

공대공 적외선 미사일의 항력을 고려한 초음속 항공기의 피격성 분석

김태일¹⁾ · 김태환¹⁾ · 이환성¹⁾ · 배지열¹⁾ · 정대윤²⁾ · 조형희^{*,1)}

¹⁾ 연세대학교 기계공학과

²⁾ 국방과학연구소 제3기술연구본부

Susceptibility Analysis of Supersonic Aircraft Considering Drag Force of Infrared Guided Missile

Taeil Kim¹⁾ · Taehwan Kim¹⁾ · Hwanseong Lee¹⁾ · Ji-Yeul Bae¹⁾ · Dae Yoon Jung²⁾ · Hyung Hee Cho^{*,1)}

¹⁾ Department of Mechanical Engineering, Yonsei University, Korea

²⁾ The 3rd Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 17 August 2016 / Revised 29 November 2016 / Accepted 24 February 2017)

ABSTRACT

An infrared-guided missile has been emerging as a major threat against combat aircraft due to its passive guidance characteristics and with recent advances in stealth technology. Hence, the infrared stealth technology and its effectiveness-evaluation technique become more significant than ever before. In this study, we applied missile aerodynamics to lethal range calculation which allowed more precise prediction. CFD analyses were newly involved in estimating drag force characteristics of an infrared-guided missile. Velocity profiles during flight period of the missile were constructed utilizing these drag characteristics and then incorporated into our in-house code to predict corresponding lethal ranges. The results showed that the present method can predict lethal range more appropriately than the previous one with constant velocity profile. As one of the results, if a fighter gains altitude more which reduces less drag of the attacking missile, then the lethal envelope increases significantly more compared to the lock-on envelope.

Key Words : IR Stealth(적외선 스텔스), Infrared Guided Weapon(적외선 유도무기), Aircraft Susceptibility(항공기 피격성), Lethal Range(위협 거리)

1. 서론

포클랜드 전쟁(1982), 1차 걸프 전쟁(1991), 코소보 내전(1999) 및 미국-아프가니스탄 전쟁(2001)의 결과는 제공권 장악이 현대전에서 성공적인 목표 달성을 위해 반드시 필요하다는 것을 알려주었다. 제공권 장악에

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

있어 필수조건 중 하나는 항공기의 생존성 향상인데, 여기서 생존성 개념은 크게 두 가지 하위 개념으로 나뉜다^[1]. 하나는 피격성(susceptibility)으로 임무수행 중 각종 탐지장비와 무기체계에 의해 노출되어 피격될 가능성을 뜻하며, 다른 한 가지는 취약성(vulnerability)으로 적의 무기체계에 의해 피격 당한 후 손상될 가능성을 뜻한다. 현대 무기체계의 화력이 비약적으로 향상되고 있는 상황을 고려하였을 때, 항공기의 취약성을 개선하는 것은 그 효과가 제한적일 수밖에 없으며 이러한 이유로 최신 항공기의 생존성 향상은 스텔스 기술을 적용해 피격성을 낮추는 방향으로 이루어졌다.

항공기의 생존성을 위협하는 주된 무기체계는 레이더 유도 미사일과 적외선 유도 미사일이 있다. 레이더 유도 미사일은 레이더 신호를 보내고 목표로부터 돌아오는 반사 신호를 받아 추적하는 능동(active) 방식을 사용한다. 반면 적외선 유도 미사일은 목표로부터 자체 방사되는 적외선 에너지와 주위에서 방사되는 적외선 에너지의 차이를 인식하여 추적하는 수동(passive) 방식을 사용한다. 따라서 항공기는 레이더 유도 미사일보다 적외선 유도 미사일의 발사 여부를 알아차리기 어려우며 대응 가능한 시간도 그만큼 짧아진다. 이러한 점은 적외선 유도 미사일이 공중 전력에 큰 위협이 되는 이유이며 실제로 1967년부터 1993년 까지 격추된 헬리콥터와 항공기의 89%가 적외선 유도 미사일에 의한 것이라는 통계가^[2] 이를 증명한다.

또한 최근에 공개된 미국의 6세대 전투기의 개념도를 보면 동체 상부에 위치한 엔진노즐과 같이 적외선 신호 저감을 위한 설계가 적용되어 있으며 이는 적외선 스텔스 기술이 더 이상 선택이 아닌 필수임을 시사하고 있다. 그러나 스텔스 기술은 그 특성상 기술 선진국에서 외부로의 유출을 엄격히 통제하고 있기 때문에 독자적인 기술개발이 필수적이다. 그리고 기술개발 뿐만 아니라 해당 기술이 적용되었을 때 항공기의 피격성이 어느 정도 감소하는지 체계적으로 평가할 수 있는 기법의 개발 또한 반드시 필요하다.

