

論文

FMS를 이용한 대전차 유도탄의 각속도 계산식 검증

박어진*, 김완식**, 박찬국***

Verification of Missile Angular Velocity Calculation
Using FMS

Eojin Park*, Wan Shik Kim** and Chan Gook Park***

ABSTRACT

This paper focuses on the calculation of the missile angular velocity under the reduced sensor condition and its verification using the Flight Motion Simulator(FMS). The missile angular velocity is usually measured by the body gyroscopes, but we assume that the inertial sensors on the missile body are in the absence of pitch and yaw gyroscopes. Under this reduced sensor condition, this paper shows the missile angular velocity can be calculated by using the gimbal seeker gyroscope, the roll body gyroscope, the gimbal angle and its rate. The FMS experiment was carried out to verify the proposed algorithm.

초 록

본 논문에서는 제한된 센서 조건에서 유도탄 동체의 각속도를 계산하는 법을 보이고 Flight Motion Simulator(FMS)를 이용한 각속도 계산식 검증을 다룬다. 일반적으로 유도탄 동체의 각속도는 동체에 탑재하는 각속도 자이로를 이용하여 측정하지만, 유도탄 동체에 탑재하는 관성 센서 중에 피치와 요 각속도 자이로가 없는 제한된 센서 조건을 가정한다. 이와 같은 제한된 센서 조건에서 김벌 탐색기 자이로, 동체의 롤 각속도 자이로, 김벌의 자세 측정값 및 자세 변화율을 이용하여 유도탄 동체의 각속도를 계산할 수 있음을 보인다. 제안한 각속도 계산식을 검증하기 위하여 FMS를 이용한 실험을 수행하였다.

Key Words : Anti-tank Guided Missile(대전차 유도탄), Reduced Sensor Condition(제한된 센서 조건), Gimbal Seeker Gyroscope(김벌형 탐색기 자이로), Flight Motion Simulator(비행 모션 시뮬레이터)

1. 서 론

대전차 유도탄(Anti-tank guided missile)은 주로 전차와 장갑차 같이 기동 무기 체계를 대상으로 전력을 무력화시키거나 파괴하는 무기체계가

다. 이러한 전차를 공격하기 위해 1917년 13밀리 텅스텐 탄심을 사용한 최초의 대전차총을 시작으로 대전차포, 무반동총, 대전차 로켓, 대전차 유도탄 등 다양한 형태의 대전차 화기가 개발되었다. 전차의 화력과 기동력, 방호력이 향상되면서 이에 대응하여 대전차 화기의 화력도 강화되었으나 구경의 증가, 포탄의 중량 증가, 반동력 상쇄를 위한 주퇴 장치 설계 등 대전차 화기의 중량 증가로 이어졌다. 대전차 화기의 중량 증가는 전차에 맞서 근접전을 펼치는 보병의 기동성을 떨어뜨려 운용을 제한하였으므로, 화력을 유지 또

† 2009년 6월 19일 접수 ~ 2009년 9월 14일 심사완료

* 정회원, 서울대학교 기계항공공학부 대학원

** 정회원, 한화 종합연구소

*** 정회원, 서울대학교 기계항공공학부

교신저자, E-mail : chanpark@snu.ac.kr

서울대학교 공과대학 자동차연구소 133동 607호

는 증가시키며 보병이 휴대 및 운용할 수 있도록 대전차 고폭탄이 개발되었다. 대전차 로켓과 대전차 유도탄은 이를 이용하여 화력을 유지 또는 강화하면서도 경량화 시킨 대표적인 대전차 화기이다[1].

차세대 전차들은 견고한 장갑과 능동 방호 기능을 갖추고 있어 유도 기능이 없는 대전차 로켓으로 전차를 무력화 시키거나 파괴하는 것은 쉽지 않다. 그러나 대전차 유도탄은 표적에 대한 유도 기능을 갖추어 표적의 회피기동을 추적할 수 있으며, 특히 탐색기를 이용하는 3세대 이후 대전차 유도탄은 상대적으로 장갑이 얇은 전차의 상부와 같이 표적의 취약 부분을 선택하여 집중 공격할 수 있다. 또한 탐색기를 이용한 유도 방식은 사수가 표적을 향하여 유도탄을 발사한 후 적이 대응하기 전에 공격 범위에서 벗어날 수 있으므로 생존성이 향상되었다[2-5].

