

## 항전장비의 냉각 효율 향상을 위한 방열판 열유동장 해석

강민규,<sup>1</sup> 김동현,<sup>1</sup> 장대익,<sup>1</sup> 이학진,<sup>1,2</sup> 명노신<sup>\*1,2</sup>

<sup>1</sup>경상국립대학교 기계항공우주공학부  
<sup>2</sup>경상국립대학교 항공핵심기술선도연구센터

### THERMAL FLOW FIELD ANALYSIS OF HEAT SINK FOR IMPROVING COOLING EFFICIENCY OF AVIONICS EQUIPMENT

M.G. Kang,<sup>1</sup> D.H. Kim,<sup>1</sup> D.I. Jang,<sup>1</sup> H. Lee<sup>\*1,2</sup> and R.S. Myong<sup>\*1,2</sup>

<sup>1</sup>School of Mechanical and Aerospace Engineering, Gyeongsang National University, South Korea

<sup>2</sup>Research Center for Aircraft Core Technology, Gyeongsang National University, South Korea

*The amount of heat generated by avionics equipment in aircraft increases as more electrical components become compact. Avionics directly affects airplane performance, and thermal management systems play an important role in maintaining safety and performance. In this study, thermal analysis of avionics equipment mounted on aircraft was conducted to improve performance by considering shape modification and fan operation. A temperature difference of up to 55°C was observed for the basic shape when the fan was not operated. Several attempts such as the change of shape and material were made, but it was observed that the devices reached an excessive temperature. It was shown that the devices reached the proper level of temperature where forced convection was imposed by operating the fan. This study will provide critical information for the development of improved cooling methods for avionics and derivation of environmental conditions.*

**Key Words :** 항전장비(Avionics Equipment), 방열해석(Cooling Analysis), 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics), 복합 열전달(Conjugate Heat Transfer)

### 1. 서 론

최근 무인 항공기 시장이 확대되고 있으며, 향후 연간 10% 이상의 성장을 기록할 것으로 예측된다[1]. 항공기 시장 확대에 따른 최신형 전투기나 무인기 항공기들이 개발되고 있지만, 기존 항공기와 비교하면 5배 이상의 열부하를 발생시키고 있다[2]. 이로 인해 최신 항공기는 증가하는 기술력에 더불어 해결해야 할 과제로서 전자장비의 열 문제에 직면하고 있다. 항공기의 기능 및 임무 요구사항이 더욱 복잡해짐에 따라 전기 부품을 한정된 공간 안에 사용하게 되고, 발열이 높은 소자를 사용하게 되면서 항공기 전자장비 내부의 열 부하량이 증가하고 있다[3-6]. 동시에, 현대 항공기는 장비 자체의 성능뿐만 아니라 레이더 관측 가능성과 적외선 신호 감지

를 낮추어야 하므로 열관리 시스템은 필수적이다[7-11]. 이러한 열관리 시스템은 항공기의 안전과 성능 유지에 중요한 역할을 한다. 복잡한 과제를 극복하기 위해서 하드웨어 기반의 전통적인 시험 방식으로는 비용과 위험성이 상당히 높아진다[12]. 그에 따른 비용 및 시간 절감을 위한 효율적인 컴퓨터 모델링과 시뮬레이션에 관한 관심이 증가하고 있다[13,14]. 이러한 접근 방식은 항공기의 기능과 임무가 점차 복잡해지고 서브시스템 간의 상호작용이 비선형적으로 발생하며 시간에 따라 변하는 특성이 나타나는 통합 시스템에서 중요하게 작용한다. 이러한 관심은 설계자들이 실험 횟수를 줄이고 동시에 검증된 데이터를 제공하여 비용을 절감하고 시간을 단축할 수 있도록 돕는다. 서브시스템 간의 동적 비선형을 고려한 시스템 레벨에서의 최적화 설계는 미래 항공기의 효율성과 성능 향상을 위해 필요한 과정이며, 이를 위해 새로운 모델링 및 시뮬레이션 도구의 개발이 요구되고 있다[15,16]. 모델링 시뮬레이션, 통합 기술을 통한 연구는 항공기 성능의 개선을 정량화하고 향상하는 데 이바지하며, 이러한 노력은 미래 항공기의 개발과 열관리 문제를 해결하는 데 중요한 역할을 할

Received: September 11, 2023, Revised: September 25, 2023,

Accepted: September 25, 2023.

\* Corresponding author, E-mail: Myong@gnu.ac.kr

DOI http://dx.doi.org/10.6112/ksfce.2023.28.3.083

© KSCFE 2023

것이다[17,18].

