

지능형 탄두의 세차운동 특성 해석 및 연구

A Study on Characteristics of Precession Motion for a Smart Munition

하도준* 김병수** 김인근*** 송호인*** 이영재***
 Dojun Ha Byoung Soo Kim In Keun Kim Hoin Song Youngjae Lee

Abstract

This paper presents a study on characteristics of precession motion of a smart munition. It's a kind of the Sensor Fuzed Weapon. The particular thing for the smart munition is that it has precession motion in the air while the sensor is searching the ground to detect ground vehicles such as tanks. The smart munition has a cylindrical shape and has a sensor attached on its side. Due to its non-uniform mass distribution, its center of gravity(CG) is located away from the center of volume(CV). In order for the smart munition to detect the target effectively, the ground searching pattern of sensor should have an uniform circular form, and for this, the precession motion of smart munition should be in its steady-state. Finally, it is necessary to choose the right initial conditions at the moment of firing, for the steady-state precession motion during flight.

Keywords : Smart Munition, Sensor Fuzed Weapon, Precession Motion

1. 서론

현대전에서의 전차는 강력한 위력을 자랑하여 왔으며 이에 선진 각국에서는 전차의 개발과 더불어 적 전차의 기동을 저지하기 위한 대전차 무기체계를 지속적으로 개발하여 왔다. 이러한 대전차 무기체계 중에 대전차지뢰는 비용 대 효과가 아주 큰 무기 체계로 인식되어 2차 세계대전 이후 각국에서는 다양한 형태의 지뢰를 개발하여 왔다. 재래식 지뢰는 파괴력은 뛰어나

지만 스스로 이동이 불가능하여 목표물이 이동 중에 타격하는 것은 사실상 불가능하다. 그렇기 때문에 목표물의 타격 확률을 높이기 위해서는 적의 이동경로를 예측하여 많은 수의 지뢰를 설치해야 하는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위하여 목표물의 직접적인 접촉이 없어도 목표물이 어느 정도의 사정거리에 안에 들어오면 목표물을 타격할 수 있는 무기체계의 개발이 필요하였다. 지능형 탄두는 센서 및 무선통신 기술을 이용하여 적의 전차 및 장갑차를 탐지, 추적하여 무력화 시키는 지능형 무기체계이다. 진동 센서를 이용하여 목표물을 탐지 및 식별하고 적외선 센서를 이용하여 목표물의 위치 및 이동 방향을 추적한다. 목표물이 표적 거리 이내로 들어오면 플랫폼에서 탄두를 발사한다. 발사된 탄두는 세차운동을 하며 비행하게 되고 이때 센서에 의해 지상의 목표물을 탐지

† 2012년 3월 26일 접수~2012년 5월 25일 게재승인

* (주)한국항공우주산업(KAI)

** 경상대학교 & 항공기부품기술연구소(GNU & Research Center for Aircraft Parts Technology)

*** (주)한화 종합연구소 화력/탄약 1실

책임저자 : 김병수(bskim@gnu.ac.kr)

하게 된다. 지능형 탄두 및 유사 무기체계에 대한 상세한 내용은 참고문헌 [1], [2]에서 확인할 수 있다.

본 논문에서는 지능형 탄두의 세차운동의 특성 및 구현 가능성을 검토함으로써 지능형 탄두의 비행특성을 분석하고 6자유도 운동방정식으로 표현된 비행 모델의 개발결과를 기술하였다. 그리고 지능형 탄두의 시뮬레이션 결과를 분석하여 세차운동 특성이 탄두의 비행 궤적 및 센서의 지상표적 탐지 패턴에 미치는 조건을 검토하였다.

2. 세차운동을 하는 지능형 탄두의 비행체 모델링

가. 무게중심과 부피중심이 일치하지 않는 6자유도 운동방정식^(3,4)

지능형 탄두는 내부의 질량분포가 균일하지 못하므로 무게중심과 부피중심이 일치하지 않는다. 그러므로 대상을 강제로 간주하되, 무게중심이 부피중심과 일치하지 않는 경우에 대해서 운동방정식을 유도하여 지능형 탄두의 시뮬레이션 모델에 적용한다. 먼저 무게중심과 부피중심이 일치하는 6자유도 운동방정식은 다음과 같다.

$$\vec{F} = m \left\{ \frac{\delta \vec{v}_P}{\delta t} + \vec{\omega} \times \vec{v}_P \right\} \quad (1)$$

$$\vec{M}_P = \frac{\delta(I_P \vec{\omega})}{\delta t} + \vec{\omega} \times (I_P \vec{\omega}) \quad (2)$$

그리고 무게중심과 부피중심이 일치하지 않는 6자유도 운동방정식은 다음과 같이 기술한다.

