

공중관측용 몸체고정형 영상센서의 프레임촬영에 대한 기하학적 분석 방법

이영기^{*,1)} · 정진홍¹⁾

¹⁾ (주)풍산 방산기술연구원

A Geometric Analysis of Frame Photography Using a Body-Fixed Image Sensor for Aerial Observation

Youngki Lee^{*,1)} · Jinhong Jeong¹⁾

¹⁾ Defense R&D Institute, Poongsan Corporation, Korea

(Received 2 August 2019 / Revised 10 September 2019 / Accepted 27 September 2019)

ABSTRACT

Aerial photographs taken by an image sensor fixed on a flight body, e.g. without a gimbal, are generally distorted according to its attitude, altitude and angle of view in flight. This can result in a significant difficulty of analyzing geometric information which should be integrated for numerous still frames. In this study, a simulation method of observation performance that uses geometric relationships between navigation data and image data is suggested, and this method is shown to be very useful for easily examining the integrated information such as the total range of photography, the time of target acquisition, etc.

Key Words : Aerial Observation(공중관측), Body-Fixed Image Sensor(몸체고정형 영상센서), Frame Photography(프레임 촬영), Para-Observation Munition(관측포탄), Target Acquisition(표적획득)

1. 서론

확대되는 군단책임지역 내에서 적은 병사로 효과적인 작전을 수행해야 하는 미래전장에서 전술적 우위를 점하기 위한 가장 핵심적인 요소는 적지역을 신속하고 정확하게 가시화 할 수 있는 능력이라 할 수 있으며, 이는 개전초기 대화력전을 효과중심으로 전개하

기 위한 전제조건으로 인식되고 있다. 따라서 대포병 레이더, 무인정찰기, 적지중심작전팀 등으로 대변되는 현용 감시정찰자산에 대한 전장가시화 공백의 우려를 최소화하기 위하여 적용 플랫폼의 다각화와 함께 제대별 운용개념에 부합하는 다양한 규모로 전력화하고자 하는 노력이 이어지고 있다.

이러한 노력의 일환으로, 곡사포탄, 박격포탄, 유탄과 같은 탄약 내부에 표적 관측용 임무장비를 탑재하는 감시정찰체계에 대한 연구가 국내외적으로 활발하게 수행되고 있다¹⁻⁵⁾. 이는 발사체의 형태로 매우 짧

* Corresponding author, E-mail: yklee@poongsan.co.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

은 시간 안에 표적상공까지 도달할 수 있으며, 일반적인 무인기와는 달리 기상에 의한 제약이 상대적으로 적고, 기존의 포병 또는 보병 무기체계를 이용하므로 운용이 용이하면서도 경제적인 장점이 있다.

그러나 이러한 유형의 임무장비에는 포탄의 사격시 발생하는 극심한 관성력과 제한된 탑재공간으로 인하여 일반적으로 몸체고정형의 카메라와 스트랩다운식 관성항법장치(strapdown inertial navigation system)를 적용하고 있다^{6,7)}. 이에 따라, 획득된 영상은 임무장비의 비행고도와 자세에 따라 왜곡된 형상을 가지게 되어, 영상내부의 특정위치에 대한 정확한 측위를 어렵게 만드는 문제점이 있다.

대표적으로, 국내에서는 155밀리 곡사포 체계에 적용 가능한 관측포탄(POM: Para-Observation Munition)이 개발되고 있다. 이는 표적상공에서 방출된 자탄형 임무장비가 표적 주위를 선회활강하는 동안 영상 및 항법데이터를 획득하여 사격지휘소로 전송하여, 사탄 수정, 표적획득, 표적피해평가 등의 임무를 수행할 수 있는 감시정찰용 탄약이다. 관측포탄의 경우, 상기와 같은 문제를 해결하기 위하여, 지상장비에서 원근왜곡 보정기법 및 지오로케이션(geolocation) 기반의 위치추정기법으로 영상을 후처리하여 측위정보를 산출하고 있지만, 매 실험마다 수많은 개별 이미지로부터 위치정보를 산출하고, 이를 이용하여 시스템의 관측능력을 종합적으로 분석하는 것은 매우 번거롭고 복잡한 일이다.

이와 같은 공중관측영상의 기하학적 분석과 관련하여, 종래에는 비행체의 pitch각이 주어진 경우에 한하여 촬영면적을 계산하는 방법을 제시한 사례⁸⁾가 있었으나, 대부분의 몸체고정형 카메라는 비행체의 복잡한 자세각의 영향을 받기 때문에 이를 일반적으로 적용하는 데는 한계가 있다. 따라서 본 연구에서는 실제 비행체의 항법정보를 기반으로 영상센서가 획득한 프레임(frame) 정보를 기하학적으로 분석할 수 있는 방법을 제안하였으며, 관측포탄의 비행시험 결과를 분석한 사례를 함께 제시하였다.