항공기 운용을 위한 연구자들의 전자장비의 열 유동장 분석을 하여 결과와 그로 인한 영향성을 분석하는 연구가 진행되고 있다. 국내에서 Jung 등[19]은 축에 따른 방열판의 설치에 대한 방열 성능을 전산해석을 통하여 분석하여, 수직으로 설치된 경우 유동 저항이 낮아 실험 결과와 일치하는 경향성을 확인하였으나, 수평으로 설치하였을 경우 25%의 차이가 나타남을 확인하였다. Kim 등[20]은 4kW급 태양광 인버터를 대상으로 자연대류 상태에서의 온도 조건을 충족 가능한 방열판의 크기를 선정하였다. Bar-Cohen and Kraus[21]는 전자장비의 재료에 따른 열적 성능을 비교하였고, 핀의 종횡비 변화를 고려하여 방열판 설계 및 방열성능해석을 수행하였다. 본 연구에서는 항전 장비의 안정성과 성능 향상을 목표로 모델링을 진행한 후에 유동이 없는 자연대류 환경에서의 전산해석을 수행하였다. 해석모델에 대하여 전산해석을 진행한 후 결과를 바탕으로 해석모델의 형상과 재질을 변경하여 냉각 효과를 분석하였다. 마지막으로 팬을 이용하여 강제대류를 일으켰을 때의 해석을 진행하여 결과별 항전 장비의 적정온도를 넘지 않는 최소의 유량값을 확인하였다.

## 2. 해석 기법 및 전산 해석자 검증

### 2.1 유동장 해석

본 연구에서는 ANSYS FLUENT를 사용하여 유동장 해석을 수행하였다[22]. 유동장 계산을 위해 사용한 지배방정식은 점성과 압축성 효과를 고려한 3차원 압축성 Reynolds-Averaged Navier-Stokes(RANS) 방정식을 사용하였다. 지배방정식의 수식은 아래의 식 (1)-(3)에 나타내었다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v_i) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho v_i)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v_i v_i) + \nabla p = \rho g_i + \nabla \cdot (\tau + \tau_t) \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho h)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho h v_i) = \nabla \cdot [(k + k_t) \nabla T] \quad (3)$$

수식에 포함된  $\rho$ ,  $v$ ,  $p$ ,  $g$ 는 밀도, 속도, 압력, 중력을 나타내며  $\tau$ ,  $\tau_t$ ,  $h$ ,  $T$ ,  $k$ ,  $k_t$ 는 점성 응력, 난류 항, 엔탈피, 온도, 열전도도, 난류 전송에 의한 열전도도를 나타낸다. 수치 기법으로는 정상상태(Steady State), 압력 기반(Pressure-Based), 내재적 시간 전진법(Implicit), 2차 풍상차분법(Second-order Upwind)를 적용하였다. 플럭스 계산 기법으로는 Riemann 근사해법의 Roe FDS (Flux Difference Splitting)를 적용하였다.

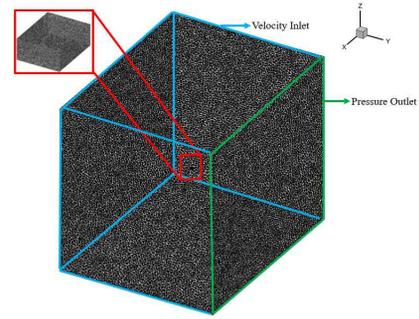


Fig. 1 Grid distribution of flow field

중력항으로는  $-z$ 축 방향으로  $9.81 \text{ m/s}^2$ 를 적용하였다. 운동량 방정식은 다음과 같다.

$$W = \rho \cdot g_i \quad (4)$$

$g_i$ 는 중력가속도이다. 난류 모델로는 단일방정식 모델로 계산 비용이 낮아 시뮬레이션 효율이 높은 SA(Spalart-Allmaras) 모델을 사용하였다. SA 모델은 아래 식과 같다.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \tilde{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \tilde{v} u_i) &= G_v - Y_v + S_v \\ &+ \frac{1}{\sigma_v} \left[ \frac{\partial}{\partial x_j} (u + \rho \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} + c_{v2} \rho (\frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j})^2 \right] \end{aligned} \quad (5)$$

$\tilde{v}$ ,  $G_v$ 는 난류 점도이며,  $Y_v$ 는 벽 차단 및 점성 감쇠를 나타낸다.  $\sigma_v$ 와  $C_{v2}$ 는 상수이며,  $v$ 는 분자 운동학적 점도이다. 자연대류 상태에서 온도 변화에 따른 밀도 변화를 나타내는 식은 아래 식과 같다.

$$\rho = \rho_0 [1 - \beta(T - T_0)] \quad (6)$$

$\rho$ 는 유체의 밀도를 나타내며,  $\beta$ 는 열팽창 계수이다.

### 2.2 경계 조건 및 열전달 모델

본 연구에서 사용한 외부 경계조건으로는 Fig. 1과 같이 한쪽 면은 Pressure Outlet, 나머지 면들은 Velocity Inlet 조건을 적용하였다. 팬에 대한 격자의 개수를 줄이고 해석 시간을 단축하기 위하여, 팬에 대한 형상 대신 경계면을 만들어 Velocity Inlet으로 팬을 표현하였다. 팬을 표현한 경계면의 유동 속도는 Case 별 각각  $9.6 \text{ m/s}$ ,  $6 \text{ m/s}$ 를 적용하였다. 최외각 격자의 크기는 항전 장비 길이의 15배로 구성하였다. ANSYS FLUENT를 사용하여 전산해석 검증을 수행하였다. 유동의 속

