

상부공격 지능자탄의 낙하운동 및 탐색경로 시뮬레이션

Simulation and Analysis of Top-Attack Smart Submunition Descent Motions and Target Searching Footprint

김 기 표*
Kim, Ki-Pyo

장 쾌 현*
Chang, Kwe-Hyun

최 상 경*
Choi, Sang-Kyung

홍 종 태*
Hong, Jong-Tai

ABSTRACT

A smart submunition drops through the expected trajectory to have a appropriate target searching footprint for the armored ground vehicles. Parachutes can be used as a tool to decelerate and spin the submunition. Usually submunition's descent velocity, spin rate, submunition inclination angle against vertical and dynamic stability affect to its target searching footprint. Therefore it is important to design optimal parachute and load configuration for the overall system performance. In this paper we described the dynamic motion of submunition by the mathematical model of parachute and load. Through the computer simulation we can analyze the submunition footprint affected by parachute and load design.

주요기술용어(주제어) : 지능자탄(Smart Submunition), 낙하산(Parachute), 표적탐색경로(Target Searching Footprint)

1. 머리말

상부공격 지능자탄은 전차와 자주포 등의 장갑표적을 다중센서로 감지하여 폭발성형관통자(EFP)로 타격하는 센서감응형 자탄이다. 선진국의 유사 무기체계로서는 프랑스의 BONUS155와 독일의 SMArt155가 현재 개발이 완료되어 양산 중이며, 국내에서는 관련 핵심 기술에 대한 연구가 수행되고 있다.

155mm 곡사포탄인 BONUS155와 SMArt155는 일정 고도 이상에서 자탄이 방출된 후 감속 및 감회전 운동 과정을 거쳐 일정한 낙하속도와 회전속도로 지상의 표적을 다중센서 체계(MMW, IR)를 이용하여 탐

색하게 된다. 지상의 탐색경로(footprint)는 지능자탄이 일정한 기울기를 유지하도록 하여 나선형 모양을 이루게 된다. BONUS155는 두 개의 금속 날개를 이용하여 자탄의 자세를 유지하는 반면, 독일의 SMArt155의 경우 섬유(fabric)재질의 낙하산(parachute)를 이용한다는 점에서 그 차이점을 찾을 수 있다^[1].

지능자탄 체계는 낙하 및 회전 속도의 변화와 바람의 세기 및 방향에 따라서 지상의 표적 탐색 경로(footprint)가 민감하게 반응할 것으로 예상되며, 표적 탐색 경로는 지능자탄의 표적 탐지(target detection)와도 밀접한 관계가 있다.

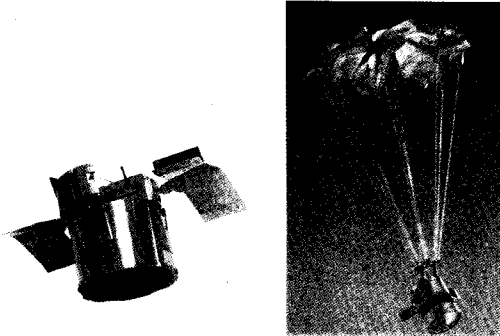
본 논문에서는 독일의 SMArt155와 같이 섬유 재질의 낙하기구를 이용하는 지능자탄 체계를 대상으로 곡사포탄으로부터 방출된 지능자탄의 낙하 운동 및 자세 안정화 과정과 표적 탐색 구간에서의 탐색 경로에 대한 모델링 및 시뮬레이션 활동을 통해 지

† 2008년 6월 16일 접수~2008년 11월 14일 게재승인

* 국방과학연구소(ADD)

주저자 이메일 : kpkim@add.re.kr

능자탄의 설계 및 성능 분석을 위한 기초 연구를 수행하였다.



[그림 1] 상부공격 지능자탄 BONUS155(좌), SMART155(우)

2. 운용 개념 및 수학적 모델링

가. 운용 개념

상부공격 지능자탄은 비행 낙하 자세의 안정화를 위하여 두 개의 섬유재질의 낙하기구인 1차 감속 낙하산(drag parachute)과 2차 자동회전 낙하산(auto rotating parachute)으로 구성되어 있다.

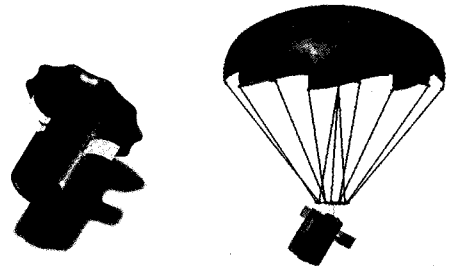
우선, 표적지 상공에서 방출하기 위하여 모탄의 시한 신관에 방출 시간이 장입되어진다. 모탄 발사 후 지상 1km 이상의 고도에서 방출되어진 자탄은 방출 초기 모탄의 비행탄도 특성을 가지게 된다. 모탄이 155mm 곡사포탄일 경우 그 사거리에 따라 다르지만, 방출 시 속도는 약 300~400m/s, 회전속도는 약 150~160rps를 가지게 된다.

