

고도 변화에 따른 전투기 적외선 신호 최소 조건 분석

남 주 영¹·장 인 중¹·이 용 우¹·김 지 현²·조 형 희^{3†}

¹연세대학교 기계공학과 대학원생, ²국방과학연구소 책임연구원, ³연세대학교 기계공학과 교수

Effect of Flight Altitude on Minimal Infrared Signature of Combat Aircraft

Juyeong Nam¹, Injoong Chang¹, Yongwoo Lee¹, Jihyun Kim² and Hyung Hee Cho^{3†}

¹Graduate Student, Department of Mechanical Engineering, Yonsei Univ., Seoul, 03722, Korea

²Senior Researcher, Agency for Defense Development, Daejeon, 34186, Korea

³Professor, Department of Mechanical Engineering, Yonsei Univ., Seoul, 03722, Korea

Abstract

Owing to the rapid development of infrared guided weapon systems, the threat to aircraft survivability is constantly increasing, and research on infrared stealth technologies are being conducted to ensure aircraft survival. In this study, we analyze the minimum infrared signature of an aircraft according to its flight altitude by considering the characteristics of infrared guided missiles, which detect the contrast signature between the aircraft and background. We conducted computational fluid dynamics simulations for the convective coefficient, and heat transfer simulations were performed considering convection, conduction, and radiation for flight conditions. Thus, we obtained the surface temperature distribution of the aircraft and analyzed the aircraft infrared signature based on the flow characteristics around it. Furthermore, the optimum emissivity for the minimum infrared signature was derived, and the effect of the infrared signature was analyzed when this optimum emissivity was applied to the fuselage surface for each flight condition.

Keywords : aircraft infrared signature, surface emissivity, contrast radiant intensity, numerical simulation

1. 서론

현대 전장에서 공군 전력은 적군에 탐지되지 않고 적군 주요 시설에 침투 후 이를 타격하는 역할을 수행한다. 이를 효율적으로 수행하기 위해서는 항공기의 스텔스 성능이 요구되며, 항공기 동체에 의한 전자기적 특성을 이용하는 레이더와 적외선 신호 유도 방식 미사일은 항공기의 탐지 및 요격에 필요한 주요 기술로 연구되고 있다. 레이더 유도 미사일의 경우, 탐지기에서 발생시킨 전자기파가 타겟 항공기에 반사되어 되돌아오는 전자기파를 탐지하는 방식이므로 타겟 항공기에서 탐지되고 있다는 사실을 인지할 수 있다. 그러나 적외선 유도 미사일의 경우, 타겟 항공기 표면에서 방사되는 적외선 파장대역의 신호를 탐지하기 때문에 타겟 항공기에서 미사일에 의해 탐지되고 있다는 사실을 인지하기 어렵고, 인지하더라도 이를 회피할 수 있는 시간이 비교적 부족하다. 따라서 항공기 발열부

의 적외선 신호를 이용하여 탐지 및 요격하는 적외선 미사일은 항공기의 생존성에 큰 위협으로 인식되고 있다(Rao and Mahulikar, 2001; 2002; 2005). 또한, 최근 광학 소자의 발달로 고온부에서 발생하는 근적외선 대역(MWIR, 3-5 μ m)의 신호뿐만 아니라 항공기 표면에서 발생하는 대역(LWIR, 8-12 μ m)의 신호를 탐지하여 요격할 수 있게 되었다(Sonawane and Mahulikar, 2011; 2013; Baranwal and Mahulikar, 2019). 이에 Kim 등(2016)은 항공기의 열유동 특성을 기반으로 적외선 신호를 분석하여 근적외선, 장파장대역의 생존성 관련 연구를 수행했고, Sonawane와 Mahulikar (2009)는 태양 복사, 대기 복사, 지구 복사 등 항공기의 배경 조건을 고려한 항공기 적외선 신호를 분석하였으며, Bae 등(2016)은 계절에 따른 배경 신호의 변화를 고려한 항공기의 적외선 신호 특성을 분석하였다.

본 연구에서는 항공기의 비행 조건을 고려하여 3차원 열전달 해석을 통해 항공기 표면 온도를 도출하고, 이를 바탕으로

[†]Corresponding author:

Tel: +82-2-2123-7227; E-mail: hhcho@yonsei.ac.kr

Received September 24 2020; Revised November 12 2020;

Accepted November 13 2020

© 2020 by Computational Structural Engineering Institute of Korea

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

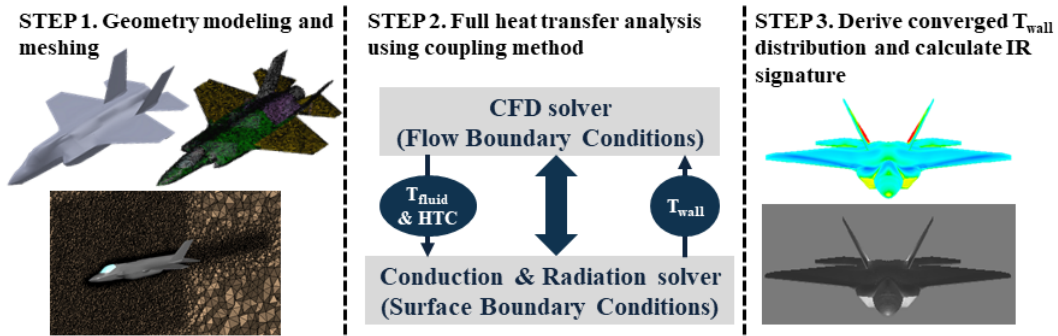


Fig. 1 Coupling simulation method for aircraft infrared signature prediction

비행 조건 변화에 따른 항공기 적외선 신호를 분석하였다. 또한, 적외선 유도 미사일은 배경 대비 타겟의 적외선 신호를 탐지하므로 비행 조건에 따라 항공기가 최적 적외선 신호를 갖기 위한 표면 방사율을 도출하였다.