2. 프레임 정보의 연산 방법

임무장비에 장착된 카메라가 지상을 바라보는 자세가 연직하방(vertical)일 때, 영상프레임의 기하학적 정보는 Fig. 1(a)와 같이 카메라의 화각(FOV; Field Of

View)과 촬영고도(h)에 대한 삼각함수의 연산으로 계산이 가능하다. 그러나 촬영각도가 연직하방이 아닌 경우, 임무장비의 pitch각(θ) 변화에 따라 Fig. 1(b)와 같이 지면에 투영된 프레임의 모양은 사다리꼴이 되며, roll각(ϕ)과 yaw각(ψ)이 중첩되면 Fig. 1(c)와 Fig. 1(d)와 같이 불규칙한 형태로 변하게 된다.

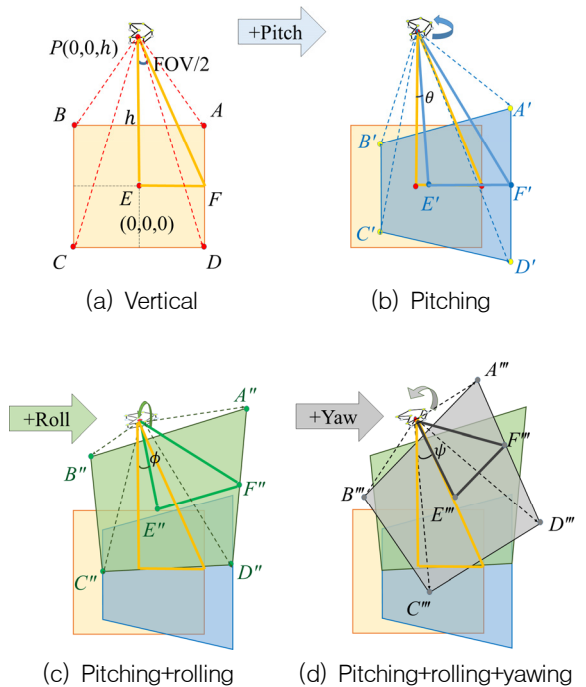


Fig. 1. Variation in frame shape according to the attitude angle of flight body

이와 같이 기울어진 자세로 촬영된 영상프레임에 대한 기하학적 정보 또한 삼각함수를 이용하여 계산될 수 있지만, pitch각과 roll각의 변화에 따라 연산과정이 매우 복잡해지며, 연속된 수많은 프레임에 대하여 일일이 반복적인 계산을 수행해야 하는 번거로움이 있다. 따라서 아래와 같이 오일러 각회전과 3차원 공간에서의 직선의 방정식을 적용한 영상프레임 분석틀을 구성하면, 다량의 관측데이터를 일괄적으로 분석하여 정리하는데 유용하다.

먼저, Fig 2(a)와 같이 정자세를 취하는 비행체의 기준점 $I_0(0, 0, h)$ 과, 해당 위치에서 카메라의 화각에 의하여 가상의 영상평면(image plane)에 투영되는 프레임의 네 모서리($I_{P_1}, I_{P_2}, I_{P_3}, I_{P_4}$)와 중심점 $I_P(0, 0, 0)$

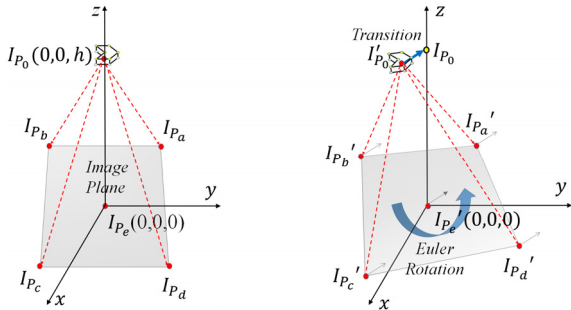
는 식 (1)과 같이 표현된다.

$$\vec{I}_P = [I_{P_0}, I_{P_a}, I_{P_b}, I_{P_c}, I_{P_d}, I_{P_e}]^T \quad (1)$$

또한, \vec{I}_P 를 임의의 자세각 roll(ϕ), pitch(θ), yaw(ψ)로 회전시키기 위해 우선 식 (2)의 오일러 회전연산에 따라 Fig. 2(b)와 같이 영상평면의 원점인 I_{P_e} 를 중심으로 프레임을 회전시켜 식 (3)과 같이 \vec{I}_P' 로 정의한다.