그러나 대전차 유도탄의 중량은 이전 세대의 유도탄과 같이 휴대성과 운용범위를 제한하고 있으며, 대전차 로켓에 비하여 열 배 이상의 비싼 제조 가격으로 대량 운용하는데 제약이 있다. 따라서 휴대가능하고 단시간에 표적을 포착하여 발사하기 위해서는 유도탄의 경량화가 필수이며, 제조 단가를 낮추어 가격 경쟁력을 확보하는 것도 필요하다. 이를 위하여 최소한의 항법 장치를 탑재하는 방안을 고려할 수 있으며, 김블의 자세 측정기구를 이용하여 김블의 탐색기 자이로 출력을 대체하거나, 유도탄 동체에 탑재하는 가속도계를 이용하여 동체의 자이로를 대체하는 방안에 대한 연구가 진행된 바 있다[6,7].

본 논문에서는 동체에 탑재하는 관성센서에 제한을 두어 동체의 롤 자세에 해당하는 각속도만 측정 가능한 경우, 탐색기 자이로 출력을 이용하여 유도탄의 피치와 요 각속도를 구하는 법을 고안하였다. 김블 탐색기 플랫폼에 탑재하는 각속도 자이로는 관성 좌표계에 대한 탐색기 플랫폼의 피치와 요 자세 각운동을 측정하여 표적을 안정적으로 추적하고 지향하는데 사용하며, 지구 자전 각속도, 유도탄 동체의 움직임, 외부 김블의 움직임과 내부 김블의 움직임이 결합하여 출력으로 나타난다. 항체의 비행시간이 짧고 상대적으로 짧은 거리를 비행한다고 가정하였을 때 지구 자전 각속도에 의한 영향을 무시할 수 있다고 가정한다면, 탐색기 자이로의 출력은 김블 자세 변화량과 유도탄 동체의 움직임만 결합되어 나타난다고 볼 수 있다. 이를 이용하여, 탐색기 자이로 출력으로부터 유도탄 동체의 각속도를 계산하는 법을 보이도록 한다. 본 논문에서 제안한 각속도 계산식을 검증하기 위하여 Flight Motion

Simulator (FMS)를 이용하여 2축 김블 탐색기의 움직임을 모사한 실험을 수행한다.

논문은 먼저 연구에서 참고로 한 유도탄과 김블형 탐색기의 구조에 대해 소개하고, 탐색기 자이로의 출력을 분석하여 이로부터 유도탄 동체의 각속도를 계산하는 식을 정리하였다. 정리한 각속도 계산식을 검증하기 위한 FMS 실험 설계 방안을 제시하고 그 결과를 첨부하였다.

II. 본 론

2.1 유도탄 및 탐색기 모델

연구에서 참고로 한 휴대용 대전차 유도탄은 미국의 재블린(Javelin)이다. 재블린은 4세대 대전차 유도탄으로 최대 사거리 2.4km, 중량이 22kg 이하이며, 직접 공격 또는 상부 공격의 두 가지 공격 모드를 선택할 수 있다. 수동 호밍(Passive homing) 유도방식을 사용하므로 발사 후 망각(Fire-and-forget)이 가능하여 사수의 생존성을 높였다. 재블린 유도탄은 김블형 탐색기를 사용하며, 발사 전 사수가 Command Launch Unit(CLU)를 사용하여 표적을 조준하고, 획득한 영상 정보를 탐색기에 전달한다. 발사 후 유도탄이 비행하며 탐색기로 얻은 영상 정보와 비교하여 표적에 대한 신호를 검출하고 이에 따라 표적을 추적한다. 그림 1은 재블린 형상 및 각 부위 명칭이다[8,9].

