

# 직하방과 빗각 촬영 운용을 위한 초분광 영상센서 구동방식에 관한 연구

이 경 연<sup>\*,1)</sup>

<sup>1)</sup> 국방과학연구소 제3기술연구본부

## A Mechanism Study of a HyperSpectral Image Sensor for Nadir and Slant Range Operation

Kyeongyeon Lee<sup>\*,1)</sup>

<sup>1)</sup> The 3rd Research and Development Institute, Agency of Defense Development, Korea

(Received 3 May 2019 / Revised 1 July 2019 / Accepted 19 July 2019)

### ABSTRACT

General Hyperspectral Image Sensor acquires an image of line form such as a thin rectangle shape because of using 1D array Push Broom or Whisk Broom scanning method. A special mechanism is required for a Hyperspectral Image Sensor to operate for nadir and slant range. To design the mechanism, the characteristics of the flight motion and the overlap rate between consecutive frames were analyzed. Also, system requirements were proposed through modeling and simulation.

Key Words : Hyperspectral Imaging Sensor(초분광 영상센서), Nadir(직하방), Slant(빗각), 1D Array Push Broom(1D 배열 푸쉬 브룸), Mechanism(구동장치), Overlap Rate(중첩률)

### 1. 서 론

초분광 영상센서<sup>[1,2]</sup>는 표적의 가시적 형상 보다는 물체 고유의 분광정보를 이용하여 표적의 탐지/분류 능력을 향상시킬 수 있는 전자광학센서이다. 초분광 영상센서는 전단광학계의 공간상의 영상정보(Spatial Image)를 분광 광학계를 통해 파장별 스펙트럼으로 분할하여 획득함으로써 분광 영상정보(Spectral Image)

를 얻는다. 일반적으로 공간영상을 위한 전단광학계의 시계(FOV, Field of View)는 검출기의 1D 배열 크기에 해당한다. 따라서, 초분광 영상센서의 세로 시계는 검출기 화소크기에 해당하고, 가로 시계는 화소수에 의해 결정된다. 즉, 시계는 한 쪽으로 긴 직사각형 형태의 라인 모양이 된다. 초분광 영상센서가 1D 배열로 영상을 획득할 때, 푸쉬 브룸(Push Broom) 또는 위스크 브룸(Whisk Broom) 스캐닝 기법을 사용한다. 푸쉬 브룸 기법<sup>[3]</sup>은 Fig. 1과 같이 비행체의 진행 방향과 수직인 방향으로 하나의 라인으로 한 프레임 영상 정보를 얻고 비행체 진행방향으로 다수의 프레임을 촬

\* Corresponding author, E-mail: kyeonlee@add.re.kr  
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

영하여 관심 지역의 전체 영상을 생성하는 방식이다. 위스크 부름 방식<sup>1)</sup>은 하나의 검출기에 빛을 반사시키기 위해서 주사 거울을 사용하고 거울은 이미지 정보를 얻기 위해 앞뒤로 움직인다. 초분광 영상센서가 직하방(Nadir) 촬영시에는 푸쉬 부름 방식을, 빗각(Slant) 촬영시에는 위스크 부름 방식을 주로 사용한다.

일반적으로 2D 영상을 획득하는 전자광학장비는 Yaw-Pitch 구동 방식을 취하고 있고, 이는 탑재 비행체의 전방, 후방, 빗각을 촬영하기에 적합하며 직하방 촬영은 곤란한 특성을 갖는다. 이에 직하방에서 빗각 촬영까지 모두 가능하고 1D 배열 푸쉬 부름 방식으로 영상을 획득할 수 있는 초분광 영상센서의 기구부 구동 방식으로 Roll-Pitch 메카니즘을 제안한다. 또한 2D 배열 프레임 영상을 갖는 장비와 달리 1D 배열 프레임 영상을 갖는 초분광 영상센서의 경우 영상 회전 크기에 따라 프레임 간 영상 미중첩이 발생할 가능성이 높다. 이에 비행체 요동조건에 따른 촬영 영역(footprint) 중첩률 분석을 통해 Yaw 구동 보상의 필요성에 대해 분석함으로써 본 논문의 Roll-Pitch 구동 방식에 대한 타당성을 입증하였다.