$$\vec{F} = m \left\{ \frac{\delta \vec{v}_P}{\delta t} + \vec{\omega} \times \vec{v}_P + \frac{\delta \vec{\omega}}{\delta t} \times \vec{r}_{G/P} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_{G/P}) \right\} \quad (3)$$

$$\vec{M}_P = \frac{\delta(I_P \vec{\omega})}{\delta t} + \vec{\omega} \times (I_P \vec{\omega}) + m \vec{r}_{G/P} \times \left(\frac{\delta \vec{v}_P}{\delta t} + \vec{\omega} \times \vec{v}_P \right) \quad (4)$$

무게중심과 부피중심이 일치하지 않음으로써 식 (3), (4)의 밑줄 친 부분이 추가되는 것을 알 수 있다. 그리고 식 (3), (4)에서 $\delta \vec{v}_P / \delta t$, $\delta \vec{\omega} / \delta t$ 부분이 서로 Coupling되어 있기 때문에 MATLAB/Simulink를 이용

하여 시뮬레이션 모델을 구성하면 Algebraic Loop가 발생한다. 이러한 문제점은 식 (3), (4)를 식 (5)와 같이 행렬형태로 변형하여 시뮬레이션 모델을 구성함으로써 해결할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \frac{\delta \vec{v}_P}{\delta t} \\ \frac{\delta \vec{\omega}}{\delta t} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I & -\vec{r}_{G/P} \times \\ m \vec{r}_{G/P} \times & I_P \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \frac{F}{m} - \vec{\omega} \times \vec{v}_P - \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}_{G/P}) \\ \vec{M}_P - \vec{\omega} \times (I_P \vec{\omega}) - m \vec{r}_{G/P} \times (\vec{\omega} \times \vec{v}_P) \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서, $I = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$, $I_P = \begin{bmatrix} I_{XX} & -I_{XY} & -I_{XZ} \\ -I_{XY} & I_{YY} & -I_{YZ} \\ -I_{XZ} & -I_{YZ} & I_{ZZ} \end{bmatrix}$,

$$\vec{r}_{G/P} \times = \begin{bmatrix} 0 & -r_z & r_y \\ r_z & 0 & -r_x \\ -r_y & r_x & 0 \end{bmatrix}$$

나. 지능형 탄두의 힘과 모멘트 계산

지능형 탄두의 최적 공력계수 추정은 유체해석 전산 프로그램인 FLUENT를 사용하였다^[5]. 공력 계수를 바탕으로 계산되는 힘과 모멘트의 관계는 다음과 같다.

$$F_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_x, \quad F_y = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_y$$

$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_z, \quad L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} d_{ref} C_l$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} d_{ref} C_m, \quad N = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} d_{ref} C_n$$

ρ : 공기밀도, V : 지능형 탄두의 속도

S_{ref} : 지능형 탄두의 단면적

d_{ref} : 지능형 탄두의 지름

C_x, C_y, C_z : 힘의 공력계수

C_l, C_m, C_n : 모멘트 공력계수

3. 지능형 탄두 센서의 지상 표적탐지패턴 추정

지능형 탄두에 장착되어 있는 적외선 센서가 지면에 그리는 표적탐지 패턴을 추정하기 위해 지면좌표계와 지능형 탄두의 동체좌표계 사이의 위치벡터와 오

일러각의 기하학적인 관계를 이용한다. 이를 위한 위치벡터는 Fig. 1과 같다.

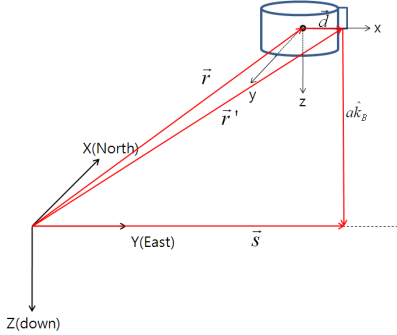


Fig. 1. Definition of position vector for ground searching pattern of the sensor

지면의 표적탐지 패턴을 기술하기 위한 위치벡터 \vec{s} 에 대한 관계식은 다음과 같다.

$$\vec{s} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}_I + c^T \begin{bmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{bmatrix}_B + ac^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}_B = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

여기서,

$$c = \begin{bmatrix} c\psi c\theta & s\psi c\theta & -s\theta \\ -s\psi c\phi + c\psi s\theta s\phi & c\psi c\phi + s\psi s\theta s\phi & c\theta s\phi \\ s\psi s\phi + c\psi s\theta c\phi & -c\psi s\phi + s\psi s\theta c\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix}$$

는 관성좌표축의 성분을 동체좌표축의 성분으로 변환하는 좌표변환행렬이다(cs : cos, sn : sin).