2. 본 론

이 장에서는 본 연구에서 사용한 수치해석 방법과 비행 조건에 따른 항공기 적외선 신호 분석을 위한 변수 선정 및 경계 조건에 대해 설명하였고, 도출된 항공기 적외선 신호 평가 방법에 대해 제시하였다.

2.1 수치해석 방법 및 경계 조건

Fig. 1은 항공기 비행 조건에 따른 항공기의 적외선 신호를 분석하기 위한 수치해석 과정을 나타낸다. 해석하고자 하는 형상인 5세대 전투기의 형상을 Fig. 1의 STEP 1과 같이 모델링하고, 유동 해석을 위해 1700만개의 체적 격자를 형성하였으며, 전도 및 복사 해석을 위해 21만개의 표면 격자를 형성하였다. 상용 솔버인 ANSYS Fluent 17.2(ANSYS, Inc., 2015)의 $k-\omega$ SST 난류 모델을 이용하여 3차원 유동 및 열해석을 수행하였으며, 초음속 유동장에서 충격파-경계층 상호 작용에 의한 열 전달 실험과 유동 해석에 대한 검증을 Fig. 2에 나타내었다(Lee *et al.*, 1994). 이는 본 연구에서의 난류 모델이 초음속 조건에서의 충격파-경계층 상호 작용을 충분히 예측함을 나타낸다. 해석 결과로 얻어지는 대류 열전달 계수와 벽근처 유동 온도 T_{fluid} 를 격자의 front 면의 경계 조건으로 사용하고, 격자의 back 면의 경계 조건은 단열로 설정하여 전도 및 복사 열전달 해석을 수행한다. 상용 솔버인 TAIThermIR 13.0(ThermoAnalytics, Inc., 2019)를 통해 Table 1에 제시된 열전도도와 벽 두께를 이용하여 전도 열전달을 해석하며, 격자의 view factor, 표면 방사율, 대기조건 등을 이용하여 표면 대 표면(surface to surface) 복사 열전달 해석을 수행한다. 이를 통해 얻어지는 벽 온도를 다시 Fluent의 경

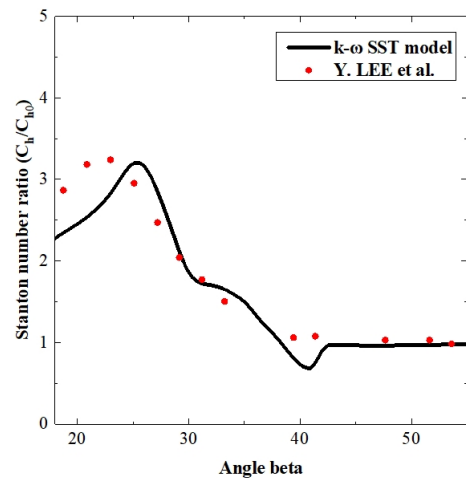


Fig. 2 Validation for CFD numerical simulation(Lee *et al.*, 1994)

Table 1 Material properties and boundary conditions for conduction and radiation analysis

	Canopy	Fuselage walls
Material	Glass ($k=1.17W/m\cdot K$)	Alloy-2024 ($k=177W/m\cdot K$)
Surface condition	Glass ($\epsilon_{avg}\sim 0.1$)	Gray paint ($\epsilon_{avg}\sim 0.9$)
Thickness	5mm	5mm
Location / Season	Seoul(N37.33 W126.47 Time zone -9hr) / Winter	
Sensor parameter	FOV : $2^{\circ}\times 2^{\circ}$, Pixel : 480×480 , Range : 1km	

계 조건으로 사용하여 3차원 열전달 해석을 수행하였다(Kim *et al.*, 2016; Bae *et al.*, 2016). 위의 방법을 3~4회 반복하여 수렴된 항공기 표면 온도를 도출하였으며, 항공기의 표면 온도와 물성, 대기조건 등을 고려하여 적외선 방사 신호를 계산한다.

