

고고도 무인기 내부의 공랭식 PEMFC 열전달 전산 해석 연구

송명호¹ · 김경연^{2,†}

¹한밭대학교 대학원, ²한밭대학교 기계공학과

Numerical Study on Heat Transfer of Air-cooling PEMFC in HALE UAV

MYEONGHO SONG¹, KYOUNGYOUN KIM^{2,†}

¹Graduate School of Hanbat National University, 125 Dongseo-daero, Yuseong-gu, Daejeon 34158, Korea

²Department of Mechanical Engineering, Hanbat National University, 125 Dongseo-daero, Yuseong-gu, Daejeon 34158, Korea

†Corresponding author :
kkim@hanbat.ac.kr

Received 29 March, 2017

Revised 17 April, 2017

Accepted 30 April, 2017

Abstract >> Proper cooling of PEM fuel cell stack is essential for the high-performance operation of fuel cell system. Insufficient cooling of the stack can cause significant damage to components due to overheating and also can decrease cell performance by dehydration of the polymer electrolyte. In the present study, we performed a computational analysis to assess the condition of the cooling system to secure the proper temperature in fuel cell stack system for high altitude long endurance (HALE) unmanned aerial vehicle (UAV).

Key words : Air cooling(공냉), PEMFC(고분자 전해질 연료전지), CFD(전산유체역학), High altitude(고고도), Heat management(열관리)

1. 서론

장기체공 고고도 무인기(high altitude long endurance unmanned aerial vehicle, HALE UAV)는 고도 18 km 정도의 성층권에서 체공하면서 각종 관측, 통신 등의 다양한 임무를 수행할 수 있다. 임무 수행 효율을 높이기 위해서 HALE UAV는 성층권에서 안정적이고 고효율인 추진 시스템이 요구된다. 또한, 지구 온난화 현상에 대응하여 유해 배출 가스를 최소화할 필요가 있다. 이러한 기술 및 환경 문제를 해결하기 위한 방안으로 기존 추진 시스템에 연료전지 시스템을 추가로 결합한 하이브리드 동력 시스템을 적용한 HALE UAV에 대한 연구가 활발히 진행되고

있다¹⁻³⁾.

최근까지 무인기에는 고분자 전해질 연료전지(PEMFC)가 가장 일반적으로 사용된다. PEMFC는 상온에서 작동하여 적용 범위가 넓고 상대적으로 빠른 작동 성능을 가지고 있다. PEMFC 스택의 작동 온도는 60~80°C인데, 운전 과정에 발생하는 열을 적절하게 배출하지 못하면, 부품 손상 및 성능 저하 문제가 발생할 수 있다.

스택 내부에서 발생하는 열을 관리하기 위한 연구들이 활발히 이루어지고 있다. 공랭식 PEMFC의 열적 모델링에 관한 연구^{4,5)}와 자연대류를 통해 공기를 공급하여 냉각하는 공기 호흡형 PEMFC에서의 모델링과 채널 형상이 연료전지 성능과 온도 분포에 미치

는 영향이 조사되었다^{6,7)}. 스택 냉각에 관한 많은 연구들이 이루어졌지만, 고고도 작동조건에서의 연구는 부족한 상황이다. 따라서 본 연구에서는 고고도 무인기 연료전지 시스템의 효과적인 열관리를 위한 기본 정보를 제공하기 위해, 냉각조건에 따른 동체 내부의 열 및 유동에 대한 전산 해석을 수행하였다. 단순화된 동체 형상에 대해 3차원 난류 유동장을 전산 해석하여, 고도별 동체 내부 유동 및 온도 분포를 살펴보았으며, 외기 유입과 가압의 효과를 조사하였다.

2. 본 론

2.1 고고도 무인기 내부 열전달 해석

고고도 무인기 내부의 열전달 해석을 위한 단순화된 동체 형상을 사용하였으며, 동체의 중심 면을 기준으로 유동 패턴이 대칭이라고 가정하여 동체 형상의 절반 영역만을 해석하였다. 사용된 격자수는 약 23만 개이다.