공대공 미사일에 대한 피격성 분석에 사용된 기존의 평가 기준은 탐지 거리(lock-on range)^[2]로 적외선 탐색기가 항공기를 포착할 수 있는 거리를 의미한다. 과거 탐색기의 성능이 제한적이었을 때는 탐지 거리만으로 피격성을 판단하는데 충분하였으나, 그 성능이 점차 발달하면서 미사일의 비행거리보다 먼 거리의 목표물 탐지가 가능해졌고, 탐지 거리만으로 항공기 피격성의 정확한 예측이 어려워졌다. 이에 Rao와 Mahulikar^[3]는

기존의 탐지범위에 항공기와 미사일 속도 및 미사일의 사정거리를 고려해서 위험 거리(lethal range)라는 새로운 피격성 평가 기준을 제시하였다. 그리고 Sonawane와 Mahulikar^[4,5]는 항공기와 미사일의 속도 비율 및 미사일의 선회율에 따른 위험 거리의 변화를 분석하였다.

선행연구에서는 미사일의 속도 크기가 비행시간 동안 일정하다 가정하고 위험 거리를 계산하였다. 그러나 이러한 가정은 로켓모터에 의한 초기 가속 후 항력에 의해 속도 크기가 서서히 감소하는 적외선 미사일의 비행 특성과 큰 차이를 보인다. 따라서 본 연구에서는 적외선 미사일에 작용하는 초기 가속 및 항력을 고려하여 시간에 따른 속도 크기 변화를 미사일에 적용하였을 때 항공기의 위험 거리를 계산하고, 항력의 크기에 따른 위험 거리의 변화를 파악하고자 한다.

2. 본 론

2.1 항공기 피격성 평가 지표

Rao와 Mahulikar^[3]에 의해 제시된 피격성 평가 기준은 Fig. 1과 같이 공대공 전투 상황에서의 탐지 및 위험 영역으로 나타낼 수 있다. 노란색으로 나타낸 부분은 탐지 영역(lock-on envelope)으로 적외선 탐지기에 의해 항공기가 탐지되는 영역을 뜻하며 각도에 관계없이 동일한 크기의 적외선 신호가 발생한다고 가정하였을 때, 그림과 같이 원형으로 나타난다. 그리고 타원으로 둘러싸인 영역은 항공기와 미사일의 움직임만 고려하였을 때 미사일이 항공기에 도달할 수 있는

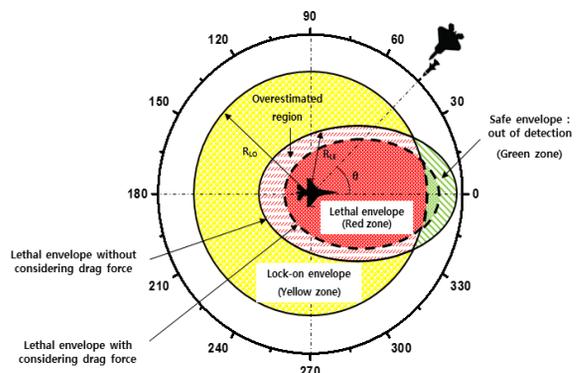


Fig. 1. Aircraft lock-on envelope and lethal envelope with and without considering drag force

영역을 나타낸다. 과거의 적외선 유도 미사일은 탐지기의 제한적인 성능으로 인해 탐지 거리가 미사일의 도달 가능 거리 내에 있었고 따라서 탐지 거리 개념만으로 항공기의 피격여부를 판단할 수 있었다. 그러나 적외선 탐지기의 성능이 향상되면서 탐지 방향에 따라서 도달 가능 거리보다 먼 거리의 목표물을 탐지할 수 있게 되었고, 탐지 거리만으로 항공기의 피격성을 정확히 판단하기 어려워졌다. 이러한 이유로 도달 가능 거리와 탐지 가능 거리를 복합적으로 고려하고자 위험 거리 개념이 제시되었으며, Fig. 1에서 두 영역의 교집합에 해당되는 붉은색 영역이 이에 해당된다. 그리고 초록색 영역은 미사일이 항공기에 도달 가능하지만 탐지가 불가능해 미사일이 발사될 수 없는 영역이기 때문에 안전 영역에 해당된다.

기존 연구의 경우^[3-5] 위험 거리 분석을 수행할 때, 미사일의 속도 크기는 시간에 따라 변하지 않는다고

가정하였다. 그러나 적외선 유도 공대공 미사일은 발사 직후 수 초 동안 로켓모터에서 발생한 추력에 의해 가속이 되며 그 이후에는 항력만 작용하여 속도 크기가 감소하기 때문에 Fig. 1의 점선 부분과 같이 위험 영역이 줄어들 것으로 예상할 수 있다. 특히 미사일이 항공기 후방에 위치할수록 미사일과 항공기의 상대속도 차이가 작아지기 때문에 기존의 속도 크기가 일정하다는 가정을 적용하면 후방에서 위험 거리의 과대예측이 일어날 것이다. 따라서 미사일의 항력을 고려하여 시간에 따른 속도이력(velocity profile)을 위험 거리 분석에 반영해야 위험 거리의 정교한 예측이 가능할 것이다.

2.2 위험 거리(lethal range) 산출 방법

항공기의 위험 거리 산출을 위해 자체 제작한 프로그램(in-house code)을 사용하였으며, 전체 과정은 Fig.

