

<論 文>

탄자의 비행특성 해석 (I)

—고정면 이동좌표계를 이용한 Remington 소총탄의 운동해석—

이 흥 주* · 노 창 수**

(1984년 10월 15일 접수)

The Analysis on Flying Characteristics of Projectile (I)

—The Analysis of Motion for Remington Projectile
using Fixed-Plane Moving Coordinate System—

Hung-Joo Lee and Chang-Soo Rho

Key Words: Ballistics(탄도), Projectile(탄자), Wind(바람), Ballistic Coefficient(탄도특성계수), Rigid Body(강체), Magnus Force(마그너스힘)

Abstract

This research is to predict ballistic trajectory on X, Y, Z axes, change of angle of attack, relation between ψ and θ , and characteristic change by wind and quadrant angle of elevation, etc. In order to do this, the existing programs were compounded and supplemented.

The character of this analysis is to be computed using aeroballistic coefficients to be expressed as a tabular function of angles of attack and Mach numbers. Also the equation of motion of projectile with six degrees of freedom in a three dimensional space are analyzed by body-fixed or fixed-plane moving coordinate system.

As an exemple of this analysis, the ballistic trajectory of Remington projectile was computed. The character of analysis about Remington projectile is collectively to consider drag force, lifting force, magnus force by spin, effect by wind and damp, overturning and magnus moment caused by change of instantaneous pressure center in projectile.

기 호 설 명

u, v, w : x, y, z 축 방향에서의 탄자속도
 p, q, r : x, y, z 축 방향에서의 탄자각속도
 g : 중력가속도
 m : 질량
 M : Mach 수

ρ : 공기밀도
 α : Total angle of attack
 s : Aerodynamic reference area
 d : 탄자의 직경
 ξ : Orientation of cross velocity
 I_x : x 축 방향의 관성모우멘트
 I : y, z 축 방향의 관성모우멘트(x 축 대칭일 경우)
 $C_x(\alpha, M)$: x 축 방향의 추력상수

* 정회원, 육군사관학교 병기공학과

** 정회원, 한국기계연구소 NC센터 연구원

- $C_N(\vec{\alpha}, M)$: Normal 힘 상수
- $C_M(\vec{\alpha}, M, \frac{Pd}{2V})$: Overturning 모우멘트 상수
- $C_{NP}(\vec{\alpha}, M, \frac{Pd}{2V})$: 마그너스모우멘트 상수
- $C_{IP}(\vec{\alpha}, M, \frac{Pd}{2V})$: Spin 감쇠 상수
- $C_{Mq} + C_{Ma}$: 감쇠 상수
- $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$: Quaternion

1. 서론

탄자의 정확도에 영향을 미치는 요인들은, 무기자체의 규격과 조건, 장착방법 그리고 바람의 크기와 방향들과 같은 외적요인과, 탄자의 크기, 모양, 무게, 무게중심의 위치, 압력중심의 변화 그리고 외력 및 외력에 의한 모우멘트등과 같은 내적요인들이다⁽¹⁾.

본 연구의 목적은 외적요인으로서 바람과 내적요인들이 탄자에 영향을 미칠때 탄의 동적특성변화를 예측하는데 있다. 즉 탄의 X, Y, Z 축 자취, α 각(angle of attack)의 변화, ϕ 와 θ 의 관계 그리고 사각과 바람에 의한 탄의 동적특성변화등을 해석하는데에 있다.

이를 위하여 기존의 프로그램들을 조합하고 보완하여 탄자의 동적해석을 3차원 6 자유도로 종합적으로 해석할 수 있도록 하였으며 탄자에 대한 해석의 일례로서 Remington 소총탄의 동적특성을 해석하였다^(2,3).

본 Remington 소총탄에 대한 해석의 특징은 항력(drag force), 양력(lifting force), 탄자의 회전(spin)으로 인한 마그너스힘(magnus force), 순간적으로 변화하는 압력중심으로부터 야기되는 전복모우멘트(overturning moment)와 마그너스모우멘트(magnusmoment) 그리고 감쇠 및 바람에 의한 영향을 고려하여 3차원 6 자유도로 종합적으로 해석한 것이다.

본 해석을 통하여 활용할 수 있는 영역은 다음과 같다.

