km 성층권 고도에 도달할 수 있는 무인항공기를 제작하는 것을 목표로 하고 있다[28,29].

2.3 고고도 연료전지 무인항공기 특성

고고도의 기준은 기관별, 국가별로 정하는 기준이 약간씩 다르다. 일부 항공관련 민간 기구에서는 9,144m (30,000ft), 미 공군에서는 18,288m (60,000ft), 일부 국가에서는 12,192m (40,000ft) 또는 13,700m (45,000ft) 이상을 고고도의 기준으로 잡고 있다[30].

고고도 무인항공기는 저고도보다 더 높은 고도에 도달하여 더 광범위한 영역을 담당하기 때문에 ISR (Intelligence, Surveillance and reconnaissance) 같은 군사적 임무로도 사용될 수 있고 인공위성보다 저렴한 운영비용을 기반으로 기상관측, 항공촬영, 통신중계, 재난-재해 관측 등의 다양한 민간임무 수행에도 사용된다.

최근 구글과 페이스북에서는 고고도 상공에 무인비행체를 띄워 데이터를 송수신하여 인터넷을 이용하기 힘든 오지에 인터넷을 이용할 수 있도록 하는 기술을 개발 중에 있다[31]. Fig. 7[31]은 무인비행체를 이용하여 데이터를 송수신해서 인터넷 망을 구축하는 방법을 나타낸다. 이러한 기술을 위해서는 고고도에서 장기체공 할 수 있는 기술 개발이 필수적이다.

따라서, 고고도 도달 및 장기체공에 필요한 출력

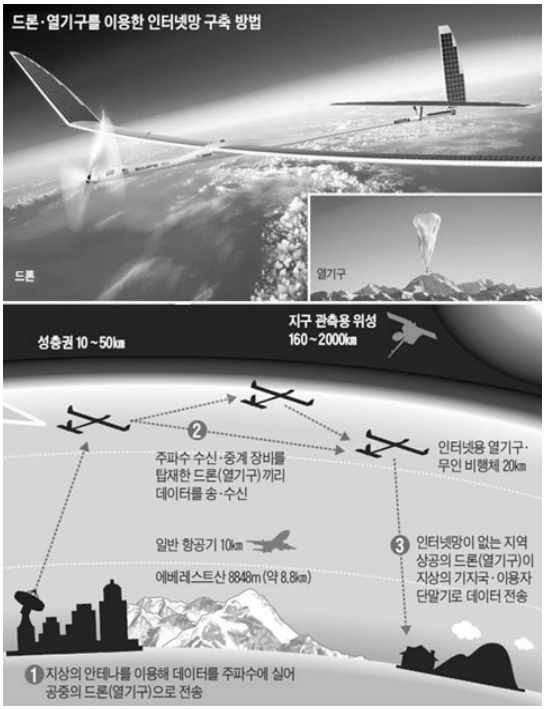

Fig. 7 Internet network building method by using UAV

Fig. 8 Thales - Stratobus Design

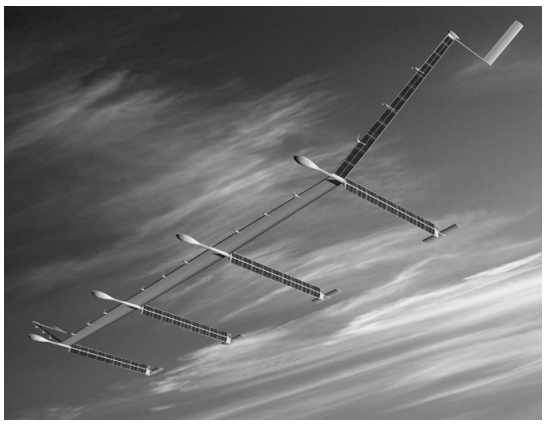

Fig. 9 Boeing - Solar Eagle

공급을 위해 연료전지와 태양전지 혹은 연료전지, 태양전지, 배터리의 하이브리드 시스템을 주로 도입한다. 고고도 무인항공기는 일반적인 항공기 모형 이외에도 비행선, 열기구 모양의 비행체도 개발되고 있다[3,5,6,8,9,27,28,32]