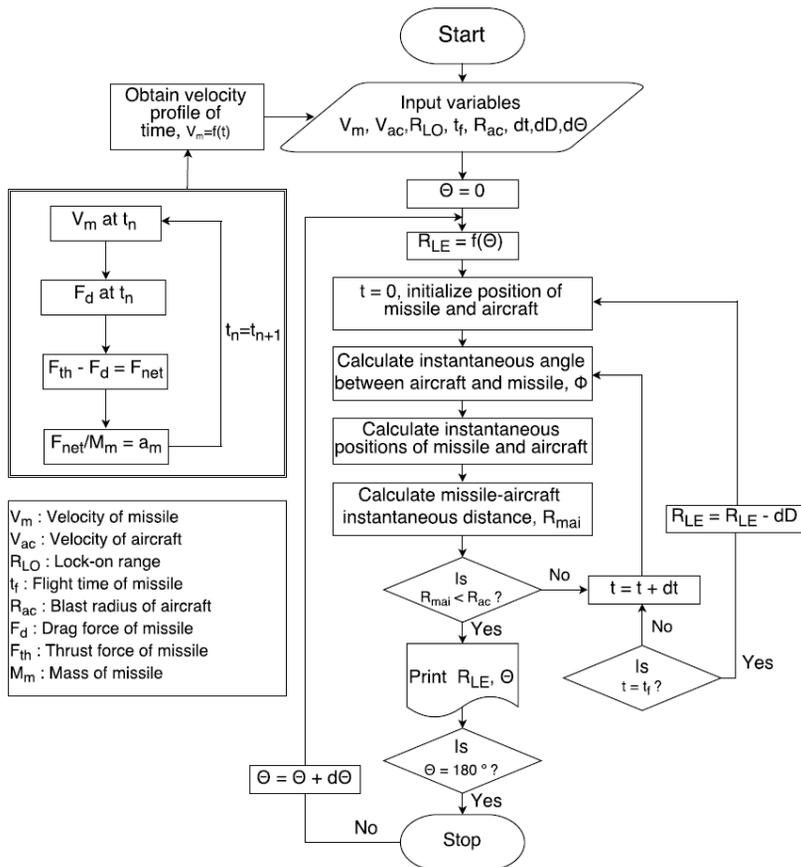


Fig. 2. Flow chart of lethal range prediction code

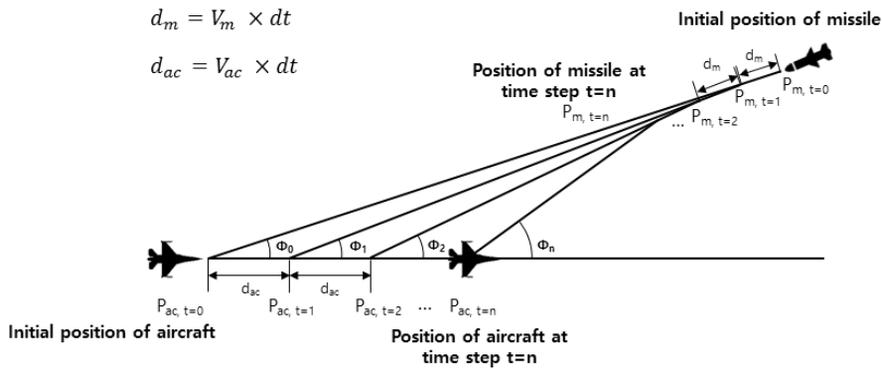


Fig. 3. Schematic of missile guidance principle

2와 같다. 처음 계산 시 미사일은 탐지 거리에서 출발하며, 시간 간격(time step)마다 미사일과 항공기에 대한 위치 및 거리계산이 수행된다. 설정된 비행시간(flight time)만큼 해당 계산이 수행되며, 비행시간 내에 항공기와 미사일 사이의 거리가 피격 반경 내에 들어오면 타격이 이루어진 것으로 프로그램이 판단한 다음 미사일이 초기에 출발한 위치를 위험 거리로 저장한다. 만약 비행시간 내에 미사일의 타격이 실패한다면 초기 출발 위치로 설정하였던 탐지 거리에서 일정 거리를 줄여 초기발사 위치로 다시 정한 다음, 다시 계산을 수행하여 타격에 성공할 때까지 해당 과정을 반복한다. 이러한 과정을 일정 각도 간격으로 반복하면 최종적으로 접근 방향에 따른 위험 거리의 계산이 끝난다.

Fig. 3은 미사일이 항공기에 접근하는 방식을 도식화한 것이다. 항공기는 원점에서 출발하며, 0° 방향으로 일정한 속력을 유지한 채 이동한다. 미사일이 초기 위치에서 출발한 이후 각 시간 간격마다 미사일과 항공기가 이루는 순간 각도가 프로그램에서 계산되며, 미사일은 해당 각도로 항공기를 향해 이동한다. 이 때 각 시간 간격별 이동거리는 항공기 또는 미사일의 속도와 시간 간격 크기의 곱으로 결정된다.

