



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(9), 681-689(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.9.681

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

비행 시험을 통한 저속 회전 유도형 탄약의 롤각 추정 성능 검증

박준우¹, 정우영², 방효충³, 김진원⁴, 허준희⁵, 박장호⁶, 서송원⁷

Verification of Roll Angle Estimation Performance of Slowly Rolling Guided Munition by Flight Experiment

Junwoo Park¹, Wooyoung Jung², Hyochoong Bang³, Jin-Won Kim⁴, Junhoe Heo⁵, Chang-Ho Pak⁶ and Songwon Seo⁷Korea Advanced Institute of Science and Technology^{1,2,3}, Poongsan R&D Institute^{4,5,6,7}

ABSTRACT

This paper presents methods and results of both flight test examining roll angle estimation performance of slowly rolling munition forced to spin in the air, and fabricating a replica of guided munition. Guided munition was deployed from multi rotor type UAV mother ship whose altitude and velocity was conveyed to it as initial state. Flight test scenario is composed of a sequence of munition drop(deployment), munition spin, roll angle estimation and stabilization. Munition was deployed from mother ship at around 200m high with horizontal velocity of 15m/s, and was made spun using internal reaction wheel. Performance analysis on roll angle estimation is provided in comparison with commercial aerospace graded GPS/INS. Moreover, several mechanisms that rotates munition using reaction wheel, and actual product that realizes one of them are introduced.

초 록

본 논문에서는 유도형 탄약의 모사 기체를 제작하고 공중에서 탄체에 롤축 회전을 인가한 뒤 롤축 저속 회전 중인 탄체의 롤각 추정 성능을 실험적으로 검증한 방법과 결과를 소개한다. 멀티로터형 무인기를 모선으로 사용해 유도형 탄약 모사 기체에 초기 속도와 고도를 부여하였으며 탄체 투하, 탄체 회전, 롤각 추정 및 안정화로 이어지는 비행 시험 시나리오를 통해 롤각 추정 결과를 분석한다. 약 200m의 고도에서 수평 방향으로 15m/s의 속력으로 탄체를 투하한 뒤 내부의 반동차(Reaction Wheel)를 사용하여 탄체를 회전시켰으며 특히, 상용 GPS/INS와의 비교를 통해 롤각 추정 결과를 제시한다. 아울러, 반동차를 이용하여 공중에서 탄체를 롤축 회전시키는 메커니즘들을 비교하고 실제 구현한 결과도 소개한다.

Key Words : Gliding Guided Artillery Munition(활공 유도 포탄), Transition Phase(천이 구간), Slow Spin(저속 회전), Roll Estimation(롤각 추정), Flight Test(비행 시험)

† Received : July 16, 2020 Revised : August 10, 2020 Accepted : August 18, 2020

^{1,2} Graduate Student, ³ Professor, ^{4,5,6,7} Researcher

³ Corresponding author, E-mail : hcbang@ascl.kaist.ac.kr, ORCID 0000-0001-6016-8102

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

1. 서 론

유도형 탄약은 기존의 곡사 포탄이 가지고 있는 사거리 및 타격 정확도의 열세를 극복하고자 탄에 활강의 개념을 도입한 무기체계이다. 포구에서의 초기 속도를 증가시키거나 포 발사 후에 보조 추진을 통해 탄이 도달할 수 있는 고도와 속도를 높인 다음, 탄의 최고 고도에서 날개를 전개하여 활강을 통해 탄약의 사거리를 증가시킨다. 이후 장사정 타격, 후사면 타격 등의 유연한 탄 운용이 가능하도록 다양한 시나리오를 뒷받침할 수 있는 단계별 유도/제어를 통해 정확한 목표물 타격까지 이어진다. 본 연구진은 선행연구 [2]에서 특히, 유도형 탄약이 다양한 비행 구간(고도, 속도)을 지나는 것을 고려하여 이득 계획(Gain Scheduling) 기법을 활용한 3 Loop 제어기와 벡터 필드 유도 기법[5] 및 비례항법 유도(Proportional Navigation Guidance) 법칙을 활용하여 유도형 탄약의 유도/제어 시스템을 제시하였다.

상기와 같이 활강 및 유도/제어가 포함된 탄약의 운용에서는 이를 뒷받침할 수 있는 정확한 항법 시스템 또한 탄약의 사거리 및 타격 정확도 증가의 핵심적인 요소라고 할 수 있는데, 다양한 비행 조건을 지나는 유도형 탄약의 경우 유도/제어와 같이 단계별로 나뉜 다양한 항법 시스템이 필요하다. 특히, 탄약은 초기의 회전 안정화를 위해 높은 RPM의 롤축 회전 속도를 가지고 있고, 초음속의 속력으로 발사되므로 일반적인 관성 측정 장치(Inertial Measurement Unit)와 위성 항법 장치(Global Navigation Satellite System)의 운용 범위를 벗어나기 때문에, 탄체의 상승 구간에서는 전통적인 GNSS/INS의 직접적인 활용이 불가능하여 대체 항법 수단이 필요하다. [8]과 같이 고충격과 고속회전을 견딜 수 있는 포탄용 상용 GPS/INS도 존재하지만 회전 속도의 운용 범위가 개발 대상체에 못 미치는 성능을 보이기 때문에, 이를 초기 단계부터 능동적으로 활용하는 것은 불가능

하다. 선행연구 [1]에서는 두 단계로 나뉜 항법 시스템을 제시한 바 있다.