도는 0에 가까운 0.0001 m/s로 설정하였으며 장비 주변의 공기 온도는 자연대류 환경으로서 55°C로 설정하였다. 대류, 전도, 복사 등의 열전달을 고려하기 위해 하우징 외부 및 하우징 내부 유동의 Volume Condition을 Fluid로 부여하고, 하우징과 Module은 Solid로 설정하였다. Fluid와 Solid가 만나 공유되는 면은 ANSYS FLUENT 상에서 하나의 접촉면으로 설정하였다. 열 경계조건으로는 고체와 유체 사이의 접치는 부분에서는 온도 분포가 서로 영향을 미칠 수 있도록 Coupled 경계조건을 사용하였다. 그리고 내부에 단위 면적당 열전달량이 주어지는 Heat Flux 경계 조건을 사용하여 내부에서 발생한 열을 발생시키며 외부 유동까지 전달할 수 있도록 설정하였다. 각 발열 소자의 부피를 측정하여 소자들의 Typical Power로부터 FLUENT의 Input 값인 W/m<sup>3</sup>으로 계산하는 과정을 진행하였으며 각 발열소자들의 Typical Power는 Table 1에 나타내었다. 항전 장비 내부 유체의 흐름 이외의 열 특성을 분석해야 하므로 물체에 전달되는 복사에너지에 대하여 면 사이에 복사열을 표현하며, 일부는 반사, 흡수 투과되는 현상을 모델링하기 위하여 복사 열전달 모델 S2S(Surface to Surface Radiation) model을 적용하였다. S2S 모델은 아래 식 (7)과 같다.

$$F_{ij} = \frac{1}{A_i} \int_{A_i} \int_{A_j} \frac{\cos\theta_i \cos\theta_j}{\pi r^2} \delta_{ij} dA_i dA_j \quad (7)$$

2.3 해석 기법 검증

본 연구에서는 해석 기법 검증을 위해 국내에서 수행된 니켈 도금 탄소섬유 복합재 발열 시험의 데이터를 사용하였다 [23]. 본 검증에서 사용된 복합재의 물성치와 실험 조건은 아

Table 1 Heat source typical power

Component Description		Typical Power [W]
Module 1	Processor	22.04
	Switch	4.39
	eMMC	0.72
	FPGA	0.15
	Memory	0.26
Module 2	GPU	27.7
	Switch	4.39
	Converter	0.41
Module 3	Supply	1.0
	FPGA	2.91
	CHIP	2.91
	Switch	7.5
	Switich	1.83
Module 4	FPGA	2.91
	FPGA	2.91
	Memory	0.39
	Switch	3.32
Module 5	Switch	3.32
	Converter	37.5
	Converter	22.5
	Regulator	10

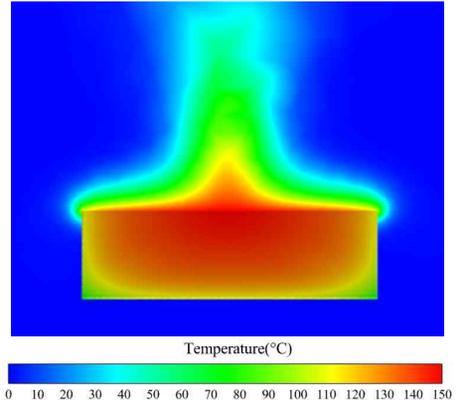


Fig. 2 Computational simulation result of electric heating sample

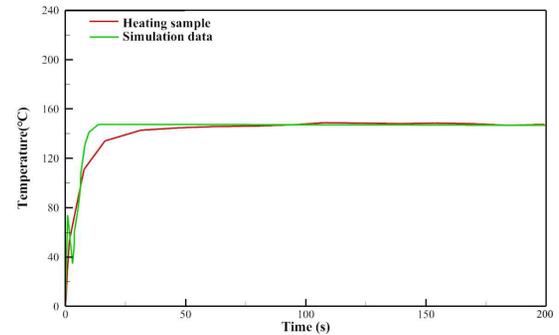


Fig. 3 Comparison of experimental and simulation results of heating sample

래의 Table 2, 3에 제시하였으며, 4가지 Case 중 Sample #3 모델에 대해 검증을 수행하였다. Fig. 1과 같이 비정렬 격자계를 구성하였으며, 약 1,000,000개의 격자를 사용하였다. 시험에서 사용한 Sample #3의 경우 복합재 시편의 온도는 약 148°C까지 상승하였다. 자연대류 환경을 모사한 전산해석 결과에서는

Table 2 Thermal and electrical properties of the pristine carbon fabric

Nickel plating thickness (μm)	0.971
Electrical resistance (Ω)	0.083
Electrical conductivity (S/m)	10.51 × 10 <sup>3</sup>
Thermal conductivity (W/m*K)	0.777
Specific heat capacity (J/K*kg)	0.869

Table 3 The conditions of the heating elements

Applied voltage (V)	1.5
Steady state current(A)	4.31
Initial Temperature (°C)	28
Maximum Temperature (°C)	148.2
Electro-thermal conversion (W/°C)	0.054

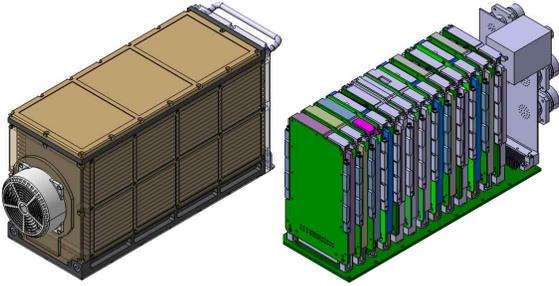


Fig. 4 Geometry of avionics equipment

복합재 시편의 중앙에서 약 148 ~ 149°C의 온도 상승을 확인하였으며 실험과의 전산해석의 오차는 약 1°C 내외로, 이를 통해 전산해석 기법의 유효성을 입증하였다. 복합재 시편 Sample #3의 실제 시험값과 시뮬레이션 결과 비교 그래프를 Fig. 3에 제시하였다. 실제 복합재 시편의 온도 분포도를 Fig. 2에 나타내었다.

