

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(12), 1907-1913(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.12.1

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

무인전투기의 지대공 미사일에 대한 IR 생존성 분석

이지현*, 이현진*, 명노신*, 최성만**, 김원철***

Investigation of IR Survivability of Unmanned Combat Aerial Vehicle against Surface-to-Air Missiles

Ji-Hyun Lee*, Hyun-Jin Lee*, Rho-Shin Myong*, Seong-Man Choi** and Won-Cheol Kim***

School of Mechanical and Aerospace Engineering and ReCAPT, Gyeongsang National University*

Department of Aerospace Engineering, Chonbuk National University**

Agency for Defense Development***

ABSTRACT

As the survivability of an aircraft in the battlefield becomes a critical issue, there is a growing need to improve the survivability of the aircraft. In this study, the survivability of an UCAV associated with plume IR signature was investigated. In order to analyze the survivability of the aircraft, the lock-on range and the lethal envelope, defined as the IR detection distance of the aircraft and the range of shooting down by the missile, respectively, were first introduced. Further, a method to calculate the lethal envelope for the scenario of surface-to-air missiles including the vertical plane was developed. The study confirmed that the red zone of an UCAV shows a substantial difference in the zone size as well as the characteristics in the upward and downward directions.

초 록

전장에서 임무를 수행하는 항공기의 생존성이 위협을 받음에 따라 항공기의 생존성을 향상시키기 위한 연구의 필요성이 커지고 있다. 본 연구에서는 항공기 Plume IR 신호에 관련된 무인전투기의 생존성을 분석하였다. 항공기의 생존성을 분석하기 위해 먼저 항공기의 IR 탐지거리인 Lock-on Range와 미사일 격추 범위인 Lethal Envelope 개념을 도입하였다. 또한 수직면 기준 분석을 포함하는 지대공 미사일에 대한 Lethal Envelope를 계산하는 기법을 개발하였다. 계산결과 무인전투기의 Red Zone이 고도 위 방향과 아래 방향의 특성 뿐만 아니라 정량적인 Zone 사이즈에서 상당한 차이가 생김을 확인하였다.

Key Words : UCAV(무인전투기), Survivability(생존성), Lock-on Range(탐지 거리), Lethal Envelope(미사일 추적 범위), Infrared Signature(적외선 신호)

I. 서 론

최근 적외선(Infrared; IR) 유도 미사일은 항공기의 생존성을 위협하는 가장 강력한 요소 중 하나로 부각되고 있다. IR 유도 미사일은 항공기에서 방출되는 적외선을 탐지하여 항공기를 포착한 후 추적한다[1]. 이러한 위협에 대처하기 위해 항공기 IR 신호를 감소시키기 위한 다양한 연구가 진행되고 있다[2]. 항공기로부터 발생하는 IR 신호는 크게 두 가지로 구분된다. 하나는 엔진의 배기가스로부터 방출되는 Plume IR 신호이고, 다른 하나는 비행체의 고체표면에서 방출되는 Surface IR 신호이다. 약 800 K 부근의 고온 영역인 Plume IR 신호는 주로 $3\sim 5\mu\text{m}$ 밴드에서 높은 수준의 신호를 방출하고, 약 400 K 부근의 저온 영역인 Surface IR은 주로 $8\sim 12\mu\text{m}$ 밴드에서 높은 수준의 신호를 방출한다. 일반적으로 Plume IR 신호의 크기와 Surface IR 신호의 크기를 비교하였을 때, 항공기 정후방에서 주로 노출되는 추진기관 터빈과 노즐 내부 표면을 제외하고는 Plume IR의 신호가 더 두드러진다. 따라서 지대공 유도 미사일에 적용되는 IR 탐지기는 Plume IR의 영역인 $3\sim 5\mu\text{m}$ 밴드를 추적하는 경우가 많다.

Figure 1은 전투기의 방위각 별 위치에서 우세한 IR 신호 요소를 나타낸다[3]. 전방 약 $0\sim 30^\circ$, $330\sim 0^\circ$ 위치에서는 Plume의 영향이 매우 미미하고, 그 이외의 모든 영역에서는 Plume의 영향이 매우 우세한 것을 확인할 수 있다. 또한 지대공 미사일의 경우 지면에서 상공 방향으로 항공기를 추적하므로 그 방향은 Fig. 1에서 Plume이 관측 가능한 약 $30\sim 150^\circ$, $210\sim 330^\circ$ 경우에 해당한다. 이러한 이유로 본 논문에서는 $3\sim 5\mu\text{m}$ 밴드에서의 Plume IR 위주로 항공기 생존성을 분석

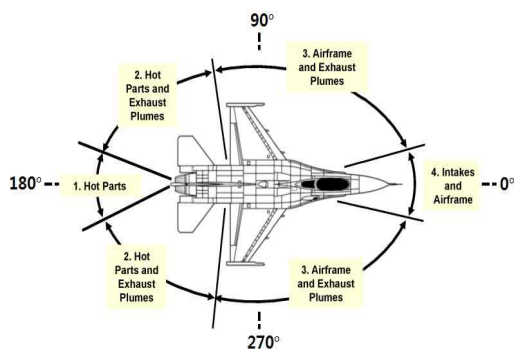


Fig. 1. Drawing showing component signature dominance with aspect angle[3]

하였다. 국내에서는 An 등의 연구에서 항공기 추진노즐의 형상변경을 통해 Plume IR 신호가 대폭 저감되는 것을 확인하였다[4]. 또한 항공기의 비행조건에 따른 IR 신호의 차이를 확인한 Kim 등의 연구[5]가 보고되었다. 국외에서는 대기투과율이 IR 신호에 미치는 영향을 감안하여 IR 신호를 예측한 Rao 및 Mahulikar의 이전연구[6]가 있다.

하지만 Sonawane의 연구[7]에 따르면 항공기의 IR 신호를 일방적으로 감소시키는 방법은 항공기 성능 하락과 추가비용 등의 많은 제한을 수반한다. 또한 Paterson[8]에 따르면 IR 신호를 정량적으로 얼마나 감소시켜야 하는지 정의하기가 쉽지 않다. 따라서 IR 신호 저감설계시 항공기가 처해질 전장의 상황을 감안한 위협 요소 및 운용 전술 등을 동시에 고려하는 것이 매우 중요하다고 할 수 있다.