유도/제어가 이루어지는 탄체의 활강 단계로 접어들기 위해서는 초기 회전 속도를 감쇄시키고 자세를 안정시키는 이른바 천이(Transition) 구간을 필연적으로 지나야 한다. 따라서 Fig. 1과 같은 일반적인 유도형 탄약 운용 시나리오에서는 발사 후 특정 시간 이후에 탄체 후방에 배치된 핀을 전개해 회전을 감쇄하고, 특정 시간 이후에는 후방 핀을 구동하여 급격하게 회전을 감쇄한 다음 천이 구간에서 날개를 펼쳐 활강 단계로 진입하게 된다. 이 천이 구간을 포함한 천이 구간 이전의 항법 시스템과 활강 단계의 일반 항법 시스템으로 전체 항법 시스템을 구성한다. 본 연구에서는 특히 천이 구간에서의 항법 시스템을 실험적으로 검증하고자 한다.

활강을 시작하기 전 천이 구간의 항법 시스템은 탄체의 롤각을 추정하여 날개를 전개하는 시점을 결정하고 날개 전개 직후 탄체의 수평 정렬을 이루는데 핵심적인 역할을 한다. 또한, 활강을 시작하고 통상적인 GPS/INS 알고리즘을 구동하기 시작할 때 초기 자세값을 제공하는 역할도 수행한다. 단, 수천 RPM에서 시작한 탄체의 회전이므로 롤각의 초기값을 전혀 알 수 없다는 점과 자세각의 직접적인 추론이 가능한 측정치를 획득할 수 없다는 점이 천이 구간에서의 자세 추정을 어렵게 만드는데, 만약 천이 구간에서 탄약의 자세각 중 특히 롤각을 정확하게 알지 못하면 탄약이 뒤집힌 상황에서 날개가 전개될 수 있고, 타격 정확성 및 사거리 저하, 나아가서는 탄약의 실속 및 추락 등 운용 자체의 악영향을 초래할 수 있다. 탄약의 속도와 각속도를 이용하여 탄체의 자세를 추정하는 Lucia 등의 연구[6]를 기반으로 천이 구간에서의 롤각 추정 알고리즘을 개발하였으며, 상세 내용은 본 논문의 2절에서 기술한다.

이와 별개로, 본 연구팀은 [4]에서 유도형 탄약 전체 시스템의 유도·항법·제어 알고리즘이 포함된 6자

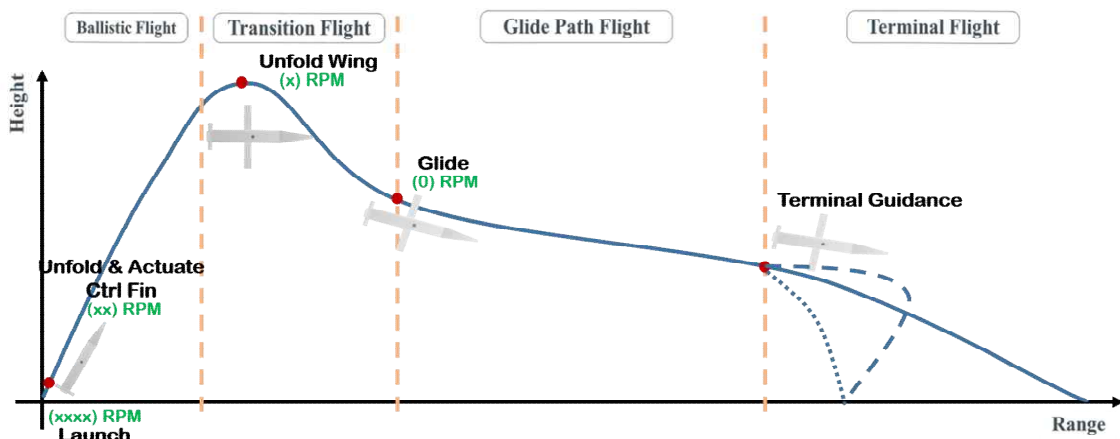


Fig. 1. Typical operation scenario of guided munition starting from launch

유도 시뮬레이션을 구축하여 전 비행영역을 모사하고, 발생할 수 있는 동역학적 문제점을 파악할 수 있는 MATLAB Simulink 기반의 해석 툴을 개발한 바 있다. 다만, 천이 구간에 대해서는 6자유도 비선형 모델을 이용해 수치적으로 표현하는 데 한계가 있으며 실제 포 발사 시에 발생할 수 있는 문제점을 모두 파악할 수 없다. 이에 본 연구팀은 고정익형 무인 항공기를 이용한 비행 시험으로 항법 알고리즘을 약식으로 검증한 바 있다[3]. 해당 접근 방법에서는 무인 항공기의 에일러론(Aileron)을 이용하여 기체의 롤축 저속 회전을 유도한 뒤 항법 성능을 확인하였다. 하지만 이는 유도형 탄약 형상의 동역학적 특징을 정확하게 모사했다고 할 수 없으므로 본 연구팀은 실제 유도형 탄약과 같은 형상과 무게 중심을 가지는 탄약 모사 기체를 제작하였으며 탄약 모사 기체에 반동차(Reaction Wheel)를 이용하여 저속 회전을 인가할 수 있는 방식을 고안하였다. 유도형 탄약 모사 기체를 제작하고 반동차를 이용해 탄약을 회전시키는 내용을 이어서 3절에 소개한다.

유도형 탄약의 날개 전개 전 천이 구간에서의 롤축 회전 속도는 초당 n회전이며(360n deg/s), 정확한 숫자는 보안상 생략한다. 고도와 속도, 자세 등의 비행 조건을 인가하며 탄체를 투하하고, 추가로 공중에서 탄체를 저속 회전시켜 유도형 탄약의 천이 구간을 모사한 다음 천이 구간과 비슷한 상황에 놓인 유도형 탄약의 항법 시스템 성능을 검증한다. 저속 회전 중인 유도형 탄약이 비행을 지속할 수 있는지 그리고 이어지는 탄약 운용 시나리오를 원활하게 수행할 수 있는지를 실험적으로 파악한다. 특히, 실제 포탄과 동일한 형상의 기체가 비행하는 상황에서 강건한 항법 성능이 확보되는지 검증하고, 천이 구간에서 발생할 수 있는 문제점을 파악하는 데 중점을 두어서 실험을 진행한다. 4절에서 실험 방법과 결과에 대해 자세의 논의하고, 이어서 결론에서 전체 내용을 요약한다.