### 3. 전산해석 모델

#### 3.1 해석 모델

본 연구에서는 항전 장비에 대한 복합열전달 해석을 위해 Fig. 4와 같이 형상을 모델링하였다.

전체 구성으로는 내부 주요 Module들을 감싸고 있는 케이스인 하우징, 12개의 Module, Fan으로 이루어져 있다. Module은 1개의 전원 Module과 11개의 임무 수행 Module로 구성되어 있으며, 임무 수행 Module은 총 5종류의 Module이 탑재되어 있다. 또한, 각 Module에는 Heat Sink, Heat Source, PCB로 이루어져 있으며, Heat Sink는 방열판을 의미하며, Heat Source는 발열 소자, PCB는 소자들이 부착된 기판을 나타낸다. 사용된 물성치에 대한 특성값은 Table 4에서 확인할 수 있다. Fan의 경우 Module이 바라보고 있는 항전 장비 한쪽 면에 부착하였다. 모델의 내부는 밀폐되어 있으며 각 Module의 앞면에 장착된 Heat Source는 Fig. 5와 같이 Heat Sink와 접촉하고 있다. Heat Sink에 접촉하도록 모델링한 이유는 Heat Source로부터 발생한 열이 Heat Sink에 전도되어 바깥으로 빠져나가게

Table 4 Material properties

Material	Density (kg/m <sup>3</sup> )	Specific heat (J/kg*K)	Thermal conductivity (W/m*K)	Emissivity
Aluminum	2700	896	167	0.1
FR-4	1850	1100	0.81	0.8
Nickel-plated-copper	8940	377	29	0.1

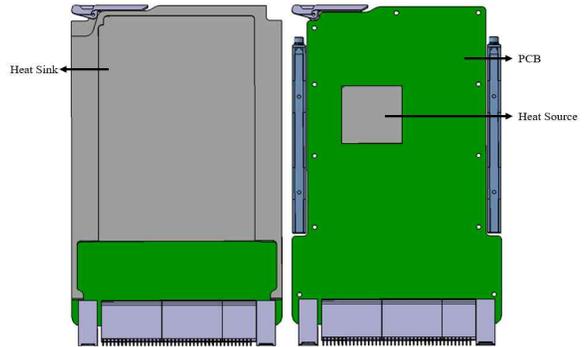


Fig. 5 Geometry of module

하기 위해서이다[24]. 각 구성에 대한 물성치로 하우징과 Heat Sink는 Aluminum, Module의 PCB는 FR-4를 사용하였고 Heat Source는 Nickel-Plated-Copper 재질로 설정하였다[25]. 본 모델에서 FR-4를 사용한 이유는 대부분의 PCB는 Metal 소재를 사용하지만, FR-4는 Metal 소재와 비교하였을 때 상대적으로 열전도도가 낮으나, 무게가 가벼워서 FR-4를 사용하여 해석을 수행하였다[26,27]. 전체 격자의 개수로 약 25,000,000개의 비정렬 격자를 생성하였다.

#### 3.2 형상 조건

본 연구에서는 팬이 부착되어 있지 않은 모델(Case 1-4)과 팬을 사용하여 강제대류를 통하여 냉각하는 모델(Case 5, 6)로 총 6가지 Case에 대한 해석을 수행하였다. Fig. 6, 7에서 Case에 따른 형상 설계를 확인할 수 있다. Case 1은 초기 기본 형상으로서 하우징의 크기는 360 mm × 150 mm × 200 mm로 설계하였다. Case 2는 Case 1과 비교하여 하우징 크기 증가에 따른 온도 저감 효과를 확인하기 위해 하우징의 크기 430 mm × 170 mm × 200 mm로 설계하였다. Case 3에서는 하우징의 형상을 전체적으로 변경하였다. Case 3은 Case 1과 하우징의 크기는 같게 설계하였으며, 하우징 옆면을 제거하고 Heat sink에 폭 방향으로 여러 개의 구멍을 만들어 공기가 순환하도록 설계하였다.

이를 통해 Heat sink와 외부 공기의 접촉 면적이 늘어나 효과적인 냉각이 가능하도록 개선하였다. Case 4에서는 Heat Sink를 식혀주는 하우징 옆면의 구멍을 Z축 방향의 Fin으로 대체하여 열을 외부로 방출하는 설계를 적용하였다. Case 5, 6은 Case 4 모델에 대해 팬을 부착한 형상을 나타낸다. Case 5, 6은 동일한 모델이며, 유량 차이에 대한 온도 저감 효과를 확인하면서, 항전 장비의 최적 유량을 찾기 위해 Case 5의 팬의 속도는 9.6 m/s, Case 6은 6 m/s로 적용하여 해석을 수행하였다.

