

초음속 항공기 전방위 탐지각도에 따른 적외선 피격성 분석

남주영¹⁾ · 장인중¹⁾ · 박경수²⁾ · 조형희^{*,1)}

¹⁾ 연세대학교 기계공학과

²⁾ 국방과학연구소 항공기술연구원

IR Susceptibility of Supersonic Aircraft according to Omni-directional Detection Angle

Juyeong Nam¹⁾ · Injoong Chang¹⁾ · Kyungsu Park²⁾ · Hyung Hee Cho^{*,1)}

¹⁾ Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Korea

²⁾ Aerospace Technology Research Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 27 May 2021 / Revised 9 August 2021 / Accepted 24 September 2021)

Abstract

Infrared guided weapons act as threats that greatly degrade the survivability of combat aircraft. Infrared weapons detect and track the target aircraft by sensing the infrared signature radiated from the aircraft fuselage. Therefore, in this study, we analyzed the infrared signature and susceptibility of supersonic aircraft according to omni-directional detection angle. Through the numerical analysis, we derived the surface temperature distribution of fuselage and omni-directional infrared signature. Then, we calculated the detection range according to detection angle in consideration of IR sensor's parameters. Using in-house code, the lethal range was calculated by considering the relative velocity between aircraft and IR missile. As a result, the elevational susceptibility is larger than the azimuthal susceptibility, and it means that the aircraft can be attacked in wider area at the elevational situation.

Key Words : Supersonic Aircraft(초음속 항공기), IR Signature(적외선 신호), Susceptibility(피격성), Numerical Analysis (수치 해석)

기 호 설 명

CRI : Contrast Radiance Intensity, 배경대비복사

I : Radiance intensity, 복사강도

Target : 타겟 항공기

Background : 배경

A : 적외선 탐지기 화상 투영 면적

θ : Azimuthal detection angle

ϕ : Elevational detection angle

* Corresponding author, E-mail: hhcho@yonsei.ac.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

- R_{LO} : Lock-on range, 탐지 거리
- R_{LE} : Letahl range, 피격/위험 거리
- V_{ac} : 항공기 진행 속도
- S_{ac} : 항공기 크기
- V_m : 미사일 진행 속도
- t_{flight} : 미사일 비행 시간
- $\vec{X}_{rel}, \vec{Y}_{rel}, \vec{Z}_{rel}$: 항공기 미사일 간의 상대 위치
- D_{m-ac} : 항공기 미사일 간의 거리

1. 서론

최근 전투기 요격 기술은 전자 및 통신 기술의 발전으로 고도화 되고 있다. 특히 1990년대까지 격추된 전투기 중 80 % 이상이 적외선 유도무기에 의해 피격되었으며, 이로 인해 적외선 스텔스 기술에 대한 중요성이 대두되고 있다^[1]. 적외선 유도 무기의 경우, 항공기 동체로부터 반사된 신호를 추적하는 레이더 유도무기와는 다르게 항공기 동체로부터 방사되는 적외선 신호를 수신하여 표적을 포착하고 추적한다. 따라서 표적 항공기는 적외선 유도 무기로부터 추적당하고 있다는 정보를 알 수가 없게 되며, 상대적으로 적외선 유도 무기체계에 대응할 시간이 부족하기 때문에 항공기 생존성을 크게 저하하는 요인으로 작용한다. 따라서 적외선 피탐지 저감 기술 개발은 현대전에서 항공기의 생존성을 향상시키기 위해 필수적이다^[2,3].

