

미세파편 및 입자를 활용한 극초음속 비행체 요격 연구

김인수^{*1)} · 강봉주¹⁾ · 김성표¹⁾ · 윤종원²⁾ · 김성훈²⁾

¹⁾ 국방과학연구소 군전력연구센터

²⁾ 풍산 방산기술연구원

A Study on the Interception using Fine Fragments and Particles to Hypersonic Vehicles

Insoo Kim^{*1)} · Bongjoo Kang¹⁾ · Seongpyo Kim¹⁾ · Jongwon Yoon²⁾ · Sunghoon Kim²⁾

¹⁾ Military Force Research Center, Agency for Defense Development, Korea

²⁾ Defense R&D Institute, Poongsan, Korea

(Received 6 December 2023 / Revised 15 January 2024 / Accepted 8 February 2024)

Abstract

This paper describes the interception using fine fragments and particles to hypersonic vehicles which have a vulnerability in thermal and pressure during glide-phase flight. This interception concept is based on the fast relative velocity and the flight vulnerability of hypersonic vehicles. For the density calculation of fragmentation and particle in interception, error analysis of end-phase was performed including radar, intercept missile and target maneuvering errors. In relation to the vulnerability and error analysis, the penetration characteristics of fine fragments in high temperature were analyzed. Presented the interception in glide-phase could be applied to the concept of horizontal multi-layer defense to hypersonic vehicles.

Key Words : Hypersonic(극초음속), HGV(극초음속 활공비행체), HCM(극초음속 순항유도탄), Interception(요격), Vulnerability(취약성)

1. 서론

극초음속 비행체의 특징은 탄도탄 대비 저고도의 대기권에서 마하 5 이상의 고속 비행으로 상대의 탐지 및 요격 대응 시간을 줄이고, 비행 중 기동 및 스

키픽(skipping)을 포함하여 탄도 예측을 어렵게 함으로써 상대의 요격에 대응하며, 탄착 시 상대적으로 빠른 속도에서의 높은 운동에너지로 표적 파괴력을 증대시킨다^{1,2)}. 이러한 극초음속 비행체의 세가지 주요 특성; 마하 5이상의 고속 성능 및 고속에서의 기동성을 가지며, 대기권 비행을 지속하는 특성을 Fig. 1을 통해 확인할 수 있다. 극초음속 비행체는 다음의 2가지 유형; 극초음속 활공 비행체(HGV; Hypersonic Glide Vehicle),

* Corresponding author, E-mail: kisslamp@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

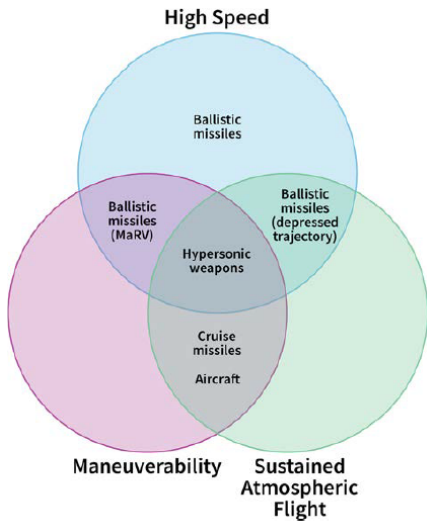


Fig. 1. Hypersonic Weapons in weapon categories^[1]

극초음속 순항 유도탄(HCM; Hypersonic Cruise Missile)으로 일반적으로 분류되며^[2], 별도의 러시아 킨잘 형태인 극초음속 공중 탄도탄(HABM; Hypersonic Aero Ballistic Missile) 형태가 극초음속 비행체의 기본적 특성을 갖는 데는 다소 부족하지만, 극초음속 유도탄의 변형으로 분류된다^[3].

이러한 극초음속 비행체는 대기권 비행, 스킵(skip) 및 글라이드(glide)를 포함한 기동 특성으로 인해 기존의 탄도탄 요격 대응체계로 극초음속 유도탄을 활공 단계에서 대응하는 데는 교전 포인트 예측 및 요격유도탄의 종말 기동성 확보 등의 한계가 있어 차세대 게임 체인저(game changer)로 불리기도 한다^[4].

극초음속 비행체의 기동 등에 따른 기존의 직격요격의 한계를 극복하기 위해 파편이나 입자를 활용한 새로운 요격 방안이 직격 요격의 대안 개념으로 제시된다^[1]. 이 개념은 지상 레이더 운용 정확도 요구, 요격 유도탄의 고기동 성능 확보 및 탐색기 정확도 보장 등에 있어 직격 개념 대비 장점을 가지며, 이러한 장점으로 주요 표적들에 대한 다중 대응 또한 용이할 것으로 판단된다.

