

가변탄두를 갖는 발사체의 동역학에 대한 기초연구

이현창*, 박우철¹

Dynamics of a Projectile with a Passive Moveable Nose

Hyun-Chang Lee^{1*} and Woo-Chul Park¹

요 약 포탄의 탄착점은 대포의 형상, 제작공차, 제어시스템 그리고 발사체의 제작공차 등 여러 변수의 함수이다. 본 논문에서는 포탄의 탄두를 본체와 분리, 움직임이 가능한 형태로 부착하여 탄착점의 정확도를 향상시키는 가능성에 대하여 검토하였다. 기존의 포탄이 갖는 6 개의 자유도에 탄두의 3 개의 자유도를 더한 9 자유도의 동역학 식을 유도하였고 시뮬레이션을 통하여 가변탄두를 갖는 발사체가 탄두부분의 피치(pitch)와 요(yaw) 회전운동을 통하여 발사 초기의 불확실성을 흡수할 수 있음을 확인하였다.

Abstract The extent of impact dispersion is a function of parameters including gun geometry and tolerances, the fire control system, projectile manufacturing tolerances, etc. The study here investigates potential impact point accuracy improvement for a projectile realized by replacing the rigid nose cone wind screen with a passive nose. Toward this end, a nose projectile dynamic model is derived which consists of the standard six degrees of freedom similar to a rigid projectile plus three additional degrees of freedom associated with rotation of the nose with respect to the main projectile body. By Observing the pitch and yaw movement of the nose in the simulation results, it is believed to be possible to reduce the effects of uncertainties which is occurred at firing step.

Key Words : Projectile(발사체), Moveable Nose(가변탄두), Impact Point Dispersion(탄착점분산), Degrees of Freedom(자유도)

1. 서 론

무기개발에 있어서 정확도의 향상은 다른 어떤 요소보다도 중요한 관심사항이다. 더 먼 거리에 목표물에 대해 큰 정확도를 갖는 무기는 상대방의 저항을 받기 전에 상대를 제압할 수 있기 때문에 전장에서 지휘관으로 하여금 작전을 할 때 많은 선택권을 갖게 해준다. 정확한 타격을 통하여 더 적은 공격으로 상대를 제압할 수 있다면 더 적은 수의 탄약만을 갖고서 작전을 수행할 수 있기 때문에 군사작전의 큰 장애 중의 하나인 물류의 이동에서도 큰 우위를 누릴 수 있다.

포구를 떠나서 비행을 시작하는 발사체의 초기조건은 일종의 불규칙(random)과정으로 이해할 수 있다. 이러한 불규칙(random)한 성격은 포신과 탄두의 제작허용오차와 그로 인해 발생하는 진동에서 기인하는 것으로 이해된다.

이러한 불확실성과 비행 중에 일어나는 외란으로 인하여 정확한 목표지점을 타격할 수 없게 된다. 이러한 문제를 해결하기 위한 방법으로서 발사체의 초기조건에 있어서의 변동을 줄이는 방법과 초기조건에 대한 발사체의 민감도를 줄이는 방법이 있을 수 있다. 이 중 민감도를 줄이는 하나의 방법으로서 발사체 탄두를 본체와 분리하여 탄두부분이 자체적으로 3자유도를 갖는 운동을 할 수 있도록 허용하고자 한다. 탄두부분의 피봇점이 탄두 비행 역학 중심점보다 앞에 위치한다면 탄두는 바람에 따라 회전할 것이고 이에 따라 발사체가 받는 외력을 감소시킬 수 있을 것이다. 이러한 설계변경은 탄두부분이 비어 있기 때문에 쉽게 구현될 수 있고 능동제어를 필요로 하지 않기 때문에 비용 면에서 경제성이 있다.

발사체의 궤적을 능동 제어하기 위하여 이동 가능한 탄두부분을 장착하는 개념이 로켓트 개발 초기단계에서 제시되었다. Goddard는 “비행기 조정을 위한 장치”라는 특허에서 기본적인 개념을 제시하였다. 보다 최근에는

¹강원대학교 자동차공학과

*교신저자: 이현창(hyunlee@kangwon.ac.kr)

Barret과 Stutts가 개념을 더욱 발전시켰으며 능동제어 하는 탄두를 갖는 대포를 개발하였다. Kranz는 고속비행체에 수동탄두를 적용하여 특허를 취득하였다. 본 연구에서는 앞에서 제시된 연구를 확장하여 대기 중에 비행하는 9자유도를 갖는 가변탄두 발사체의 정확도가 6자유도의 발사체보다 정확도에 있어 향상됨을 시뮬레이션을 통하여 보이고자 하였다.