항공기의 적외선 생존성을 분석하기 위해서는 적외선 신호 특성 분석이 선행되어야 한다. 항공기로부터 방사되는 적외선 신호는 표면 대 표면 복사열전달 방정식에 의해 항공기 표면 방사율과 온도 분포에 의해 결정되며, 방사된 적외선 신호는 대기 투과 창에 의해 5-8 μm 대역의 신호는 대부분 흡수되므로 3-5 μm 대역의 중파장 대역과 8-12 μm 대역의 장파장 대역에서의 적외선 신호만이 적외선 탐지기에 도달할 수 있다^[4]. 또한, 적외선 탐지기에서는 항공기의 방사 신호와 배경의 방사 신호의 차이인 contrast radiance intensity (CRI)를 이용하여 항공기를 탐지한다. 이를 바탕으로 항공기를 점 신호원으로 가정하여 항공기의 적외선 신호 특성을 모델링하려는 연구가 수행되었고^[5], 최근에는 항공기 주변의 열유동 특성을 기반으로 이방성 신호원으로 모델링하려는 시도가 있었다^[6-8]. 이를 기반으로 항공기와 미사일이 동일한 평면 상에 있을 때 둘 사이의 상대 운동을 고려하여 피격성 분석을 수행

한 연구가 다수 존재한다^[5-8].

기존 선행 연구들의 경우, 항공기와 미사일이 동일한 고도 상에 위치하는 azimuthal 탐지 상황에 대해서만 연구가 수행하는 등 다소 제한적인 피격 상황에 대한 연구만이 이루어졌다. 그러나 항공기 주변의 전방위 공간에서의 미사일이 접근하는 상황에서의 피격성 분석은 보고된 바가 없으며, 탐지 각도에 따라 지표, 하늘 배경과 같이 배경 신호의 변화를 고려한 피격성 분석은 수행된 바가 없다. 이에 본 연구에서는 초음속 항공기의 전방위 공간에 대해 탐지 각도에 따라 항공기의 적외선 신호를 도출하고, 피격성 특성 분석을 수행하였다.

2. 본론

본 연구에서는 수치해석을 이용하여 초음속 항공기의 적외선 신호를 도출하고, in-house 코드를 이용하여 피격성 분석을 수행하였다.

2.1 초음속 항공기 적외선 신호 도출

초음속 항공기의 피격성 분석을 위해 항공기의 적외선 신호 도출이 선행되어야 한다. 본 연구에서는 해석하고자 하는 항공기 형상인 단발형 엔진의 5세대 초음속 전투기 형상에 대하여 유동 해석을 위한 체적 격자 1600만개와 전도 및 복사 해석을 위한 표면 격자 26만개를 형성하였다. 초음속 항공기는 고도 5000 m에서 Ma 1.5로 비행하는 조건이다. 상용 솔버인 ANSYS Fluent 17.2의 $k-w$ SST 난류 모델을 이용하여 열유동 해석을 수행하였고, 초음속 열유동 수치해석은 선행 연구인 Nam et al.(2020)에서와 동일하게 검증을 수행하였다^[9]. ANSYS Fluent를 통한 대류 열전달 해석을 통해 얻어지는 열전달 계수와 T_{fluid} 를 상용 솔버인 TAIthermIR 13에서 전도 및 복사 열전달 해석의 경계 조건으로 사용하여 복합 열전달 해석을 수행하였으며^[9], 이를 통해 항공기 동체 표면 온도 분포를 도출할 수 있다.

Fig. 1은 항공기의 피격성 예측을 위한 연구 과정의 개략도를 나타낸다. 복합 열전달 수치해석을 통해 도출된 동체 표면 온도 분포를 TAIthermIR을 이용하여 항공기의 복사 강도를 도출하고, 타겟 항공기의 복사 강도(I_{Target})와 배경의 복사 강도($I_{Background}$)의 차이와 적외선 탐지기의 화상에 타겟이 차지하는 면적

