

## 요격시험평가 안전구역 설정을 위한 AUTODYN을 이용한 파편분산 및 낙하 예측 모델링

강보현<sup>\*1)</sup> · 김상호<sup>2)</sup> · 박기순<sup>3)</sup> · 정봉철<sup>4)</sup> · 이석우<sup>5)</sup>

<sup>1)</sup> 건국대학교 항공우주정보시스템공학과

<sup>2)</sup> 건국대학교 스마트운행체공학과

<sup>3)</sup> 건국대학교 방위사업학과

<sup>4)</sup> 건국대학교 항공우주설계인증연구소

<sup>5)</sup> LIG넥스원(주) L-SAM체계단 1팀

## Debris Dispersion and Falling Prediction Modeling Using AUTODYN to Determine Interception Test Evaluation for Safety Zone

Bohyun Kang<sup>\*1)</sup> · Sangho Kim<sup>2)</sup> · Kisoan Park<sup>3)</sup> · Bongcheul Chung<sup>4)</sup> · Seokwoo Lee<sup>5)</sup>

<sup>1)</sup> Department of Aerospace Engineering, Konkuk University, Korea

<sup>2)</sup> Department of Smart Vehicle Engineering, Konkuk University, Korea

<sup>3)</sup> Department of Defense Acquisition, Konkuk University, Korea

<sup>4)</sup> Aerospace Design Airworthiness Institute, Konkuk University, Korea

<sup>5)</sup> L-SAM Anti-Air/Missile Defense Systems PMD Team 1, LIG Nex1, Korea

(Received 14 August 2019 / Revised 15 November 2019 / Accepted 25 November 2019)

### ABSTRACT

Recently, with the development of long-range / high-altitude guided weapon system for defense against ballistic missile, test range and firing altitude for guided weapons are increasing. Due to the increase in the test range and the intercepting altitude, it is expected to increase the range of safety area required for the firing test. Comparing to the foreign countries which have many desert or non-residence, in the domestic circumstances where the population is concentrated and distributed, it is more important to predict the falling area and to set the safety area for safely carry out the long-range / high-altitude intercept test. In this paper, we consider the following three points. The first is the booster fall trajectory modeling, the second is the shroud fall trajectory modeling, and finally, the debris dispersion modeling for the missile intercept. Especially, the AUTODYN model was used to predict debris falling area which produced in the high-speed guided missile intercepting test.

Key Words : AUTODYN, Test and Evaluation(시험평가), Debris Dispersion(파편 분산), Guided Missile Interception(유도탄 요격)

\* Corresponding author, E-mail: kimsh85@konkuk.ac.kr

Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

## 1. 서론

탄도탄을 방어하기 위한 유도무기 개발 시 탄도탄 요격시험을 수행하는데 있어 매우 다양한 제약조건이 존재한다. 영토 및 영해의 면적이 좁고, 대부분의 지역에 인구가 분포하고 있는 국내 여건 상 탄도탄 요격시험은 안전을 최우선적으로 고려해야 한다.

따라서 탄도탄 요격 체계의 비행시험 시 지상 및 해상의 안전 확보를 위해 낙하지점을 예측하는 것은 필수적이다. 또한, 탄도탄 요격체계 배치 이후 실제 탄도탄 교전 상황 발생 시, 요격체계 배치 및 운용 시 방어자산의 피해를 최소화하기 위한 슈라우드 및 부스터 낙하 파편에 따른 안전영역 예측에 대한 고려가 필요하다<sup>[1]</sup>.

해외의 경우 탄도탄 방어 시스템의 시험평가를 위해 요격 분산 특성을 정의할 수 있는 충돌분산 모델을 설정하고 파편 분산의 인터페이스를 구축하는데 사용 가능한 프로세스를 개략적으로 설명한 연구가 있다<sup>[2]</sup>.

이와 달리 본 연구에서는 정량적인 계산값을 산출하기 위해 입력값을 대입하여 낙하지점을 예측하였다.

낙하지점을 예측하기 위해서는 Fig. 1에서 보이는 것과 같이 다음 세 가지를 고려해야 한다.

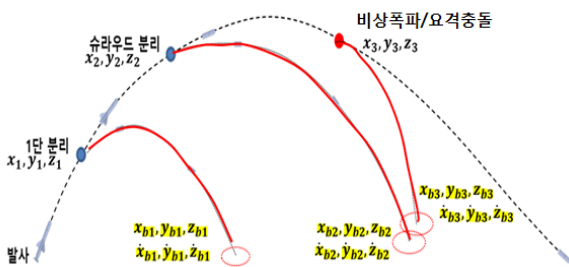


Fig. 1. Analysis of debris area in long-distance/high-altitude guided missile test

첫 번째는 Booster 연소 종료 후 부스터의 낙하에 의한 안전영역 예측을 위한 모델이 필요하다. 두 번째는 지대공 유도무기 직격 요격체의 보호덮개(Shroud, Fairing) 분리 후 낙하에 의한 안전영역 예측을 위한 모델이 필요하다. 세 번째는 지대공 유도탄 비상폭파 및 요격 시 충돌에 의한 파편(낙하물) 분산에 의한 안전영역 예측을 위한 모델이 필요하다.

