

고속카메라 데이터 분석을 통한 발사체 지지대 분산 궤적의 근사적 예측 방법

박윤호^{*,1)} · 우호길²⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제1기술연구본부

²⁾ 충남대학교 기계공학과

A Prediction Method for Sabot-Trajectory of Projectile by using High Speed Camera Data Analysis

Yunho Park^{*,1)} · Hokil Woo²⁾

¹⁾ *The 1st Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea*

²⁾ *Department of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea*

(Received 5 September 2017 / Revised 12 December 2017 / Accepted 26 January 2018)

ABSTRACT

In this paper, we have proposed a prediction method for sabot-trajectory of projectile using high speed camera data analysis. Through analyzing trajectory of sabot with high speed camera data, we can extract its real velocity and acceleration including effects of friction force, pressure of flume, etc. Using these data, we suggest a prediction method for sabot-trajectory of projectile having variable acceleration, especially for minimum and maximum acceleration, by using interpolation method for velocity and acceleration data of sabot. Also we perform the projectile launching tests to achieve the trajectory of sabot in case of minimum and maximum thrust. Simulation results show that they are similar to real tests data, for example velocity, acceleration and the trajectory of sabot.

Key Words : Sabot(지지대), Trajectory(궤적), High Speed Camera(고속카메라), Interpolation(보간법)

1. 서론

발사체는 보통 발사관 내부에 장착되는데 이 발사관은 발사체를 지지하고, 발사시 발사체를 안내하는 기

능을 갖기 위해 여러 가지 방식으로 설계된다. 그 중에 하나가 지지대(sabot)를 사용하는 방식이다. 지지대 방식은 발사관 내부에 발사체와 지지대가 같이 장착되며 발사시에는 지지대가 발사체를 안내하면서 같이 이동한 후 발사체가 발사관을 이탈한 직후에는 지지대에 장착된 스프링이나 공력 등의 힘을 통해 발사체로부터 벗어나 분산되어 낙하한다. 이 지지대를 이용

* Corresponding author, E-mail: zwei1466@hanmail.net
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

한 발사방식을 함정 등과 같이 주변에 중요한 구조물이나 장치류가 있는 환경에 적용할 경우 지지대의 분산 궤적을 예측하여 주변 환경과 간섭이 되지 않는지 파악할 필요가 있으며, 만약 간섭이 발생할 경우 지지대의 분산 궤적을 변경시키거나 발사체의 발사 위치를 조절하여야 한다¹⁾.

포탄에 적용되는 지지대에 대해서는 높은 가속도 환경에서의 지지대 구조 설계, 지지대 분리시 포탄으로부터 지지대의 신속 분리 및 항력 감소를 위한 역학적 및 공기역학적 세부 거동 분석 등은 연구가 많이 진행되었다²⁾. 따라서 본 논문과 같이 지지대의 거시적인 궤적 경향을 파악하는 연구 방향과는 다른 특성이 있다.

지지대의 분산 궤적과 주변 환경과의 간섭을 예측하기 위해서는 지지대의 최소 분산궤적과 최대 분산 궤적을 파악하여야 한다. 최소/최대 분산 궤적은 발사체 추진기관의 추력의 크기가 주요 인자이며 이 추력은 주위 대기 온도가 주요 인자이다. 발사체 지지대의 궤적은 발사관 이탈 직후 초기 속도와 중력 가속도를 이용한 등가속도 운동 법칙으로 쉽게 경향을 예측할 수 있지만³⁾ 발사관 내부의 마찰력 등으로 인해 초기 속도가 다르고, 특히 발사체 후류 화염으로 인해 발사체 후미에 넓은 범위로 형성되는 대기 유동의 영향을 받아 등가속도 운동 법칙으로 산출한 궤적과 많은 차이를 보인다. 이 대기 유동을 정확히 계측하거나, CFD와 같은 시뮬레이션을 통해 확보하여 분산궤적을 산출하는 방법을 정립하기에는 많은 노력의 투입이 예상된다. 그리고 발사체 실 시험을 통해 상온 조건일때의 지지대 분산 궤적은 고속카메라 측정 등을 통해 확보할 수 있으나 최고/최저 온도 조건에서 시험을 실시할 수 있는 가능성은 희박하며, 그 조건과 유사한 추력을 모사한 추진기관을 제작하여 시험할 경우에도 많은 비용이 투입되는 어려움이 있다.

본 논문에서는 상온 조건에서 실시한 실발사 시험들에서 고속카메라 촬영을 통해 지지대 분산 궤적 자료를 확보하고 이 궤적을 커브 핏팅 방법을 통해 수식화 하였다. 이 수식들은 발사관 내부 마찰력과 후류 화염에 의한 대기 유동의 영향을 포함하고 있으므로 이론식 대비 마찰력과 후류 화염 등의 영향을 정량화할 수 있다. 이를 이용하여 추력 가속도 변동 대비 초기 속도 변동과 후류화염의 영향이 포함된 가속도 변동 관계식을 정립하여 지지대의 최소/최대 분산 궤적을 근사적으로 예측하는 방법을 정립하였다. 그리고

최소, 최대 온도시의 추력 조건을 모사한 추진기관을 장착한 실제 발사체 시험을 통해 획득한 지지대 분산 궤적과 비교하여 제안된 방법의 적절성을 확인하였다.