이러한 계산을 수행하기 위해 미사일의 비행시간에 따른 속도이력이 필요한데 이를 구하는 과정은 Fig. 2의 좌측에 제시하였다. 초기 발사속도가 주어졌을 때 해당 속도 크기에 대한 항력(drag force)을 계산하고 이를 미사일의 알짜힘 계산에 사용한다. 이 때 미사일의 추력은 전체 비행시간 중 연소시간 동안에만 작용하며 연소시간 이후에는 항력만 작용한다. 그 다음 알짜힘을 미사일의 질량으로 나눠 가속도의 크기를 구

하고, 해당 가속도와 시간 간격의 크기를 곱한 값을 현재 속도에 더해 다음 시간에 대한 미사일 속도로 사용한다. 이러한 과정이 미사일의 비행시간까지 수행됨으로써 전체 비행시간에 대한 미사일의 속도이력을 획득한다.

2.3 미사일의 시간에 따른 속도이력 산출과정

미사일의 항력정보는 속도 계산을 위해 반드시 필요한 정보이나 이와 관련된 미사일의 비행특성은 군사적인 이유로 그 공개가 제한되어있기 때문에 본 연구에서는 수치해석을 활용해 미사일 속도 크기에 따른 항력을 계산하였다. 이를 위해 Fig. 4와 같이 서방국가에서 광범위하게 쓰이는 적외선 유도 미사일을 수치해석 모델로 선정하였다. CAD프로그램을 이용하여 유동해석에 적합한 형태로 모델을 수정하였으며 격자생성프로그램인 ICEM CFD를 사용해 총 280만개의 체적 격자를 생성하였다.

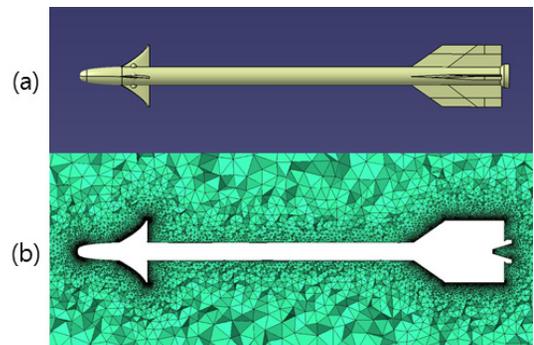


Fig. 4. (a) Modeling of IR-guided missile and (b) volume mesh of IR-guided missile

유동해석에는 Ansys Fluent v15.0 프로그램을, 난류모델은 SST k- ω 를 사용하였으며, 주유동의 마하수와 고도에 따른 해석을 수행하였다. Table 1은 해석 수행에 사용된 고도의 압력 및 온도 조건에 해당한다. Fig. 5는 고도 10,000 m에서 주유동의 마하수에 따른 미사일 주변 유동장 분포를 나타내며 다른 고도 조건에서도 이러한 유동 해석을 수행한 후 마하수에 따른 고도별 항력 계수 값을 Fig. 6에 나타내었다. 이때 무차원화 과정에서 고도의 영향을 분리했기 때문에 항력계수는 고도에 상관없이 거의 같은 값을 보인다.

Table 1. Atmospheric conditions at different altitudes

	5,000 m	10,000 m	15,000 m
Pressure	54050 Pa	26500 Pa	12100 Pa
Temperature	256 K	224 K	217 K

Table 2. Specifications of IR missile^[6,7]

제 원	값
Total weight	84.46 kg
Propellant weight	27.4 kg
Thrust	11.9 kN for 5.23 s
Flight time	60 s

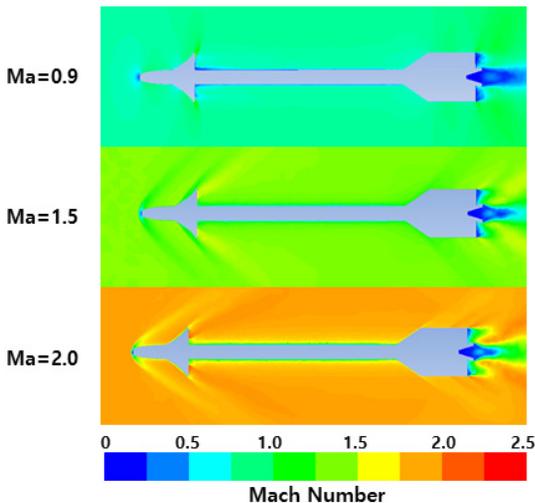


Fig. 5. Mach number distribution around missile at an altitude of 10,000 m

그 다음 해당 유동 해석 결과를 활용하여 고도 및 속도 크기에 따른 항력의 추세식을 만들어 다른 속도 크기에 대한 항력 계산에 사용하였다. 속도 계산에 필요한 미사일의 제원은 Table 2에 제시하였으며 추진제가 연소되는 초기 구간에서 추력 및 미사일 질량 변화를 계산 할 때 추진제의 단위시간당 연소량과 발생하는 추력이 일정하다고 가정하였다. 이러한 방법을 사용해 속도이력을 산출하기 위한 조건을 얻었으며, 앞 절에서 설명한 속도이력 계산법을 적용해 최종적으로 초기 발사 속도 $Ma = 1.5$ (항공기의 속도와 동일)에 대한 속도이력을 Fig. 7과 같이 산출하였다.