또 다른 대응 방안으로 레이저 기반의 고에너지, 금속 탄자를 투사하는 레일건, 전자전 부류의 고출력 전자기파 등이 제안되나, 이러한 고에너지 등의 개념의 현실화에는 다소의 문제점을 각각 내포하고 있는 실정이다^[5].

본 논문에서는 극초음속 비행체의 사거리를 포함한

유형별 특성을 기술하고, 극초음속으로 대기권을 비행함에 따른 열적, 하중적 취약성을 분석하며, 극초음속 비행체 활공단계 직격 요격의 대안 개념인 미세파편 및 입자를 활용한 요격 방안과 극초음속 온도 환경에서의 파편 관통 성능 해석 결과를 제시한다. 그리고 요격 유도탄 종말 오차의 주요소인 레이더 오차 등을 포함한 요격 유도탄의 종말 오차를 분석하여, 해당 오차 영역에서 임의의 탄두 무게에서의 파편 및 입자의 단위 면적당 밀도 분석을 통해 미세파편 및 입자 탄두를 포함한 요격 유도탄 설계 등에서 활용할 수 있도록 한다.

2. 극초음속 비행체 특성

극초음속 비행체의 운용개념 및 사거리를 포함한 주요 특성을 Table 1에 나타냈다. HGV 계열인 러시아의 아방가르드(Avanguard)나 중국의 동평-17은 글라이더 부가 상대적으로 커, 핵이나 재래식 탄두 탑재 능력을 보유할 것으로 예상됨에 따라^[10] 높은 정확도가 요구되는 미국의 운동에너지 위주로 타격하는 TBG (Tactical Boost Glide)보다 정확도 면에서 좀 더 자유로울 수 있다. HCM은 HGV 대비 상대적 저고도 비행 및 기동 능력 등의 장점을 가지나, 반면 해결해야 될 주요 기술들로 비행 제어 및 항법 정밀도 구현 외에 기체의 구조 건전성(structural integrity), 스크램젯 엔진의 효율성 및 내구성 확보 등이 HCM 기술의 주요 과제이다^[6]. 특히 공중발사 HCM의 경우 크기 및 무게 제한이 상대적으로 커 사거리 및 탄두 중량 확보 등에 제한을 받는다. 그리고 저공을 극초음속으로 비행함에 따른 높은 공기밀도(ρ)에 의한 열 및 항력 문제 등도 해결해야 될 주요 내용들이다^[11]. HABM은 극초음속 비행체의 기본 특성인 기동 등에 다소 제한적이나, 기술적 접근이 상대적으로 용이하며, 기술적 신뢰도 또한 높은 장점을 갖는다. 사거리 확보 등을 위해 일부 풀업(pull-up) 기동을 포함하며, 이로 인해 유도탄의 종말속도 감소가 따른다.

극초음속 비행체 구현에는 몇가지의 기술적 난제가 존재하게 되는데^[24], 고속에서의 공기저항에 따른 높은 온도를 극복하기 위한 소재 기술, 과도한 히팅(heating)을 유발하지 않으면서 극초음속 비행을 가능하게 하는 비행체 설계 및 제어 기술, 극초음속 순항 유도탄에 적용되는 스크램젯(scramjet) 엔진기술, 고온

Table 1. Characteristics of hypersonic missiles

구분 항목	극초음속 활공 비행체(HGV)	극초음속 순항 미사일(HCM)	극초음속 공중탄도탄(HABM)
운용개념	로켓으로 추진되어 약 100 km 내의 고도에서 탄두를 포함한 글라이더가 분리된 후 스킵을 포함한 활공비행을 통해 사거리 및 요격 회피 특성 확보	로켓 추진으로 공기흡입식 엔진 운용속도 확보 후 엔진을 통한 자체 추진으로 비행하며, 엔진기동력을 활용하여 등속 순항 비행	기존의 탄도탄 형태를 가지나 탄도비행이 아닌 폴업기동 등을 포함한 일부 변형 기동으로 요격 대응 능력 가짐
사거리	2000 km_동평-17 ^[2] 6000 km_아방가르드 ^[6]	250 km_지르콘 ^[6]	600 km_킨잘 ^[7]
운용고도	30 km ~ 80 km ^[2,8]	20 km ~ 30 km_지르콘 ^[6]	<80 km ^[9]
운용속도	<마하 10_동평-17 ^[2] <마하 20_아방가르드 ^[2]	마하 5 ~ 6+_지르콘 ^[6]	<마하 10 ^[2]
종말속도	마하 3 ^[6] for 정밀타격	마하 3 수준 ^[8]	마하 3.8@킨잘 ^[7]

에서 유발되는 플라즈마로 인한 통신 등 장애 극복 문제, 극초음속 유동 등을 시험할 수 있는 풍동 확보와 실제의 극초음속 비행시험 평가 관련 기술 등을 들 수 있다.