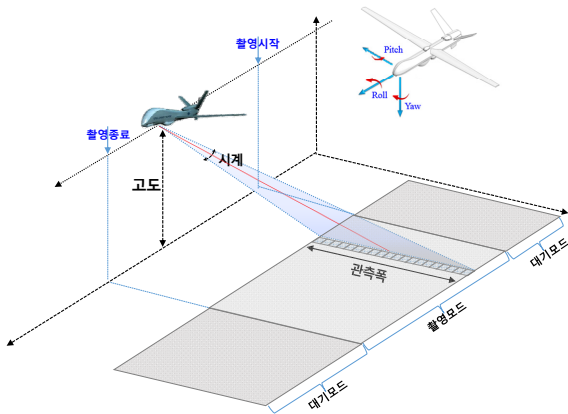


Fig. 1. 1D array push broom

## 2. 비행체 요동조건 분석

비행체의 특성을 반영한 효율적인 기구 메카니즘의 설계를 위해 비행체 요동조건에 대해 분석하였다. 탑재되는 비행체의 동적 거동은 일반적인 비행시험 데이터를 활용하였으며, 로그 데이터는 비행체 3축 선형 속도(North, East, Down), 비행체 위치(위도, 경도, 고

도), 비행체 자세(Roll, Pitch, Yaw)로 구성된다.

초분광 영상센서가 수평비행 중에 촬영을 한다고 가정하고, 비행체 전체 이동 경로 궤적 정보에서 고도별 수평비행 구간을 추출하였다. Case study(5개)를 통해 비행체의 고도, 속도, 자세 변화율 값을 각각 산출하였다. 또한 여러 조건에 의해 생기는 crab각을 보상하기 위해 crab각을 계산하였다. Crab각은 비행체 이동 경로의 벡터와 비행체 헤딩 벡터의 사이각이다. 본문에서는 Case study 통해 산출한 값 중 최악의 조건 조합으로 분석을 진행하였다. 2.1 분석 방법에서는 비행체의 고도, 속도, 헤딩벡터, crab각을 산출하는 방법에 대해 기술하였고, 2.2 분석 결과에서는 Case study 분석 결과를 정리하였다.

### 2.1 분석 방법

초분광 영상센서가 수평비행 중에 촬영을 한다고 가정하여, 비행 정보에서 수평비행 구간을 추출하였다. 수평비행 구간의 고도는 6/4/2 km이고 여러 조건에 의해 생기는 crab각을 보상하기 위해 crab각을 산출해야한다. Fig. 2는 분석에 사용된 Case3의 비행체의 고도 변화이다.

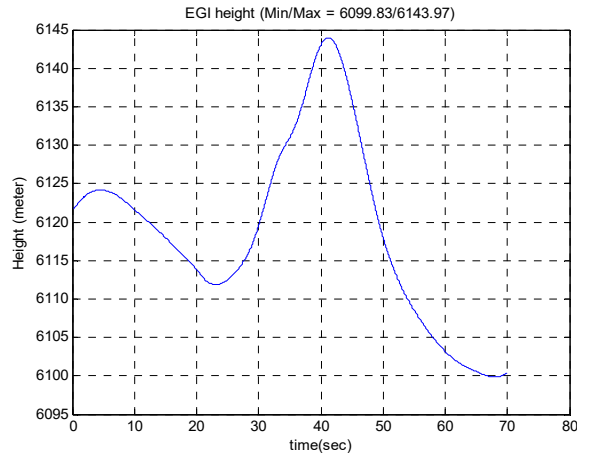


Fig. 2. Aircraft height(Case3)

또한 비행체 헤딩 벡터는 통합 위성/관성항법장치 (EGI, Embedded GPS/INS)의 자세정보에서 획득할 수 있으며, 비행체의 지상속도(GS, Ground Speed)는 EGI의 속도 정보에서 계산된다. 비행체 속도는 NED 좌표계 기준의 3축 선형속도 성분으로 주어지므로 지상에 투영한 2D 좌표계상의 지상속도는 속도벡터  $V_{n(north)}$ 과

$V_{e(east)}$  성분을 이용한 수식 (1)로 표현되며, 결과는 Fig. 3과 같으며 최대 지상속도는 67.9 m/s이다.

$$GS = \sqrt{(V_e^2 + V_n^2)} \quad (1)$$

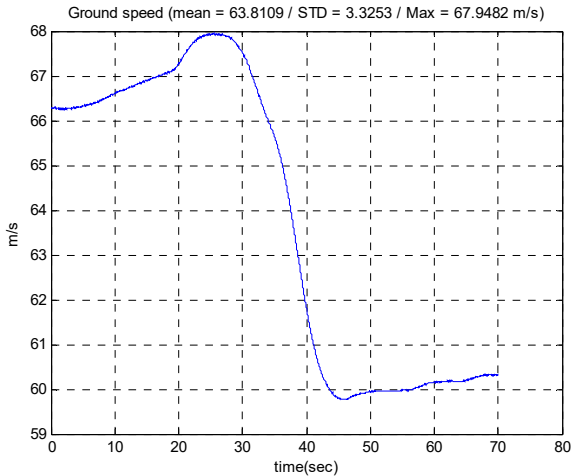


Fig. 3. Ground speed(Case 3)