Ball[9]은 항공기의 생존성에 영향을 미치는 주된 세 가지 요소를 ‘적의 위협, 항공기의 성능, 전장의 상황’으로 정의하였다. 중요 요소 중 하나인 적의 위협이 IR 유도 미사일인 경우, 미사일의 속도와 연료소모거리, 폭발 반경, IR 탐지기의 성능이 생존성 분석에 주요한 인자가 된다. 항공기 성능의 경우는 항공기의 속도, IR 신호의 세기가 있다. 전장의 상황은 항공기와 미사일이 존재하는 대기환경의 적외선 신호 투과율, 미사일이 항공기를 추적하는 경로, 미사일과 항공기의 고도와 위치가 있다. 그러므로 IR 신호를 저감하는 측면만으로는 항공기의 생존성을 정확히 분석하기에는 불충분하며, 항공기와 IR 유도 미사일이 처해있는 전장의 상황을 파악한 다음 생존성 분석과 향상을 도모하는 것이 필요하다.

생존성을 분석하는 방법으로는 Fig. 2에서 묘사된 항공기의 IR 신호 탐지거리를 의미하는 Lock-on Range가 있다. 즉 항공기 주위의 실선 범위 내에서는 IR 유도 미사일이 항공기의 IR 신호를 탐지 가능하다는 것을 의미한다. 반면, Fig. 3은 항공기의 Lethal Envelope을 나타낸다. Lethal Envelope은 항공기와 미사일의 성능, 전장의 상황을 고려한 미사일의 격추가능 범위를 나타낸다. 즉 Fig. 3에서 타원형 실선범위 내에서는 미사일이 모든 연료를 소모하기 전에 항공기 격추가 가능함을 의미한다. 그리고 Lock-on Range와 Lethal Envelope이 겹치는 Zone이 존재하는데 Red Zone이라 지칭한다. 이 Zone에서는 미사일이 항공기의 IR 신호를 포착 가능한 동시에 격추 또한 가능하며, 항공기의 생존성에 큰 위협을 끼치는 범위를 의미한다.

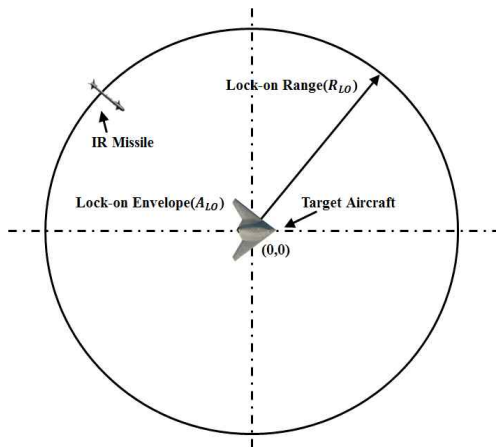


Fig. 2. Lock-on range model

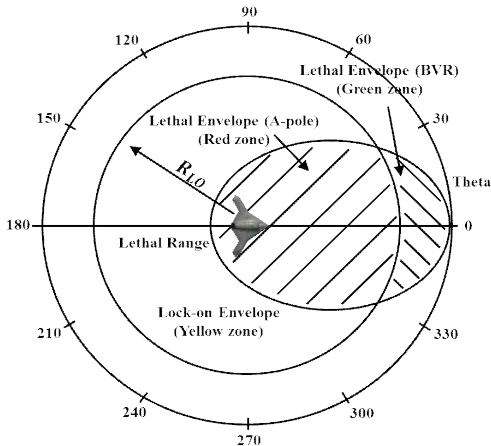


Fig. 3. Lethal envelope and red zone

생존성 평가와 관련된 국내/외 논문으로는 Lethal Envelope에 대한 Rao의 연구[1]와 Lethal Envelope과 Lock-on Range를 함께 고려한 Sonawane의 이전연구[7], Red Zone을 이용하여 항공기의 생존성을 정성적으로 비교한 Kim 등의 이전연구[10]가 있다. 또한 관측 각도와 비행고도에 따라 Plume IR 신호에 대해 대기효과를 고려한 Go 등의 이전 연구[11]가 있다. 방위각에 따라 비행체 표면 IR 신호를 이방성으로 고려하여 Lock-on Range를 계산한 Kim 등의 이전연구[12]가 있다.

하지만 이전연구에서는 Lethal Envelope 계산 시 항공기와 미사일이 같은 수평면상에서 위치하고 등속으로 비행한다고 가정하였다. 이러한 경우에는 주로 공대공 미사일 시나리오에 대해서만 항공기의 생존성을 예측할 수 있다. 하지만

항공기 추진기관에 의한 $3-5\mu\text{m}$ 영역의 Plume IR를 탐지하는 지대공 미사일 시나리오에 대한 경우가 더 중요하다고 할 수 있다. 지대공 미사일 시나리오에서는 항공기와 미사일이 서로 다른 고도에 존재하게 되어 미사일의 거동이 중력의 영향을 받아 동일 추력일 경우라도 가속 또는 감속을 경험하게 된다.

본 연구에서는 기존의 공대공 미사일 시나리오 이외에 항공기와 미사일이 수평면이 아닌 다른 고도에서 수직면상에 있다고 가정한 지대공 미사일 시나리오를 중점적으로 고려하여 항공기의 생존성을 분석하였다. 즉 미사일의 영향권 범위인 Lethal Envelope에 대하여 기존에 사용된 공대공 시나리오 Lethal Envelope 뿐만 아니라 항공기와 미사일이 서로 다른 고도에 위치한다고 가정한 지대공 미사일 시나리오 Lethal Envelope를 적용하였다. 이 기법은 복잡한 상미분 방정식 시스템에 기초한 삼차원 동역학적 분석이 아닌 간단한 미사일 유도논리에 기초한 기법으로 분석이 매우 효율적이다. 나아가 항공기의 IR 신호 탐지거리인 Lock-on Range에 대해 IR 신호가 등방성인 경우와 고도각 및 방위각에 따라 이방성인 경우를 동시에 고려하였다. 추가적으로 Lock-on Range와 Lethal Envelope을 함께 고려하여 지대공 및 공대공 시나리오에 대한 Red Zone의 차이를 분석하였다.