본 논문에서는 위 세 가지 낙하물에 대한 모델을

제시하였고, 특히 고속충돌 시 발생하는 낙하물에 대해서는 구조해석 프로그램인 AUTODYN 모델을 활용한다. 탄도미사일과 요격미사일의 충돌 시 파편 분산을 해석하고, 비행궤적을 산출하여 파편 분산 영역 예측방법을 제시하였다<sup>[3]</sup>.

또한, 파편의 분산에 영향을 주는 요소들로는 표적의 크기, 중량, 형상, 재질, 요격 고도 그리고 기상 등이 있다. 이러한 요격 특성에 따라 파편의 분산이 달라질 수 있기 때문에 각각의 요소들도 고려해야 한다.

다음에 나올 본문에서는 booster의 낙하궤적 모델링을 시작으로하여 shroud 낙하궤적 모델링을 다룬 뒤, 마지막으로 요격충돌 시 파편분산 모델링을 순서적으로 다룬다.

## 2. Booster 낙하궤적 모델링

Booster가 연소 종료된 후 분리되어 낙하하고 궤적 모델은 다음과 같은 방법으로 산출한다.

### 2.1 Booster 연소 종료 후 낙하 궤적 모델

기준 형상으로는 Fig. 2와 같이 THAAD를 사용하였으며 그림에서 보는 것과 같이 부스터는 원통형 모양을 가지고 있어서 부스터의 Body축들에 대해 대칭의 형상적 특성을 가지고 있다.

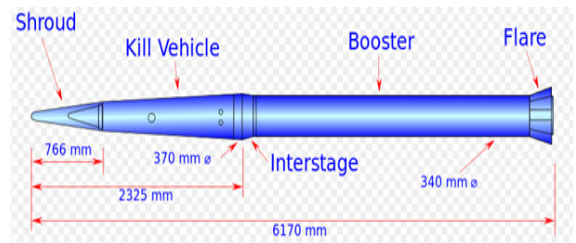


Fig. 2. Reference shape of THAAD

따라서 공력중심이 부스터의 중심에 있다고 가정하는 것이 타당하다. 또한 부스터의 추진체가 다 사용되었다고 가정했을 때 부스터의 무게 중심도 부스터 형상의 중심에 있다고 가정할 수 있다.

이 두 가지 가정에 의해서 부스터의 공력중심과 무게중심은 일치한다는 조건을 얻을 수 있다. 따라서 부스터의 낙하궤적은 Fig. 3과 같이 초기 회전운동이 없고 오직 병진운동만 있는 특징을 가지게 된다.

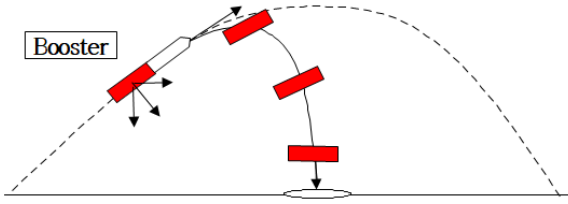


Fig. 3. Falling trajectory modeling of booster

2.1.1 Booster 낙하궤적 모델링 선택

자유도가 높을수록 운동묘사가 더 정밀하다고 할 수 있는 반면, 구현하기가 어렵고 계산에 소요되는 시간도 많아진다.

부스터 낙하궤적 시뮬레이션의 경우에는 회전운동이 없는 운동 특징에 따라 3 자유도 점 질량(3 DOF point mass) 모델을 사용하는 것이 타당하다고 할 수 있다.

2.1.2 Booster 낙하궤적 3-DOF point mass 모델

Fig. 4의 3-자유도 점질량 그림에서  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ 는 병진운동을 표현할 좌표축을 의미한다.  $C_N$ ,  $C_Y$ ,  $C_A$ 는 각각 비행체의 기체의 중심축에 대해 위쪽, 옆쪽, 뒤쪽 힘(force)들을 계수로 표현한 것이다. 예를 들어 항력이 중심축의 뒤쪽으로 작용할 경우, 항력과 항력계수 사이에는 식 (1)과 같은 관계를 가진다.

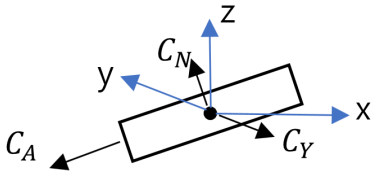


Fig. 4. 3-DOF point mass model(3Aero forces (normal, axial, side), thrust, weight)

$$D = C_D \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 \cdot S_{ref} \quad (1)$$

여기서,  $V$ 는 비행체의 중심축방향 비행속도,  $S_{ref}$ 는 기준면적을 의미한다. 예를들어, 축방향 항력의 경우 동체단면적(중심축에 수직한 단면적인 원의 면적)을 사용할 수 있다.

부스터의 형상은 원통형이므로 부스터의 항력계수는 Fig. 5와 같이 그림에서 찾아 적용할 수 있다.