식 (6)에서 \vec{s} 의 Z축 성분은 0이 되어야 하고, 이를 이용하여 상수 a 를 계산할 수 있고, a 를 계산함으로써 \vec{s} 의 X, Y값 역시 계산할 수 있다.

$$a = -\frac{z + (-\sin\theta)d_x + \cos\theta \sin\phi d_y + \cos\theta \cos\phi d_z}{\cos\theta \cos\phi} \quad (7)$$

4. 세차운동 구현 가능성의 검증

가. 구성된 시뮬레이션 프로그램의 검증

지능형 탄두의 비행 시 센서의 지상 표적탐지 패턴이 균일한 원형을 이루기 위해서는 세차운동이 정상

상태(Steady-state)로 이루어져야 한다. 이를 위하여 먼저, 구성된 시뮬레이션 모델이 세차운동을 하는 비행체 모델에 적합한지 검증하였다.

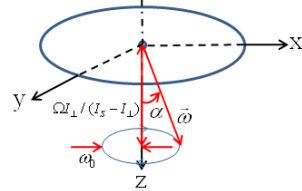


Fig. 2. Torque-free rotation at body-fixed axis

Fig. 2는 동체좌표축에 대한 Torque-free 조건의 회전운동에 대한 각속도 관계^[6]이다. 회전운동 시, 동체좌표축에 대한 각속도는 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} \omega_x(t) &= \omega_0 \cos \Omega t \\ \omega_y(t) &= \omega_0 \sin \Omega t \\ \omega_z(t) &= \text{Constant} \end{aligned} \quad (8)$$

Fig. 2의 각속도에 대한 관계식은 다음과 같다.

$$\Omega = \omega \cos \alpha [(I_s / I_\perp) - 1] \quad (9)$$

이때, I_\perp 는 x, y축에 대한 관성모멘트이고, I_s 는 z축에 대한 관성모멘트이다. 모델 형상을 가장 간단한 형상인 얇은 원판으로 가정하면 z축의 관성모멘트는 x축과 y축의 관성모멘트 합으로 이루어지므로 식 (9)를 다음과 같이 간략하게 정리할 수 있다.

$$\Omega = \omega \cos \alpha \quad (10)$$

이때, Fig. 2에서 $\omega \cos \alpha$ 는 ω_z 이므로 위의 식 (10)을 통하여 얇은 원판인 경우는 $\omega_z = \Omega$ 임을 알 수 있다. 그러므로 얇은 원판 형상에 대하여 Ω 를 직접 계산한 결과와 시뮬레이션 결과에서 동체좌표축의 z축에 대한 각속도 R을 비교함으로써 구성된 시뮬레이션 모델이 세차운동을 수행하는 비행체에 적용하기에 적절한지 검증할 수 있다. 얇은 원판 형상에 대한 모델은 다음을 사용한다.

$$\begin{aligned} r &= 0.15 \text{ m}, \quad Mass = 0.05 \text{ kg}, \quad S_{ref} = 0.0707 \text{ m}^2 \\ \omega_0 &= 3 \text{ Hz} = 1080.1 \text{ deg/s} \end{aligned}$$

시뮬레이션 프로그램에서는 초기자세각 α 가 적용된 상태에서 관성좌표축의 Z축에 초기각속도(ω_0)를 적용한다. 초기자세각 α , 초기각속도 그리고 각속도 관계식으로부터 계산된 Ω 의 관계를 다음의 Fig. 3에 나타내었다.

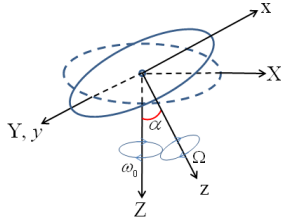


Fig. 3. α , ω_0 and Ω on rotation of a thin disk

시뮬레이션 초기조건은 Table 1과 같다. 이때 Symmetry axis(Z축)와 Rotational axis(Ω 축)가 이루는 각인 α 는 초기자세각 θ_0 에 적용하고, 관성좌표축에 대하여 회전시키는 ω_0 는 좌표변환하여 동체좌표축으로 적용된다. 초기속도와 초기 발사각은 임의로 설정하고 얇은 원판에 대하여 세차운동의 각속도 값을 다음과 같이 계산하였다.

Table 1. Initial conditions(Thin disk)

항목	값	단위
초기속도	40	m/s
초기발사각	$\lambda_e = 35, \lambda_a = 0$	deg
초기위치	[0 0 -0.3]	m
초기자세각	[0 α 0]	deg
초기각속도	$C_{I \rightarrow B} \times [0 0 3]$	rad/s

Table 2. The calculation and simulation results of Ω

α (deg)	계산 결과 Ω (deg/s)	시뮬레이션 결과 Ω (deg/s)
15	1043.30	
30	935.40	

Table 2에서, 직접 계산한 각속도(Ω) 값과 시뮬레이션 결과의 각속도 값이 매우 일치함을 확인할 수 있다. 따라서 6자유도 운동방정식 시뮬레이션 모델이 얇은 원판에 대한 동체좌표축 기준의 회전운동 이론과 비교하여 타당한 것으로 판단된다.