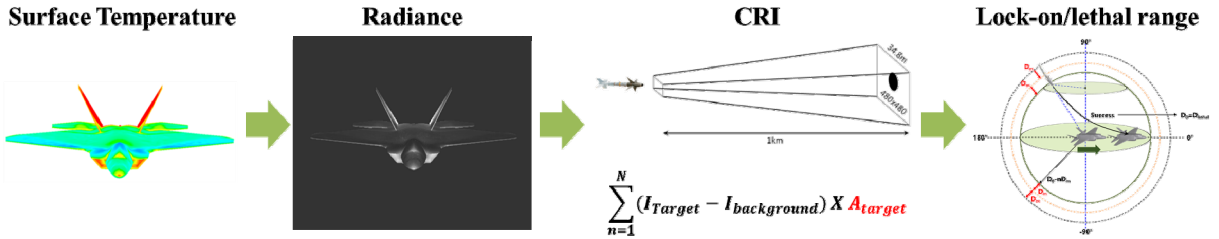


Fig. 1. Research process of IR susceptibility prediction

(A_{Target})을 곱함으로써 CRI를 계산한다. 본 연구에서는 최근 미사일이 표면에서 발생하는 8~12 μm 대역의 신호를 탐지할 수 있다는 것에 초점을 맞추어 해당 대역의 CRI를 계산하였다. 이후 항공기의 탐지각도에 따른 피격성 분석을 위해 적외선 탐지기의 탐지 및 Lock-on 거리를 의미하는 탐지거리(Lock-on range, R_{LO})를 다음과 같은 식을 사용하여 계산한다.

$$R_{LO}^2 = \frac{CRI}{S/N \times NEI} \quad (1)$$

여기서 S/N 은 적외선 탐지기의 signal-to-noise ratio를, NEI 는 noise equivalent intensity를 의미하며, 해당 값은 선행 연구^[6]와 동일하게 설정하였다. Fig. 3은 azimuthal detection 상황에서의 CRI와 식 (1)을 통해 계산한 R_{LO} 를 나타낸 그림이다. 고도 5000 m의 유동장 온도는 255.65 K 이지만, 항공기가 초음속으로 비행하고 있기 때문에 동체 표면에서 공력 가열에 의한 온도 회복이 발생하여 항공기의 표면에서도 공력 가열에 의한 적외선 신호가 발생하며, 연소 가스에 의해 가열된 후방 동체에서는 높은 표면 온도로 인해 큰 적외선 신호를 가지는 것을 확인할 수 있다. 엔진 연소 이후의 연소 가스를 모델링하기 위해 GasTurb v12를 활용하여 터보팬 엔진의 고도 5000 m, Ma 1.5로 비행할 때의 엔진 노즐 출구 조건을 이용하였다^[9]. 항공기 열전달 해석을 통해 얻어진 동체 표면 온도 분포를 바탕으로 서울 상공/겨울/밤에 비행하는 조건이며, TAIthermIR의 MODTRAN 모듈을 이용하여 대기 투과를 고려하였다. 캐노피는 glass이며 캐노피를 제외한 동체는 $k = 177 \text{ W/m}^2\text{K}$ 인 alloy-2024에 평균 방사율이 0.9인 gray paint가 덮힌 상태로 가정하였다^[9]. 탐지 거리는 CRI의 제곱근에 비례하기 때문에 CRI와 유사한 경향을 가지는 것을 알 수 있다. Fig. 2와 같이 전방위에서 탐지각도 별로 CRI와 탐지 거리를 계

