

고분자 전해질 연료전지 하이브리드 무인 비행기의 설계, 제어, 평가 기법 리뷰

차문용^{1,2} · 김민진^{1,2†} · 손영준^{1,2} · 양태현¹

¹한국에너지기술연구원 연료전지연구실, ²과학기술연합대학원대학교 신에너지기술학과

Design, Control and Evaluation Methods of PEM Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle: A review

MOON-YONG CHA^{1,2}, MINJIN KIM^{1,2†}, YOUNG-JUN SOHN^{1,2}, TAE-HYUN YANG¹

¹Fuel Cell Research Center, Korea Institute of Energy Research

²Advanced Energy Technology, Korea University of Science and Technology

Abstract >> Fuel cells are suitable for a power plant of a unmanned aerial vehicle (UAV) as it is not only environmentally friendly and quiet but also more efficient than an internal combustion engine. A fuel cell hybrid UAV has better performance in endurance than a fuel cell only or battery only UAV. One of the key purposes of making fuel cell hybrid UAVs is having long endurance and now maximum 26 hours of flight is possible. Because optimal design and control methods for fuel cell hybrid UAVs are absolutely needed for their long endurance we have to check the methods. The aircraft made by using application-integrated design method has less BOP mass and better performances. The optimal design and control methods are generally based on computer simulations or Hardware-In-The-Loop simulations by using dynamic models for their design and control. The Hardware-In-The-Loop simulation (HILS) is to use a hardware device like a fuel cell stack as well as a simulation program and it allows for making optimally designed applications. This paper introduce efficient methods of design, control and evaluation for the fuel cell hybrid UAVs.

Key words : PEM fuel cell(고분자 전해질 연료전지), Hybrid UAV(하이브리드 무인 비행기), Dynamic model(동적 모델), Hardware-in-the-loop simulation(하드웨어 연동 시뮬레이션)

Nomenclature

A : cell Area, m^2
 α : angle of attack, rad
 b : coefficient of Tafel's equation
 C : capacitance, F

$C_{L,\alpha}$: derivative of aircraft coefficient of lift w.r.t. α
 $C_{L,0}$: aircraft coefficient of lift at $\alpha = 0$
 $C_{D,\alpha}$: derivative of aircraft coefficient of drag w.r.t. α
 $C_{D,0}$: aircraft coefficient of drag at $\alpha = 0$
 C_T : propeller coefficient of thrust
 C_q : propeller coefficient of torque
 d : propeller diameter, m
 D : drag force, N
 δ_m : membrane thickness, m

[†]Corresponding author : minjin@kier.re.kr

[접수일 : 2014.07.01 수정일 : 2014.08.05 게재확정일 : 2014.08.31]

Copyright © 2014 KHNES

δ_T	: input signal
ϵ	: thrust force, N
E_0	: reversible Voltage, V
E_d	: voltage drop associated with fuel cell delay effect
F	: faraday constant, 96485 C/mol
g	: acceleration due to gravity, m/s^2
γ	: aircraft flight path angle, rad
h	: altitude, m
i	: current, A
i_m	: motor current, A
i^*	: filtered current, A
J	: current density, A/m^2
J_0	: exchange current density
K	: polarization resistance, Ω
L	: lift force, N
L_m	: motor inductance, H
ξ	: battery capacity, Ah
λ_e	: fuel cell delay gain constant
λ	: water content
m	: mass, kg
m_a	: aircraft mass, kg
N	: the number of cells
ν	: velocity, m/s
$\dot{\nu}$: acceleration, m/s^2
P	: pressure, atm
ρ	: air density, kg/m^3
Q	: propeller and motor torque, Nm
R	: resistance, Ω
R_{id}	: ideal gas constant, 8.31J/mol
S	: catalyst layer section area, m^2
S_w	: wing Area, m^2
τ_e	: fuel cell delay time constant
t	: time, s
T	: temperature of the cell, K
V	: voltage, V
ω	: propulsion electric motor output speed, rad/sec

Subscripts

A	: cell area
act	: activation
batt	: battery
ca	: cathode
FC	: fuel cell
H ₂	: hydrogen
m	: motor
mem	: membrane
max	: maximum
N	: the number of cells
ohm	: ohmic
O ₂	: oxygen

1. 서 론

무인 비행기는 쓰임에 따라 군사정보 수집(Intelligence, Surveillance and Reconnaissance, ISR), 기상 관측, 무선 통신기지 역할을 할 수 있다^{1,2)}. 특히 PEM 연료전지 무인 비행기는 높은 에너지 효율을 가지고 내연기관 무인 비행기보다 조용하다. 연료전지의 크기에 상관없이 비행시간을 늘릴 수 있으며 다른 연료전지에 비해 빠른 작동이 가능하다^{1,3)}. 같은 크기, 무게의 무인 비행기라 하더라도 연료전지나 2차전지만을 이용한 무인 비행기보다 연료전지와 2차전지를 같이 쓰는 하이브리드 무인 비행기가 더 긴 비행시간을 가진다⁴⁾. 무인 비행기의 전원 시스템은 비행기 무게의 절반 이상을 차지하기 때문에 아직까지는 대부분 소형으로 제작되었으며 한 예로 2010년 가장 긴 체공시간을 가진 미 해군 연구소(U.S. Naval Research Laboratory, NRL)의 Ion Tiger의 무게가 약 17kg 정도이다⁵⁾.

2003년 미국 DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency)의 지원 아래 AeroVironment사는 10W급 연료전지 마이크로 비행기인 ‘The Hornet’을 15분간 비행에 성공한 이후로⁶⁾ 지금까지 연료전지

하이브리드 무인 비행기(이하 무인 비행기)는 활발히 연구되어지고 있으며 그 성능 또한 발전하여 비행시간이 26시간까지 가능해졌다. 2006년 미국 Georgia Institute of Technology에서는 500W급 연료전지 무인 비행기를 제작하여 비행시켰으며⁷⁾ 2007년 KAIST에서는 수소화 붕소나트륨을 이용하여 국내 최초로 무인 비행기를 비행시켰다⁸⁾. 2007년엔 미국 California State University에서는 150W급 연료전지와 60W급 2차전지를 이용하여 5kg의 무인 비행기를 제작하였다³⁾. 2009년 대만의 National Cheng Kung University에서는 1kW급 연료전지를 이용하여 15분간의 비행시간을 기록하였으며⁹⁾ 같은 해 말레이시아의 Universiti Teknologi MARA에서는 ‘Kenyalang-1’라는 무인 비행기를 제작하여 동남아시아에서 처음으로 비행하는데 성공하였다¹⁰⁾. 2010년에는 미 해군 연구소(NRL)에서 ‘Ion Tiger’라는 무인 비행기를 제작하여 26시간 비행에 성공하였으며⁵⁾ 같은 해 이스라엘의 IAI (Israel Aerospace Industries)는 ‘The Bird Eye 650’을 6시간 비행하는 데 성공하였다¹¹⁾. 2013년 폴란드의 AGH-University of Science and Technology와 Rzeszow University of Technology는 상용 연료전지 시스템인 AEROPAK을 이용하여 30분정도의 비행을 성공시켰으며³²⁾ 2013년 KIST에서는 200W 연료전지의 무인

비행기 비행에 성공하였다¹²⁾. 그 밖에 2014년 이스라엘의 BlueBird사는 싱가포르의 Horizon사와 합작하여 10시간의 비행시간을 가지는 1.5kg의 상업용 연료전지 무인 비행기 ‘WanderB’를 민간에 판매하기에 이르렀다¹³⁾. Table 1은 연대순으로 연료전지 무인 비행기의 전력과 비행시간을 정리하였다.