1차 낙하산은 에어백(air bag)의 형태이며, 직경은 자탄의 1.5배 정도이다. 자탄의 상부에서 공기 주입에 의해 팽창된 후 자탄의 항력을 증가시키는 역할을 한다. 항력 증가에 따라 자탄 감속이 이루어진다. 자탄 몸체에 붙어 있는 3개의 회전감속 날개는 자탄의 회전속도를 감소시키는 역할을 동시에 수행한다.

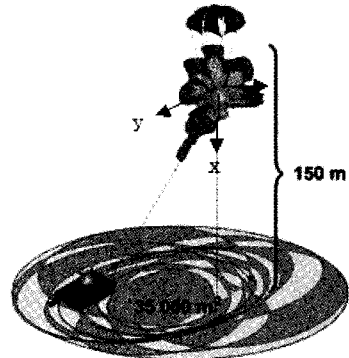
1차 낙하산이 분리되면 2차 낙하산이 전개된다. 2차 낙하산은 일정한 자탄의 회전 속도 및 낙하 속도를 설계되어 있으며 이는 자탄의 기울기와 낙하속도를 일정하게 유지시켜 줌으로써 지능자탄이 다중센서

예를 이용하여 지상의 표적을 나선형 모양으로 탐색하게 한다.

그림 2는 상부공격 지능자탄의 1차 낙하산과 2차 낙하산의 전개 모습이며, 그림 3은 2차 낙하산 전개 후 지상의 표적 탐색 과정과 표적의 상부를 타격하는 모습을 나타내었다.



[그림 2] 상부공격 지능자탄의 감속낙하산(좌)과 자동회전낙하산(우) 전개 모습



[그림 3] 상부공격 지능자탄의 표적 탐색 개념도

나. 수학적 모델링

낙하산과 지능자탄의 9 자유도 동역학 모델링 과정이다. 낙하산의 산출과 지능자탄의 연결부는 두 개의 상하부 금속 회전판으로 이루어져 있으며, 일정한 마찰력을 가지도록 설계되어 있다.

지능자탄의 무게 중심점을 기준 좌표계(body fixed coordinate)로 한 x, y, z 3축의 속도 및 회전 성분의 6자유도 운동과 낙하산 무게 중심점의 회전 속도 성분에 대한 9자유도 운동을 모델링하였다.

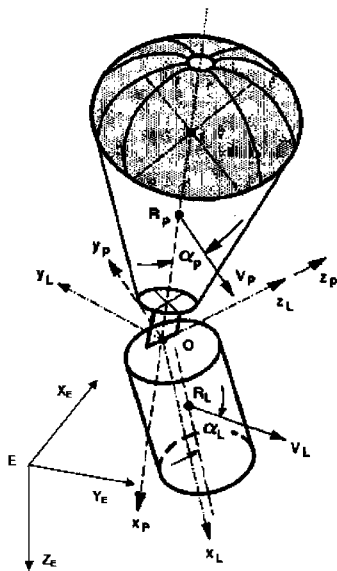
낙하산과 자탄의 9자유도 운동 모델링은 낙하산과 자탄을 하나의 강체로 분석한 6자유도 모델링의 경우

보다 낙하산과 자탄의 상대적인 운동 분석이 가능하여 본 논문의 상부공격 지능자탄의 운동 해석을 위해 필요하다고 생각된다.

1) 가정

운동 방정식을 유도하는데 사용된 가정은 다음과 같다.

- ① 낙하산과 자탄은 자탄에 위치한 점 O에서 서로 연결된 강체이다.
- ② 지구고정좌표계는 평평하고, 회전하지 않으며 고정된 관성좌표계로 가정한다.



[그림 4] 상부공격 지능자탄의 운동 모델링

2) 좌표 변환 행렬

운동 방정식을 유도하기 위하여 지구 표면의 임의의 점을 중심으로 하는 지구고정좌표계, 자탄과 낙하산의 연결 부분인 점 O를 중심으로 하는 자탄고정좌표계와 낙하산고정좌표계를 설정한다.

그림 4는 낙하산 P(Parachute)와 자탄 L(Load)의 좌표계를 나타내고 있다. 낙하산 고정좌표계 x_P, y_P, z_P 는 낙하산 캐노피의 꼭지점(Apex)에서 연결점 O 방향을 x축, x축에 수선방향을 y축, z축으로 정한다. 자탄고정좌표계 x_L, y_L, z_L 은 연결점 O에서 자탄의 무게중심 C_{GL} (Center of Gravity) 방향으로 x축, x축