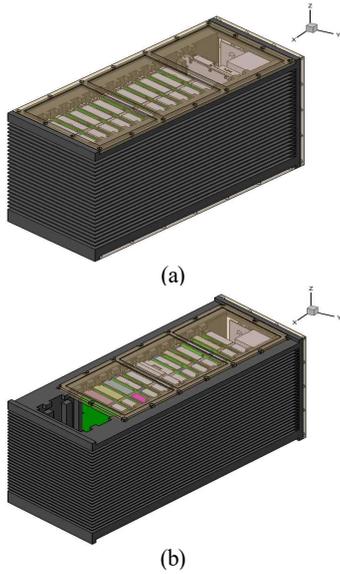


Fig. 6 Equipment model (a) Case 1, (b) Case 2

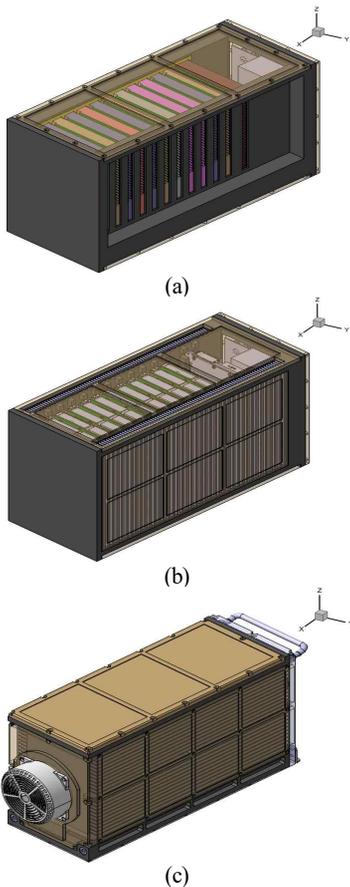


Fig. 7 Equipment model (a) Case 3, (b) Case 4, (c) Case 5

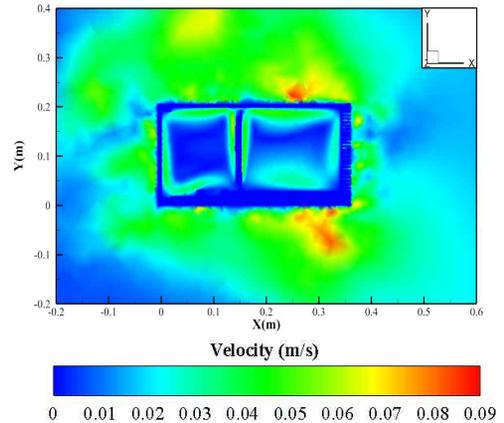


Fig. 8 Velocity contours

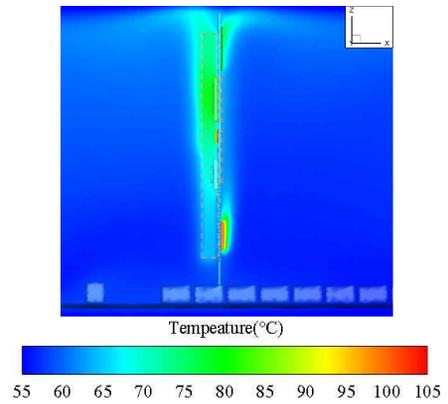


Fig. 9 Temperature contours

#### 4. 전산해석 결과 및 분석

##### 4.1 유동장 해석

본 연구에서는 항전장비에 대한 열·유동 해석을 수행하였다. Module 전체를 장착한 상태의 항전장비 해석 이전에, Module 주변의 자연대류 현상이 일어나는지 확인하였다. Fig. 8은 Case 1의 하우징 내부에 Module 하나를 넣은 상태에서 해석을 진행한 후, 항전장비 내·외부의 Velocity Contour를 나타내었다.

하우징 내부 유동을 확인하였을 때 외부 유동과 공간이 막혀 있어서 Module에 부착된 Heat Source의 발열을 통하여 자연대류 현상이 대략 0.05 m/s로 일어나는 것을 확인하였다. Fig. 9은 하우징 내부에 들어가 있는 Module 하나의 단면 Temperature Contour를 나타내었다. Heat Source에서 발생한 열이 Heat Sink에 전도되고 대류현상을 통해 주변 공기로 전달되는 것을 확인하였다.

