

# 항공기용 전자 장비를 위한 방열 시스템 설계

윤승현\* · 박정규\* · 김보성\* · 조진수\*\*†

## Design of a Cooling System for the Avionic Equipment

Seunghyeon Yun\*, Jeonggyu Bak\*, Boseong Kim\*, Jinsoo Cho\*\*†

*Key Words* : Avionic Equipment(항공기용 전자 장비), Cooling Performance Analysis(방열 성능 해석), Design of the Heat Sink(히트싱크 설계), Hybrid Electric-propulsion System(하이브리드 전기추진시스템), UAV(무인항공기)

### ABSTRACT

The hybrid electric propulsion system can improve flight efficiency and decrease the problems of carbon emission . However, this system has a temperature limitation due to electronic components, and the Power Management Unit(PMU) that control power of hybrid electric propulsion system has high temperature characteristics. The lifetime of the system can be reduced by temperature issues, and even they can failure the system. To solve these issues, we focused on the design of the cooling system that consist to heat sink with fan. In this study, cooling system was designed shape variables of the heat sink and velocity condition of the commercial fan using matlab program. The weight and the volume of the heat sink and power consumption of the fan are minimized for the avionic equipment. At the result, designed cooling system is satisfied thermal stability of the PMU. Also, it is satisfied as the altitude variation.

### 1. 서 론

하이브리드 전기추진시스템은 탄소배출량을 감소시킬 수 있으며, 높은 에너지 효율로 비행성능을 향상시킬 수 있기 때문에 수직이착륙형 무인항공기에 적용하는 연구가 활발하다<sup>(1)</sup>. 전자장비로 구성된 하이브리드 전기추진시스템은 동력 시스템을 제어하는 과정에서 높은 발열이 발생한다. 시스템에 과부하를 주는 발열이 지속되면 시스템의 성능 및 신뢰성이 급격히 낮아진다. 따라서 열적안정성을 확보하기 위한 방열장치설계가 필수적이다. 일반적으로 전자장비의 방열장치는 베이스 판(Base plate)과 핀(Fin)으로 구성된 히트싱크(Heat sink)와 공기순환을 위한 팬(Fan)을 주로 사용한다.

김선영 등<sup>(2)</sup>은 자연냉각 방식의 4 kW급 태양광 인버터를 대상으로 안전온도 조건을 충족하는 히트싱크의 적정크기를 선정하였고, 발열부품의 위치 및 유동가이드 설치유무에 따른 방열해석을 통해서 유동가이드 및 리액터 사용여부에 따른 성능비교를 수행하였다. 정태성 등<sup>(3)</sup>은 히트싱크의

수직 및 수평에 따른 열적 성능실험을 수행하여 방열성능 영향을 비교하였다. 전산모사해석 결과, 핀이 수직으로 배치된 경우 유동저항이 낮아서 실험 결과와 잘 일치하였으나 수평 상태의 경우 약 25%의 차이를 보였다. 이진우<sup>(4)</sup>는 방열판과 냉각팬으로 구성된 강제공랭식 방열시스템 설계를 위해서 해석 가능한 세분화된 모델을 제시하였다. 모델에 대한 설계 수식을 바탕으로 400 kW급 IGBT 인버터용 방열시스템 설계를 수행하였고, 실험을 통해서 설계방법의 타당성을 검증하였다. Avram Bar-Cohen 등<sup>(5)</sup>은 재료에 따른 열적성능을 비교하고, 핀의 중형비 변화를 고려하여 히트싱크 설계 및 방열성능해석을 수행하였다.

그러나 지금까지 수행되어진 연구결과들은 무게와 부피 및 고도에 따른 환경조건이 고려되지 않았다. 따라서 항공기용 전자 장비를 위한 방열시스템 설계에 적용할 경우 비행성능 저하를 초래할 수 있다.

본 논문에서는 이스라엘항공우주산업과 한국가본이 공동 개발 중인 수직이착륙 무인항공기용 직렬 하이브리드 전기

\* 한양대학교 기계공학과(Department of Mechanical Engineering, Hanyang University)

\*\* 한양대학교 기계공학부(Department of Mechanical Engineering, Hanyang University)

† 교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

추진시스템<sup>(6-7)</sup>에서 동력시스템을 제어하는 2.5 kW급 전력 제어장치(Power management unit, PMU)의 방열 시스템을 설계하였다. 기존에 사용되던 방열시스템을 적용한 전력 제어장치의 발열온도측정 실험 및 전산유체해석 결과를 비교하여 해석기법과 설계기법을 검증하였다. 방열시스템은 히트싱크 최적 설계 식들을 프로그램화하여 수행하였고, 검증된 해석기법을 이용하여 전산유체해석을 수행하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 방열 시스템 설계 이론

#### 2.1.1 누셀트수와 마찰인자

무차원 온도구배를 나타내는 누셀트수(Nusselt number,  $Nu$ )는 대류에 의한 열전달 특성을 구하기 위해 사용된다.