비행 조건에 따른 항공기 최적 적외선 신호를 분석하기 위해 비행 마하수(Ma)와 비행 고도(H) 두 가지 변수에 대해 케이스를 분류하였다. Table 2는 각 케이스에 대한 비행 조건 및 유동 해석을 위한 경계 조건을 나타낸 표이다. 비행 마하수의 영향을 분석하기 위해 case 1과 2를 고도 5000m에서 각각 마하수

Table 2 Case classification and flow boundary conditions

CASE	Ma	H(m)	Position	Ps(kPa)	Ts(K)	Tt(K)
1	0.9	5000	Free stream	54.0	256	297
			Nozzle outlet	74.7	627	920
2	1.5	5000	Free stream	54.0	256	371
			Nozzle outlet	38.0	1349	2500
3	1.5	10000	Free stream	26.4	223	324
			Nozzle outlet	25.4	1354	2500
4	1.5	15000	Free stream	12.0	217	314
			Nozzle outlet	12.1	1358	2500

0.9, 1.5로 비행하도록 freestream 경계 조건을 설정하였으며, 비행 고도의 영향을 분석하기 위해 case 2, 3, 4를 각각 고도 5000m, 10000m, 15000m에서 마하수 1.5로 비행하도록 freestream 경계 조건을 설정하였다. 또한, 엔진에서 연소 후 노즐로 배출되는 고온 유동을 모델링하기 위해 상용 솔버 GasTurb 12.0 (Gasturb GmbH, 2015)을 이용하여 항공기용 엔진 노즐 출구에서의 유동 조건을 도출하였다. 항공기가 마하수 0.9로 비행하는 case1의 경우 후연소기가 작동하지 않으며, 마하수 1.5로 비행하는 case 2, 3, 4의 경우 후연소기를 작동시킨다고 가정한다.

2.2 항공기 적외선 신호 분석 방법

항공기의 적외선 신호는 배경과의 대비 신호에 의해 영향을 받으므로 신호 특성을 분석하기 위해 Bidirectional reflectance distribution function(BRDF) 기법을 통해 탐지기의 탐지 각도별 적외선 이미지를 도출한다. 본 연구에서 가정된 항공기의 위치 정보와 탐지기의 광학 특성은 Table 1에 제시하였으며, 탐지기의 위치는 항공기를 측면을 바라볼 때를 탐지각(elevation angle) 0°로 하여 정하방에서 바라보는 탐지각 -90°부터 정상방에서 바라보는 탐지각 90°까지 5° 간격으로 적외선 신호를 분석하였다. 탐지 각도별 적외선 이미지로부터 항공기와 배경의 확산 방사 강도와 항공기의 면적을 이용하여, 다음 식을 통해 배경과의 대비 복사 신호(Contrast radiance intensity, CRI)를 계산한다.

$$CRI[W/sr] = (I_{aircraft} - I_{background}) \times A_{aircraft} \quad (1)$$

식 (1)에서 I 는 확산 방사 강도이며, A 는 표면적이다. 하첨자 aircraft는 항공기, background는 배경을 의미한다.

3. 해석 결과 및 고찰

3.1 항공기 표면 온도 및 적외선 신호 특성

Fig. 3은 항공기 주변의 유동 특성을 분석하기 위한 마하수

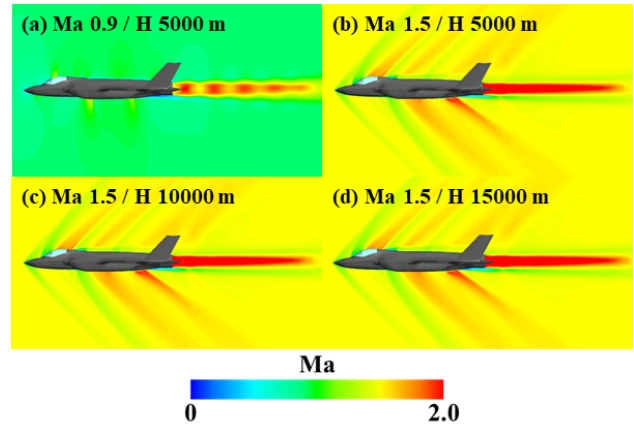


Fig. 3 Mach number distributions (a) Case 1(Ma 0.9,H 5000m), (b) Case 2(Ma 1.5,H 5000m), (c) Case 3(Ma 1.5,H 10000m) and (d) Case 4(Ma 1.5,H 15000m)

분포를 Fig. 4는 항공기 동체 표면 온도 분포를 나타낸다. 항공기가 고속으로 비행할 때 점성 소산에 의해 공력 가열이 발생하며, 이로 인해 동체 표면 온도가 상승한다. 유동장에서 단열 벽 온도는 다음 식과 같이 정의될 수 있다.

$$T_{aw} = T_{\infty} + \gamma \frac{U_{\infty}^2}{2c_p} \quad (2)$$

식 (2)에서 T_{aw} 는 단열 벽 온도, T_{∞} 는 freestream의 정온도, γ 는 회복 계수, U_{∞} 는 freestream의 속도, c_p 는 정압 비열을 의미한다. 식 (2)로부터 점성 소산에 의해 고속으로 비행하는 항공기의 벽 온도는 freestream 온도보다 상승함을 알 수 있다. 식 (2)의 회복 계수 γ 는 동체 형상에 의해 결정되며, 노즈, 흡기구 립(lip), 주익, 미익의 선단부와 같이 항공기 진행 방향과 수직인 면에서의 회복 계수는 거의 1에 가까우므로 진행 방향과 평행한 면에서보다 온도 회복이 크다. 또한, 동일한 마하수이더라도 비행 고도 상승에 따라 식 (2)의 freestream 속도 U_{∞} 가 감소하므로 동일 마하수에서 고도가 낮을수록 온도 회복이 크다. 항공기가 초음속으로 비행하는 case 2, 3, 4의 경우, Fig. 3에서 항공기의 노즈, 흡기구, 주익, 미익 등 동체 형상에 의해 충격파가 형성됨을 확인할 수 있는데, 충격파를 통과하면 유동의 밀도, 온도, 압력, 엔트로피, 속도 등의 물리량이 불연속적으로 변화하는 특성을 가지며, 이로 인해 동체 표면에서 압력 및 온도의 급격한 변화가 발생한다(Cha et al., 2014). 또한, 후방에서는 엔진에서 연소된 후 배기되는 고온의 가스로 인해 노즐 내벽과 고온 가스에 영향을 받는 수평 미익 등의 후방 동체 표면 온도가 상승한다. 위와 같은 원인들로 인해 항공기의 비행 조건에 따라 동체 표면 온도 특성이 달라진다.

