

열전소자를 이용한 적외선 방사량 감소 기술에 관한 연구

김 훈* · 김교민* · 김우철*†

* 연세대학교 기계공학과

Research for Actively Reducing Infrared Radiation by Thermoelectric Refrigerator

Hoon Kim*, Kyomin Kim* and Woochul Kim*†

* School of Mechanical Engineering, Yonsei Univ.

(Received September 6, 2016 ; Revised November 4, 2016 ; Accepted November 27, 2016)

Key Words: Thermoelectric Refrigerator(열전냉각소자), Low-Observability(피탐지 감소), Infrared(적외선)

초록: 열전소자를 이용하여 고온의 표면을 능동적으로 냉각하여 적외선 방사량을 줄이는 기술을 소개한다. 공력가열이나 자체 발열 등에 의한 고온 표면 환경을 구현하였고, 여기에 열전소자를 설치하여 냉각하였을 때의 표면 온도와 적외선 방사량을 상용 수치해석 소프트웨어를 사용하여 계산하였다. 이를 통해 특정 환경에서 열전냉각소자를 이용하여 고온 표면에 있어 외부 환경과 비교했을 때의 적외선 방사량 대비를 이론적으로 완전히 제거할 수 있음을 확인하였다.

Abstract: We introduced a technology for reducing infrared radiation through the active cooling of hot surfaces by using a thermoelectric refrigerator. Certain surfaces were heated by aerodynamic heating, and the heat generation processes are proposed here. We calculated the temperatures and radiations from surfaces, while using thermoelectric refrigerators to cool the surfaces. The results showed that the contrast between the radiations of certain surfaces and the ambient environments can be removed using thermoelectric refrigerators.

- 기호설명 -

T_{∞} : 외기 온도 [K]
 T_{sky} : Effective Sky Temperature [K]
 T_{aw} : 단열벽 온도 [K]
 u_{∞} : 유체 속도 [m/s]
 c : 비열 [J/kg-K]
 r_c : Recovery Factor
 Re : Reynolds 수
 Pr : Prandtl 수
 k : 열전도도 [W/m-K]
 L : 외부 경계층 유동의 평판 길이 [m]
 S : 제백 상수 [V/K]
 σ : 전기전도도 [S/m]
 T : 절대온도 [K]
 j : 전류 밀도 [A/m²]

q : 열유량 [W/m²]
 T_H : 시스템 고온부 온도 [K]
 T_C : 타겟 표면 온도 [K]
 zT : 열전성능지수
 K : 열컨덕턴스 [W/K]
 R : 전기저항 [Ω]
 I : 인가 전류 [A]
 T_1 : 열전소자 흡열부의 절대온도 [K]
 T_2 : 열전소자 발열부의 절대온도 [K]
 Q_{ab} : 열 흡수량 [W]
 C_{Rad} : 외기 대비 복사 에너지 비

1. 서론

고온의 표면에서 자연적으로 발생하는 복사는 에너지로 활용될 수도 있지만, 필요에 따라 이를 차폐시켜야 할 경우가 존재한다. 표면의 온도를 감소시키거나 표면의 방사율(Emissivity)을 낮게 하

† Corresponding Author, woochul@yonsei.ac.kr

여 의도적으로 열 에너지 손실 및 복사 에너지 방사에 의한 탐지를 막을 수도 있다.

복사 에너지를 감소시키고자 하는 응용 분야로는 군용 적외선 피탐지를 들 수 있다. 현대전에서는 항공기 및 전차 등의 첨단 전투장비의 역할이 더욱 중요해지고 있다. 이들의 전투능력을 판단하는 기준 중의 하나로 생존성을 들 수 있는데 이는 해당 군용차량의 피탐지 가능성, 즉 스텔스 기술과 밀접한 관련이 있다. 군사적 목적을 위한 탐지 기술은 대부분 레이더에 집중되어 있으며, 이에 대응하고자 항공기 및 전차의 피탐지 기술도 레이더 스텔스에 초점이 맞추어져 있었다. 하지만 현대에 와서 적외선 측정 기술이 비약적으로 발전함에 따라 군용차량에서 발생하는 발열 및 공력가열 등에 의한 적외선 신호를 측정하는 탐지 기술이 개발되고 있다. 따라서 군용차량의 적외선 신호를 차폐할 수 있는 적외선 스텔스 기술의 필요성이 대두되고 있다.⁽¹⁾