- (1) 탄자의 자취 및 동적상태를 예측할 수 있으므로 명중을 향상
- (2) α 각을 예측할 수 있으므로 유효사거리 설정
- (3) ϕ, θ 각의 관계에서 탄의 특성과 좌우편차 산출
- (4) 바람에 의한 탄의 자취 및 동적상태 변화 예측
- (5) 최적탄의 제원 설정

2. 좌표축 해석

2.1. 좌표축 설정

탄자가 출발하는 총구의 중심을 원점으로 하고 지구

중심을 향하는 축을 Z 축, 수평면을 X, Y 축으로 하여 관성축을 설정한다. 이동좌표축은 Fig. 1 과 같이 설정한다. 이때 C_{x_1, y_1, z_1} 축은 임의의 한 순간에서 탄자무게 중심을 원점으로 관성축 O_{xyz} 축과 평행하게 되도록 설정하며, C_{x_3, y_3, z_3} 축은 탄자에 고정시킨다^(4,5).

탄자에 고정시킨 C_{x_3, y_3, z_3} 축을 body-fixed moving coordinate(B.F.C)라 부르고 오일러각(ϕ, θ, ψ)중에서 $\phi=0$ 일때 즉 C_{x_3, y_3, z_3} 축을 고정면이동좌표계(fixed-plane moving coordinate: F.P.C)라고 부르며 F.P.C.는 탄자가 회전 중심축(spin axis)에 대해 비틀릴때 적용되어진다.

동일원점을 갖는 두직각좌표계의 변환 관계는 다음과 같다.

$$\begin{aligned} [x_1 y_1 z_1]^T_{B.F.C.} &= A_{B.F.C.} [x_3 y_3 z_3]^T \\ [x_1 y_1 z_1]^T_{F.P.C.} &= A_{F.P.C.} [x_3 y_3 z_3]^T \end{aligned} \tag{1}$$

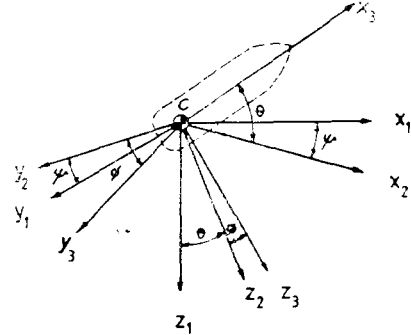


Fig. 1 The three euler-angle rotations required to carry axes x_1, y_1, z_1

2.2. Quaternion 을 이용한 Euler 각 변환

오일러각에 의한 좌표변환은 많은 삼각함수를 포함하기 때문에 수치해석상의 여러 문제점을 야기시킨다. 이러한 문제점을 해소하기 위한 여러가지 방법 중 논문에서는 오일러각을 4개의 실수 parameter로 변환하는 방법을 사용하였다. 이 parameter들을 quaternion이라 부르며 다음과 같이 정의한다⁽⁶⁾.

$$\begin{aligned} \lambda_0 &= \cos \frac{\phi}{2} \\ \lambda &= [\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3]^T = \left(\sin \frac{\phi}{2} \right) n \end{aligned} \tag{2}$$

식 (1)의 $A_{B.F.C.}$ 를 quaternion으로 변환시키면 다음과 같다.

$$A_{B.F.C.} = \begin{bmatrix} \lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2 & 2(\lambda_1 \lambda_2 - \lambda_0 \lambda_3) & 2(\lambda_1 \lambda_3 + \lambda_0 \lambda_2) \\ 2(\lambda_1 \lambda_2 + \lambda_0 \lambda_3) & \lambda_0^2 - \lambda_1^2 + \lambda_2^2 - \lambda_3^2 & 2(\lambda_2 \lambda_3 - \lambda_0 \lambda_1) \\ 2(\lambda_1 \lambda_3 - \lambda_0 \lambda_2) & 2(\lambda_2 \lambda_3 + \lambda_0 \lambda_1) & \lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2 \end{bmatrix} \tag{3}$$

Quaternion의 도함수는 다음과 같다.

$$\dot{\lambda} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \lambda_0 & -\lambda_1 & -\lambda_2 & -\lambda_3 \\ \lambda_1 & \lambda_0 & -\lambda_3 & \lambda_2 \\ \lambda_2 & \lambda_3 & \lambda_0 & -\lambda_1 \\ \lambda_3 & -\lambda_2 & \lambda_1 & \lambda_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} o \\ p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4)$$

3. 운동해석

3.1. 운동방정식

다음과 같이 가정한다.