2.4 고고도 연료전지 무인항공기 개발 동향

프랑스 Thales Alenia Space는 파트너인 Airbus Defence & Space, Zodiac Marine, CEA-Liten과 함께 고고도 무인비행선인 Stratobus를 개발 중에 있다. 이 비행선은 약 20km상공의 성층권을 목표로 하여 5년간 장기체공 할 예정이다. 태양전지와 배터리, 연료전지의 하이브리드 시스템으로 운영이 될 예정으로 5년간의 장기체공을 위하여 Regenerative Fuel Cell system (RFC)을 도입하여 낮에 태양전지에서 생성된 출력 중 여분의 출력을 이용하여 연료전지에서 생성된 물을 전기 분해하여 연료전지를 구동하는데 필요한 연료를 보충할 예정이다. 유상하중은 200kg이며, 2014년 기준으로 5년 안에 첫 번째 시제품 완성을 목표로 하고 있다[33]. Fig. 8[33]은 Stratobus의 디자인 모델이다.

DARPA에서 Vulture II program 사업에 따른 자금을 지원하고 미국의 Boeing사와 영국의 QinetiQ사가 개발 중에 있는 Solar Eagle은 태양전지와 연료전지의 하이브리드 시스템으로 이루어져 있다. 연료전지는 SOFC를 사용할 계획에 있으며 RFC System을 통해 5년 이상의 장기체공과 고도 20km 성층권 비행을 목표로 하고 있다. Solar Eagle은 날개폭 약 122m, 유상하중은 약 453kg로 2014년에 시험 비행을 목표로 하고 있다[34]. Fig. 9[34]는 Solar Eagle의 모습이다.

Table 1은 앞에서 소개한 연료전지 무인항공기들의 기본적인 정보를 요약한 것이다.

Table 1 Fuel Cell UAV Summary

Low Altitude Fuel Cell UAV							
UAV	Nation	Year	Flight Time	Altitude	Fuel	Power Source	Etc.
SkyLark I-LE	Israel	2010	3 hr	About 300m	Hydrogen	Horizon Aeropak PEMFC 900Wh/l	UAV can launch by hands
Boomerang	Israel	2009	10 hr	Optimum Altitude AGL 1000m Maximum Altitude ASL 10000m	Hydrogen	Horizon Aeropak PEMFC 900Wh	First commercial fuel cell UAV
Puma	USA	2008	9 hr	About 30~150m	Hydrogen	Protonex Pulse PEMFC Li-Ion Battery	UAV can launch by hands
ScanEagle	USA	2012	2 hr 30 min	-	Hydrogen	1.5kW PEMFC	-
XFC	USA	2009	6 hr	-	Hydrogen	Protonex PEMFC	Tube-launch, Launch in submarine
Ion Tiger	USA	2009	23 hr 19 min 26 hr 1 min	About 600m	Hydrogen	550W Protonex PEMFC	-
KIST UAV	KOREA	2013	1 hr	About 200m	Chemical Hydride	Horizon Aeropak 200 W PEMFC Li-Po Battery	Ammonia Borane
KAIST UAV	KOREA	2011	1 hr 31 min 1 hr 57 min	-	Chemical Hydride	Horizon 100W PEMFC Li-Po Battery	NaBH4
EAV-2	KOREA	2012	22 hr 8 min	About 600m	Hydrogen	Horizon 200W PEMFC Li-Ion Battery Solar Cell	Target stratosphere altitude
High Altitude Fuel Cell UAV							
UAV	Nation	Year	Flight Time	Altitude	Fuel	Power Source	Etc.
Stratobus	France	-	Target 5 years	Target 20km	Hydrogen	Solar Cell Battery Fuel Cell	Plan to make prototype within 5 years, RFC
Solar Eagle	USA England	-	Target 5 years	Target 20km	Hydrogen	Solar Cell SOFC	Plan to test flight in 2014, RFC

3. 체공시간에 영향을 미치는 연료전지 무인항공기의 특성 분석

저고도 및 고고도에 대한 임무의 효율성 측면에서 체공시간을 길게 유지하는 것은 매우 중요한 요소이다. 체공시간을 길게 유지하기 위해서는 에너지 밀도와 무게가 중요한 요소이다.