연구에서 고려한 김블 탐색기는 2축 김블 탐색기로 크게 외부 김블, 내부 김블, 김블 플랫폼, 탐색기 자이로의 네 가지 구성요소로 이루어진다. 대전차 유도탄은 사수가 표적을 향하여 발사하므로 표적이 급격한 회피 기동을 하거나 유도탄이 유도에 따른 급격한 기동을 하지 않는 한 요 자세가 크게 변하지 않으므로 김블 탐색기의 요 자세 또한 크게 변하지 않는다. 반면 발사 초기 단계에서 충분한 충돌각을 얻기 위하여 상승

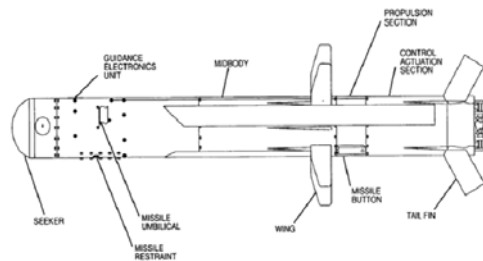


그림 1. 재블린 형상 및 부위 명칭

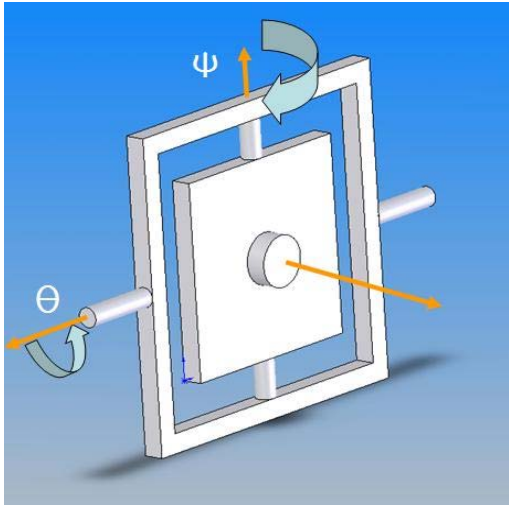


그림 2. 피치-요 2축 김블의 구조

기동을 할 때와 일정 고도에서 비행 중이던 유도탄이 종말 비행에서 타격을 위해 표적을 향하여 강하를 시작할 때 김블 탐색기가 표적을 추적하기 위해서는 피치 자세의 넓은 운용 각도 확보가 필요하다. 따라서 상대적으로 움직임의 제약이 적은 외부 김블에서 더 넓은 범위의 시야각을 확보할 수 있도록 외부 김블을 피치 자세로 설정하고 내부 김블이 요 자세를 움직이도록 하여 임무 수행에 적합하도록 설정한다. 그림 2는 외부 김블이 피치 자세에 해당하여 상하로 회전하며, 내부 김블이 요에 해당하는 수평으로 움직이는 김블의 구조를 나타낸다.

2.1 각속도 계산식

유도탄 동체에 롤 자세 안정화를 제어하기 위한 자이로만 탑재되어 있는 제한 조건에서 유도탄 동체의 피치와 요 자세를 추정하기 위하여 김블 탐색기에 장착된 자이로의 출력을 이용한다. 김블 탐색기의 자이로는 표적에 대해서 안정화를 이루고 있는 플랫폼에 위치하므로, 탐색기 자이로의 출력은 지구 자전의 영향, 유도탄 동체의 움직임, 탐색기의 움직임, 그 밖의 외란 등이 모두 합쳐져 나타난다. 외란이 없을 때 김블 탐색기에 장착한 자이로의 출력을 주요 요인으로 분해하면 식 (1)과 같다.

$$\omega_{ISG}^{SG} = \omega_{IN}^{SG} + \omega_{NM}^{SG} + \omega_{MOG}^{SG} + \omega_{OGSG}^{SG} \quad (1)$$

여기서 ω_{ij}^k 는 i-좌표계에 대한 j-좌표계의 회전 각속도를 k-좌표계로 나타낸 것으로 I는 관성 좌

표계, N은 항법 좌표계, M은 유도탄 동체 좌표계, OG는 외부 김블의 좌표계, SG는 센서 좌표계 또는 내부 김블의 좌표계이다. 즉 ω_{ISG}^{SG} 는 관성 좌표계(I)에 대한 센서 좌표계(SG)의 회전을 센서 좌표계에서 나타낸 양으로 탐색기 김블 탐색기에 탑재하는 자이로의 출력이 된다. 같은 방식으로 ω_{IN}^{SG} 는 관성 좌표계에 대한 항법 좌표계(N)의 회전, ω_{NM}^{SG} 는 항법 좌표계에 대한 유도탄 동체 좌표계(M)의 회전, ω_{MOG}^{SG} , ω_{OGSG}^{SG} 는 각각 유도탄 동체 좌표계에 대한 외부 김블(OG)의 회전과 외부 김블에 대한 내부 김블(SG)의 회전을 나타낸다. 휴대용 대전차 유도탄은 비행시간이 10초 내외이며, 비행거리 또한 최대 2.5km로 상대적으로 짧다고 가정하였으므로 지구 자전 각속도 ω_{IN} 는 무시할 수 있을 만큼 작다. 따라서 지구 자전 각속도와 항체 좌표계에 대한 유도탄 동체 좌표계의 회전을 결합하여 관성 좌표계에 대한 유도탄 동체 좌표계의 회전인 ω_{IM} 으로 볼 수 있으므로 식 (2)와 같이 정리할 수 있고, 실제 측정하는 값으로 유도탄 동체 좌표계에서 표현하면 식 (3)과 같다.