따라서 상온 조건인 실 발사 시험의 지지대 분산 궤적 자료가 있으면 제안된 방법을 통해 최소/최고 온도 조건에서 발생하는 최소/최대 지지대 분산 궤적을 예측할 수 있으므로 주변 환경과의 간섭을 피하기 위한 지지대 궤적 변경 설계 또는 발사 위치 조정에 유용하게 사용할 수 있을 것으로 판단된다.

2. 지지대 분산 궤적 일반식 및 예측식

2.1 지지대 발사방식 및 지지대 특성

Fig. 1은 본 논문에서 사용된 지지대 발사방식을 나타내는 것으로 길이 방향으로 3개소에서 발사체를 지지하고 있고 단면으로는 3개소에서 발사체를 지지하고 있다.

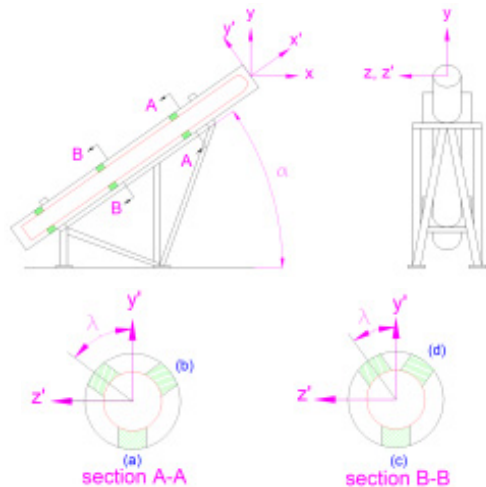


Fig. 1. Configuration of sabots

최후방부의 지지대는 전방부 및 중간부의 지지대에 비해 높은 초기 이탈 속도로 인해 가장 멀리 낙하하므로 본 논문의 주목적인 주변 환경과의 간섭과는 가장 무관하여 본 논문에서는 전방부와 중간부의 지지대만 분석하였고 y' 축에 대칭인 상부 지지대를 중 화염 환경에서 고속카메라 화면 식별이 명확한 지지대 1개소씩을 선정하였다. Table 1에는 전방부와 중간부 지지대의 길이방향 위치와 단면 위치를 나타내었다.

Table 1. Position and weight of sabot

category	position				weight [kg]
	x' direction	angle λ			
sabot	a	-1,664	180	deg	1.3
	b	-1,664	-53		1.3
	c	-3,508	180		2.0
	d	-3,508	-33.8		1.1

2.2 지지대 분산궤적 일반식

지지대의 분산궤적은 이론적으로는 발사관 이탈시의 초기 속도를 가지고 중력 가속도를 받는 포물선 운동을 하므로 식 (1)로 나타낼 수 있다. 초기 속도는 발사 진행 방향으로의 이탈 속도와 발사체로부터 지지대를 분리하기 위해 장착된 스프링에 의한 분리 속도로 구분된다. 그러나 실제 궤적은 발사관 내부의 마찰력 등의 영향을 받으며 이탈하며, 이탈 후에는 중력 가속도 뿐만 아니라 진행방향으로 후류화염 등의 영향을 받아 감가속도가 추가 발생한다. 따라서 분산 궤적은 식 (2)와 같이 수정된다⁴⁾.

$$\begin{aligned}
 S_{x'}(t) &= (v_{x'0})t - \frac{1}{2}(g_{x'})t^2 \\
 S_{y'}(t) &= (v_{y'0})t - \frac{1}{2}(g_{y'})t^2 \\
 S_{z'}(t) &= (v_{z'0})t
 \end{aligned} \tag{1}$$

$$\begin{aligned}
 S_{x'}(t) &= (v_{x'0} - v_{x'f})t - \frac{1}{2}(g_{x'} + a_{x'f})t^2 \\
 S_{y'}(t) &= (v_{y'0} - v_{y'f})t - \frac{1}{2}(g_{y'} + a_{y'f})t^2 \\
 S_{z'}(t) &= (v_{z'0} - v_{z'd})t - \frac{1}{2}a_{z'd}t^2
 \end{aligned} \tag{2}$$

여기서, $v_{x'0}$ 는 추력 가속도에 의해 발생하는 이론적인 지지대 이탈 속도이며 $v_{y'0}, v_{z'0}$ 는 스프링에 의한 이론적인 분리 속도이다. $v_{x'f}$ 는 마찰력 등에 의한 감속도 성분이고 $v_{y'd}, v_{z'd}$ 는 스프링에 의한 분리 속도의 감속도 성분이다.

$a_{x'f}, a_{y'f}, a_{z'f}$ 는 중력가속도 $g_{x'}, g_{y'}$ 에 더하여 발사체 후류 화염 등에 의해 발생하는 각 방향의 감가속도 성분이다.