형태	공기저항계수
원통형	0.62
구체	0.47

Fig. 5. Drag coefficient by shape<sup>[6]</sup>

이제 3-DOF 모델링에 의한 수식을 정리하면 다음과 같다.

$$m\ddot{x} = -D_A \cos\alpha \quad (2)$$

$$m\ddot{y} = -D_Y \quad (3)$$

$$m\ddot{z} = -D_A \sin\alpha - mg \quad (4)$$

여기서  $m$ 은 부스터의 중량,  $\alpha$ 는  $x$ 축과 부스터 중심축 간의 각도,  $g$ 는 중력가속도이다. 힘  $D_A$ ,  $D_Y$ 는 모두 공기력에 의한 외력으로 각각 아래와 같이 계산한다.

$$D_A = C_A \cdot \frac{1}{2} \rho (V_\infty - V_A)^2 \cdot S_{Aref} \quad (5)$$

$$D_Y = C_Y \cdot \frac{1}{2} \rho V_Y^2 \cdot S_{Yref} \quad (6)$$

$C_A$ 와  $C_Y$ 는 부스터 형상에 대한 축방향, 옆방향 항력계수를 의미하고,  $V_\infty$ 는 부스터의 중심축 방향 비행속도,  $S_{Aref}$ ,  $S_{Yref}$ 는 각각 중심축방향, 옆방향 기준면적을 의미한다.  $S_{Aref}$ 는 위에서 설명한 것과 같이 중심축에 수직한 원의 단면적을  $S_{Yref}$ 는 옆에서의 부스터 투영면적을 사용한다.

본 논문에서는 부스터의 낙하궤적 계산을 통해 비행시험 시 낙하지점을 예측할 때 바람의 효과를 고려하고자 한다. 이에 각각 기체 중심축방향과 옆방향의 바람의 속도,  $V_A$ 와  $V_Y$ 를 동역학 모델에 반영하였다.

마지막으로 고도에 따른 동압을 구하기 위해, 대기 모델로 ISA(International Standard Atmosphere)을 사용하여, 고도에 따른  $\rho$ 를 계산하도록 한다.

2.1.3 Booster 낙하궤적 시뮬레이션 구현

시뮬레이션에 입력되어지는 입력변수들은 다음과 같다. 초기 고도, 초기 부스터속도, 바람속도(앞면, 측면), 기준면적, 항력계수, x축과 부스터 중심축 간의 각도 등이다.

출력변수는 x, y, z축 방향 가속도, 속도, 위치, 지면에 닿을 때까지 걸리는 비행시간 등이 있다.

Fig. 6은 2.1.2의 부스터의 낙하궤적 시뮬레이션을 수행하여 MATLAB GUI(Graphic User Interface)를 통해 나타낸 것이다. 바람의 영향을 고려하여 각각 다른 전면 바람속도와 측면 바람속도의 값과 분리 고도와 초기속도 등을 임의로 대입하여 8가지의 경우의 궤적을 나타낸 것이다. 이 시뮬레이션을 토대로 바람 속도, 분리고도, 초기속도 등을 원하는 입력값으로 대입하여 그 때의 최종 좌표를 구할 수 있다.

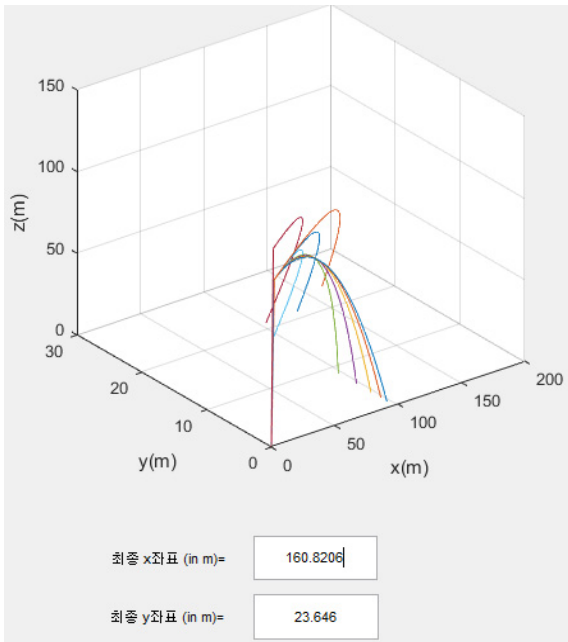


Fig. 6. Result of booster trajectory simulation

3. Shroud 낙하궤적 모델링

3.1 Shroud 낙하궤적 모델링 선택

Shroud는 Fig. 7에서 보이는 것처럼 반 원뿔의 surface 형상을 가지고 있어서 공력에 의해 항력 및 양력 등이 크게 발생한다. 따라서 공력중심과 무게중

심이 일치하지 않음에 따라 회전 모멘트도 크게 발생할 것으로 판단된다. 그 결과 shroud의 낙하궤적은 공력에 매우 민감하게 반응한다.