II. 물각 추정 알고리즘

우선 본 연구진의 선행연구 [1]에서 소개된 롤 추정 알고리즘에 대한 설명을 수정 및 보완하여 기술한다.

2.1 물각 추정 확장 칼만 필터(EKF)

동체 좌표계를 기준으로 기술된 기체의 각속도 ω 의 요소들과 탄체 오일러 각(ϕ, θ, ψ /롤, 피치, 요)의 시간 변화율 사이의 관계는 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (1)$$

여기서 ω_x 와 $\dot{\phi}$ 를 제외한 나머지 부분을 $\cos(\phi)$ 와 $\sin(\phi)$ 를 기준으로 정리하면 아래와 같다.

$$\begin{bmatrix} \cos(\phi) \\ \sin(\phi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} & \dot{\psi}\cos(\theta) \\ \dot{\psi}\cos(\theta) & -\dot{\theta} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

아울러, 가운데 역행렬을 계산하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} & \dot{\psi}\cos(\theta) \\ \dot{\psi}\cos(\theta) & -\dot{\theta} \end{bmatrix}^{-1} = \frac{1}{\dot{\theta}^2 + \dot{\psi}^2 \cos^2(\theta)} \begin{bmatrix} \dot{\theta} & \dot{\psi}\cos(\theta) \\ \dot{\psi}\cos(\theta) & -\dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (3)$$

고도 정점에서의 유도형 탄약은 준 수평 비행하므로 비행경로각 γ 가 매우 작다고 생각할 수 있고

$$\gamma \ll 1 \quad (4)$$

또한, 회전 안정화로 받음각 α 또한 0에 가깝다고 가정하면 유도형 탄약은 다음과 같은 조건에 놓인다고 생각할 수 있다. ($\because \theta = \gamma + \alpha$)

$$\theta \ll 1 \quad (5)$$

상기와 같은 조건에서 식 (2)는 다음과 같이 쓸 수 있는데,

$$\cos(\phi) = \frac{\dot{\theta}\omega_y + \dot{\psi}\omega_z}{\dot{\theta}^2 + \dot{\psi}^2} \quad (6)$$

$$\sin(\phi) = \frac{\dot{\psi}\omega_y - \dot{\theta}\omega_z}{\dot{\theta}^2 + \dot{\psi}^2} \quad (7)$$

탄약의 옆 미끄러짐 각 β 도 0에 가까워서 기체의 동체 좌표계와 바람 좌표계가 정렬되었다고 가정하면 식 (8), (9)와 같이 탄체의 NED 방향 속도로 유도되는 비행 경로각/방향각이 탄체 자세각과 유사하다고 생각할 수 있다.

$$\hat{\theta} = \tan^{-1} \left(-\frac{V_E}{\sqrt{V_N^2 + V_D^2}} \right) \quad (8)$$

$$\hat{\psi} = \tan^{-1} \left(\frac{V_E}{V_N} \right) \quad (9)$$

여기서 $\hat{\cdot}$ 표시는 가정에 기반한 추정치를 의미하고, V_N, V_E, V_D 는 각각 GNSS를 통해 획득한 NED 좌표계에서의 탄체 속도 성분을 의미한다. 식 (8), (9)를 수치적으로 미분하면 $\dot{\hat{\theta}}, \dot{\hat{\psi}}$ 를 얻을 수 있고 이를 통해 식 (6), (7)의 $\cos(\phi), \sin(\phi)$ 를 추정할 수 있다. 각각의 추정치를 $\widehat{\cos(\phi)}, \widehat{\sin(\phi)}$ 라고 하면 아래의 관계를 이용해 물각을 추정하는 것이 가능하다.

$$\hat{\phi} = \tan^{-1}\left(\frac{\sin(\phi)}{\cos(\phi)}\right) \quad (10)$$

하지만 일반적인 GNSS의 갱신 주기는 10Hz 정도로 IMU 등의 기타 센서보다 상대적으로 매우 느리다고 할 수 있다. 높은 주기로 갱신하기 위해 FC(Flight Computer)로 사용 중인 MCU(Micro Control Unit)의 성능에 맞추어 1차 저역통과필터(Low Pass Filter, LPF)를 통과한 GNSS 속도 값을 이용해 자세각을 추정하며, 해당 추정값을 수치적으로 미분한 자세 변화율을 다시 LPF에 통과시켜 $\dot{\theta}, \dot{\psi}$ 의 추정치로 사용한다.

상기 내용을 종합하여 다음과 같은 상태 변수와 측정치를 가지는 칼만 필터를 생각해보자.

$$x_{\phi} = \begin{bmatrix} \hat{\phi} \\ \cos(\phi) \\ \sin(\phi) \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$z_{\phi} = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (12)$$

여기서 이산 적분을 1차 근사하고 삼각함수 덧셈 정리를 이용한 아래의 관계를 활용하면

$$\phi_{t+1} = \phi_t + \dot{\phi}_t dt \quad (13)$$

$$C(\phi_{t+1}) = C(\dot{\phi} dt) C(\phi_t) - S(\dot{\phi} dt) S(\phi_t) \quad (14)$$

$$S(\phi_{t+1}) = S(\dot{\phi} dt) C(\phi_t) + C(\dot{\phi} dt) S(\phi_t) \quad (15)$$

식 (16)과 같이 운동 모델을, 식 (5), (8), (9)를 적용한 식 (1)을 순서를 바꾸어 기술하여 식 (17)과 같이 측정치 모델을 정의할 수 있다.