2. 가변탄두 발사체의 동역학모델

모델의 형상이 그림1에 주어지 있다. 발사체는 탄두부분과 본체로 구성되어 있다. 발사체는 전체 무게중심을 나타내는 3자유도의 위치벡터와 본체와 탄두의 회전을 표현하는 6자유도의 회전벡터 총 9자유도로 구성되어있다. 본체부분과 탄두부분은 각기 yaw, pitch, roll의 회전각을 갖는다.

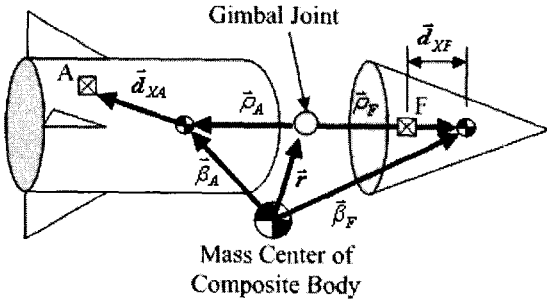


그림 1. 가변탄두를 갖는 발사체의 형상

식 (1)에서 보듯이 전체의 질량중심의 속도벡터는 본체의 좌표계에서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{v} = u \vec{i}_A + v \vec{j}_A + w \vec{k}_A \quad (1)$$

식 (1)의 정의에 따라 평면이동운동에 대한 동역학식은 다음 (2)식으로 주어진다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{Bmatrix} = [T_A] \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} \quad (2)$$

식(2)에 나타난 본체좌표계에서 전체좌표계로의 변환행렬은 식(2)에 주어진다. 탄두좌표계에서 본체좌표계로의 변환은 식(4)로 주어진다.

$$T_A = \begin{bmatrix} c_{\theta_A} c_{\phi_A} & s_{\phi_A} s_{\theta_A} c_{\phi_A} - c_{\phi_A} s_{\theta_A} & c_{\phi_A} s_{\theta_A} c_{\phi_A} + s_{\phi_A} s_{\theta_A} \\ c_{\theta_A} s_{\phi_A} & s_{\phi_A} s_{\theta_A} s_{\phi_A} + c_{\phi_A} c_{\theta_A} & c_{\phi_A} s_{\theta_A} s_{\phi_A} - s_{\phi_A} c_{\theta_A} \\ -s_{\theta_A} & s_{\phi_A} c_{\theta_A} & c_{\phi_A} c_{\theta_A} \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$T_F = \begin{bmatrix} c_{\theta_F} c_{\phi_F} & s_{\phi_F} s_{\theta_F} c_{\phi_F} - c_{\phi_F} s_{\theta_F} & c_{\phi_F} s_{\theta_F} c_{\phi_F} + s_{\phi_F} s_{\theta_F} \\ c_{\theta_F} s_{\phi_F} & s_{\phi_F} s_{\theta_F} s_{\phi_F} + c_{\phi_F} c_{\theta_F} & c_{\phi_F} s_{\theta_F} s_{\phi_F} - s_{\phi_F} c_{\theta_F} \\ -s_{\theta_F} & s_{\phi_F} c_{\theta_F} & c_{\phi_F} c_{\theta_F} \end{bmatrix} \quad (4)$$

전체좌표계에 대한 본체와 탄두부분의 각속도를 위한 식은 다음과 같다.

$$\vec{\omega}_{A/I} = p_A \vec{i}_A + q_A \vec{j}_A + r_A \vec{k}_A \quad (5)$$

$$\vec{\omega}_{F/I} = p_F \vec{i}_F + q_F \vec{j}_F + r_F \vec{k}_F \quad (6)$$

따라서 회전운동에 대한 동역학은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi}_A \\ \dot{\theta}_A \\ \dot{\psi}_A \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_{\phi_A} t_{\theta_A} & c_{\phi_A} t_{\theta_A} \\ 0 & c_{\phi_A} & -s_{\phi_A} \\ 0 & s_{\phi_A}/c_{\theta_A} & c_{\phi_A}/c_{\theta_A} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p_A \\ q_A \\ r_A \end{Bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{Bmatrix} \dot{\phi}_F \\ \dot{\theta}_F \\ \dot{\psi}_F \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s_{\phi_F} t_{\theta_F} & c_{\phi_F} t_{\theta_F} \\ 0 & c_{\phi_F} & -s_{\phi_F} \\ 0 & s_{\phi_F}/c_{\theta_F} & c_{\phi_F}/c_{\theta_F} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} p_F \\ q_F \\ r_F \end{Bmatrix} \quad (8)$$