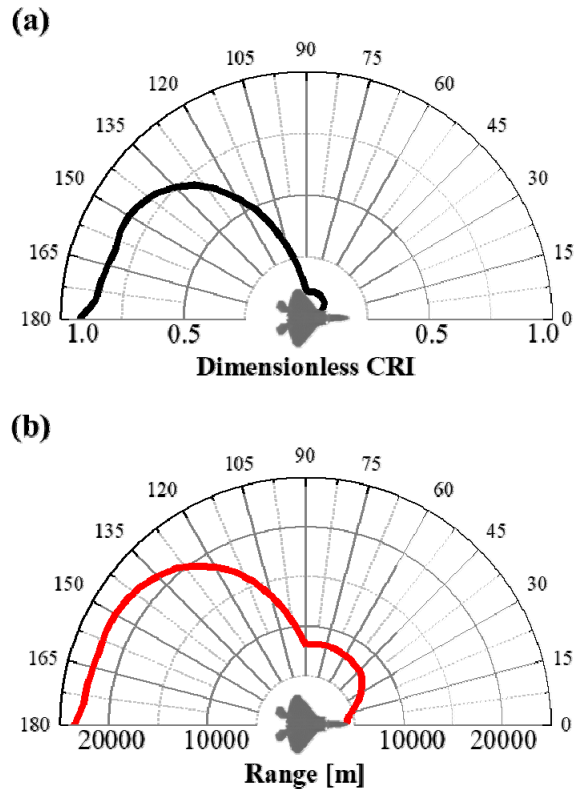


Fig. 2. Azimuthal situation (a) Contrast radiance intensity (b) Lock-on range

산한 이후, MATLAB으로 작성한 in-house 코드를 활용하여 피격/위험 거리를 의미하는 lethal range(R_{LE})를 도출한다.

2.2 In-house 코드를 활용한 피격성 분석

2.1 절을 통해 초음속 항공기의 전방위 적외선 신호를 도출하였고, 이를 바탕으로 전방위 탐지 각도별로 적외선 미사일의 탐지 거리를 도출할 수 있다. Fig. 3

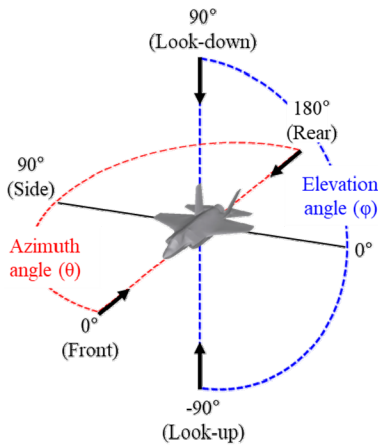


Fig. 3. Definition of omni-directional detection angle

Table 1. Iteration parameters for in-house code

| S_{ac} | t_{flight} | $d\theta$ | dt | dD |
|----------|--------------|-----------|--------|------|
| 15 m | 30 s | 5 deg | 0.05 s | 10 m |

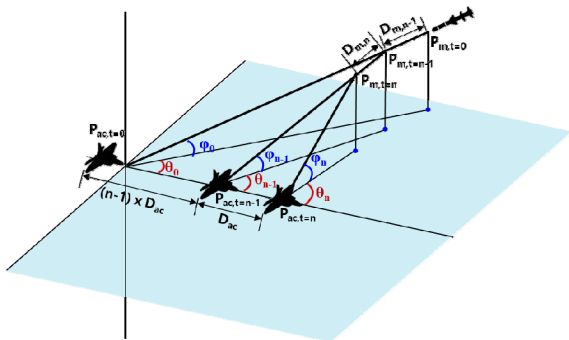


Fig. 4. Schematic of aircraft and missile behavior over time

은 전방위 탐지 각도의 정의를 나타낸 그림으로 3차원 공간의 방위각에 대해 azimuthal detection angle θ 와 elevational detection angle ϕ 로 나타낼 수 있다.

Fig. 4는 피격 거리 계산을 위한 in-house 코드의 계산 방법을 그림으로 나타낸 것이고, Fig. 5는 MATLAB으로 작성한 피격 거리 계산 알고리즘을 나타내며, 피격 거리 iteration에 사용된 파라미터들은 Table 1에 나타내었다. 항공기는 고도 5000 m에서 전방을 향해 480 m/s로 비행하며, 미사일은 727 m/s로 일정 속도를 유지하며 항상 항공기를 향하는 방향으로 진행 방향