현재 무인 비행기는 특정 목표 고도까지 이른 뒤 체공시간을 늘리는 연구가 활발히 진행 중이다. 2010년 KAIST에서는 150미터 상공에서 2시간정도 비행시켰으며¹⁴⁾ 2013년 KIST에서는 200미터 상공에서 57분간 비행을 하였다¹²⁾. 고도 약 18km에서 5년 동안 체공하는 것을 목표로 개발되고 있는 Boeing사의 Solar Eagle은 연료전지와 태양전지를 전원으로 하고 독특한 날개모양을 가지고 있으며 2014년에 30일 동안 체공을 중간 목표로 시험비행 될 예정이다¹⁵⁾. 현재 가장 긴 체공시간을 가진 연료전지 무인 비행기는 미 해군 연구소(NRL)의 Ion Tiger이며 26시간의 기록을 가지고 있다⁵⁾.

무인 비행기의 목표 고도와 체공시간에 영향을 미치는 것 중 하나가 무인 비행기의 무게이다. 무인 비행기의 무게는 연료전지, 2차전지, 주변 장치(balance of plant, BOP)가 50% 이상을 차지하는데 리튬-폴리머 2차전지의 비에너지(specific energy)는 150-200Wh/kg^{16,17)}

Table 1 Chronological list of fuel cell powered UAV

YEAR	COUNTRY	AFFILIATION	FUEL CELL POWER	FLIGHT TIME
2003	USA	AeroVironment Inc. ⁶⁾	10W	15min
2006	USA	Georgia Institute of Technology ⁷⁾	500W	45min
2007	Korea	KAIST ⁸⁾	20W	10h
2007	USA	California State University ³⁾	150W	12h
2009	Taiwan	National Cheng Kung University ⁹⁾	1kW	15min
2009	Malaysia	Universiti Teknologi MARA ¹⁰⁾	500W	27min
2010	USA	U.S. Naval Research Laboratory ⁵⁾	550W	26h
2010	Israel	Israel Aerospace Industries ¹¹⁾	-	6h
2013	Poland	AGH-University of Science and Technology ³²⁾	250W	30min
2013	Korea	KIST ¹²⁾	200W	57min
2014	Israel	BlueBird Aero Systems Ltd. ¹³⁾	-	10h

으로 연료전지의 비에너지 $800-1000\text{Wh/kg}^{16)}$ 보다 작다. 이는 같은 전력을 내는 연료전지와 2차전지라도 2차전지가 더 무겁다는 것이고 적절한 크기의 연료전지와 2차전지를 이용해야 함을 의미한다. 적절한 크기의 연료전지와 2차전지, 즉 전원 시스템을 만들기 위해서는 무인 비행기의 다른 시스템인 추진 시스템, 주변장치, 제어 시스템 등을 모두 고려하여 상호 영향을 주는 설계 방식으로 무인 비행기를 제작하여야 한다¹⁸⁾. 이러한 설계 방식은 목표 고도를 이뤄내게 하고 가능한 긴 체공시간을 가지도록 한다. 하지만 설계 과정의 최적화 계산이 복잡하고 시간이 오래 걸리는 경우가 있으므로¹⁹⁾ 사용되는 다른 설계 방법은 이미 존재하는 내연기관의 무인 비행기의 전원 시스템과 추진 시스템을 연료전지 하이브리드 무인 비행기에 맞게 바꾸는 것이다. 내연기관 무인 비행기의 전체 무게는 그대로 유지하면서 연료전지, 2차전지, 모터, 프로펠러 등을 무인비행기에 맞게 설계, 제작한다. 이는 빠른 제작 시간을 가지지만 목표 고도와 체공시간을 가지게 하는 데는 일부 무리가 있다. 또 다른 방법은 전원 시스템과 주변장치를 우선적으로 정한 뒤 그에 알맞은 추진 시스템과 동체를 가지도록 설계하는 것이다. 이는 매우 편리한 방법이지만 항공역학(Aerodynamics)을 고려하지 않으면 설계하게 되므로 비행 불가능한 설계가 나올 수도 있다^{18,19)}.

체공시간을 늘리기 위해서는 연료를 효율적으로 쓰는 것 또한 중요하다. 무인 비행기는 크게 이착륙 과정과 수평비행 과정, 전략비행(manuever) 과정을 겪게 된다. 이륙 과정과 전략비행 과정에서는 연료전지 전력보다 큰 전력이 필요하게 되므로 연료전지와 2차전지가 모두 쓰이게 되고 수평비행, 착륙 시에는 연료전지만으로도 비행이 가능하다^{4,29)}. 이러한 과정을 고려하여 연료를 효율적으로 쓰는 제어 전략이 필요한데 Bradley 외⁴⁾는 전체 비행과정 동안 연료전지와 2차전지를 제어하는 방법과 경로 선택이 연료

이용에 미치는 영향을 체공시간 기준으로 비교 분석하였다.

연료의 효율적인 사용을 위한 제어실험으로는 주로 Hardware-In-The-Loop Simulation (HILS)을 이용한다. HILS는 실제 비행실험에 들어가는 비용과 시간을 아낄 수 있고 비행의 불확실성을 줄여주며 무인 비행기의 모든 시스템들의 성능을 쉽게 확인할 수 있다²⁰⁾. 무인 비행기의 각 시스템들의 동적 모델을 HILS로 우선 검증한 뒤 시스템들의 반응 속도나 성능 등을 알아본다²¹⁾. 그 밖에 무인 비행기는 풍동 실험과 실제 비행실험으로 그 성능을 확인할 수도 있다^{12,14,22)}.

2장은 연료전지 하이브리드 무인 비행기를 설계하기 위해 무인 비행기를 구성하는 각 시스템들의 모델, 역할과 특징을 먼저 알아본다. Bradley 외¹⁹⁾가 소개하는 3가지의 설계방법 중 어떤 것이 효율적인 설계 방법인지도 알아본다. 3장은 무인 비행기를 구성하는 시스템들의 동적 제어 모델을 살펴보고 에너지를 효율적으로 쓰기 위한 제어 전략과 제어 전략 구현을 위해 필요한 Hardware-In-The-Loop Simulation에 대해 알아본다. 4장은 설계를 마친 무인 비행기의 성능을 확인하기 위한 풍동실험과 실제 비행실험에 대해 알아본다.