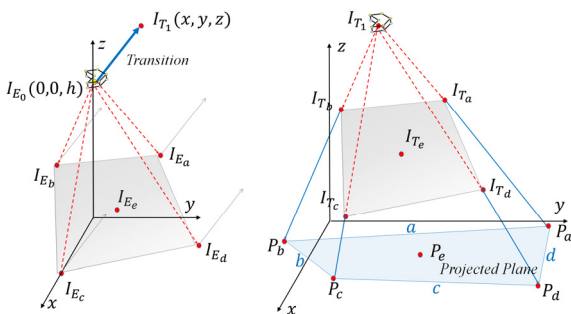
$$R(\phi, \theta, \psi) = R_x(\phi) \times R_y(\theta) \times R_z(\psi) \quad (2)$$

$$\vec{I}_P' = [I_{P_0}', I_{P_a}', I_{P_b}', I_{P_c}', I_{P_d}', I_{P_e}']^T = \vec{I}_P \times R(\phi, \theta, \psi) \quad (3)$$



(a) Image plane setting

(b) Euler's rotation and transition to I_{P_0}



(c) Translation to I_T

(d) Projection to the surface

Fig. 2. Projection of an image frame using Euler rotation and linear equation

즉, 비행체의 위치는 $I_{P_0}(0,0,h)$ 로부터 회전된 위치 I_{P_0}' 로 변하게 되는데, 식 (4)에 따라 기준점 I_{P_0} 과의

I_{P_0}' 의 차이만큼 이동(translation)시키면, 비행체 위치에서 회전된 행렬 \vec{I}_E 을 얻을 수 있다.

$$\vec{I}_E = [I_{E_0}, I_{E_a}, I_{E_b}, I_{E_c}, I_{E_d}, I_{E_e}]^T = (I_{P_0}' - I_{P_0}) + \vec{I}_P' \quad (4)$$

다음으로 Fig. 2(c)와 같이 I_{E_0} 를 임의의 위치 $I_{T_1}(x, y, z)$ 으로 이동시키기 위한 벡터량 만큼 프레임 상의 좌표들을 이동시킨 행렬을 \vec{I}_T 라고 하고, $\vec{I}_T = [I_{T_1}, I_{T_a}, I_{T_b}, I_{T_c}, I_{T_d}, I_{T_e}]^T$ 로 정의한다.

마지막으로, \vec{I}_T 에 대해 식 (5)와 같은 직선의 방정식을 이용하면, 지면에 투영한 평면(projected plane) 상의 좌표 $\vec{P} = [P_a, P_b, P_c, P_d, P_e]^T$ 를 구할 수 있다. 이때 투영되는 평면의 고도 P_{iz} 를 안다면 식 (6)을 통해 기울기 t 를 구할 수 있다. 즉, 고도가 0 m인 경우 지면에 투영되는 좌표를 구할 수 있고, 특정 고도를 입력하면 해당 고도의 평면에 투영되는 좌표를 구할 수 있다.

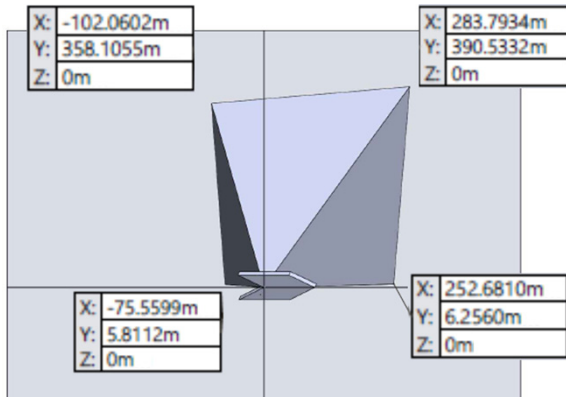
$$\vec{P}_i = \begin{bmatrix} P_{ix} \\ P_{iy} \\ P_{iz} \end{bmatrix}^T = \begin{bmatrix} t(I_{T_{ix}} - I_{T_{1x}}) + I_{T_{ix}} \\ t(I_{T_{iy}} - I_{T_{1y}}) + I_{T_{iy}} \\ t(I_{T_{iz}} - I_{T_{1z}}) + I_{T_{1z}} \end{bmatrix}^T, \quad i = a \sim e \quad (5)$$

$$t = \frac{P_{iz} - I_{T_{1z}}}{I_{T_{iz}} - I_{T_{1z}}} \quad (6)$$

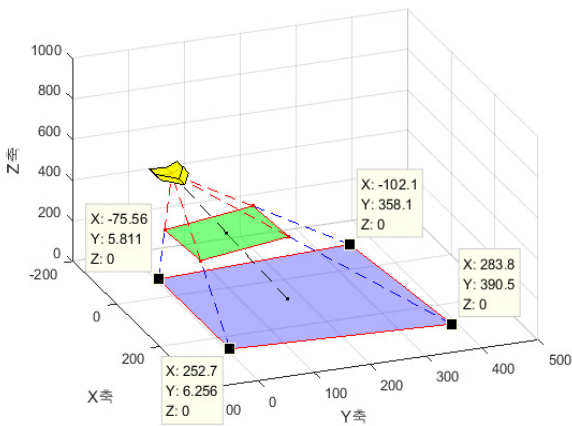
획득된 투영평면의 좌표 \vec{P} 에 대해 각 좌표간의 선분간의 길이 a, b, c, d 는 norm을 통해 구하고, $s = (a+b+c+d)/2$, α 와 β 는 프레임 내부의 마주보는 두 각일 때, 식 (7)과 같은 브레치나이더 공식(Bretschneider's formula)^[9]으로 면적을 계산할 수 있다.

$$S = \sqrt{(s-a)(s-b)(s-c)(s-d) - abcd \cos^2 \left[\frac{1}{2}(\alpha + \beta) \right]} \quad (7)$$

Fig. 3은 본 연구의 결과로부터 작성된 프레임 분석틀로 계산한 프레임정보와 3차원 CAD 프로그램으로 작성한 모델을 비교한 결과로, 입력된 비행체의 위치와 자세정보는 Table 1과 같으며, Table 2와 같이 두 결과가 정량적으로 잘 일치함을 확인할 수 있다.