군용차량의 적외선 신호는 대상의 표면 온도와 방사율 등에 의해 결정된다. 적외선 신호의 탐지는 군용차량에서 발생하는 적외선 신호와 배경의 적외선 신호의 대비(Contrast)를 측정하여 수행하게 된다. 일반적으로 군용차량의 표면은 배경보다 항상 높은 온도를 지니게 되는데, 표면의 방사율을 낮추는 방법, 즉 Passive한 방법으로 적외선 방사의 총 에너지를 낮추어 적외선 피탐지 가능성을 감소시킬 수도 있다.⁽¹⁾

표면의 방사율을 낮추려는 연구는 여러 분야에서 진행되고 있다. 일례로 전기변색효과(Electrochromism)를 이용하여 표면의 방사율을 조절할 수 있다. Hale 등⁽²⁾의 연구에 의하면 Semi-crystalline 구조를 가지는 WO_3 과 NiO의 두께 및 형상 등을 조절하여 방사율의 조절이 가능하며, 2~13.8 μm 의 파장 대역을 가지는 적외선에 대해 0.057~0.595의 방사율 변화를 가짐을 실험을 통해 확인하였다. 마이크로 혹은 나노 사이즈를 가지는 일정한 배열로 이루어진 FSS(Frequency Selective Surface) 구조 또한 적외선 방사율 조절에 이용될 수 있다. Spector 등⁽³⁾은 이를 도입하여 대부분의 적외선 탐지 측정 영역인 중적외선 대역에서의 표면 복사물성을 조절할 수 있음을 증명하였다. 표면에 μm 사이즈의 입자를 도포하여 방사율을 조절할 수도 있다. Wu 등⁽⁴⁾은 알루미늄 파우더와 폴리에틸렌을 섞어 강철의 표면에 분사하여 방사율을 조절하였다. 알루미늄 박막의 두께에 따라 방사율이 0.8에서 0.6까지 변화함을 보였다.

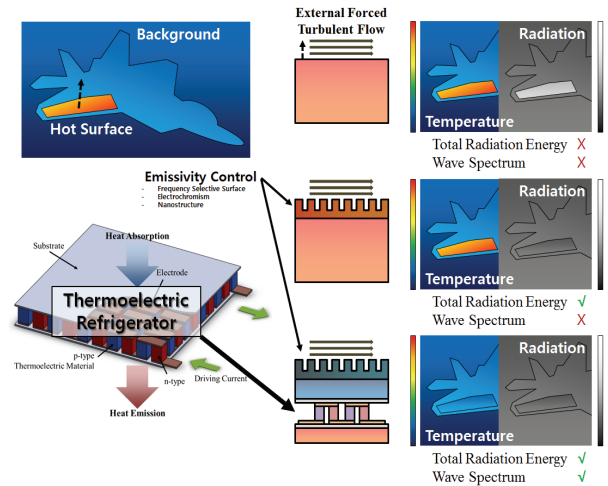


Fig. 1 Schematic of actively reducing infrared radiation by thermoelectric refrigerator

하지만 표면 온도가 배경의 온도와 같지 않으면 방사되는 적외선의 스펙트럼의 양상이 달라지게 되므로 스펙트럼 분석을 포함한 적외선 탐지에 대응하기에는 무리가 있다. 열전소자(Thermoelectric Device)는 이러한 문제에 대한 해결방안이 될 수 있다.⁽⁵⁾