2.3 상온 조건시 발사시험 지지대 분산 궤적식
상온 조건에서 실시한 발사체 시험에서 지지대 분

산궤적을 고속카메라로 측정하였으며 그 결과를 Figs. 2, 3, 4와 Table 2에 정리하였다. Table 2에서 a_{thrust} 는 추진기관의 추력가속도, α 는 발사각이며, k, x_c 는 각각 지지대에 사용된 스프링 상수 및 스프링의 압축 길이를 나타내며, Table 내용 중 ‘T’와 ‘R’ 표기는 각각 속도 및 가속도에 대한 이론값과 실제값을 나타낸다. 고속카메라로 측정한 지지대 궤적은 커브 피팅 ((polynomial fit)을 사용하면 다음 식 (3)과 같은 형태로 구할 수 있다. 단, 식 (1), (2), (3)의 가속도 값은 절대값을 사용하여 양수이어야 한다.

$$\begin{aligned}
 S_{x_r}(t) &= (v_{x_r})t - \frac{1}{2}(a_{x_r})t^2 \\
 S_{y_r}(t) &= (v_{y_r})t - \frac{1}{2}(a_{y_r})t^2 \\
 S_{z_r}(t) &= (v_{z_r})t - \frac{1}{2}(a_{z_r})t^2
 \end{aligned} \tag{3}$$

여기서 $v_{x_r}, v_{y_r}, v_{z_r}$ 는 지지대 분산궤적을 각 축방향별로 커브 피팅을 통해 얻은 실제 이탈 및 분리 속도이다. 또한 $a_{x_r}/a_{y_r}/a_{z_r}$ 는 중력가속도를 포함한 실제 지지대가 받은 가속도이다. 따라서, 식 (2)와 식 (3)은 같은 궤적식이므로 $v_{x'f}/v_{y'd}/v_{z'd}/a_{x'f}/a_{y'f}/a_{z'f}$ 값을 추출할 수 있다.

Figs. 2, 3, 4에서 보는 바와 같이 실제 지지대 궤적은 발사관내 마찰력과 후류 화염 등의 영향으로 이론식(식 (1))에 의한 지지대 궤적과 많은 차이를 보이고 있다.

여기서 좌표계는 그래프의 경우 궤적의 경향을 쉽게 파악하기 위해 x, y, z 를, Table 2에서는 마찰력 및 후류의 방향(x')이나 스프링에 의한 분리 방향(y', z')과 동일한 x', y', z' 를 사용하여 각각의 영향을 쉽게 파악할 수 있도록 하였다. x, y, z 좌표계에서 x', y', z' 좌표계로의 변환은 식 (4)을 사용하였다.

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha & -\sin\alpha & 0 \\ -\sin\alpha & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \tag{4}$$

Table 2에서 $v_{x'0}$ 는 추력가속도(a_{thrust})와 지지대의 발사관내 설치위치($D_{x'}$, Table 1 참조)를 이용하여 식 (5)로 구할 수 있으며, $v_{y'0}, v_{z'0}$ 는 다음 식 (6)를 통해 구할 수 있는데 지지대의 스프링 강성(k)과 압축 길이(x_c)에 의한 에너지를 이용하여 속도를 구한 것이다.

$$v'_{x0} = \sqrt{2a_{thrust}|D_x'|} \quad (5)$$

$$\frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2}kx_c^2 \quad (6)$$

Table 2. Real and theoretical velocity and acceleration of sabot(units : velocity [m/s], acceleration [m/s²])

category		test1	test2
a_{thrust} [g]		9.0	7.7
α [deg]		35	35
k [kg/mm]		2.52	
x_c [mm]		26.0	
sa bot a	T	$v_{x'0}/v_{y'0}$	17.1/-5.0
	R	$v_{x'r}/v_{y'r}$	14.6/-5.1
	T	$g_{x'}/g_{y'}$	5.6/8.0
	R	$a_{x'r}/a_{y'r}$	7.9/7.3
sa bot c	T	$v_{x'0}/v_{y'0}$	24.9/-4.1
	R	$v_{x'r}/v_{y'r}$	19.7/-3.6
	T	$g_{x'}/g_{y'}$	5.6/8.0
	R	$a_{x'r}/a_{y'r}$	8.1/9.4
a_{thrust} [g]		8.0	7.7
α [deg]		35	35
k [kg/mm]		2.52	
x_c [mm]		23.0	
sa bot b	T	$v_{x'0}/v_{y'0}/v_{z'0}$	16.2/2.7/-3.6
	R	$v_{x'r}/v_{y'r}/v_{z'r}$	14.5/2.5/-2.0
	T	$g_{x'}/g_{y'}$	5.6/8.0
	R	$a_{x'r}/a_{y'r}/a_{z'r}$	7.7/7.9/1.4
a_{thrust} [g]		9.0	8.0
α [deg]		35	35
k [kg/mm]		2.52	
x_c [mm]		23.0	
sa bot d	T	$v_{x'0}/v_{y'0}/v_{z'0}$	24.9/4.1/-2.7
	R	$v_{x'r}/v_{y'r}/v_{z'r}$	20.2/3.7/-2.2
	T	$g_{x'}/g_{y'}$	5.6/8.0
	R	$a_{x'r}/a_{y'r}/a_{z'r}$	12.0/6.0/0.5