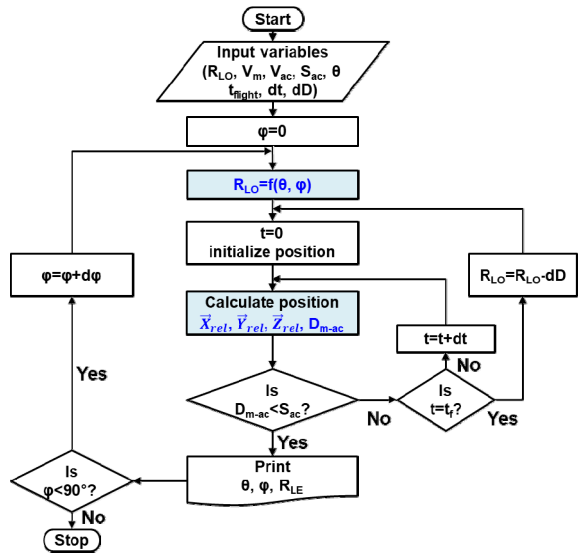


Fig. 5. Algorithm of in-house code for IR susceptibility analysis

을 바꾸며 진행한다고 가정하였다. Kim et al. (2017)을 통해 해당 in-house 코드의 azimuthal detection 상황에 대해 선행연구와 검증을 수행하였다^[10]. 수치해석을 통해 도출된 탐지 거리와 Table 1에 제시된 파라미터들을 코드의 input으로 하여 미사일의 초기 출발 위치를 탐지 각도 및 R_{LO} 를 이용하여 계산한다. 계산 알고리즘은 다음과 같다.

- 1) 탐지 각도(azimuthal angle θ , elevational angle ϕ) 각각에 대해 CRI로부터 R_{LO} 계산
- 2) R_{LO} 를 미사일의 initial position으로 하여 항공기와 미사일의 0.05초 간격으로 상대 위치를 계산하여 비행시간(t_{flight}) 내 피격성 여부 판단($D_{m-ac} < S_{ac}$ 인 경우, 피격 성공이라 판단)
- 3) 피격 실패 시, dD 만큼 initial position을 감소하여 2)의 과정을 반복하여 피격성 여부 판단
- 4) 최초 피격 성공 거리를 피격 거리(lethal range, R_{LE})라 정의
- 5) 전방위 탐지 각도(θ, ϕ) 각각에 대해 피격 거리 계산 수행

이때 항공기와 미사일이 서로 다른 고도에 위치할 수 있는 상황이므로 두 물체 간의 상대위치를 계산하기 위해서 수평 방향의 상대각도(θ_{rel})와 수직 방향의

상대각도(ϕ_{rel})를 매 위치마다 계산하여 미사일의 궤적을 추적할 수 있도록 하였다. 위와 같은 과정을 통해 초음속 항공기의 전방위 탐지각도에 따른 피격성 분석을 위해 피격 거리(R_{LE})를 도출하였다.

3. 결론

본 연구에서는 상용 솔버를 이용한 복합 열전달 해석을 통해 항공기의 동체 표면 온도 분포를 도출하였다. 항공기가 초음속으로 비행함에 따라 충격파가 발

생하고, 충격과 이후 유동이 항공기 동체에서 온도가 회복되면서 공력가열로 인해 최대 320 K까지 동체 표면 온도가 상승한다. 또한, 후방에서는 연소 가스로 인해 노즐 및 후방동체가 1000 K 이상으로 가열된다^[9]. 이를 이용하여 원적외선 대역에서 전방위 탐지각도별 적외선 신호 세기를 도출하였다. 또한, 식 (1)을 이용하여 적외선 탐지기의 탐지 거리를 계산하고, 탐지각도별 탐지거리와 항공기와 미사일 각각의 운동을 고려할 수 있는 in-house 코드를 작성하여 초음속 항공기의 피격 거리를 도출함으로써 피격성을 분석하고자 하였다.