에너지 밀도는 체공시간에 직접적인 연관이 있는 요소이다. 동일한 무게 혹은 부피의 연료시스템에서 더 높은 에너지 밀도를 갖는 연료를 더 높은 효율로 사용한다면 더 오랫동안 비행 할 수 있다. 또 다른 방법은 시스템 자체에서 연료를 지속적으로 생산할 수 있는 방법을 사용하면 된다. 이는 RFC와 같은 시스템을 적용함으로써 이루어진다.

항공기의 무게 또한 체공시간에 중요한 영향을 미치게 된다. 무게가 증가하게 되면 필요한 출력도 증가하게 되며, 결과적으로 더 많은 연료의 소비로 이어지게 된다. 무게가 감소하면 더 많은 양의 연료를 추가적으로 고려할 수 있게 된다. 따라서 무게를 줄이기 위하여 탄소소재와 같은 가벼운 소재를 개발하거나 시스템의 설계 최적화를 통해 무게를 줄이는 노력을 진행하고 있다.

소형 무인항공기의 경우 장기체공을 위하여 액체수소나 화학수소화물과 같은 에너지 밀도가 높은 연료를 적용하기 위한 노력을 하고 있으며, 고고도 무인항공기의 경우 하이브리드 시스템 적용과 RFC System을 이용하여 수년간의 장기체공을 가능하도록 하는 기술을 개발하기 위해 노력하고 있다[5,8,9,20,21,27,35,36].

3.1 연료의 저장 방식 분석

이 챕터에서는 Ion Tiger, KAIST 무인항공기, KIST 무인항공기에 사용된 수소 저장 방식을 알아보고, 각 방식에 대한 에너지 밀도, 무게 등의 특성을 알아본다.

3.1.1 Ion Tiger의 수소 저장 방식

Ion Tiger는 압축 수소 탱크를 이용하여 기상의 수소를 압축시켜 사용하여 23시간 19분, 26시간 1분의 비행을 성공시켰다. 이러한 Ion Tiger의 수소 저장 방식은 아래의 질적, 양적 기준에 의하여 선정하였다. 각 항목에 대해 1~10점으로 점수를 산정하였으며, 괄호 안의 수치는 가중치이다. 질적 기준의 경우는 가중치가 높을수록 더 중요한 항목임을 의미하며 각각의 수소 저장 방법에 대하여 각 항목별 점수에 가중치를 곱하여 합산을 하게 된다. 양적 기준의 경우는 가중치가 유동적인데, 1점의 경우는 가중치가 1이고 10점의 경우는 가중치가 10이 되는 것이다. 양적 기준 역시 점수에 가중치를 곱하여 합산을 하게 된다. 최종적으로 질적 기준과 양적 기준 점수를 합하여 점수가 낮을수록 Ion Tiger에 더 적합한 수소 저장 방식임을 나타낸다.

3.1.1.1 질적 기준

- 개발 위험성 : 탱크가 최대 8.0lb의 무게와 최소 1.1lb의 수소 저장능력을 만족하는지에 대한 가능성(8)
- 로지스틱스(Logistics, 실행 계획) : 연료를 얻고 공급하고 시스템을 준비하고 운영하는 과정에서 복잡성이나 난해함의 정도가 수용할 만 한가(2)
- 참신함 : 현재 하고 있는 연구의 참신성의 상대적 수준(1)
- 시스템 복잡성 : 구성요소, 상호연결, 제어에 필요한 요소의 수(4)
- 안전성(조작) : 조립, 연료공급, 작동, 연료제거 시 누군가가 다칠 위험성. 어느 누구도 다치는 것을 예상하지 않지만, 고압과 초저온 액체의 사용은 어느 정도의 위험성이 존재(2)
- 실패 위험성 : 시스템에 수소가 공급되지 않거나, 충분히 공급되지 않을 위험성, 다른 이유로 조기에 비행이 중단 될 위험성(6)

3.1.1.2 양적 기준

- 탱크 당 평가된 프로그램 비용 : 밀폐용기의 비용. 가장 저렴한 비용이 1점, 가장 높은 비용 10점(각 점수에 대하여 1-10)
- 무게 : 밀폐용기의 무게가 건조 상태에서 8.0 lb 보다 덜 나가는지 아니면 같은지에 대한 예상치. 기준에 맞으면 1점, 그렇지 않으면 10점(각 점수에 대하여 1-10)

아래는 Ion Tiger에 적용하기 위한 몇 가지 수소 저장 방식을 나타낸다.