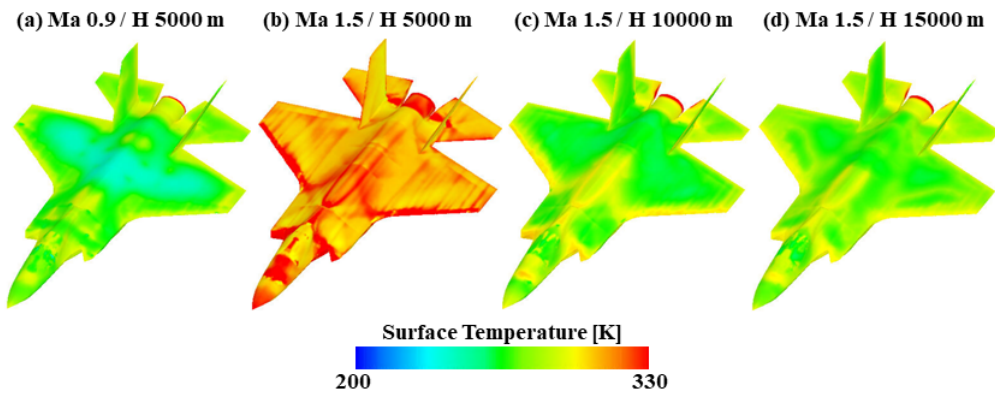


Fig. 4 Surface temperature distributions (a) Case 1(Ma 0.9,H 5000m), (b) Case 2(Ma 1.5,H 5000m), (c) Case 3(Ma 1.5,H 10000m) and (d) Case 4(Ma 1.5,H 1500m)

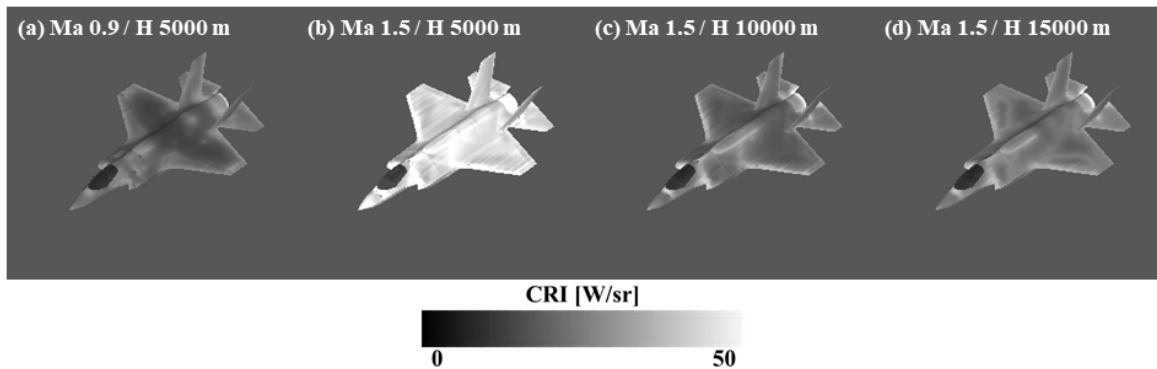


Fig. 5 LWIR BRDF images for each flight condition with gray painted surface (a) Case 1(Ma 0.9, H 5000m), (b) Case 2(Ma 1.5, H 5000m), (c) Case 3(Ma 1.5, H 10000m) and (d) Case 4(Ma 1.5, H 15000m)

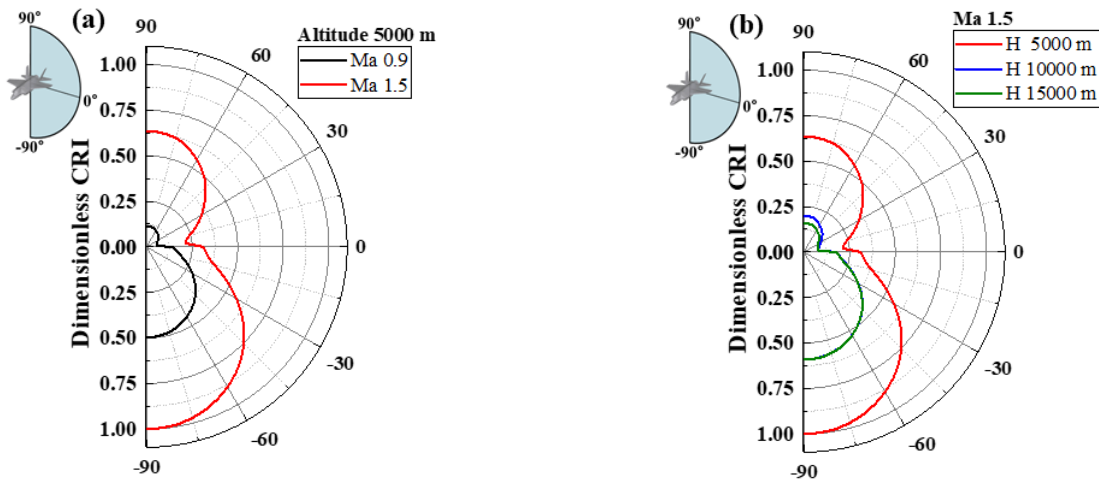


Fig. 6 Dimensionless CRI as function of detection angle in LWIR bands (a) with respect to Mach number(H 5000m) and (b) with respect to altitude(Ma 1.5)