- (1) 지구는 평탄하다.
- (2) 지구의 자전 무시
- (3) 총구를 이탈하는 순간, 탄자무게 중심을 관성축(XYZ 축)의 원점으로 한다.
- (4) 바람의 방향은 항상 XY면에 평행하다.

임의의 순간에서, 관성축(XYZ 축)에 평행한 C_{x_1, y_1, z_1} 축에 대하여 이동좌표축 즉 x, y, z 축(B.F.C. : x_3, y_3, z_3 , F.P.C. : x_2, y_2, z_2)의 순간속도를 \vec{Q} 라 하면, 임의의 벡터 \vec{B} 에 대한 Coriolis Law는

$$\frac{d\vec{B}}{dt} = \frac{\delta\vec{B}}{\delta t} + \vec{Q} \times \vec{B} \quad (5)$$

이다. $\delta(\)/\delta t$ 는 C_{x_1, y_1, z_1} 축에 대하여 순간각속도 $\Omega = [pqr]^T$ B.F.C. = $[r \tan \theta \ r]^T$ F.P.C.를 가지는 x, y, z 축에서 결정되는 rate를 의미한다⁽⁵⁾.

식 (5)에 의하여 탄자의 운동방정식은

$$\vec{F} + m\vec{g} = m\vec{V} + \vec{Q} \times m\vec{V} \quad (6)$$

$$\vec{M} = [I]\vec{E} + \vec{Q} \times [I]\vec{E} \quad (7)$$

이다. 여기서

$\vec{E} = [pqr]^T$: 탄자 자체가 갖는 C_{x_1, y_1, z_1} 축에 대한 각속도

$\vec{V} = [uvw]^T$: 관성축에 대한 탄자중심의 이동속도

\vec{F}, \vec{M} : 임의의 순간에서 외력 및 모우멘트들의 벡터

$[I]$: 관성텐서(inertia tensor)

F.P.C.의 운동방정식을 정리하면 다음과 같다.

$$\dot{X} = (\lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2)u - 2(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_0\lambda_3)v + 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2)w$$

$$\dot{Y} = 2(\lambda_1\lambda_2 + \lambda_0\lambda_3)u + (\lambda_0^2 - \lambda_1^2 + \lambda_2^2 - \lambda_3^2)v + 2(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1)w$$

$$\dot{Z} = 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2)u + 2(\lambda_2\lambda_3 + \lambda_0\lambda_1)v + (\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2)w$$

$$\dot{\lambda}_0 = -\frac{1}{2} \left(\lambda_2 q + \frac{\lambda_3 r}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} \right)$$

$$\dot{\lambda}_1 = -\frac{1}{2} \left(\lambda_3 q + \frac{\lambda_2 r}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} \right)$$

$$\dot{\lambda}_2 = \frac{1}{2} \left(\lambda_0 q + \frac{\lambda_1 r}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} \right)$$

$$\dot{\lambda}_3 = \frac{1}{2} \left(\lambda_1 q + \frac{\lambda_0 r}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} \right)$$

$$\dot{u} = rv - qw + 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2)g + F_x/m$$

$$\dot{v} = 2w \frac{\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} - ru + F_y/m$$

$$\dot{w} = qu - 2vr \frac{\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} + (\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2)g + F_z/m$$

$$\dot{p} = M_x/I_x$$

$$\dot{q} = r \left(2r \frac{\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} - \frac{I_x}{I} p \right) + M_y/I$$

$$\dot{r} = -q \left(2r \frac{\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2} - \frac{I_x}{I} p \right) + M_z/I$$

3.2. 공기역학적 영향

탄자의 압력중심과 무게중심의 위치차이로부터 공기역학적 영향으로 인해 발생하는 힘과 모우멘트들의 상수들은 Fig. 2와 같으며 힘과 모우멘트 관계를 성분별로 나타내면 식 (8)과 같다⁽⁷⁾. 식 (8)에서 \vec{F}, \vec{M} 를 구하고, 이를 운동방정식에 대입하여 해를 구한다.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\cos \xi & \sin \xi \\ 0 & -\sin \xi & -\cos \xi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_x \\ C_N \\ C_{NP} \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S \quad (8)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \xi & \cos \xi \\ -\cos \xi & \sin \xi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_M \\ C_{MP} \end{bmatrix} \cdot \frac{1}{2} \rho V^2 S d$$

바람속도가 고도의 함수로서 \dot{X}_w, \dot{Y}_w 라 할 때 탄에 영향을 미치는 상대공기속도는 $\dot{X} - \dot{X}_w, \dot{Y} - \dot{Y}_w, \dot{Z}$ 가 되며 이때의 탄의 속도를 u_A, v_A, w_A 라 하면 공기역학적 힘과 모우멘트들은 다음과 같은 함수로 재정의한다⁽⁸⁾.