나. 지능형 탄두의 세차운동 구현 검토

1) 무게중심과 부피중심이 일치하는 조건

지능형 탄두의 기본 형상은 원통형의 축비대칭(Axial asymmetry)형상이고 부피중심과 무게중심이 일치하지 않지만 먼저 세차운동 구현 가능성을 검증하기 위하여 축비대칭이면서 탄두의 부피중심과 무게중심이 일치하는 형상에서 외력으로 중력만 작용하는 조건으로 시뮬레이션 결과를 확인한다. 탄두의 형상과 초기조건은 Table 3 및 4와 같다.

Table 3. The configuration of the smart munition (CG = CV)

항목	값	단위
반지름	0.0635	m
무게	3.6353	kg
면적	0.0127	m ²
관성 모멘트	$I_{XX} = 0.0073$ $I_{YY} = 0.0094$ $I_{ZZ} = 0.0120$	kg · m ²

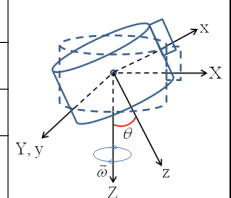


Table 4. Initial conditions(Smart munition, CG = CV)

항목	값	단위
초기속도	40	m/s
초기발사각	$\lambda_e = 35, \lambda_a = 0$	deg
초기위치	[0 0 -0.3]	m
초기자세각	[0 30 0]	deg
초기각속도	$C_{I \rightarrow B} \times [0 0 3]$	Hz

지능형 탄두의 비행 시뮬레이션 결과는 Fig. 4와 같다.

Fig. 4에서와 같이 탄두의 회전 주기별로 자세각의 변화가 일정하지 않은 것을 알 수 있다. 그리고 동체

축의 요우 각속도 R이 상수값을 가지지 못하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 이유들로 인해 센서의 지상 표적탐지 패턴이 불규칙하게 된다. 이러한 관계를 수학적으로 검토해보기 위해 다음의 Euler Equation을 이용한다.

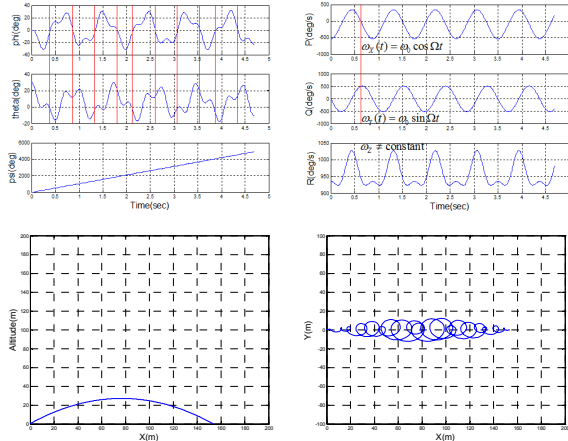


Fig. 4. Simulation results(Smart munition, CG = CV)

$$\begin{aligned} \tau_X &= I_{XX} \frac{d\omega_X}{dt} + \omega_Y \omega_Z (I_{ZZ} - I_{YY}) \\ \tau_Y &= I_{YY} \frac{d\omega_Y}{dt} + \omega_X \omega_Z (I_{XX} - I_{ZZ}) \\ \tau_Z &= I_{ZZ} \frac{d\omega_Z}{dt} + \omega_X \omega_Y (I_{YY} - I_{XX}) \end{aligned} \quad (13)$$

앞의 시뮬레이션에서 지능형 탄두는 축비대칭 조건에서 부피중심과 무게중심이 일치한다. 이 조건에서는 식 (13)의 세 번째 식이 다음과 같이 정리된다.

$$\frac{d\omega_Z}{dt} = \omega_X \omega_Y (I_{XX} - I_{YY}) / I_{ZZ} \quad (13)$$

식 (8)에 정의된 ω_X, ω_Y 에 의해 ω_Z 가 일정한 값을 갖지 않으므로 정상상태의 세차운동이 구현되지 못하게 된다. 즉, 정상상태의 세차운동을 위해서 식 (14)의 $d\omega_Z/dt$ 를 0으로 만들기 위해 추가적으로 고려되어야 할 조건이 필요하다는 것을 알 수 있다.

