

## 무인항공기용 고분자전해질형 연료전지 시스템의 열교환기 성능 특성 연구

강상규<sup>†</sup>, 김병준<sup>\*\*</sup>, 김한석<sup>\*</sup>

\*한국기계연구원, \*\*과학기술연합대학원대학교

## Experimental Study on the Characteristics of Heat Exchanger of 1 kW PEMFC System for UAV

SANGGYU KANG<sup>†</sup>, BYUNGJUN KIM<sup>\*\*</sup>, HANSEOK KIM<sup>\*</sup>

\*Korea Institute of Machinery and Materials, Jang-dong, Yusong-gu, Daejeon, 305-343, Korea

\*\*University of Science and Technology, Gajung-dong, Yuseonggu, Daejeon, 305-350, Korea

### ABSTRACT

The proton exchange membrane fuel cell (PEMFC) is regarded as the most promising alternative power sources for unmanned aerial vehicle (UAV) due to its high energy density and silent operation. Since there are many load changes during UAV flight, thermal management is one of the important factor for the performance of PEMFC. In order to reduce the UAV weight for the stable operation of UAV, thermal management system (TMS) studied in this work does not use the fan but use the air flowing into UAV by UAV flight. In order to develop the passive type heat exchanger (HEX) for 1kW PEMFC, four types of HEXs are fabricated and their cooling performances are compared. The parametric study on the cooling performance of HEXs has performed with the variation of operating parameters such as mass flow rates and inlet temperature of air and coolant. Type 4 has the best performance in every case. This study can be helpful to achieve the optimal design of HEX for PEMFC powered UAV.

**KEY WORDS** : Proton exchange membrane fuel cell(고분자 전해질형 연료전지), Unmanned aerial vehicle (무인항공기), Thermal management system(열관리 시스템), Parametric study(매개변수 연구), Optimal design(최적 설계)

### Nomenclature

q : heat rejection rate, kW  
U : overall heat transfer coefficient, kW/m<sup>2</sup>/K

A : area, m<sup>2</sup>  
T : temperature, K  
h : convective heat transfer coefficient, kW/m<sup>2</sup>/K  
k : thermal conductivity, kW/m/K  
t : thickness, m  
D : diameter, m  
Re : reynolds number  
Pr : prandtl number

<sup>†</sup>Corresponding author : kyu2613@kimm.re.kr

[ 접수일 : 2011.11.7 수정일 : 2011.12.26 게재확정일 : 2011.12.27 ]

## Subscripts

- a : cooling air
- t : total
- tw : tube wall
- c : coolant
- a : air
- o : overall

## 1. 서 론

무인항공기는 주변환경에 대하여 스스로 판단하여 운전을 하는 자가운전비행체를 지칭한다. 무인항공기는 개발 초기 엔진이나 배터리를 동력원으로 사용하는 연구가 활발히 수행되었다<sup>1)</sup>. 그러나 무인항공기가 군사용 목적으로 사용되면서 엔진은 소음, 열, 그리고 공해물질을 배출하여 적의 탐지 가능성이 높고 배터리는 낮은 에너지 밀도로 순항 거리 제약이 있어 대체 동력원에 대한 요구가 증대되고 있다. 고분자전해질형 연료전지는 낮은 작동온도 및 조용한 운전 등의 특성으로 인하여 군사용 정찰로서의 적의 탐지 가능성을 감소시켜 무인항공기의 동력원으로 각광을 받고 있다<sup>2)</sup>. 연료전지를 동력원으로 사용하는 무인항공기는 AeroVironment에서 세계 최초로 개발하면서 연구가 시작되었으며<sup>3)</sup>, Georgia institute of technology에서는 압축 수소를 사용한 연료전지 무인항공기를 제작 및 성능 평가를 수행하였다<sup>4)</sup>.