2. 연료전지 하이브리드 무인 비행기 설계

2.1 무인 비행기의 구성 요소

무인 비행기는 전원 시스템, 주변장치(BOP), 추진 시스템, 제어 시스템, 동체로 구성되며⁴⁾ Fig. 1과 같다. 전원 시스템은 연료전지와 2차전지로 이루어져 있고 주변장치는 연료 공급 시스템과 열 관리 시스템으로 이루어져 있다. 추진 시스템은 모터와 프로펠러로 이루어져 있고 제어 시스템은 전력 관리 시스템(Power Management System, PMS)과 무선 제어

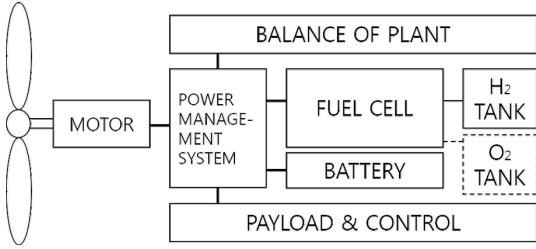


Fig. 1 System diagram of fuel cell powered hybrid unmanned aerial vehicle

시스템, 주변장치 제어 시스템으로 이루어져 있다. 동체는 연료전지 시스템들이 자리하고 있는 몸체, 양력을 일으키는 주 날개, 꼬리날개, 바퀴 등으로 구성된다²³⁾. 그럼 연료전지 하이브리드 무인 비행기를 구성하는 대표적인 요소들의 간단한 특징과 주로 사용되는 대표적 모델을 알아보자.

2.1.1 전원 시스템

전원 시스템은 연료전지가 주 전력원이고 2차전지가 보조 동력원이다²²⁾. 지금까지 개발된 연료전지 무인 비행기의 경우 연료전지는 Horizon Fuel cell Technology사¹⁴⁾나 BCS Technology사²⁴⁾, Protonex사²⁵⁾등에서 스택을 구입하여 사용하는 게 일반적이다. Gao 외⁴⁷⁾는 연료전지의 셀 전압을 다음과 같이 나타내었다.

$$V_{FC} = E_{Nernst} - V_{act} - V_{ohm} \quad (1)$$

여기서 E_{Nernst} 는 Nernst 전압이고 V_{act} 와 V_{ohm} 는 각각 셀 활성화 손실 전압과 셀 저항 손실 전압을 의미한다. Nernst 전압은

$$E_{Nernst} = E_0 - 0.85 \times 10^{-3}(T - 298.15) + \frac{R_{id}T}{2F} \ln(P_{H_2} P_{O_2}^{1/2}) \quad (2)$$

으로 나타낼 수 있다. 활성화 손실 전압은 다음과

같이 Tafel 식으로 나타낼 수 있다.

$$V_{act} = b \ln\left(\frac{i}{J_0 S}\right) \quad (3)$$

셀 저항 손실은 대부분 전해질 막에서 발생하기 때문에 다음과 같이 저항 손실 전압을 나타낼 수 있다.

$$V_{ohm} = i_{fc} R_{mem} = \frac{i}{S} \int_0^{\delta_{mem}} r(T_{mem}, \lambda(z)) dz \quad (4)$$

여기서 δ_{mem} 은 전해질 막의 두께(m)이며 $r(T, \lambda(z))$ 은 전해질 막 국소 저항(local resistivity) (Ωm)이다. Qingshan 외²⁶⁾는 (1)식에 $-V_{con}$ 항을 추가하여 계산하였는데 이 때 V_{con} 은 다음과 같다.

$$V_{con} = -Bl \ln\left(1 - \frac{J}{J_{max}}\right) \quad (5)$$

Zhou와 Prasad²¹⁾는 Horizon Fuel Cell Technologies사의 연료전지를 가지고 실험한 결과 연료전지 스택의 무게가 다음과 같다는 것을 알아내었다. 여기서 N 은 셀의 개수이고 A 는 셀 면적이다.

$$m_{fc} = m_{0+} m_N \cdot N + m_A \cdot A + m_{A,N} \cdot (A \cdot N) \quad (6)$$

무인 비행기의 2차전지로는 주로 리튬-폴리머 2차전지나 리튬-이온 2차전지를 사용한다^{27,28)}. Tremblay와 Dessaint²⁷⁾는 리튬-이온 2차전지의 모델을 제시하였다. 방전 시 2차전지 전압 V_{batt} 는

$$V_{batt} = E_0 - R \cdot i - K \frac{\xi}{\xi - it} \cdot (it + i^*) + A \exp(-B \cdot it) \quad (7)$$

와 같고 여기서 E_0 는 2차전지 상수 전압, R 은 내부 저항 K 는 분극 저항, ξ 는 2차전지 용량이다. 충전 시 2차전지 전압은 다음 식과 같다.

$$V_{batt} = E_0 - R \cdot i - K \frac{\xi}{it - 0.1\xi} \cdot i^* - K \frac{\xi}{\xi - it} \cdot i + A \exp(-B \cdot it) \quad (8)$$

2.1.2 주변 장치

주변 장치는 크게 연료 공급 시스템과 열 관리 시스템으로 구성되는 데 전원 시스템의 전력을 일부 쓰게 되므로 전원 시스템의 크기에 맞게 설계 된다. 연료 공급 시스템의 연료 탱크는 무인 비행기의 체공시간을 결정하고 연료전지의 연료 고갈 없이 안정적인 성능을 내도록 제작되어야 한다.

연료 중 수소를 공급할 수 있는 방법에는 고압 수소 탱크를 이용한 방법도 있지만 연료 이용의 편리함과 제작비용으로 인해 화학 수소화물이나 금속 수소화물에서도 수소를 얻을 수 있다^{12,14,18}. 고압 수소 탱크는 압력 차이로 인해 수소를 안정적으로 공급할 수 있지만 화학 및 금속 수소화물은 최대 전력으로 운행 시에도 연료의 고갈 없이 안정적으로 수소를 공급할 수 있는 지 실험을 통해 반드시 확인되어야 한다¹⁴. 무인 비행기의 특성상 연료 탱크는 가벼워야 하기 때문에 가장 일반적으로 쓰이는 고압 탱크 재료는 탄소유리 합성 섬유이다. Herwerth 외³는 1.65kg, 3.1리터의 고압 합성 수소 탱크(composite pressure vessel)를 300bar의 수소로 충전하여 1.95kg의 무게로 이용하였다.

이 밖에도 Seo 외¹²는 Ammonia-Borane (NH_3BH_3)을 이용하여 무인 비행기를 제작하였는데 대략 0.082g, 직경 5.7mm, 밀도 약 $0.74gcm^{-3}$ 의 구슬 형태인 AB (NH_3BH_3)와 T4EGDE라는 촉매제를 반응시켜 수소를 얻었다. 수소는 AB를 2.46~2.54g/min 속도로 반응기에 투입하였을 때 3.3L/min 속도로 발생하였다.