- Carbon Overwrapped Al Pressure Vessel
- Carbon Overwrapped Ti Pressure Vessel
- Linerless Carbon Pressure Tank (1)
- Linerless Carbon Pressure Tank (2)
- Cryogenic Hydrogen
- Sodium Borohydride

앞에서 살펴본 질적, 양적 기준에 대한 위의 수소 저장 방식들의 평가를 내려 보았는데, 평가결과 탄소

복합재 알루미늄 압력용기(Carbon Overwrapped Al Pressure Vessel)가 기상의 수소를 사용하는데 가장 좋은 성능을 나타내었다. 이는 다른 저장 방식에 비하여 높은 안정성을 지니며, 동일한 방식의 티타늄 용기보다 저렴하고, 앞에서 소개된 기준을 만족시키기 때문이다. Ion Tiger는 차후 장기체공 성능을 이끌어내기 위한 방법으로 액체수소를 선택하였으며, 액체수소를 통한 72시간의 장기체공을 목표로 기술개발에 최선을 다하고 있다. 그러나 압축 수소탱크 방식의 수소 저장 방식은 기상의 수소 특성상 낮은 에너지 밀도를 지니며 고압으로 저장하는 만큼 위험하고 압력이 높아짐에 따라 탱크의 무게도 증가하게 된다. 액체수소 방식은 에너지 밀도는 높으나 액상을 유지시키기 위해 약 20K의 온도를 유지시켜주어야 한다. 액체수소의 증발로 인한 용기압력 증가는 용기의 불안정성을 증가시키며, 증발된 미 반응 수소가 밖으로 새어 나오는 경우 수소 이용률을 감소시키므로 새어 나오지 않도록 뛰어난 인슐레이션 기술이 적용되어야 한다[20,21].

3.1.2 KAIST의 Sodium Borohydride ($NaBH_4$) 화학수소화물

KAIST의 무인항공기에 사용되는 수소 저장 및 공급 방식은 화학수소화물인 Sodium Borohydride ($NaBH_4$)를 사용한다. Table 2는 수소 저장 기술들의 수소 저장 무게에 대한 비교를 보여주고 있다. $NaBH_4$는 높은 에너지 밀도를 가진 화학수소화물로 수소의 무게 비율이 10.8wt.%이다. 액상의 $NaBH_4$에 촉매를 이용하여 가수분해를 통해 수소를 얻을 수 있다.

$$NaBH_4 + 2H_2O \rightarrow NaBO_2 + 4H_2 + 271kJ \quad (1)$$

$NaBH_4$는 안정적이고 친환경적인 물질로 반응 부산물로 Sodium Borate ($NaBO_2$)가 생성되며 이 $NaBO_2$에 수소를 공급하면 다시 $NaBH_4$로 되어 재사용이 가능하다. 그러나 화학수소화물을 사용함으로써 도입하는 반응기, 분리기 등의 부수적인 장치들로 인하여 무게가 증가하는 문제가 발생된다. 또한, 촉매의 낮은 내구성과 부산물인 $NaBO_2$ 결정이 관을 막는 현상은 해결해야 될 문제이다[8,9].

Table 2 Hydrogen Storage Technologies

Technology	Gravimetric density[a] (wt.%)	Volumetric density[b] (kg/m^3)
Compressed hydrogen	2.5-4.0	40
Liquefied hydrogen	5.0-7.0	70
Metal hydride	2.3-3.0	60
Chemical hydride	4.0-7.0	110

[a] Hydrogen weight fraction to the total storage system.
[b] Hydrogen weight per unit volume of the storage system.