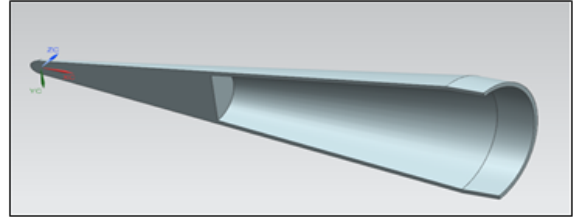


Fig. 7. Shroud shape of THAAD

또한 3축에 대한 병진운동 및 회전운동을 다 고려해야 정확한 운동 시뮬레이션 및 낙하지점 예측이 가능하게 된다. 따라서 이러한 운동특징을 모사하기 위해서는 비행운동 모델링의 종류의 6자유도 모델을 사용하는 것이 타당하다고 할 수 있다.

6자유도 모델의 운동방정식은 linear motion equation 과 angular motion equation로 이루어져 다음과 같이 식으로 나타낼 수 있다.

$$m(\dot{u} + qw - rv) = f_x \tag{7}$$

$$m(\dot{v} + ru - pw) = f_y \tag{8}$$

$$m(\dot{w} + pv - qu) = f_z \tag{9}$$

$$I_{xx}\dot{p} - I_{xy}\dot{q} - I_{xz}\dot{r} - I_{xz}pq + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{xy}rp + I_{yz}(r^2 - q^2) = M_x \tag{10}$$

$$-I_{yx}\dot{p} - I_{yy}\dot{q} - I_{yz}\dot{r} - I_{yz}pq - I_{yx}qr + (I_{xx} - I_{zz})rp + I_{zx}(p^2 - r^2) = M_y \tag{11}$$

$$-I_{zx}\dot{p} - I_{zy}\dot{q} + I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{zz})pq + I_{zx}qr - I_{zy}rp + I_{xy}(q^2 - p^2) = M_z \tag{12}$$

m은 질량을 의미하고 u, v, w는 각각 x, y, z축에 대한 속도를 의미한다. p, q, r은 x, y, z축에 대한 각속도를 의미하며  $\dot{u}, \dot{v}, \dot{w}$ 는 x, y, z축에 대한 가속도를 의미하고  $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$ 은 x, y, z축에 대한 각가속도를

의미한다.  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$ 는 관성모멘트이며  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ 는 모멘트를 나타낸다.

그러나 6자유도 궤적 시뮬레이션 해석에 필요한 신뢰도 높은 공력 DB를 구축하기 위해서는 먼저 shroud의 정확한 형상을 확보해야 하고 형상이 확보된 후 shroud 형상에 대한 모든 공력계수들을 산출하여야 한다.

CFD 해석 과정은 다음의 Table 1의 마하수(M), 받음각( $\alpha$ ), sideslip angle( $\beta$ )에 따라 각각 수행하였다.

Table 1. Analysis case

마하수(M)	Angle of attack( $\alpha$ )	Angle of sideslip( $\beta$ )
0.1	-135	
0.5	-90	
0.8	-45	0
1.0	-30	45
1.2	0	90
1.5	30	135
2.0	45	180
3.0	90	
4.0	135	
	180	

Fig. 8, 9는 THAAD shroud의 도면과 외부 영역의 격자를 나타낸 것이다.

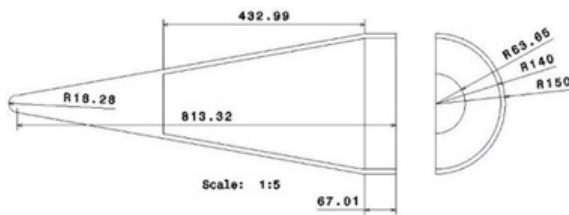


Fig. 8. THAAD Shroud drawing

시뮬레이션의 설정 파라미터는 Table 2와 같고, 공력계수 값이 바뀌지 않으며 scaled residual 값이 10e-3에 도달할 때 까지 수행되었다.

Fig. 12는 CFD 계산 결과로 얻은 공력계수를 토대로 비행 동역학 원리를 적용한 shroud의 궤적 결과이다. MATLAB Simulink를 사용하여 THAAD의 초기 속도를 입력해 6DOF 계산을 진행하였다.

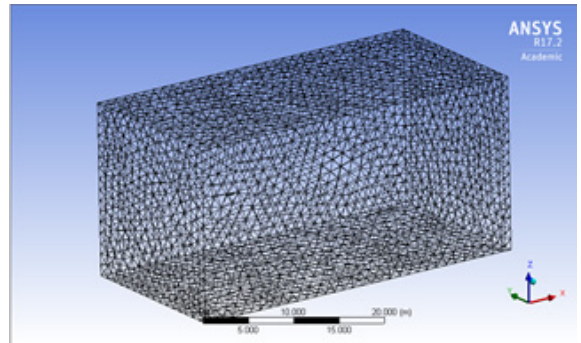


Fig. 9. External domain mesh

Table 2. Simulation setting parameters

Turbulence model	SST-K $\omega$
Mesh type	Hybrid (prism-tetrahedron-pyramids)
Interpolation	Least square cell based
Cell amount	6 million ~ 13 million
Mesh Orthogonal Quality average	0.87