3. 극초음속 비행체 취약성

3.1 극초음속 비행체의 열적 취약성

극초음속 비행체의 활공단계 공력가열에 의한 비행체 온도특성을 파악하기 위해 기체 모델은 미국의 2000년대 극초음속 기술 실증 모델인 HTV(Hypersonic Technology Vehicle)-2를 적용하였고^[12], 속도 및 고도 조건은 한반도의 위협 등을 고려하여 중국의 동평 DF-17을 적용하여 분석하였다^[13,14]. 활공 초기조건으로 최대 고도인 70 km, 속도 마하 9 수준의 2.81 km/sec에서 사거리 1500 km 비행을 분석한 결과를 Fig. 2에, 비행 고도 및 속도 프로파일을 Fig. 3에 나타냈고, 활공단계에서의 비행체 속도 변화는 고도 변화 대비 크지 않음을 볼 수 있다.

극초음속 비행체의 열적 취약성 분석 결과 활공단계 대부분 1000 K 이상의 동체 온도를 나타냈으며, 노즈(nose)부 최대온도는 약 2500 K에 근접함을 볼 수 있고, 노즈부, 리딩에지(leading edge), 상부, 하부 순으로의 평균온도 분포를 확인하였다. 이러한 고온 환경을

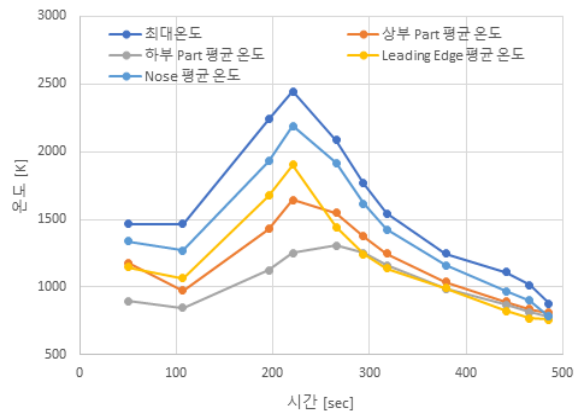


Fig. 2. Thermal analysis of HTV-2^[13]

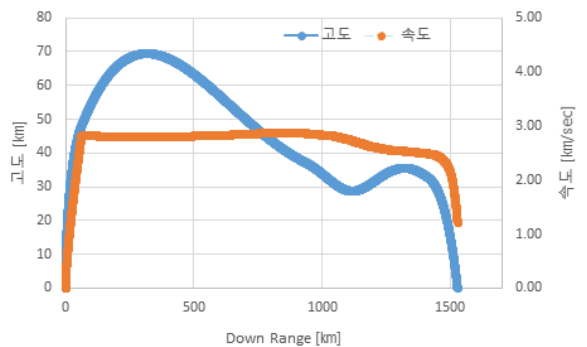


Fig. 3. Altitude and velocity simulation of DF-17^[14]

극복하기 위해 극초음속 비행체의 노즈부를 포함한 전방 동체부는 카본 소재를 적용한 열방호 기체 적용이 필수적이며, 반면 요격 측면에서는 이러한 열방호 특성을 훼손함으로써 간접적으로 극초음속 비행체의 임무를 제한할 수 있다. 또한 4.3절에서 해석한 파편의 효과도 측면에서도 일부 소재에 한해서 상온 대비 유리함을 들 수 있다.

3.2 극초음속 비행체의 공력 하중

극초음속 비행체의 비행 중 수직 충격파(normal shock wave) 후면에 작용하는 하중을 Fig. 4에 나타냈다^[5]. 고도(40/30/20 km)와 마하수에 따른 단위 면적당 하중을 볼 수 있으며, 고도 40 km 대비 20 km에서의 속도 변화에 따른 하중의 증가가 상대적으로 커지는데, 이는 고도가 내려감에 따른 공기 밀도 증가 지대함에 기인한다. 이러한 비행 중 하중은 외부의 고속 파편 등에 취약할 수 있음을 예상할 수 있다.