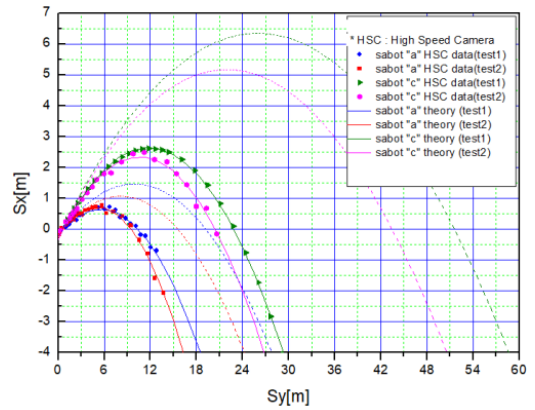


Fig. 2. Comparison sabot-trajectory of test with theory (Eq.1) (sabot a/c)[S_x, S_y]

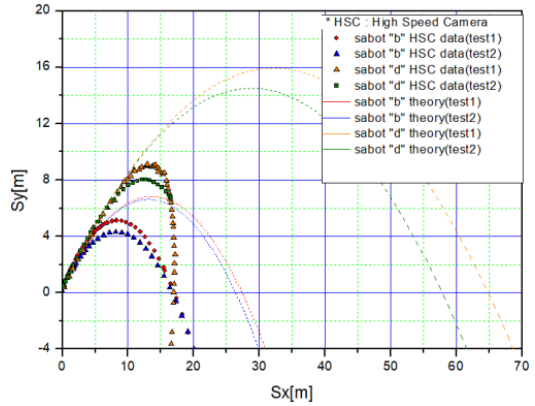


Fig. 3. Comparison sabot-trajectory of test with theory (Eq.1) (sabot b, d)[S_x, S_y]

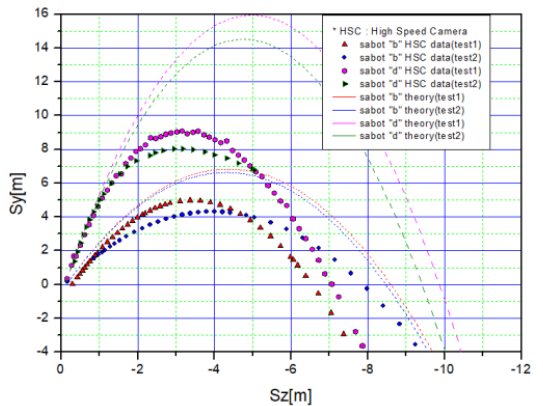


Fig. 4. Comparison sabot-trajectory of test with theory (Eq.1) (sabot b, d)[S_y, S_z]

Table 2에서 보는 바와 같이 지지대는 마찰력에 의해 x' 방향 초기 속도 값의 차이가 나고 후류의 방향인 x' 방향으로 가속도 차이가 나며 지지대 종류에 따라 y', z' 방향으로도 가속도 차이를 보인다.

2.4 임의 추력값에 대한 초기속도 및 가속도 예측

2.3항에서 상온 조건인 추력 환경에서 획득한 지지대의 초기 속도와 후류영향이 포함된 가속도 값을 이용하여 임의의 추력 가속도일 때 지지대의 초기 속도 ($v_{x'p}$)와 가속도($a_{x'p}$) 예측값을 2.4.1 및 2.4.2절을 통해 구하였다. 따라서, 이를 이용한 지지대의 예측 궤적식은 다음 식 (7)과 같다.

$$\begin{aligned} S_{x'p}(t) &= (v_{x'p})t - \frac{1}{2}(a_{x'p})t^2 \\ S_{y'p}(t) &= (v_{y'p})t - \frac{1}{2}(a_{y'p})t^2 \\ S_{z'p}(t) &= (v_{z'p})t - \frac{1}{2}(a_{z'p})t^2 \end{aligned} \tag{7}$$

2.4.1 초기 속도 예측

초기 속도는 크게 이탈 속도와 분리 속도로 구분된다. 우선 이탈 속도는 추력 가속도의 제곱근에 비례하므로 식 (8)과 같은 연립방정식을 사용하여 α, β 값을 구하면 임의 추력 가속도에 대한 이탈 속도인 $v_{x'r}$ 값을 산출할 수 있다. 여기서, $v_{x'r@test1}, v_{x'r@test2}$ 는 Table 2의 $v_{x'r}$ 값들을 사용하였다.

$$\begin{cases} v_{x'r@test1} = \alpha + \sqrt{\beta \times a_{thrust@test1} \times |D_x|} \\ v_{x'r@test2} = \alpha + \sqrt{\beta \times a_{thrust@test2} \times |D_x|} \end{cases} \tag{8}$$

한편, 분리 속도는 식 (6)과 같이 추력 가속도와는 무관하다. 단, 여러 고속카메라 촬영 데이터들을 분석하여 실제 분리 속도를 얻은 후 평균값을 계산하였는데 Table 3에 이를 정리하였다. 식 (6)으로 얻은 값과는 약 10~20 % 정도 차이를 보이며 이 값을 $v_{y'p}, v_{z'p}$ 로 사용하였다.