Fig. 6은 azimuthal detection 상황에서 7.7 km의 동일한 거리에서 미사일이 출발했을 때 전방 45도, 후방 135도의 경우 비행기와 미사일의 이동 궤적과 피격 시간을 나타낸 그림이다. 이를 통해 전방에서는 항공기가 전방으로 진행하고 있고, 미사일 역시 전방에서 출발하였기 때문에 서로 접근하는 양상을 가지므로 상대 속도가 커 피격 시간 10.05 초인 반면, 후방에서는 항공기가 미사일을 쫓아오는 양상이기 때문에 상대 속도가 작아 피격 시간 27.60 초로 전방보다 큰 값을 가지는 것을 확인할 수 있다. 동일한 방식으로 전방위 탐지각도별로 항공기와 미사일 각각의 궤적과 피격 시간, 피격 거리를 분석할 수 있다.

Fig. 7(a)는 azimuthal detection 상황에서의 탐지거리와 피격거리를 나타낸 그림이며, Fig. 7(b)는 elevational detection 상황에서의 탐지거리와 피격거리를 전방, 측방, 후방에서 각각 나타낸 그림이다. Azimuthal detection 상황의 경우, 앞서 설명한 바와 같이 전/후방의 상대 속도 차이로 인해 전방에서는 탐지 거리와 피격거리

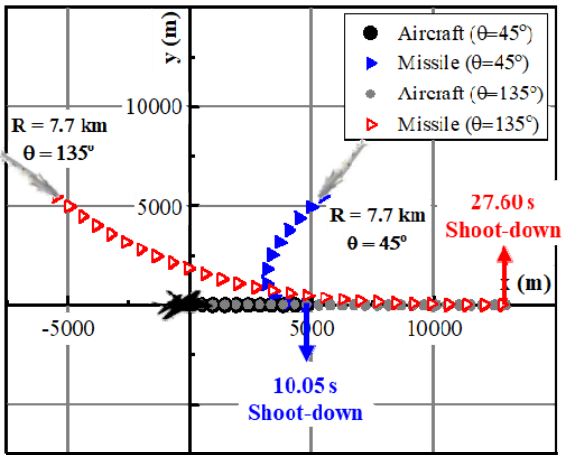


Fig. 6. Trajectory of aircraft and missile in different detection angle ($\theta = 45^\circ, 135^\circ$) and same starting range $R = 7.7$ km

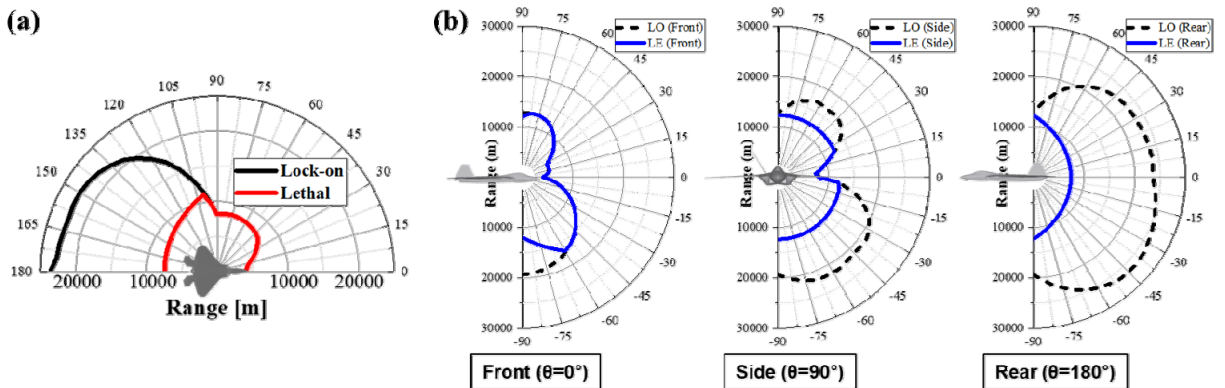


Fig. 7. Lock-on range and lethal range of supersonic aircraft (a) Azimuthal situation (b) Elevational situation