Gnielinski가 제안한 누셀트수는 식 (1)과 같이 정의된다. 이 식은  $3,000 < Re_D < 5,000,000$ ,  $0.5 \leq Pr \leq 2,000$ 의 유동조건에서 사용된다. 또한, Sieder와 Tate가 제안한 누셀트수는 식 (2)와 같이 정의하고,  $Re_D < 2,300$ ,  $0.5 < Pr < 5$  및  $0.0044 \leq \mu/\mu_s \leq 0.75$ 의 유동조건에서 사용된다<sup>(8-11)</sup>.

$$Nu_D = \frac{hD}{k} = \frac{(f/2)(Re_D - 1000)Pr}{1 + 12.7(f/2)^{1/2}(Pr^{2/3} - 1)} \quad (1)$$

$$Nu_D = \frac{hD}{k} = 1.86 \left( \frac{Re_D Pr}{L/D} \right)^{1/3} \left( \frac{\mu}{\mu_s} \right)^{0.14} \quad (2)$$

여기서,  $L$ 은 특성길이,  $\mu_s$ 는 표면에서의 점성계수,  $k$ 는 공기의 열전도도,  $f$ 는 마찰인자로 정의된다.

마찰인자는 관내유동에서의 층류, 천이류, 난류에 대해서 모두 적용 가능한 Fanning 마찰인자를 사용하였으며 식 (3)과 같이 정의된다<sup>(9-10)</sup>.

$$\frac{2}{f} = \left\{ \frac{1}{\left[ \left( \frac{8}{Re} \right)^{10} + \left( \frac{Re}{36500} \right)^{20} \right]^{1/2}} + \left[ 2.21 \times \ln \left( \frac{Re}{7} \right) \right]^{10} \right\}^{1/5} \quad (3)$$

#### 2.1.2 대류열전달계수

대류열전달계수는 일반적으로 유체와 고체 사이의 대류에 의한 열전달 특성을 파악하기 위해 사용된다. 누셀트수를 이용하여 계산할 수 있고, 식 (4)와 같이 정의된다.

$$h = \frac{Nu_D k}{D_h} \quad (4)$$

#### 2.1.3 최적 핀 간격

히트싱크의 핀은 열전달 면적을 증가시켜 방열능력이 향상

된다. 이 때, 핀 사이로 흐르는 유체의 흐름이 원활해야 한다. 핀 사이의 최적간격을 계산하기 위해 Bar-Cohen과 Rohsenow<sup>(8-9)</sup>가 제안한 식은 (5)와 같이 정의된다.

$$\frac{z_{opt}}{L} = 2.714 Ra_L^{-\frac{1}{4}} \quad (5)$$

여기서,  $z_{opt}$ 는 핀 최적간격,  $Ra_L$ 은 레이리수로 정의된다.

#### 2.1.4 핀 효율과 효율도

핀으로부터 얻을 수 있는 최대 열전달률과 핀의 열전달률의 비를 나타내는 핀 효율은 식 (6)과 같이 정의된다.

$$\eta_f(t_1, b_1) = \frac{\tanh(mb(t_1, b_1))}{mb(t_1, b_1)} \quad (6)$$

여기서,  $k_{af}$ 은 알루미늄의 열전도도,  $t_1$ 과  $b_1$ 은 각각 핀 두께와 길이,  $mb$ 는 식 (7)과 같이 정의된다.

$$mb(t_1, b_1) = b_1 \sqrt{\frac{h_s 2(L_b + t_1)}{k_{af} L_b t_1}} \quad (7)$$

또한, 핀이 없는 경우의 열전달률과 핀이 있는 경우의 열전달률의 비를 나타내는 핀 효율도는 식 (8)과 같이 정의된다.

$$\epsilon_f = \sqrt{\left( \frac{k}{h} \right) \left( \frac{P}{A_c} \right)} \tanh mb \quad (8)$$

## 2.2 발열온도측정실험 및 전산유체해석

### 2.2.1 실험 모델

실험 모델은 2.5 kW급 전력제어장치로써 Fig. 1과 같이 Control device와 Power stack으로 구성되어있고, 주 발열원은 Power stack의 모스펫(Mosfet)이다. 전력제어장치는 무게와 부피를 줄이기 위해 발전기 제어, 엔진 스로틀 및 전