탄두를 포함한 발사체 전체 질량중심에 대한 평면이동운동방정식은 다음 식으로 주어진다.

$$\begin{Bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & r_A & -q_A \\ -r_A & 0 & p_A \\ q_A & -p_A & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ v \\ w \end{Bmatrix} + \frac{1}{m_A + m_F} \begin{Bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{Bmatrix} \quad (9)$$

식 (9)에서 오른쪽의 첫 항은 본체의 각속도와 전체의 속도의 곱으로 표현된다. 가해진 전체 힘 벡터는 본체좌

표계에 대해 주어진다.

탄두와 본체에 대한 회전동역학은 연결부를 중심으로 시스템을 분리하여 유도할 수 있다. 본체 좌표계에서의 구속력 성분은 식 (10)에서 보듯이 회전변수와 그 미분의 형태로 표현할 수 있다.

$$Z_c = A_A \begin{Bmatrix} \dot{p}_A \\ \dot{q}_A \\ \dot{r}_A \end{Bmatrix} + A_F \begin{Bmatrix} \dot{p}_F \\ \dot{q}_F \\ \dot{r}_F \end{Bmatrix} + \{B_{AF}\} \quad (10)$$

$$A_A = \frac{m_A m_F}{m_A + m_F} S_{\rho_A} \quad (11)$$

$$A_F = \frac{m_A m_F}{m_A + m_F} T_F S_{\rho_F} \quad (12)$$

$$B_{AF} = \frac{m_F}{m_A + m_F} \begin{Bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{Bmatrix} - \frac{m_A}{m_A + m_F} T_F \begin{Bmatrix} X_F \\ Y_F \\ Z_F \end{Bmatrix} + \frac{m_A m_F}{m_A + m_F} S_{\omega_A} S_{\omega_A} \begin{Bmatrix} \rho_{Ax} \\ \rho_{Ay} \\ \rho_{Az} \end{Bmatrix} + \frac{m_A m_F}{m_A + m_F} T_F S_{\omega_F} S_{\omega_F} \begin{Bmatrix} \rho_{Fx} \\ \rho_{Fy} \\ \rho_{Fz} \end{Bmatrix} \quad (13)$$

연결부에서 구속모멘트는 마찰에 의해 발생하며 탄두와 본체 사이의 각도가 일정 값을 벗어날 때 두 부분 사이의 간섭에 의해 일어난다. 연결부의 마찰은 점성댐핑으로 모델링 될 수 있으며 그 크기는 두 부분 사이의 각속도의 차이에 비례한다.

탄두와 본체의 회전동역학은 식 (14)와 (15)와 같이 주어진다.

$$I_A \begin{Bmatrix} \dot{p}_A \\ \dot{q}_A \\ \dot{r}_A \end{Bmatrix} + S_{\omega_A} I_A \begin{Bmatrix} p_A \\ q_A \\ r_A \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{Bmatrix} + S_{\rho_A} \begin{Bmatrix} X_C \\ Y_C \\ Z_C \end{Bmatrix} = \quad (14)$$

$$T_F I_F \begin{Bmatrix} \dot{p}_F \\ \dot{q}_F \\ \dot{r}_F \end{Bmatrix} + T_F S_{\omega_F} I_F \begin{Bmatrix} p_F \\ q_F \\ r_F \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{Bmatrix} + T_F \begin{Bmatrix} L_F \\ M_F \\ N_F \end{Bmatrix} - T_F S_{\rho_F} \begin{Bmatrix} X_C \\ Y_C \\ Z_C \end{Bmatrix} = \quad (15)$$

식 (14) 와 (15)에 구속력과 구속모멘트를 대입하면 식 (16)과 같은 회전동역학 식이 얻어진다.