연료전지는 수소와 산소의 전기화학반응을 통하여 전기를 생산하여 무인항공기에 동력을 제공하지만 부산물로서 물과 열을 생산한다<sup>5,6)</sup>. 고분자전해질형 연료전지는 나피온(nafion)을 전해질 막으로 사용하며 고온 작동의 경우 전해질막의 수화도가 낮아지면서 이온전도도가 떨어져 연료전지 성능의 저해를 일으키며, 80°C 이상의 고온 작동은 궁극적으로 전해질 막의 파손을 가져올 수 있다<sup>5)</sup>. 반면, 60°C 이하에서의 작동은 플러딩을 야기시켜 공급 기체 수송을 저해하여 연료전지 성능을 가져오며 궁극적으로 촉매의 열화를 가져오기도 한다<sup>7)</sup>. 따라서 연료전지의 성능 안정화를 위하여 연료전지를 일정 온도로 작동시켜주는 열관리 시스템이 필수적이며, 이

에 대한 연구도 활발히 진행되었다. L. Magistri 등은 고분자 전해질형 연료전지 및 고온형 연료전지 하이브리드 시스템의 열교환기에 관한 연구를 수행하였다<sup>8)</sup>. S. Yu는 과도 상태에서의 동적 응답성을 살펴보기 위하여 고분자 전해질형 연료전지의 동적 열관리 시스템 모델링을 개발하였다<sup>9)</sup>. 상기 언급된 연구들은 연료전지를 동력원으로 사용하는 무인항공기 개발 및 다른 용도를 위한 연료전지의 열관리 시스템에 관한 연구가 대부분이며 수동형 열관리 시스템의 열교환기 개발에 대한 연구는 수행되지 않고 있다.

본 연구의 목적은 1kW급 무인항공기용 연료전지 시스템의 수동형 열관리 장치의 열교환기를 4가지 타입으로 개발하여 각 열교환기의 작동 변수에 따른 성능 특성을 파악하는 것이며, 궁극적으로 무인항공기 탑재용으로서 무게 및 냉각수 압력손실 등 요구조건을 충족시키는 열교환기를 선정하는 것이다.

## 2. 실험

### 2.1 무인항공기용 연료전지 열관리시스템

무인항공기에 탑재될 연료전지 시스템은 Fig. 1에 표시된 바와 같이 고분자 전해질형 연료전지 스

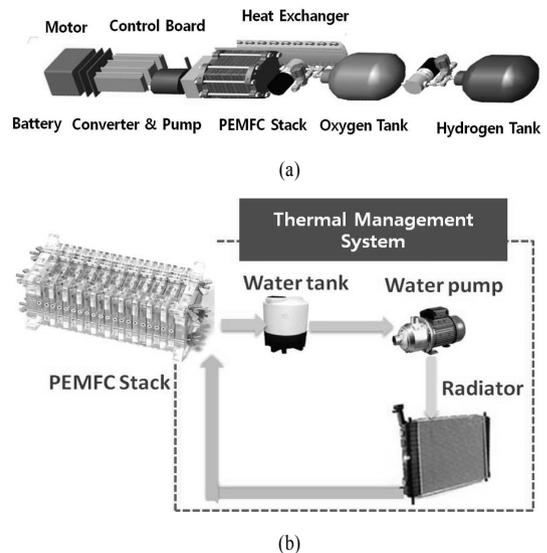


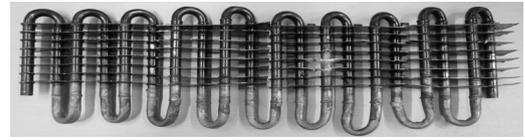
Fig. 1 Schematics of PEMFC system and TMS

Table 1 Specifications of the fuel cell system

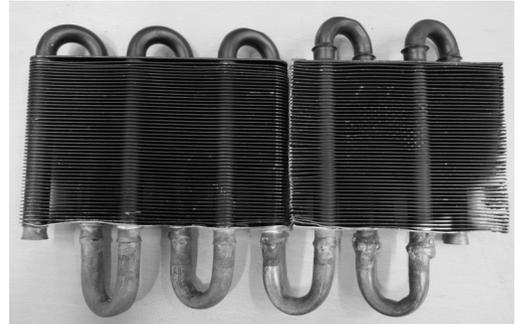
Component	Parameter	Unit	Value
Fuel cell	Power @ UAV cruise mode	kW	1
	Stack efficiency	%	59
	Heat generation	kW	0.7
	Stack inlet temperature	℃	60
	Stack outlet temperature	℃	65
Coolant	Mass flow rate	LPM	2.0
	Pressure drop	kPa	10
UAV	Air temperature	℃	25
	Cruise velocity	km/h	40
HEX	HEX inlet temperature	℃	65
	HEX outlet temperature	℃	60
	Weight	kg	0.4
	Heat rejection rate	kW	0.7