Fig. 5는 지상 배경일 때의 항공기의 장파장 대역(8-12 μ m)의 적외선 이미지를 나타낸다. 적외선 이미지는 항공기의 표면 온도 분포와 표면 방사율, 대기조건 등을 고려하여 탐지각 별로 도출이 가능하다. 단열 벽 온도를 나타내는 식 (2)에서 공

력 가열에 의해 가열된 동체 표면이 적외선 이미지에서도 높은 복사 강도를 가진다. 반면, Fig. 4에서 캐노피와 동체의 표면 온도는 유사한 수준이지만, Table 1에서 제시한 캐노피와 동체 표면의 방사율 차이로 인해 Fig. 5에서 캐노피와 동체의 적외선

이미지에 차이가 발생한다.

탐지 각도별로 적외선 이미지를 도출하여 항공기와 배경의 확산 방사 강도와 항공기의 면적을 이용하여, 식 (1)을 통해 배경 대비 복사 강도를 계산할 수 있다. Fig. 6은 이때 표면이 gray paint인 case 2의 탐지각 -90°에서의 CRI를 1로 치환하여, 각 비행 조건에 따라 탐지각 -90°에서 90°까지 CRI를 무차원화하여 나타낸 그래프이다. 식 (1)에서 볼 수 있듯이, CRI는 탐지 각도에서 보이는 항공기의 표면적에 비례하므로 표면적이 큰 상방과 하방에서 큰 CRI를 가진다. 탐지각 -90°에서는 동체와 하늘 배경 간의 대비 신호를 계산하고, 탐지각 90°에서는 동체와 땅 배경 간의 대비 신호를 계산한다. 해석 조건인 겨울 하늘 배경의 복사 강도는 4.83W/sr이고, 땅 배경의 복사 강도는 17.24 W/sr이다. 따라서 배경 대비 복사 신호는 하늘 배경에서 더 크게 계산된다.

Fig. 4(a), (b)에서 볼 수 있듯이, 비행 마하수가 증가함에 따라 동체에 발생하는 공력 가열로 인한 동체 표면 온도가 크게 증가하기 때문에 Fig. 6(a)에서 무차원화된 CRI가 증가하는 경향을 보인다. 또한, Fig. 4(b), (c), (d)에서 볼 수 있듯이 비행 고도가 증가함에 따라 외기 온도 T_∞ 가 감소하며, 같은 마하수라 하더라도 공기 밀도 감소에 의해 freestream 속도 U_∞ 가 감소한다. Case 2, 3, 4의 고도 차이가 각각 5 km로 동일하지만, 대기의 밀도가 비선형적으로 변화하므로 case 2와 3 사이에서의 밀도 변화에 따른 freestream 속도 변화가 case 3과 4 사이에서의 밀도 변화에 따른 freestream 속도 변화보다 크다. 따라서 고도 증가에 따라 식 (2)의 T_∞ 가 감소하고 U_∞ 도 감소함에 따라 동체의 공력 가열이 감소하기 때문에 Fig. 6(b)에서 무차원화된 CRI가 감소하는 경향을 보인다.

3.2 항공기 적외선 신호 최소 조건 분석

적외선 유도 미사일은 타겟 항공기와 배경과의 신호 대비인 CRI를 이용하여 타겟을 추적한다. 탐지각이 아래쪽에서 항공기를 바라보는 경우, 배경은 하늘이 되며 하늘의 복사 강도는 고속으로 비행하는 항공기의 복사 강도에 비해 항상 낮다. 그러나 탐지각이 위쪽에서 항공기를 바라보는 경우, 배경이 땅이 되며 땅의 복사 강도는 비행 조건에 따라 항공기의 신호보다 작거나 큰 경우가 발생한다(Bae *et al.*, 2016). 항공기의 신호가 배경보다 작은 경우에는 역대비가 발생하여 탐지기에 탐지될 수 있으며, 항공기의 신호가 배경보다 큰 경우에는 정대비가 발생하여 탐지기에 탐지될 수 있다. 따라서 항공기의 생존성을 향상시키기 위해서는 배경 대비 복사 신호를 최소화하는 최적 적외선 신호에 대한 분석이 필요하다. 3.1 절에서 항공기 주변의 유동 특성을 분석하여 비행 조건에 따라 항공기 동체의

표면 온도와 적외선 신호 특성이 변화함을 확인하였으며, 따라서 배경 대비 복사를 최소화하기 위한 최적 방사율도 비행 조건에 따라 변화한다. 본 연구에서 선정된 비행 조건에 대해서는 항공기의 적외선 신호가 땅 배경 신호보다 크기 때문에 정대비가 발생하므로 최적 방사 신호를 갖기 위해서는 표면 방사율이 gray paint의 방사율($\epsilon_{avg} \sim 0.9$) 보다 낮아야 한다.