$$\omega_{IM}^{SG} = \omega_{ISG}^{SG} - (\omega_{MOG}^{SG} + \omega_{OGSG}^{SG}) \quad (2)$$

$$\omega_{IM}^M = C_{SG}^M \omega_{ISG}^{SG} - C_{OG}^M \omega_{MOG}^{OG} - C_{SG}^M \omega_{OGSG}^{SG} \quad (3)$$

식 (3)에서 C_{SG}^M , C_{OG}^M 는 좌표 변환을 나타내며, 김블 탐색기의 피치와 요 자세 θ_g , ψ_g 로 표현한다. 이를 벡터와 행렬 형식으로 정리하면 식 (4)와 같다.

$$\begin{bmatrix} \omega_{M_x} \\ \omega_{M_y} \\ \omega_{M_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_g \cos \psi_g & -\cos \theta_g \sin \psi_g & \sin \theta_g \\ \sin \psi_g & \cos \psi_g & 0 \\ -\sin \theta_g \cos \psi_g & \sin \theta_g \sin \psi_g & \cos \theta_g \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{SG_x} \\ \omega_{SG_y} \\ \omega_{SG_z} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \dot{\psi}_g \sin \theta_g \\ \dot{\theta}_g \\ \dot{\psi}_g \cos \theta_g \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 김블 탐색기는 탐색기 플랫폼의 피치와 요 자세에 대한 각속도를 측정하는 2축 각속도 자이로임을 가정하였으므로, 탐색기 자이로의 롤 각속도 출력인 $\omega_{ISG_x}^{SG}$ 은 실제로는 측정할 수 없는 존재하지 않는 값이다. 존재하지 않는 $\omega_{ISG_x}^{SG}$ 을

구하기 위하여 식 (4)에서 ω_{M_x} 에 해당하는 첫 번째 수식을 전개하고, $\omega_{ISG_x}^{SG}$ 에 대하여 정리하면 식 (5)를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \omega_{ISG_x} &= \omega_{M_x} (\sec \theta_g \sec \psi_g) + \omega_{ISG_y} (\tan \psi_g) \\ &+ \omega_{ISG_z} (-\tan \theta_g \sec \psi_g) + \dot{\psi}_g (\tan \theta_g \sec \psi_g) \end{aligned} \quad (5)$$

따라서 존재하지 않는 $\omega_{ISG_x}^{SG}$ 을 동체의 롤 각속도, 김블의 자세 및 자세 변화량으로 나타낼 수 있고, 식 (5)를 식 (4)에 대입하여 정리하면 다음과 같은 각속도 계산식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \omega_{M_x} &= \omega_{M_x} \\ \omega_{M_y} &= \omega_{M_x} (\sec \theta_g \tan \psi_g) + \omega_{ISG_y} (\sec \psi_g) \\ &+ \omega_{ISG_z} (-\tan \theta_g \tan \psi_g) + \dot{\psi}_g (\tan \theta_g \tan \psi_g) \quad (6) \\ &- \dot{\theta}_g \end{aligned}$$

$$\omega_{M_z} = \omega_{M_x} (-\tan \theta_g) + \omega_{ISG_z} (\sec \theta_g) + \dot{\psi}_g (-\sec \theta_g)$$

식 (6)에서 확인할 수 있듯이 유도탄 동체의 피치와 요 자세를 측정하는 각속도 자이로를 탑재하지 않은 제한된 센서 조건을 가정하였을 때, 탐색기 자이로, 동체의 롤 자이로, 김블의 자세 및 자세 변화에서 부족한 정보를 계산하여 유도탄 동체의 각속도를 얻을 수 있음을 보였다.