(a) 3D CAD model



(b) Present analysis tool

Fig. 3. Verification of frame projection obtained by the present analysis tool using 3D CAD

Table 1. Input data for the verification

X	Y	Z	Roll	Pitch	Yaw
0 m	0 m	600 m	16.12°	7.83°	0.00°

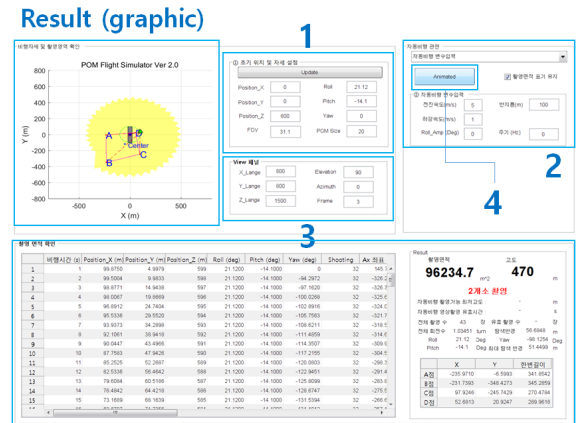
Table 2. Comparison of frame coordinates (unit: m)

Point	3D CAD	Present analysis tool
A'	283.79, 390.53	283.79, 390.53
B'	-102.06, 358.11	-102.06, 358.11
C'	-75.56, -5.81	-75.56, -5.81
D'	252.68, 6.26	252.68, 6.26

3. 프레임 분석틀의 구성

POMFSI(POM Frame Simulator)는 항법데이터 기반의 관측능력 및 비행성능 분석을 목적으로 본 연구에서 개발한 영상프레임 분석틀로, flight review와 simulation의 두 가지 모드를 포함한다. Flight review는 비행시험 데이터를 기반으로 비행궤적, 전진속도, 하강속도, 양향비 등의 실험 결과를 분석할 수 있으며, 실험결과만으로는 직관적으로 알기 어려운 촬영범위, 단위 프레임의 좌표점 등의 기하학적 정보들을 항법데이터를 기반으로 추출할 수 있다. Simulation은 임의의 자세, 위치, 고도 및 FOV를 입력하여 특정 조건에서의 영상프레임이 지면에 어떻게 형성되는지를 시뮬레이션 할 수 있는 모드이다.

Fig. 4는 POMFSI의 GUI(Graphic User Interface)이다. 그림에 표기된 1, 2, 3, 4는 각각 초기자세설정, 모드선택, view 선택 및 계산 기능에 해당하는 영역을 나타내며, 각 기능에 대한 세부적인 내용은 Table 3에 제시하였다.



Result (data and analysis)

Fig. 4. GUI of POMFSI

“2”의 모드선택 메뉴에서 simulation 모드에 대한 임무장비(비행체)의 자동비행궤적 생성을 위해서는 활강하는 임무장비의 비행특성을 고려하여 선회반경, 전진속도 및 하강속도를 입력해야한다. 이는 비행특성이 연속된 프레임의 생성 형태에 크게 영향을 미치기 때문에 반드시 고려되어야 하는 요소이다. 또한, 동체의 자세변화에 대한 정의는 rolling과 pitching에 대해서만 주어져 있는데, 실제 비행에서 yaw 방향의 진동은 거

의 발생하지 않으며, 선회궤적을 유지하기 위한 헤딩(heading)의 변화에 따라 yaw각이 연속으로 변화하기 때문이다. 다만, flight review 모드에서는 3축의 자세각 측정 결과를 모두 불러들여 시뮬레이션을 수행하게 된다.