$$x_{\phi_{t+1}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C(\dot{\phi} dt) & -S(\dot{\phi} dt) \\ 0 & S(\dot{\phi} dt) & C(\dot{\phi} dt) \end{bmatrix} x_{\phi_t} + w_{\phi} \quad (16)$$

$$z_{\phi_t} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \hat{\theta} & \hat{\psi} \\ 0 & \hat{\psi} & -\hat{\theta} \end{bmatrix} x_{\phi_t} + v_{\phi} \quad (17)$$

식 (14)~(16)에서 $C(), S()$ 는 각각 \cos, \sin 함수를 의미하고, 식 (16), (17)에서 w_{ϕ} 는 시스템 잡음을, 그리고 v_{ϕ} 는 측정치 잡음을 의미한다. 본 연구에 사용된 잡음은 아래와 같다.

$$w_{\phi} \sim N(0, Q_{\phi}), Q_{\phi} = \begin{bmatrix} 0.9 & 0 & 0 \\ 0 & 0.004 & 0 \\ 0 & 0 & 0.004 \end{bmatrix} 10^{-3} \quad (18)$$

$$v_{\phi} \sim N(0, R_{\phi}), R_{\phi} = \begin{bmatrix} 0.9 & 0 & 0 \\ 0 & 0.9 & 0 \\ 0 & 0 & 0.9 \end{bmatrix} 10^{-3} \quad (19)$$

III. 유도형 탄약 모사 기체

3.1 모사 기체 제작

본 연구팀은 EPP(Expanded Polypropylene)를 성형하여 유도형 탄약 모사 기체의 외형을 확보하고, 항공 합판을 이용해 FCC(Flight Control Computer), 센서, 배터리, RF 장비, 반동차 등의 기타 항진 장비를 탑재할 수 있는 내부 구조를 설계하였다. 특히, 회전하는 유도형 탄약의 관성모멘트의 y-z축 불균형을 줄이고자 레이저 커팅을 활용해 탑재체 장착 부분을 정밀 가공하여 탑재체를 톨축에 정렬하여 탑재하였다. 이어서 항공 합판을 날개 보(Spar)로 활용하고 발사나무를 익형(Airfoil)으로 활용한 날개 및 후방 핀을 제작하여 서보 모터와 결합한 뒤 유도형 탄약 모사 기체에 장착하였다. 톨각 추정 알고리즘 수행, 날개 및 핀 구동 등 전체적인 운용을 관장하기 위해 본 연구팀에서 자체 개발하여 보유한 비행제어 컴퓨터(FCC)를 탑재하였으며, VectorNav社의 VN200 GPS/INS를 같이 탑재하여 추정 톨각의 비교 기준으로 삼는다. 제작된 유도형 탄약 모사 기체의 외형과 내부 모습을 각각 Fig. 2와 Fig. 3에 소개한다.

3.2 반동차를 이용한 저속 회전 메커니즘

EPP 및 합판의 강성과 모션/탄체의 속도 제한으로 인해 후방핀을 구동하여 탄체를 저속 회전시키는 데에는 한계가 있다. 탄체를 측방향(톨축 기준)으로 굴



Fig. 2. Replica of guided munition made up of expanded polypropylene(body), plywood (skeleton), and balsa wood(wing, fin)

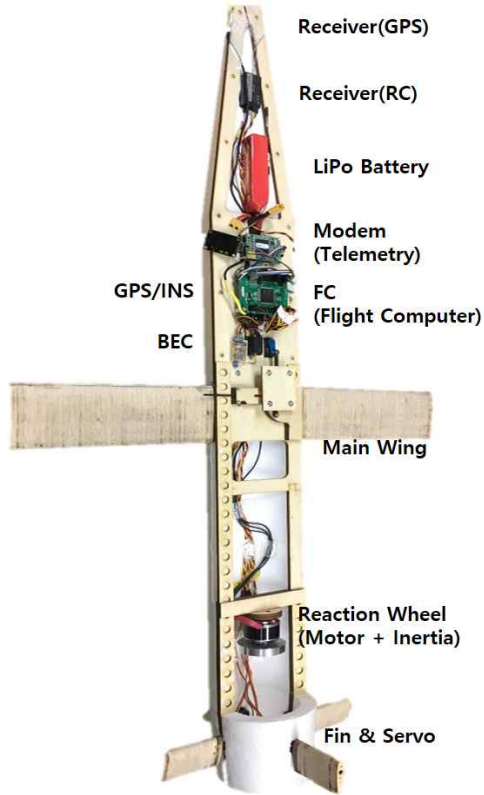


Fig. 3. Components inside a replica of guided munition

리면서 투하하는 형태로 저속 회전을 인가하는 방법도 생각할 수 있지만, 탄체를 투하하는 부분에 지나치게 높은 복잡도가 요구되며 빠르게 전진하고 있는 상황에서 투하 및 회전을 동시에 성공적으로 수행하지 못할 가능성이 크다. 저속 회전시키며 투하하는 것의 기술적인 구현이 어려우므로 본 연구팀은 우선 탄체를 먼저 투하하고, 투하 직후 탄체를 자력으로 저속 회전시키는 방안을 고안하였다. 탄체 내부의 공간 사용 효율과 높은 토크를 활용한 넓은 회전 범위를 이용하기 위해 인공위성 자세 제어에 널리 활용되는 반동차를 이용한 탄체 회전을 채택하였으며, 그 방법을 기술한다.

반동차를 이용하여 탄체를 회전하는 방법으로 크게 두 가지를 생각해볼 수 있다. 먼저 반동차의 기본 원리에 입각한 방법으로 유도형 탄약이 회전하고자 하는 방향의 역방향으로 반동차를 회전시키면서 작용/반작용의 원리로 유도형 탄약을 겹보기 회전시키는 방법이 있다. 둘째로, 지상에서부터 반동차를 미리 회전시켜놓고 공중에서 반동차를 정지하면서 반동차를 포함한 탄약 전체를 실제로 회전시키는 방법이 있다.