열전소자는 고체상에서 열-전기 변환을 가능하게 하는 열전현상(Thermoelectric Phenomena)을 가지는 열전반도체로 이루어진 소자로서, 열전소자에 전류를 인가하여 특정 표면의 온도를 감소시키는 열전냉각소자로 응용될 수 있다.^(6,7) 열전냉각소자는 기계적으로 움직이는 구동부가 존재하지 않고 오직 인가된 전류에 의해 냉각 성능이 발휘되기 때문에 내구성이 우수하며 다른 냉각 장치에 비해 응답속도가 빠르다는 장점이 있다. 이러한 장점을 바탕으로 열전냉각소자는 국부적이지만 빠른 냉각속도를 요구하는 CPU 냉각⁽⁸⁾이나 IR 카메라 센서와 같은 IC(Integrated Chip)의 냉각⁽⁹⁾ 등에 사용되며, 자동차 시트와 같은 협소한 공간에서의 탑승자의 쾌적함을 위한 냉각 장치로 활용되거나⁽¹⁰⁾ 전기 자동차 등의 환경에서의 에어컨으로도 활용될 수 있다.⁽¹¹⁾

본 연구에서는 군용차량인 항공기와 전차에서 발생하는 고온 표면을 하나의 예로 들어 열전냉각소자를 이용하여 냉각이 가능하다는 것을 수치해석을 통해 증명하고, 이를 바탕으로 열전냉각소자에 의한 능동적 냉각을 통해 적외선 방사량을 감소시킬 수 있음을 제안하고자 한다. 열전냉각소자의 구동으로 인한 표면 냉각과 방사율의 제어를 통해 배경의 적외선 방사량 대비 군용차량의 표면

의 적외선 방사량의 Contrast를 감소시키는 것을 목표로 한다.

2. 해석 방법

2.1 열-전기 해석 모델

열-전기 해석은 전통적인 열해석에 있어 열-전기 변환에 관계하는 물리적 성질을 추가한 지배방정식을 사용하며 Steady-State에서의 식은 다음과 같다[식 (1)].⁽¹²⁾

$$\vec{\nabla} \cdot (k \vec{\nabla} T) + \frac{j^2}{\sigma} - T \frac{dS}{dT} \vec{j} \cdot \vec{\nabla} T = 0 \quad (1)$$

이때 S , σ , k , 그리고 T 는 각각 열전반도체의 제백 상수(Seebeck Coefficient), 전기전도도(Electrical Conductivity), 열전도도(Thermal Conductivity), 그리고 절대온도를 나타내며 j 는 전류 밀도를 나타낸다. 처음 두 개의 항은 각각 Heat Diffusion과 Joule Heating에 관련된 식이며 마지막 항은 열전 현상 중 Thompson Effect⁽¹³⁾에 관한 것이다. 이에 따른 열유량 q 는 Peltier Effect⁽¹³⁾를 고려하여 다음과 같이 나타낸다[식 (2)].⁽¹²⁾

$$\vec{q} = ST\vec{j} - k\vec{\nabla}T \quad (2)$$

열-전기 해석을 위해서는 운용차량의 항공기 및 전차의 현실적인 모델링 정보가 필요하다. 하지만 분야의 특성 상 대상의 표면 및 내부에 대한 정확한 형상 정보를 습득할 수 없어 임의의 형상을 제시하고자 한다.

항공기(Fig. 2, case 1)의 경우 순항 중에 날개에서 발생하는 공력가열에 의한 고온 표면을 냉각하는 것을 목표로 한다. 적외선 탐지는 지상에서 이루어

어지는 것으로 가정한다. 따라서, 면적을 차지하고 있는 날개의 하단부를 가장 쉽게 감지할 수 있음을 바탕으로, 날개 하단부를 열전냉각소자로 냉각하고 여기에서 흡수한 열을 날개 내부의 히트 싱크(20°C)로 배출하는 시스템을 제안한다. 항공기 날개의 하단부의 재질은 10 mm 두께의 Stainless Steel로 가정하였다[Fig. 2(b)]. 해당 항공기 모델은 3048 m(10,000 ft, 외기온도: -4.80°C) 상공에서 917 km/h로 비행하는 것으로 가정하였고 External Turbulent Boundary Layer가 발생하는 날개의 총 길이는 6 m로 설정하였다. 이 때의 Adiabatic Wall Temperature, T_{∞} 와 Average Convection Coefficient, h_{avg} 는 각각 식 (3)과 식 (4)와 같이 나타낼 수 있으며⁽¹⁴⁾ 열-전기 해석에 적용된 실제 값은 각각 76.08°C와 272.04 W/m²K이다.