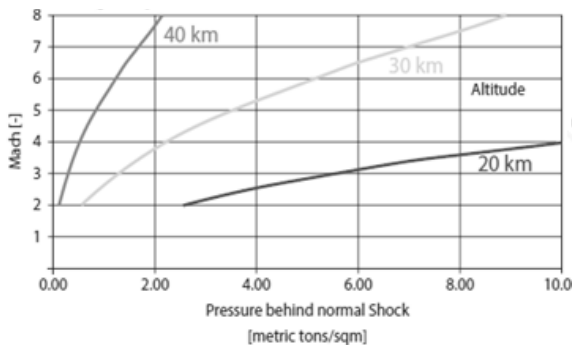


Fig. 4. Pressure behind a normal shock vs mach number^[5]

4. 극초음속 비행체 활공단계 요격 연구

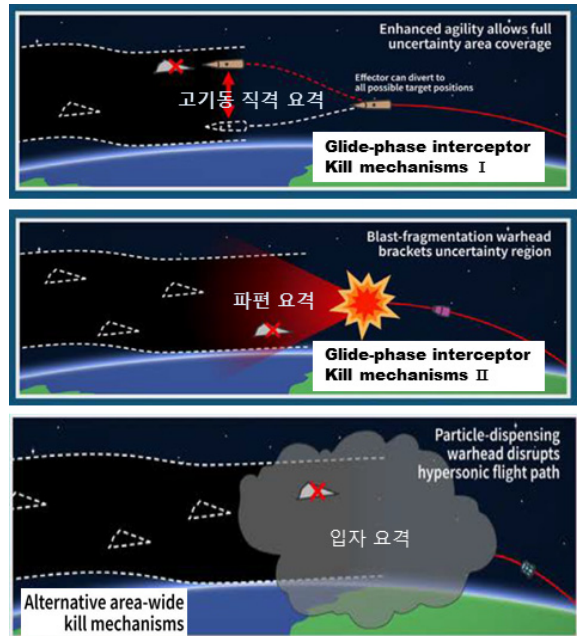
4.1 극초음속 비행체 활공단계 요격

극초음속 비행체의 종말단계는 탄도탄 특성과 유사할 것으로 예상됨에 따라 기존의 탄도탄 종말 요격 체계인 패트리엇이나 국내 개발 천궁-II 등으로 사건의 큐잉(cueing) 정보를 활용하여 일부 대응이 가능할 것으로 예상된다.

반면 극초음속 비행체의 활공단계는 스킵 & 글라이드를 포함한 추가의 횡기동 등을 포함하고 있어 기존의 탄도탄 대응체계로는 요격 유도탄의 기동 한계 등

으로 직접 요격이 제한된다. 따라서 활공단계의 기동하는 극초음속 비행체를 요격하기 위해서는 고기동 요격체가 대응체계로 제시될 수 있으나, 극초음속 비행체의 활공 영역에서 비행 궤적 예측, 탐색기 운용 및 요격 유도탄의 고 기동력 확보 등의 어려움이 예상된다.

이러한 극초음속 비행체의 활공단계 직격 요격의 어려움으로 인해 파편 또는 입자를 활용한 요격 개념이 제시되며^[1], 이러한 대안 요격 개념이 고기동 직격 요격 개념과 함께 Fig. 5에 나타났다. 두 가지의 대안 요격이 가능한 배경에는 극초음속 표적과 요격탄 간의 빠른 상대속도 및 극초음속 비행체의 열적, 하중적 취약성에 기인한다.