3.1.3 KIST의 Ammonia Borane (AB) 화학수소화물

KIST의 무인항공기에 사용되는 수소 저장 방식은 화학수소화물인 Ammonia Borane (AB)을 사용한다. AB는 19.6wt.%의 높은 수소 저장능력을 지녔으며, AB를 가수분해, 알코올분해, 열분해를 시키면 수소를 얻을 수 있는데, 이 중 열분해가 장기체공을 위해 가장 적합한 방법이다. AB는 114°C에서 녹으면서 분해되어 수소기체를 발생시킨다. AB는 100°C 이하에서도 느린 속도로 고체 상태에서 수소기체를 발생시킬 수 있다. 100°C 이하 에서는 수소기체와 함께 Polyaminoborane (PAB, -$(NH_2BH_2)_n$-)가 얻어진다. 온도를 150°C 이상으로 올리면 PAB는 분해되어 수소기체와 Polyiminoborane (PIB, -$(NHBH)_n$-), Borazine (c-$(NHBH)_3$)이 얻어진다. 다음은 AB의 간단한 반응식이다[37,38].

$$NH_3BH_3 \rightarrow NH_2BH_2 + H_2 \quad (2)$$

$$NH_2BH_2 \rightarrow NHBH + H_2 \quad (3)$$

$$NHBH \rightarrow NB + H_2 \quad (4)$$

AB에서 수소기체를 얻을 때, 반응 엔탈피는 $\triangle H_{rxn}$= -21kJ/mol로 열분해 시 상대적으로 낮은 온도에서 수소기체를 얻을 수 있다. 이와 같은 특성을 통해 250℃ 이하에서 장기체공을 위한 충분한 양의 수소기체를 AB로부터 얻을 수 있다[38]. AB는 고체로 구슬모양으로 제작되며, 이 AB와 프로모터 T4EDGE를 사용하여 분당 3.8L의 수소를 생성하였다.

그러나, AB를 사용하기 위해 해결해야 할 몇 가지 문제점이 있는데, 화학수소화물을 사용함에 있어서 수소발생기, 액체 프로모터 저장 탱크, 필터 등의 부수적인 장치들의 추가로 인하여 항공기의 무게가 증가되며, 고체의 AB를 지속적으로 공급하는 방법을 해결해야 한다. 수소와 다른 기상 반응생성물에서 순수한 수소를 분리, 정제 할 수 있어야 하고 반응 후 남은 액상-고상의 사용된 연료들이 유로를 막는 문제도 해결해야 한다[27].

3.2 Regenerative Fuel Cell system (RFC system)

수일에서 수년간의 장기체공을 위해서 연료전지는 그 만큼의 연료가 필요한데 그 연료를 다 싣는다면 항공기의 무게가 너무 무거워 진다. 따라서 무인항공기의 장기체공을 위한 시스템으로 Regenerative Fuel Cell system (RFC system)을 적용한다. 이는 연료전지에서 생성된 물을 전기분해 하여 연료전지 구동에 필요한 수소와 산소를 얻는 시스템이다. 주로 태양전지와 연료전지가 하이브리드 시스템으로 연결되어 태양전지의 여분의 전력을 이용하여 물을 전기분해 하는데 사용한다[4]. 앞으로 개발 될 Stratobus도 이 RFC 시스템을 적용할 예정이다[33]. Fig. 10[33]는 Stratobus에 적용될 RFC 시스템의 디자인이다.