$$T_{aw} = T_{\infty} + r_c \frac{u_{\infty}^2}{2c} \quad (3)$$

$$h_{avg} = 0.036(Re)^{0.8} (Pr)^{1/3} \frac{k}{L} \quad (4)$$

T_{∞} , u_{∞} 는 각각 외기온도와 항공기의 속도를, c 와 r_c 는 각각 공기의 비열과 Recovery Factor이다. 난류 조건으로 가정하여 Recovery Factor을 Prandtl Number($Pr=0.7124$)의 1/3승으로 적용하였다. Re 와 k , L 는 각각 공기의 열전도도(0.024 W/m-K)와 날개의 길이이다.

전차(Fig. 2, case 2)는 표면에서의 공력가열이 발생하지 않고 다만 전차 내부의 내연기관이나 전자 장비 등에서 발생하는 발열에 의해 적외선 신호가 발생하게 된다. 외기 온도가 10°C인 야간에 적외선 신호에 의해 탐지되는 상황을 전제로, 전차의 모델링은 내부 온도가 40°C인 200 mm의 장갑의 표면 근처에 열전냉각소자를 설치하여 열을 표면에서 내부 쪽으로 이송시키는 것으로 가정하였다[Fig. 2(c)]. 전차 모델의 경우 Adiabatic Wall Temperature는 사용하지 않았으며 전차 운행 속도가 50 km/h이고 1 m의 길이에 해당하는 External Turbulent Boundary Layer가 발생한다고 가정하였을 때의 Average Convection Coefficient를 식 (4)를 통해 계산하여 55.25 W/m²K의 값을 구해내었다.⁽¹⁴⁾ 이 때 Prandtl Number는 1로, 공기의 열전도도는 0.025 W/m-K로 대입하였다. 항공기 해석에서의 공기의 열전도도와 다른 이유는 외기 조건에 의한 것이다. 고도가 높을수록 공기의 온도와 밀도가 낮아지게 되어 열전도도 또한 낮아진다.⁽¹⁵⁾

냉각용 열전소자는 다음과 같이 구성된다. Major

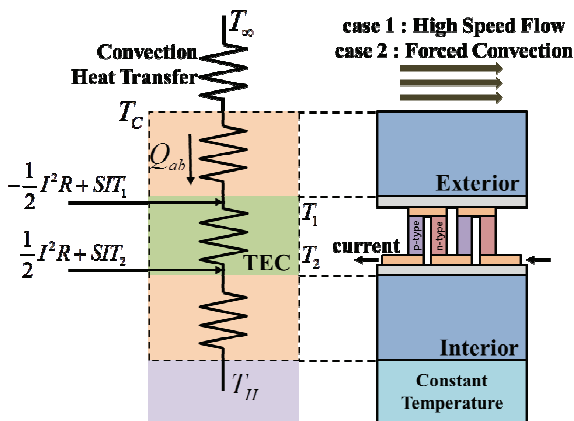


Fig. 2 Schematic of thermal-electric models with thermoelectric refrigerator

Table 1 Thermoelectric properties of thermoelectric materials

Seebeck Coefficient	Electrical Conductivity	Thermal Conductivity
200 $\mu\text{V/K}$ (p) -200 $\mu\text{V/K}$ (n)	1000 S/cm	1.4 W/m-K

Charge Carrier가 전자인 n-type 열전반도체와 정공(Hole)인 p-type 열전반도체를 교대로 배치하고 이들이 전기적으로 직렬로 연결되도록 전극을 구성한다. 열전반도체와 전극을 보호하고 전기적으로 절연시키기 위해 위아래에 세라믹으로 이루어진 기판을 설치하였다. 열-전기 해석 모델에서 기판은 1 mm의 세라믹(Alumina, 18 W/m-K)으로, 전극은 0.5 mm의 구리(401 W/m-K, 5.96×10^7 S/m)로 설정하였다. p-type 및 n-type 열전반도체의 수직 방향에 대한 단면적은 $(1.9 \text{ mm})^2$ 로 두어 전체 면적이 $10 \times 10 \text{ cm}^2$ 인 열전소자에 p-type과 n-type의 열전반도체가 각각 1,250개, 즉 1,250쌍의 p-n Junction이 되도록 하였다.