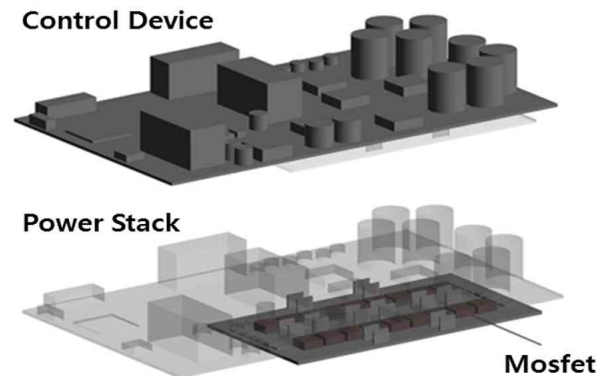


Fig. 1 Power management unit, PMU

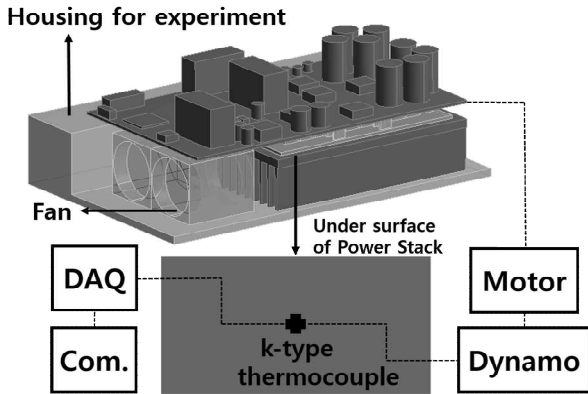


Fig. 2 3D model and schematic of the experiment setup

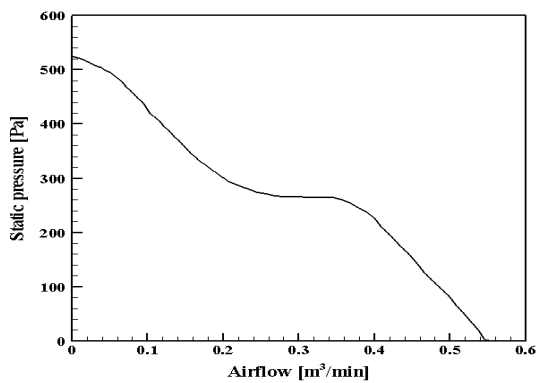


Fig. 3 Performance curve of the fan obtained from experiments

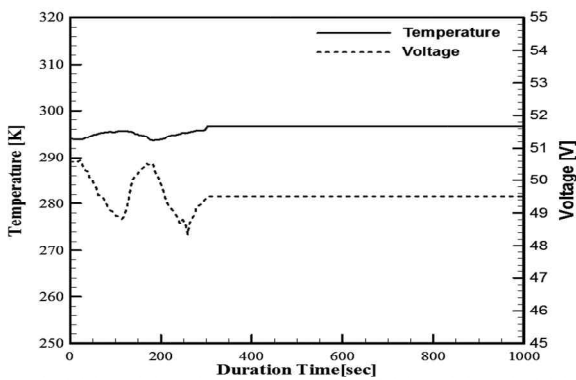


Fig. 4 Temperature variation of the PMU by the duration time

체 동력시스템을 제어하도록 개발되었다. 또한 배터리 충전 상태에 따라 시스템에 공급하는 전류와 전압을 유동적으로 조절하여 효율적인 전류공급이 가능하다<sup>(6-7)</sup>.

### 2.2.2 실험 방법 및 결과

실험 장치는 Fig. 2와 같이 실험용 하우징에 전력제어장치와 기준에 장착되어있던 히트싱크와 2개의 팬으로 구성되어 있다. 히트싱크와 Power stack의 접촉면 사이에는 서멀그리스(Thermal grease)가 도포되어있고, Fig. 2와 같이 히트싱크 중간에 k-type 열전대를 온도테이프(Thermo tape)를

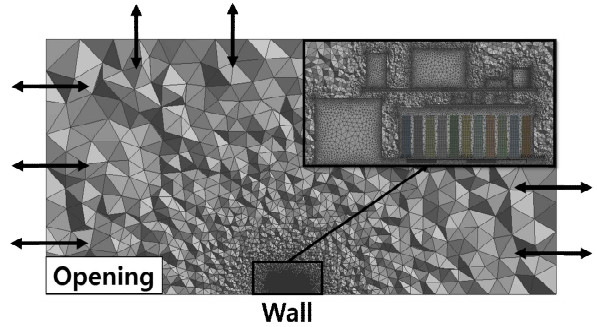


Fig. 5 Mesh condition of fluid domain

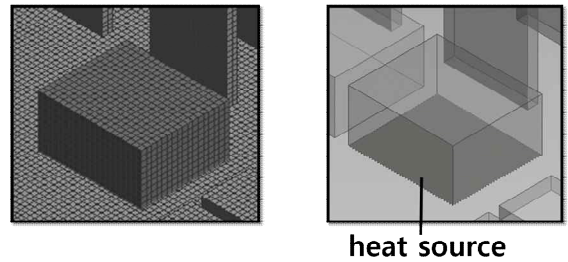


Fig. 6 Mesh condition of solid domain and heat source

이용하여 부착하였다. 열전대는 NI-cDAQ-9178의 NI9201 모듈과 다이아모장비의 DAS에 연결하여 온도 데이터를 측정하였다. 전기모터의 전압을 조정하여 2.5 kW의 전력을 전력제어장치로 공급하였고, 효율은 약 95%로 측정되었다. 팬의 유속과 입·출구 전압을 측정된 결과 평균 200 Pa의 정압조건으로 이는 Fig. 3<sup>(12)</sup>에 나타난 팬의 성능곡선에서 약 0.42 CMM의 유량에 해당한다. Fig. 4와 같이 전기모터의 전압을 조정하여 전력을 일정하게 공급했고, 팬의 동력은 전력제어장치가 분배한다. 실험은 온도가 정상상태가 되는 약 1000초간 온도를 측정된 결과 약 295.71 K로 측정되었다.