II. 본 론

2.1 Narrow-band 모델을 이용한 Spectral Intensity 계산

절대온도 0K 이상의 모든 물체는 IR 신호를 방출한다. 항공기의 배기가스나 고온부에서 강한 IR 신호가 발생하며, 적외선 유도 미사일은 항공기의 IR 신호를 추적하여 항공기를 포착하고 타격을 하게 된다. 항공기의 생존성을 분석하기 위해서는 우선 IR 신호에 대한 계산이 진행되어야 한다. 본 연구에서는 이전연구[13,14]에서 사용된 근사기법 Narrow-Band 모델을 이용하여 Plume IR 신호를 계산하였다. 이 기법은 파장구간에서의 복사 물성치를 평균하여 나타내는 방법으로 많은 계산 시간이 요구되는 Line-by-Line Band 모델보다 효율적인 계산이 가능하다.

산란하지 않고 흡수와 방출을 하는 경우 열전달 방정식은 아래와 같이 직선상의 일정한 요소에 대하여 분자 모델과 흡수계수에 대한 통계표를 사용하여 계산이 가능하다.

$$i'_{\lambda}(l) = i'_{\lambda,\omega} e^{-\kappa_{\lambda}(l)} + \int_0^{\kappa_{\lambda}(l)} (I^*) \exp[-(\kappa_{\lambda}(l) + \kappa_{\lambda}(I^*))] d\kappa_{\lambda}(I^*) \quad (1)$$

$i'_{b,\lambda}$: Plank Blackbody Function

$\kappa_{\lambda} = \int_0^l a_{\lambda}(l^*) dl^*$: Optical Thickness

λ : Wavelength

방향 차이에 대한 평균 Spectral Intensity는 위의 식을 Solid Angle ω 에 대하여 적분하여 구할 수 있으며, 두 가지 흡수 계수를 사용하여 정의할 수 있다.

$$\overline{i'_{\lambda}(l)} = \frac{1}{4\pi} \int i'_{\lambda}(l) d\omega \quad (2)$$

$a_i(l) \equiv \int_0^{\infty} \overline{i'_{\lambda}(l)} a_{\lambda}(l) d\lambda / i_i(l)$: Incident-mean

$a_p(l) \equiv \int_0^{\infty} i_{b,\lambda}(l) a_{\lambda}(l) d\lambda / i_b(l)$: Planck-mean

Incident-mean과 Planck-mean 식의 분모들은 식 (2)를 파장 길이에 대하여 적분한 평균 Incident Intensity와 Blackbody Intensity이다. 매질은 일반적으로 비균질이기 때문에 l 의 기능은 계속된다. 플룸 IR 신호 해석 수행 시 각각의 지점에 온도, 압력, 혼합물의 물질에 따른 분압을 도출하여 Spectral Intensity의 계산을 수행하였다 [13].

2.1.1 Lock-on Range 계산

항공기의 엔진 고온부 및 Plume은 항공기에서 가장 온도가 높은 부분이고, 가장 강한 IR 신호를 방사한다. IR 유도 미사일은 이 신호를 이용하여 항공기를 포착하게 되며, IR 신호 포착가능거리인 Lock-on Range는 IR 신호의 세기, 대기의 영향, IR 탐지기의 성능에 의해 결정된다. Lock-on Range의 계산식은 근사적으로 다음과 같이 표현된다.

$$R_{Lo}^2 = \frac{I_c \times \eta_a}{S/N \times NEI} \quad (3)$$

이 식에서 I_c 는 대상 항공기와 배경의 적외선 신호 대비(Contrast), η_a 는 항공기와 관측자 사이의 대기 흡수 효과, S/N 및 NEI는 IR 탐지기의 성능을 나타낸다. 대기 영향성 계수 값인 η_a 은 거리에 따라 영향을 받게 되어, IR 신호 탐지거리 R_{Lo} 값 대수방정식 (3)을 반복기법을 이용하여 계산한다. IR 탐지기의 특성값인 S/N 및 NEI는 Sonawane의 연구[15]를 참조하여 10, 2.5×10 W/m²/Sr으로 설정하였다. 다양한 파장 영역 중 Lock-on Range 계산을 위해 3~5 μ m 밴드의 신

호 값을 이용하였다. 그 이유는 전장에서 이용되는 지대공 미사일의 IR Seeker가 3~5 μ m를 주로 탐지하기 때문이다. 즉 노즐에서 방출되는 Plume의 온도는 약 700K 이고, 이 온도 영역에서 Plume IR 신호 수준이 크게 나타나는 가장 취약한 파장대가 3~5 μ m 부근이 되기 때문이다.

또한 본 연구에서는 지대공 미사일 시나리오의 경우 항공기의 IR 신호 중 Plume IR 신호가 전체 IR 신호에서 가장 큰 부분을 차지하기 때문에 Plume IR 신호 위주로 계산을 수행하였으며, 고체표면 IR에 대한 추가적인 계산은 진행하지 않았다. 뿐만 아니라, 저온의 고체 Surface IR에 비해 배경의 영향이 미미한 Plume IR의 특성을 감안하여, 적외선 신호 대비 수준 I_c 를 계산할 때 배경 효과를 무시하였다. Fig. 4는 본 논문에서 IR 신호 계산 시 사용된 CFD 열 유동장 해석 결과의 온도 등고선도를 나타낸다. Fig. 4의 (a)와 같이 측면 관측 시 Plume은 원기둥처럼 퍼지는 형상을 보이고 (b)와 같이 정 후방에서 관측