이 중 2.8ml/min만 반응하는 데 쓰이고 나머지는 대기로 방출되었다. AB로부터 수소를 얻는 과정에서는 연료전지의 성능을 떨어뜨리는 CO가 발생하기 때문에 순수한 수소를 얻기 위해서는 필터가 필요하다. 이를 위해 여러 필터들을 직접 제작하여 비교 분석하였는데 3M (6001+6006)의 구성을 가지는 필터가 가장 우수한 필터 용량과 능력을 가졌다¹². Kim과 Kwon¹⁴은 $NaBH_4$ (수소화 붕소나트륨)을 이용하여 무인 비행기를 제작 하였는데 $NaBH_4$ 를 물과 반응시켜 개질한 뒤 수소를 얻었다. 15wt.% $NaBH_4$ 를 2ml/min의 속도로 80°C의 반응기에 넣었을 때 500 ml/min의 속도로 수소가 발생하였다.

Bradley 외¹⁸는 3MmNi_{4.1}Fe_{0.9} 금속 수소화물을 이용한 무인 비행기를 제작하였다. 금속 수소화물은 연료전지에서 발생된 열을 이용하며 7sl/min의 속도로 수소를 발생시켰으며 60SL의 금속 수소화물의 탱크를 가진 무인 비행기는 40분정도의 비행시간을 가졌다. Fig. 2는 고압 수소, 액화 수소, 금속 수소화물, 화학 수소화물의 평균 중량 밀도와 부피 밀도를 나타내었다¹⁴. 이외에도 여러 종류의 물질에서 수소를 얻을 수 있다³⁰.

산소 공급 시스템은 수소 공급 시스템과 마찬가지로 탱크를 이용하여 공급할 수 있으나 무인 비행기는 일반적으로 주위의 공기를 이용한다^{4,14}. Kim과 Kwon¹⁴은 무인 비행기가 비행할 때 흡입되어야 할 공기의 양을 계산하였다.

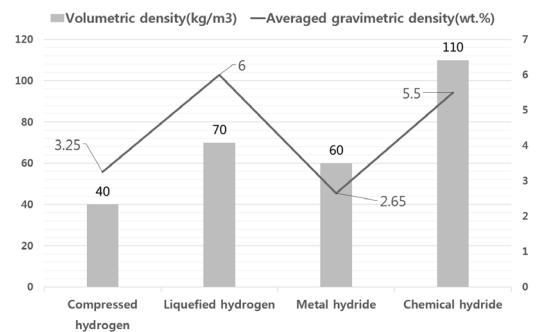


Fig. 2 Hydrogen storage technologies

$$\begin{aligned} \dot{m}_{airthroughintakes} &= \rho A_{intake} u_{\infty} > \\ \dot{m}_{airforfuelcell} &= 3.57 \times 10^{-7} \lambda P_{ca} / V_{ca} \end{aligned} \quad (9)$$

Bradley 외²⁴⁾는 비행 중 원활한 공기 공급을 위해 특정 전류밀도를 기준으로 컴프레서를 한 개 또는 두 개를 선택적으로 쓰기도 하였다.

열 관리 시스템은 주로 냉각수를 이용하나 대부분의 무인 비행기에서는 비행 시 밀려오는 공기를 이용하여 스택 온도를 관리한다. Correa 외³¹⁾는 도입 냉각 공기 조건과 전력 요구량만 가지고 시스템 온도를 예측하였다. Kim와 Kwon¹⁴⁾은 또한 공기 냉각식의 무인 비행기를 이용하였다.

2.1.3 추진 시스템

추진 시스템은 모터와 프로펠러로 구성된다.³²⁾ 모터와 프로펠러는 가장 큰 초과 추진력 비율(Thrust margin ratio)을 가지는 것이 선택 되어야 하며 이는 공급자나 HILS를 통해 확인할 수 있다. 모터는 주로 Brushed 모터나 Brushless 모터 중 선택을 한다. 프로펠러는 지름과 피치(Pitch)를 고려하며 동체에 설치 시 Tractor형이나 Pusher형으로 선택하게 된다¹⁸⁾.

2.1.4 제어 시스템

제어 시스템은 필요한 전력을 연료전지와 2차전지로부터 끌어올 수 있도록 전력을 관리하며 연료전지의 상태를 최소운전(idle), 퍼지(purge), 비행운전(fly)의 상태로 만든다. 스택이 특정 온도, 전압 이상일 때는 성능 저하를 막기 위해 시스템 시동을 끌 수 있도록 하고 수소 공급 압력이 일정 기준 이상 일 때에도 역시 시동을 끌 수 있도록 한다. 뿐만 아니라 제어 시스템은 연료전지의 퍼지 밸브도 제어한다¹⁸⁾.

2.1.5 동체

주 날개는 양력을 받는 부분으로써 단순히 사각형 모양이나 끝이 좁아지는 모양(taper) 등이 있으며 비

행기 몸체 위 또는 아래에 위치할 수 있다. Moffitt 외¹⁸⁾는 주 날개의 모양을 단순한 사각형으로 만들었는데 이는 낮은 비전력(specific power)을 갖는 연료전지 스택의 경우에는 높은 중횡비(aspect ratio)의 날개가 필요하기 때문이다. 꼬리 날개 또한 전형적인 비행기 꼬리날개 모양 또는 V자 모양 등으로 제작할 수 있고 비행기 몸체는 유선형 모양(streamlined shape) 또는 올챙이 모양(tadpole shape) 등으로 만들 수 있다.

2.2 설계 방법들

Bradley 외¹⁹⁾는 지금까지 수행해온 여러 설계 방법들을 참고하여 세 가지의 설계 방법으로 분류한 뒤 이를 비교하여 어떤 설계 방법이 효율적으로 연료를 쓰게 하는 지 알아보았다. 첫 번째 설계방법은 기존의 연료전지 자동차 등에서 전원 시스템, 추진 시스템과 주변장치(BOP)를 새로 설계하는 경우(Type A)이고 두 번째는 연료전지와 주변장치를 우선 만든 뒤 항공역학에 맞게 나머지 시스템을 설계하는 경우(Type B)이다. 세 번째는 연료전지 시스템과 나머지 시스템을 서로 고려하면서 상호 작용시키며 설계하는 경우(Type C)이다. 예를 들어 주변장치 중 라디에이터의 설계에 있어서 Type A 경우, 연료전지 시스템은 무인 비행기 항공역학적 특성을 고려하지 않기 때문에 라디에이터는 연료전지가 발생시킬 수 있는 가장 많은 열을 제거하도록 설계가 된다. 하지만 Type C의 경우 비행 중에 연료전지가 내는 최대 열을 제거할 수 있도록 설계가 된다. 두 경우에 라디에이터들의 크기와 무게는 다르게 되며 Fig. 3¹⁹⁾과 같이 그 중 Type C 경우가 Type A 경우보다 체공시간과 탱크의 크기를 늘리게 된다.