2.2 FMS 실험 설계

본 논문에서 제안한 유도탄 동체의 각속도 계산식을 검증하기 위하여, FMS(Flight Motion Simulator)를 사용한 실험을 수행하였다. FMS에 사용한 장비는 (주)한화 종합연구소에서 보유하고 있는 3축 레이트 테이블이며, 스위스 Acutronic에서 제작한 AC3367으로 open-gimbal type이다(그림3). AC3367은 외부에서 내부로 요, 피치, 롤 자세 순서로 구성되어 있으며, 순서대로 $\pm 400, \pm 500, \pm 1000$ deg/sec의 각속도 운용 범위를 갖는다. FMS의 3축 자세 변화 측정값은 0.00001 deg/sec의 측정 오차를 지니며, FMS에 인가할 수 있는 최소 각속도는 0.001 deg/sec이다. FMS 플랫폼에는 피치와 요 자세 각속도를 측정하는 2축 자이로를 설치하여 각운동을 측정하였다.

FMS에서 사용 가능한 축은 요, 피치, 롤 자세 순서의 세 개 축으로 본 논문에서 가정한 유도탄의 자세 3축과 2축 김블 탐색기의 움직임을 모두 모사하는 것은 물리적으로 불가능하다. 따라서 전체 다섯 개의 축에서 일부 축을 선택하여 모사

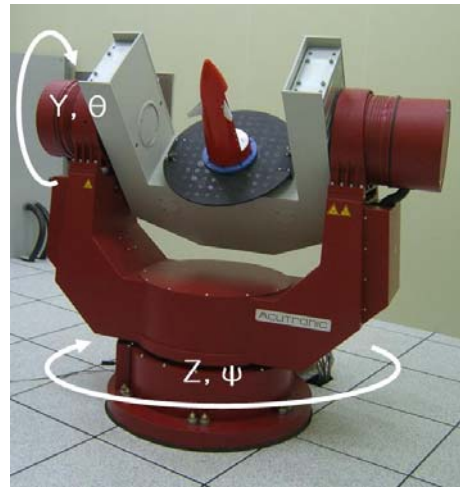


그림 3. FMS로 사용한 3축 레이트 테이블

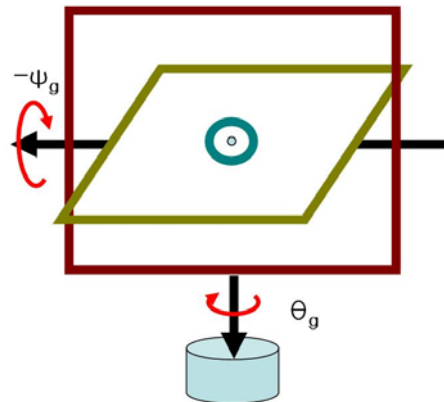


그림 4. FMS 실험 설계: 2축 김블을 모사

하였다. FMS로 모사할 수 없는 축은 컴퓨터로 형성한 값을 사용하며, FMS 플랫폼에 설치한 자이로의 출력, FMS 자세 입력과 자세 측정값을 이용하여 유도탄 탐색기 자이로 출력을 재구성하였다. 최종적으로 재구성한 탐색기 자이로를 식 (6)에 대입하여 오차를 살펴봄으로써 각속도 계산식을 검증하였다. 그림 4는 FMS 실험에서 2축 김블 탐색기를 모사하는 방안을 나타내었다.

FMS로 2축 김블을 모사하는 경우 김블의 자세가 유도탄 동체의 각속도 계산식에서 지배적으로 사용되므로 김블의 영향을 중점적으로 확인할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 FMS로 2축 김블 탐색기의 움직임을 모사하기 위해서는 2축 김블 탐색기의 피치, 요 자세가 FMS의 축 순서와 다른 문제를 해결해야 한다. 지구 자전 각속도를 무시한다는 가정에서 축의 순서가 다른 문제는