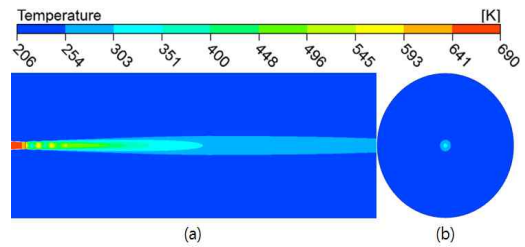


Fig. 4. Shape of plume configuration

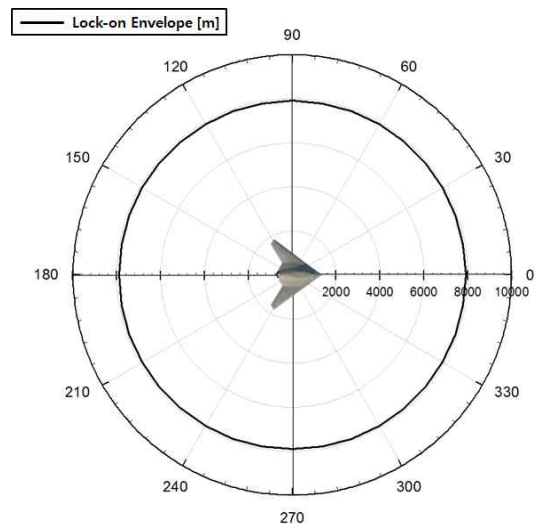


Fig. 5. Isotropic lock-on range

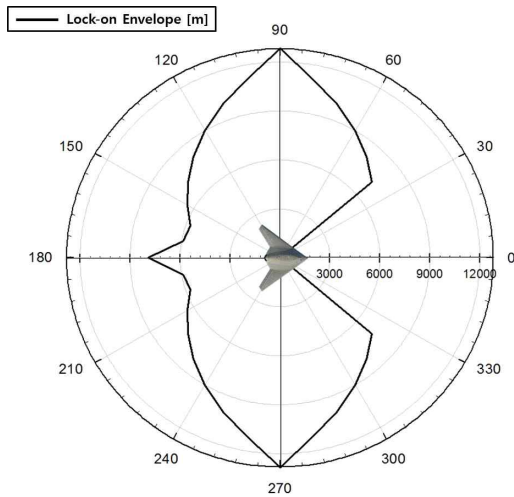


Fig. 6. Azimuth angle anisotropic lock-on range

시 등근 원의 형상으로 보인다. 분석에 고려된 비행체의 운행 조건 고도 11km에서 마하수 0.8로 수평비행 중이고 추진기관 노즐의 직경이 0.4818 m인 무인전투기 가정하였다.

2.1.2 등방성 Lock-on Range

Figure 5는 Sonawane의 이전연구[15]와 동일한 기법으로 Lock-on Range를 계산한 결과를 나타낸다. 항공기를 기준으로 모든 방향에서 Lock-on Range가 동일하여 항공기 주위로 원을 나타낸다. 이는 항공기에서 발생하는 IR 신호가 모든 방향에서 동일한 등방성 특성임을 가정하였기 때문이다.

이전연구에서는 항공기 정 후방에서의 Plume 관측 면적을 기준으로 Lock-on Range를 계산하고 모든 각도에서 그 값이 동일하다고 가정하였다. 하지만 관측 가능한 항공기 Plume의 면적은 방위각 및 고도각 방향에 따라 다르기 때문에 관측 방향에 따른 IR 신호의 값이 다르다.

2.1.3 이방성 Lock-on Range

Figure 6은 Plume의 면적을 방위각에 따라 다르게 계산하여 Lock-on Range를 계산한 결과이다. 방위각에 따른 Plume 면적은 정 후방에서의 Plume 관측 면적과 측면 90도 방향에서 관측 면적을 기준으로 아래와 같이 근사하였다.

$$A_{\theta} = A_{\max} + (A_{\min} - A_{\max}) \times \cos\theta \quad (4)$$

A_{θ} : 관측 각도 θ 에서 관측 면적

A_{\max} : 90° 방향에서 관측 면적

A_{\min} : 정 후방에서 관측 면적

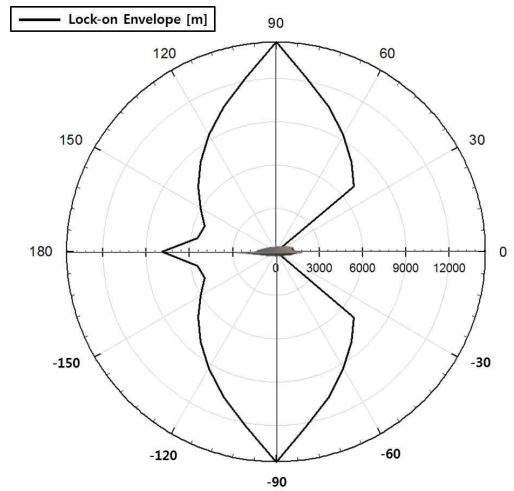


Fig. 7. Elevation angle anisotropic lock-on range

또한 이전연구[3]에 따르면 항공기 전방 약0-30°, 330-0° 관측각도에서 배기 Plume이 관측되지 않아 본 연구에서는 그 값을 0으로 가정하였다.

방위각 관측각도에 따라 IR 탐지기에 탐지되는 Plume 면적의 차이로 인하여 각도별로 계산되는 IR 신호의 값이 모두 다르다. 이로 인해 Lock-on Range의 계산 시 직접적 영향을 미치게 되어 등방성 IR 신호를 이용한 Lock-on Range의 형상과 확연히 다르게 된다. 정 후방에서 관측되는 Plume의 면적에 비해 항공기의 측면 90도 방향에서 관측되는 Plume의 면적이 더 크므로 측면 방향에서 Lock-on Range가 더 크게 나타났다.

Figure 7은 Plume의 면적을 고도각에 따라 다르게 적용하여 계산한 결과이다. 고도각에서의 Lock-on Range 계산은 일반적으로 항공기와 IR 탐지기가 위치한 고도에 따라 큰 차이가 발생한다. 하지만 고도에 따른 대기투과율 차이를 비교하기 위하여, Fig. 7에서는 모든 각도에서 대기투과율이 동일하다는 가정 하에 우선적으로 계산을 진행하였다. 측대칭 형상이므로 방위각에서의 경우와 유사함을 확인할 수 있다.

2.1.4 대기효과

방위각의 경우 동일한 수평면상에서 Lock-on Range를 계산하기 때문에 모든 각도에서 동일한 대기효과가 적용된다.