택, 배터리, 수소 공급 장치, 산소 공급 장치, 열관리 시스템, 그리고 전력 변환 장치 등으로 구성된다. 무인항공기의 동력원으로 사용될 고분자 전해질형 연료전지는 효율 향상과 고성능을 유지하기 위해서 최적의 열관리가 필요하다. 무인항공기의 특성상 탑재물의 중량과 동력 소모를 최소한으로 할 필요가 있으므로 본 연구에서 개발된 열교환기가 장착된 열관리 시스템은 Fig. 1에 표시된 바와 같이 Fan을 제외하고, 연료전지를 통과하면서 승온된 냉각수를 냉각시키기 위한 열교환기, 냉각수를 순환시키기 위한 냉각수 펌프, 그리고 냉각수를 저장하기 위한 냉각수조 등으로 구성된다.

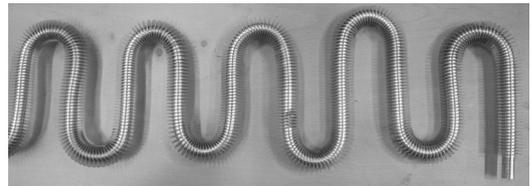
무인항공기에 장착될 연료전지 시스템의 사양은 Table 1에 나타낸 바와 같이 연료전지 스택의 출력 및 효율은 각각 1kW와 59%이며 연료전지에서 발생하는 열은 700W 이다. 이는 본 연구에서 개발하고자 하는 열교환기의 목표 방열량이 된다. 연료전지 셀의 온도 구배는 연료전지 성능의 불안정을 일으키므로, 연료전지 셀의 온도 구배를 줄이기 위하여 연료전지 입·출구의 냉각수 온도차이를 5℃로 유지시켜준다. 즉, 연료전지의 작동 온도인 65℃를 고려하여 냉각수의 스택 입·출구 온도는 각각 60℃와 65℃로 조절된다. 시스템 효율의 향상을 위하여



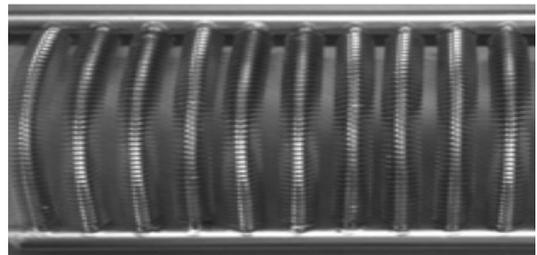
(a) Type 1



(b) Type 2



(c) Type 3



(d) Type 4

Fig. 2 The schematics of heat exchangers of type 1 through 4

펌프의 소모 동력을 최소화할 수 있도록 열교환기의 최적 유로를 설계해야 하며 개발된 열교환기의 최대 압력 손실은 10kPa로 제한된다. 본 연구에서는 무인항공기에 탑재되는 4가지 타입의 열교환기를 개발하여 작동변수에 따른 열교환기의 방열성능 평가를 수행하였다. Fig. 2의 (a)와 (b)는 타입 1과 2이며 구리 재료의 원형 튜브에 알루미늄 재료의 판형핀(plate-fin)이 부착되어 방열하는 구조로서 타

Table 2 Specifications of the heat exchanger of type 1 and type 2

	Type 1	Type 2
Width (mm)	4,500	2,250
Height (mm)	140	140
Fin number	8	50
Fin pitch (mm)	10	1
Depth (mm)	250	250
Tube material	Cu	Cu
Fin material	Al	Al

Table 3 Specifications of the heat exchanger of type 3 and type 4

	Type 3	Type 4
Tube length (mm)	3,500	180
Fin pitch	2	2
Tube number	1	10
Flow type	Serial	Parallel
Tube material	Al	Al
Fin material	Al	Al

Table 4 Specifications of the air blower

Parameter	Unit	Value
Air velocity	m <sup>3</sup> /min	150
Static pressure	mmAq	1200

입 2는 타입 1의 흰 피치(fin pitch)를 줄여 공기의 열전달 계수를 향상시켰으며 상세 사양은 Table 2에 나타나 있다. 타입 3과 4는 각각 Fig. 2의 (c)와 (d)에 나타나 있으며 알루미늄 재질의 원형핀(circular-fin) 튜브 열교환기로 타입 3은 냉각수의 유로가 하나인 반면, 타입 4는 방열 면적을 증가시키고 냉각수 압력 손실을 줄이기 위하여 10개의 유로로 냉각수를 분기시키는 구조로 상세 사양은 Table 3에 표시되어 있다.