Moffitt 외¹⁸⁾는 무인 비행기의 설계를 위해 주어진 도입 값들을 전체 설계과정(design structure matrix, DSM)에 대입하여 최적화된 시스템 설계 변수(global design variable)를 얻었다. DSM은 각 시스템들을 결

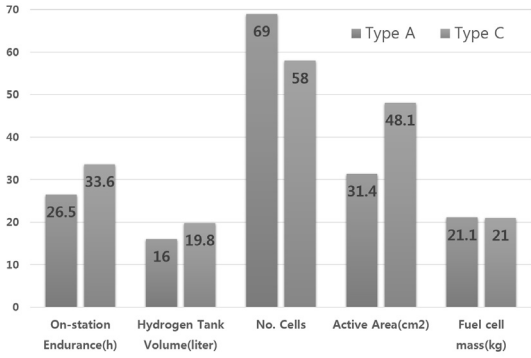


Fig. 3 Comparison of aircraft characteristics for Type A and Type C

정짓는 Contributing Analyses (CA)로 구성되어있고 각 CA는 상호 변수(intermediate variable)로 연결되어 있다. 도입 값은 날개 면적, 연료전지 셀 수, 날개 모양 등이 되고 도출 값인 시스템 설계 변수는 초과 추진력 비율(thrust margin ratio), 추진 시스템 효율, 체공시간, 수평비행 속도, 양력/항력 비 등이 된다. 여기서 실현 가능한 무인 비행기 설계 방법은 1500 만개 중 2000개 정도이다. 실제 비행 가능한 무인 비행기의 기준을 초과추진력 비율(thrust margin ratio)이 3일 때, 추진효율은 38%이상일 때, 사용 가능한 최대전류가 적어도 연료전지 한계전류의 10% 밑에 있을 때로 정하고 시간과 비용의 제한조건들 속에서 300W, 500W, 800W급 연료전지 중 최종적으로 500W 급 연료전지를 선택하게 되었다¹⁸⁾.

3. 연료전지 하이브리드 무인 비행기 제어

무인 비행기는 이착륙 시, 수평비행 시, 전락기동 시 필요한 전력이 모두 다르다¹⁴⁾. Seo 외¹²⁾는 200W 급 연료전지를 이용하여 무인 비행기를 비행 시켰는데 이륙 시에는 500W의 전력이 필요하고 수평 비행 시엔 200W의 전력만이 필요하며 전락기동 시에는 약 450W의 전력이 필요했다. 이와 같이 필요한 전력을 연료전지나 2차전지로부터 적절히 공급받아야 하

며 전력 관리 시스템(PMS)이 이러한 역할을 한다^{24,33)}. 전력 관리 시스템을 제어하는 적절한 전략을 통해 연료를 효율적으로 쓰기 위해서는 무인 비행기의 각 시스템들의 동적 제어 모델들과 항공역학 모델을 이용하여 Hardware-In-The-Loop Simulation으로 알아 보아야 한다³⁴⁾.

3.1 제어 모델

비행 시 수시로 변하는 전력에 대한 무인 비행기 전원 시스템과 추진 시스템의 반응은 등가회로 모델로 알아볼 수 있다^{21,35)}. 등가회로도에는 Fig. 4²¹⁾에 나타나 있다. 캐소드의 전압 V_{ca} 는 시간의 미분식인

$$\frac{dV_{ca}}{dt} = -\frac{1}{(R_{act} + R_{com})} V_{ca} + \frac{i}{C} \quad (10)$$

와 같이 나타낼 수 있고, 연료전지의 응답시간에 의한 전압강하 E_d 는

$$\frac{dE_d}{dt} = -\frac{1}{\tau_e} E_d(t) + \lambda_e \frac{di}{dt} \quad (11)$$

으로 나타낼 수 있다. 결국 연료전지로부터 나오는 전압 V_{out} 은

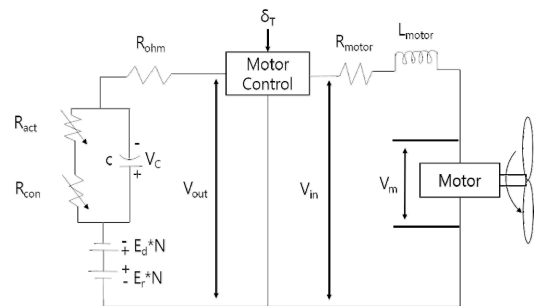


Fig. 4 Electric circuit illustration of fuel cell powered UAV propulsion system

$$V_{out} = (E_r - E_d)N - V_{ca} - iR_{ohm} \quad (12)$$

이 되고 모터 컨트롤러에 의한 모터의 전압은 다음과 같다.

$$V_{in} = \delta_T V_{out} \quad (13)$$

δ_T 는 도입 신호(input signal)로써 조절이 가능하며 모터 전류는 다음과 같다.

$$\frac{dI_m}{dt} = \frac{1}{L_m}(V_{in} - i_m R_m - V_m) \quad (14)$$

항공역학 모델³⁶⁻³⁸⁾은 HILS의 소프트웨어 시뮬레이션에 의해 필요한데 Bradley 외⁴⁾는 항공역학 모델과 프로펠러 모델을 소개하였다. 무인 비행기의 상승 속도 \dot{h} 는

$$\dot{h} = \nu \sin \gamma \quad (15)$$

이고 여기서 ν 는 비행기 속도이고 γ 는 비행기 경로 각도이다. 가속도 $\dot{\nu}$ 는

$$\dot{\nu} = \frac{\epsilon \cos \alpha - D}{m_a} - g \sin \gamma \quad (16)$$

이고 여기서 T는 추진력이고 D는 항력, m은 비행기 무게, g는 중력가속도, ν 는 비행기 경로 각도이다. 비행기의 각속도 $\dot{\gamma}$ 는 다음과 같다.

$$\dot{\gamma} = \frac{\epsilon \sin \alpha + L}{\nu m} - \frac{g}{\nu} \cos \gamma \quad (17)$$

무인 비행기의 설계 변수인 양력과 항력 및 추진력은 다음과 같다. 무인 비행기의 양력 L은

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S_w (C_{L,\alpha} \cdot \alpha + C_{L,0}) \quad (18)$$

이고 여기서 ρ 는 공기밀도, v 는 비행기의 속도, S_w 는 날개면적, $C_{L,\alpha}$ 는 α 에 관한 비행기의 양력 미분계수, α 는 받음각, $C_{L,0}$ 는 α 가 0일 때 양력 계수이다. 항력 D는

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 S_w (C_{D,\alpha} \cdot \alpha + C_{D,0}) \quad (19)$$

이고 여기서 $C_{D,\alpha}$ 는 α 에 관한 비행기의 항력 미분계수, $C_{D,0}$ 는 α 가 0일 때 항력 계수이다. 추진력 ϵ 는

$$\epsilon = \rho (\omega/2\pi)^2 d^4 C_T \quad (20)$$

이고 여기서 ρ 는 공기밀도, d는 프로펠러 지름, C_T 는 추진력에 대한 프로펠러 계수이다.