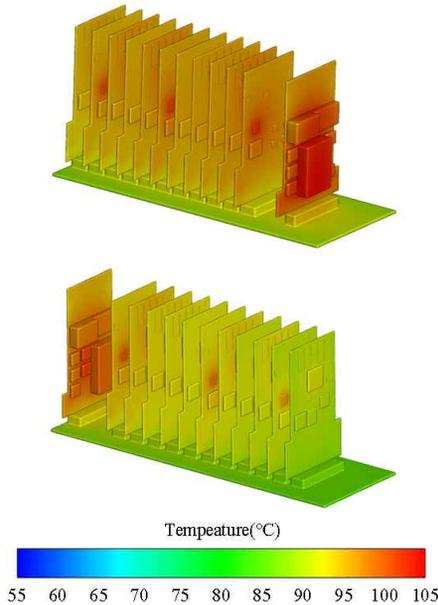


Fig. 10 Temperature contours of cases 1, 2

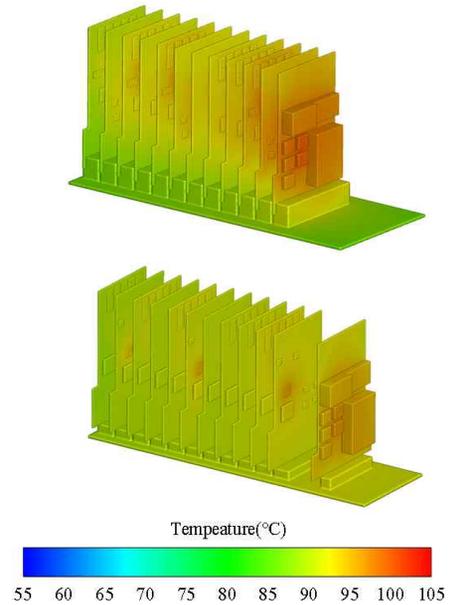


Fig. 11 Temperature contours of cases 3, 4

4.2 열 해석 결과

각 Case 별 항전 장비에 탑재된 Module의 발열량과 온도 값을 Table 5에 나타내었다. 적정온도를 초과하면 빨간색, 적정온도 내로 온도가 감소되면 파란색으로 나타내었다. 기본 형상인 Case 1과 형상 변형을 통한 온도 저감효과를 확인하는 Case 2의 Temperature Contour를 Fig. 10에 나타내었다.

Case 1의 경우 모든 Module에서의 Heat Source가 적정온도를 초과한 것을 확인하였다. 특히 온도가 가장 높은 영역에 해당하는 5번 Module의 Regulator의 경우 적정온도 105°C에 비해 훨씬 높은 160°C로 확인하였고, Module 2의 GPU의 경우 Case 1에서 적정온도 125°C보다 높은 160°C로 확인하였다. 온도가 가장 낮은 영역에 해당하는 Module 1의 eMMC의 경우에도

Table 5 Temperature of mounted module

Component Description		Tjmax [°C]	Case [°C]					
			1	2	3	4	5	6
Module 1	Processor	105	149	130	136	130	75	84
	Switch	110	144	125	130	127	71	80
	eMMC	110	144	125	129	127	70	81
	FPGA	110	144	125	128	126	70	80
	Memory	95	146	128	128	127	73	82
Module 2	GPU	105	160	140	147	137	86	92
	Switch	110	151	130	136	131	73	84
	Converter	85	148	125	132	128	72	82
	Supply	125	147	125	132	129	72	81
Module 3	FPGA	125	146	130	134	129	67	73
	CHIP	125	147	131	132	129	69	76
	Switch	110	147	134	134	131	67	75
	Swtich	125	146	133	132	130	66	74
Module 4	FPGA	125	149	134	136	132	70	77
	FPGA	125	149	135	135	132	73	79
	Memory	95	149	135	135	131	75	83
	Switch	125	147	134	136	130	70	79
Module 5	Switch	125	149	135	135	131	72	80
	Converter	125	151	142	145	139	95	105
	Converter	125	152	142	144	138	91	101
	Regulator	125	160	151	144	142	101	110

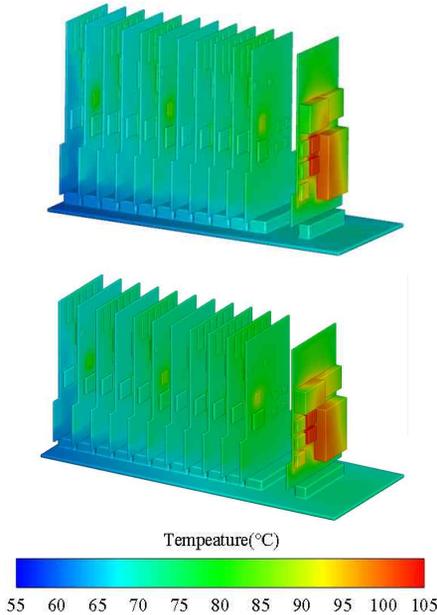


Fig. 12 Temperature contours of cases 5, 6

적정온도보다 대략 20°C를 넘긴 것을 확인하였다. 이를 통하여 기본 형상인 Case 1에서의 형상에서는 온도 저감을 위한 방법이 필요하다는 것을 확인하였다. Case 2의 경우 적정온도에 들어간 일부 Heat Source를 확인하였지만, Module 3-5의 Heat Source 들은 적정온도를 초과한 것을 확인하였다. 향전 장비 운용에 있어서 일부의 Heat Source라도 적정온도를 넘길 시 장비의 손상을 일으킬 가능성이 있으므로 장비의 사용이 불가할 것으로 판단된다. 형상의 크기를 조정하는 정도론 온도 저감효과가 부족하다는 것을 확인하였다. 하우징이 외부 공기와 순환할 수 있도록 설계하여 온도 저감효과를 확인하는 Case 3, 4의 온도 분포는 Fig. 11에 나타나져 있다.