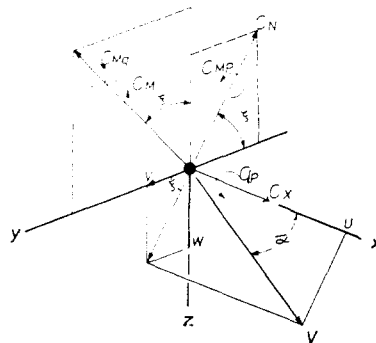


Fig. 2 The definition of aeroballistic coefficients

$$V_A = \sqrt{u_A^2 + v_A^2 + w_A^2}$$

$$\vec{\alpha} = \cos^{-1} \frac{u_A}{V_A} \quad (9)$$

$$\xi = \tan^{-1} \frac{w_A}{v_A}$$

4. 수치해석

4.1. 수치해석방법

탄자의 운동해석 프로그램의 block diagram 은 Fig. 3 과 같으며 운동방정식의 해를 구하기 위하여 다음과 같은 Milne method 를 사용하였다⁽⁹⁾.

$$Y_{n+1} = Y_{n-3} + \frac{4h}{3} (2f_n - f_{n-1} + 2f_{n-2}) \quad (10)$$

윗식을 Milne method 에서 Predictor Formula 라 하며 Y_{n-1} 을 이용하여 f_{n-1} 의 값을 구하고 이 값을 다음과 같은 Corrector Formula

$$Y_{n+1,c} = Y_{n+1} + \frac{h}{3} (f_{n+1} + 4f_n + f_{n-1}) \quad (11)$$

에 대입하여 방정식의 해를 구한다.

식 (10)에서 f_n, f_{n-1}, f_{n-2} 의 초기값을 구하기 위하여 운동방정식을 Runge Kutta method 로 적분하여 이들의 값을 구한 다음 식 (10)으로 다음단계(next step)인 Y_{n+1} 의 값을 예측한다. 여기서 Y_{n-1} 은 $u, v, w, p, q, r, X, Y, Z, \lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ 의 예측값이다.

Y_{n+1} 의 값들중 Quaternion 은 각각 분리하여 적분함으로써 미소오차가 발생할 가능성이 있다. 위의 보정을 위하여 Quaternion 의 구속조건 즉 $\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1$ 을 만족하는 지를 검사하여 만족하면 식 (11)로써 운동방정식의 해 즉 Y_{n+1} 의 값을 구한다. 그러나

구속조건을 만족하지 않을 경우는 다음과 같이 quaternion 을 보정한다⁽⁴⁾.

$$\lambda_i^* = \frac{\lambda_i}{\sqrt{\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2}} \quad (12)$$

$$\epsilon = \sqrt{\sum [(\lambda_i)_1 - (\lambda_i)_2]^2} \quad (13)$$

여기서,

ϵ : Quaternion 의 오차

$(\lambda_i)_1$: λ_i 의 예측값(혹은 보정값)

$(\lambda_i)_2$: λ_i 의 보정값(혹은 재보정값)

식 (12)로 보정한 다음 quaternion 의 허용오차 ϵ_{max} 보다 ϵ 가 작을 때까지 Milne method 를 사용하여 Y_{n+1} 을 구한다.

4.2. 입력

세계각국에서 민수용으로 많이 사용되고 있는 Remington 소총탄을 해석하였다. 이의 제원은 Table 1, Fig. 4, 그리고 Fig. 5 와 같다⁽¹⁰⁾. 탄자에 작용하는 바람은 $\pm X$ 축, Y 축 방향으로 각각 10 m/sec 의 크기로 분다.

Fig. 4 에서와 같이 Remington 소총탄은 회전(spin) 축에 대해 대칭이므로 B.F.C.와 F.P.C. 모두 적용가능하나 F.P.C.가 B.F.C.보다 운동방정식이 단순하므로 F.P.C.를 사용하여 해석한다. 즉 Fig. 1 의 $C_{s,3,222}$ 축을 임의의 순간의 탄자의 무게 중심에 설정하고 회전(spin) 축이 항상 x_3 축이 되도록 한다.