2.4.2 가속도 예측

추력가속도 대비 후류 영향을 포함하는 가속도와와의 관계식을 다음 식 (9)와 같이 가속도는 추력 가속도와 비례하는 것으로 설정하였다. 따라서 연립방정식에서 “ γ ” 값과 “ δ ” 값을 구하면 임의 추력 가속도에서의 가

속도 $a_{x'p}$ 을 얻을 수 있다. 식 (9)는 y' 축과 z' 축에서도 같은 방식으로 적용하였다.

$$\begin{cases} a_{x'r@test1} = \gamma + \delta \times a_{thrust@test1} \\ a_{x'r@test2} = \gamma + \delta \times a_{thrust@test2} \end{cases} \tag{9}$$

Table 3. Separation velocity of sabot [unit : m/s]

category	average		theory		ratio (average/theory)
	$v_{y'r}$	$v_{z'r}$	$v_{y'0}$	$v_{z'0}$	
a	-4.5	0	-5.0	0	90 %
b	2.5	-2.4	2.7	-3.6	77 %
c	-3.7	0	-4.1	0	90 %
d	3.7	-1.9	4.1	-2.7	85 %

3. 최소/최대 추력 가속도 시험 결과

3.1 시험 개요

2.4절에서 설정된 지지대 분산 궤적 예측식에 대한 타당성을 확인하기 위해 발사체의 최소/최대 추력 가속도와 유사한 모의 추진기관을 제작하여 다음 Fig. 5 및 Table 4와 같이 실제 발사 시험을 실시하여 지지대의 분산 궤적을 획득하였다^[5]. 이 시험시 함정 환경에서 함정의 운동 때문에 변경될 수 있는 발사각 α 를 변경하여 시험하였고 또한 스프링의 일부 물성치를 변경한 후 시험하였다. 이를 통해 지지대 분산 궤적 예측식과 실제 시험과의 타당성이 높은지 확인하였다.

이 시험시 x, y, z 방향에 대한 궤적을 얻어야 하므로 고속카메라 2조를 각각 발사관 측면과 정면에 배치하고 50 ms 단위로 촬영한 후 지지대의 각 위치 좌표를 적정 시간 간격으로 측정하여 궤적을 산출하였다.



Fig. 5. Minimum & maximum thrust tests

Table 4. Test condition

category	min. thrust	max.thrust	note
a_{thrust}	5.8 g	9.4 g	
α	30 deg	40 deg	
sabot a,c	x_c 26 mm \rightarrow 4 mm change		b,d : 23 mm

3.2 시험 결과

지지대 a/b/c/d에 대해 최소 추력 시험 및 최대 추력 시험시 이탈 속도와 분리 속도 그리고 가속도에 대해 이론값(식 (1))과 2.4항을 이용한 예측값 그리고 실제 시험시 획득한 궤적을 커브핏팅하여 획득한 값을 상호 비교하였다.

3.2.1 지지대 a

최소 및 최대 추력일 때 궤적을 비교한 결과는 Fig. 6과 같으며, Table 5에 속도와 가속도 값을 비교하였다. Table에서 “test”는 식 (3), “theory”는 식 (1), “prediction”은 식 (7)로 구한 것이다. 낙하 거리와 상승 높이의 경우 7~12.5 % 정도 오차율을 보이고 있다.(낙하거리: $S_{x,max}$, 분산거리: $S_{z,max}$, 상승높이 : $S_{y,max}$)

Table 5. Comparison test data with prediction and theory [units : m or m/s or m/s²(error %)]

category		test	theory	prediction
min. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$	11.1 (--)	13.8 (23.5)	9.7 (13.3)
	$v_{y'0} - v_{y'd}$	-1.6 (--)	-0.8 (51.1)	-0.7 (56.2)
	$g_{x'} + a_{x'F}$	7.9 (--)	4.9 (38.2)	6.6 (17.2)
	$g_{y'} + a_{y'F}$	7.3 (--)	8.5 (17.1)	7.3 (0.0)
	$S_{x,max}$	11.5 (--)	21.0 (82.6)	10.6 (7.8)
	$S_{y,max}$	0.8 (--)	1.8 (125)	0.7 (12.5)
max. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$	fail to obtain initial trajectory	17.5	15.1
	$v_{y'0} - v_{y'd}$		-0.8	-0.7
	$g_{x'} + a_{x'F}$		6.3	8.8
	$g_{y'} + a_{y'F}$		7.5	7.1
	$S_{x,max}$	20(estimation)	35	20
	$S_{y,max}$	3.4 (--)	5.6 (64.7)	3.7 (8.8)