하지만 고도각 계산에서는 고도에 따른 대기의 밀도 차이에 의하여 대기투과율에 큰 차이가 있다. 이를 감안하기 위해, 본 연구에서는 대기전과 분석모델인 LOWTRAN 7[16]을 이용하여 관측 각도와 거리에 따라 대기효과를 산출하였다.

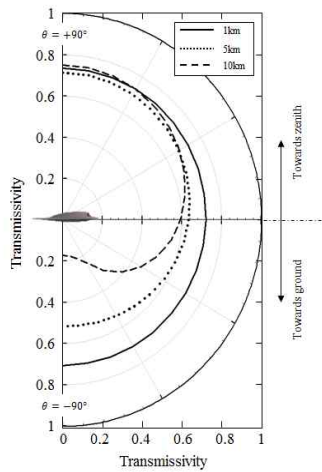


Fig. 8. Atmospheric transmissivity

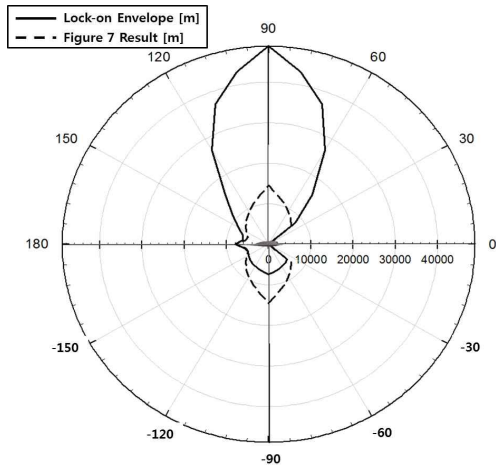


Fig. 9. Elevation angle anisotropic lock-on range in atmosphere

Figure 8은 관측 각도 및 관측 거리에 따른 대기투과율의 경향성을 나타낸다. 무인전투기의 순항고도가 36,000ft라는 가정 하에 그 고도에서의 대기투과율을 계산하였다. 관측자-무인전투기-지면 사이의 각도인 관측 각도를 0° 부터 180° 까지 10° 간격으로 계산하였다. 관측자가 무인전투기로부터 1 km, 5 km, 10 km 거리에서 관측하는 세 가지 경우의 대기 투과율을 계산하였으며 각각 실선, 점선, 굵은 점선 순으로 나타내었다. 항공기의 정 후방 0 도를 기준으로 관측 각도가 저고도 일수록 대기의 밀도가 높아지기 때문에 대기투과율이 낮아짐을 확인할 수 있다. 반대로 관측각도가 고고도 일수록 대기의 밀도가 떨어지기 때문에 대기투과율이 높아짐을 확인할 수

있다. 또 관측 거리가 멀어질수록 대기투과율이 낮아지고 저고도와 고고도의 차이가 증가함을 알 수 있다. 이는 대기가 투과되는 거리가 멀어질수록 항공기와 관측자 사이의 대기층이 두꺼워져 대기효과를 많이 받기 때문이다.

2.1.5 대기효과가 고려된 고도각 이방성 Lock-on Range

Figure 9는 대기효과를 적용한 고도각 Lock-on Range를 나타낸다. 고도에 따른 대기효과 변화를 무시한 기존의 Fig. 7에 비하여 저고도에서 관측 시 탐지거리가 매우 짧아진 것을 확인할 수 있다. 이는 저고도에서 대기의 밀도가 높아지기 때문에 IR 신호가 대기 중에 많이 흡수되어 탐지거리가 줄어들기 때문이다. 그리고 고고도에서 관측거리가 30km 이상이 되면 대기투과율이 거의 1에 수렴을 하여, 대기가 IR 신호 흡수에 큰 기여를 하지 않는 것을 확인하였다. 이로 인해 관측 각도 40° 이상에서부터 Lock-on Range가 급격히 증가하는 것을 볼 수 있다.

2.2 중력장 무시 기존 Lethal Envelope 계산

Lock-on Range는 계산 시에 IR 신호와 직접적인 관련이 있다. 이에 비해 Lethal Envelope은 IR 신호와 직접적인 관련이 없다. 하지만 항공기 자체에서 발산되는 수동적인 신호의 크기뿐만 아니라 항공기를 위협하는 미사일의 속도 등의 미사일 성능도 생존성 판단에 중요한 요소가 된다. 그러므로 Lethal Envelope은 IR 신호와 직접적인 계산 관계는 없으나, IR 신호와 직접적인 계산 관계에 있는 Lock-on Range와 함께 항공기의 생존성을 분석에 활용된다. Lock-on Range와 함께 항공기의 생존성을 판단하기 위해 Lethal Envelope을 계산하였다. 중력장 효과 무시 기존 Lethal Envelope의 알고리즘은 Fig. 10에서 (1)번과 (2)번 점선 박스를 무시한 경우에 해당된다. Lethal Envelope에서 유도 미사일이 대상 항공기를 타격하는 과정에 관한 계산 절차는 다음과 같다.

1) 최초 대상 항공기 및 미사일의 위치를 계산한 후 각 위치를 기준으로 미사일과 항공기 사이의 거리 및 각도를 계산한다.

2) 임의의 값 dt 를 정한 후 삼각함수를 이용하여 dt 만큼 움직인 미사일 거리 dm 과 항공기 거리인 dac 를 계산한다.

3) 다음으로 미사일의 최초 위치에서 dt 동안 움직인 거리를 제하여 dt 후의 미사일 위치를 구한다.

4) 미사일이 대상 항공기를 타격 할 때까지 위 과정을 반복한다.