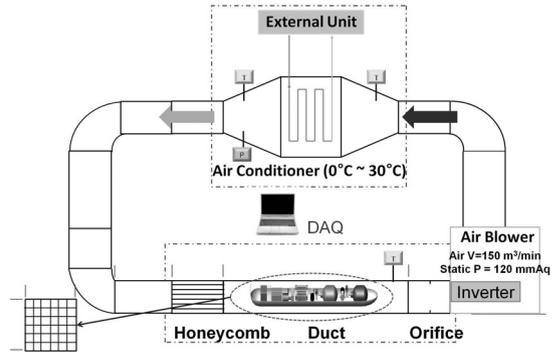


Fig. 3 The schematics of UAV simulator

## 2.2 무인항공기 유동 시뮬레이터

본 연구에서 개발된 무인항공기용 열관리 시스템은 무인항공기가 순항할 때 열교환기로 유입되는 공기를 이용하여 냉각수를 냉각시킨다. 그러므로 개발된 열교환기의 방열 성능을 평가하기 위해서는 무인항공기가 순항할 때 유입되는 공기 흐름을 모사하는 공기 풍동 장치가 필요하다. 공기 풍동 장치는 Fig. 3에 나타난 바와 같이, 공기의 흐름을 야기시켜주는 송풍기와 공기의 온도를 제어하는 냉동기, 공기의 유동을 균일화시켜주는 유동균일화 장치, 그리고 풍동 등으로 구성되었다. 무인항공기의 순항속도는 Table 1에 나타난 바와 같이 40km/h의 속도이므로 선정된 송풍기의 사양은 Table 4에 표시된 바와 같이 최대 공기 유량이 정압 1200mmAq에서 150m<sup>3</sup>/min이다. 비행체가 4계절 비행하는 것을 모사하기 위하여 냉동기를 설치하여 공기의 온도를 0~30°C로 조절할 수 있도록 하였으며, 온도 제어의

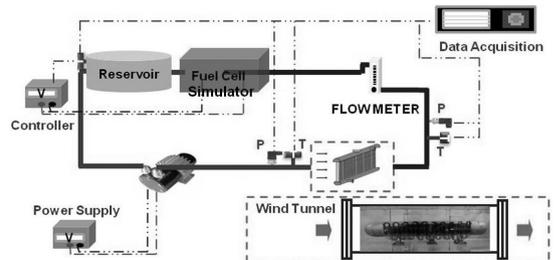
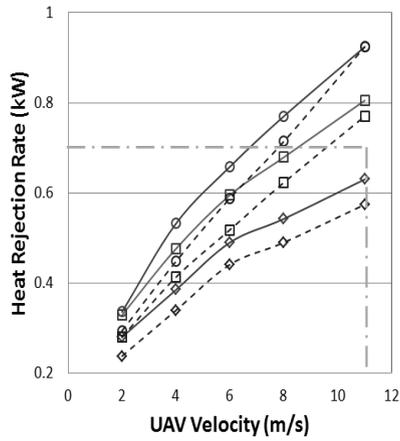
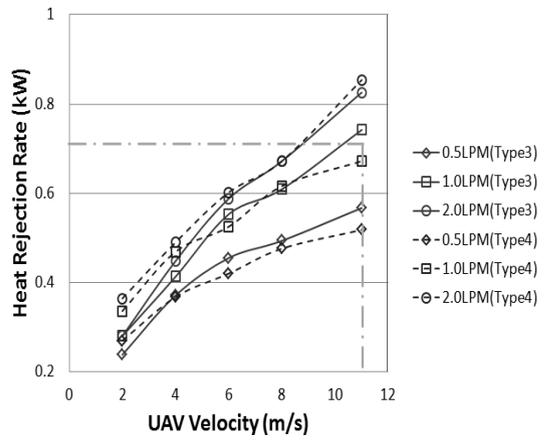


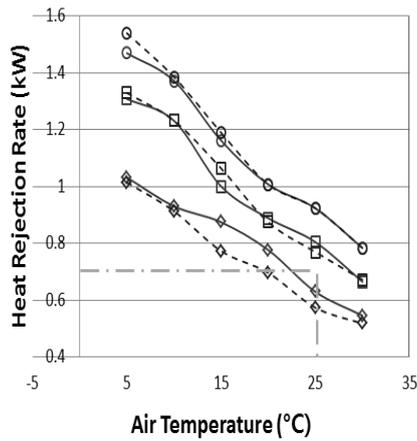
Fig. 4 The schematics of experimental setup for estimation of heat exchanger performance