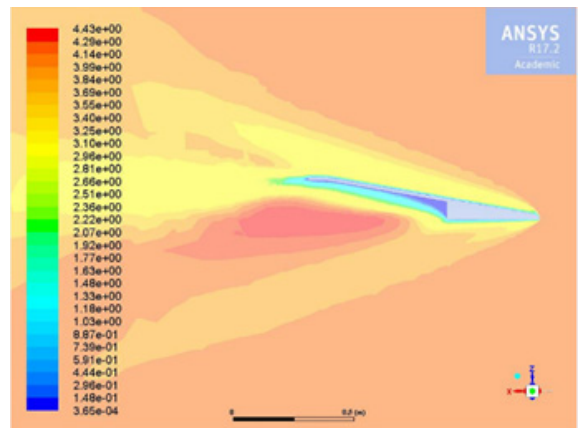


Fig. 10. Mach number contour(60 km, AOA = 0, Sideslip = 0)

이 연구에서는 어떠한 정확한 초기자료값을 받아 진행한 것이 아닌 THAAD로 형상을 정하여 임의로 어떠한 물성값을 이용하여 단순화된 형상에 대한 해석을 진행하였기 때문에 안전구역을 보다 보수적으로 넓게 설정하였다.

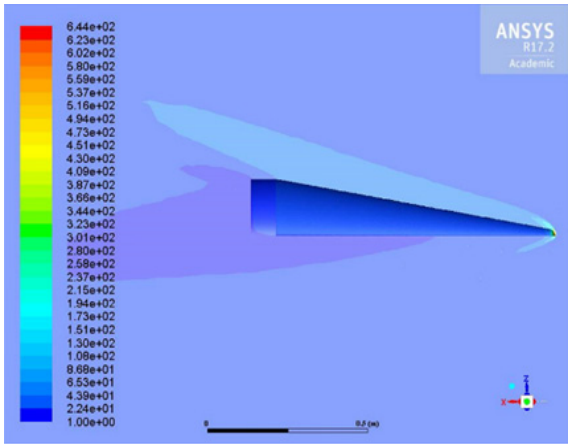


Fig. 11. Static pressure contour(60 km, AOA = 0, Sideslip = 0)

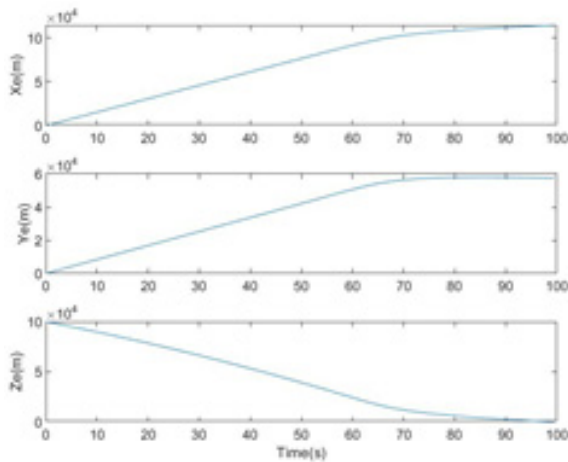


Fig. 12. Free-falling shroud trajectory on the flat earth frame

#### 4. 충돌파편 분산 예측 방법

##### 4.1 파편분산 연구방법 및 중점

구조해석 프로그램인 AUTODYN을 활용하여 탄도탄과 요격탄의 충돌 시 파편의 분산을 AUTODYN으로 해석하고 생성된 파편의 질량, 위치, 속도 등의 초기 조건을 이용하여 파편의 낙하지점을 추정함으로써 충돌파편의 분산영역을 예측한다<sup>4)</sup>.

ANSYS AUTODYN은 비선형 동역학 문제를 해석하기 위해 개발된 동역학 프로그램(Hydro Code/Explicit

Code)으로 대 변위/대 변형 문제, 고체-유체 간의 연성 문제, 접촉, 관통, 폭발, 충돌처럼 일반 유한 요소 해석 프로그램으로는 처리하기 어려운 문제들을 쉽고 빠르게 해결할 수 있는 해석 솔루션이다. 또한 프로그램의 효율을 높이기 위해 2D와 3D로 분리되어 있으며, 4종류의 솔버(Solver)가 함께 포함되어 있다.

AUTODYN은 수행된 시험에 대한 검증, 평가 및 분석 도구로 사용될 수 있을 뿐만 아니라, 현실적으로 실험이 거의 불가능한 현상들(음속을 초과하는 초고속 충돌/관통 현상 등)에 대한 해석적 방법을 제공한다.

##### 4.2 탄도탄 직격요격 파편분산 시나리오

30 km 고도에서 탄도탄 요격을 가정하고 탄도탄 및 유도탄이 직격요격에 의한 충돌로 폭발되고 이로 인해 파편의 분산이 일어난다. 폭발은 탄도탄이 가진 초기 속도에 의해 Fig. 13과 같이 탄도탄의 파편분산 영역이 나오게 된다. 유도탄 역시 초기속도에 의해 유도탄의 파편분산 영역이 나온다.