### 2.2.3 전산유체해석 방법 및 결과

전산유체해석을 위한 유동장은 전력제어장치보다 약 15배 큰 육면체로 설정하였고, Fig. 5와 같이 아랫면은 벽(Wall) 조건으로 설정하고, 나머지 모든 면은 대기압 조건의 입·출구(Opening)로 설정하였다. 실험 시 측정된 손실 5%를 열손실로 가정하여 125 W의 열원조건을 주 발열원인 모스펫과 Power stack의 경계면에 Fig. 6과 같이 모사하였다. 주변 공기로 전달되는 열전달 특성을 예측하기 위해서 복합열전달(Conjugated heat transfer) 해석기법을 사용하였다. 또한, 핀 사이로 흐르는 유동의 흐름특성과 열전달 특성을 확인하기 위해 표준 k-e 모델(Standard k-epsilon model)을 사용하였다. 이는 유동해석에서 합리적인 정확도를 제공하고, 선형적인 벽법칙 향이 있기 때문에 계산에 필요한 자원과 시간을 절약할 수 있다. 지배방정식의 이산화는 2차의 정확도를 제공하는 고해상도기법(High-resolution scheme)을 사용하였다. 팬으로 인한 유동은 팬의 성능곡선을 팬 모

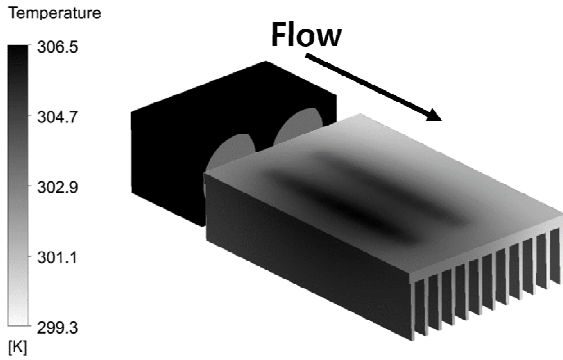


Fig. 7 CFD analysis result of the existing model

Table 1 Comparison between experiment result and analysis result

	Experiment result	Analysis result
Temp. [K]	296.71	300.39
$N$	14.26	16.78
$h$ [ $W/m^2K$ ]	36.33	45.06

델의 함수로 삽입하여 구현하였다. 열전달 계산이 집중되는 영역에 격자를 집중시켜 불필요한 격자를 최소화함으로써 격자의 점(Node)은 약 1,490,000개, 요소(Element)는 약 4,670,000개로 설정하였다.

해석결과 Fig. 7과 같이 299.3–306.5 K의 온도범위로 전력제어장치의 열적안정성이 확보됨을 예측하였다.

### 2.2.4 결과 비교 및 고찰

실험 시 열전대 부착위치에 대한 온도, 누셀트수, 대류열 전달계수를 같은 위치의 해석 값들과 비교하여 Table 1에 나타났다. 절대온도는 비교적 높은 정확도로 예측된 반면, 해석결과에서 누셀트수가 약 13%, 열전달계수가 약 24% 높게 예측되었다. 열원에서 히트싱크로 전달되는 열전도는 비교적 정확히 묘사되었으나 대류로 인한 열전달은 비교적 높게 예측된 것으로 판단된다. 이는 핀 사이 유로에 대한 수력직경을 특성 길이로 계산된 레이놀즈수가 평균 8,000으로 유동특성이 천이부터 난류까지 넓게 분포되어있고, 유동흐름 방향과 부력의 방향이 수직하여 증가된 유동저항이 원인으로 판단된다. 또한, 관내 난류유동에서의 누셀트수는 Colburn equation에 근거한 Dittus-Boelter equation과 오차율을 줄이기 위해 Gnielinsk가 제안한 식이 주로 사용된다<sup>(9)</sup>. 이러한 상관식들은 비교적 정확한 결과를 제공하지만, 완전발달유동이 흐르는 평판을 대상으로 수행되어진 연구로서 최소 10% 이하에서 최대 25%까지 오차가 발생한다<sup>(9)</sup>. 또한, 입구길이가 길수록 타당한 결과를 제공하는 반면, 짧은 관일수록 보수적인 결과를 제공한다<sup>(8-9)</sup>. 실험모델의 입구길이가 짧은 것도 해석결과가 높게 측정된 이유로 판단된다. 누셀트수와 열전달계수는 비교적 높게 예측되었으나 예측할 수 있