PEMFC 스택이 n 개의 셀로 구성되어 있고, 각 셀의 전압이 거의 동일하다고 가정하면, 스택에서 발생하는 열 발생율은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{Q} = n(E^{th} - V_{cell})I \quad (1)$$

여기서 E^{th} 는 PEMFC의 열역학적 전압이며, V_{cell} 은 셀 전압, I 는 전류이다. 연료전지 스택 출력이 1.5 kW이며($n V_{cell} I = 1.5 kW$), 단위 셀 전압이 0.7 V 근처에서 운전되고, 열역학적 전압이 1.4 V라고 가정하면, $E^{th} - V_{cell} = 0.7 V$ 이므로, 스택에서 발생하는 열량은 식(1)에 의해 1.5 kW이다. 본 전산 해석에서는 전체 동체의 절반을 해석하므로 스택에서의 열 발생량도 절반인 0.75 kW를 부과하였다(Fig. 1a). 스택 부분에서 발생한 열은 스택의 위에 설치된 팬에 의해 냉각된다. 이 때 팬에 의해 발생하는 유동을 모사하기 위해 실제 냉각팬의 성능 곡선으로부터 도출된 팬 경계조건을 부과하였다(Fig. 1b). 이 경우, 팬은 매우 얇다고 가정하고, 팬의 전, 후면에서의 압력 상

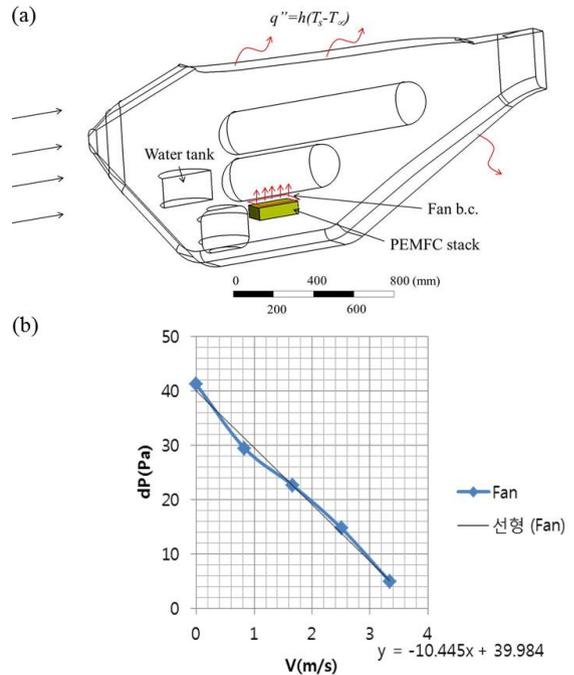


Fig. 1. (a) Computational domain (b) Fan boundary condition

승은 팬을 통과하는 유속의 함수로 부과하였다. 동체 내부는 완전 밀폐된 것으로 가정하였으며, 부력 및 팬에 의해서만 내부 유동이 발생된다고 가정하였다.

사용 소프트웨어 FLUENT를 사용하여 해석하였으며, 3차원 정상 압축성 유동장에 대해 $k-\epsilon$ 모델을 사용하였고, 온도 차로 인한 부력 효과를 고려하였다. 무인기의 운항 속도는 28 m/s로 고정하였으며, 지상에서부터 고도 18 km까지의 다양한 고도 조건에 대해 해석하였다. 각 고도별 외기 조건은 Table 1에 나타내었으며, 동체 내부의 물성치는 압력과 온도에 따른 이상 기체 관계식 및 분자 운동론으로부터 유도된 식에서 도출된 값을 부과하였다.

Table 1에서 나타낸 동체 표면의 대류 열전달 계수(h)는 Chilton-Colburn analogy를 사용하여 아래와 같이 계산되었다.