정해진 열전소자의 형상과 경계 조건에 따라 최대의 흡열량을 가지게 하는 최적 인가 전류의 크기가 결정된다. 본 연구의 해석에서는 인가되는 전류의 크기를 변화시켜가며 생각하고자 하는 표면의 온도를 계산하였다. 또한 열컨덕턴스(Thermal Conductance)와 전기저항(Electrical Resistance)도 주어진 열적 환경에 대한 최적점이 존재하기 때문에⁽¹⁴⁾ 이와 관련된 설계 변수로서의 열전반도체의 수직 방향의 높이는 항공기와 전차의 두 가지 경우에 대해 다르게 설정하였다. 항공기 모델[Fig. 2(b)]에는 10 mm 두께의 열전반도체를, 전차 모델[Fig. 2(c)]에는 30 mm 두께의 열전반도체를 가지는 열전냉각소자를 설치하였다. 열전반도체의 열전물성치는 아래와 같으며 p-type과 n-type 모두 같은 크기의 Bi-Te 계열 열전반도체 물성치를 대입하였다.

열-전기 해석은 상용 수치해석 소프트웨어인 ANSYS 15.0.0을 사용하여 진행되었다. Mesh의 크기는 기본적으로 2 mm로 설정하였다. 다만 열전소자의 전극과 기판과 같은 부분은 두께가 얇으면서도 열전소자의 냉각 성능에 중요한 영향을 미치기 때문에 열 흐름 방향과 평행한 방향으로 6개의 Mesh Division을 가지도록 설정하였다.

3. 결 과

항공기와 전차의 각각의 모델에 대한 ANSYS

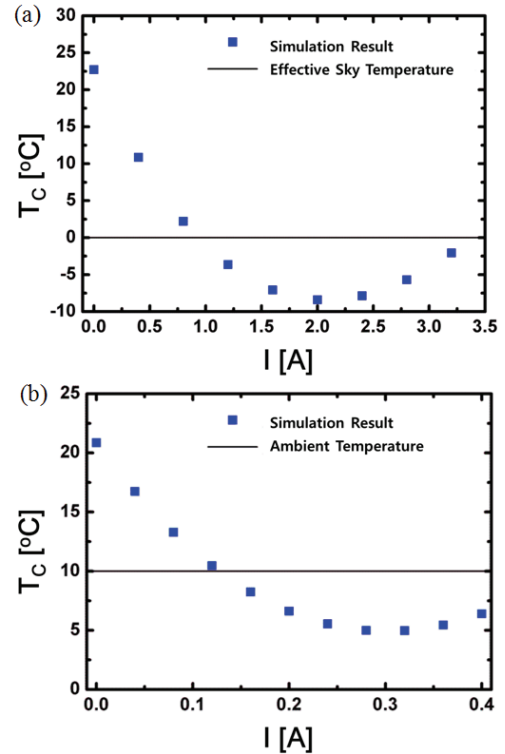


Fig. 3 Simulation results for surface temperatures along various driving currents and ambient temperatures for (a) aircraft and (b) tank

수치해석 결과는 Fig. 3에 나타나 있다.

두 경우 모두 열전소자에 인가되는 전류를 증가시킬수록 냉각 성능이 높아져 항공기와 전차의 표면 온도가 낮아짐을 확인할 수 있다. 인가 전류가 매우 높아지게 되면 열전냉각소자의 Joule Heating이 우세하게 되어 냉각 성능이 오히려 감소하게 되며 이에 따라 최고의 냉각 성능을 가지게 하는 최적의 인가 전류가 존재함을 확인할 수 있다. 항공기와 전차에 적용된 열전냉각소자의 최적 인가 전류는 각각 약 2.0 A와 약 0.32 A이다. 주어진 열전냉각소자로 항공기의 경우 하늘 배경 복사에 관계하는 273K의 Effective Sky Temperature⁽¹⁶⁾와, 전차의 경우 외기 온도인 10°C와 동일하게 표면의 온도를 Active하게 냉각할 수 있음을 확인하였다.