전자의 형태로 유도형 탄약을 겹보기 회전시킨다면 반동차의 회전이 탄체 후방 핀을 통한 롤각 제어를 방해하지 않도록 반동차의 회전 속도를 일정한

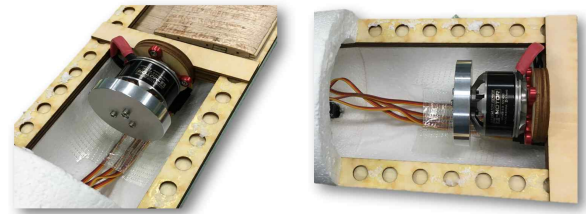


Fig. 4. Reaction wheel system composed of BLDC electric motor and aluminium dummy inertia

값으로 유지해야 하는 어려움이 있다. 이를 다르게 기술하자면, 물각 제어 및 안정화가 ESC (Electronic Speed Controller)의 모터 RPM 제어 성능에 기인한 반동차의 역방향 회전 속도 변화에 영향을 받은 것인지, 후방 핀 구동을 통한 자세 제어로 이루어진 것인지 명확하게 구분하기 어려울 수 있다. 따라서 탄약을 회전시킨 후 반동차를 추가 구동하는 일이 없고, 반동차가 탄약의 롤축 운동에 더는 관여할 수 없는 후자의 방법을 선택한다. 이는 지상에서 인가한 반동차의 각운동량을 유도형 탄약 전체에 전달하는 방식이다. 지상에서부터 반동차를 구동할 때 탄체가 역방향 회전하지 않게 손으로 잡아주면서 (외부 토크) 각운동량을 인가한다. 전자와 관련된 각운동량 수식을 (20)에, 후자는 (21)에 나타내었다.

$$|\mathbf{I}_{RW}\vec{\omega}_{RW}| = |\mathbf{I}_{body}\vec{\omega}_{body}|, \vec{\omega}_{RW} \cdot \vec{\omega}_{body} < 0 \quad (20)$$

$$\mathbf{I}_{RW}\vec{\omega}_{RW} = (\mathbf{I}_{body} + \mathbf{I}_{RW})\vec{\omega}_{all}, \vec{\omega}_{RW} \cdot \vec{\omega}_{all} > 0 \quad (21)$$

여기서 아래 첨자 RW는 반동차, body는 반동차를 제외한 탄약, all은 반동차를 포함한 전체 탄약을 나타낸다. 추가로, BLDC(Brushless Direct Current) 모터와 알루미늄 더미 관성모멘트를 이용해 제작한 반동차를 유도형 탄약 모사 기체에 롤축 정렬하여 장착한 모습을 Fig. 4에 나타내었다.

IV. 유도형 탄약 모사 기체 투하 시험

4.1 비행 시험 방법

4.1.1 시험 시나리오

유도형 탄약 모사 기체는 포를 이용해 발사하거나, 자력으로 이륙하는 것이 불가능하므로 본 연구팀에서 보유 중인 도데카(Dodeca) 형 멀티로터 비행체를 (이하 모선) 모선으로 사용하여 유도형 탄약 모사 기체를 투하하며 비행 시험을 진행하였다. 전체 비행 시나리오를 요약하여 Fig. 5에 도시한다. 표현의 편의상 일반적인 헥사콥터 이미지로 모선을 표현하였으며, 순서대로 1. 모선 하방에 탄체를 탑재한 채 이

륙(반동차 구동 중), 2. 전진 비행, 3. 탄체 투하 및 탄체 내부의 반동차를 정지하며 저속 회전, 4. 탄체 FCC를 통한 롤 추정 및 탄체 안정화를 나타낸다.

4.1.2 유도형 탄약 모사 기체 투하

멀티로터형 무인 항공기는 일반적으로 동체 좌표계 기준 $-z$ 방향의 상방 추력만 가지므로, 수평 방향으로 이동하기 위해서는 Fig. 5의 2. 전진 비행 모습과 같이 진행 방향으로 기수를 숙여 추력의 수평 방향 성분을 유도해야 한다. 이때 유도형 탄약 모사 기체를 모션 하방에 정자세로 탑재하게 된다면, 투하시에 전진 방향으로 편향된 초기 자세 각을 가지게 되므로 모션 하단부에 유도형 탄약 모사 기체를 탑재할 때 구조적인 한계 내에서 최대한 기수를 든 채로 탑재하였다(약 15도). 비행 시험에 사용한 모션과 모션 하방에 유도형 탄약을 탑재한 모습을 Fig. 6에 나타내었으며, 모션의 간단한 스펙을 Table 1에 나타내었다. 유도형 탄약의 중량과 크기 등은 보안상의 이유로 생략한다.

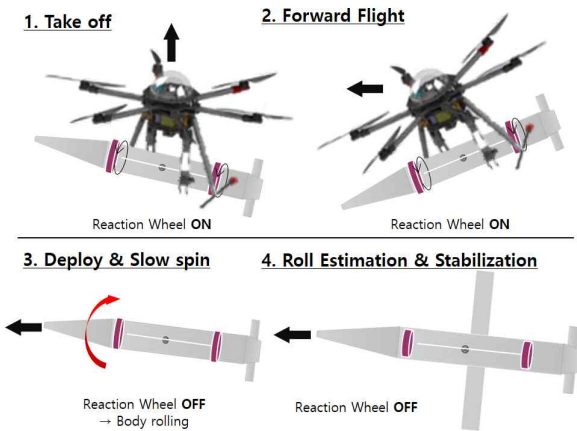


Fig. 5. Schematic of flight test scenario. Sequence of takeoff - forward flight - munition drop - munition spin - roll estimation & stabilization



Fig. 6. Multirotor(dodeca) UAV as a mother ship and a guided munition mounted on the bottom side

Table 1. Specification of multi rotor-shaped UAV mother ship (dodeca)