Table 1 Data for a 0.223 caliber remington projectile

Muzzle vel.	915 m/sec	Ref. Dia.	0.566 cm
Rifle twist	53.8 cal/rev	Length	1.9 cm
I_x	0.118 g-cm ²	Weight	3.58 g
I_y	0.76 g-cm ²	C.M.	0.7487 cm

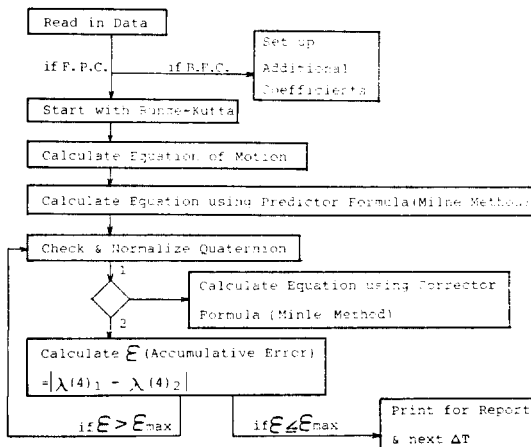


Fig. 3 The block-diagram of program

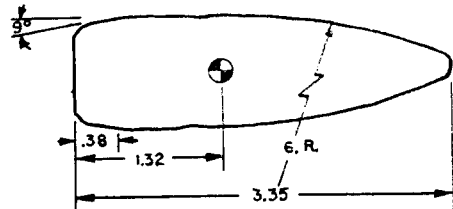


Fig. 4 The schematic diagram of a remington projectile with dimensions in caliber

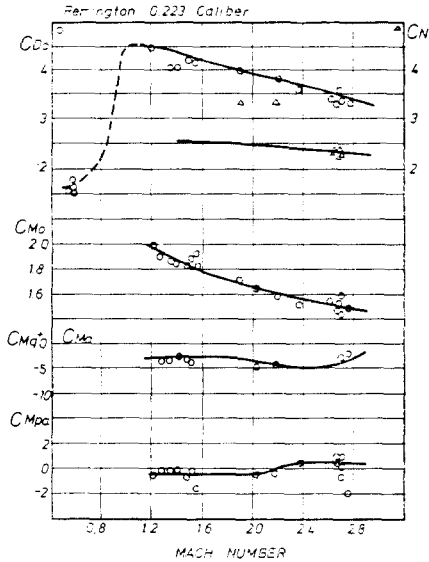


Fig. 5 Aeroballistic coefficients of remington projectile

4.2. 수치결과

0.223 인치 Remington 소총탄을 Table 2의 조건으로 발사하였을 때 수치결과는 Figs. 6~8 및 Tables 3~5와 같다.

Fig. 6과 Table 3을 살펴보면, 바람이 없을 때 곡선 ①은 탄자를 사각 0.1°로 발사한 후 0.148초 될 때 최대고도(114.6 mm)에 도달하며 이때의 사거리는 122.9 m이다. 탄자가 XY평면 즉 탄도고가 0에 도달하는 시간은 발사후 0.305초이고 사거리는 235.0 m이다. 탄자의 이탈각 α 는 최대고도에 도달할 때까지는 0.00°~0.01° 사이에서 증감을 반복하고 최대고도 이후는 0.01°~0.02° 사이에서 증감을 반복하다가 0.305초(탄도고 0)이후 서서히 증가하면서 시간에 비례하여 증가폭이 점점 더 커진다. X축방향의 바람(±X방향 10 m/s)만 작용하는 곡선 a, b는 곡선 ①과 비교하여 Z=0에서 X축비행거리 0.9 m와 비행속도 5m/s 만

Table 2 Fire condition

Curve	a	b	①	②	③	④	1	2	3	4
Firing angle (deg)	0.1	0.1	0.1	10	-10	30	0.1	10	-10	30
Wind velocity (m/s)	X	10	-10	0	0	0	0	-10	-10	-10
	Y	0	0	0	0	0	0	10	10	10

차이가 발생할 뿐 이외의 값들은 거의 동일하나 곡선 c는 다른 곡선과 큰 차이가 있다. 더우기 동일한 X축방향의 바람이 작용하는 곡선 b와 c를 Z=0에서 비교하면, Y축 방향에 의한 X축비행거리의 차(19.3m)가 곡선 ①, a, b의 X축방향의 바람에 의한 X축비행거리의 차(0.9 m)보다 훨씬 큰 값을 발견할 수 있다. 이러한 수치결과로부터 탄자는 X축방향의 바람에는 거의 영향을 받지 않고 Y축방향의 바람에 예민하게 영향을 받음을 알 수 있다. 특히 Y축편이값과 α 값은 Y축방향의 바람에 크게 영향을 받으며 α 값의 증가는 탄을 불안정하게 하는 요인이다.