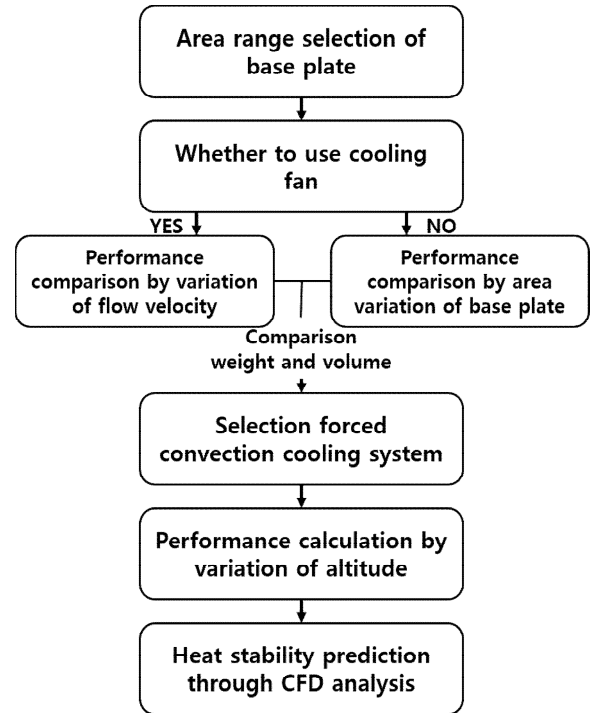


Fig. 8 Design procedure of the cooling system

는 오차율이며, 발열온도는 높은 정확도를 보였기 때문에 해석기법이 타당하다고 판단된다.

## 2.3 방열 시스템 설계

### 2.3.1 설계 목표

수직이착륙형 고정익 무인항공기는 이착륙 단계에서 최대 전력으로 짧은 시간 동안 배터리 용량의 상당량을 소모한다. 따라서 실험 시 측정된 손실 약 5%를 열손실로 가정하였으나, 시스템 과부하에 대비한 마진으로 2.5 kW의 10%인 250 W를 요구열전달률로 설정하였다. 이를 만족함과 동시에 무게와 부피 및 소모동력을 최소화하는 것이 설계 목표이다.

### 2.3.2 방열 시스템 설계 방법

앞서 언급한 설계 식들을 프로그램화하여 Fig. 8과 같이 수행하였다. 히트싱크를 이용한 방열시스템은 자연대류방식과 강제공랭방식이 주로 사용된다. 유동특성이 다르기 때문에 설계에 사용되는 식들이 다르다. 두 방식 모두 요구열전달률과 주변 환경조건은 동일하다. 다만, 자연대류 방식의 경우 베이스 판의 면적변화를 초기조건으로 설정하였고, 강제공랭방식의 경우 팬을 사용하기 때문에 베이스 판의 최소 면적과 유속변화를 초기조건으로 설정하였다. 자연대류 방식의 경우 팬으로 인한 소모동력과 부피를 저감할 수 있는 장점이다.

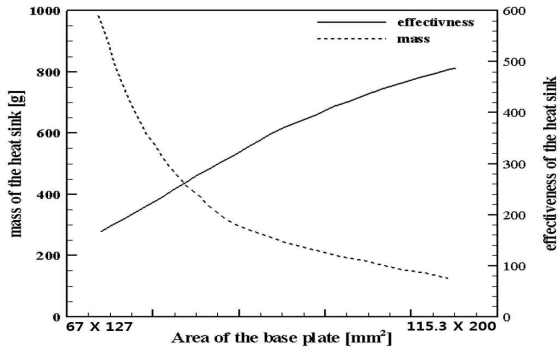


Fig. 9 Change of effectiveness and mass of the heat sink by the area of the base plate

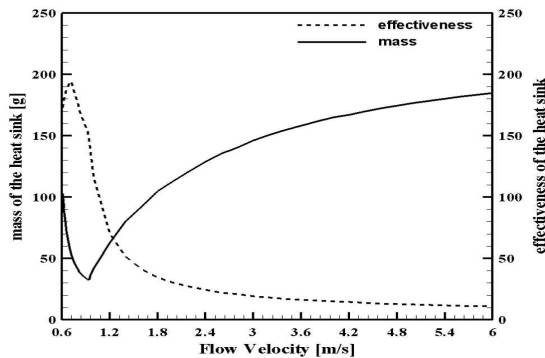


Fig. 10 Change of effectiveness and mass of the heat sink by the flow velocity

2.3.2.1 베이스 판 면적

베이스 판의 면적은 전력제어장치의 Control device와 Power stack의 보드면적을 고려하였다. 자연대류방식의 경우 67 mm×127 mm-115.3 mm×200 mm으로 설정하였고, 강제공랭방식의 경우 최소면적만 초기조건으로 설정하였다.