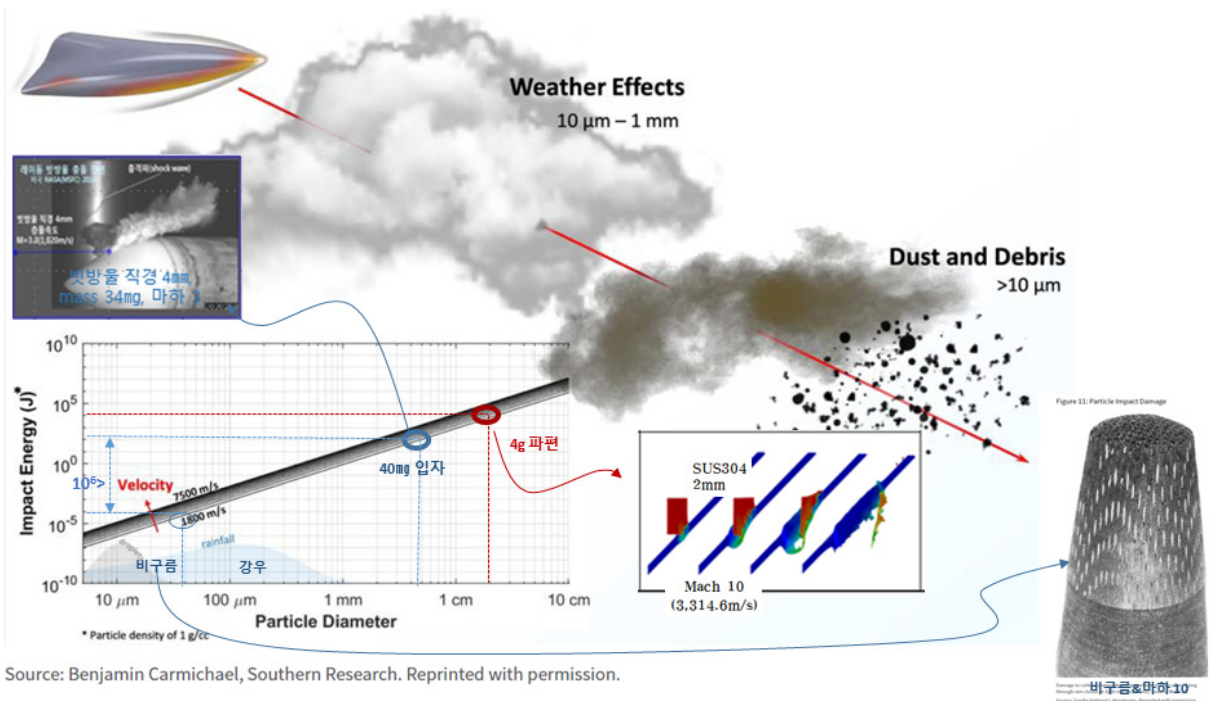


Source: CSCI Missile Defense Project

Fig. 5. Glide-phase interceptor with alternative concepts^[1]

4.2 극초음속 환경의 파편 및 입자 충격에너지

극초음속 환경에서 파편 및 입자의 충돌에 따른 충격에너지 비교를 Fig. 6에 나타냈다. 마하 10 수준으로 대기권의 비구름을 통과한 재진입체 충격에너지^[1] 대비 입자 및 파편 적용 시 충격 에너지의 크기 비교를 볼 수 있으며, 재진입체 충격 대비 40 mg 입자가 약 10⁶배, 4 g 파편의 경우 약 10⁸배의 충격에너지를 갖는 것을 볼 수 있다.



Source: Benjamin Carmichael, Southern Research. Reprinted with permission.

Fig. 6. Impact energy comparison at hypersonic environment^[1,15]

Fig. 6 좌측 상단의 입자 충돌 레이돔 효과에 있어 빗방울 중량 34 mg, 속도 마하 3에서의 결과로^[15], 극초음속에 따른 마하수가 커지게 되면 속도비의 제곱에 비례하는 충격에너지를 갖게 되며, 그림의 우측 하단에는 파편 4 g, 상대속도 마하 10에서의 SUS 2 mm, 경사각 60°에서의 충격 효과를 다음 4.3절 상은 해석의 근사한 방법으로 분석하여 관통 후 잔류 파편과 함께 나타냈다.

극초음속에서의 파편 충돌로 인한 기체 손상은 극초음속 비행체의 비행 안정성을 크게 저하시킬 것이며, 또한 열 방호에 있어서도 치명적 결함을 초래할 것으로 판단된다. 입자의 기체 충돌 시에는 기체 표면으로부터의 비산 입자들로 인해 열전달이 크게 증가되고, 이에 따라 열방호 층 아래의 노출 표면의 고온 열화학 삭마가 증대되어 입자 침식의 상승작용이 일어나 궁극적으로 비행체의 열 방호 시스템 기능이 크게 저하될 것으로 예상된다.