프로펠러 모델 중 토크 Q는

$$Q = \rho (\omega/2\pi)^2 d^5 C_q \quad (21)$$

이고 여기서 C_q 는 토크에 대한 프로펠러 계수이다. C_T 와 C_q 는 프로펠러 전진비(advance ratio)의 함수인데 이는 풍동실험을 통해 구할 수 있다. 프로펠러 전진비 J는 다음과 같다.

$$J = \frac{\nu}{(\omega/2\pi)} d \quad (22)$$

3.2 Hardware-In-The-Loop Simulation

Hardware-In-The-Loop Simulation (HILS)은 실험 목적에 따라 특정 시스템은 하드웨어로 두고 다른 시스템들은 소프트웨어로 두어 시뮬레이션 하는 것으로서 실제 비행실험의 불확실성을 줄여줄 수 있는

효과적인 방법이다³⁹⁾. 뿐만 아니라 HILS는 비용과 시간을 아낄 수 있고 실제 하드웨어가 가지는 특성도 알아 볼 수 있다³⁴⁾. HILS 테스트 스탠드는 Fig. 5²⁰⁾와 같이 구성된다. 실험실에서 실제 비행 조건들을 만든 뒤 전원 시스템, 주변 장치 시스템, 추진 시스템의 반응속도, 성능 등을 HILS를 통해 알아 볼 수 있는데^{40,41)} Bradley 외³⁴⁾는 HILS를 통해 수평비행 시 연료전지 성능과 성능의 불확도를 구하였다. 연료전지 시스템의 전류는 기준 전류 3.56A에서 5.82%의 불확도를 보였고, 전압은 기준 전압 40.04V에서 1.13%의 불확도를 보였다. 연료전지의 전기 변환 효율은 약 52%였으며 모터의 효율은 약 71%, 프로펠러는 약 69%의 효율을 보였다.

급작스러운 환경 변화에 대한 시스템의 반응을 동적 모델을 통해 알 수 있는데^{34,39,42,43)} Lemes 외⁴⁴⁾는 이중층 등가회로 모델과 키르히호프 법칙을 이용하여 캐소드 압력의 시간 미분방정식을 얻어, 수치로 변하는 전압에 전류밀도가 어떻게 반응하는 지 알아 보았고 HILS를 통해 검증하였다. 등가회로 모델 중 캐소드의 전압 미분 식은 다음과 같다.

$$\frac{dV_{ca}}{dt} = \frac{J}{C} - \frac{J_{0,ca}}{C} \exp\left(\frac{V_{ca}}{\psi}\right) \quad (23)$$

여기서 ψ 는 $\psi = RT/(\alpha_{ca}F)$ 이다. 그 밖에도 Gao 외⁴⁰⁾는 연료전지 스택을 모델링 하여 HILS의 하드웨

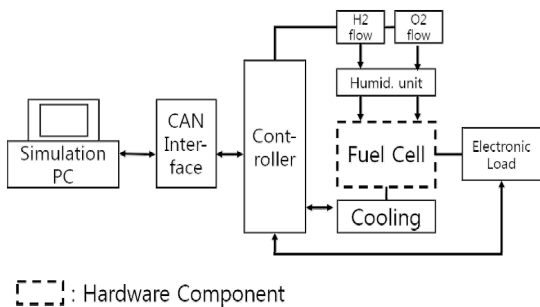


Fig. 5 Interface of the simulation software with the existing hardware test stands

어 장치(emulator)로 만들어 보았다.

3.3 제어 전략

HILS를 통해 효율적인 연료 사용, 최적의 비행 시간, 안정적인 비행 등을 위한 제어 전략을 확인해 볼 수 있다. Bradley 외⁴⁾는 비행시간을 늘리기 위한 하이브리드 전략과 경로 최적화에 대한 연구를 하였다. 우선 제어 전략에 필요한 항공역학 모델을 사용하여 Dynamic programming하여 하이브리드 전략과정을 확인하였고 경로 최적화를 보기 위해 Sequential quadratic programming을 사용하여 결과를 얻었다. 그 결과 연료전지 크기는 수평비행 시 필요한 전력만큼만 낼 수 있도록 만들고 이륙 시 필요한 전력에서 연료전지 전력을 제외한 전력은 2차전지에서 모두 쓰게 하는 것이 비행시간을 가장 많이 늘렸다. 그리고 비행 경로를 이륙-활공(climb-glide)시킬 때는 내연기관 비행기에서만 비행시간이 늘어났다.

Zhoud와 Prasad²¹⁾는 다양한 비행 환경에 대한 시스템들의 응답 시간을 확인하기 위해 동적 모델을 이용하여 확인하고 비행에 적합한 지 판단하였다. 갑자기 모터의 전압을 올리면 연료전지 시스템의 시간

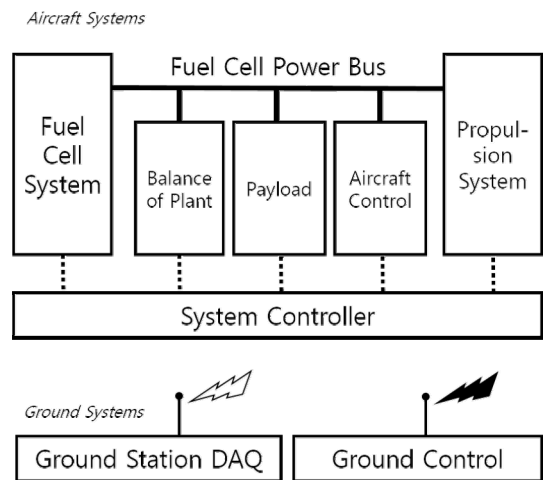


Fig. 6 System diagram showing power and communication between modules

지연 현상으로 인해 프로펠러의 속도가 즉각적으로 반응하지 않았다. 전기용량이 클수록 프로펠러 속도의 응답시간이 빨라지고 프로펠러 관성이 클수록 프로펠러의 응답속도가 늦어졌다.

무인 비행기는 미리 경로를 입력하여 비행되도록 하거나 자동으로 제어되도록 Autopilot System Integration을 두어 지상에 데이터를 실시간으로 보내는 방식을 취한다⁴⁵⁾. 무인 비행기 시스템의 신호 연결 방법은 Fig. 6과 같다⁴⁶⁾.

4. 연료전지 하이브리드 무인 비행기의 평가

무인 비행기는 실제 비행실험 전 풍동실험을 통해 연료전지의 성능을 시험해 볼 수 있으며^{14,29)} 실제 비행실험을 통해서도 실제 비행시간과 한정된 시스템들의 성능을 확인할 수 있다. Kim과 Kwon¹⁴⁾은 공극률 0.5, 중형 비 8의 스택의 비행 시 온도(39.1°C)를 계산한 뒤 풍동실험을 통해 무인 비행기를 실제 수평비행 속도인 45km/h로 비행시키며 스택 온도를 얻어 계산과 일치함을 확인하였다.