2) 무게중심과 부피중심이 일치하지 않는 조건

$d\omega_Z/dt$ 를 0이 되는 조건을 검토해보기 위해 실제

지능형 탄두의 형상을 검토한다. 즉, 부피중심과 무게중심이 일치하지 않고 축비대칭이며 또한 관성주축 (I_{XX}, I_{YY}, I_{ZZ})뿐만 아니라 관성곱(I_{XY}, I_{YZ}, I_{XZ})도 존재한다. 다음의 Table 5와 6에서와 같이 지능형 탄두의 관성모멘트 및 무게중심과 부피중심의 위치벡터, 그리고 시뮬레이션 초기조건으로 세차운동 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 5. The configuration of the smart munition (CG ≠ CV)

항목	값	단위
관성모멘트	$I_{XX} = 0.0073$ $I_{ZZ} = -0.0005$ $I_{YY} = 0.0094$ $I_{ZZ} = 0.0120$	$\text{kg} \cdot \text{m}^2$
CG from CV	[0.0077 0 -0.0046]	m

Table 6. Initial conditions(Smart munition, CG ≠ CV)

항목	값	단위
초기속도	40	m/s
초기발사각	$\lambda_e = 35, \lambda_a = 0$	deg
초기위치	[0 0 -0.3]	m
초기자세각	[0 15 0]	deg
초기각속도	$C_{I \rightarrow B} \times [0 0 3]$	Hz

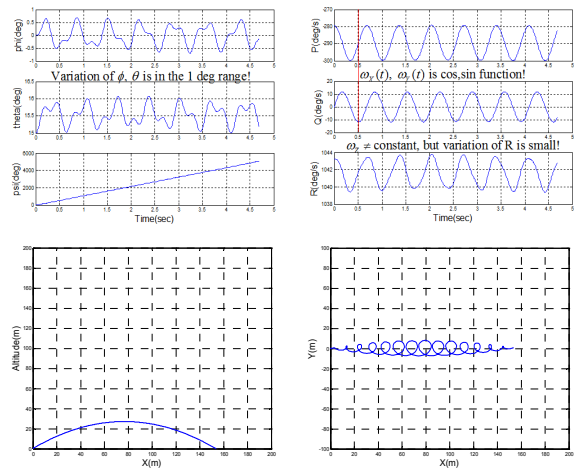


Fig. 5. Simulation results(Smart munition, CG ≠ CV)

Fig. 5의 시뮬레이션 결과는 초기각속도 ω_0 가 3 Hz 인 경우에 센서의 적절한 지상표적탐지 패턴을 구현 하기 위해 초기자세각 θ_0 가 15°여야 한다는 것을 시행오차(Trial and Error)를 통하여 추정하였다. 탄두 자세각의 시뮬레이션 결과에서는 ϕ , θ 의 변화 범위가 약 1° 이내로 거의 일정함을 확인하였고, 동체축의 롤, 피치 각속도인 P, Q가 삼각함수 형태로 일정한 주기로 변하며 R은 약 4 deg/s 이내의 작은 범위에서 변화하는 것을 알 수 있다. 이를 통하여, 동체축의 각속도 R이 일정한 값을 갖지 않아도 그 변화의 범위가 작으면 지능형 탄두가 정상상태의 세차운동을 구현할 수 있으며 규칙적인 지상 표적탐지 패턴을 나타낼 수 있음을 알 수 있다.

5. 시뮬레이션 결과 분석

여기서는 지능형 탄두의 각 조건에 대한 시뮬레이션 결과를 검토 및 분석하기 위해 외력으로 중력뿐만 아니라 공기역학적 효과를 적용한 조건에서 시뮬레이션을 수행한다.

가. 초기조건에 따른 시뮬레이션 결과

1) 초기각속도 ω_0 에 따른 초기자세각 θ_0 의 검토

초기각속도 ω_0 에 따라 정상상태 세차운동을 위해 요구되는 초기자세각 θ_0 를 검토하기 위해 3, 5 Hz의 초기각속도 ω_0 를 적용한다. Table 7의 초기조건으로 지능형 탄두의 비행 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 7. Initial conditions(ω_0 , θ_0)

항목	값	단위
초기속도	40	m/s
초기발사각	$\lambda_e = 35, \lambda_a = 0$	deg
초기위치	[0 0 -0.3]	m
초기자세각	[0 θ_0 0]	deg
초기각속도	$C_{I \rightarrow B} \times [0 0 \omega_0]$	Hz

다음의 Fig. 6와 7에서와 같이 초기각속도 ω_0 가 3 Hz일 때 최적 초기자세각 θ_0 는 14°, ω_0 가 5 Hz일 때

최적 초기자세각 θ_0 는 10°이다. 시뮬레이션 결과에서도 알 수 있듯이 초기각속도 ω_0 가 커질수록 정상상태 세차운동을 위해 요구되는 초기자세각이 작아지는 것을 알 수 있다. 또한 각속도 ω_0 가 클수록 탄두의 회전이 빠르므로 센서의 지상 표적탐지 패턴이 촘촘하게 형성이 되고 초기자세각 θ_0 가 작아질수록 센서의 지상표적탐지 궤적의 반경은 줄어드는 것을 확인할 수 있다. 그리고 동일한 초기각속도에서 각속도가 클수록 비행거리가 증가함을 확인할 수 있다.