Table 3. Details of POMFSI GUI

순	기능	내 용
1	초기 자세 설정	특정 입력 위치와 자세정보에 대한 촬영영역 확인 및 simulation 모드의 기본 자세로 초기화 · 위치정보 설정 : x, y, z (m) · 자세정보 설정 : roll, pitch, yaw (deg) · FOV 설정 : 카메라 화각 (deg)
2	모드 선택	영상프레임 분석 모드의 선택 · Simulation 모드 - 선회반경, 전진속도 및 하강속도의 설정을 통한 자동비행 궤적 생성 - Rolling/pitching 진폭 및 주기 설정 · Flight review 모드 - 비행시험 데이터(항법·3축 자세정보) 불러오기 및 이를 적용한 영상프레임 시뮬레이션과 비행성능 분석 수행
3	View 선택	그래프로 표현되는 결과의 시각적 표현 방법 정의 · 좌표축의 표시범위 : x 축, y 축, z 축 (m) · View 시점 : elevation 또는 azimuth 선택 · Frame : 사진 1장의 촬영 및 전송에 걸리는 시간 (s)
4	계산	상기 모드별 입력데이터에 대한 프레임 정보 계산 및 연속된 비행궤적과 프레임 영역에 대한 애니메이션 구현

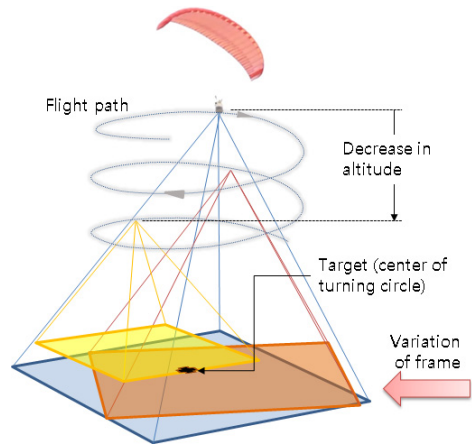
4. 관측포탄 임무장비의 촬영결과 분석

4.1 비행패턴에 따른 프레임의 변화

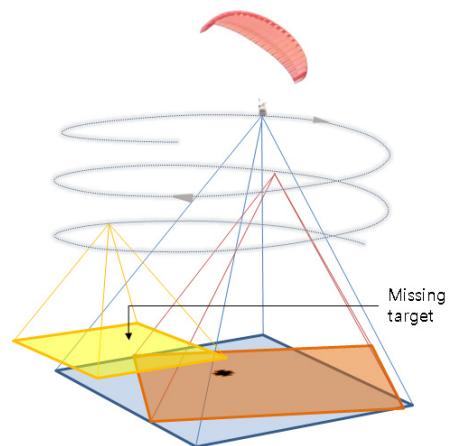
Fig. 5는 관측포탄 임무장비의 비행패턴에 따른 관측영상 프레임의 변화를 개념적으로 나타낸 그림이다. 임무장비는 표적을 중심으로 상공에서 원형궤적(plan

view로 본 궤적)을 따라 선회화강을 하는 비행패턴을 가지며, 이는 활공익형을 가지는 패러포일(parafoil)을 사용하여 비행하는 동안 지속적으로 표적을 관측하기 위함이다.

이러한 비행시스템은 순간적인 경로변경을 위해 급격한 조종을 할 경우 비행이 불안정하게 되며, 조종명령에 대한 반응이 매우 느린 특징을 가진다. 따라서 안정적인 경로변경 및 표적의 촬영을 위해서는 헤딩의 순간변화율이 충분히 작아야 하며, 이는 표적을 중심으로 가능한 큰 촬영면적을 얻기 위해서 비교적 큰 선회반경 적용하는 현재의 비행방식과도 부합한다고 볼 수 있다.



(a) Small turning radius



(b) Large turning radius

Fig. 5. Variation in photography frame according to the flight pattern

한편, 임무장비의 몸체에 부착되어 있는 카메라 모듈은 렌즈의 초점거리가 고정되어 있으므로 비행중에 임의로 촬영각도를 변경할 수 없다. 따라서 관측범위는 카메라의 FOV와 촬영고도에 의존하여 결정되며, Fig. 5(a)와 같이 고도 하강에 따라 프레임 크기가 감소하게 된다. 이에 따라 특정 고도 이하에서는 표적을 찍을 수 없는 프레임이 발생하며, 관측포탄의 용도를 감안할 때, 그 고도 이하에서 운용하는 것은 바람직하지 못하다. 또한, Fig. 5(b)와 같이 선회반경을 증가시켜 관측범위를 확대할 수는 있지만, 표적을 찍을 수 없는 고도가 상대적으로 높아지므로 운용고도 범위가 감소할 수밖에 없다. 이와 같이 적정 선회반경은 임무장비의 관측능력과 관련된 중요한 요소이지만, 일반적으로 무인비행체에 대한 비행고도가 규제되고 있기 때문에, 설계 단계에서 많은 실험을 통해 이를 결정하는 것은 매우 까다로운 문제이다.

Fig. 6은 임무장비의 비행중에 발생하는 rolling 운동에 따른 프레임의 변화를 나타낸다. Plan view 상에서 임무장비는 원형궤적을 따라 선회하며 표적을 관측하므로, roll 축에 대한 동체의 움직임이 표적관측에 가장 큰 영향을 미친다. 그림은 임무장비의 비행방식을 고려할 때 좌우 흔들림에 따라 촬영프레임이 표적을 벗어날 수 있음을 나타낸다. 따라서 관측능력을 실제와 가깝게 시뮬레이션하기 위해서는 임무장비의 운동특성에 대한 실험값을 입력해야만 한다.