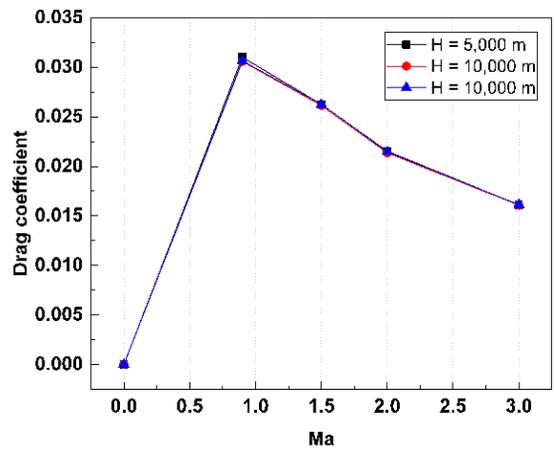


Fig. 6. Drag coefficient of missile in different mach numbers and altitudes

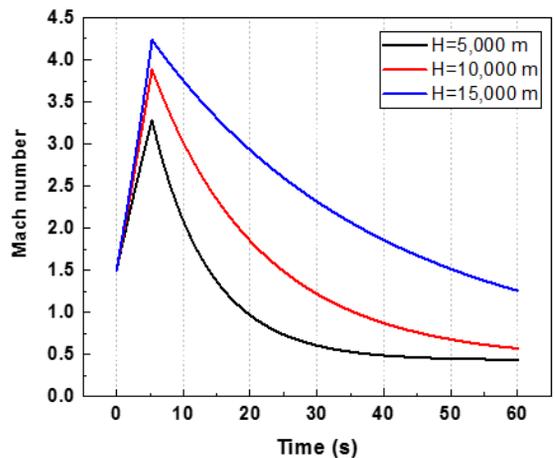


Fig. 7. Missile velocity profile of different altitudes with respect to time

2.4 공대공 적외선 미사일에 대한 피격성 해석결과 본 연구에 사용된 프로그램을 검증하기 위해 우선 기존 연구⁴⁾와 비교검증을 수행하였다. 해당 연구에서 사용된 조건을 입력해 피격성 분석을 수행한 결과 Fig. 8과 같이 동일한 결과를 얻을 수 있었다. 해당 검증을 바탕으로 속도이력을 적용한 경우와 기존 방식을 적용하였을 때의 위험 영역을 각각 계산한 다음 이에 대한 비교분석을 수행하였다.

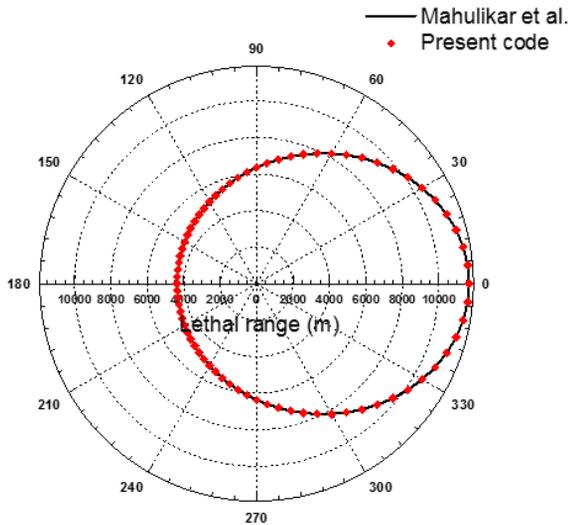


Fig. 8. Present code result compared with Mahulikar et al.'s result

Fig. 9는 미사일의 속도 크기가 시간에 관계없이 일정한 조건을 적용한 경우와 고도 10,000 m 조건의 속도이력을 적용하였을 때 계산된 위험 영역의 결과다. 미사일에 속도 크기가 일정한 조건을 사용하였을 때 미사일의 속도(V_m)가 항공기의 속도(V_{ac})에 가까울수록 즉, 미사일의 속도가 느려질수록 위험 영역이 감소한다. 특히 후방으로 갈수록 그 거리가 작아지는데 이는 미사일이 항공기 후방에 위치할수록 둘 사이의 상대 속도가 작아지며 이로 인해 주어진 비행시간 내에 따라잡을 수 있는 거리가 줄어들기 때문이다. 그러나 미사일에 속도이력을 적용하였을 때는 위험 영역이 기존의 속도 크기만 바꾼 경우와 다른 모습을 보인다. $V_m = Ma 1.67$ 인 경우처럼 미사일의 속도 크기를 작게 하면 항공기 전방에서의 위험 거리는 탐지 거리에 의해 제한되면서 속도이력을 적용하였을 때와 유사하게 예측되지만, 후방의 경우 과소예측이 일어난다. 반

대로 $V_m = 2.00$ 로 미사일의 속도 크기를 크게 하면 항공기 후방에 대한 위험 거리 예측은 속도이력을 적용한 경우와 유사하게 이루어지지만 측면과 전방에서 위험 거리의 과대예측이 일어난다. 따라서 주어진 비행시간에 대하여 미사일의 속도 크기가 일정하다는 조건을 적용할 경우, 어떠한 속도 크기로 가정한다고 해도 위험 거리가 정확히 예측되지 않는 방향이 발생하며 위험 거리를 정확히 예측하기 위해 미사일에 속도이력을 반영해야한다는 결론을 내릴 수 있다.