$$St = \frac{1}{2} C_f \cdot Pr^{-2/3} \quad (2)$$

$$h = \frac{\rho C_p U}{2} C_f \cdot Pr^{-2/3} \quad (3)$$

Table 1. Atmosphere condition at several altitude

Altitude (km)	18	12	5	0
Pressure (Pa)	7,505	19,331	54,022	101,327
Ambient temperature (K)	216.65	216.65	255.65	288.15
Viscosity (kg/m·s)	1.42E-05	1.42E-05	1.63E-05	1.79E-05
Density (kg/m ³)	0.12068	0.31083	0.73612	1.225
Friction coefficient	0.00489	0.0041	0.00361	0.00336
Reynolds number	6.18.E+05	1.59.E+06	3.29.E+06	4.98.E+06
Thermal conductivity (W/m·K)	0.0204	0.0204	0.0243	0.0257
Specific heat (J/kg·K)	1.01E+03	1.01E+03	1.01E+03	1.01E+03
Prandtl number	0.725	0.725	0.715	0.713
Stanton number	3.03E-03	2.54E-03	2.26E-03	2.10E-03
Heat transfer coefficient (W/m ² ·K)	1.04E+01	2.22E+01	4.68E+01	7.26E+01

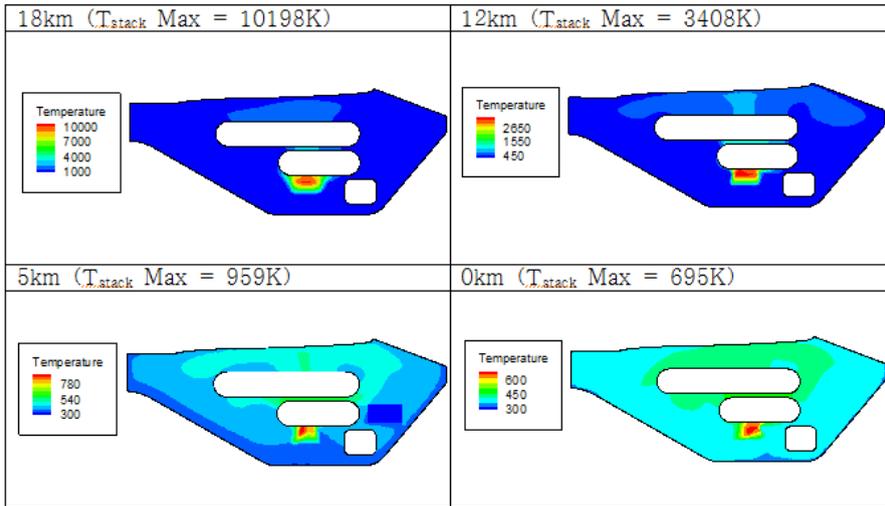


Fig. 2. Temperature distribution at different altitudes

St 는 스탠톤 수, C_f 는 마찰 계수, Pr 은 프란틀 수, ρ 는 밀도, C_p 는 비열, U 는 유체속도, h 는 대류 열전달 계수이다. 최종적으로 동체 표면의 온도 경계조건은 다음과 같다.

$$q'' = -k \frac{\partial T}{\partial n} = h(T - T_\infty) \quad (4)$$

k 는 열전도율, n 은 표면 법선 벡터, T 는 동체 표면 온도, T_∞ 는 동체 외부 온도를 나타낸다. 동체 내부의 에너지 균형을 만족할 때까지 반복 계산하여 수렴된 해석 결과를 얻었다. Fig. 2는 동체 내부 중심 면에서

의 온도 분포를 나타낸다. 고도가 낮아질수록 온도 분포가 균일해지며, 동체 내부 최고 온도도 낮아진다. Fig. 3은 동체 내부의 유동 패턴을 보여주는데, 고도별로 유동 패턴은 큰 차이가 나지 않는다.

즉, 고도에 관계없이 유동의 혼합은 동체 내부 전체에서 발생한다. 그러나 온도 분포에서는 고도가 증가할수록 스택 부근에 집중적으로 고온 영역이 발생한다. 고도가 증가할수록 내부 기체의 밀도가 감소하여 대류에 의한 열전달 효과가 감소할 것으로 추정된다. 고도가 증가할수록 열전달 계수가 더 감소하므로 이러한 현상은 더 두드러진다.