2.3.2.2 팬 유무에 따른 방열 시스템

Fig. 9는 베이스 판의 면적변화에 따른 히트싱크의 효율도와 질량 변화율이다. 베이스 판이 넓을수록 핀의 길이, 두께 및 개수가 감소하기 때문에 가볍고, 높은 효율도를 나타냈다. 따라서 자연대류방식 조건에서는 최대면적으로 설계된 방열 시스템이 가장 적합하다.

강제대류방식의 경우 초기조건인 유속조건에 따른 히트싱크의 최적형상이 다르게 나타났다. 유속조건에 따라 가장 가벼운 형상을 선정하였고, 이에 따른 무게와 효율도의 변화를 Fig. 10에 나타냈다. 무게는 유속이 0.8 m/s일 때 가장 가볍고, 핀이 있을 때의 열전달률과 없을 때의 열전달률의 비로 정의되는 효율도는 약 1 m/s 이상의 유속일 때 급격히 낮아진다. 이는 초기조건인 유속에 대한 핀의 최적형상이 다르기 때문이다. 유속이 약 0.8 m/s 이상으로 증가할수록 핀의 길이와 개수 감소 및 두께가 증가하는 경향을 나타내고, 이는 유동저항을 증가시키는 요인이 되기 때문에 효율도가 감소

Table 2 Comparison between calculation result and analysis result

	Calculation result	Analysis result
Experiment condition		
<i>N</i>	12.94	13.19
<i>h</i> [ <i>W/m<sup>2</sup>K</i> ]	40.05	38.93
Natural convection condition		
<i>N</i>	1.44	1.9
<i>h</i> [ <i>W/m<sup>2</sup>K</i> ]	6.34	5.71

하는 경향을 나타낸다. 따라서 무게가 가장 가벼운 0.8 m/s 유속조건에서 설계된 히트싱크가 본 연구에 가장 적합했다. 팬은 핀 높이를 고려하여 직경 20 mm, 폭 8 mm, 무게 3.9 g인 상용 팬 2개를 선정하였고, 주 발열원인 모스펫의 위치를 고려하여 배치하였다.

강제대류식 방열 시스템에서 히트싱크와 팬의 무게를 더 하여도 자연대류식 방열 시스템보다 무게가 가볍고, 2개의 팬으로 인해 0.94 W의 동력이 소모되지만, 전력제어기 전력의 약 1% 미만으로 영향이 작기 때문에 강제대류식 방열 시스템이 설계 목표에 가장 적합하다고 판단했다.

2.3.2.3 설계기법 결과비교 및 고찰

설계 프로그램의 타당성을 검증하기 위해서 실험조건을 프로그램에 입력하여 계산을 수행하였다. 다만, 실험값은 열전대를 이용하여 한 점에 대한 값을 측정했기 때문에 동일한 위치의 한 점에 대한 값을 사용한 반면, 설계 프로그램에서 계산한 값은 핀 사이 유로에 대한 평균값을 나타내기 때문에 해석 값도 핀 사이 유로에 대해 누셀트수와 대류열전달계수의 평균값을 사용하여 비교하였다. 비교결과 Table 2와 같이 설계프로그램으로 계산된 누셀트수는 약 1.9% 낮게, 대류열전달계수는 약 2.9% 높게 예측되었다. 또한, 팬을 사용하지 않은 자연대류만을 고려한 결과 설계 프로그램 결과가 해석 결과에 비해 누셀트수는 약 24% 낮게, 대류열전달계수는 약 11% 높게 예측되었다. 히트싱크 최적형상설계 식들은 핀 사이로 흐르는 유속을 균일한 조건으로 가정하지만, 실제로는 핀 사이로 형성되는 유로들의 유속이 상이하다. 또한, 층류 영역에서 누셀트수를 계산하기 위해 사용되는 식은 Sieder와 Tate가 제안한 식으로 완전발달층류유동에서 정확도가 높은 반면<sup>9)</sup>, 본 연구에서 설계된 히트싱크의 입구길이가 짧은 것도 오차발생 원인으로 판단된다. 그러나 예측 가능한 오차율로써 설계기법은 타당하다고 판단된다.

2.3.2.4 고도변화에 따른 성능변화

최종적으로 선정된 강제공랭식 방열 시스템을 대상으로 고도변화에 따른 열전달률을 계산하여 Fig. 11에 나타냈다. 고도가 상승하면 대기온도가 낮아져서 방열에 유리한 반면, 공기밀도도 낮아져서 방열에 필요한 공기 매질 수가 감소하