가 거의 유사하지만 후방에서는 탐지거리보다 훨씬 작은 피격 거리를 가지는 특징을 확인할 수 있으며, 특히 $\theta = 100^\circ$ 이상의 후방에서는 피격 거리가 CRI(혹은 탐지 거리) 특성과는 다른 특징을 가지는 것을 통해 신호 세기보다 미사일의 비행 속도가 피격 거리에 더 큰 영향을 미침을 알 수 있다. Elevational detection 상황의 경우, 미사일이 항공기를 탐지하는 시야에 따라 배경 조건이 바뀌는 상황이므로 동일한 조건으로 비행하고 있는 항공기라 하더라도 배경에 따라 CRI 특성이 바뀌기 때문에 Fig. 7(b)의 검은색 파선과 같이

Table 2. Lethal area of each detection situation

| Detection situation | Lethal area (km ²) |
|---|--------------------------------|
| Azimuthal situation ($0^\circ \leq \theta \leq 180^\circ, \phi = 90^\circ$) | 98.8 |
| Elevational situation - front ($\theta = 0^\circ, -90^\circ \leq \phi \leq 90^\circ$) | 203.2 |
| Elevational situation - side ($\theta = 90^\circ, -90^\circ \leq \phi \leq 90^\circ$) | 222.2 |
| Elevational situation - rear ($\theta = 180^\circ, -90^\circ \leq \phi \leq 90^\circ$) | 126.6 |

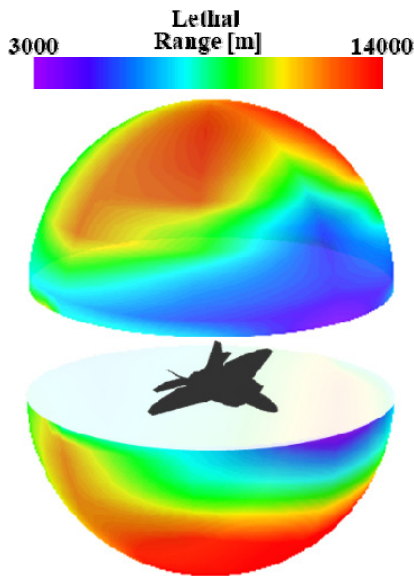


Fig. 8. Lethal range contour of aircraft according to omnidirectional detection angle

탐지 거리 특성이 상방/하방에서 다르게 나타남을 확인할 수 있다. 또한, 전방($\theta = 0^\circ$)에서의 상방/하방의 피격 거리는 대부분의 영역에서 탐지 거리와 유사하지만, 후방($\theta = 180^\circ$)에서는 상방/하방 모두 미사일이 항공기를 쫓아오는 양상으로 상대 속도가 작기 때문에 탐지 거리보다 피격 거리가 훨씬 짧은 특성을 가진다. 또한, 측방($\theta = 90^\circ$)에서는 항공기 후방 동체가 일부 노출되고, 항공기의 투영 면적 역시 전방/후방에 비해 크기 때문에 CRI와 탐지 거리가 큰 것을 확인할 수 있다. 이로 인해 전방보다는 큰 피격 거리를 가지는 것을 확인할 수 있으나, 미사일이 연소 시간 내에 도달하지 못하는 상방 30° 이상, 하방 -10° 이상에서는 후방과 유사하게 탐지 거리보다 짧은 피격 거리를 가지게 된다. 미사일의 접근 속도가 727 m/s로 일정하다고 가정하였기 때문에 상방/하방에서의 피격 거리가 유사한 특징을 가지게 된다.

항공기의 피격성 분석을 위해 전방위 탐지 각도별로 피격 거리에 둘러싸인 넓이인 위험 면적(lethal area)을 계산하면 Table 2와 같다. 기존 많은 선행 연구에서는 항공기와 미사일이 동일한 고도 상에 있는 azimuthal detection 상황에 대해서만 피격성 분석을 수행하였는데, Table 2에서 확인할 수 있듯이 azimuthal detection 상황보다 elevational detection 상황일 때 더 큰 피격 면적을 가지는 것을 확인할 수 있다. 이는 항공기와 미사일이 다른 고도에 위치하는 상황인 elevational detection 상황에서 더 넓은 영역에서 항공기가 피격당할 수 있음을 의미하며, 즉 전방위에서의 탐지각도별 피격성 분석이 항공기의 피격성과 더 나아가 생존성을 분석하는 데에 의미를 가질 수 있음을 의미한다.