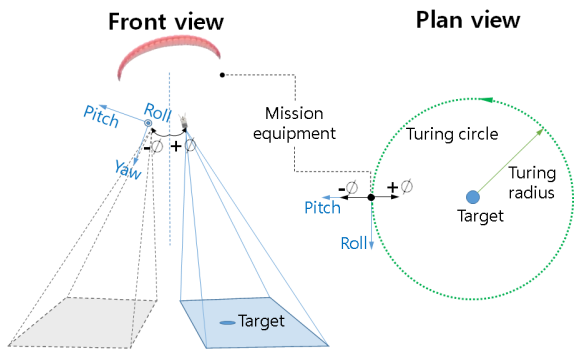


Fig. 6. Variation in photography frame according to the roll angle

4.2 탄착점 촬영능력 분석을 위한 기하학적 정의

관측포탄의 중요한 운용개념 중의 하나는 일반 곡사포탄의 제타격을 위한 수정량을 산출하는 것이다. 무인항공기나 전방관측자와 같은 기존 관측자산의 경

우 관측된 정보는 좌표의 형태로 사격지휘소로 통보되며, 이를 수정량으로 다시 계산해야하는 번거로움이 있다. 그러나 관측포탄 체계는 이러한 과정 없이 수정량이 산출된 결과를 사격지휘소 내에서 직접 확인할 수 있도록 구성되어야 하므로, 임무장비가 관측을 시작한 후 일정 시간 동안은 표적과 탄착점을 동시에 촬영할 수 있는 수준의 프레임 크기를 유지해야 한다. 따라서 이와 같은 요구사항을 충족시키기 위하여 시스템 설계를 어떻게 해야 하는가의 관점에서 관측능력을 분석할 필요가 있다.

Fig. 7은 관측범위의 적정성 판단을 위하여 일반 고폭탄의 기본적인 탄착범위를 회색의 직사각형 영역으로 그래프 상에 정의한 것이다. 이는 표적을 중심으로 1 공산오차를 사거리방향(PER: Probable Error of Range)과 편의방향(PED: Probable Error of Deflection)으로 표시한 것으로, 각각 ± 1 PER m와 ± 1 PED m의 범위를 가진다. 탄착범위 위에 표시된 초록색 원은 임무장비가 비행하는 선회경로이며, R_c 는 선회반경이다. 또한, 노란색으로 표시된 영역은 임무장비가 찍은 연속적인 사진이 지표면에 투영된 결과를 누적하여 나타낸 것으로, $R_{O,avr}$ 는 관측영역의 평균반경이다. 이와 같은 도식적 정의에 따라, 분석된 결과는 기본 탄착영역과 비교하여 임무장비가 관측할 수 있는 영역을 직관적으로 보여주며, 이로부터 자세각과 고도의 변화에 따라 탄착범위 벗어나는 사진이 얼마나 되는지를 정량적으로 확인할 수 있다.

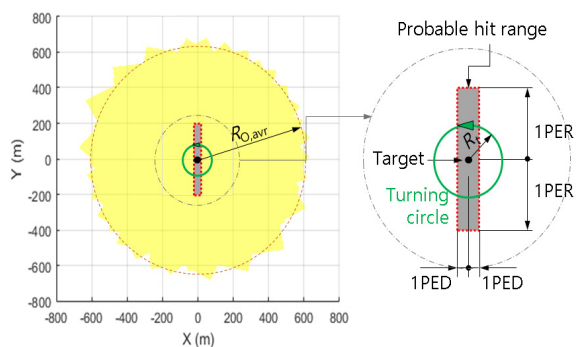


Fig. 7. Description of the probable hit range

4.3 관측능력 분석 결과

다음은 POMFSI를 적용하여 관측포탄 임무장비의 관측능력을 분석한 사례이다. 4.1절에서 언급한 바와 같은 이유로, 본 분석에서는 실제 비행시험으로부터

얻은 임무장비의 자세각 데이터를 사용하였으며, 이는 8분 이상의 자동선회비행을 하는 동안 얻은 결과이다.

Simulation 모드(Table 3)에 따라 해석에 적용한 roll 각과 pitch각은 평균값에 대한 1 표준편차(1σ) 및 2 표준편차(2σ)를 포함하는 범위에 해당하며(Table 4), 각 경우에 대하여 선회반경을 50 m, 75 m, 100 m로 조합하여 관측능력을 분석하였다.

Fig. 9와 Fig. 10 및 Table 5는 POMFSI로 분석한 관측포탄 임무장비의 관측성능이다. Fig. 9에서 관측범위는 선회반경에 크게 의존하지 않고, 원형에 가까운 크기와 형태로 얻어짐을 알 수 있다. 본 시뮬레이션에 적용한 자세각 변화에 대하여 관측범위는 ± 3 PER을

포함하는 것으로 분석되었으며, 자세각의 변동범위를 2σ 까지 확대하여도 유사한 결과가 얻어졌다.