이 때 미사일 및 대상 항공기의 속력은 일정하고, 미사일은 공대공 미사일이며 대상항공기와 같은 고도인 수평면상에 있다고 가정할 수 있다. 대상 항공기와 미사일 사이의 최대 Lethal Range

는 직선상에서 서로 반대방향으로 진행할 때 최대가 되며, 이 때 최대 Lethal Range는 다음과 같이 표현된다.

$$R_{lethal,max} = (1 + m)R_{bo} + R_{bk}, m = V_{ac} / V_m \quad (5)$$

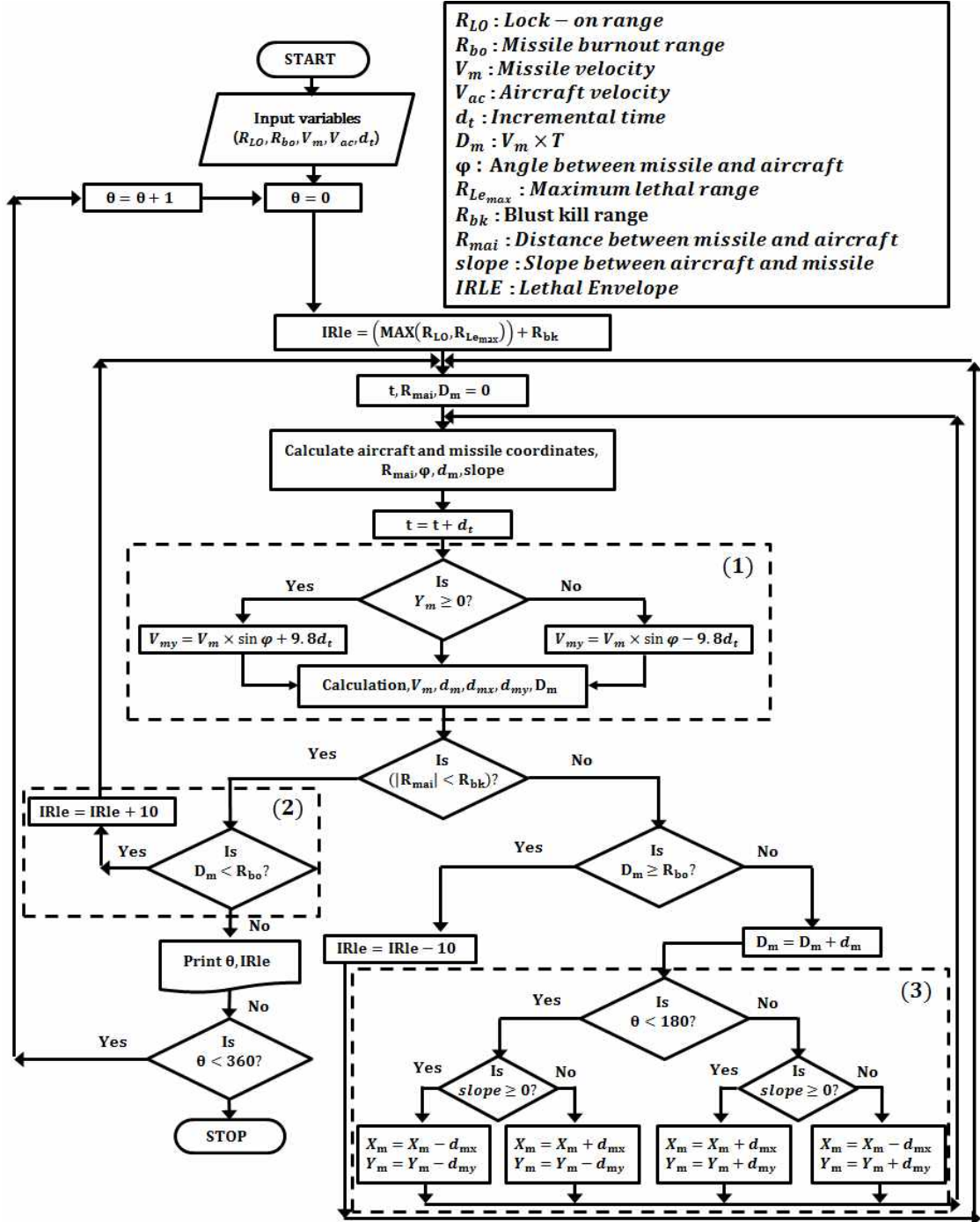


Fig. 10. Modified lethal envelope algorithm

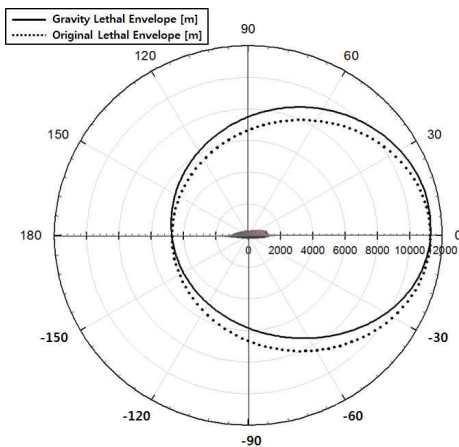


Fig. 11. Lethal envelope under gravity effect

여기서 dt 는 대상 항공기 속도, dt 는 미사일 속도, dt 는 Blast Kill Range, 그리고 dt 는 Burnout Range로 미사일이 보유한 연료로 도달할 수 있는 거리를 나타낸다[9].

대상 항공기 주위 360°에서 Lethal Envelope을 계산하여 Fig. 11에 점선으로 나타내었다. Lethal Envelope은 항공기의 정면방향에서 최대값이며 1-359°에서 미사일의 이동거리가 Burnout Range보다 작을 때 최대 Lethal envelope을 10 m씩 감소시킨다. 위 과정을 미사일이 대상 항공기를 타격할 때까지 반복하며 각 방위각에서의 Lethal Envelope을 계산할 수 있다[9]. 여기서 $R_{bo}=8000$ m, $R_{bk}=10$ m, $V_m=660$ m, $V_{ac}=270$ m으로 설정하였다.

Lethal Envelope은 Lock-on Range와 항공기 생존성 예측에 이용되며 더 정밀하게 항공기의 생존성을 예측할 수 있다. 하지만 기존의 Lethal Envelope은 미사일의 속도가 일정하다고 가정하여 항공기와 미사일이 같은 수평면에 위치하는 공대공 미사일 시나리오에 대해서 유효하다. 본 연구에서는 미사일의 속도에 중력장의 영향을 추가하여 지대공 미사일시나리오에 대해 항공기의 생존성을 예측할 수 있도록 하였다.