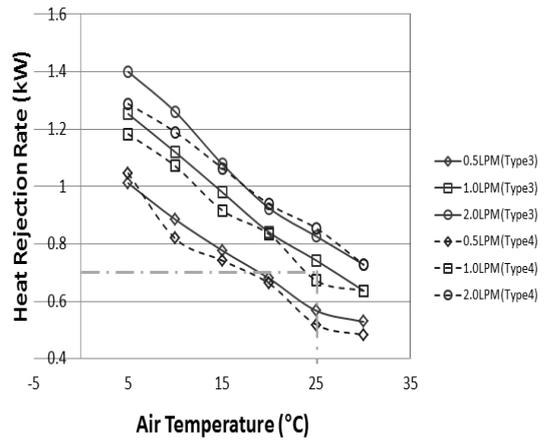
(1) Case 1 & 2



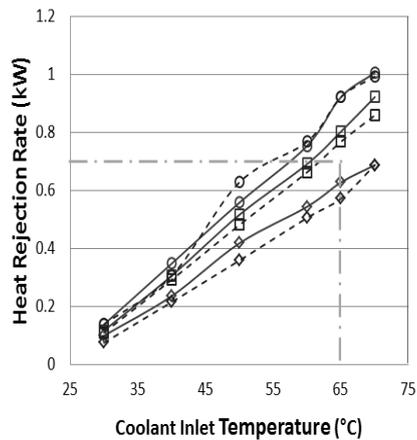
(2) Case 3 & 4



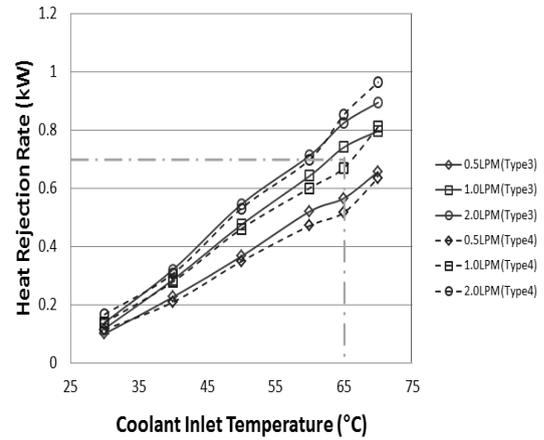
(3) Case 1 & 2



(4) Case 3 & 4



(5) Case 1 & 2



(6) Case 3 & 4

Fig. 5 The comparison of cooling performance of heat exchanger with various operating conditions for type 1 through type 4

Table 5 The design constraints of heat exchanger

Parameter	Unit	Value
Pressure drop	kPa	10
Heat rejection rate per weight	kW/kg	1.75

빠른 응답성을 위해 공기를 순환시키는 순환형 풍동시스템을 구성하였다.

### 2.3 열교환기 성능 평가 장치

개발된 열교환기의 방열성능을 평가하기 위해서 Fig. 4에 나타난 바와 같이 열교환기 성능 평가 장치를 구성하였다. 본 연구에서는 연료전지의 열관리 부분을 연구하므로, 연료전지의 발열을 모사하는 1kW급 히터를 제작하여 연료전지를 대체하였다. 연료전지와 동일한 배관 압력 손실을 모사하기 위하여 냉각수 배관 출구에 밸브를 설치하여 압력 손실을 모사하였다. 냉각수 순환용 펌프는 직류 전동기로 구동되는 용적식 기어펌프를 사용하였다. 열교환기의 방열 성능 및 압력손실을 측정하기 위하여 열교환기 전·후단에 T-타입 열전대 및 압력계를 설치하여 냉각수의 온도 및 압력변화를 측정하였다.