$$\begin{bmatrix} I_A - S_{\rho_A} A_A & -S_{\rho_A} A_F \\ T_F S_{\rho_F} A_A & T_F I_F + T_F S_{\rho_F} A_F \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{p}_A \\ \dot{q}_A \\ \dot{r}_A \\ \dot{p}_F \\ \dot{q}_F \\ \dot{r}_F \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} g_{Ax} \\ g_{Ay} \\ g_{Az} \\ g_{Fx} \\ g_{Fy} \\ g_{Fz} \end{Bmatrix} \quad (16)$$

$$\{g_A\} = -S_{\omega_A} I_A \begin{Bmatrix} p_A \\ q_A \\ r_A \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} L_A \\ M_A \\ N_A \end{Bmatrix} + S_{\rho_A} \{B_{AF}\} \quad (17)$$

$$\{g_F\} = -T_F S_{\omega_F} I_F \begin{Bmatrix} p_F \\ q_F \\ r_F \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} L_C \\ M_C \\ N_C \end{Bmatrix} + T_F \begin{Bmatrix} L_F \\ M_F \\ N_F \end{Bmatrix} - T_F S_{\rho_F} \{B_{AF}\} \quad (18)$$

본체에 작용하는 외력은 자중에 의한 것과 공기역학에 의한 것으로 구성되며 식(19) 와 (20)과 같이 주어진다.

$$\begin{Bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{Bmatrix} = (m_A + m_F) g \begin{Bmatrix} -s_{\theta_A} \\ c_{\theta_A} s_{\phi_A} \\ c_{\theta_A} c_{\phi_A} \end{Bmatrix} \quad (19)$$

$$\begin{Bmatrix} X_A \\ Y_A \\ Z_A \end{Bmatrix} = -\frac{1}{2} \rho \left(\frac{\pi D^2}{4} \right) \begin{Bmatrix} C_{X0} + C_{XA2} \alpha^2 \\ C_{Y0} + C_{NA} \beta \\ C_{Z0} + C_{NA} \alpha \end{Bmatrix} \quad (20)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right), \quad \beta = \tan^{-1} \left(\frac{v}{u} \right)$$

탄두에도 같은 형태의 식을 얻을 수 있다. 상기 식에서 상수들은 발사체 무게중심 마하넘버의 함수이다. 식 (16)의 우변은 발사체에 작용하는 외부모멘트를 포함하고 있으며 이 식은 정상유동과 비정상유동의 공기역학에서 얻어진다. 정상유동 공기역학 모멘트는 공기역학에 의한 힘

과 무게중심에서 압력중심 까지 거리벡터의 외적으로 얻어진다. 비정상유동 공기역학 모멘트는 발사체의 회전운동에 댐핑력을 제공하며 탄두부분에 대해 식 (21)과 같이 표현된다.

$$\begin{Bmatrix} L_{FUA} \\ M_{FUA} \\ N_{FUA} \end{Bmatrix} = \tilde{q}_a D \begin{Bmatrix} C_{FDD} + \frac{\dot{p}_{FDC} ELP}{2V} \\ \frac{q_{FDC} EMQ}{2V} \\ \frac{r_{FDC} ENR}{2V} \end{Bmatrix} \quad (21)$$

$$\tilde{q}_a = \frac{1}{8} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \pi D^2$$

본체에 대해서는 유사한 형태로 표현할 수 있다. 공기 밀도는 발사체 무게중심을 이용하여 계산한다.

3. 시뮬레이션 및 토의

발사초기 조건의 불규칙성이나 비행 중에 일어나는 외란으로 부터 탄착점의 정확성을 향상시키기 위해 유도한 9 자유도 포탄의 궤적이 유효한 결과를 나타냄을 확인하기 위하여 시뮬레이션을 하였다. (그림 2-7) 그림 4, 5 에서 볼 수 있듯이 0.5초 까지는 Y, Z 방향으로 심한 요동이 일어난다. 이는 모든 포탄에서 발사각도, 장착각도 등 초기발사조건을 일정하게 유지하기 어렵다는 점과 장전된 화약의 불규칙적인 폭발로 인하여 일어나는 것으로 이러한 초기요동을 최소화하는 것이 목표물을 정확히 타격하는데 중요함을 보여주고 있다. 한편 발사 초기 탄두의 Yaw 회전을 관찰하면 (그림 6, 7) 초기에 매우 심한 요동을 거쳐 빠른 시간 안에 안정됨을 볼 수 있다. 이와 같은 회전은 Pitch 회전에서도 유사한 움직임을 보이고 있으며 이러한 탄두의 회전을 통하여 초기조건의 불확실성을 많은 부분 해소함으로써 타격의 정확성을 향상시킬 수 있을 것으로 보인다. 시뮬레이션에서는 미분방정식을 풀기위하여 4th order Runge-Kutta 방법이 사용되었으며 1.4 초의 시간까지 0.00001 초 간격으로 포탄의 궤적이 다시 계산되었다. 식(16)에서 미지의 6개의 각속도를 구하기 위해서는 행렬의 부분분할법을 사용하였다. 시뮬레이션에 사용된 포탄의 길이는 0.34 m, 직경은 0.037 m 이었으며 무게는 3.167 Kg 이었다. 발사초기의 x-방향속도는 1703 m, yaw와 pitch 각도는 각각 3, 5 degree 로 선정하였으며 pitch의 각속도는 60 degree로 하였다. 포탄의 무게나 크기에 대하여 탄두부분의 회전각의 허용범위와 그로 인한 간섭의 효과는 추후 연구를 통하여 보강되어