항공기의 비행 조건에 따라 배경 대비 신호가 최소가 되는 최적 방사율을 도출하기 위해 Fig. 7에 탐지각 90°일 때 항공기 동체 표면의 방사율을 0.1부터 0.9까지 변화시키며 무차원화된 복사 강도와 배경 대비 복사 강도를 나타내었다. 이 때 표면이 gray paint인 case 2의 탐지각 -90°에서의 CRI를 1로 치환하였다. Fig. 7의 막대 그래프는 각 비행 조건에서의 복사 강도를 의미하며, 방사 신호는 표면 방사율과 온도에 의해 결정되기 때문에 동체 표면 온도 분포는 일정하게 유지하면서 방사율을 증가시키면 방사율에 비례하여 복사 강도는 증가한다. 그러나 표면 방사율이 최적 방사율보다 작아 항공기의 방사 신호가 배경 신호보다 낮아지는 경우 역대비로 인한 배경 대비 복사는

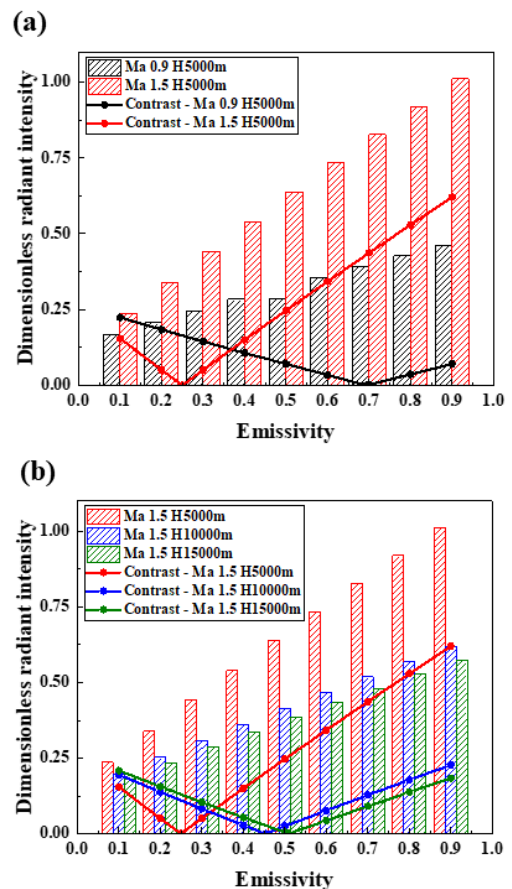


Fig. 7 Dimensionless radiant intensity and contrast radiance intensity in case of ground background(detection angle 90°)
 (a) with respect to mach number at altitude 5000m and
 (b) with respect to altitude at constant Ma 1.5

오히려 증가하며, 이와 유사하게 표면 방사율이 최적 방사율보다 커 항공기의 방사 신호가 배경 신호보다 커지는 경우 정 대비로 인한 배경 대비 복사는 증가한다. 따라서 항공기의 표면 방사율에 따라 배경과의 복사 대비가 최소가 되는 최적 방사율이 존재한다.

고도 5000m에서 마하수 0.9로 비행하는 case 1의 최적 방사율은 0.69이며, 마하수 1.5로 비행하는 case 2의 최적 방사율은 0.25이고, 이때 각각 최소 적외선 신호를 갖는다. Fig. 6(a)에서 볼 수 있듯이 마하수가 증가하면 공력 가열 및 충격파의 영향으로 무차원화된 CRI가 증가하기 때문에 마하수가 클수록 배경과의 대비 신호를 최소화하기 위한 최적 방사율이 감소한다. 마하수 1.5로 고도 5000m에서 비행하는 case 2의 최적 방사율은 0.25, 고도 10000m에서 비행하는 case 3의 최적 방사율은 0.45, 고도 15000m에서 비행하는 case 4의 최적 방사율은 0.51이고, 이때 각각 최적 적외선 신호를 갖는다. Fig. 6(b)에서 볼 수 있듯이 고도가 증가하면 공력 가열로 인한 온도 회복이 감소하기 때문에, 고도가 높을수록 배경과의 대비 신호를 최소화

하기 위한 최적 방사율이 증가한다.

Fig. 8은 비행 조건에 따른 복사 강도와 배경 대비 복사 강도 분석을 통해 도출된 최적 방사율을 동체 표면에 적용했을 때의 적외선 이미지를 나타낸다. 표면이 gray paint일 때의 적외선 이미지를 나타낸 Fig. 5와 표면에 최적 방사율을 적용했을 때의 적외선 이미지를 나타낸 Fig. 8을 비교해 보면, 최적 방사율 적용에 의해 동체와 배경과의 신호 대비가 감소함을 정성적으로 확인할 수 있으며, 공력 가열 및 충격파에 의해 표면 온도가 크게 상승한 case 2에서 최적 방사율 적용의 효과가 가장 큰 것을 알 수 있다.