Fig. 8은 종합적으로 초음속 전투기의 전방위 탐지각도에 대해서 lethal range를 나타낸 컨투어이다. 항공기의 전방에서는 상방/하방이 모두 큰 위험 거리를 가지게 되어 가장 큰 피격성을 나타내고, 후방에서는 미사일이 비행시간 내에 항공기를 쫓아오는 데에 한계가 있기 때문에 탐지 거리에 비해 짧은 피격 거리를 가진다. 다만, Fig. 8의 최전방에서는 피격 거리가 짧은 것을 확인할 수 있는데, 이는 고온부가 노출되지 않는 최전방의 경우 탐지 거리 자체가 짧기 때문이며, Fig. 7에서 서술한 바와 같이 거리 자체는 짧지만 탐지 거리와 피격 거리가 같은 값을 가지기 때문에 전방에서의 적외선 신호를 줄이는 것이 곧 피격성을 감소시킨다는 의미를 가진다. 따라서 항공기의 적외선

피격성 저감을 통한 생존성 향상을 위해서는 전방위 피격성 특성을 기반으로한 위장 전략 연구가 필요하며, 이를 바탕으로 효과적인 적외선 위장을 위한 위장 설계의 요구도를 파악할 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

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

References

- [1] D. Herskovitz, "Is Seeing Believing? - A bit of old and a Bit of New from Flares to Laseres Infrared Countermeasures are Protecting Aircraft, Big and Small," *Journal of Electronic Defense*, Vol. 21, No. 4, pp. 41-46, 1998.
- [2] A. Rogalski, "History of Infrared Detectors," *Optoelectronics Review*, Vol. 20, No. 3, pp. 279-308, 2012.
- [3] A. Rogalski, "Infrared Detectors: Status and Trends," *Progress in Quantum Electronics*, Vol. 27, No. 2-3, pp. 59-210, 2003.
- [4] R. D. Hudson, "Infrared System Engineering," Wiley, New York, 1969.
- [5] S. P. Mahulikar, S. K. Potnuru and G. A. Rao, "Study of Sunshine, Skyshine, and Earthshine for Aircraft Infrared Detection," *Journal of Optics A: Pure and Applied Optics*, Vol. 11, No. 4, 045903, 2009.
- [6] T. Kim, H. Lee, J-Y. Bae, T. Kim, J. Cha, D. Jung and H. H. Cho, "Susceptibility of Combat Aircraft Modeled as an Anisotropic Source of Infrared Radiation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 52, No. 5, pp. 2467-2476, 2016.
- [7] T. Kim, J. Song, J. Cha, J-Y. Bae, D. Jung and H. H. Cho, "IR Characteristics of an Aircraft in Different Atmospheric/Background Conditions," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 17, No. 4, pp. 456-462, 2014.
- [8] T. Kim, T. Kim, H. Lee, J-Y. Bae, D. Jung and H. H. Cho, "Susceptibility Analysis of Supersonic Aircraft Considering Drag Force of Infrared Guided Missile," *Journal of the Korea Institute of Military Science and Technology*, Vol. 20, No. 2, pp. 255-263, 2017.
- [9] J. Nam, I. Chang, Y. Lee, J. Kim and H. H. Cho, "Effect of Flight Altitude on Minimal Infrared Signature of Combat Aircraft," *Journal of the Computational Structural Engineering Institute of Korea*, Vol. 33, No. 6, pp. 375-382, 2020.
- [10] T. Kim, T. Kim, H. Lee, J-Y. Bar, D. Jung and H. H. Cho, "Susceptibility Analysis of Supersonic Aircraft Considering Drag Force of Infrared Guided Missile," *Journal of the KIMST*, Vol. 20, No. 2, pp. 255-263.