야 할 것으로 사료된다. 또한 일정 사거리 내에서 탄착점의 분포도가 6 자유도에 비하여 9 자유도에서 향상될 수 있음은 추후 연구를 통하여 입증되어야할 것으로 사료된다.

4. 결론

- 1) 기존의 포탄 또는 미사일의 동역학에 탄두부분을 분리하여 3 자유도를 추가한 동역학 식을 유도하였다.
- 2) y 방향과 z 방향의 속도가 0.5 초 이후에는 변함이 없는 것으로 보아 발사초기의 조건이 탄착점의 분산에 큰 영향을 미침을 알 수 있다. (그림 4, 5)
- 3) 탄두부분의 각도와 각속도가 0.002 초 이후에 영의 값에 수렴하는 것으로 보아 9 자유도를 갖는 새로운 형태의 포탄이 매우 짧은 시간 안에 발사 초기 불규칙성의 효과를 상쇄할 수 있음을 확인할 수 있다. (그림 6, 7)
- 4) 실전에서 사용할 수 있는 발사체의 탄두와 본체 사이의 연결부위의 최적설계를 하기 위해서는 크기와 무게에 따른 형상설계와 이상적인 스프링상수와 댐핑상수의 선정을 위한 추가적인 연구가 요구된다.

참고문헌

- [1] R. H. Goddard, "Apparatus for Steering Aircraft", U.S. Patent 2594766, 1952
- [2] R. Barrett, J. Stutts, "Modeling, Design and Testing of a Barrel Launched Adaptive Munition", Proceedings of the 4th Annual Society of Photo-Optical Engineers Symposium on Smart Structures, Society of Photo-Optical Engineers, New York, 1997
- [3] W. Kranz, "High Velocity Aerodynamic Body Having Telescopic Nose Tip", U.S. Patent 4756492, July 1988
- [4] B. Etkins, "Dynamics of Atmospheric Flight", John Wiley and Sons, pp. 67-109, 1972
- [5] R. Gast, S. Morris, M. Costello, "Simulation of Shot Impacts for the M1A1 Tank Gun", J. of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 23, No. 1, pp. 53-59, 2000
- [6] C. M. Close, D. K. Frederick, "Modeling and Analysis of Dynamic Systems", John Wiley and Sons, pp. 23-78, 1995.
- [7] M. F. Costello, "Modeling and Simulation of a Differential Roll Projectile", ARL-CR-455, pp. 1-10, 2000