FMS에 인가하는 입력 축의 순서를 2축 김블의 피치와 요 자세로 설정하고, 요 자세의 입력을 반대 부호로 인가하는 것으로 해결할 수 있다. 이 경우 FMS 플랫폼에 설치한 피치와 요 자세 각속도 자이로 출력은 식 (7)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \omega_{FMS_y} \\ \omega_{FMS_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_{FMS} \\ \dot{\psi}_{FMS} \cos \theta_{FMS} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\dot{\psi}_g \\ \dot{\theta}_g \cos \psi_g \end{bmatrix} \quad (7)$$

따라서 재구성한 탐색기 자이로 출력은 식 (8)과 같으며, 상자 부분이 FMS 플랫폼 자이로 출력을 대입하는 항이다. 식 (8)에서 김블의 자세 및 자세 변화는 FMS 입력을 따른다.

$$\begin{bmatrix} \omega_{SGx} \\ \omega_{SGy} \\ \omega_{SGz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta_g \cos \psi_g & \sin \psi_g & -\sin \theta_g \cos \psi_g \\ -\cos \theta_g \sin \psi_g & \cos \psi_g & \sin \theta_g \sin \psi_g \\ \sin \theta_g & 0 & \cos \theta_g \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{Mx} \\ \omega_{My} \\ \omega_{Mz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\theta}_g \sin \psi_g \\ \dot{\theta}_g \cos \psi_g \\ \dot{\psi}_g \end{bmatrix} \quad (8)$$

2.3 FMS 실험 결과

유도탄의 초기 속도는 200 m/s로 일정하며, 비행시간은 10초로 가정하였다. 유도탄의 피치 자세는 초기 20°에서 (-20)°로 일정한 크기로 변하고, 유도탄의 요 자세는 초기 0°에서 30°까지 일정한 변화율을 갖도록 하였다. 따라서 이상적인 김블 탐색기의 움직임은 피치 김블이 (-20)°에서 0°로 변하며, 요 김블이 15°에서 0°로 변하게 된다. 일반적으로 휴대용 대전차 유도탄은 표적을 향하여 발사하므로 피치 자세의 변화보다 요 자세의 변화가 작다고 가정하였으며, 표적의 위치는 유도탄의 최종 위치와 일치한다고 가정하였다. 그림 5는 FMS 실험에 사용한 유도탄 궤적을 3차원으로 나타낸 것이다.

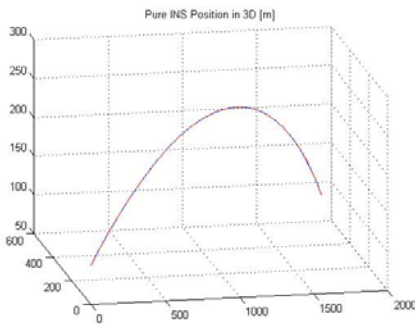


그림 5. FMS 실험에 사용한 유도탄 궤적

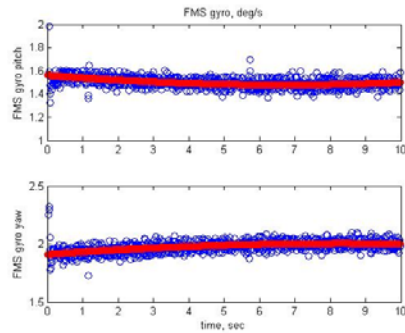


그림 6. FMS 플랫폼 자이로 출력

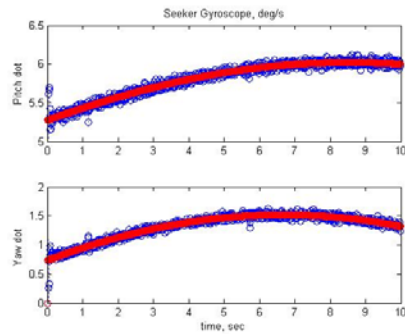


그림 7. 재구성한 탐색기 자이로 출력

그림 5와 같은 궤적을 따라서 FMS에 김블의 자세 입력을 인가하였을 때, FMS 플랫폼 자이로 출력은 그림 6, 재구성한 탐색기 자이로 출력은 그림 7과 같다. 두꺼운 실선은 FMS에 인가한 입력(참값)이며, 속이 비어있는 원으로 측정값을 표시하였다. FMS 플랫폼 자이로 출력과 재구성한 탐색기 자이로 출력이 참값을 따라 오차를 가지고 분포하므로, FMS로 2축 김블 탐색기를 모사한 것을 확인할 수 있었다.