이에 따라 각각의 고온 표면에서 발생하는 적외선 방사량에 대해 외기 환경에서 발생하는 적외선 방사량에 대비한 Contrast를 계산해보면 Fig. 4와 같다. C_{Rad} 는 외부 환경에서 발생하는 방사 에너지 대비 고온 표면에서 발생하는 방사 에너지로 다음과 같이 정의된다[식 (5)].

$$C_{Rad} \equiv \frac{\epsilon_c T_c^4}{\epsilon_\infty T_\infty^4} \text{ or } \frac{\epsilon_c T_c^4}{\epsilon_\infty T_{sky}^4} \quad (5)$$

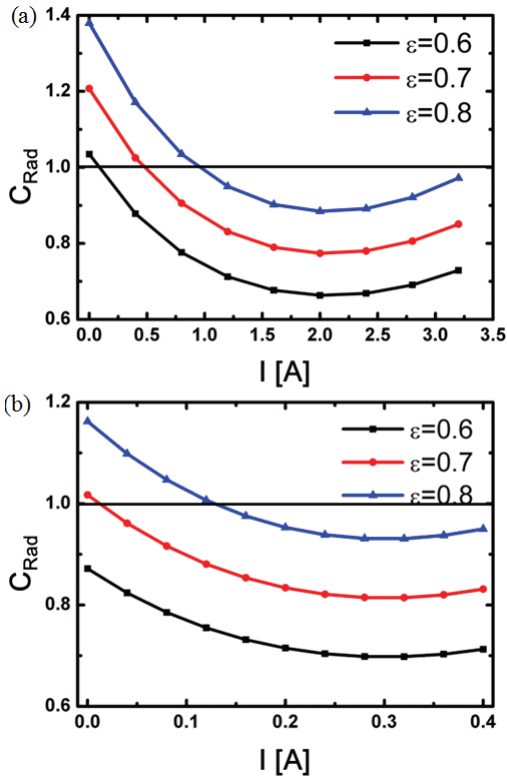


Fig. 4 Surface radiation contrasts for (a) aircraft and (b) tank to ambient radiations with 0.8 of emissivity

고온 표면의 Emissivity, ϵ_c 는 0.6, 0.7, 그리고 0.8로, 그리고 외부 환경의 Emissivity, ϵ_∞ 는 0.8⁽¹⁷⁾로 설정하였으며 적외선 방사량은 단순히 절대 온도의 4승에 비례한다는 Gray Model을 사용하였으며 Media가 방사 에너지를 흡수하지 않는 Non-participating Layer를 상정하였다. 항공기의 경우는 외기 온도 대신 273K의 Effective Sky Temperature⁽¹⁶⁾를 사용하여 지상 관측 시 방사량 대비를 나타낼 수 있다.

본 결과에 따르면 주어진 열전냉각소자를 이용하여 고온 표면을 냉각할 때에는 표면의 Emissivity를 적절하게 선택할 필요가 있다. 표면의 Emissivity가 매우 낮다면 외부 환경에 대비해 오히려 적외선 방사량이 낮아지게 되어 적외선 스텔스 기능에 역효과를 일으키게 된다. 본 연구의 항공기 모델과 전차 모델의 경우 표면의 Emissivity를 각각 0.6~0.8, 그리고 0.7~0.8 정도로 설계해야 방사량 비율 $C_{rad}=1$ 의 조건을 만족하게 되어 열전냉각소자의 구동 시 적외선 스텔스 효과를 가질 수 있다.