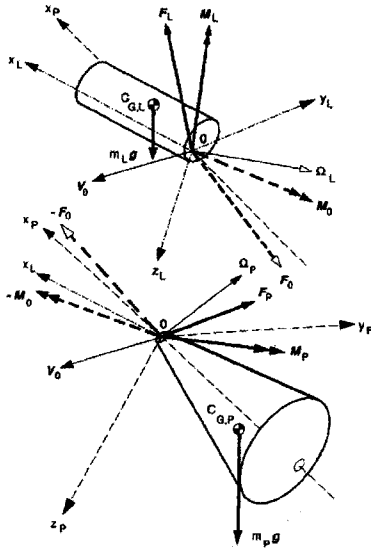
과 수선방향을 각각 y축, z축으로 한다. C^{63} 은 낙하산과 자탄의 좌표변환행렬이고, C^{30} 은 지구고정좌표계와 자탄의 좌표변환행렬이다. 위첨자 6, 3, 0은 각각 낙하산(P), 자탄(L), 지구고정좌표계(E)를 나타내며, 식 (1)은 낙하산의 속도 V_o 벡터를 구하는 예이다.

[표 1] 수식 기호 설명

기 호	설 명
C^{kl}	$x^{(k)}$ 에서 $x^{(l)}$ 로의 좌표 변환행렬
C_D, C_L, C_N, C_T	힘 계수(force coefficient)
C_i, C_m	모멘트 계수(moment coefficient.)
C_{I_0}	회전계수 C_i at $p = \Omega_1 = 0$
C_{I_p}, C_{N_a}	공력계수 변화율(aerodynamic derivatives)
D	항력(drag)
d	직경(diameter)
e_1, e_2, e_3	x_1, x_2, x_3 의 단위 벡터(unit vector)
F	힘 벡터(force vector)
g	중력 가속도 벡터(gravity)
I	관성모멘트 행렬(moment of inertia)
I_x, I_y, I_z	각 축의 관성 모멘트 (axial moments of inertia)
L	양력(lift)
L	회전 모멘트(rolling moment)
l_R	연결점에서 압력 중심점까지의 위치벡터
l_s	연결점에서 무게 중심점까지의 위치벡터
M	모멘트 벡터(moment vector)
M	피칭 모멘트(pitching moment)
m	질량(mass)
N	Normal Force
T	Tangential Force
r_o	지구고정좌표계에서 연결점까지의 위치벡터
V	속도 벡터(velocity vector)
Ω	회전속도 벡터(angular velocity vector)

$$V_i^{(6)} = \sum_{n=1}^3 C_{in}^{63} V_n^{(3)}, V_i^{(3)} = \sum_{n=1}^3 V_n^{(6)} C_{ni}^{63} \quad (i=1,2,3)$$

ϕ_P, θ_P, ψ_P 는 각각 자탄 고정좌표계에 대한 x, y, z축의 오일러(Euler) 회전각 ϕ_L, θ_L, ψ_L 이며, 지구좌표계에 대한 자탄의 오일러 회전각이다.



[그림 5] 낙하산과 자탄의 좌표계

$$C^{63} = \begin{bmatrix} \cos \Theta_p \cos \Psi_p & \cos \Theta_p \sin \Psi_p & -\sin \Theta_p \\ \sin \Phi_p \sin \Theta_p \cos \Psi_p & -\sin \Phi_p \sin \Theta_p \sin \Psi_p & \sin \Phi_p \cos \Theta_p \\ -\cos \Phi_p \sin \Psi_p & +\cos \Phi_p \cos \Psi_p & \\ \cos \Phi_p \sin \Theta_p \cos \Psi_p & \cos \Phi_p \sin \Theta_p \sin \Psi_p & \cos \Phi_p \cos \Theta_p \\ +\sin \Phi_p \sin \Psi_p & -\sin \Phi_p \cos \Psi_p & \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} q_0 &= +\cos \frac{\Phi_L}{2} \cos \frac{\Theta_L}{2} \cos \frac{\Psi_L}{2} + \sin \frac{\Phi_L}{2} \sin \frac{\Theta_L}{2} \sin \frac{\Psi_L}{2} \\ q_1 &= +\cos \frac{\Phi_L}{2} \sin \frac{\Theta_L}{2} \sin \frac{\Psi_L}{2} - \sin \frac{\Phi_L}{2} \cos \frac{\Theta_L}{2} \cos \frac{\Psi_L}{2} \\ q_2 &= -\cos \frac{\Phi_L}{2} \sin \frac{\Theta_L}{2} \cos \frac{\Psi_L}{2} - \sin \frac{\Phi_L}{2} \cos \frac{\Theta_L}{2} \sin \frac{\Psi_L}{2} \\ q_3 &= -\cos \frac{\Phi_L}{2} \cos \frac{\Theta_L}{2} \sin \frac{\Psi_L}{2} + \sin \frac{\Phi_L}{2} \sin \frac{\Theta_L}{2} \cos \frac{\Psi_L}{2} \end{aligned} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \dot{q}_0 &= 0.5(+q_1 \Omega_{L1} + q_2 \Omega_{L2} + q_3 \Omega_{L3}) \\ \dot{q}_1 &= 0.5(-q_1 \Omega_{L1} - q_2 \Omega_{L2} + q_3 \Omega_{L3}) \\ \dot{q}_2 &= 0.5(+q_1 \Omega_{L1} + q_2 \Omega_{L2} - q_3 \Omega_{L3}) \\ \dot{q}_3 &= 0.5(-q_1 \Omega_{L1} + q_2 \Omega_{L2} - q_3 \Omega_{L3}) \end{aligned} \quad (4)$$