Dimension	102 X 106 X 48 (W-D-H, cm)
Empty Weight Max. Payload	10 kg, 8 kg
Cruise Speed	~15m/s
Runtime	15min with 6cell LiPo * 4

총 두 차례 투하 비행 시험을 진행하며, 충분한 시간 동안 천이 구간에서의 유도형 탄약 모사 기체의 운동을 관찰하고자 두 번의 비행 시험 모두 약 200m의 고도를 투하 시작 지점으로 잡는다. Fig. 5의 2. 전진 비행 구간에서는 실험에 사용된 모션인 중형멀티로터 기체가 낼 수 있는 최대 수평 방향 속도인 15m/s까지 모션을 가속한 뒤 탄체를 투하한다. 탄체 내부에 롤축 정렬하여 장착한 GPS/INS와의 롤각 추정 성능을 비교하며, 사용한 센서의 틸트(롤/피치) 각 추정 오차는 0.1deg 이내인 것으로 알려져 있다. 이어지는 세부 절에서 2번의 비행 시험 결과와 분석을 기술한다.

4.2 비행 시험 결과

4.2.1 1차 투하 시험

Figure 7에 도시한 그래프는 순서대로 첫 번째 투하 비행 시험에서 롤각 추정치와 GPS/INS 롤값을 비교한 그래프, 투하 전후 상황에서의 탄체 자세 그래프, 투하 전후 상황에서의 탄체 속도 그래프이다. 그래프 상에서 516s 근처의 검정 실선은 반동차를 구동한 시점, 519s 근처의 점선은 유도형 탄약의 날개를 전개한 시점, 521s 근처의 굵은 점선은 후방 핀을 구동하기 시작한 시점을 의미한다. 아울러, 모션과 탄체는 분리되어있어 시간 동기화를 이루지 못하였으나 그래프 상에서 516s 직전에 탄체의 롤각이 변하기 시작하고 수직 방향 속도 성분 V_d 가 증가하기 시작하는 지점이 탄체를 투하한 시점이다. 동일한 시나리오로 진행한 두 번째 투하 비행 시험의 결과를 도시한 Fig. 8도 비슷한 개형을 가지고 있으며 상기와 같은 설명이 적용된다. (516s, 519s, 521s > 250s, 253s, 255s)

탄체의 자세 그래프에서 투하 이전에서의 피치각이 -13 도 근처이고, V_d 가 증가하는 시점인 투하 시점에(516s) 피치각이 급격하게 감소한 것으로 볼 때, 탄체가 기수를 많이 숙인채로 투하되었다. 이는 4.1.2 절에 언급된 바 있는 멀티로터형 모션의 한계에 기인한 것으로, 모션이 최고 속도로 비행하는 데 필요한 피치각이 약 -30 도에 가깝기 때문에 탄체의 기수를 위로 15도 정도 든 상태로 모션에 탑재하여도

여전히 탄약은 기수를 15도 정도 숙인 채 투하된다. 고도와 속도는 원활하게 인가한 것으로 보인다.

반동차를 정지한 시점(516.5s)에서 요각과 피치각이 증가한 것을 확인할 수 있는데 주요한 원인으로는 반동차가 롤축에 정렬되도록 설계하였지만, 제작 및 부착 과정에서 발생한 정렬 오차를 생각해볼 수 있다. 특히, 반동차가 동체 좌표계 y, z 축 방향으로 일부 편향된 채로 장착되어서 탄체 내부 반동차의 회전 형태로만 존재했던 각운동량이 반동차를 멈추며 각운동량을 전달하는 행위를 통해 탄체 전체의 y, z 축 자세 변화를 유도하였다. 동일 시점에서 반동차에 의한 롤링은 정상적으로 수행되었다. 아울러, 모션 하방에 탄약 탑재부는 상승 단계에서 탄약이 탈락하는 것을 방지하기 위해 탄약을 감싸 쥐는 형태로 설계하였는데 투하 과정에서 탄약을 반대 방향으로 굴러, 초기에는 역 롤링하는 모습을 보인다.

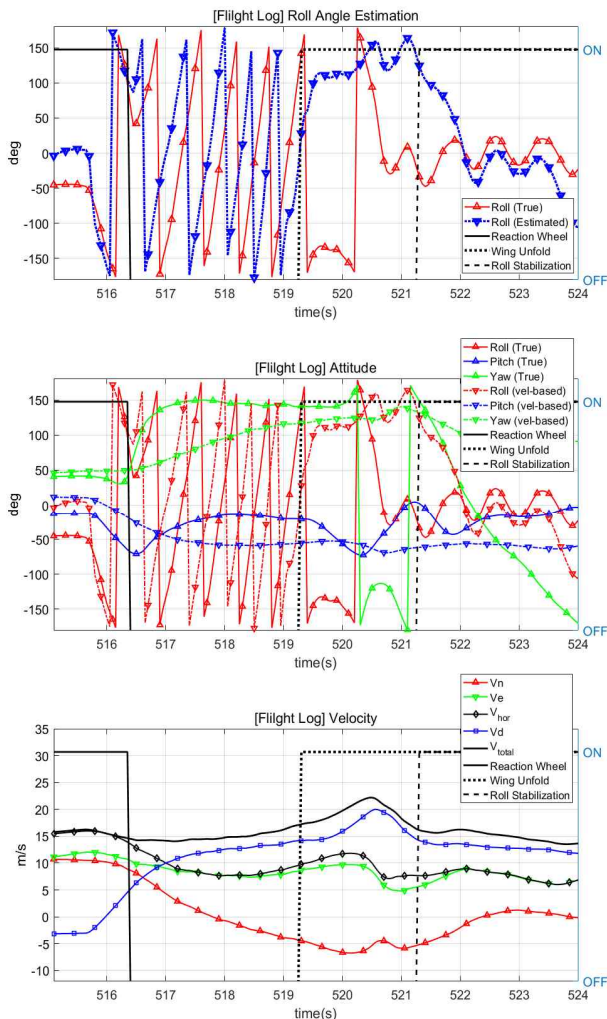


Fig. 7. Result of first flight test. Roll angle (estimated vs. GPS/INS), attitude of guided munition, velocity of guided munition respectively