4.3 극초음속 비행체의 파편 충돌 관통 해석

극초음속 비행체는 비행 중 공력가열에 의해 고온의 열에너지를 받게 되므로 비행체의 온도에 따른 파

편의 관통 영향성을 수치해석을 통해 검토하였다. 해석 조건은 Table 2에 나타냈으며, 시간에 따른 외연적 시간적분법인 Explicit 해석기법을 사용하였고 Lagrange model을 적용하였다. 재료의 구성방정식은 아래 식 (1), (2)에서와 같이 재료의 변형경화(strain hardening), 변형률(strain rate), 열 연화현상(thermal softening)을 고려할 수 있는 Johnson-Cook 모델을 적용하였고 파손 모델은 아래 식 (3)과 같이 effective plastic strain 변화량의 합이 1이 되었을 때 파손이 일어나도록 설정하였다. 각 재료의 계수 값은 Table 3에 나타냈다.

Table 2. Analysis condition of fine fragment penetration

항 목	특 성
파편 재질 및 형상	텅스텐(W90), 구형
표적 시편	SUS304(3t), Titanium(3t & 2t)
충돌 속도	2,400 m/s
표적 시편 온도	300 K, 600 K, 900 K
충돌 각	30°

Table 3. Johnson-cook constitutive model parameters

재질	Tungsten (W90) ^[16]	SUS304 ^[17]	Titanium (Ti6AL4V) ^[18,19]
Density (kg/mm ³)	17.6e-6	8.027e-6	4.43e-6
Shear Modulus (GPa)	124	75.1	44.0
Poisson's ratio	0.28	0.29	0.33
Melting Temperature (K)	2,041	1,673	1,933
Specific Heat (J/(kg·K))	250	440	580
A (GPa)	1.3	0.31	0.7827
B (GPa)	0.141	1.0	0.4984
n	0.18	0.65	0.28
c	0.016	0.07	0.028
m	1.0	1.0	1.0
ε ₀	1.0	0.1	0.00001
D1	0.0	0.53	-0.09
D2	0.33	0.5	0.25
D3	-1.50	-6.8	-0.5
D4	0.0	-0.014	0.014
D5	0.0	0	3.87

$$\sigma_y = (A + B\bar{\epsilon}^{-p})(1 + c \ln \dot{\epsilon}^*) (1 - T^{*m}) \quad (1)$$

$\bar{\epsilon}^{-p}$: effective plastic strain

$\dot{\epsilon}^*$: strain rate

T^* : homologous temperature $(\frac{T - T_{room}}{T_{melt} - T_{room}})$

$$\epsilon^f = \max([D_1 + D_2 \exp D_3 \sigma^*][1 + D_4 \ln \dot{\epsilon}^*][1 + D_5 T^*], EFMIN) \quad (2)$$

σ^* : effective stress $(\frac{p}{\sigma_{eff}})$

EFMIN : Lower bound for calculated strain at fracture

$$D = \sum \frac{D_i \bar{\epsilon}^{-p}}{\epsilon^f} \quad (3)$$

Table 4. Critical weight of fragment for penetration [gram]

재질	온도	300 K	600 K	900 K	비고 (계산 간격)
SUS304 (3t)		0.175	0.15	0.1	0.025
Titanium (3t)		0.125	0.175	0.15	0.025
Titanium (2t)		0.04	0.03	0.03	0.01

극초음속 비행체 표적의 재질과 온도에 따른 파편의 관통임계중량 계산결과를 Table 4에 정리하였으며, 각 표적 별 파손(관통) 형상을 Table 5에 나타냈다. SUS304 표적의 경우 온도가 올라갈수록 파편의 관통 임계중량이 작아지는 것을 잘 보여주고 있다. 하지만 Titanium의 경우에는 조금 복잡한 양상을 보이는데, 3t 표적의 경우 600 K 온도조건에서 가장 큰 관통임계중량을 보였고 2t 표적에서는 관통임계중량이 유사하게 나타났다. 일반적으로 금속 재질은 온도가 올라갈수록 강도는 작아지고 파단 변형률은 커지는 경향을 보인다. Johnson-Cook fracture 모델(식 (2))을 살펴보면, 온도에 따른 파단 변형률 값을 결정하는 계수는 “D5”이며, SUS304의 경우에는 D5 값이 “0”으로 온도에 대한 파단 변형률 차이가 없는 것으로 나타나 있다^[16]. 그리고 Soares et al.^[20] 및 “High Temperature Characteristics of Stainless Steels”^[21]에 따르면, SUS304의 파단 변형률은 온도가 올라감에 따라 작아지는 경향을 보인다. 이를 종합하면, 온도가 올라갈수록 강도와 파단 변형률이 낮아지므로 파단에 이르는 에너지가 작아져 더 쉽게 파손에 이른다 하는 것으로써, 해석 결과와 같은 경향을 보인다.