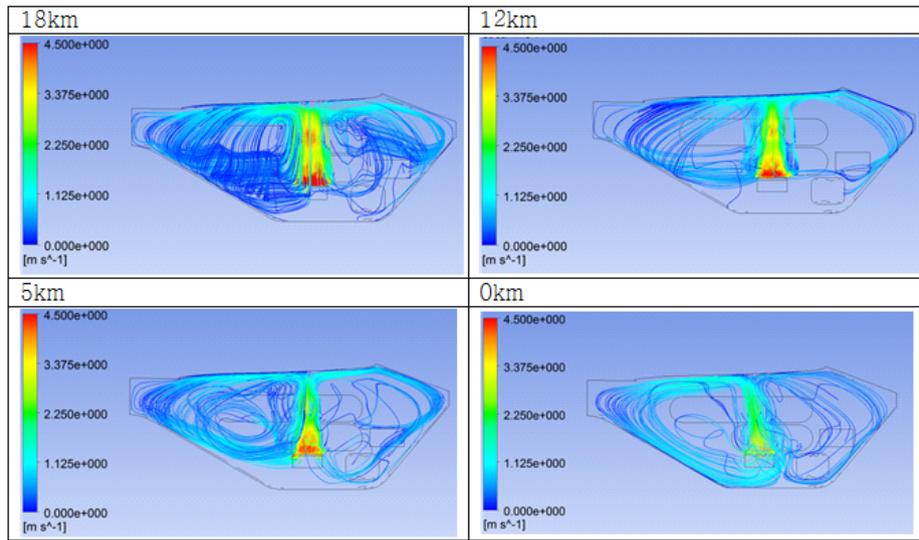


Fig. 3. Streamlines in the UAV

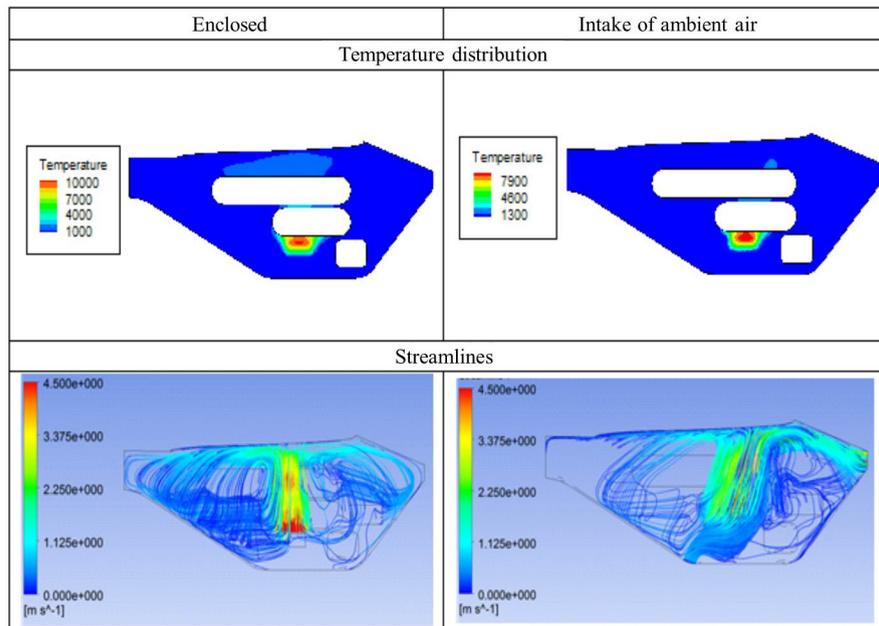


Fig. 4. Effect of external air intake on heat and fluid flow field at the condition of altitude of 18 km

2.2 외기 유입 조건에 대한 전산 해석

밀폐된 동체 내부를 효과적으로 냉각하기 위해선, 외기를 동체로 유입/순환하는 방법과 같은 다른 방안을 모색해야 할 것이다. 이에 대한 예비 테스트를 위

해 동체 하부에서 외기가 유입되어 동체 앞면으로 배출되는 경우에 대한 전산 해석을 수행하였다. 고도 18 km 조건에서 1 m/s의 유속으로 외기가 유입되는 경우와 완전 밀폐된 경우의 온도 및 유동 분포를 Fig. 4에서 비교하였다. 외기 유입을 통해 온도는 다소 감

Table 2. Temperature of the fuselage at several altitudes (H)