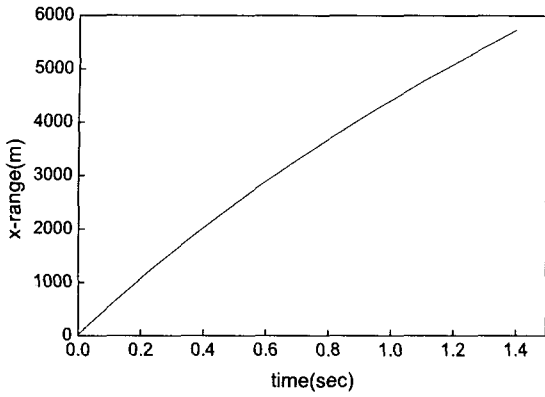


그림 2. X-방향 이동거리

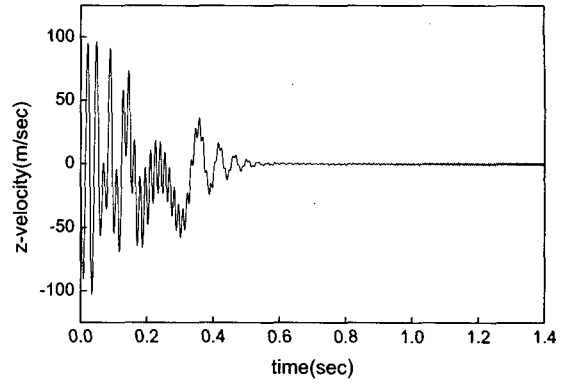


그림 5. Z-방향 속도

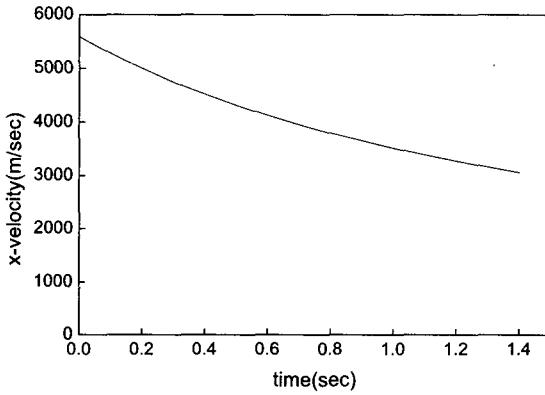


그림 3. X-방향 속도

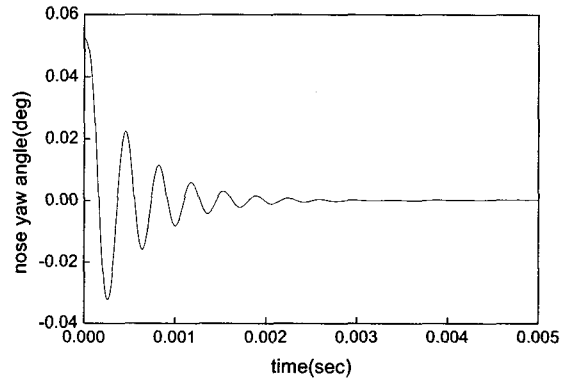


그림 6. 탄두의 Yaw 각도

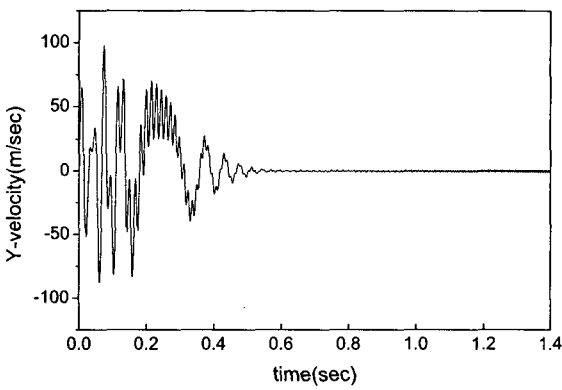


그림 4. Y-방향 속도

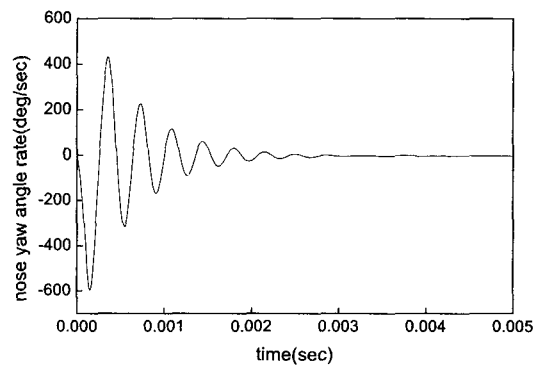


그림 7. 탄두의 Yaw 각속도

이 현 창(Hyun-Chang Lee)

[정회원]



- 1981년 2월 : 인하대학교 기계공학과 (공학사)
- 1989년 5월 : Univ. of Maryland 기계공학과 (공학석사)
- 1995년 5월 : Old Dominion Univ. 기계공학과(공학박사)
- 1996년 9월 ~ 현재 : 강원대학교 기계자동차공학부 부교수

<관심분야>

System ID, 시스템 설계, 진동 및 소음 제어, 구조해석, FEM

박 우 철(Woo-Cheul Park)

[정회원]



- 1987년 2월 : 인하대학교 기계공학과 (공학사)
- 1989년 8월 : 인하대학교 기계공학과 (공학석사)
- 1997년 2월 : 인하대학교 기계공학과 (공학박사)
- 1997년 8월 ~ 현재 : 강원대학교 기계자동차공학부 부교수

<관심분야>

지능형 구조물, 시스템 설계, 진동 및 소음 제어, 정밀 제어