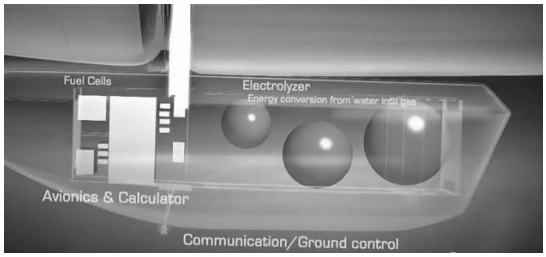

Fig. 10 Stratobus RFC system

4. 도전과제 및 문제

고고도 연료전지 무인항공기의 목표 고도인 20km 높이의 성층권은 -56.5℃의 매우 낮은 온도 조건을 갖고 있으며, 지상에 비해 대기의 밀도는 7%, 압력은 1/20수준의 희박한 대기환경을 지니고 있다. 또한, 강한 자외선도 존재한다. 따라서 무인항공기의 모든 구성요소는 저온에서 견딜 수 있는 재료를 사용하거나 보온, 가열 시스템을 갖추어야 한다. 특히, RFC 시스템을 적용할 경우 시스템에서 사용하게 될 물이 성층권의 낮은 온도에서 얼어버릴 수 있기 때문에 물이 얼지 않도록 보온 시스템을 적용하여야 한다. 그러나 추가적인 보온이나 가열시스템은 무인항공기의 무게를 증가시키는 문제를 일으킨다. 희박한 대기환경에서 무인항공기를 운용하기 위해서는 충분한 양력을 얻기 위해 긴 날개가 필요하다. 연료전지 운전 시 고고도에서는 대기 중의 산소가 부족하기 때문에 추가적인 산소 공급 시스템이 필요하게 되므로 연료전지 시스템의 무게가 증가하는 문제가 생긴다. 뿐만 아니라, 강한 자외선에 무인항공기의 손상이 있을 수 있기 때문에 자외선에서도 장기간 견딜 수 있는 재료를 사용해야 한다[3,39,40]. 뿐만 아니라, 무인항공기의 동력원으로 사용되는 연료전지는 성층권으로 고도상승으로 인한 온도, 습도, 압력 등과 같은 환경조건 변화에 따른 효율 및 안정성 하락이 큰 편이며, 연료전지의 시동-정지 사이클에서의 내구성 하락 문제도 존재한다[3-6,8].

5. 결 론

연료전지 무인항공기는 PEMFC의 낮은 작동온도와 고효율, 저소음, 높은 에너지 밀도 등의 특성을 이용하여 적의 레이더망을 피해 감시, 정찰용으로 활용되고 있으며, 사람이 투입되기 힘든 3D임무에도 사용된다. 저고도 무인항공기의 경우 작은 크기를 이용하여 목표물 근접 감시가 가능하며, 무인항공기의 사용목적에 따라 크기도 세분화 되고 있다. 수소의 저장 방식 기술의 발전으로 체공시간 또한 점점 늘어나는 추세이다. 특히, 최근 주목을 받고 있는 고고도 연료전지 무인항공기는 약 20km의 성층권 고도를 목표로 하여 상대적으로 저렴한 운영비용을 통해 광범위한 영역의 감시, 정찰은 물론 통신중계, 재난-재해 관측, 기상관측 등의 군사용, 민간용 임무를 수행한다. 성층권의 낮은 온도와 희박한 대기환경, 강한 자외선 등의 조건에서 연료전지를 운전하기 위해서는 더욱 효율적이고, 높은 신뢰도를 갖는 원천 소재 개발과 시스템 최적화가 필요하며 이를 위한 기술 개발이 활발히 이루어지고 있다.

무인항공기의 체공시간을 늘리기 위한 기술 개발도 활발하게 진행되고 있다. 높은 에너지 밀도를 갖는 연료의 개발 및 사용으로 무인항공기의 체공시간이 점점 증가하고 있다. 기상의 수소를 더 안정적으로, 더 많이 넣을 수 있는 압축 탱크의 개발과 에너지 밀도가 높은 액체수소를 이용하기 위한 수소 저장 용기의 개발이 이루어지고 있으며, 화학수소화물의 사용을 위한 재료와 구성요소, 시스템 개발도 활발히 이루어지고 있다. 체공시간은 무인항공기의 무게에도 영향을 받기 때문에 무인항공기의 무게를 줄이기 위한 노력도 이루어지고 있다. 무인항공기의 무게를 줄이기 위하여 탄소소재 같은 더 가벼운 소재 기반 연료 탱크 개발 및 시스템 최적화를 통해 항공기 자체의 경량화 등의 연구가 진행 중이다.

궁극적으로 연료전지 무인항공기는 수년간의 장기체공과 성층권 높이의 고고도 비행을 목표로 기술 개발이 활발히 진행되고 있다. 따라서 더 높은 출력 밀도를 갖는 연료전지와 하이브리드 시스템을 적용하고 시스템 최적화를 통해 높은 신뢰도를 갖는 고고도 무인항공기 기술 개발이 진행 될 필요가 있으며, 수년간의 장기체공을 위해 항공기의 경량화 기술, 높은 에너지 밀도를 지니는 수소 저장 기술 및 물의 전기분해를 통해 연료를 지속적으로 자가 공급할 수 있는 RFC 시스템 기술 등에 대한 관심이 높아지고 있다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부(민군기술협력진흥센터)의 지원으로 이루어진 민군협력사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