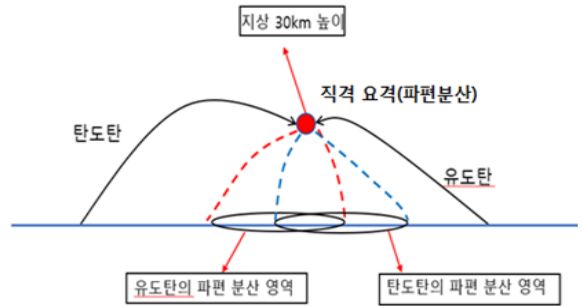


Fig. 13. Overview of safety area configuration

충돌을 한 탄두들이 충돌에 의해 폭발이 이루어지면 폭발력에 의해 각 파편들이 매우 빠른 초기속도를 가지고 낙하가 이루어진다. 그 파편들 중 가장 멀리 간 파편과 가장 적게 간 파편을 구분하여 분산 영역을 구할 수 있다.

##### 4.3 유도탄 형상모델 및 충돌초기 조건

###### 4.3.1 시뮬레이션 시험용 모델 설정

###### 4.3.1.1 형상 결정

본 연구에서 기준으로 정한 형상은 THAAD이기 때문에 탄두 역시 THAAD의 탄두로 해석을 수행한다. Fig. 2의 THAAD의 2D 도면을 기준형상으로 하여 CATIA를 통해 Fig. 14의 형상을 만들었다.

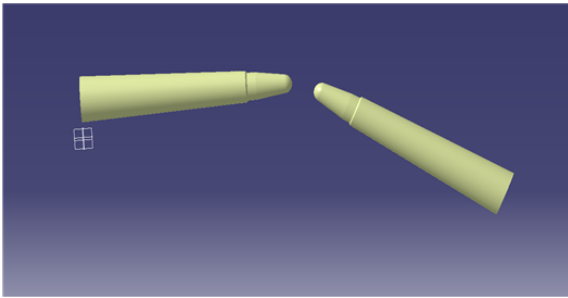


Fig. 14. Warhead shape

4.3.1.2 재료 결정

재료는 알루미늄 합금으로 설정하였고 추가적인 주응력과손과 주변형울 파손을 설정하여 충돌 시 파편으로 쪼개어질 수 있도록 Table 3과 같이 값을 설정하였다.

Table 3. Failure setting

Maximum Tensile Stress(Pa)	5.5E+08
Maximum Shear Stress(Pa)	2.75E+08
Maximum Tensile Strain	0.5
Maximum Shear Strain	0.25

4.3.1.3 격자

격자를 생성하면 Fig. 15와 같고 작은 파편 단위를 다루는 해석이기 때문에 조밀도 값을 70로 변경하여 격자의 조밀함을 높여주었다.

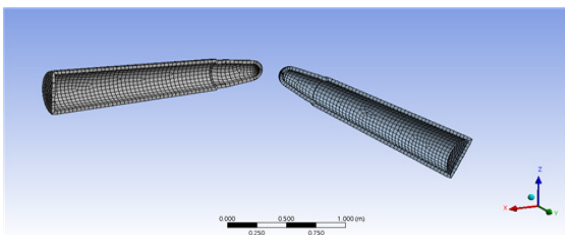


Fig. 15. The generated mesh and its section

4.3.1.4 Initial Condition

Fig. 16처럼 탄도탄은 초기속도를 x축 방향으로 700 m/s, z축 방향으로 200 m/s를 입력해 주었고 유도탄은 초기속도를 x축 방향으로 200 m/s, z축 방향으로 700 m/s를 입력하였다.

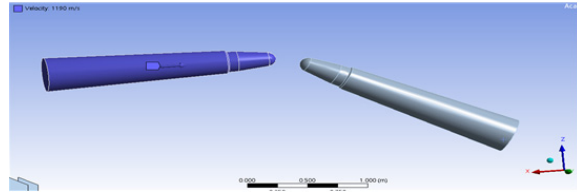


Fig. 16. Initial velocity and direction

5. AUTODYN 결과 분석

5.1 직격요격 파편 형상 변화 및 분산 분포

Fig. 17은 탄도탄 직격요격으로 탄도탄과 유도탄이 서로 충돌 시 탄도탄 및 유도탄의 형상변화의 과정을 보이고 있다<sup>5)</sup>.