그러나, Table 5와 같이 실제로 탄착점(탄착범위)를 촬영할 수 있는 프레임의 숫자, 촬영시간, 촬영고도 등은 자세각의 적용 범위와 선회반경에 따라 다소간의 차이가 있다. “탄착점 촬영”은 단일 프레임이 Fig. 7의 탄착범위를 완전히 포함하는 경우를 의미하는데, 선회반경이 가장 작은 경우가 탄착점을 가장 오랫동안 촬영할 수 있으며, 자세각의 변화에 따라 탄착점을 놓치는 상황도 적게 발생하게 된다. 결과적으로 적용된 선회반경의 범위에서 관측범위가 유사하게 나타났으므로, 가급적 작은 선회반경으로 임무장비를 운용하는 것이 관측에 유리하다는 것을 알 수 있었다.

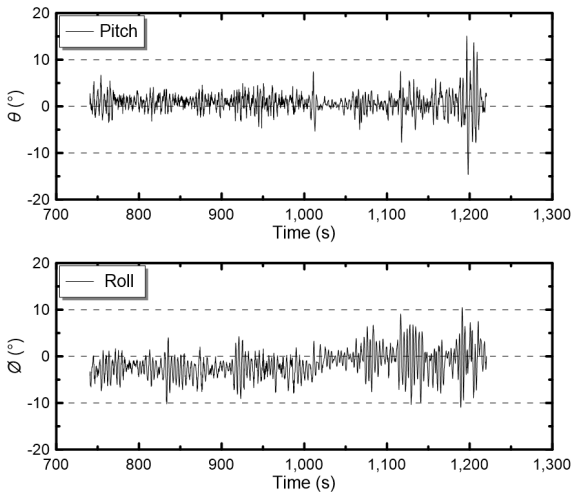


Fig. 8. Attitude angles of POM in flight

Table 4. Input data for the present simulation

항 목	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5	Case 6
선회반경(m)	50	75	100	50	75	100
촬영시작고도(m)	1,300					
Roll	평균($^{\circ}$)	-1.701				
	진폭($^{\circ}$)	$\pm 2.904(1\sigma$ 포함)		$\pm 5.808(2\sigma$ 포함)		
	변동률(Hz)	0.158				
Pitch	평균($^{\circ}$)	0.748				
	진폭($^{\circ}$)	$\pm 2.144(1\sigma$ 포함)		$\pm 4.288(2\sigma$ 포함)		
	변동률(Hz)	0.137				

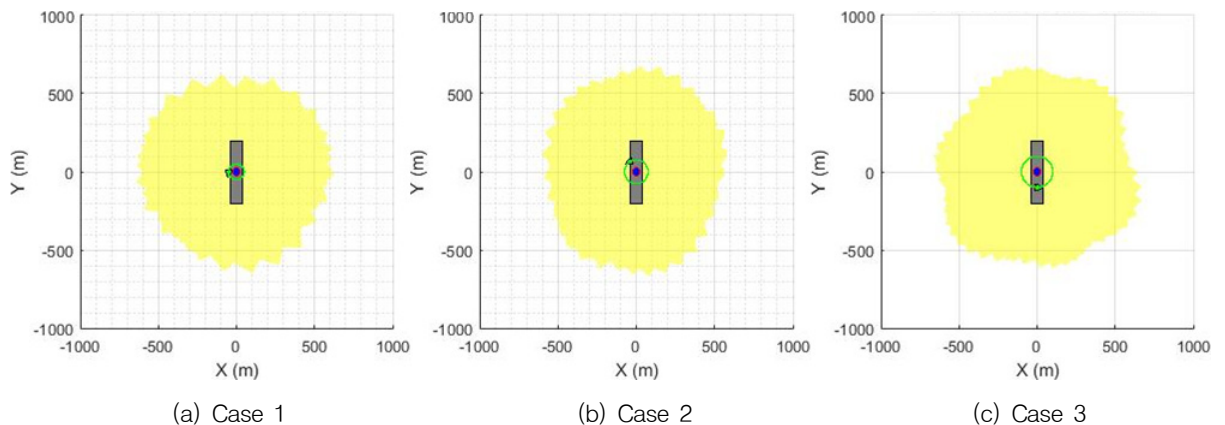


Fig. 9. Observation range according to the turning radius as including 1 standard deviation of attitude angles