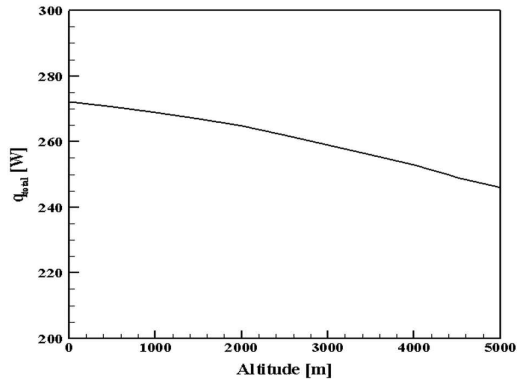


Fig. 11 Total heat transfer rate by the altitude

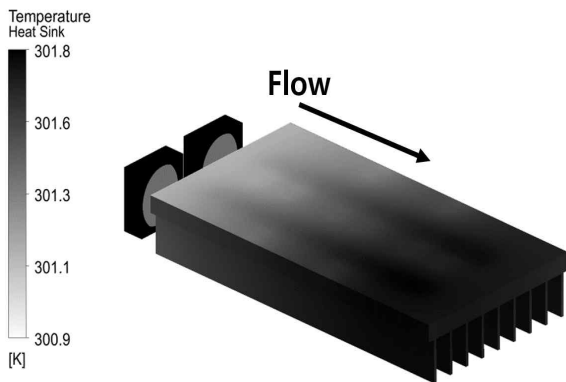


Fig. 12 CFD analysis result of designed model

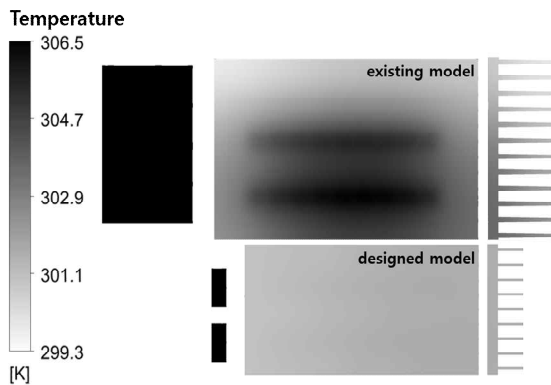


Fig. 13 CFD analysis comparison result between existing model and designed model

여 방열성능이 하락한다. 약 4.4 km 이하로는 요구 열전달률을 만족하지만, 4.5 km 이상의 고도에서는 공기 매질 수감소에 따라 요구 열전달률을 만족하지 못한다. 따라서 변화하는 환경조건을 만족시키기 위해서는 유속을 증가시켜서 질량유량을 만족시켜야 한다.

2.3.2.5 전산유체해석 결과비교 및 고찰

핀 사이로 흐르는 유동은 직사각형 관 유동으로 정의할 수 있다. 따라서 수력직경과, 유속 0.8 m/s일 때 평균 레이놀즈

Table 3 Analysis result comparison between existing model and designed model

	Existing model	Designed model
Max. Temp.[K]	306.48	301.78
Min. Temp.[K]	299.32	300.90
Ave. Temp.[K]	302.13	301.44

수는 약 400으로 층류에 해당한다. 경계조건은 앞서 수행하였던 해석과 동일하지만, 난류모델링은 층류(laminar) 모델을 사용하여 해석을 수행하였다. 최종 설계된 방열 시스템에 대한 해석결과를 Fig. 12에 나타냈다. 기존 방열시스템과 설계된 방열시스템의 비교결과를 Fig. 13과 같이 동일한 축척으로 비교함으로써 방열시스템의 부피가 감소하였고, 온도분포가 고르게 개선된 것을 알 수 있다. 또한, 히트싱크의 최대 온도(Max. Temp.), 최소온도(Min. Temp.), 평균온도(Ave. Temp.)를 Table 3에 나타냈다. 유속이 비교적 높은 기존 모델이 최소 온도가 낮게 나타나지만, 최대온도와 평균온도는 설계된 모델이 낮게 나타났다.

기존 방열시스템을 설계 프로그램에 대입한 결과, 히트싱크의 열전달률은 약 207 W로 본 연구목표보다 낮지만, 기존에 장착되어있던 팬의 평균 유속은 16 m/s로 높은 유속성능을 나타냈기 때문에 열적안정성 확보가 가능했다.

기존 방열 시스템과 설계된 방열 시스템의 형상정보 및 성능정보를 Table 4에 나타냈다. 히트싱크의 무게 약 71%, 부피 약 69%가 저감되었고, 팬의 무게 약 90%, 소모동력 약 95%가 저감되었다.

3. 결론

본 연구에서는 수직이착륙 고정익 무인항공기용 직렬 하이브리드 전기추진시스템에서 높은 발열특성을 가지는 전력 제어장치를 대상으로 방열 시스템을 설계하였다. 기존에 사용되던 방열 시스템으로 발열온도측정 실험을 수행하였고, 동일 형상을 모델링하여 전산유체해석을 수행하였다. 실험값과 해석 값을 비교한 결과, 절대온도는 높은 정확도를 나타냈으나 누셀트수는 약 18%, 대류열전달계수는 약 24%로 해석 값이 높게 예측되었다. 이는 설계 식들이 제안한 오차율 범위 내에 해당하기 때문에 해석기법이 타당하다고 판단된다. 히트싱크 최적 설계 식들과 열전달 이론들을 프로그램화 하여 히트싱크 형상 설계 및 적절한 유량을 가진 상용 팬을 선정함으로써 무게, 부피 및 소모동력을 최소화하는 방열 시스템을 설계하였다. 실험환경 조건으로 설계 프로그램에 대입하여 계산한 결과, 누셀트수는 약 1.9% 낮게, 대류열전달계수는 약 2.9% 높게 예측되었다. 또한, 자연대류만의 영향을 고려한 결과, 누셀트수는 약 24% 낮게, 대류열전달계수는 약 11% 높게 예측되었다. 이는 예측할 수 있는 오차를