충분히 정교하지 않은 투하 방법과 롤링 시 피치 및 요각의 변화로 인해 식 (8), (9)의 가정이 성립하지 않는 경향을 Fig. 7의 롤링 직후인 516.5s에서부터 볼 수 있다. 식 (8), (9)로 추정된 값의 수치적 미분값으로 측정치 모델인 식 (17)을 구성하는데, 요각(초록)의 경우 참값(실선)의 기울기가 급격하게 증가했다가 0에 가까워지지만, 식 (9)로 추정된 값(점선)은 지속적으로 완만한 기울기를 가진다. 피치각(파랑)의 경우 참값의 기울기와 식 (8)로 추정된 값의 기울기가 반대가 되는 구간이 있을 정도로 정확한 롤각을 도출하는 데 불리한 조건임을 알 수 있다. 특히, 이 값들은 식 (17)에서 $\cos(\phi), \sin(\phi)$ 와 관련된 부분으로 오보정 시 식 (10)을 통해 추정된 롤각의 위상 오차를 초래할 수 있으며 실제로 롤각 추정값이 비슷한 경향을 보인다. 피치각은 -10deg 의 수준이라 (1)에서 식 (17)로 가는 가정 중 식 (5)를 어느 정도 확보하였으며, 식 (17)의 $\dot{\phi}$ 과 관련된 부분인 첫 번째 항은 $\sin(10^\circ) < 0.18$ 이므로 유효하다고 할 수 있다. 따라서 롤각 변화율은 참값과 비슷할 것이라 예상할 수 있고 실험 결과도 이에 부합하는 경향을 보인다.

첫 번째 투하 시험에서 롤 추정 성능은 상용 GPS/INS와 비교하였을 때 0.25s 정도의 시간 지연과 (최소 RMS) 시간 지연 보상 후 13.51도의 RMS 오차를 가진다. 이는 반동차 구동 후부터 날개 전개 이전까지의 구간에 대해 획득한 값이며, 선행 연구[3]에서 고정익 무인 항공기를 이용해 수행한 실험에서도 비슷한 오차 성능을 보인 바 있다.

특정 시간 동안 2절의 롤 추정 알고리즘이 구동되도록 하였으며 추정 롤각이 0도일 때 날개 전개를 수행하도록 하였다. 실제로 해당 시점에 날개 전개 플래그가 올라간 것을 확인할 수 있다. 아울러, 추정 롤각 0도 근처에서 활공 날개를 펴면 실제 롤각 0도를 중심으로 운동하는 모습을 보여서, 탄체 전복 우려 시 날개를 펼치는 쪽이 롤축 안정화에는 도움이 된다는 것을 확인할 수 있다.

4.2.2 2차 투하 시험

첫 번째 비행 시험과 동일한 시나리오로 두 번째 투하 비행 시험을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 8에 도시하였다. 그래프에 대한 설명은 4.2.1절과 같다.

두 번째 투하 비행에서의 롤 추정 성능은 상용 GPS/INS와 비교하였을 때 0.35s 정도의 시간 지연과 (최소 RMS) 시간 지연 보상 후 16.39도의 RMS 오차를 가진다. 첫 번째 투하 시험에서와 같이 롤각 추정치의 변화율은 실제 롤각의 변화율과 유사하지만 두 값이 위상 차이를 보임을 확인할 수 있다.

두 번의 투하 비행 시험에 대해 유도형 탄약의 궤적을 나타내면 Fig. 9와 같다. 이상적인 상황이라면, Fig. 1에서의 천이 구간 이후 모습과 같이 투하 방향으로 일정 시간 자유 낙하 후 활공하는 모습이 그려

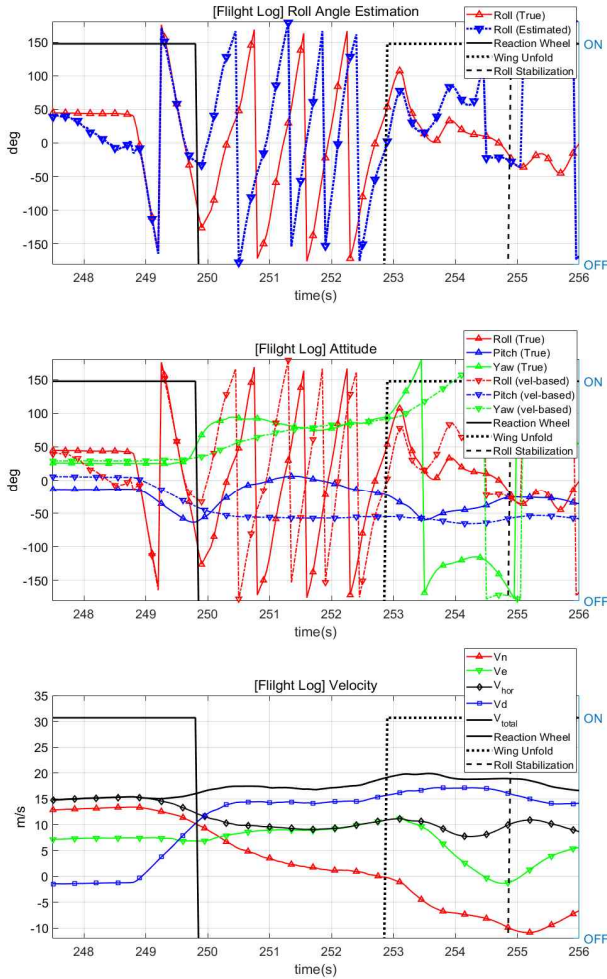


Fig. 8. Result of second flight test. Roll angle (estimated vs. GPS/INS), attitude of guided munition, velocity of guided munition respectively

졌을 것이지만 앞서 기술된 투하 시 문제점들로 인해 측방향으로 다소 굽은 궤적을 보인다. 궤적 내의 동그란 점은 반동차를 정지한 시점, 삼각형은 활공 날개를 전개한 시점, 마름모꼴은 후방편을 구동한 시점을 의미한다.