Case 3, 4의 결과를 Case 1, 2와 비교하였을 때 일부의 Heat source는 Case 2보다 온도가 높게 나타났지만, 전체적인 온도는 감소한 것을 확인하였다. 그러나 Case 2와 마찬가지로 Case 3, 4일부를 제외한 Heat Source가 적정온도를 초과한 것을 확인하였다. Case 3에서 5번 Module의 Regulator의 경우 Case 2와 비교하였을 때 7°C가 감소하였지만, 적정온도에는 현저히 못 미치는 수준이다.

Case 4 또한 Case 3과 비교하여 2°C가 더 감소하였지만, 적정온도와 비교하면 대략 20°C 높은 것을 확인하였다. 위의 결과를 통해 하우징이 외부 공기와 순환할 수 있도록 설계하는 방법으로는 온도 저감의 한계가 있는 것으로 판단된다. 이를 통해 팬을 이용한 강제대류가 필수적으로 수행되어야 한다는 것을 알 수 있다.

팬을 이용하여 강제대류를 통한 온도 저감효과를 확인하는 Case 5, 6의 Temperature Contour를 Fig. 12에 나타내었다. Case 5의 경우 온도가 가장 높은 영역에 해당하는 5번 Module의 Regulator가 적정온도 125°C보다 아래인 101°C, 두 번째로 온도가 가장 높은 영역에 해당하는 Module 2의 GPU의 경우 적정온도 105°C 이하인 86°C로 나타나면서 적정온도에 들어온 것을 확인하였다. 이후 팬의 적절한 유동 속도를 찾기 위해 수행한 Case 6의 경우 Case 5와 비교하였을 때 전체적으로 온도가 높게 나타났지만, 온도가 가장 높은 5번 Module의 Regulator에서 110°C, 2번 Module의 GPU에서 92°C를 확인하며, 모든 소자가 적정온도에 들어가는 것을 확인하였다. 이는 Case 5의 팬을 이용한 9.6 m/s 속도의 강제대류가 아닌 Case 6의 6 m/s만으로도 모델에 대해서 적절한 온도 저감효과가 가능하다는 것을 확인하였다.

### 5. 결 론

본 연구는 향전 장비의 온도 저감을 위한 최적 설계에 관한 선행 연구로서, 향전 장비의 안정성과 성능 향상을 목표로 하고 있다. 유동해석은 일반적인 유동이 없는 자연대류 환경에서의 향전 장비를 전산 해석 수행하였다. 또한 팬을 활용한 강제대류가 향전 장비의 냉각에 미치는 영향을 분석하였다.

기본 형상인 Case 1의 경우 모든 발열 소자들의 온도가 적정온도를 초과한 것으로 확인되었다. 향전 장비 하우징의 크기를 조절한 Case 2, 외부와 공기 순환이 가능하도록 설계한 Case 3, 4의 결과를 확인하였을 때 부분적으로는 Heat Source가 적정온도에 들어갔지만, 대부분의 Heat Source가 적정온도를 초과한 것으로 판단하였다. 이를 통해 팬을 이용한 강제대류 온도조절이 필수적으로 되어야 한다는 것을 알 수 있다. 팬을 부착한 Case 5, 6의 결과를 확인하였을 때, 모든 발열 소자에서 작동 온도 범위 내로 유지되는 것을 확인하였다. 이 결과는 팬을 이용하여 강제대류를 일으켰을 때 발생하는 온도 저감효과가 향전 장비의 안정성과 성능에 긍정적인 영향을 미칠 수 있다는 것을 나타낸다. 또한, Case 6을 통하여 Module이 적정온도에 도달할 수 있는 팬의 최적 유량을 확인하여 사용한 모델에 대하여 적절한 팬의 성능을 확인하였다. 향후 다양한 냉각 시나리오와 환경 조건을 고려한 전산해석 및 향전 장비 형상 최적 설계에 관한 연구로 확장할 수 있다.