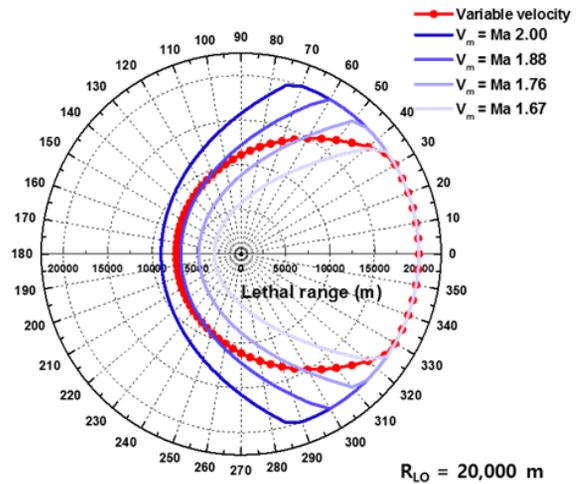


Fig. 9. Lethal envelope of fixed velocity and variable velocity of missile($V_{ac} = Ma 1.5$, $t_f = 60$ s)

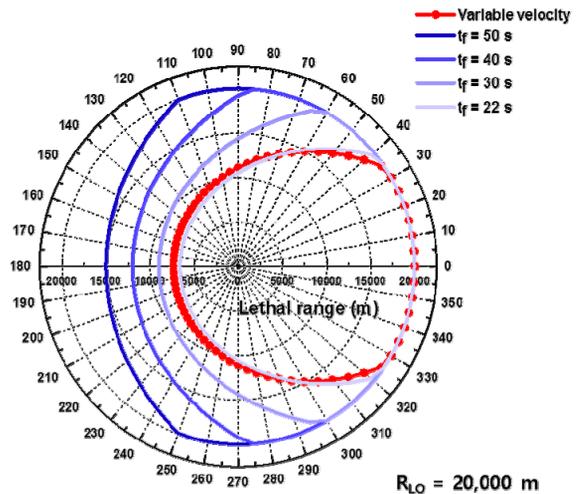


Fig. 10. Shift of lethal envelope for the different flight time with $V_m = Ma 2.5$ condition

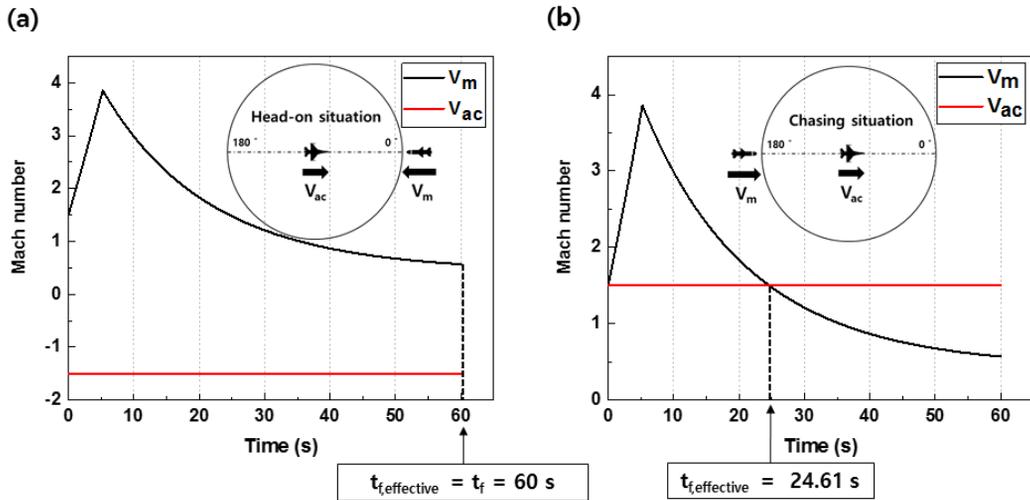


Fig. 11. Effective flight time of (a) head-on situation and (b) chasing situation