### 3. 실험결과

본 연구에서는 요구된 설계 포인트에서 각 열교환기의 방열 성능을 파악하고 제한인자를 만족시키는 제품 선정이 목적이므로 정상상태에서의 실험만 수행하였다. 제작된 열교환기의 설계 제한인자는

Table 6 The base operating condition of experiment

Parameter	Unit	Value
Air temperature	℃	25
UAV cruise velocity	m/s	11
Coolant inlet temperature	℃	65
Coolant flow rate	LPM	2.0

Table 7 The various operating conditions of experiment

Parameter	Unit	Value
Air temperature	℃	5, 10, 15, 20, 25, 30
UAV cruise velocity	m/s	2, 4, 6, 8, 11
Coolant inlet temperature	℃	30, 40, 50, 60, 65, 70
Coolant flow rate	LPM	0.5, 1.0, 1.5, 2.0

Table 5에 정리된 바와 같이 압력손실 10kPa과 단위무게당 방열량 1.75kW/kg이다. Table 6은 열교환기 방열 성능 실험의 기본 작동 조건을 나타내고 있다. 즉, 개발된 열교환기는 공기 온도 25℃, 무인항공기 순항 속도 11m/s, 냉각수 입구 온도 65℃, 냉각수 유량 2 liter/min(LPM)에서 700W의 방열 성능을 나타내어야 한다.

$$q = UA_t(T_c - T_a) \tag{1}$$

$$U = \left( \frac{1}{h_c} + \frac{t_{tw}}{k_{tw}} + \frac{A_t}{\eta_o h_a A_o} \right)^{-1} \tag{2}$$

$$Nu = \frac{hD_h}{k} = CRe^m Pr^n \tag{3}$$

식 (1)은 열교환기 내에서의 열전달률을 나타내고 있으며 식(2)와 식(3)는 각각 통합열전달계수 및 누셀수를 나타낸다. 상기 기술된 열교환 지배방정식을 바탕으로 개발된 각 열교환기의 작동 변수에 따른 방열 성능 특성을 파악하기 위하여 Table 7과 같이 다양한 공기의 온도 및 속도, 다양한 냉각수 유량 및 온도에서 열교환기의 방열 성능을 측정하였다. Fig. 5는 본 연구에서 개발된 4가지 열교환기의 공기 온도, 공기 속도, 냉각수 입구 온도, 그리고 냉각수의 유량에 따른 방열 성능이다. 각 그래프에 점선으로 표시된 부분은 설계점에서의 목표 방열성능이며 그림에서 잘 보여주듯이 4가지 열교환기는 주어진 설계점에서 목표치 방열성능인 700W를 초과하여 목표치를 잘 부합하는 방열성능을 나타낸다. 4

Table 8 The weight, cooling performance, pressure drop of heat exchanger for type 1 through type 4

Parameter	Unit	Type 1	Type 2	Type 3	Type 4
Weight	kg	1.268	1.103	0.277	0.316
Pressure drop	kPa	3.8	3.1	45.3	9.5
Heat rejection rate	kW	0.924	0.924	0.826	0.854
Heat rejection rate per weight	kW/kg	0.729	0.838	2.982	2.703

가지 열교환기에서 작동조건의 변화에 따른 방열 성능을 살펴보면, 공기속도가 증가할수록 공기의 레이놀즈수가 증가하므로 식 (3)과 같이 공기층에서의 대류열전달계수가 증가하여 방열량이 증가하게 되며, 마찬가지로 냉각수의 유량이 증가할수록 냉각수의 누셀수가 증가하고 냉각수층에서의 대류 열전달계수가 증가하여 방열량이 증가한다. 일정한 냉각수 입구 온도에서 비행체의 주변 공기 온도가 상승하면 식 (1)에 나타난 바와 같이 냉각수와 공기의 온도 차이가 감소하므로 방열량이 감소하며, 일정한 주변 공기 온도에서 냉각수 온도가 상승할수록 공기와 냉각수의 온도차이의 증가로 인하여 식 (1)에 나타난 바와 같이 방열량이 증가하게 된다. Table 8은 개발된 4가지 타입 열교환기의 압력손실 및 단위 무게당 방열성능을 나타낸다. 타입 1과 2의 열교환기는 구리재질로 제작되었기 때문에 각각 무게가 1.268kg과 1.103kg이며, 단위 무게당 방열량이 각각 0.729kW/kg과 0.838kW/kg이다. 이는 설계 제한인자인 1.75kW/kg보다 작아 무인항공기용으로 부적절한 것으로 판단된다. 또한 타입 1과 2는 각각 동일한 두 개의 열교환기가 동체 양쪽으로 장착 되어야 하기 때문에 비행체 설계에 있어서 날개의 위치에 많은 제한을 줄 수 있는 단점이 있다. 경량화를 위하여 알루미늄 재질로 제작한 타입 3와 4는 무게가 0.277kg과 0.316kg으로 단위 무게당 방열량이 각각 2.982kW/kg과 2.703kW/kg으로 설계제한인자 인 1.75kW/kg보다 높아 무인항공기용 잘 부합된다. 하지만 냉각수 유로가 하나의 채널인 타입 3의 경우 압력손실은 목표 압력손실인 10kPa를 초과하여 약