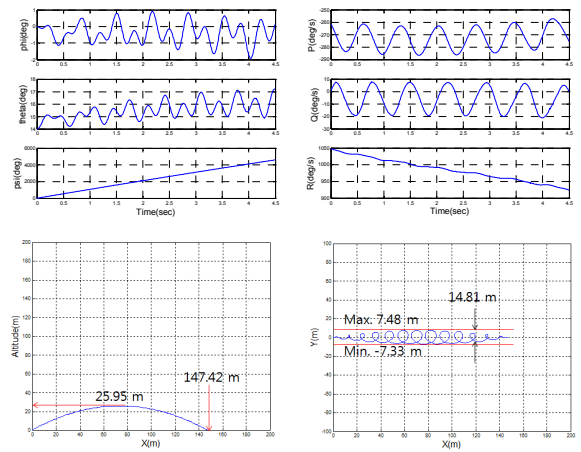


Fig. 6. $\omega_0 = 3$ Hz, $\theta_0 = 14$ deg

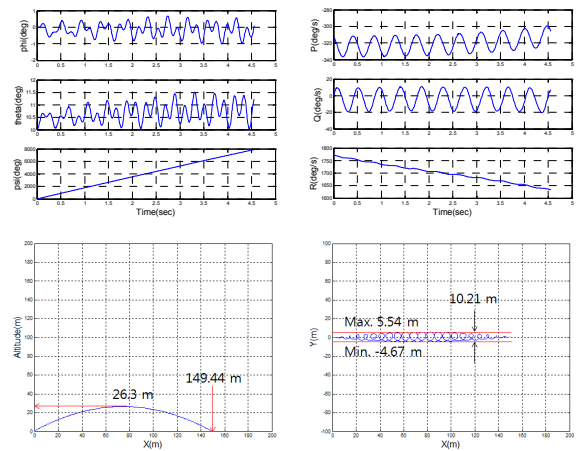


Fig. 7. $\omega_0 = 5$ Hz, $\theta_0 = 10$ deg

2) 초기발사각 λ_e 에 따른 시뮬레이션 결과 검토
초기발사각 λ_e 에 따른 시뮬레이션 결과를 검토해보

기 위해 λ_e 가 40°, 50°인 경우에 대하여 Table 8의 초기조건으로 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 8. Initial conditions(λ_e)

항목	값	단위
초기속도	40	m/s
초기발사각	$\lambda_e = 40, 50, \lambda_a = 0$	deg
초기위치	[0 0 -0.3]	m
초기자세각	[0 14 0]	deg
초기각속도	$C_{I \rightarrow B} \times [0 0 3]$	Hz

센서의 지상 표적탐지 궤적의 반경이 증가함을 확인하였다.

Table 9. Initial conditions(V_p)

항목	값	단위
초기속도	45, 50	m/s
초기발사각	$\lambda_e = 35, \lambda_a = 0$	deg
초기위치	[0 0 -0.3]	m
초기자세각	[0 14 0]	deg
초기각속도	$C_{I \rightarrow B} \times [0 0 3]$	Hz

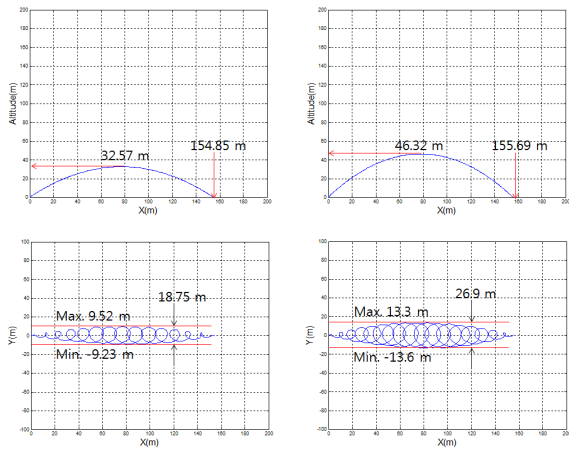


Fig. 8. $\lambda_e = 40^\circ$ (Left), $\lambda_e = 50^\circ$ (Right)

Fig. 8에서와 같이 동일한 초기속도와 각속도에 대하여 지능형 탄두의 초기 발사각 λ_e 가 증가하면 탄두의 비행거리 및 고도가 증가하고, 비행고도가 증가함에 따라 센서의 지상 표적탐지 궤적의 반경이 증가함을 확인할 수 있다.

3) 초기속도에 따른 시뮬레이션 결과 검토

탄두의 초기속도 V_p 에 따른 지능형 탄두의 세차운동 특성을 확인하기 위하여 초기속도 V_p 가 45 m/s, 50 m/s인 경우에 대하여 다음의 Table 9의 조건으로 지능형 탄두의 비행 시뮬레이션을 수행 하였다.