### 후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단 기초연구사업(NRF-2017R1A5A1015311)의 지원을 받아 수행되었습니다.

## References

- [1] 2000, Herrick, K., "Development of the Unmanned Aerial Vehicle Market: Forecasts and Trends," *Air and Space Europe*, Vol.2, pp.25-27.
- [2] 2010, Wolff, M., "INVENT "Tip-to-Tail" Energy/Engine /Power/Thermal Modeling, Simulation, & Analysis (MS&A)," *The Annual Research Consortium for Multidisciplinary System Design Workshop*.
- [3] 2011, Roberts, R.A., Eastbourn, S.M. and Maser, A.C., "Generic Aircraft Thermal Tip-to-Tail Modeling and Simulation," *47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. p.5971.
- [4] 2008, Walters, E.A., Amrghain, M., O'Connell, T., Iden, S., Lamm, P., Yerkes, K., Wolff, M., McCarthy, K., Raczkowski, B., Wells, J., Borger, W. and Wampler, B., "INVENT Modeling, Simulation, Analysis, and Optimization," *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p.287.
- [5] 2008, Amrhein, M., Wells, J.R., Walters, E.A., Matasso, A.F., Erdman, T.R., Iden, S.M., Lamm, P.L., Page A.M. and Wong, I.H., "Integrated Electrical System Model of a More Electric Aircraft Architecture," *SAE Technical Paper 2008-01-2899*.
- [6] 2012, Gvozdoch, G., Weise, P. and von Spakovsky, M., "INVENT: Study of the Issues Involved in Integrating a Directed Energy Weapons Subsystem into a High Performance Aircraft System," *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p.490.
- [7] 2007, Mahulikar, S.P., Sonawane, H.R. and Rao G.A., "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.43, pp.218-245.
- [8] 2016, An, C.H., Kang, D.W., Baek, S.T., Myong, R.S., Kim, W.C. and Choi, S.M., "Analysis of Plume Infrared Signatures of S-shaped Nozzle Configurations of Aerial Vehicle," *Journal of Aircraft*. Vol.53, No.6, pp.1768-1778.
- [9] 2023, Shin, C.M., Ryu, S.H., Jung, K.J. and Myong, R.S., "Computational Analysis of Thermal Flow Field and Observe Ability of Aircraft Serrated Nozzles," *Journal of Computational Fluids Engineering*. Vol.28, No.1, pp.1-11.
- [10] 2022, Ryu, S.H., Lee, S.H., Shin, C.M. and Myong, R.S., "Computational Analysis of Multiphase Flow in Aircraft Nozzles by Solid/Liquid Mixed Particle Injection," *Journal of Computational Fluids Engineering*. Vol.27, No.3, pp.89-99.
- [11] 2018, Lee, J.H., Lee, H.J., Yang, B.J., Myong, R.S. and Kim, W.C., "Numerical Analysis of Thermal Flow Field According to Share of Exhaust Nozzle of UCAV and Jet On/Off," *Journal of Computational Fluids Engineering*. Vol.23, No.1, pp.77-85.
- [12] 2010, Bodie, M., Russell, G., McCarthy, K., Lucas, E., Zumberge, J. and Wolff, M., "Thermal Analysis of an Integrated Aircraft Model," *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, p.288.
- [13] 2009, Alonso, J.J., LeGresley, P. and Pereyra, V., "Aircraft Design Optimization," *Mathematics and Computers in Simulation*, Vol.79, No.6, pp.1948-1958.
- [14] 2012, Miller, C.J., Maser, A.C., Garcia, E. and Mavris, D.N., "INVENT Surrogate Modeling and Optimization of Transient Thermal Responses," *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. p.1123.
- [15] 2008, Wells, J.R., Amrhein M., Walter, E.A., Iden, S., Page, A, Lamm, P. and Matasso, A., "Electrical Accumulator Unit for the Energy Optimized Aircraft," *SAE International Journal of Aerospace*, Vol.1, pp.1071-1077.
- [16] 2014, Roberts, R.A. and Decker, D.D., "Control Architecture Study Focused on Energy Savings of an Aircraft Thermal Management System," *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, Vol.136, No.4, 041003.
- [17] 2014, Roberts, R.A. and Eastbourn, S., "Vehicle Level Tip-to-Tail Modeling of an Aircraft," *International Journal of Thermodynamics*, Vol.17, No.2, pp.107-115.
- [18] 2010, Wolff, M., "Hardware in the Loop - Aircraft Electric Laboratory," *RTO-MP-AVT-178-23, Specialists' Meeting*.
- [19] 2013, Jung, T.S. and Kang, H.K., "Investigation of Natural Convective Heat Flow Characteristics of Heat Sink," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers. B*, Vol.37, No.1, pp.27-33.
- [20] 2013, Kim, S., Hong, C.O., Kim, S.H., Park, J.H., Lee, S.G. and Ryoo, S.R., "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.
- [21] 2003, Bar-Cohen, A., Iyengar, M. and Kraus, A.D., "Design

- of Optimum Plate-fin Natural Convective Heat Sinks," *Journal of Electronic Packaging*, Vol.125, pp.208-216.
- [22] *ANSYS FLUENT Theory User's Manual v2021*, ANSYS.
- [23] 2022, Lee, J.S., Jo, H.S., Choe, H.S., Lee, D.S., Jeong, H., Lee, H.R., Kweon, J.H., Lee, H., Myong, R.S. and Nam, Y., "Electro-thermal Heating Element with a Nickel-plated Carbon Fabric for the Leading Edge of a Wing-shaped Composite Application," *Composite Structures*, Vol.289, 115510.
- [24] 2008, Ghosh, S., Calizo, I., Teweldebrhan, D., Pokatilov, E.P., Nika, D.L., Balandin, A.A., Bao, W., Miao, F. and Lau, C.N., "Extremely High Thermal Conductivity of Graphene: Prospects for Thermal Management Applications in Nanoelectronic Circuits," *Applied Physics Letters*, Vol.92, No.15, 151911.
- [25] 2016, Yoon, P.Y., Tak, A.R., Lee, S.K. and Lee, J., "Analysis of Thermal via Hole Effect on FR4 PCB in Avionics Using Numerical Simulation," *Proceeding of the 2016 KSPE Spring Conference*, pp.245-246.
- [26] 1998, Li, R.S., "Optimization of Thermal via Design Parameters based on an Analytical Thermal Resistance Model," *Thermal and Thermomechanical Phenomena in Electronic System*, pp.475-480.
- [27] 2005, Goplen, B. and Sapatnekar, S., "Thermal via Placement in 3D ICs," *Proceedings of the 2005 International Symposium on Physical Design. ACM*, pp.167-174.