모든 무인 비행기는 이륙, 수평 비행, 전락기동 비행, 하강 비행, 착륙 비행을 시험하면서 각 시스템들의 성능을 확인할 수 있다^{10,12,22,24)}. Kim과 Kwon¹⁴⁾은 무인 비행기의 비행 특성과 전력소비량을 보기 위해 우선 2차전지만 탑재한 채 무인 비행기를 날렸는데 이륙 시에는 300W의 전력이 사용되었고 수평 비행 시에는 70~80W의 전력이, 전락기동 시에는 100~150W의 전력이 사용됨을 확인할 수 있었다. Bradley 외²⁴⁾는 비행실험을 통해 최소운전 시, 이륙 시, 수평비행 시 발생하는 소비전력들을 구하였다. 이륙 전 최소운전 시 연료전지의 전력은 주변장치(BOP)를 가동하는데 모두 쓰이게 되고 이륙 시에는 약 30%의 전력만이 추진 시스템에 공급되어지고 수평비행 시에는 약 34%의 전력이 추진 시스템에 공급되어지는 것을 알 수 있었다.

5. 결 론

연료전지 하이브리드 무인 비행기는 연료전지와 2차전지를 전원 시스템으로 이용한 무인 비행기로서 환경오염이 적고 조용하여 군사 작전, 기상 관측 등에 쓰일 수 있다. 2003년에 처음으로 개발된 이래 지속적으로 발전을 거듭하여 하루가 넘는 시간을 지속 비행할 수 있는 수준에 이르렀다.

현재 무인 비행기는 특정 목표 고도에서 체공시간을 늘리는 연구가 활발히 진행 중이다. 비행시간을 늘리기 위해서는 연료의 양을 늘리면 되나 무인 비행기 설계에 있어서 무게의 제약이 따르므로 무인 비행기의 각 시스템들을 서로 고려해 상호 영향을 주고받는 설계방법으로 제작되어야 한다. 특히 수소 공급 시스템은 고압 탱크를 사용할 수도 있으나 금속 수소화물이나 화학 수소화물도 사용할 수 있는데 이는 설계 이전에 미리 정해져야 되는 것이다. 산소 연료는 비행 시 흡입되는 공기로부터 공급될 수 있지만 산소가 희박한 고고도에서는 실질적으로 공기 사용이 어려우며 수소와 같이 고압 탱크를 사용하는 것이 일반적이다. 그리고 흡입된 공기의 일부는 스택의 온도도 제어할 수 있다.

무인 비행기 설계 방법에는 크게 세 가지 설계방법이 있었고 이를 비교 분석한 결과 무인 비행기의 각 시스템들을 서로 상호작용 시켜 설계하는 방법이 연료를 가장 효율적으로 쓸 수 있었다. 이러한 방법으로 실제 500W급 연료전지 하이브리드 무인 비행기를 설계, 제작하여 비행에 성공하였다.

연료전지 무인 비행기는 비행 시 제어전략에 따라 연료를 효율적으로 쓰게 할 수 있는데 이륙 시 2차전지를 모두 소진하고 이후에는 연료전지로 비행하는 것이 가장 연료를 효율적으로 쓰게 한다. 무인 비행기의 고도를 바꾸면서 비행하는 전략은 내연기관 비행기에서만 유용하다는 것이 밝혀졌다. 비행 시의 제어 전략과 시스템들의 성능, 응답속도 등은 동적 모

델과 Hardware-In-The-Loop Simulation을 통해 알 수 있다. 예로 HILS를 통해 연료전지 성능의 불확도를 계산할 수 있었다. 그리고 실제 무인 비행기를 실험하기 위해서는 풍동실험을 우선적으로 실시하여 계산 값과 실제 값을 비교해 볼 수도 있다.

연료전지 하이브리드 무인 비행기는 앞으로 더 높게 더 멀리 더 오랫동안 비행하기 위해 발전될 것으로 보인다. 고도가 높아질수록 주위 온도, 공기의 조건이 달라지므로 이에 대한 연구가 필요하지만 현재까지 최적의 설계, 제어, 평가에 대한 사례 연구가 충분하지 않다. 때문에 향후 보다 체계적인 방법론의 개발과 실험적 검증이 필요하며 이를 기반으로 고성능 연료전지 무인 비행기가 개발되기를 기대해 본다.

후 기

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

References

1. "EnergyOr fuel cell powered UAV reaches 10 h flight endurance", Fuel Cells Bulletin 2011, pp. 4-5.
2. "US Navy launches fuel cell powered UAV from underwater sub", Fuel Cells Bulletin 2014, p. 4.
3. C. Herwerth, C. Chiang, A. Ko, S. Matsuyama, S.B. Choi, M. Mirmirani, D. Gamble, A. Arena, A. Koschany, G. Gu, and T. Wankewycz, "Development of a small long endurance hybrid pem fuel cell powered UAV", Society of Automotive Engineers Paper 2007-01-3930, 2007, Sep.
4. T.H. Bradley, B.A. Moffitt, T.F. Fuller, D.N. Mavris, and D.E. Parekh, "Energy Management for Fuel Cell Powered Hybrid Aircraft", Proceedings of the AIAA International Energy Conversion Engineering Conference, 2009.
5. "NRL Ion Tiger fuel cell UAV extends flight endurance record", Fuel Cells Bulletin, 2010, p.4.
6. V.P. McConnell, "Military UAVs claiming the skies with fuel cell power", Fuel Cells Bulletin, 2007, pp.12-15.
7. "Hydrogen fuel cells power Georgia Tech UAV", Fuel Cells Bulletin, 2006, p.10.
8. T. G. Kim, H. C. Shim and S. J. Kwon, "Small fuel cell system as a power source for unmanned aerial vehicle", Proceedings of the Korean society of precision engineering conference, 2007, pp.727-728.
9. "Fuel cell battery hybrid UAV takes off in Taiwan", Fuel Cells Bulletin, 2010, p.4.
10. A.W. Thomas and N.B. Jenal, "Design and initial flight tests of a hydrogen Fuel Cell powered unmanned air vehicle", ECS Transactions, Vol. 26, 2010, pp.433-444.
11. "Israel aerospace boosts UAV endurance with horizon fuel cell technology", Fuel Cells Bulletin september, 2010, p.4.
12. J.-E. Seo, Y. Kim, Y. Kim, K. Kim, J.H. Lee, D.H. Lee, Y. Kim, S.J. Shin, D.-M. Kim, S.-Y. Kim, T. Kim, C.W. Yoon, S.W. Nam, "Portable ammonia-borane-based H₂ power-pack for unmanned aerial vehicles", Journal of Power Sources, Vol. 254, 2014, pp.329-337.
13. "Horizon, BlueBird collaborate on fuel cell powered civilian UAV", Fuel Cells Bulletin, 2014, pp.3-4.
14. T. Kim, S. Kwon, "Design and development of a fuel cell-powered small unmanned aircraft", International Journal of Hydrogen Energy Vol. 37, 2012, pp.615-622.
15. C. Haddox, "Boeing Wins DARPA Vulture II program, 2010.
16. J.P. Thomas, M.A. Qidwai, J.C. Kellogg, Energy scavenging for small-scale unmanned systems, Journal of Power Sources, Vol. 159, 2006, pp. 1494-1509.
17. S.J. Gerssen-Gondelach, A.P.C. Faaij, "Performance of batteries for electric vehicles on short and longer