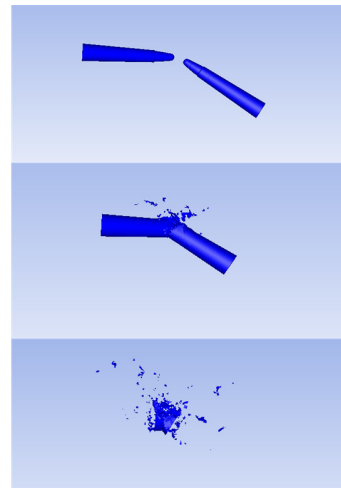


Fig. 17. Debris dispersion configuration

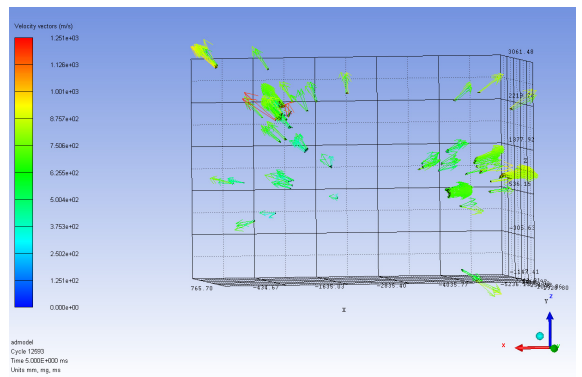


Fig. 18. Debris dispersion direction and velocity

AUTODYN 모델 운영결과 탄도탄 및 유도탄 파편은 각각의 진행방향으로 분산되고 Fig. 18처럼 분산된 파편의 속도의 크기는 왼쪽의 속도 구배로 표현된다.

5.2 낙하지점 예측을 위한 파편분산 경계값 분석

파편의 낙하궤적 시뮬레이션을 위해서는 파편의 속도와 자세각이 있어야 한다. 따라서 AUTODYN 모델 운영결과 탄도탄 및 유도탄 파편의 속도와 자세각 분석이 요구된다.

파편의 낙하지역 설정은 탄도탄 및 유도탄별 최소 4개 지점에 대한 시뮬레이션이 필요하다. 그러므로 Fig. 19와 같이 파편의 속도와 상하단(자세각) 파편을 고려하여 X 축 및 Y축에 해당하는 파편의 대표적인 경계값을 선정 분석한다.

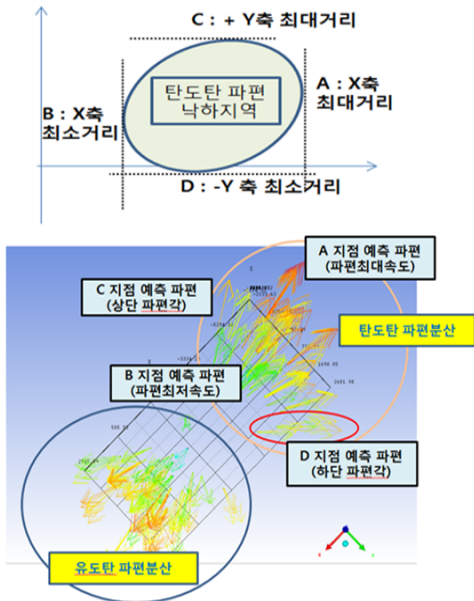


Fig. 19. Analysis of debris dispersion boundary

5.3 탄도탄과 유도탄의 파편 분석

탄도탄과 유도탄 각각의 경우를 Fig. 20처럼 선정한 경계값 부분에 대한 분산각도와 속도를 측정한다.

직격요격에 의한 충격으로 발생된 파편들은 어떠한 추력을 받지 않고 초기 속도를 가진 하나의 파편으로써 떨어진다. 따라서 2절의 Booster 낙하궤적 모델링 방법을 사용하여 AUTODYN 모델링에 의해 산출된 초기 속도와 자세각에 의해 낙하하는 시뮬레이션을 수행하였다.

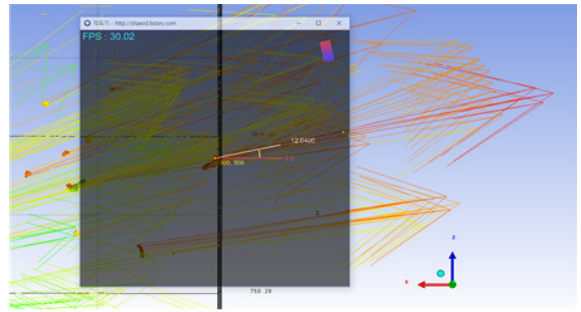


Fig. 20. Speed and angle measurement of debris

파편 낙하지점 예측은 초기 속도와 자세각에 대한 AUTODYN 시뮬레이션 결과를 토대로 충돌고도(요격 고도), 재질의 밀도, 쪼개진 파편의 크기, 중량 및 형상에 따른 항력계수 등을 고려하여 파편의 낙하지점을 구할 수 있다.

5.4 고속 충돌 파편 시뮬레이션 결과

5.4.1 파편분산 영역 시뮬레이션 가정

파편분산 영역계산 시뮬레이션은 고도 30 km에서 AUTODYN 결과값으로 산출된 파편의 속도와 자세각을 기초로 시뮬레이션을 시행하였으며, 파편분산 영역계산을 위한 초기 입력값은 Table 4와 같다.