$$C^{30} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1 q_2 - q_0 q_3) & 2(q_0 q_3 + q_1 q_2) \\ 2(q_1 q_2 + q_0 q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2 q_3 - q_0 q_1) \\ 2(q_1 q_3 - q_0 q_2) & 2(q_2 q_3 + q_0 q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

자탄의 낙하 시 $\theta_L = \pm 90$ 가 될 경우, 좌표변환행렬의 역행렬이 존재하지 않는 경우가 발생되므로, 식 (2)~(5)와 같이 오일러 각의 쿼터니언(Quaternion) 변환 방법을 사용한다^[2~4].

3) 운동방정식

낙하산 자탄 체계에 작용하는 힘과 모멘트에 관한 운동량 보존 법칙을 이용하여 낙하산 자탄 체계의 운동 방정식을 나타낼 수 있다. 여기서, 운동량 보존의 법칙은 자탄과 낙하산의 두 무게중심을 기준으로 하지 않고, 연결점 O를 중심으로 하여 구한다.

낙하산과 자탄 각각의 선형 운동량의 시간 변화율의 합은 각각에 작용하는 외력인 중력과 공기력의 합과 같으며, 아래 식 (6)과 같이 나타낼 수 있다. 여기서 Ω 는 각속도, l_{sl} 은 연결점 O에서의 자탄의 무게중심까지의 위치벡터, l_{sp} 은 연결점 O에서의 낙하산의 무게중심까지의 위치벡터, m 은 질량, F 는 힘, I 는 관성모멘트 행렬이다.

$$m_l \frac{d}{dt} [\vec{V}_o + \vec{\Omega}_L \times \vec{l}_{sl}] + m_p \frac{d}{dt} [\vec{V}_o + \vec{\Omega}_p \times \vec{l}_{sp}] = (m_l + m_p) \vec{g} + \vec{F}_L + \vec{F}_P \quad (6)$$

낙하산과 자탄의 각운동량의 시간변화율의 합은 낙하산과 자탄에 작용하는 중력 및 공기력에 의한 모멘트의 합과 같다. 여기서, $I_L(O)$ 과 $I_P(O)$ 는 각각 연결점 O를 기준으로 자탄(load)과 낙하산(parachute)의 관성모멘트이다^[2~4].

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} [I_L(0) \cdot \vec{\Omega}_L] + m_l \vec{l}_{sl} \times \frac{d}{dt} \vec{V}_o \\ + \frac{d}{dt} [I_P(0) \cdot \vec{\Omega}_P] + m_p \vec{l}_{sp} \times \frac{d}{dt} \vec{V}_o \\ = \vec{l}_{sl} \times m_l \vec{g} + \vec{l}_{sp} \times m_p \vec{g} + \vec{M}_L + \vec{M}_P \end{aligned} \quad (7)$$

3. 시뮬레이션

가. 형상 및 공력 데이터

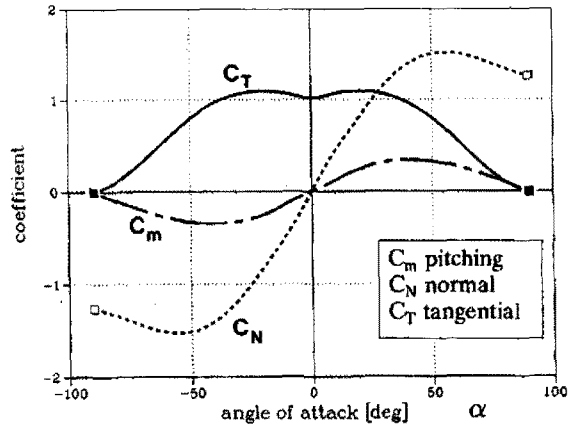
낙하산과 자탄의 운동 시뮬레이션을 위한 자탄 및 1차, 2차 낙하산의 각각에 대한 형상과 공력 데이터는 표 2와 같다.

자탄의 직경은 150mm, 길이는 200mm이며, 무게는 10.5kg이다. 자탄의 무게는 1차 낙하산이 분리됨으로써 2차 낙하산 전개구간에서 실제로 감소하여 회전력에 영향을 미치나 그 크기가 미비하여 본 논문에서는 동일한 것으로 가정하였다.