최적 방사율 적용에 따른 항공기 적외선 신호 저감 효과를 정량적으로 분석하기 위하여 Fig. 9에 표면이 gray paint일 때의 무차원화된 CRI와 각 비행 조건에 따른 최적 방사율을 동체 표면에 적용했을 때의 무차원화된 CRI를 비교한 그래프를 나타냈다. 이 때 표면이 gray paint인 case 2의 탐지각 -90°에서의 CRI를 1로 치환하였다. Fig. 9(a)에서 볼 수 있듯이 탐지각 -90°인 하늘 배경인 경우, case 1에서는 19%, case 2에서는 63%,

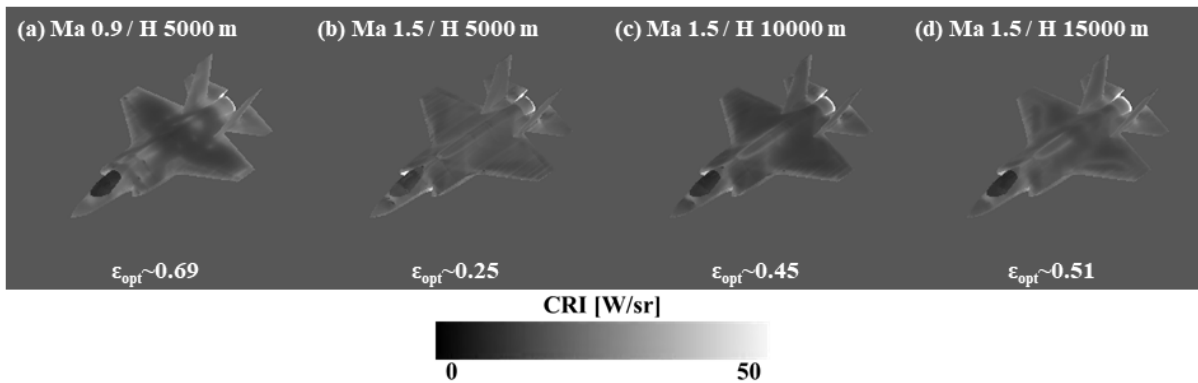


Fig. 8 LWIR BRDF images for each flight condition with applying optimal emissivity (a) Case 1(Ma 0.9, H 5000m), (b) Case 2(Ma 1.5, H 5000m), (c) Case 3(Ma 1.5, H 10000m) and (d) Case 4(Ma 1.5, H 15000m)

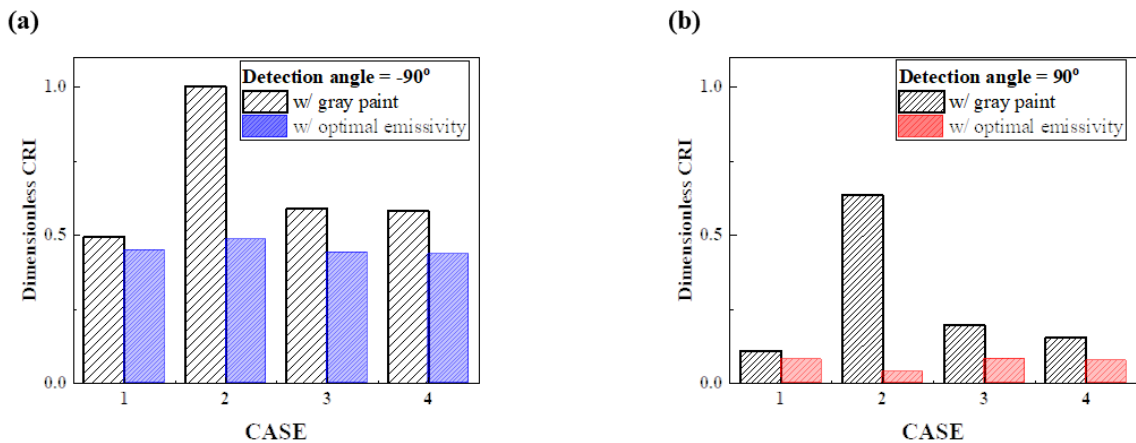


Fig. 9 Comparison of dimensionless contrast radiance in LWIR bands when applying optimal emissivity for each case; (a) detection angle -90° and (b) detection angle 90°

case 3에서는 27%, case 4에서는 30%의 CRI 저감 효과가 있음을 정량적으로 확인할 수 있다. 또한, Fig. 9(b)에서 볼 수 있듯이 탐지각 90°인 땅 배경인 경우, case 1에서는 3%, case 2에서는 60%, case 3에서는 12%, case 4에서는 8%의 CRI 저감 효과가 있음을 정량적으로 확인할 수 있다.

본 연구를 통해 비행 조건에 따라 동체 주변부 유동 특성 변화로 인해 표면 온도 분포 및 적외선 신호 특성이 변화하며, 이로 인해 항공기와 배경 간의 신호 대비를 최소화하기 위한 최적 방사율도 변화함을 알 수 있다. 비행 마하수가 증가할수록 공력 가열 및 충격파에 의해 표면 온도가 상승하므로 최적 방사율이 감소하며, 비행 고도가 낮을수록 공력 가열에 의해 표면 온도가 상승하므로 최적 방사율이 증가한다. 또한, 도출한 최적 방사율을 실제 동체에 적용하여 탐지각 별로 적외선 신호 저감 효과를 정성/정량적으로 분석하였다.