H (km)	Condition	Averaged Temp. inside the fuselage (K)	Averaged Temp. on the surface of fuselage (K)	Ambient (K)
18	Intake	502	235	217
18	Intake& pressurized inside	377	232	217
18	Enclosed	594	240	217
12		408	228	217
5		390	261	256
0		385	291	288

소하였으나, 여전히 아주 높은 온도가 유지되었다. 고고도 조건에서는 기체 밀도가 매우 낮아, 대류에 의한 열전달이 미미하므로 저온의 외기를 유입하여 순환시켜도 냉각 효과를 크게 기대할 수 없을 것으로 예상된다.

2.3 동체 내부 가압 조건에 대한 전산 해석

외기 유입을 통한 냉각효과가 미미했기 때문에 이를 해결하기 위하여 고도 18 km 조건에서 동체 내를 가압한 경우에 대한 전산 해석을 수행하였다. 동체 내부의 압력이 외기압의 2배가 되도록 가압하였다. 이에 따른 해석 결과는 가압하지 않은 경우의 결과와 함께 Table 2에 나타내었다. 외기 유입만 있는 경우와 비교하여 동체 내부 평균 온도가 502 K에서 377 K로 줄어든 것을 확인할 수 있으며, 이는 외기 유입이 없는 고도 0 km에서의 평균 온도보다 낮은 값이다. 이러한 결과는 가압 조건인 경우 기체 밀도가 높아져서, 대류에 의한 열전달이 향상되었기 때문으로 판단된다.

3. 결론

본 연구에서는 고고도 무인기 내부의 연료전지 스택의 효과적인 열관리를 위한 기본 정보를 제공하기

위해, 3차원 압축성 난류 유동에 대한 전산 해석을 수행하였다. 고도별로 동체 내부의 유동 및 온도 분포를 조사하였으며, 외기 조건과 가압에 따른 냉각효과를 살펴보았다.

고도 18 km에서는 기체 밀도가 낮아 대류에 의한 열전달이 효과적이지 않기 때문에 밀폐된 동체 내부에서 팬에 의한 냉각만으로는 연료전지의 운전에 적절한 온도 환경을 만들기 어렵다고 예측하였다. 이에 대한 대책으로, 외부 공기를 동체 내부로 유입함과 동시에 동체 내부를 가압하는 방안을 제안하였다. 전산 해석 결과, 이 방안은 무인기 내부의 온도를 효과적으로 낮출 수 있음을 확인하였다. 그러나 여전히 최고 온도와 평균 온도는 높은 수치를 나타내었으므로 이에 따른 후속 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 산업통상자원부(민군기술협력진흥센터)의 지원으로 이루어진 민군협력사업(13-DU-SP-01-MKE)의 일환으로 수행되었다.

References

1. 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.
2. T. H. Bradley, "Modeling Design and Energy Management of Fuel Cell Systems for Aircraft", Georgia Institute of Technology press, USA, 2008.
3. 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.
4. K. P. Adzakpa, J. Ramousse, Y. Dubé, H. Akremi, K. Agbossou, M. Dostie, A. Poulin, and M. Fournier, "Transient air cooling thermal modeling of a PEM fuel cell", Journal of Power Sources, Vol. 179, No. 1, 2008, pp. 164-176.
5. M. Matian, A. Marquis, and N. Brandon, "Model based design and test of cooling plates for an air-cooled polymer electrolyte fuel cell stack", International Journal of Hydrogen Energy, Vol. 36, No. 10, 2011, pp. 6051-6066.
6. W. Ying, J. Ke, W. Y. Lee, T. H. Yang, and C. S. Kim, "Effects

- of cathode channel configurations on the performance of an air-breathing PEMFC”, *International Journal of Hydrogen Energy*, Vol. 30, No. 12, 2005, pp. 1351-1361.
7. W. Ying, Y. J. Sohn, W. Y. Lee, J. Ke, and C. S. Kim, “Three-dimensional modeling and experimental investigation for an air-breathing polymer electrolyte membrane fuel cell (PEMFC)”, *Journal of Power Sources*, Vol. 145, No. 2, 2005, pp. 563-571.