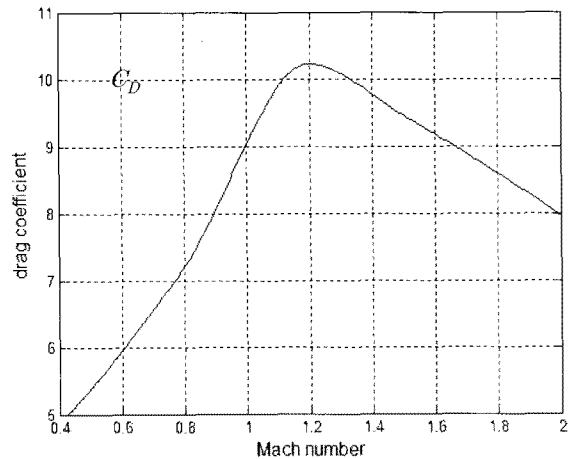
[표 2] 형상 및 공력 데이터

		자탄	1차	2차
m	kg	10.5	0.05	0.155
l_{s1}	m	0.0875	0	-0.86
l_{s2}	m	0/-0.05	0	0
l_{s3}	m	0	0	0
I_x	kgm ²	0.03	-	0.016
I_y	kgm ²	0.04	-	0.119
I_z	kgm ²	0.04	-	0.119
I_{ij}	kgm ²	0	0	0.0
d	m	0.15	0.32	1.4
$l_{(자탄)}$	m	0.20	-	-
$l_{(산줄)}$	m	-	0	1.0
l_{R1}	m	0	0	-1.0
l_{R2}	m	0	0	0
l_{R3}	m	0	0	0
C_T	-	그림 6	-	0.75
C_N	-	그림 6	-	그림 8
C_m	-	그림 6	-	$-C_{NR}/d$
C_{mq}	-	variable	-	-
C_{l0}	-	0	0	variable
C_{lp}	-	0	-0.022	-0.017
C_D	-	-	그림 7	-

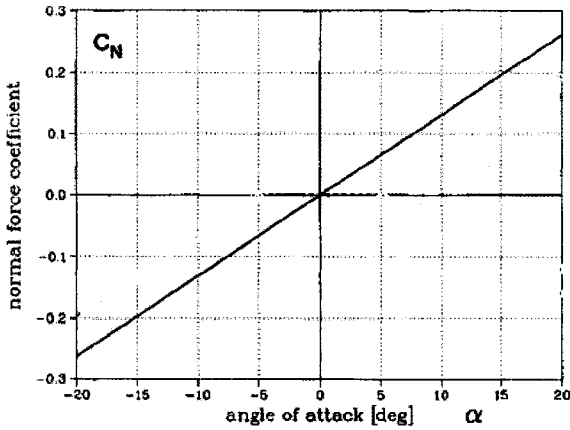
연결점과 자탄 및 각각의 낙하산의 무게 중심까지의 위치 벡터(l_s)는 1차 낙하산의 경우 자탄의 상부 중앙에 위치하며, 2차 낙하산의 경우 자탄의 기울기가 약 30도를 유지하도록 y축 좌표를 -0.05m로 설정하였다. 1차 낙하산의 항력 계수는 그림 7과 같으며, 2차 낙하산의 회전계수 C_{l0} 는 그림 9에서 보는 바와 같이 0.02로 설정하여 낙하산의 형상설계에 따른 회전속도를 3rps로 설정하였다. 그리고 2차 낙하산의 질량 및 관성모멘트 행렬은 자탄과 2차 낙하산의 연결하는 회전판을 포함한 값이다.



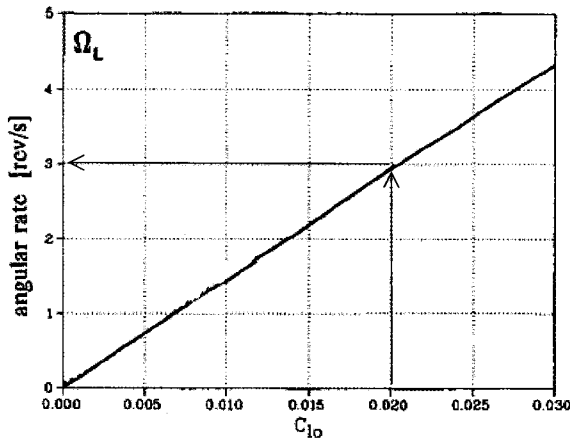
[그림 6] 자탄의 공력계수



[그림 7] 1차 낙하산 항력 계수



[그림 8] 2차 낙하산 Normal Force 공력계수



[그림 9] 2차 낙하산의 Rolling Moment 공력계수

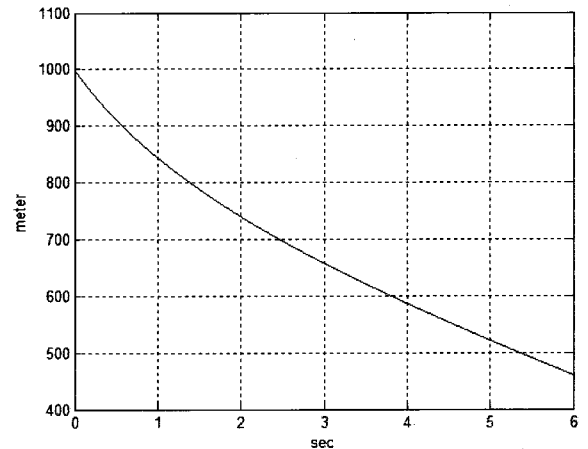
나. 시뮬레이션 결과

상부공격 지능자탄은 1km 이상의 고도에서 방출된 후 1, 2차 낙하산에 의한 감속 및 감회전 과정을 통해 탐색을 위한 안정된 자세를 가지게 된다.