4. 결론

본 연구에서는 비행 조건에 따른 항공기의 최적 적외선 신호를 분석하기 위해 항공기의 비행 조건을 고려하여 3차원 열 전달 해석을 통해 항공기 표면 온도를 도출하고, 이를 바탕으로 항공기 적외선 신호를 분석하였다. 또한, 적외선 유도 미사일이 배경 대비 타겟의 적외선 신호를 탐지하는 특성을 고려하여 항공기가 최적 적외선 신호를 갖기 위한 비행 조건 별 표면 방사율을 도출하였다.

동일 고도에서 비행 마하수가 증가할수록 공력 가열 및 충격파에 의해 동체 표면 온도가 상승하여 배경 대비 신호가 증가하므로 이로 인해 최적 방사율이 감소한다. 또한, 동일 마하수로 비행하는 경우, 비행 고도가 낮을수록 공력 가열에 의해 동체 표면 온도가 상승하여 배경 대비 신호가 증가하므로 이로 인해 최적 방사율이 증가한다.

본 연구 결과는 미래의 적외선 스텔스 기술 적용 시 배경 조건과 항공기의 비행 조건을 복합적으로 고려해야 함을 시사하며, 추후에 표면 방사율과 표면 온도를 동시에 제어한다면 항공기의 적외선 생존성 향상 연구에 기여할 수 있을 것으로 판단된다.

감사의 글

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 항공 피탐지 감소기술 특화연구실 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

ANSYS, Inc. (2015) *ANSYS Fluent Theory Guide 17.2*, ANSYS, Inc., Canonsburg, USA.

Bae, M., Kim, T., Kim, T., Jung, D., Cho, H.H. (2016) Analysis on Infrared Stealth Performance with Emissivity Controlled Aircraft Surface Structure at Various Background, *J. Comput. Struct. Eng. Inst. Korea*, 29(5), pp.455~461.

Baranwal, N., Mahulikar, S.P. (2019) Review of Infrared Signature Suppression Systems using Optical Blocking Method, *Def. Technol.*, 15(3), pp.432~439.

Cha, J., Kim, T., Bae, J-Y., Cho, H.H. (2014) Variation of Supersonic Aircraft Skin Temperature under Different Mach Number and Structure, *J. Korea Inst. Mil. Sci. & Technol.*, 17(4), pp.463~470.

GasTurb GmbH, (2015) *GasTurb 12: Design and Off-Design Performance of Gas Turbines*, GasTurb GmbH, Aachen, Germany.

Kim, T., Lee, H., Bae, J-Y., Kim, T., Cha, J., Jung, D., Cho, H.H. (2016) Susceptibility of Combat Aircraft Modeled as an Anisotropic Source of Infrared Radiation, *IEEE Trans. Aerosp. & Electron. Syst.*, 52(5), pp.2467~2476.

Lee, Y., Settles, G.S., Horstman, C.C. (1994) Heat-Transfer Measurements and Computations of Swept-Shock-Wave Boundary-Layer Interactions, *AIAA Journal*, 32(4), pp.726~734.

Rao, G.A., Mahulikar, S.P. (2001) Effect of Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infrared Signatures, *J. Aircr.*, 42(4), pp.1046~1054.

Rao, G.A., Mahulikar, S.P. (2002) Integrated Review of Stealth Technology and Its Role in Airpower, *Aeronaut. J.*, 106(1066), pp.629~641.

Rao, G.A., Mahulikar, S.P. (2005) New criterion for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles, *Aerosp. Sci. & Technol.*, 9(8), pp.701~712.

Sonawane, H.R., Mahulikar, S.P. (2013) Effect of Missile Turn Rate on Aircraft Susceptibility to Infrared-Guided Missile, *J. Aircr.*, 50(2), pp.663~667.

Sonawane, H.R., Mahulikar, S.P. (2009) Study of Sunshine, Skyshine, and Earthshine for Aircraft Infrared Detection, *J. Optics A-Pure & Appl. Optics*, 11(4), p.045703.

Sonawane, H.R., Mahulikar, S.P. (2011) Tactical Air Warfare: Generic Model for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles, *Aerosp. Sci. & Technol.*, 15(4), pp.249~260.

ThermoAnalytics, Inc. (2019) *TAIthermIR User Manual Version 13.2.0*, ThermoAnalytics, Inc., Calumet, USA.

요 지

적외선 유도 무기 체계의 발달로 항공기의 생존성은 지속적으로 위협받고 있으며, 항공기의 생존성을 향상시키기 위한 적외선 스텔스 기술 관련 연구가 진행되고 있다. 본 논문에서는 적외선 유도 미사일이 항공기와 배경 간의 대비 신호를 탐지하는 것에 주목하여 비행 조건에 따른 항공기의 최적 적외선 신호를 분석하고자 하였다. 이를 위해 항공기의 비행 조건을 고려하여 유동 해석과 대류, 전도, 복사 3차원 열전달 해석을 수행하였고, 동체 표면 온도를 도출하여 항공기 주변 유동 특성을 기반으로 항공기의 적외선 신호를 분석하였다. 더 나아가, 비행 조건 별로 최적 적외선 신호를 갖기 위한 최적 방사율을 도출하였고, 비행 조건 별로 최적 방사율을 동체 표면에 적용했을 때 적외선 신호 저감 효과를 분석하였다.

핵심용어 : 항공기 적외선 신호, 표면 방사율, 배경 대비 복사, 수치해석