2.2.1 중력장이 고려된 Lethal Envelope 계산

중력장을 고려한 Lethal Envelope을 계산하는 알고리즘은 Fig. 10에서 알 수 있다. 기존의 코드에서 (1)번과 (2)번 점선박스 내용을 추가하였고, (3)번 점선박스부분은 기존 방식에서 일부 수정하였다. 중력을 고려한 알고리즘은 기존의 알고리즘에 비해 미사일의 속도 정의방식에 큰 차이가 있다. 기존의 알고리즘에서는 미사일의 속도

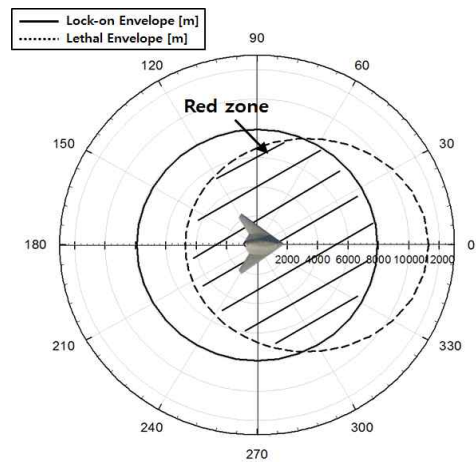


Fig. 12. Red zone defined by original lethal envelope and isotropic lock-on range

를 등속도로 규정하고, x방향과 y방향에 대한 각각의 속도 값은 항공기와 미사일 사이의 각도를 이용한 삼각함수로 정의된다. 중력장을 고려한 알고리즘에서는 미사일의 속도를 x방향과 y방향으로 분할한 다음, y축방향의 속도에 중력가속도를 더한다. (1)번 점선 박스는 비행기에 대한 미사일의 위치에 따라 미사일이 Y축 방향으로 받는 중력 가속도의 방향을 전환 해주는 역할을 한다. (2)번 점선 박스는 중력가속도로 인해 미사일이 연료를 소모하기 전에 항공기를 격추하는 경우 더 먼 거리에서 출발하도록 지정한다. (3)번 박스는 계산 마지막과정에 미사일의 최종 위치를 지정할 시 중력가속도의 ±부호를 고려하여 계산하도록 수정한다. Fig. 11의 실선은 위와 같은 방식으로 중력장을 고려하여 계산한 Lethal Envelope을 나타낸다. 중력장이 포함된 결과는 기존의 Lethal Envelope과 유사하게 항공기의 주위에서 타원형으로 그려진다. 하지만 고도에 따라 미사일의 격추가능 영역에 차이를 보인다. 항공기를 기준으로 아래 방향에서는 기존 대비 격추가능 범위가 좁아지는 반면, 위 방향에서는 기존 대비 미사일의 격추 가능 범위가 넓어진다. 이는 항공기의 위 방향에서 미사일이 접근할 경우, 미사일의 이동 방향과 중력의 방향이 동일하여 미사일이 가속받기 때문에 더 먼 거리에서 격추가 가능한 것이다.

2.2.2 Red Zone 계산

Lock-on Range와 Lethal Envelope을 이용하여 항공기의 Red Zone을 계산할 수 있다. Lock-on Range와 Lethal Envelope이 겹치는 부분으로, 항

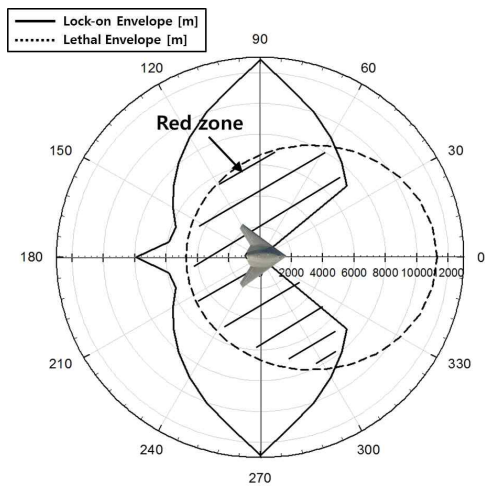


Fig. 13. Red zone defined by original lethal envelope and anisotropic lock-on range

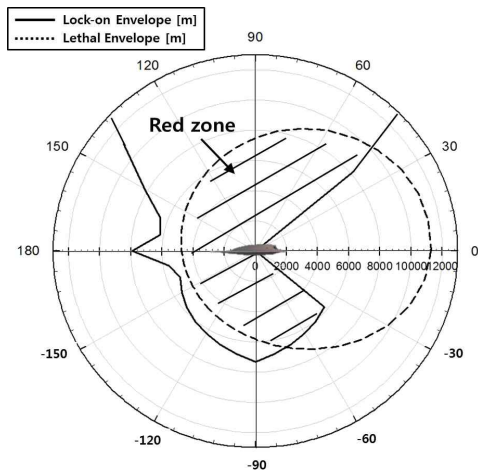


Fig. 14. Red zone defined by lethal envelope and anisotropic lock-on range under gravity effect

공기가 미사일로부터 IR 신호가 탐지되고 동시에 미사일의 격추가능범위 안에 있는 영역이다.

Figure 12는 기존 Lethal Envelope과 등방성 IR 신호 Lock-on Range에 대한 Red Zone을 나타내며, 그 넓이는 $1.395e+02m^2$ 이다. Fig. 13은 기존 Lethal Envelope과 방위각에 따른 이방성 IR Lock-on Range의 Red Zone을 나타내며, 그 넓이는 $1.079e+02m^2$ 이다. 이방성 IR 신호를 이용하여 계산을 하였을 때, 기존대비 22.65% 차이가 난다. Fig. 14에서는 중력이 고려된 Lethal Envelope과 고도각에 따른 이방성 IR Lock-on Range를 나타내

며, Red Zone의 넓이는 $1.04e+02m^2$ 이다. 이방성 IR 신호이고 중력이 고려된 수직면에 대해 계산을 하였을 때, 기존대비 25.45% 차이가 났다. 이상의 분석으로부터 항공기를 기준으로 좌우가 대칭이고 동일한 Red Zone 범위를 지나는 공대공 미사일과 달리, 지대공 미사일의 경우 항공기를 기준으로 위 방향과 아래 방향에서 형태뿐만 아니라 정량적인 면적에서 큰 차이를 보임을 알 수 있다.