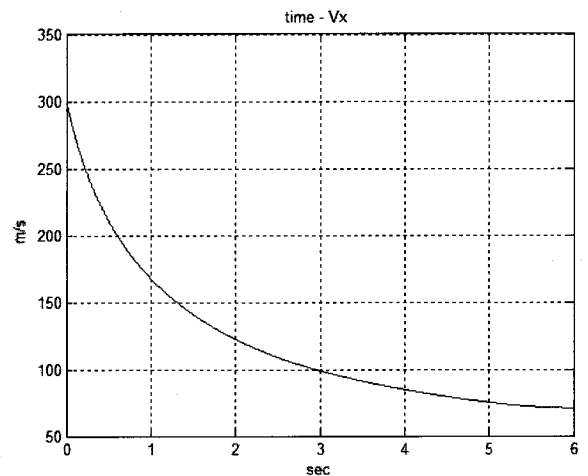
본 논문에서는 다중센서에 의한 지상의 표적을 탐색하는 탐색 구간(target searching phase)에서 낙하속도는 13~15m/s, 회전속도는 3~5rps의 안정적인 자세 획득을 목표로 한다. 앞에서 설명한 자탄의 형상 및 낙하산의 공력 데이터 자료를 적용하여 1차, 2차 낙하산의 전개 구간에서 자탄의 운동 및 지상의 탐색 경로를 시뮬레이션 해 보았다.

1) 1차 낙하산 전개 구간

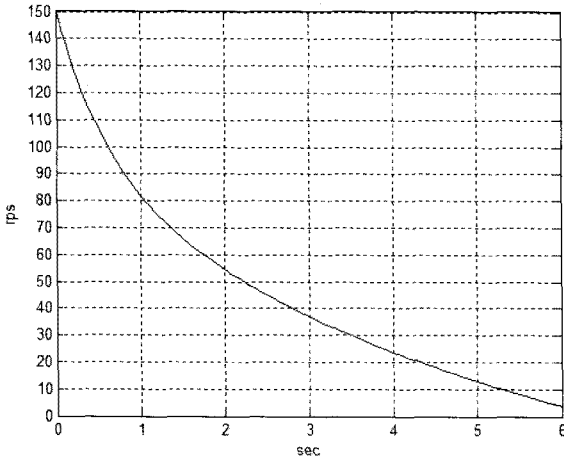
1차 낙하산의 전개 초기 조건은 고도 1km, 속도 300m/s, 회전 속도 150rps 이다. 1차 낙하산의 분리 시점을 모탄으로부터 방출된 후 6초로 가정할 경우, 그림 11~13의 결과에서 보듯이 분리 시점에서 고도 약 460m, 속도 약 70m/s, 회전속도는 4rps 임을 알 수 있다.