열전냉각소자의 대면적 냉각 효과를 알아보기 위해 넓은 면적의 표면의 일부분의 영역을 차지하고 있는 열전소자를 설치하고 온도 분포를 계산하

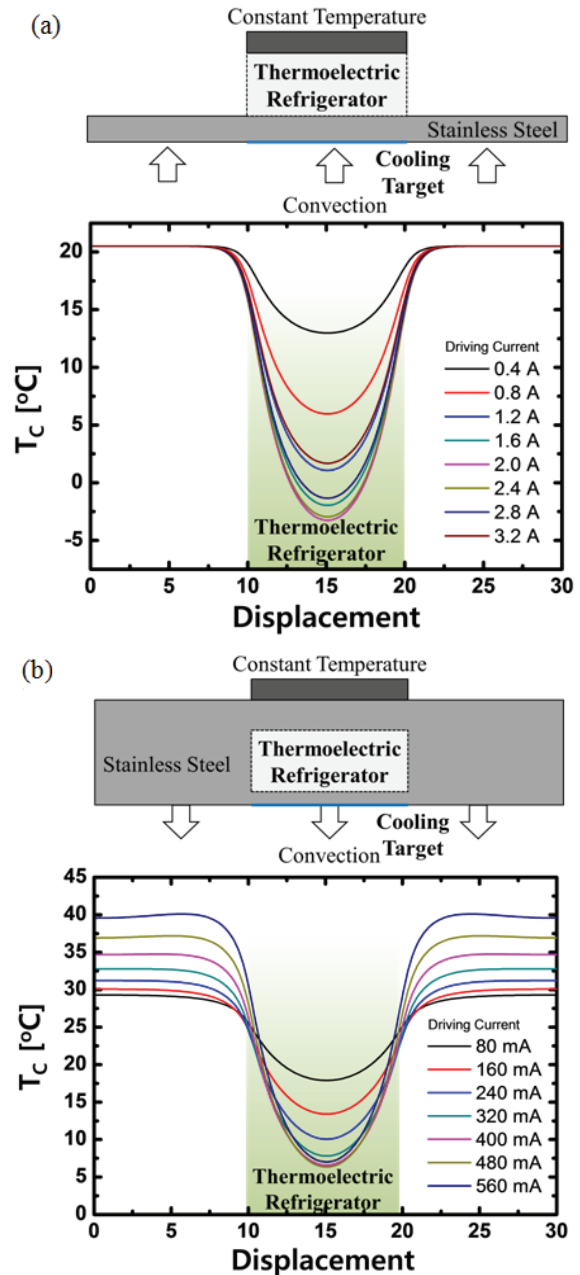


Fig. 5 Temperature distributions along surface with various driving current for (a) aircraft and (b) tank

였다. 열전소자가 설치된 가로 10 cm의 면적의 양 옆에 표면에 해당하는 형상을 10 cm씩 추가로 부착하여 총 30 cm의 길이에 해당하는 면적의 온도 분포를 계산하였다(Fig. 5).

항공기 모델[Fig. 5(a)]의 경우 전차 모델[Fig. 5(b)]에 비해 열전냉각소자가 설치되지 않은 표면의 온도가 열전냉각소자가 냉각하는 정도에 크게 의존하지 않는 것을 볼 수 있다. 이는 항공기의 공력가열에 의한 높은 Convection Coefficient에 의해

열평형 상태를 이루려는 정도가 매우 크기 때문이다. 전차 모델에서는 열전소자가 고온 표면에서 열을 흡수하고 이를 열전소자가 설치되지 않은 면으로 다시 방출하기 때문에 냉각 성능이 우수할수록 오히려 주변의 표면 온도는 더욱 증가함을 확인할 수 있다. 두 경우에서 보듯이 열전냉각소자를 이용해 고온의 표면을 냉각하여 적외선 스텔스를 구현하기 위해서는 발열이 일어나는 대부분의 면적에 열전냉각소자를 설치해야 함을 의미한다.

4. 결 론

본 연구에서는 항공기나 전차와 같은 군용차량의 적외선 스텔스를 구현하는 방법 중의 하나로서 열전냉각소자를 이용해 군용차량의 표면의 온도를 능동적으로 냉각하여 적외선 방사량을 줄일 수 있음을 증명하였다. 군용차량의 고온 표면을 구현하기 위한 열적 환경을 가정하고 열전소자를 설치하여 냉각을 수행하였을 때 표면의 온도가 냉각되는 것을 ANSYS 수치해석 소프트웨어를 이용하여 계산하였다. 이를 바탕으로 군용차량의 표면의 방사율을 적절하게 선택하게 되면 외부 환경에서 발생하는 적외선 방사량과 동일한 크기의 표면 적외선 방사량을 가지게 되어 적외선 스텔스가 가능하다는 것을 확인하였다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방 피탐지 감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