- term”, *Journal of Power Sources* Vol. 212, 2012, pp.111-129.
18. T.H.B. Blake A. Moffitt, David E. Parekh and Dimitri Mavris, “Design and performance validation of a fuel cell unmanned aerial vehicle”, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit ,2006, AIAA 2006-2823.
 19. T.H. Bradley, B.A. Moffitt, T.F. Fuller, D.N. Mavris, D.E. Parekh, “Comparison of Design Methods for Fuel-Cell-Powered Unmanned Aerial Vehicles”, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, 2009, pp.1945-1956.
 20. R.M. Moore, K.H. Hauer, G. Randolph, M. Virji, “Fuel cell hardware-in-loop”, *Journal of Power Sources*, Vol. 162, 2006, pp.302-308.
 21. M. Zhou, J.V.R. Prasad, “Transient Characteristics of a Fuel Cell Powered UAV Propulsion System”, *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 74, 2013, pp.209-220.
 22. B. Lee, P. Park, K. Kim, S. 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 ,2014, pp.399-405.
 23. B.M. Thomas Bradley, Thomas Fuller, Dimitri Mavris, David Parekh, “Design Studies for Hydrogen Fuel Cell powered Unmanned Aerial Vehicles”, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference.
 24. T.H. Bradley, B.A. Moffitt, D.N. Mavris, D.E. Parekh, “Development and experimental characterization of a fuel cell powered aircraft”, *Journal of Power Sources*, Vol. 171, 2007, pp.793-801.
 25. “Protonex introduces fuel cell power system at UAV symposium”, *Fuel Cells Bulletin*, 2006 p.11.
 26. X. Qingshan, W. Nianchun, K. Ichianagi, K. Yukita, “PEM fuel cell modeling and parameter influences of performance evaluation” in *Electric Utility Deregulation and Restructuring and Power Technologies, Third International Conference on, IEEE*, 2008.
 27. L.-A.D. Olivier Tremblay, “Experimental Validation of a battery dynamic model for EV applications”, *World Electric Vehicle Journal* Vol. 3, 2009.
 28. S.S. Zhang, K. Xu, T.R. Jow, Charge and discharge characteristics of a commercial LiCoO₂-based 18650 Li-ion battery, *Journal of Power Sources* 160 (2006) 1403-1409.
 29. K. Kim, T. Kim, K. Lee, S. Kwon, “Fuel cell system with sodium borohydride as hydrogen source for unmanned aerial vehicles”, *Journal of Power Sources*, Vol. 196, 2011, pp.9069-9075.
 30. S. Dutta, “A review on production, storage of hydrogen and its utilization as an energy resource”, *Journal of Industrial and Engineering Chemistry*, Vol. 20, 2014, pp.1148-1156.
 31. G. Correa, F. Borello, M. Santarelli, “Sensitivity analysis of temperature uncertainty in an aircraft PEM fuel cell”, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 36, 2011, pp.14745-14758.
 32. P.T. Magdalena Dudek, Piotr Wygonik, Mariusz Korkosz, Piotr Bogusz., B. Lis, “Hybrid Fuel Cell-Battery System as a main power unit for small unmanned aerial vehicles”, *Int. J. Electrochem. Sci.*, Vol. 8, 2013, pp.8442-8463.
 33. T.H.M. Bradley, B.A., Parekh, D.E. and Mavris, D. “Flight Testing Results for a Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle”, in 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007, AIAA 2007-0032.
 34. T.H. Bradley, Moffitt, B.A., Fuller, T.F. and Parekh, D.E., “Hardware-in-the-loop testing of a Fuel Cell aircraft powerplant”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, 2009, pp. 1336-1344.
 35. F. Tiss, R. Chouikh, A. Guizani, “Dynamic modeling of a PEM fuel cell with temperature effects”, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 38, 2013, pp.8532-8541.
 36. W.F. Phillips, *Mechanics of Flight*, John Wiley and Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2004.
 37. S. Goldstein, “On the vortex theory of screw propellers”, *proceedings of the royal society of london*, Vol. 123, 1929, pp.440-495.
 38. B.A. Moffitt, T.H. Bradley, D.E. Parekh, D. Mavris, “Validation of vortex propeller theory for

- UAV design with uncertainty analysis”, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 7-10 Jan., 2008.
39. J.R.H. Dries Verstraete, Jennifer L. Palmer, “Hardware-in-the-loop simulation of Fuel Cell based Hybrid-electrical UAV propulsion”, 28th International congress of the aeronautical sciences, 2012.
 40. M.S. Fei Gao, Abdellatif Miraoui and El-Moudni, “PEM Fuel Cell stack Hardware-in-the-loop emulation using DC/DC converter design”, IEEE Electrical Power & Energy Conference, 2009.
 41. J.-H. Jung, “Real-time and power Hardware-in-the-loop simulation of PEMFC stack system”, Journal of Power Electronics, Vol. 11, 2011, pp. 202-210.
 42. D. Verstraete, K. Lehmkuehler, A. Gong, J.R. Harvey, G. Brian, J.L. Palmer, “Characterisation of a hybrid, fuel-cell-based propulsion system for small unmanned aircraft”, Journal of Power Sources, Vol. 250, 2014, pp.204-211.
 43. A. Vath, Z. Lemės, H. Mäncher, M. Söhn, N. Nicoloso, T. Hartkopf, “Dynamic modelling and hardware-in-the-loop testing of PEMFC”, Journal of Power Sources, Vol. 157, 2006, pp.816-827.
 44. V. Zijad Lemes, Th.Hartkopf, H.Mancher, “Dynamic fuel cell models and their application in hardware in the loop simulation”, Journal of Power Sources, 154, 2006, pp.386-393.
 45. D. Keen, “Design and test of a 24 hour fuel cell unmanned aerial vehicle”, 8th Annual International Energy Conversion Engineering Conference, 25-28 July, 2010, AIAA 2010-6690
 46. T.H. Bradley, Moffitt, B.A., Parekh, D.E. and Mavris, D., “Flight test results for a Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle”, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007, AIAA 2007-0032.
 47. Fei Gao, Marcelo Godoy Simoes, and Abdellatif Miraoui, “PEM fuel cel stack modeling for real-time emulation in hardware-in-the-loop applications”, IEEE Transactions on Energy Conversion, Vol. 26, No.1, March 2011.