Fig. 7과 Table 4 그리고 Table 5를 살펴보면, 지금까지 언급한 Y축방향의 바람에 의한 영향이 사각을 변화시켜도 동일하게 작용됨을 알 수 있으며 사각의 절대값이 클수록 탄자의 α 값이 증가함을 알 수 있다. 또한 Table 4에서 사각이 양의 방향으로 증가함에 따라 Y축편이는 증가하고 250 m에 도달하는 비행 시간

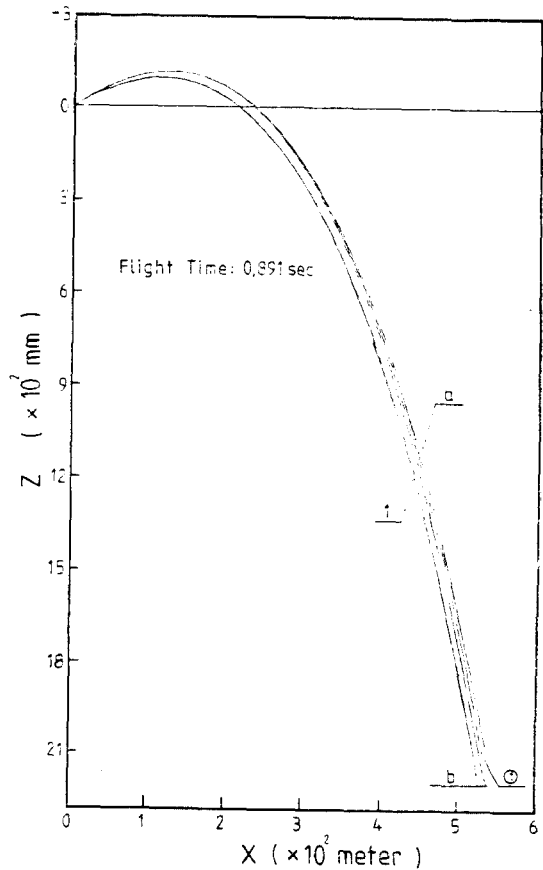
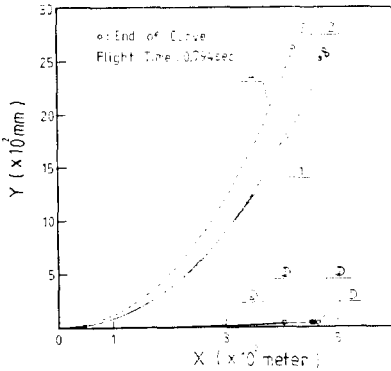


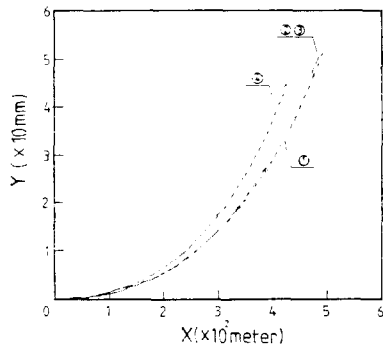
Fig. 6 Vertical ballistic trajectory on X, Z axes

은 오래 걸린다.

Fig. 8은 곡선 ①에 있어서 오일러각 ψ, θ 의 동종적 변화 관계를 나타내고 있으며 ψ, θ 는 원에 가까운 자취를 그리는 것을 보여주고 있다. 왜냐하면 탄자는 그 자체가 회전하면서 전복모우멘트등을 받기 때문에 탄자의 무게중심을 원점으로 하여 원에 가까운 자취를 그리면서 세차운동을 계속하기 때문이다. 탄자의 좌우 편차는 주로 ψ 에 영향을 받는다. 그런데 증감을 반복하는 ψ 의 최대값과 최소값을 나타내는 진폭은 시간이 흐름에 따라 점점 커지고 ψ, θ 관계의 개략적인 원중심 즉 최대값과 최소값의 중간값은 시간에 비례하여 ψ 축 양의 방향으로 점점 더 증가한다. 이것은 Fig. 8에서 Y축 양의 방향으로 편이 가 일어나가 이유이다. 그러므로 사격시 오른회전탄은 비행중 Y축 양의 방향 즉 오른쪽으로 치우쳐 표적에서 우탄이 발생하며 편위를 산출할 수 있다.