Fig. 9에서와 같이, 탄두의 초기속도 V_p 가 증가하면 물리적으로 쉽게 예상할 수 있듯이 탄두의 비행거리 및 고도가 증가하고, 비행고도가 증가함에 따라

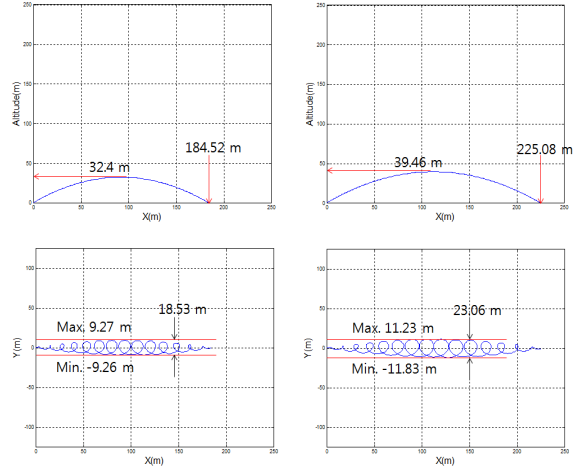


Fig. 9. $V_p = 45$ m/s(Left), $V_p = 50$ m/s(Right)

나. 지능형 탄두에 대한 바람의 영향 검토

본 연구에 적용된 지능형 자탄은 무게와 크기가 작기 때문에 비행 중 외란에 민감하게 반응할 수 있다. 특히 탄두의 비행 중에 바람은 항상 존재하기 때문에 지능형 탄두 비행 시뮬레이션 모델의 신뢰성을 높이기 위해서는 탄두의 비행 중 작용하는 바람이 비행특성에 미치는 영향을 반영하여야 한다.

1) 바람모델의 구성

탄두의 비행 중 작용하는 바람은 Fig. 10에서와 같이 전, 후, 좌, 우의 방향각과 일정한 바람의 세기로 가정한다.

앞서 정의한 바람의 영향은 지능형 탄두의 비행 시뮬레이션 모델에 Fig. 11과 같이 적용하였다.

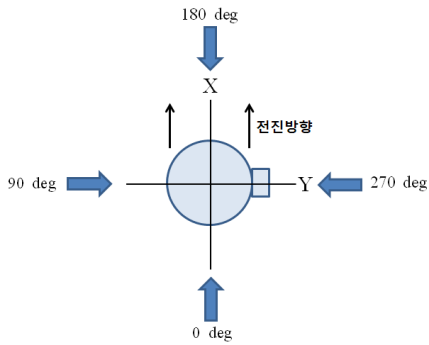


Fig. 10. Definition of the wind direction

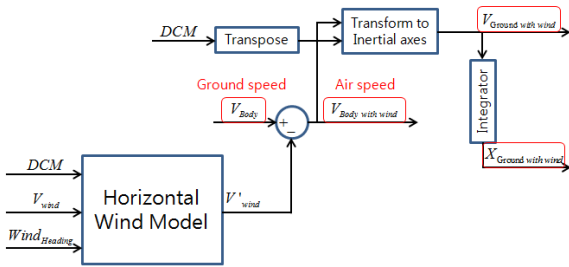


Fig. 11. Wind model for simulation

2) 바람이 적용된 시뮬레이션 결과 검토
 지능형 탄두의 비행 시뮬레이션 모델에 적용된 바람모델의 타당성을 확인하기 위하여 Table 10의 조건으로 탄두의 비행 시뮬레이션을 수행하였다.

Table 10. Initial conditions and wind conditions

항목	값	단위
초기속도	40	m/s
초기발사각	$\lambda_c = 35, \lambda_a = 0$	deg
초기위치	[0 0 -0.3]	m
초기자세각	[0 14 0]	deg
초기속도벡터	[37.34 0 -14.33]	m/s
초기각속도	$C_{L \rightarrow B} \times [0 0 3]$	Hz
바람의 크기	5	m/s
바람의 방향각	0, 90, 180 270	deg

시뮬레이션을 수행한 결과, 앞서 정의한 바람의 방향각에 대하여 지능형 탄두의 비행 중 바람이 작용함

에 따라 위의 Fig. 12~15에서와 같이 탄두의 비행방향이 적절하게 바뀌는 것을 확인할 수 있다. 따라서 비행 중 바람을 고려한 탄두의 비행 모델이 타당하다고 판단된다.