III. 결 론

본 연구에서는 지대공 적외선 추적 미사일에 대한 항공기의 생존성을 계산하기 위해 항공기의 IR 신호를 바탕으로 IR 신호 탐지가능 거리인 Lock-on Range와 미사일 격추가능 범위인 Lethal Envelope을 계산하였다.

기존에 사용되었던 등방성 IR 신호를 이용한 Lock-on Range와 함께 관측각도와 고도에 따라 이방성 IR 신호를 이용하여 Lock-on Range를 계산하였다. 관측 각도에 따라서 관측되는 Plume의 면적에 차이가 있기 때문에, 동일한 관측거리에서도 서로 다른 Lock-on Range를 보인다. 또한 대기투과율을 고려하여 Lock-on Range를 계산하였다. 대기투과율이 고려되지 않은 고도각 Lock-on Range에서는 항공기를 기준으로 고고도와 저고도에서 Lock-on Range가 동일하였다. 하지만 대기투과율이 고려된 고도각 Lock-on Range에서는 고고도에 비해 저고도에서 IR 신호 탐지 거리가 더 짧게 계산되었다. 이는 고도에 따른 대기밀도의 차이로 인해 저고도에서 대기의 밀도가 더 높기 때문에 공기에 흡수되는 IR 신호가 증가하면서 관측자에게 관측되는 IR 신호는 줄어들기 때문이다.

기존의 Lethal Envelope에서 고려되지 않는 중력장 효과를 고려하여 지대공 미사일에 대한 적용이 가능하도록 신규 Lethal Envelope 해석코드를 개발하였다. 그 결과로 Lethal Envelope에서 중력을 고려하였을 때 기존의 격추가능 범위에 비해 위 방향에서는 더 먼 거리에서 격추가능하였고, 아래 방향에서는 격추가능 거리가 감소하였다. 이는 중력과 같은 방향으로 미사일이 움직일 때 미사일이 가속되고, 중력과 반대방향으로 미사일이 움직일 때 미사일이 감속되기 때문이다. 또한 Lock-on Range와 Lethal Envelope을 동시에 고려하여 항공기의 생존성을 예측하는 Red Zone을 계산하였다. 그리고 등방성 Lock-on Range와 기존의 Lethal Envelope을

이용한 Red Zone과 이방성 Lock-on Range와 중력장을 고려한 Lethal Envelope을 이용하여 계산한 Red Zone의 면적과 형태에 큰 차이가 있는 것을 확인하였다.

본 연구에서는 Lock-on Range 및 Lethal Envelope, Red Zone 계산 시 IR 신호의 등방성 및 이방성, 중력의 적용 및 미적용 경우를 모두 고려하여 공대공 및 지대공 미사일에 대한 항공기의 생존성을 분석하고자 하였다. 그리고 항공기의 Plume IR 신호를 그 중요성을 고려하여 우선적으로 고려하였다. 향후 추진노즐 내부 등 항공기 고체 고온부에 의한 표면 IR 신호를 추가적으로 감안한 전체 IR 신호에 기초한 항공기 생존성 분석 연구로 확장할 계획이다.

후 기

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

References

- 1) Rao, G. A., and Mahulikar, S. P., "New Criterion for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 9, No. 8, 2005, pp. 701-712.
- 2) Hines, N. R., and Mavris, D. N., "A Parametric Design Environment for Including Signatures Analysis in Conceptual Design," *World Aviation Conference*, 2000.
- 3) White, J. R., *Aircraft Infrared Principles, Signatures, Threats, and Countermeasures*, Naval Air Warfare Center Weapons Division, No. NAWCWD-TP-8773, 2012.
- 4) 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, 2016, pp. 1768-1778.
- 5) Kim, J. Y., Chun, S. H., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of Various Flight Conditions on Plume Infrared Signature," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 3, 2013, pp. 185-193.
- 6) Rao, G. A., and Mahulikar, S. P., "Effect of Atmospheric Transmission and Radiance on Aircraft Infrared Signatures," *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 4, 2005, pp. 1046-1054.
- 7) Sonawane, H. R., and Mahulikar, S. P., "Tactical Air Warfare: Generic Model for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 4, 2011, pp. 249-260.
- 8) Paterson, J., "Measuring Low Observable Technology's Effects on Combat Aircraft Survivability," *World Aviation Congress*, 1997.
- 9) Ball, R. E., *The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design*, AIAA Education Series, 2nd Edition, 2003.
- 10) Kim, M. J., Kang, D. W., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Investigation of the Effects of UAV Nozzle Configurations on Aircraft Lock-on Range," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 3, 2015, pp. 204-212.
- 11) Go, G. Y., Lee, K. W., Yi, K. J., Kim, M. Y., Baek, S. W., and Kim, W. C., "Effect of Atmosphere on IR Signature from Aircraft Plume with Observing Angle and Flying Attitude," *The Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, 2013, pp. 161-168.
- 12) Kim, T., Lee, H., Bae, J. Y., Kim, T., Cha, J., Jung, D., and Cho, H. H., "Susceptibility of Combat Aircraft Modeled as an Anisotropic Source of Infrared Radiation," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 52, No. 5, 2016, pp. 2467-2476.
- 13) Kang, D. W., Kim, J. Y., Myong, R. S., and Kim, W. C., "Computational Investigation of the Effect of UAV Engine Nozzle Configuration on Infrared Signature," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 41, No. 10, 2013, pp. 779-787.
- 14) Grosshandler, W. L., "RADCAL: A Narrow-band Model for Radiation Calculations in a Combustion Environment," *National Technical Information Service*, TN 1402, 1993.
- 15) Sonawane, H. R., and Mahulikar, S. P., *Infrared Signature Suppression and Susceptibility Studies of Aircraft*, Ph. D. Thesis, IIT Bombay, 2013.
- 16) Kneizys, F. X., Shettle, E. P., Abreu, L. W., Chetwynd, J. H., and Anderson, G. P., *Lowtran-7 Computer Code User's Manual*, Air Force Geophysics Laboratory, Hanscom AFB MA, AFGL-TR-88-0177, 1988.