1. R. P. O'Hayre, S. W. Cha, W. Colella and F. B. Prinz, “Fuel Cell Fundamentals”, Hanteemedia press, Korea, 2008, pp. 1-18.
2. F. Barbir, “PEM Fuel Cells - Theory and Practice -”, Bookshill press, Korea, 2008, pp. 1-16.
3. K. B. Kim, I. Y. Yang, N. Y. Kim and B. H. Jang, “Technical Trends for HALE UAV Propulsion System”, Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 9, No. 2, 2011, pp. 39-48.
4. T. H. Bradley, “Modeling Design and Energy Management of Fuel Cell Systems for Aircraft”, Georgia Institute of Technology press, USA, 2008, pp. 1-5, pp. 8-14, pp. 17-22.
5. S. A. Cmbone, K. J. Krieg, P. Pace and L. Wells, “Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005 - 2030”, Office of the Secretary of Defense press, USA, 2005, pp. 1-2, p. 29, pp. 52-54, p. 69, p. A-2, p. D-5.
6. K. B. Kim, “Technical Trends for Fuel Cell Aircraft”,

Current Industrial and Technological Trends in Aerospace, Vol. 7, No. 2, 2009, pp. 95-105.
7. M. Dudek, P. Tomczyk, P. Wygonik, M. Korkosz, P. Bogusz and B. Lis, "Hybrid Fuel Cell − Battery System as a Main Power Unit for Small Unmanned Aerial Vehicles (UAV)", International Journal of Electrochemical Science, Vol. 8, 2013, pp. 8442-8463.
8. T. G. Kim and S. J. Kwon, "Design and Development of a Fuel Cell-powered Small Unmanned Aircraft", International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 37, 2012, pp. 615-622.
9. K. H. Kim, T. G. Kim, K. S. Lee and S. J. Kwon, "Fuel Cell System with Sodium Borohydride as Hydrogen Source for Unmanned Aerial Vehicles", Journal of Power Sources, Vol. 196, 2011, pp. 9069-9075.
10. C. N. Yang and Y. D. Kim, "Development and Demonstration of 150W Fuel Cell Propulsion System for Unmanned Aerial Vehicle (UAV)", Transactions of the Korean Hydrogen and New Energy Society, Vol. 23, No. 4, 2012, pp. 300-309.
11. M. K. Furrutter and J. Meyer, "Small Fuel Cell Powering an Unmanned Aerial Vehicle", IEEE AFRICON, 2009, pp. 1-6.
12. T. A. Ward and N. B. Jenal, "Design and Initial Flight Tests of a Hydrogen Fuel Cell Powered Unmanned Air Vehicle (UAV)", ECS Transactions, Vol. 26, No. 1, 2010, pp. 433-444.
13. G. Correa, F. Borello and M. Santarelli, "Sensitivity Analysis of Temperature Uncertainty in an Aircraft PEM Fuel Cell", International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 36, 2011, pp. 14745-14758.
14. M. C. Williams, "Fuel Cell Handbook", Seventh Edition, EG&G Technical Services Inc.,USA, 2004, pp. 1-34.
15. G. Hoogers, E. Chen, D. Thompsett, M. Hogarth, R. Stone and A. Bauen, "Fuel Cell Technology Handbook", CRC press, USA, 2003, pp. 1-45.
16. "BlueBird, Horizon unveil first commercial fuel cell UAV", Fuel Cell Bulletin, 2009, p. 6.
17. "Elbit completes UAS test flight with Horizon Aeropak fuel cell", Fuel Cells Bulletin, 2011, p. 5.
18. "Insitu flies hydrogen fuel cell powered ScanEagle UAV", Fuel Cells Bulletin, 2012, p. 5.
19. "US Navy launches fuel cell powered UAV from underwater sub", Fuel Cells Bulletin, 2014, p. 4.
20. K. E. Swider-Lyons, J. A. MacKrell, J. A. Rodgers, G. S. Page, M. Schuette and R. O. Stroman, "Hydrogen Fuel Cell Propulsion for Long Endurance Small UAVs", AIAA Centennial of Naval Aviation Forum "100 Years of Achievement and Progress". American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011, pp. 1-8
21. K. E. Swider-Lyons, R. Stroman, J. Rodgers, D. Edwards and J. Mackrell, "Liquid Hydrogen Fuel System for Small Unmanned Air Vehicles", 51st AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2013, pp. 1-6.
22. "Business Wire", http://www.businesswire.com/news/home/20101208005565/en/Elbit-Systems-Successfully-Completes-Skylark-I-LE-UAS#.U64v62CKCpo, 2010.
23. N. Mckeegan, "Gizmag", http://www.gizmag.com/aerovironment-puma-hybrid-fuel-cell-uav-flight-record/8948/, 2008.
24. "Fuel Cell Today", http://www.fuelcelltoday.com/news-archive/2012/april/scaneagle-unmanned-aircraft-flies-with-hydrogen-fuel-cell, 2012.
25. D. Thompson, "Naval Research Laboratory", http://www.nrl.navy.mil/media/news-releases/2009/nrls-xfc-uas-achieves-flight-endurance-milestone, 2009.
26. C. Howard, "Intelligent-Aerospace", http://www.intelligent-aerospace.com/articles/2013/05/NRL-fuel-cell-UAV.html, 2013.
27. J. E. Seo, Y. J. Kim, Y. M. Kim, K. B. Kim, J. H. Lee, D. H. Lee, Y. C. Kim, S. J. Shin, D. M. Kim, S. Y. Kim, T. G. Kim, C. W. Yoon and S. W. Nam, "Portable Ammonia-borane-based H_2 Power-pack for Unmanned Aerial Vehicles", Journal