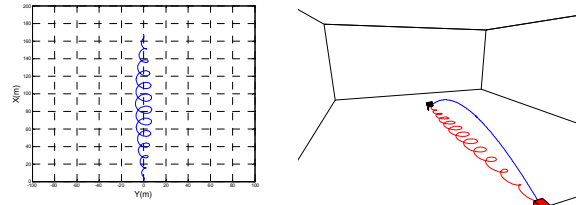


Fig. 12. $V_{wind} = 5$ m/s, $Wind_{Heading} = 0$ deg

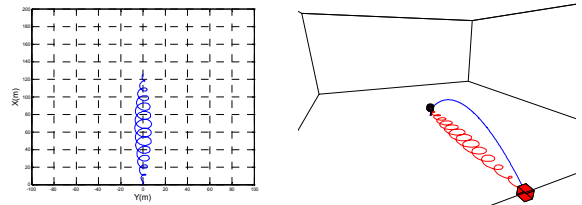


Fig. 13. $V_{wind} = 5$ m/s, $Wind_{Heading} = 180$ deg

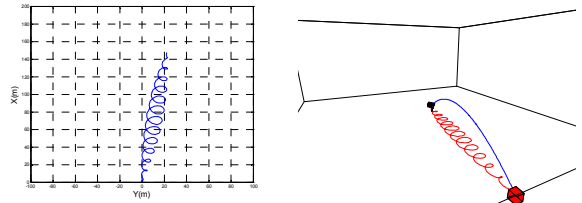


Fig. 14. $V_{wind} = 5$ m/s, $Wind_{Heading} = 90$ deg

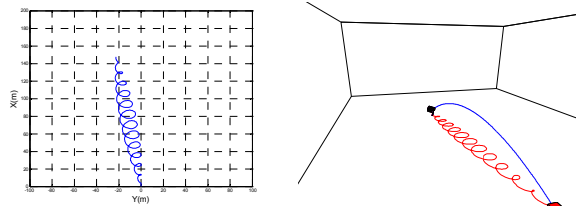


Fig. 15. $V_{wind} = 5$ m/s, $Wind_{Heading} = 270$ deg

6. 결론

본 논문에서는 세차운동 특성 및 비행에서 세차운동의 구현 가능성을 검토함으로써 지능형 탄두의 비행특

성을 분석하고 비행 모델을 개발하였다.

지능형 탄두의 비행 및 자세제어 운동 모델 개발에서는 지능형 탄두의 내부 질량분포가 불균일한 것을 고려하여 무게중심과 부피중심이 불일치한 6자유도 운동방정식을 유도하였고, 이를 이용하여 MATLAB/Simulink 기반의 6자유도 운동방정식 모델을 개발하였다. 그리고 전산 열유체 해석프로그램을 사용하여 지능형 탄두의 공력 데이터베이스를 구축하였고, 관성과 표측에 대한 지능형 탄두의 위치벡터와 센서의 위치벡터를 이용하여 지능형 탄두 센서의 지상 표적탐지 패턴을 추정하였다. 시뮬레이션 결과분석을 통해 지능형 탄두 형상에서 정상상태 세차운동이 이루어지기 위해서는 초기각속도 ω_0 에 대해서 특정한 초기자세각 θ_0 가 결정되어야 함을 확인할 수 있었다. 또한 센서의 지면 표적탐지 패턴의 반경을 변화시키기 위해서는 초기각속도 θ_0 대신에 초기발사각, λ_c 또는 초기속도를 변경해야 함을 알 수 있었다. 그리고 비행 중 작용하는 바람의 영향을 고려한 바람모델을 구현하여 지능형 탄두 비행 모델의 신뢰성을 향상시켰다.

향후 지능형 탄두의 발사시험을 통하여 실제 설계조건에 따른 탄두의 초기속도, 비행거리 및 비행자세 등 탄두의 비행특성을 분석함으로써 지능형 탄두의 세차운동 통합 비행 모델에 대한 실험적 검증 및 지속적 연구가 필요하다.

후 기

이 논문은 (주)한화의 지원(계약번호 11-013)에 의해 수행되었으며, 이에 대해 감사드립니다.

References

- [1] C. P., Mahajan., "Smart Munitions", Defence Science Journal, Vol. 60, No. 2, pp. 159~163, 2006.
- [2] Textron Systems Corporation, BLU-108 Submunition Data Sheet, 2010.
- [3] 우창욱, 김부민, 장우석, 김병수, "무인비행선 자동 비행조종 시스템연구", 한국항공우주학회, 추계학술발표회 논문집, pp. 1136~1139, 2003.
- [4] 김병수, 김유단, 방효충, 탁민제, 홍성경, "비행동역학 및 제어", 경문사, 2004.
- [5] 조태환, 김병수, "세차운동 해석 및 비행모델 개발", (주)한화 위탁연구보고서, 2011.
- [6] G. R. Fowles and G. R. Cassiday, "Analytical Mechanics", Saunders, 6th Edition, 1999.
- [7] J. L. Meriam, L. G. Kraige, "Engineering Mechanics Dynamics", John Wiley & Sons INC, 4th Edition, pp. 559~599, 1998.
- [8] Donald T, Greenwood, "Principles of Dynamics", Prentice-Hall INC, pp. 380~391, 1965.