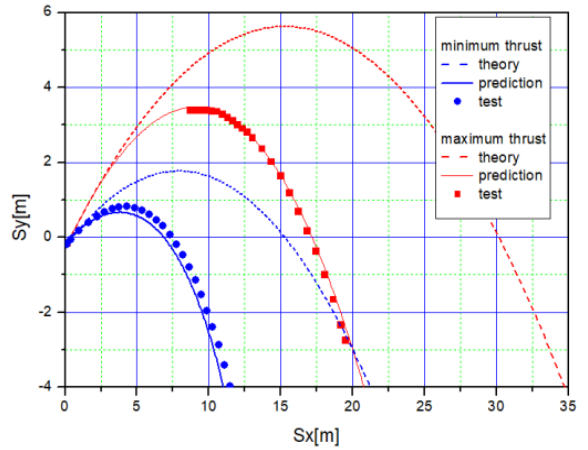


Fig. 6. Comparison sabot-trajectory of test with prediction and theory [S_x, S_y]

3.2.2 지지대 b

최소 및 최대 추력일 때 궤적을 비교한 결과는 Figs. 7, 8과 같으며, Table 6에 속도와 가속도 값을 비교하였다. 지지대 b의 경우 최대 추력시험시 S_y, S_z 궤적에서 예측값과 실제값의 차이가 일부 발생하였는데 이는 지지대 a,c,d의 경우 test1과 2의 추력 가속도 값을 상대적으로 큰 경우와 작은 경우를 샘플링 하여 식 (8)과 식 (9)의 보간법의 정확도가 높으나, 지지대 b의 경우 사용한 추력 가속도값의 차이가 적어 보간법의 정확도가 다소 떨어지는 것으로 판단된다. 추후 다른 데이터가 더 확보되면 개선될 사항으로 판단된다.

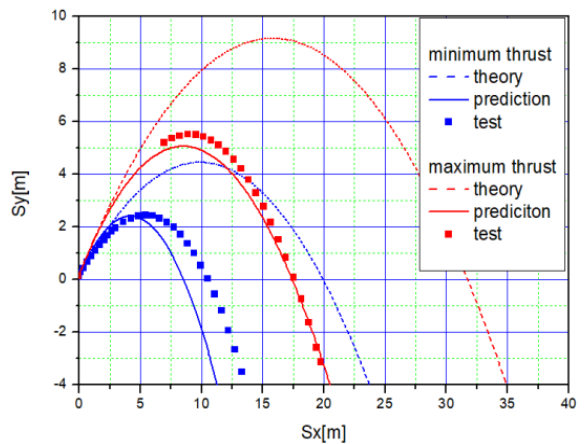


Fig. 7. Comparison sabot-trajectory of test with prediction and theory [S_x, S_y]

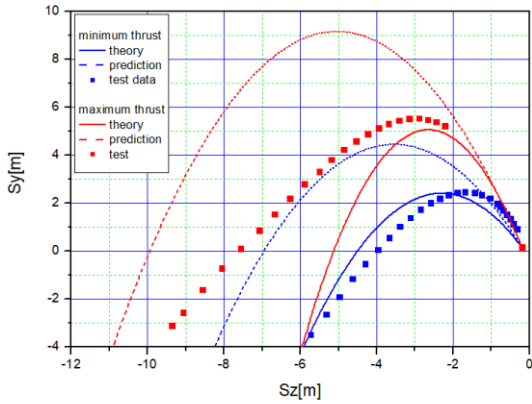


Fig. 8. Comparison sabot-trajectory of test with prediction and theory [S_y, S_z]

Table 6. Comparison test data with prediction and theory [units : m or m/s or m/s²(error %)]

category		test	theory	prediction
min. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$	10.4 (--)	13.8 (32.1)	8.7 (16.2)
	$v_{y'0} - v_{y'd}$	1.7 (--)	2.7 (63.4)	2.7 (63.4)
	$v_{z'0} - v_{z'd}$	-1.6 (--)	-3.6 (117.6)	-3.1 (87.4)
	$g_{x'} + a_{x'F}$	5.6 (--)	4.9 (13.0)	4.9 (13.0)
	$g_{y'} + a_{y'F}$	7.9 (--)	8.5 (7.9)	8.5 (7.9)
	$g_{z'} + a_{z'F}$	1.6 (--)	0 (100)	0.1 (96)
	$S_{x,max}$	13.6 (--)	23.9 (75.7)	11.3 (16.9)
	$S_{z,max}$	-5.9 (--)	-8.2 (39.0)	-5.9 (0.0)
$S_{y,max}$	2.5 (--)	4.4 (76.0)	2.4 (4.0)	
max. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$		17.5	15.9
	$v_{y'0} - v_{y'd}$		2.7	2.7
	$v_{z'0} - v_{z'd}$		-3.6	-3.1
	$g_{x'} + a_{x'F}$		6.3	9.5
	$g_{y'} + a_{y'F}$		7.5	12.0
	$g_{z'} + a_{z'F}$		0	-0.04
	$S_{x,max}$	20(estimation)	35	20
	$S_{z,max}$	-10 (--)	-10.9 (9.0)	-6.0 (40.0)
$S_{y,max}$	5.5 (--)	9.2 (67.3)	5.1 (7.3)	

3.2.3 지지대 c

최소 및 최대 추력일 때 궤적을 이론식과 비교한 결과는 Fig. 9와 같으며, Table 7에 속도와 가속도 값을 비교하였다. 낙하거리와 상승높이의 경우 최소 4.2%에서 최대 18.5% 이내의 오차를 보이고 있다.