of Power Sources, Vol. 254, 2014, pp. 329-337.
28. B. H. Lee, P. M. Park, K. B. Kim and S. J. Kwon, “The Flight Test and Power Simulations of an UAV Powered by Solar Cells, a Fuel Cell and Batteries”, Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 28, No. 1, 2014, pp. 399-405.
29. Y. G. Lee, S. J. Hwang, S. G. Kim, C. W. Kim, S. M. Ahn and D. S. Lee, “Development of an Electrically Powered HALE UAV”, Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 4, 2013, pp. 1097-1100.
30. H. H. Choi, “High Altitude Long Endurance UAV”, Defense & Technology, Vol. 2013, No. 2, 2013, pp. 14-27.
31. M. K. Chae, D. C. Kang, “Chosun Biz”, http://biz.chosun.com/site/data/html_dir/2014/03/06/2014030600294.html, 2014.
32. B. H. Lee, P. M. Park, C. T. Kim, S. Y. Kim, S. S. Yang and S. M. Ahn, “A Electric Power Source Modeling and Simulation for Electric Propulsion Systems of a Fuel Cell Powered Small UAV”, Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 39, No. 10, 2011, pp. 959-965.
33. N. P. Kwak, “Hankyoreh News”, http://www.hani.co.kr/arti/economy/it/630279.html, 2014.
34. “iHLS”, http://i-hls.com/2013/08/solar-hale-drones-turn-into-atmospheric-satellites/, 2013.
35. T. G. Kim, H. C. Shim and S. J. Kwon, “Development of Fuel Cell Power System for Unmanned Aerial Vehicle”, Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers, Vol. 4, 2007, pp. 87-90.
36. T. G. Kim, H. C. Shim and S. J. Kwon, “Design and Performance Tests of a Fuel Cell System for a Power Source of UAV”, Journal of The Korea Institute of Military Science and Technology, 2007, pp. 1-4.
37. J. H. Lee, H. J. Lee, B. S. Ahn and C. S. Kim, “Thermal Decomposition of Ammonia Borane for H_2 Release”, Transactions of the Korean Hydrogen and New Energy Society, Vol. 19, No. 4, 2008, pp. 299-304.
38. A. Gutowska, L. Li, Y. S. Shin, C. M. Wang, X. S. Li, J. C. Linehan, R. S. Smith, B. D. Kay, B. Schmid, W. Shaw, M. Gutowski and T. Autrey, “Nanoscaffold Mediates Hydrogen Release and the Reactivity of Ammonia Borane”, Angew. Chem. Int. Ed., Vol. 44, 2005, pp. 3578-3582.
39. J. W. Pratt, J. Brouwer and G. S. Samuelsen, “Performance of Proton Exchange Membrane Fuel Cell at High-Altitude Conditions”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 2, 2007, pp. 437-444.
40. K. H. Choi, “Temperature and Wind Variations in the Lower Stratosphere over the Korea”, Journal of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences, Vol. 11, 1997, pp. 730-733.