Table 4 Performance parameter and shape dimension of the designed and existing model

	Existing model	Designed model
Base plate of the heat sink		
Width [mm]	92.5	67
Length [mm]	140	127
Fin of the heat sink		
Thickness [mm]	2.15	1.1
Length [mm]	28.5	13.6
Number	12	9
Heat sink		
Weight [g]	538.1	156.1
Heat transfer rate [W]	207	250
Fan		
Diameter [mm]	40	20
Width [mm]	48	8
Power [W]	16.8	0.9
Number	2	2
Weight [g]	83.2	8

범위 내에 해당하고, 계산결과와 누셀트수는 해석결과에 비해 낮으며 대류열전달계수는 높게 계산되는 경향성을 나타내기 때문에 설계기법이 타당하다고 판단된다. 최종적으로 설계된 방열 시스템의 전산유체해석 결과, 기존 방열 시스템보다 비교적 낮은 온도분포로 열적 안정성이 확보됨을 예측하였다. 또한, 히트싱크는 무게 약 71%, 부피 약 69%를 저감하였고, 팬의 소모동력 약 95%, 무게 약 90%를 저감할 수 있었다. 고도에 따른 방열성능을 계산한 결과, 공기 매질 수감소의 영향으로 고도 약 4.5 km 이상에서는 팬의 유속을 증가시켜 질량유량을 일정하게 공급해야함을 확인하였다.

항공기 기체 내부로 공기가 유입되는 경우 유입되는 공기로 팬의 효과를 대체할 수 있지만, 본 연구에서 사용된 기준 모델은 외부공기 유입구가 없는 기체구조이다. 향후 유입되는 공기를 고려한 방열 시스템 설계를 수행할 계획이다.

### References

(1) Bak, J. G., Cho, S. Y., Park, K. S., Won, S. H., Lee, G. H., Cho, L. S., Moon, C. M. and Cho, J. S., 2015,

“Series Hybrid-electric Propulsion for Fixed-wing VTOL UAV,” 7th Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, pp. 66~79.

(2) Kim, S. Y., Hong, C. O., Kim, S. H., Park, J. H., Lee, S. G. and Ryoo, S. R., 2013, “The Optical Design of Heat Sink for 4kW Photovoltaic Inverter by using Thermal and Fluid Simulation,” Korean Society for Computational Fluids Engineering Conference, pp. 248~254.

(3) Jung, T. S. and Kang, H. K., 2013, “Investigation of Natural Convective Heat Flow Characteristics of Heat Sink,” Trans. Korean Soc. Mech. Eng. B, Vol. 37, No. 1, pp. 27~33.

(4) Lee, J. W., 2004, “Design of a Heat Dissipation System for the 400 kW IGBT Inverter,” Trans. Korean Inst. Power Electron., Vol. 9, pp. 350~355.

(5) Avram, B. C., Iyengar, M. and Kraus, A. D., 2013, “Design of Optimum Plate-fin Natural Convective Heat Sinks,” Journal of Electronic Packaging 124.2 pp. 208~216.

(6) Kim, B. S., Bak, J. G., Yun, S. H., Cho, S. Y., Ha, J. H., Park, G. S., Lee, G. H., Won, S. H., Moon, C. M. and Cho, J. S., 2015, “Feasibility Study of a Series Hybrid-Electric Propulsion System for a Fixed Wing VTOL Unmanned Aerial Vehicle,” Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Vol. 43, No. 12, pp. 1087~1107.

(7) Jeong, T. C., Cho, S. Y., Won, S. H., Bak, J. Y., Cho, J. S. and Lee, J., 2015, “Design of Permanent Magnet Generator for VTOL Series-hybrid UAV,” KSAS Conference, pp. 153~156.

(8) YUNUS A. CENGEL, AFSHIN J. GHAJAR, 2012, “Heat and Mass Transfer,” McGraw-Hill.

(9) Lee, H. S., 2010, “Thermal Desing Heat Sinks, Thermoelectrics, Heat Pipes, Compact Heat Exchangers, and Solar Cells,” Wiley.

(10) Adrian Bejan, 2013, “Convection Heat Transfer,” Wiley.

(11) KaKac, S., Shag, R. K. and Eds, W. A., 1987, “Handbook of Single-Phase Convective Heat Transfer,” Wiley-Interscience, New York.

(12) <http://www.digikey.kr/>