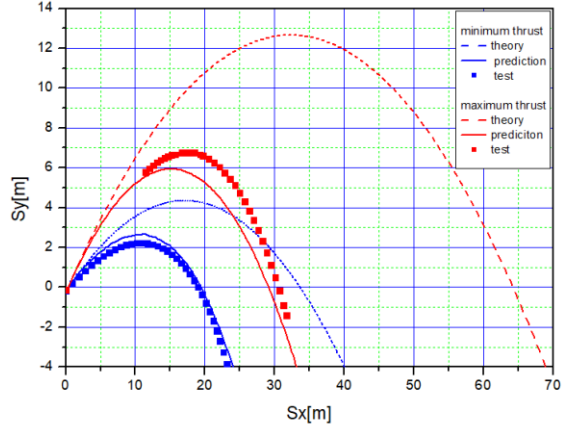


Fig. 9. Comparison sabot-trajectory of test with prediction and theory [S_x, S_y]

Table 7. Comparison test data with prediction and theory [units : m or m/s or m/s²(error %)]

category		test	theory	prediction
min. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$	16.7 (--)	20.0 (19.5)	17.1 (2.3)
	$v_{y'0} - v_{y'd}$	-2.4 (--)	-0.6 (74.0)	-0.5 (80.2)
	$g_{x'} + a_{x'F}$	7.6 (--)	4.9 (35.6)	8.2 (7.7)
	$g_{y'} + a_{y'F}$	5.1 (--)	8.5 (67.1)	6.4 (26.5)
	$S_{x,max}$	24.0 (--)	40.0 (66.7)	23.0 (4.2)
	$S_{y,max}$	2.7 (--)	4.4 (63.0)	3.2 (18.5)
max. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$		25.4	20.0
	$v_{y'0} - v_{y'd}$		-0.6	-0.5
	$g_{x'} + a_{x'F}$		6.3	8.7
	$g_{y'} + a_{y'F}$		7.5	9.3
	$S_{x,max}$	33(estimation)	69	33
	$S_{y,max}$	6.7 (--)	12.7 (89.6)	5.9 (12.0)

3.2.4 지지대 d

최소 및 최대 추력일 때 궤적을 이론식과 비교한 결과는 Figs. 10, 11과 같으며, Table 8에 속도와 가속도값을 비교하였다. 낙하거리, 분산거리와 상승높이의 경우 최소 4.5 %에서 최대 25 % 수준의 오차율을 보이고 있다.

Table 8. Comparison test data with prediction and theory [units : m or m/s or m/s²(error %)]

category		test	theory	prediction
min. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$	15.2 (--)	20.0 (31.4)	17.3 (14.1)
	$v_{y'0} - v_{y'f}$	2.2 (--)	4.1 (82.0)	3.2 (44.0)
	$v_{z'0} - v_{z'f}$	-1.0 (--)	-2.7 (182.2)	-1.9 (98.6)
	$g_{x'} + a_{x'F}$	7.1 (--)	4.9 (31.4)	8.3 (16.5)
	$g_{y'} + a_{y'F}$	6.8 (--)	8.5 (24.6)	9.1 (34.1)
	$g_{z'} + a_{z'F}$	2.8 (--)	0.0 (100)	3.2 (13.8)
	$S_{x,max}$	22 (estimation)	46.1 (110.0)	23.0 (4.5)
	$S_{z,max}$	-11.0 (--)	-8.3 (24.5)	-12.2 (10.9)
	$S_{y,max}$	5.2 (--)	9.5 (82.7)	6.0 (15.4)
max. thrust	$v_{x'0} - v_{x'f}$	20.2 (--)	25.4 (25.8)	20.5 (1.3)
	$v_{y'0} - v_{y'f}$	2.3 (--)	4.1 (75.4)	3.2 (39.0)
	$v_{z'0} - v_{z'f}$	-2.2 (--)	-2.7 (21.0)	-1.9 (14.8)
	$g_{x'} + a_{x'F}$	12.1 (--)	6.3 (48.0)	13.0 (7.5)
	$g_{y'} + a_{y'F}$	5.3 (--)	7.5 (41.1)	5.2 (1.9)
	$g_{z'} + a_{z'F}$	0.5 (--)	0.0 (100.0)	0.2 (66.2)
	$S_{x,max}$	16.2 (--)	70 (332.1)	12.2 (24.7)
	$S_{z,max}$	-8.0 (--)	-11.5 (43.8)	-6.1 (23.8)
	$S_{y,max}$	9.5 (--)	19.4 (104.2)	10.0 (5.3)