한편, 미사일에 속도이력을 적용해 얻어낸 결과가 기존의 등속력 방법을 적용했을 시 어떤 변수를 변화시킬 때 나타나는 효과와 같은 지 확인하기 위해 Fig. 10과 같이 미사일의 속도를 마하 2.5로 고정 시키고 비행시간을 변화시켜가며 위험 거리를 계산하였다. 위험 영역의 크기는 비행시간이 감소할수록 줄어들지만, 위험 영역의 형태가 속도이력을 적용한 결과에 가까워진다는 점에서 속도의 크기를 변화시킨 경우와 다른 결과를 보이고 있다. 특히 비행시간을 22초로 두었을 때 속도이력을 적용한 경우와 유사한 위험 영역을 얻었는데 이를 통해 항력을 고려하여 미사일의 속도이력을 반영 한 것은 정해진 속도 크기에 대하여 비행시간이 감소한 효과가 반영되어 있음을 보이고 있다. Fig. 11의 그래프 비교로 이러한 효과를 더 자세히 설명할 수 있는데 Fig. 11 (a)와 같이 미사일과 항공기가 서로 마주보며 접근하는 경우 둘 사이의 상대 속도 차이가 크기 때문에 정해진 비행시간 동안 미사일은 항공기로부터 멀어지는 일 없이 항공기로 계속 접근한다. 그러나 Fig. 11 (b)와 같이 미사일이 항공기 후미를 쫓아가는 경우 둘 사이의 상대속도가 작아지며 미사일의 속도가 항공기의 속도인 마하 1.5 보다 작아지면 항공기를 더 이상 쫓아가지 못하고 항공기로부터 오히려 멀어지는 상황이 발생한다. 따라서 미사일이 후방에 위치할수록 미사일이 항공기와의 거리를 좁힐 수 있는 유효 비행시간이 감소한다. 이때 Fig. 11 (b)의 유효 비행시간과 그 구간의 유효 평균속도는

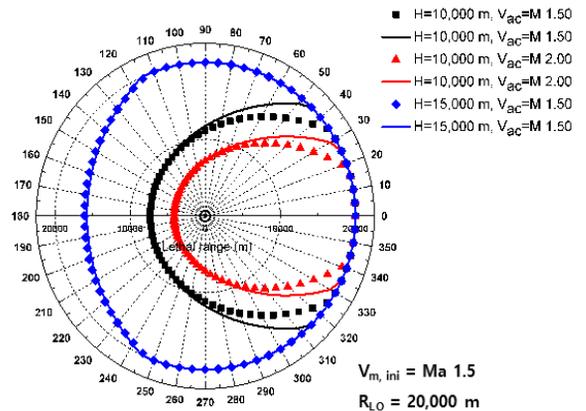


Fig. 12. Lethal envelope of variable velocity(dot) and effective flight time & velocity(line) at different conditions

각각 24.61초, Ma 2.49로, Fig. 10에서 속도이력을 도입하였을 때와 유사한 위험 영역 결과를 보인 비행시간 22초, Ma 2.5 케이스와 비슷한 값이다.

Fig. 12는 미사일의 속도이력을 적용했을 때와 유효 비행시간 및 유효 평균속도를 적용했을 때 계산된 위험반경을 조건(H = 10000 m & Vac = M 1.50, H = 10000 m & Vac = M 2.00, H = 15000 m & Vac = M 1.50)별로 비교한 결과를 나타내며, 이 때 조건별로 적용된 유효 비행시간 및 유효 평균속도는 각각 24.61초와 Ma 2.49, 18.12초와 Ma 2.76, 50.15초와 Ma 2.58이

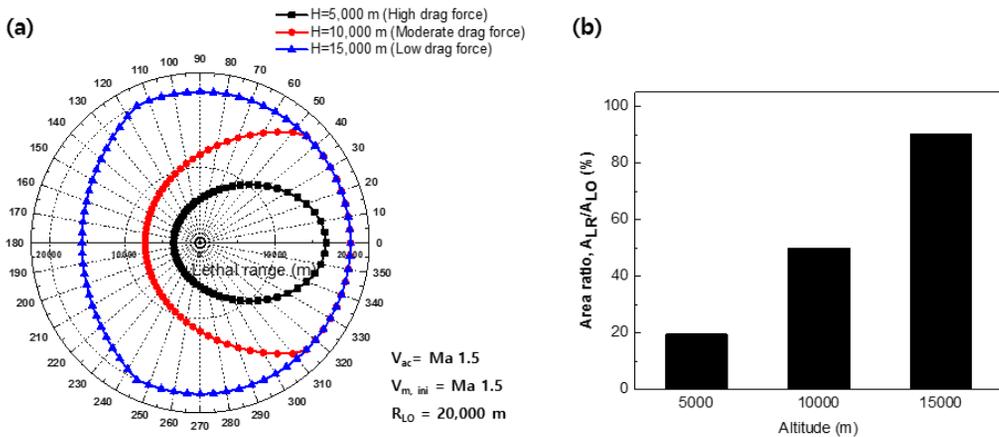


Fig. 13. (a) Lethal envelope and (b) area ratio of lock-on area over lethal area at different altitudes

다. 유효 비행시간 및 유효 평균속도를 적용하여 위험 반경을 분석한 경우 조건에 따라 측면에서 위험거리를 조금 크게 예측하나 전체적으로 속도이력을 직접 적용했을 때와 유사한 결과를 보이고 있으며, 이러한 결과는 미사일에 항력을 고려한 속도이력을 적용하는 것이 기존 방식으로 위험거리를 계산할 때 속도 크기와 비행시간을 바꾸는 것에 해당함을 뒷받침하고 있다. 추가적으로 유효 비행시간과 유효 평균속도를 사용하여 위험거리를 계산했을 경우 속도이력을 적용했을 때보다 위 조건들에 대해 평균적으로 51.7 % 적은 시간이 들었다. 따라서 속도 이력을 프로그램에 입력 가능한 형태로 전처리하는데 드는 시간까지 고려한다면 위험거리의 근사적인 결과를 얻을 때는 속도 이력 분석으로 얻은 유효 비행시간과 유효 평균속도를 사용하는 것이 계산비용 측면에서 유리하다고 할 수 있다.