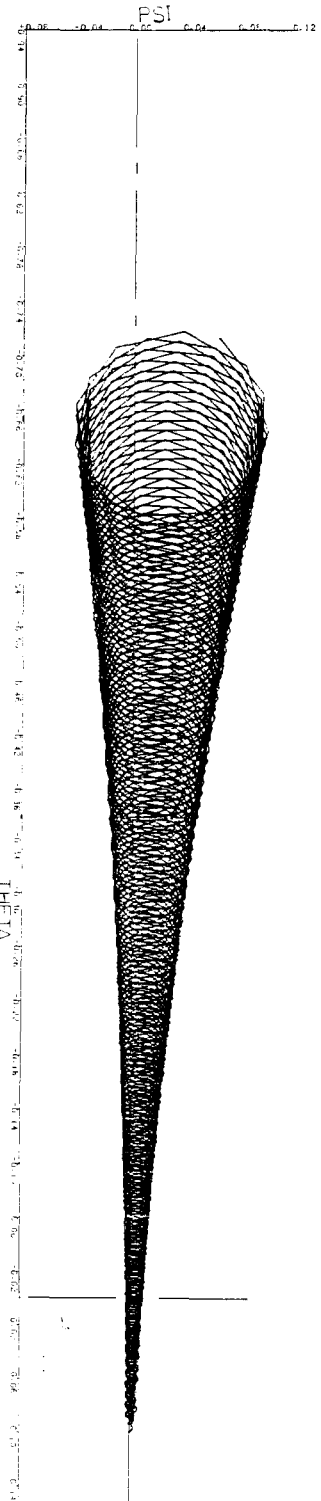


(a)



(b)

Fig. 7 Horizontal ballistic trajectory on X, Y axes



THE CHANGE OF EULER ANGLE ABOUT Y-AXIS & Z-AXIS
Fig. 8 Relation between theta (θ) & $P_{z1}(\psi)$ for curve ①

Table 3 The ballistic trajectory, when quadrant angle of elevation is 0.1 degree

	Curve	Time	X (m)	Y (mm)	Z (mm)	α (deg)	Velocity (m/s)
Max. deflection	①	0.148	122.9	1.8	-114.6	0.01	765.6
	a	0.148	123.1	1.8	-114.6	0.01	768.6
	b	0.148	122.6	1.8	-114.6	0.01	762.6
	c	0.135	113.4	111.3	-93.9	$\frac{0.43}{\sim 0.72}$	773.1
Z=0	①	0.305	235.0	7.3	0.0	$\frac{0.01}{\sim 0.02}$	650.7
	a	0.305	235.9	7.3	0.0	$\frac{0.01}{\sim 0.02}$	655.6
	b	0.305	234.1	7.3	0.0	$\frac{0.01}{\sim 0.02}$	645.7
	c	0.276	214.8	420.9	0.0	$\frac{1.09}{\sim 1.19}$	664.4
End of Curve in Fig. 7	①	0.891	538.1	65.5	2123.5	$\frac{0.08}{\sim 0.10}$	419.2
	a	0.891	542.9	66.1	2125.4	$\frac{0.08}{\sim 0.12}$	427.1
	b	0.891	533.2	64.9	2121.7	$\frac{0.09}{\sim 0.13}$	411.3
	c	0.891	531.4	3158.3	2190.3	44.79	384.3

Table 4 The ballistic trajectory, when X=250 meter

Curve	Firing angle	Time	Y (mm)	Z (mm)	α (deg)	Velocity (m/s)
①	0.1	0.329	8.5	36.6	$\frac{0.01}{\sim 0.02}$	636.6
②	10	0.335	8.8	-43602.0	$\frac{0.01}{\sim 0.02}$	633.2
③	-10	0.336	8.5	44557.0	$\frac{0.01}{\sim 0.02}$	633.1
④	30	0.391	10.4	-143636.5	$\frac{0.01}{\sim 0.02}$	602.4
1	0.1	0.331	581.0	82.9	$\frac{1.42}{\sim 1.47}$	630.3
2	10	0.337	607.2	-43667.3	$\frac{1.42}{\sim 1.53}$	626.7
3	-10	0.337	593.4	44717.6	$\frac{1.45}{\sim 1.57}$	626.6
4	30	0.394	809.3	-144.1	$\frac{1.97}{\sim 2.11}$	595.5

5. 결론 및 고찰

본 연구에서는 지구의 자전을 무시하고 지구가 평탄하다고 가정 한 후, 민수용 소총탄 0.233 인치 Remington 탄의 자취 및 비행특성을 3차원 6자유도로 종합적으로 해석하였다.