반면에 Titanium의 경우에는 D5 값이 “3.87”로 값이 크게 나타나 있는데^[18,19], 이는 온도가 올라갈수록 강도는 약해지지만 파단 변형률 값은 상당히 커지는 것을 나타낸다. 재료의 파단 에너지 관점에서 식 (2)를 대입하여 풀게 되면 Titanium은 온도가 약 600 K 까지 증가하고 900 K에 이르기까지는 다시 줄어드는 것을 알 수 있는데, 이는 Table 4의 Titanium 두께 3t의 해석 결과와 상통한다. 두께 2t 표적의 경우에는 온도에 따른 관통 임계중량이 유사하게 나타났는데 표적이 얇아 충격에 의한 spalling 등의 영향에 따른 것으로 판단된다. 이상의 해석 및 분석을 통해 본 해석 결과의 유의미함을 확인할 수 있다.

Table 5. Penetration analysis of fine fragment as temperature_top view

재료	300 K	900 K
SUS 304 (3t)		
Titanium (3t)		
Titanium (2t)		

4.4 교전 오차 분석 및 파편/입자 밀도 해석

요격 유도탄 탄두의 파편/입자 설계를 위해 단위 면적당 파편 및 입자 밀도를 알아야 하며, 이를 위해 요격 유도탄의 탄착 정확도 관련 종말단계 오차분석이 필요로 하다. 지상 운용 사격 레이더 오차 및 표적 기동 오차 등을 반영한 방위 및 고도 관점에서의 개략 오차 분석을 수행하여, 그 결과를 반영한 파편 및 입자의 단위면적 당 밀도값을 계산하였다. 레이더 오차를 포함한 각 오차 성분들은 독립적이라고 보고, 각 오차값들의 오차합을 식 (4)를 통해 RSS(Root Sum Square) 값을 적용하여 산출하였고, 각 오차값들은 1σ 해당값이다.

$$e_{\Sigma} = \sqrt{e_{radar}^2 + e_{missile}^2 + e_{fuse}^2 + e_{target}^2} \quad (4)$$

- e_{Σ} : 오차합
- e_{radar} : 레이더 방위·고도 오차
- $e_{missile}$: 유도탄 오차
- e_{fuse} : 신관(레이더 속도) 오차
- e_{target} : 표적 기동오차

관성항법 및 업링크(up-link)를 적용한 유도탄 오차 및 레이더의 거리오차가 반영된 신관 오차 값들은 개략 추정값(rule of thumb)을 적용하였으며, 표적 기동은 횡기동 0.5 g에 속도 마하 7을 적용한 1σ 해당값이다. 탐색기 적용 오차합은 직격 탐색기 대비 파편 및 입자 탄두 특성을 고려한 완화된 개략 오차 추정값을 적용하였다. 파편/입자 적용 수평 사거리 40 km 교전 시나리오에 따른 개략 오차분석 및 분석값에 따른 파편/입자 밀도를 Fig. 7에 종합하여 나타냈으며, 본 분석에서는 Fig. 7 우측 하단의 HTV-2 전면 단면적을 고려한 1 m² 해당 파편/입자의 분포를 분석한 결과이다.

레이더 오차 1.5mil(mili-radian) 조건에서, 데이터 링크를 위한 추적 종료를 교전 5 km 전방인 45 km를 기준으로, 탐색기 비적용 시 요격 유도탄의 종말 오차 반경은 105 m로 예상된다. 탄두 60 kg에 실효 탄두 40 kg 조건에서, 앞 절에서의 파편 관통 성능에 마진(margin)을 고려한 1 gram 이하의 미세파편 0.2/0.4/0.6 gram을 적용하여 해석한 결과 단위면적 당 6/3/1개 수준의 파편 효과를 기대할 수 있는 것으로 분석되었다. 입자 적용은 앞 4.2 절의 34 mg 시험 내용을 참고하여 20/40/80 mg을 적용하여 파편과 동일 조건으로 분석한 결과 단위면적 당 19/10/5개 수준의 분포를 확인할 수 있으며, 이때의 입자 탄두 무게는 파편 탄두의 1/3 이하로 적용 가능함을 확인할 수 있었다. 그리고 탐색기를 적용할 경우에는 탄두 무게를 파편 및 입자 탄두 각각 약 1/10 수준으로 크게 축소 적용할 수 있을 것으로 분석되며, 이때의 탐색기 적용 정밀 오차는 충분한 마진을 고려한 30 m 대로 직격 요격을 위한 탐색기 대비 성능을 크게 완화하여 유도탄 설계의 유연성을 강조할 수 있을 것으로 기대된다.