그림 8은 재구성한 탐색기 출력을 이용하여 식 (6)에서 제시한 유도탄 동체의 각속도 계산식으로 구한 각속도 오차이며, 각속도 오차가 작은 값의 범위 내에서 나타나는 것을 확인할 수 있었다. 각속도 RMS 오차와 각속도 참값에 대한 오차율은 표 1에 제시하였다. 피치와 요 자세 각속

표 1. 각속도 오차 및 오차율

RMS 오차	각속도 오차 [deg/sec]	각속도 오차율 [%]
피치 (θ)	0.0944	0.2568
요 (ψ)	0.0951	0.0693

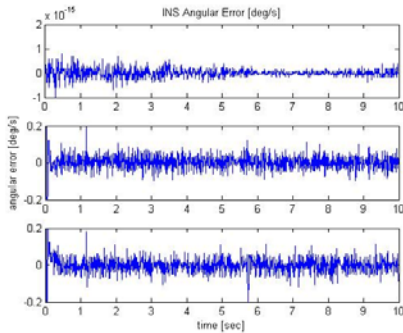


그림 8. 각속도 오차

도의 오차율이 모두 1% 미만으로 본 논문에서 제시한 각속도 계산식이 유효함을 FMS 실험을 통해 검증하였다.

III. 결 론

본 논문에서는 일반적으로 유도탄 동체의 자세를 추정하기 위해 탑재하는 관성센서에서 피치와 요 자이로가 없는 제한된 센서 조건을 가정하고, 탐색기 자이로와 동체의 롤 자이로, 김블 탐색기의 자세 및 자세 변화량으로부터 유도탄 동체의 각속도를 계산하는 법을 제안하였다. 제안한 유도탄 동체의 각속도 계산식을 검증하기 위하여 FMS 실험을 수행하였으며, FMS 플랫폼 자이로 출력, FMS 자세 입력과 자세 측정값을 이용하여 탐색기 자이로 출력을 재구성하였다. 재구성한 탐색기 자이로 출력, 동체의 롤 자이로 출력, 김블의 자세 및 자세 변화량을 이용하여 각속도를 계산하고 오차 및 오차율을 확인함으로써 각속도 계산식이 유효함을 검증하였다. 따라서 동체의 피치와 요 각속도 자이로는 여분의 센서로 볼 수 있고, 탐색기 자이로와 김블의 자세 측정기구로 동체의 자이로를 대체함으로써 휴대용 유도탄의 경량화 및 제작 경비 감소 효과를 얻을 수 있다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 수행하였습니다. (과제번호: 924004201)

참고문헌

- 1) 대한민국 육군, 최윤일, www.army.mil.kr/army_catalog286/data/56.pdf, 2008년 9월 검색
- 2) 방위사업청, 획득정책과, www.dapa.go.kr/open_content/images/atg/pdf/006/4-3.pdf, 2008년 9월 검색
- 3) 방위사업청, 획득정책과, www.dapa.go.kr/open_content/images/atg/pdf/006/4-6.pdf, 2008년 9월 검색
- 4) N. R. Iyer, "Recent Advanced in Antitank Guided Missile Systems," Defence Science Journal, Vol. 45, No. 3, July, 1995, pp 187-197
- 5) William H. Licata, "Missile Seekers for Strike Warfare beyond the Year 2000," Lecture on 'Technology for Future Precision Strike Missile Systems' held in Tbilisi, Georgia, June, 2001
- 6) 장세아, 유창경, 최기영, 탁민제, 「스트랩다운 탐색기를 탑재한 휴대용 전술유도무기 유도루프설계」, 『한국항공우주학회 학술발표회』, 2008
- 7) Dale F. Enns, "Analysis of sensor suites for a guided projectile," Proceedings of the first IEEE conference on, Control Application, September, 1993
- 8) Raytheon, Javelin Close Combat/Anti-armor Weapon System, www.raytheon.com/capabilities/rtnwcm/groups/rms/documents/content/rtn_rms_ps_javelin_datasheet.pdf, 2009년 5월 검색
- 9) Lockheed Martin, Javelin Fire-and-Forget Multi-Purpose Combat System, www.lockheedmartin.com/data/assets/14019.pdf, 2009년 5월 검색