V. 결론

본 연구는 유도형 탄약의 초기 개발 후 실제 탄약을 사용한 발사 시험 전, 개발된 알고리즘의 실험적인 검증에 하는 과정에서 수행되었다. 유도형 탄약의 이른바 천이 구간을 모사하여 롤 추정 및 안정화 과정을 확인하는 데 초점을 맞추었다. 유도형 탄약 모사 기체의 부피 대비 가벼운 무게와 안정된 자세로 투하하기 어렵다는 점이 본 검증 과정을 어렵게 만드는 사안이었다. 다만, 시스템 모델 유도에 필요한 몇 가지 가정이 성립하지 않는 상황에서도 롤 추정

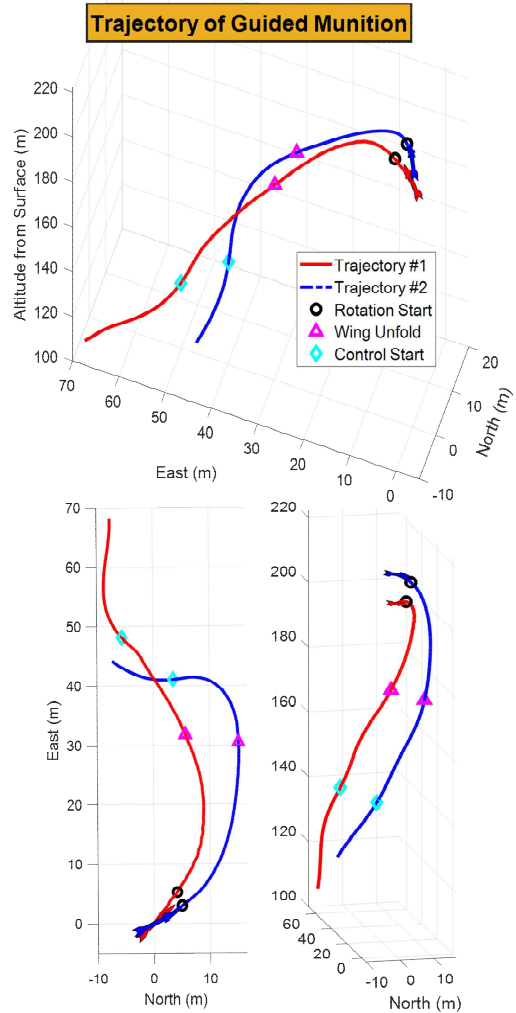


Fig. 9. 3D Trajectory of guided munition of two flight tests(red: 1st, blue: 2nd). 3D side view, 2D top view, 3D rear view respectively

알고리즘이 발산하지 않고 시간 지연을 포함한 형태로 동작한다는 것을 확인할 수 있었다. 또한, 유도형 탄약의 활공 날개를 전개하는 것이 탄체의 측방향 안정성을 확보하여 롤 방향 전복되는 것을 막거나 지연할 수 있었다. 본 연구팀은 차기 연구로, 고정익 기를 모션으로 활용한 실험을 설계 중이다. 기수를 숙이지 않은 채로 탄체를 투하하여 애초부터 식 (5), (8), (9)와 같은 가정이 유효하게 작용하도록 돕고, 회전익 모션이 가질 수 있는 전진 속도보다 높은 전진 속도를 인가하여 동압 및 조종력을 확보하는 것이 목표이다. GPS 속도가 LPF 통과하며 발생하는 시간 지연을 확장 칼만 필터의 상태 변수에 추가한다거나, 지연된 측정치를 올바르게 활용할 수 있는 OOSM (Out-of-sequence Measurement)[7] 방식을 차용한다면 롤각 추정치의 시간 지연을 사전에 보상할 수 있을 것으로 생각된다.

후 기

본 논문은 풍산-KAIST 미래기술연구센터에서 시행 중인 “유도포탄 비행제어 시스템 개발” 과제의 지원으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

References

- 1) Lim, S. H., Pak, C. H., Cho, C. Y. and Bang, H. C., “Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition - Part I: Operational Concept and Navigation,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 3, 2014, pp. 221~228.
- 2) Lim, S. H., Pak, C. H., Cho, C. Y. and Bang, H. C., “Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition - Part II: Guidance, Control,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 3, 2014, pp. 229~236.
- 3) Kim, Y. J., Lim, S. H., Bang, H. C., Kim, J. H. and Pak, C. H., “Verification of Navigation System of Guided Munition by Flight Experiment,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 11, 2016, pp. 965~972.
- 4) Kim, Y., Bang, H., Seo, S., Pak, C. H., Kim, J. W. and Seo, I., “Stability Analysis on Guided Munition at Slow Spin,” *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 46, No. 9, 2018, pp. 752~759.
- 5) Lim, S. H., Kim Y. J., Lee, D. J. and Bang, H. C., “Standoff Target Tracking using a Vector Field for Multiple Unmanned Aircrafts,” *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, Vol. 69, 2013, pp. 347~360.
- 6) Lucia, D. J., “Estimation of the Local Vertical State for a Guided Munition Shell with an Embedded GPS/Micro-Mechanical Inertial Navigation System,” MIT, Master Thesis, 1995.
- 7) Kim, Y. J., Hong, K. W. and Bang, H. C., “Utilizing Out-of-sequence Measurement for Ambiguous Update in Particle Filtering,” *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 54, No. 1, 2017, pp. 493~501.
- 8) <https://utcaerospacesystems.com>