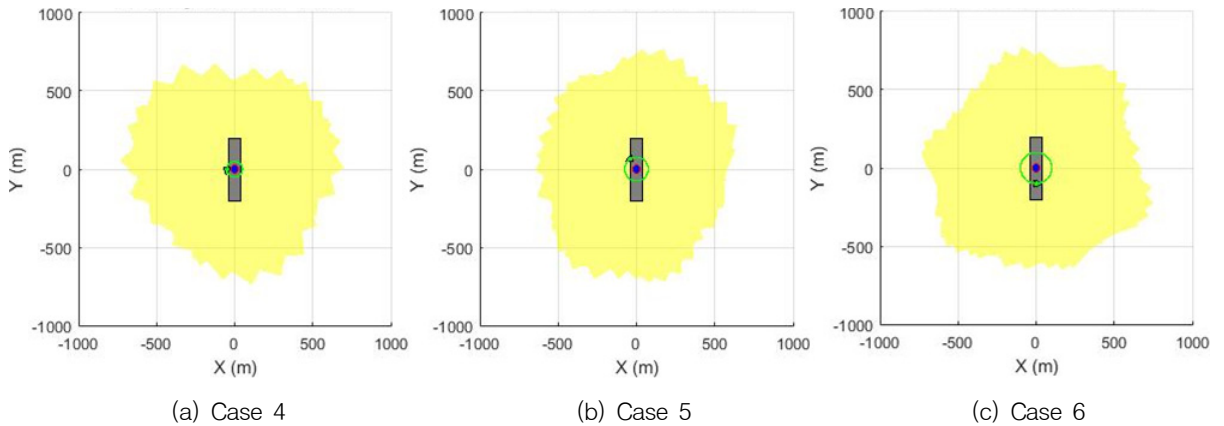


Fig. 10. Observation range according to the turning radius as including 2 standard deviations of attitude angles

Table 5. Observation performance of POM analyzed by POMFSI

구 분	Case 1	Case 2	Case 3	Case 4	Case 5	Case 6
총 촬영수량 (장)	450					
탄착점 촬영수량 (장)	141	111	94	126	93	88
탄착점 촬영시간 (s)	594	573	573	685	574	573
최저 탄착점 촬영고도 (m)	756	777	777	665	776	777
최대 관측반경 (m)	605	613	632	612	614	638

5. 결론

본 논문에서는 몸체고정형 영상센서를 내장한 공중관측용 시스템과 관련하여, 비행중 획득한 항법데이터를 기반으로 지표면에 투영되는 영상프레임을 기하학적으로 시뮬레이션하여 관측능력을 분석하는 방법을 제시하였다. 이는 관련 체계의 요구사항분석 또는 설계 단계에서 별도의 복잡한 6자유도 운동해석이나 실험을 거치지 않고 목표성능 설정, 설계의 적절성 확인 등을 신속하게 수행하는데 활용될 수 있다.

또한 제작된 시제의 관측성능을 평가하는 측면에서도 자세정보 등의 일부 실험데이터 만으로 특정 고도에서의 관측능력을 실제에 가깝게 분석할 수 있는 방법론이 될 수 있다. 본문에 수록된 관측포탄의 비행실험 데이터는 실제로 표면고도 750 m부터 획득된 것으로, 목표운용고도에 대한 관측범위, 탄착점 촬영능력, 임무장비의 적정 체공시간 등을 해당 시험결과 만으

로 확인하는 데는 한계가 있었다. 따라서 관측포탄과 같이 사격을 위한 시험장이나 비행공역의 제약, 실험 결과에 대한 계측난이도 등이 이슈가 되고 있는 포발사형 감시정찰체계의 경우, 본 연구의 분석 방법은 실험에 소요되는 기간과 비용을 상당부분 절감시킬 수 있는 유용한 대안이 될 것으로 판단된다.

References

- [1] G. W. Shook, "Design, Assembly, and Test of the Launch and Flight Support and Deployment System for a Gun Launched Reconnaissance Vehicle," Master's Thesis, MIT, 1998.
- [2] U.S. Department of Defense Deputy Under Secretary of Defense, "Artillery-Launched Observer Round ATD," Joint Warfighting Science and Technology

- Plan, pp. 122-123, 2000.
- [3] T. R. Smith, et. al., "Ballute and Parachute Decelerators for FASM/Quicklook UAV," AIAA 2003-2142, 2003.
- [4] S. S. Kessler, S. M. Spearing and G. A. Kirkos, "Design of a High-g Unmanned Aerial Vehicle Structure," SAE Technical Paper, 2000-01-5538, 2000.
- [5] ST Engineering, "40 mm Soldier Parachute Aerial Reconnaissance Camera System(SPARCS)," Brochure, ST Engineering Land Systems.
- [6] D. E. Maurer, et. al., "A Low Cost Gun Launched Seeker Concept Design for Naval Fire Support," Johns Hopkins APL Technical Digest, Vol. 22, No. 4, 2001.
- [7] S. Habibi, et. al., "Gun Hard Inertial Measurement Unit based on MEMS Capacitive Accelerometer and Rate Sensor," Proceedings of IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium, 2008.
- [8] W. M. Park, et. al., "Real-Time Shooting Area Analysis Algorithm of UAV Considering Three-Dimensional Topography," J. Korean Inst. Commun. Inf. Sci., Vol. 38C, No. 12, pp. 1196-1206, 2013.
- [9] D. Zwinllinger, et al., "Standard Mathematical Tables and Formulae 30th Edition," CRC Press, p. 281, 1996.