표적 요격을 위한 요격 유도탄의 종말유도 오차합은 레이더 오차에 크게 좌우되며, 데이터 링크를 위한 레이더의 표적추적 종료점과 요격점과의 거리 차를 최소화함으로써 관련 오차를 줄일 수 있다. 이는 요격 유도탄의 종말 기동력 및 탄두의 전개 시간과도 밀접하게 연결되며, 요격 유도탄의 종말 기동력 확보를 위한 측 추력기 설계, 탄두 전개 시간 축소 및 파편/입자 분포의 균질성 확보가 주요한 설계 목표가 될 수 있다. 파편/입자 분포의 균질성 확보를 위해서는 다양한 파편/입자들을 혼용한 하이브리드 탄두 및 탐색기 성능 개선과 연계한 탄두 소형화에 따라 연사 개념의 탄두를 적용한 공간상에서의 분포 특성을 향상시키는 탄두 설계 등도 고려해 볼 수 있을 것으로 예상된다.

- Security,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 16, pp. 56-69, 2022.
- [5] Kyoung-haing Lee, “A Study on the Defense System of the Hypersonic Missile Systems,” *Journal of Aerospace System Engineering*, Vol. 16, No. 5, pp. 43-48, 2022.
- [6] Dipl.-Ing. Hans-Ludwig Besser, “Hypersonic vehicles,” *The journal of the JAPCC*, edition 24, 2017.
- [7] “Air-launched ballistic missile kh-47M2 “Kinzhal”,” <https://www.redstar.gr>
- [8] Andreas Schmidt, et al., “Hypersonic threats,” *Joint air power competence centre, The journal of the JAPCC*, edition 31, 2021.
- [9] Jun Hwang, et al., “Deriving a control-oriented model for an axisymmetric vehicle with the power-law revolution nose,” *Journal of aerospace technology and management*, 2020. 09.
- [10] Jill Hruby, “Russia’s new nuclear weapon delivery systems_An open source technical review,” *Nuclear Threat Initiative*, 2019.11.
- [11] I. S. Kim, “Technical Analysis of Aero-operation Hypersonic Missile,” *KIMST Annual Conference Proceedings*, pp. 1503-1504, 2021.
- [12] K. Y. Hwang and H. N. Huh, “Research and Development Trends of a Hypersonic Glide Vehicle (HGV),” *JKSAS*, Vol. 48, No. 9, pp. 731-743, 2020.
- [13] J. H. Park, et al., “A study on IR signal properties in the flight profile of a hypersonic glide vehicle,” *Agency for Defense Development Report*, 2022.
- [14] H. S. Oh, et al., “Modeling and Simulation of Hypersonic Glide Vehicle Using Trajectory Shaping,” *KSAS Spring Conference Proceedings*, pp. 314-315, 2022.
- [15] Bruce Emerson Moylan, “Raindrop demise in a high-speed projectile flowfield,” *UAH Electronic Theses and Dissertations*, University of Alabama in Huntsville, 2010.
- [16] A. P. T. M. J. Lamberts, “Numerical simulation of ballistic impacts on ceramic material,” *PDE Automotive*, pp. 1-66, 2007.
- [17] Y. Dong, Y. Ren, S. Fan, Y. Wang and S. Zhao, “Investigation of Notch-Induced Precise Splitting of Different Bar Materials under High-Speed Load,” *Materials*, p. 13:2461, 2022.
- [18] W. S. Lee, C. F. Lin, “High-temperature deformation behavior of Ti6Al4V alloy evaluated by high strain-rate compression tests,” *Journal of Materials Processing Technology*, Vol. 75, pp. 127-136, 1998.
- [19] Y. Zhang, J. C. Outeiro, T. Mabrouki, “On the selection of Johnson-Cook constitutive model parameters for Ti-6AL-4V using three types of numerical models of orthogonal cutting,” *15th Conference on Modelling of Machining Operations*, pp. 112-117, 2015.
- [20] G. C. Soares, M. C. M. Rodrigues, Leandro, “Influence of Temperature on Mechanical Properties, Fracture Morphology and Strain Hardening Behavior of a 304 Stainless Steel,” *15th Conference on Modelling of Machining Operations, Materials Research*, Vol. 20, pp. 141-151, 2017.
- [21] “High-Temperature Characteristics of Stainless Steels,” *A Designers’ Handbook Series No. 9004*.