(References)

- (1) Mahulikar, S. P., Sonawane, H. R. and Arvind Rao, G., 2007, "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 43, No. 7-8, pp. 218~245.
- (2) Hale, J. S. and Woollam, J. A., 1999, "Prospects for IR Emissivity Control using Electrochromic Structures," *Thin Solid Films*, Vol. 339, No. 1-2, pp. 174~180.
- (3) Spector, S. J., Astolfi, D. K., Doran, S. P. and Lyszczarz, T. M., 2001, "Infrared Frequency Selective Surfaces Fabricated Using Optical Lithography and Phase-shift Masks," *Journal of Vacuum Science & Technology B*, Vol. 19, No. 6, pp. 2757~2760.
- (4) Wu, G. and Yu, D., 2013, "Preparation and Characterization of a New Low Infrared-emissivity Coating Based on Modified Aluminum," *Progress in Organic Coatings*, Vol. 76, No. 1, pp. 107~112.
- (5) Kim, D., Han, K., Choi, J., Kim, T. and Ahn, J., 2014, "Effect on IR Camouflage Patterns for Object Surface Against Background Conditions," *J. of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Conference Fall 2014*, pp. 1099~1102.
- (6) Disalvo, F. J., 1999, "Thermoelectric Cooling and Power Generation," *Science*, Vol. 285, No. 5428, pp. 703~706.
- (7) Bell, L. E., 2008, "Cooling, Heating, Generating Power, and Recovering Waste Heat Thermoelectric Systems," *Science*, Vol. 321, No. 5895, pp. 1457~1461.
- (8) Liu, D., Zhao, F. Y., Yang, H. X. and Tang, G. F., 2015, "Thermoelectric Mini Cooler Coupled with Micro Thermosiphon for CPU Cooling System," *Energy*, Vol. 83, No. 1, pp. 29~36.
- (9) Mansour, K., Qiu, Y., Hill, C. J., Soibel, A. and Yang, R. Q., 2006, "Mid-infrared Interband Cascade Lasers at Thermoelectric Cooler Temperatures," *Electronics Letters*, Vol. 42, No. 18, pp. 1034~1036.
- (10) Choi, H. S., Yun, S. and Whang, K. I., 2007, "Development of a Temperature-controlled Car-seat System Utilizing Thermoelectric Device," *Applied Thermal Engineering*, Vol. 27, pp. 2841~2849.
- (11) Miranda, A. G., Chen, T. S. and Hong, C. W., 2013, "Feasibility Study of a Green Energy Powered Thermoelectric Chip Based Air Conditioner for Electric Vehicles," *Energy*, Vol. 59, pp. 633~641.
- (12) Landau, L. D. and Lifshitz, E. M., 1960, *Electrodynamics of continuous media*, Pergamon Press, Oxford, UK, pp. 104~110.
- (13) Rowe, D. M. and Gao, M., 1998, "Evaluation of Thermoelectric Modules for Power Generation," *Journal of Power Sources*, Vol. 73, No. 2, pp. 193~198.
- (14) Kays, W., Crawford, M. and Weigand, B., 2005, *Convective Heat and Mass Transfer*, McGraw-Hill, New York, pp. 229~280.
- (15) Hedin, A. E., 1991, "Extension of the MSIS Thermospheric Model into the Middle and Lower Atmosphere," *Journal of Geophysical Research*, Vol. 96, No. A2, pp. 1159~1172.
- (16) Haddad, O. M., Al-Nimr, M.A. and Maqableh, A., 2000, "Enhanced Solar Still Performance using a Radiative Cooling System," *Renewable Energy*, Vol. 21, pp. 459~469.
- (17) Tang, R., Etzion, Y. and Meir, I. A., 2004, "Estimates of Clear Night Sky Emissivity in the Negev Highlands, Israel," *Energy Conversion and Management*, Vol. 45, No. 11~12, pp. 1831~1843.