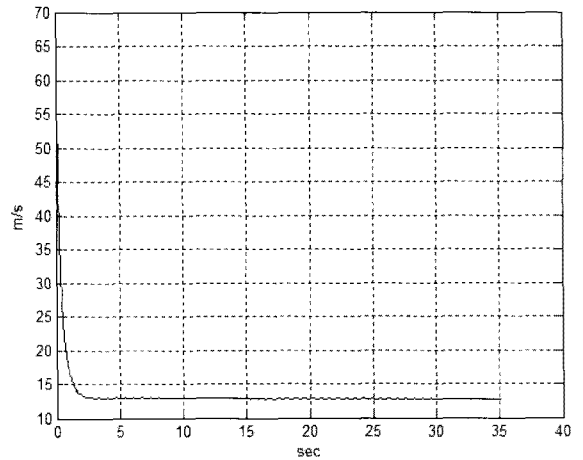
[그림 10] 1차 낙하산 전개구간에서의 자탄 고도



[그림 11] 1차 낙하산 전개구간에서의 자탄 낙하속도



[그림 12] 1차 낙하산 전개구간에서의 자탄 회전속도

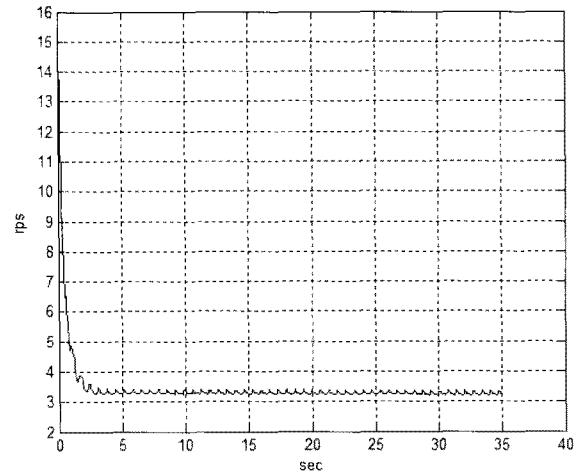


[그림 14] 2차 낙하산 전개구간에서의 자탄 낙하속도

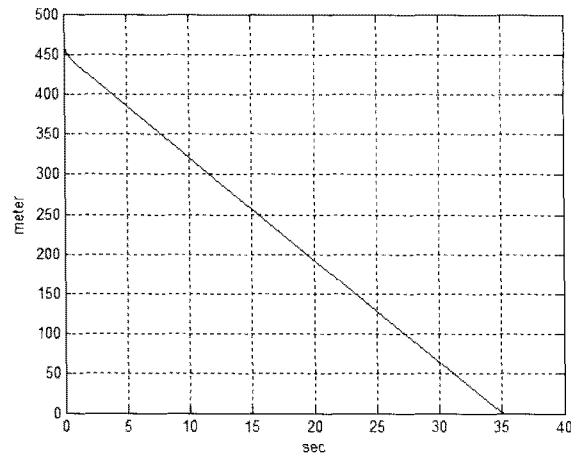
2) 2차 낙하산 전개 구간

2차 낙하산은 1차 낙하산 분리 시점의 탄도 특성을 고려하여 초기 조건을 설정할 수 있었다. 초기 고도는 460m, 속도는 70m/s 그리고 회전속도는 4rps로 설정하였으며, 바람에 의한 영향은 무시하였다.

시뮬레이션 결과는 그림 13~15와 같다. 자탄의 낙하속도는 2차 낙하산 전개 후 약 2초부터 점차 안정화되어 12.7m/s를 유지하였으며, 회전속도는 초기 4 rps에서 2차 낙하산 전개 시 최대 15rps 까지 증가하였다가 점차 감소하여 전개 후 약 3초부터 3.2rps의 안정적인 자세를 유지하였다.



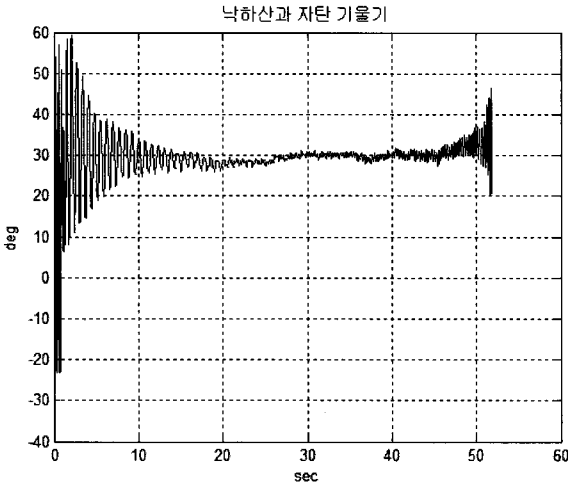
[그림 15] 2차 낙하산 전개구간에서의 자탄 회전속도



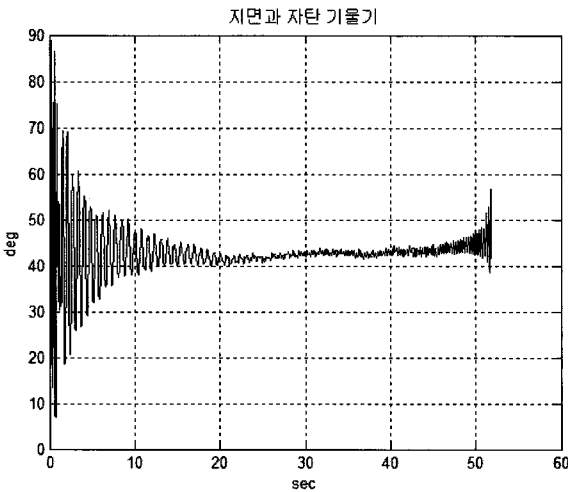
[그림 13] 2차 낙하산 전개구간에서의 자탄 고도

낙하산과 자탄의 기울기는 전개 후 안정화되어 약 15초 후 평균 29.5도를 유지하였으며, 목표치 30도에 근접하였다(그림 16).

자탄과 지면이 이루는 기울기는 그림 17과 같이 약 42도로 안정화 되었다. 이는 2차 낙하산의 산줄(suspension line)이 강제로 모델링 되었고, 2차 낙하산 전개 시 자탄의 초기 속도 벡터가 낙하산의 기울기에 영향을 줘 그 기울기가 약 10도 정도 존재하는 것으로 판단된다.