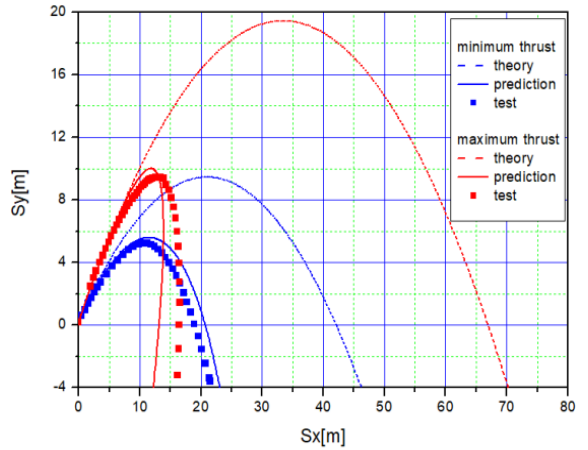


Fig. 10. Comparison sabot-trajectory of test with prediction and theory [S_x, S_y]

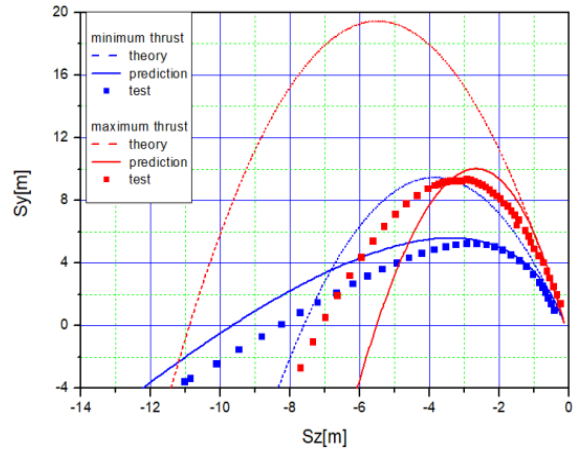


Fig. 11. Comparison sabot-trajectory of test with prediction and theory [S_y, S_z]

4. 결론

상온 조건에서 실시한 발사체 발사 시험들을 통해 획득한 다양한 설치 위치와 설치 각도를 보유한 지지대들의 고속카메라 궤적을 분석하여 발사체 추력 가속도 변화에 따른 지지대 분산 궤적 예측 방법을 유도하였고 최소/최대 추력을 모사한 추진기관을 장착한 실제 시험을 통해 획득한 궤적값과 예측값을 상호 비교한 결과 이론식으로 산출된 값 대비 정확도가 상당히 개선되었다.

- 지지대 a의 경우 낙하거리/상승 높이는 시험 값 대비 이론값의 오차율 최소 64.5 %, 최대 125 %에서 예측 값의 오차율은 최소 7.8 %, 최대 12.5 %로 개선됨
- 지지대 c의 경우 낙하거리/상승 높이는 이론값의 오차율 최소 63 %, 최대 89.6 %에서 예측값의 오차율은 최소 4.2 %, 최대 18.5 %로 개선됨
- 지지대 d의 경우 낙하거리/분산거리/상승 높이는 이론값의 오차율 최소 24.5 %, 최대 332.1 %에서 예측 값의 오차율은 최소 4.5 %, 최대 24.7 %로 개선 됨

일부 지지대는 정확도 향상을 위해 추가적인 데이터 확보 및 분석이 필요한 것으로 판단되며, 다른 지지대의 경우에도 더 많은 상온 조건에서의 궤적 데이터를 확보하면 궤적 예측 방법의 정확도를 더 향상시킬 수 있을 것으로 판단된다.

본 논문에서 제안된 방법을 통해 향후 지지대 발사 방식인 발사체의 지지대 분산 궤적을 예측할 수 있으므로 실제 최소/최대 추력 시험을 생략하거나 지지대 궤적 관련 설계 변수들의 영향성 또는 궤적의 경향을 확인한 후 실제 시험을 수행할 수 있을 것으로 판단

된다.

References

- [1] Y. Park, Y. Kim, I. Kim, H. Kim “Sabot-Trajectory Simulation for Shipboard Missile System,” The 12th Guided Missile Conference, pp. 393-398, November, 2003.
- [2] Peter Plostins, “Launch Dynamics of APFSDS Ammunition,” Technical Report BRL-TR-2595, 1984.
- [3] F. P. Beer, E . R. Johnston, “Vector Mechanics for Engineers,” McGraw-Hill.
- [4] Y. Park, “Report on Simulation for Sabot-Trajecorty in KSSM Missile System,” ADD(MADC-416-020729), pp. 3-24, 2002.
- [5] Y. Park, Y. Kim, “Result Report on TLSM Launcher Interference Test,” ADD(ADDR-416-141307), pp. 5-11, 2014.