Table 4. Input data of simulation

Max tet size	6.1535 e <sup>-2</sup> m
알루미늄 파편의 두께	0.008 m
최대 파편의 부피	0.000003 m <sup>3</sup>
밀도	2700 kg/m <sup>3</sup>
최대 파편의 질량	0.0081 kg
파편의 중심축에 수직인 단면적	0.00009 m <sup>2</sup>
파편의 옆방향 투영 면적	0.00009 m <sup>2</sup>
파편의 축방향 항력계수	1.14
파편의 옆방향 항력계수	0.8
파편의 자세각	AUTODYN결과값 활용
폭발 고도	30 km
전면 바람속도	-4 m/sec
측면 바람속도	2 m/sec



### 5.4.2 파편분산영역 산출 결과

탄도탄 직격요격시 탄도탄과 유도탄의 충돌로 파편이 생성되어진다. 지상에 타격을 줄 수 있는 유효한 크기의 임의의 질량과 모양을 설정하고 추력 없이 매우 빠른 초기 속도를 갖는 파편을 시뮬레이션 하였다. 그 결과 낙하지점을 예측할 수 있다.

본 논문에서는 AUTODYN 시뮬레이션 결과 산출된 파편의 속도와 자세각을 입력값의 기반으로 하여 요격고도 30 km에서의 파편분산을 분석하였다. 탄도탄과 유도탄의 진행방향에 따라 파편분산방향이 각각 다르므로 탄도탄 파편 분산영역과 유도탄 파편 분산영역이 중합되어 Fig. 21처럼 낙하지점이 예측되어진다.

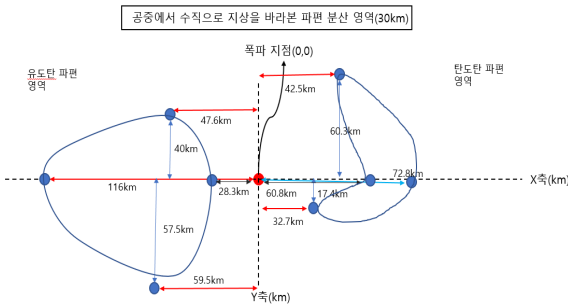


Fig. 21. Debris dispersion result

본 논문에서는 AUTODYN 모델운동을 위한 임의의 입력값과 요격고도를 30 km로 가정하였다. 하지만 파편분산 낙하지점산출은 표적의 크기, 중량, 형상, 재질 및 요격고도 등에 따라 산출결과는 상이하다.

또한 질량에 따라서도 초기 수행 질량의 50 %, 200 % 각각의 경우에 시뮬레이션을 수행하였다. 그 결과 두 경우 모두 매우 빠른 초기 속도로 인해 파편의 질량에 따른 거리의 차이가 생기지 않았다.

## 6. 결론

탄도탄 고고도 요격사격 시험장 파편 낙하지점 예측을 위한 탄도탄 피탄 범위 예측 프로그램 개발의 필요성이 제기되어 Booster, Shroud, 및 파편 분산 등의 낙하물 비행궤적에 대한 모델링을 각각 수행하였다. 특히 AUTODYN 모델링을 통해 탄도탄 직격요격시 파편의 생성 및 파편의 분산영역을 분석하여 탄도탄 실사격 시험 시 안전영역 예측 방법을 제시하였다.

실제 THAAD의 안전구역을 구하고자 한다면 실험이 우선되어야하고 실험을 통한 초기값 지정이 필요하며 확률통계적인 분포를 설정하여 접근해야 하지만 이에 관한 실험값들이 전무하며 제공받은 초기값 정보가 없기 때문에 실제 상황과 가능한 비슷하게 구성하여 방법적인 측면을 강조하였다. 이는 Ballistic Missile Defence(BMD) system, 요격 파편 안전 분석 분야에 적용 가능할 것으로 예상된다.

## 후 기

이 연구는 LIG넥스원의 장거리지대공 체계시험용 시스템 구축 방안 연구와 산업용 무인비행체 전문인력 양성사업으로부터 지원받아 수행되었으며 지원에 감사드립니다.

## References

- [1] Lee, Y. S., Kim, H. C., Rhee, S. M., "A Study of Debris Risk Analysis Procedure for Hit to Kill Ballistic Missile Flight Test," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 2016, No. 11, pp. 1194~1195.
- [2] J. N. Mulé., D. McKnight., "Intercept Debris Safety Analysis and Avoidance Screening for Ballistic Missile Intercept Testing," SPIE's 1996 International Symposium on Optical Science, Engineering, and Instrumentation, Vol. 2813, pp. 2~5, 1996.
- [3] Kim, H. C., Rhee, S. M., Hong, D. O., Huh, L., Lee, S. W., "Development of a Computer Program for Estimation of Altitude-Dependant Debris Dispersion Range from Ballistic Missile Intercept by Collision," The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 2017, No. 4, pp. 639~640.
- [4] TSNE, ANSYS AUTODYN Training Manual, tsne, CH.2 ~ CH.7.
- [5] Morris R. Driels, "Weaponering Conventional Weapon System Effectiveness Second Edition," American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2013.
- [6] Sighard F. Hoerner, "Fluid-Dynamic Drag," 1965.