45kPa이 된다. 또한 타입 3도 타입 1과 2와 마찬가지로 비행체 양쪽에 대칭으로 장착되므로 비행체 날개 위치에 제한을 줄 수 있다. 열교환기에서의 냉각수의 압력손실을 줄이고자 타입 4에서는 냉각수의 매니폴드를 제작하여 10개의 냉각수 튜브로 냉각수가 분기되도록 설계하여 9.5kPa의 압력손실을 나타내며 이는 목표치인 10kPa 이하로 무인항공기 용에 적합하다. 또한 타입 4의 열교환기 구조는 무인항공기용 연료전지 시스템에서 분기수와 냉각수 튜브 길이의 변화로 다양한 요구 방열량을 나타낼 수 있고, 비행기 동체에의 부착에서도 다른 형태에 비하여 비교적 자유도가 높은 장점이 있다.

#### 4. 결 론

본 연구에서는 1kW급 무인항공기용 연료전지 시스템의 열교환기를 개발하기 위하여 4가지 타입의 열교환기를 설계 및 제작하여 각 열교환기의 작동 변수에 따른 성능 특성을 파악 및 비교하였다. 타입 1과 2의 열교환기는 구리 재질로 무게당 방열 성능이 목표치보다 현저히 낮으며, 동체 장착의 자유도가 낮아 무인항공기용으로 적합하지 않다. 알루미늄 소재를 사용하는 타입 4는 매니폴더로 냉각수를 분기시키는 구조로 제작되어 방열면적을 증가시키고 냉각수의 압력손실도 감소시킬 수 있었다. 따라서 단위무게당 방열성능과 냉각수의 압력손실이 목표치에 잘 부합하며 방열량 변경 및 동체 부착의 자유도가 높아 무인항공기 탑재용으로 적합하다.

#### 후 기

본 연구는 차세대군용전원특화센터의 “소형 추진용 복합전원 시스템 및 운용기술 연구”의 연구비 지원에 의해 수행된 결과의 일부이며 관계자 여러분께 깊이 감사드립니다.

#### 참 고 문 헌

- 1) E. Bone, C. Bolkcom, “Unmanned Aerial Vehicles: Background and Issues for Congress”,

- Congressional Research Service, Library of Congress, 2003.
- 2) B.A. Moffitt, T.H. Bradley, D.E. Parekh, D. Mavris, "Design and Performance Validation of a Fuel Cell Unmanned Aerial Vehicle", 2006, AIAA 44.
  - 3) "AeroVironment flies world's first hydrogen powered plane", Fuel Cell Bull 2005, Vol. 9.
  - 4) 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 2007, Vol. 171, No. 2, pp. 793-801.
  - 5) S. Pandiyan, K. Jayakumar, N. Rajalakshmi, K.S. Dhathathreyan, "Thermal and electrical energy management in a PEMFC stack - An analytical approach", International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, Vol. 51, pp. 469-473.
  - 6) 유상석, 이영덕, 홍동진, 안국영, "가정용 연료 전지 운전 모드 해석을 위한 동특성 모델 개발", 한국수소 및 신에너지학회 논문집, 2008, Vol. 19, No. 4, pp. 313-321.
  - 7) S.G. Kandlikar, Z. Lu, "Thermal management issues in a PEMFC stack - A brief review of current status", Applied Thermal Engineering, 2009, Vol. 29, pp. 1276-1280.
  - 8) L. Magistri, A. Traverso, A. F. Massardo, R.K. Shah, "Heat exchangers for fuel cell and hybrid system applications", Proceeding of the 3rd International Conference on Fuel Cell Science", 2005, pp. 359-366.
  - 9) S. Yu, Y. Lee, K. Ahn, "A System Simulation Model of Proton Exchange Membrane Fuel Cell for Residential Power Generation for Thermal Management Study", KSME-B, 2010, pp. 19-26.