고도 변화로 항력이 달라졌을 때 위험 영역의 변화는 Fig. 13 (a)를 통해 확인할 수 있다. 고도 상승으로 인해 항력이 작아질수록 미사일의 감속이 느리게 이루어지므로 위험 거리가 증가하며, 후방으로 갈수록 더 크게 증가한다. Fig. 13 (b)는 탐지 영역과 위험 영역의 비율을 나타낸 결과로 고도 5,000 m, 10,000 m, 15,000 m에 대하여 각각 19.5 %, 50.0 %, 90.4 %의 값을 보인다. 이러한 결과는 미사일에 걸리는 항력이 작아질수록 항공기가 적외선 미사일에 탐지되었을 때 실제 피격으로 이어질 가능성이 높아짐을 뜻한다. 따라서 항공기의 임무 수행 고도가 높아지면 적외선 미사일에 대한 생존성 향상 측면에서 항공기의 비행성능 향상보다 적외선 신호의 저감에 더욱 중요해진다.

3. 결론

본 연구에서는 미사일의 항력을 고려하여 시간에 따른 속도이력을 산출하였으며 이를 위험 거리 계산에 반영해 기존의 속도 크기가 일정한 조건을 적용하였을 때와 달라지는 점을 비교분석하였다. 이를 위해 CFD를 사용하여 속도에 따른 미사일의 항력 크기를 계산하였으며, 미사일의 항력, 추력, 질량을 바탕으로 시간에 따른 속도이력을 산출하였다. 그리고 산출된 속도이력은 탐지 거리, 비행시간 및 항공기의 속도와 함께 자체개발한 프로그램의 입력조건으로 사용하였으며 최종적으로 적외선 미사일에 대한 항공기의 위험 거리를 계산하였다.

같은 비행시간에 대해 미사일의 속도 크기가 일정한 조건과 속도이력을 적용하였을 때의 위험 거리를 계산한 결과, 속도 크기를 일정하게 정한 조건에서 속도 크기에 따라 위험 거리의 과대예측 또는 과소예측이 나타났으며 정교한 예측을 위해서는 미사일의 항력이 고려된 속도이력이 필요하다는 결론을 내릴 수 있다. 또한 본 연구에서 사용한 속도이력의 적용이 기존 연구에서 속도 크기와 비행시간을 변화시키는 효과에 해당함을 확인하였으며 유효 비행시간과 유효 평균속도를 사용하여 위험 거리를 속도이력을 적용한 결과와 근사하게 얻을 수 있음을 알았다. 마지막으로 고도가 높아져 항력이 감소할수록 위험 영역이 탐지 영역에 가까워지며 이는 항공기의 임무 수행 고도가 올라갈수록 미사일에 의한 탐지가 실제 피격으로 이어질 가능성이 높아짐을 뜻한다. 본 연구의 결과는 미

래의 적외선 스텔스 기술 적용 시 전장 환경을 복합적으로 고려한 항공기의 생존성 향상 정도를 정량적으로 평가할 때 활용될 수 있을 것으로 기대되며, 추후 연구에서는 항력발산이 일어나는 천음속 구간(Ma 0.8 ~ Ma 1.2)에 대해 추가적인 항력 해석을 수행한 다음 미사일의 속도이력을 얻어 정확한 피격성 예측을 수행할 예정이다.

후 기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소가 지원하는 국방피탐지감소기술 특화연구센터 사업의 일환으로 수행되었습니다.

References

- [1] Ball R. E., "The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, 2nd Edition," America Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston VA, 2003.
- [2] S. P. Mahulikar, H. R. Sonawane, and G. Arvind Rao, "Infrared Signature Studies of Aerospace Vehicles," *Progress in Aerospace Science*, Vol. 43, No. 7, pp. 218-245, 2007.
- [3] G. A. Rao and S. P. Mahulikar, "New Criterion for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missiles," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 9, No. 8, pp. 701-712, 2005.
- [4] H. R. Sonawane and S. P. Mahulikar, "Tactical Air Warfare : Generic Model for Aircraft Susceptibility to Infrared Guided Missile," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 15, No. 4, pp. 249-260, 2011.
- [5] H. R. Sonawane and S. P. Mahulikar, "Effect of Missile Turn Rate on Aircraft Susceptibility to Infrared-Guided Missile," *Journal of Aircraft*, Vol. 50, No. 2, pp. 663-666, 2013.
- [6] "Standard Missile Characteristics - AIM-9L," Naval Air Systems Command, 1974.
- [7] Carlo Kopp, "The Sidewinder Story; The Evolution of the AIM-9 Missile," *Australian Aviation*, 1994.