Remington 소총탄의 무게중심과 압력중심의 상이한 위치차이로 일어나는 각종 모우멘트들과 탄에 작용하

Table 5 The ballistic trajectory, when flight time is 0.794 sec

Curve	Firing angle (deg)	X(m)	Y (mm)	Z(mm)	α (deg)	Velocity (m/s)
①	0.1	496.1	51.5	1606.6	$\frac{0.06}{\sim 0.08}$	445.6
②	10	489.0	50.6	83749.8	$\frac{0.06}{\sim 0.08}$	445.8
③	-10	488.0	50.6	88523.6	$\frac{0.06}{\sim 0.08}$	445.3
④	30	430.8	44.8	-246255.1	$\frac{0.06}{\sim 0.08}$	446.3
1	0.1	491.4	2595.3	1687.4	9.1	434.3
2	10	484.4	2602.1	-83289.0	9.2	434.7
3	-10	483.4	2585.9	88208.8	10.4	433.7
4	30	426.6	2608.2	-245098.0	14.1	434.0

는 힘 그리고 감쇠와 바람의 영향을 고려하여 해석한 결과는 다음과 같다.

(1) 바람이 없을 때, 사각 30°이내로 발사하면 X축 방향으로 250 m 이내에서는 α 값이 0.02°를 초과하지 않는다.

(2) 사각의 절대값이 클수록 α 값이 증가한다.

(3) 탄자는 X축방향의 바람에는 거의 영향을 받지 않고 Y축 방향의 바람에 예민하게 영향을 받는다. 특히 Y축편이와 α 값은 Y축방향의 바람속도에 크게 영향을 받으며 α 값의 증가는 탄을 불안정하게 하는 요인이다.

(4) 오른쪽회전탄은 그 자취가 회전(spin)하면서 무게중심을 원점으로 Fig. 8과 같이 원에 가까운 세차운동을 계속하면서 원의 중심 즉 탄자의 무게중심은 Fig. 7과 같이 Y축 양의 방향으로 치우친다.

(5) 사각이 양의 방향으로 증가함에 따라 Y축 편이는 증가한다.

참고 문헌

- (1) 최계근, 노오현, "소총탄의 탄도에 미치는 변수들의 결정", 항공학회지 제 6권 제 2호, pp.11 ~19, 1978
- (2) H.M. Minshew, "A Fortan Program for Three-Degree of Freedom Trajectories, Referenced to Geocentric Coordinates and to an Arbitrary Point on the Earth's Surface", Brown Engineering Company Inc., 1963
- (3) 이홍주, 장원홍, "상대변수를 이용한 소총의 수

- 평과 상·하향 사격의 수직편차 계산”, 육사논문집, 제 18집, pp.447~55, 1978
- (4) W.R. Kolk, *Modern Flight Dynamics*, Prentice-Hall Inc., pp.22~40, 1961
- (5) Holt Ashley, *Engineering Analysis of Flight Vehicles*, Addison-Wesley Publishing Company, pp.27~50, 1974
- (6) Herbert Goldstein, *Classical Mechanics*, Addison-Wesley Publishing Company, pp.128~184, 1980
- (7) Leonard C. MacAllister, “Aerodynamic Properties and Stability Behavior of the 155 MM Howitzer Shell”, USA Ballistic Research Laboratories, 1975
- (8) Robert L. McCoy, “The Effect of Wind on Flat-Fire Trajectories”, USA Ballistic Research Laboratories, 1976
- (9) C.F. Gerald, *Applied Numerical Analysis*, Addison-Wesley Publishing Company, pp.257~70, 1977
- (10) W.F. Braun, “Aerodynamic Data for Small Arms Projectile”, USA Ballistic Research Laboratories, pp.8~18, pp.71~2, 1973
- (11) 정승희, “사격백과”, p.84, 1974