[그림 16] 낙하산과 자탄 기울기



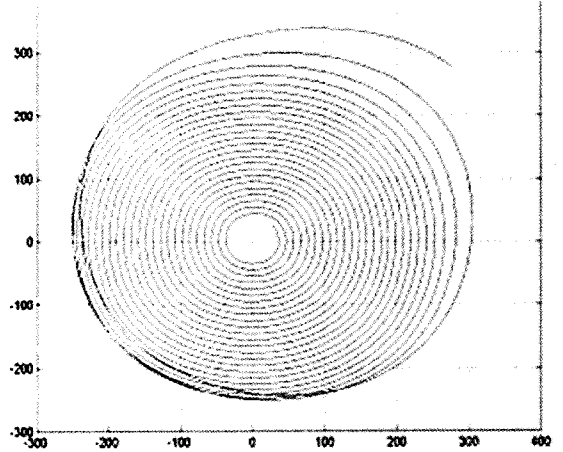
[그림 17] 지면과 자탄 기울기

3) 탐색 경로

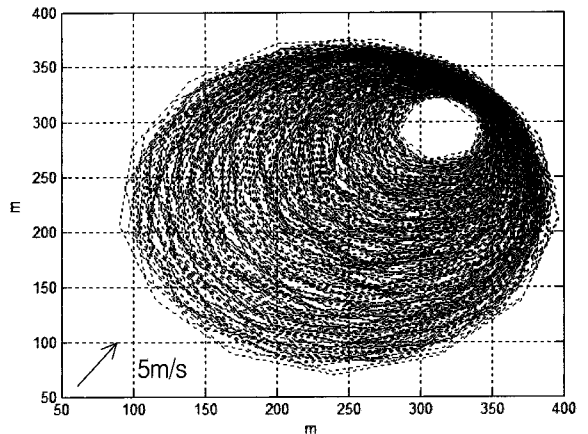
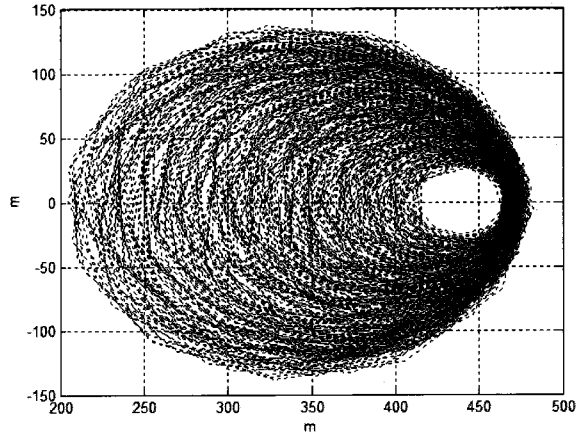
표적 탐색 경로(footprint)는 상부공격 지능자탄의 고도가 150m에서 30m 사이에 다중복합센서의 안테나의 중심축이 지면에 그리는 경로로 가정 하였다.

그림 18에서 보는 바와 같이 6자유도 모델링의 경우보다 9자유도 모델링의 경우가 낙하산과 자탄의 상대적 운동이 반영되어 좀 더 현실적으로 탐색경로의 형상을 예측할 수 있었다.

9 자유도 모델링의 탐색 경로(아래 그림)에서 자탄의 운동 방향으로 탐색경로의 중심이 이동함과 동시



[그림 18] 바람의 영향을 고려하지 않은 표적탐색경로 (6자유도(위), 9자유도(아래))



[그림 19] 바람의 영향을 고려한 표적탐색경로

에 반경이 최대 140m, 최소 25m의 다소 무질서한 탐색 경로를 나타내고 있다.

4. 맺음말

지능자탄의 낙하 운동 해석을 위하여 낙하산과 자탄의 형상 및 공력 데이터를 토대로 9 자유도 운동 해석을 위한 모델링 및 프로그램을 개발하였다. 낙하산 및 자탄의 형상 설계에 필요한 주요 변수를 최대한 반영하였으므로 체계 설계 및 변경을 용이하게 하고, 야외 실험 시 탄도 예측 도구로써 활용되기를 기대한다.

참 고 문 헌

- [1] 홍종태, 함왕식, 최상경, 이명준, 김기표, “미래 정밀 특수 탄약의 개발 동향”, 제14회 지상무기체계 발전세미나, 2006.
- [2] Karl-Friedrich Doherr, Hartmut Schilling, “Nine Degree of Freedom Simulation of Rotating Parachute Systems”, Journal of Aircraft. Vol. 29, No. 5, Sept. Oct. 1992.
- [3] 장쾌현, 정성기, 홍천한, 김병수, 조태환, “지능자탄용 2차 낙하산 설계 및 특성 연구보고서”, 국방과학연구소, ADDR-419-050473, 2005.
- [4] 김기표, 장쾌현, 홍종태, “낙하산-하중체계의 9자유도 시뮬레이션 분석”, 제5회 지능탄약 기술워크샵, 2007.