비행체의 crab각을 계산하기 위해 비행체 이동경로의 벡터와 비행체 heading벡터 정보가 필요하다. 이에 따라 비행체 이동경로의 벡터는 앞에서 구해진 속도벡터  $V_n$ 과  $V_e$  성분을 이용하고, heading벡터는 비행체 INS의 자세 정보를 이용한다. 비행체의 crab각과 경로를 도식적으로 표현하기 위해 비행체의 heading 벡터를 비행체의 GS크기와 동일하게 다음의 수식과 같이 표현하여 도식화 하였다. 비행체 heading 벡터 수식 (2), (3)으로 구할 수 있는데, 북쪽을 기준으로 위도 벡터 성분 ( $\cos\theta$ )과 경도 벡터 성분( $\sin\theta$ )을 산출한 뒤 속도(GS)를 곱해 구할 수 있다.

$$u = GS \times \cos(\theta_{heading}) \quad (2)$$

$$v = GS \times \sin(\theta_{heading}) \quad (3)$$

Crab각은 비행체 이동 경로의 벡터와 비행체 heading 벡터의 사이각으로 다음 수식 (4)로 구할 수 있다. 비행체 이동 경로 벡터를 기준으로 비행체 heading 벡터가 시계방향이면 +, 반시계방향이면 - 부호이다.

$$\theta_{crab} = \theta_{heading} - \theta_{route} \quad (4)$$

## 2.2 분석 결과

Fig. 4는 비행체 crab각 계산을 위해 경도 위도 plot에서 비행체 이동 경로(궤적)와 비행체 heading 벡터를 나타낸 것이다. 분석 결과 평균 지상 속도는 63.8 m/s 이고, 최대 지상 속도는 67.9 m/s이다. 비행체의 crab각은 18.8 deg 이다. Fig. 5~7는 고도/경로에 따른 비행체의 자세(Roll, Pitch, Yaw) 변화율을 나타낸다.

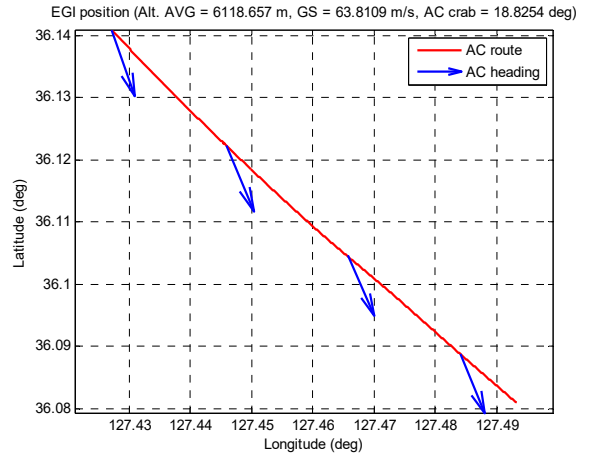


Fig. 4. Aircraft route and heading vector

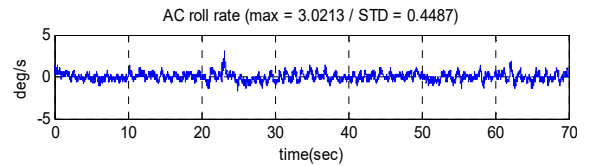


Fig. 5. Aircraft Angular\_rate\_Roll(Case1)

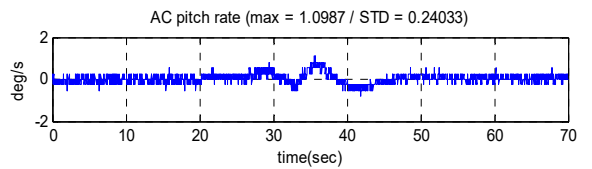


Fig. 6. Aircraft Angular\_rate\_Pitch(Case3)

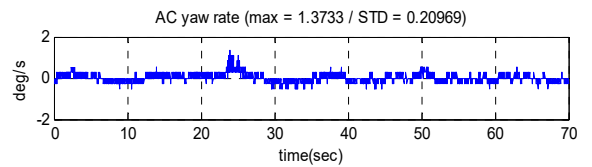


Fig. 7. Aircraft Angular\_rate\_Yaw(Case1)

분석된 결과를 통해 산출된 비행체 자세변화율은 Roll, Pitch, Yaw에 대해 각각 3.02, 1.10, 1.37 deg/s 였으며, 이후 촬영 영역 중첩률 분석에 활용하였다. 또한 Case Study 결과를 Table 1에 정리하였다.

Table 1. Case study results

Case Study	Case1	Case2	Case3	Case4	Case5	
고도 (km)	6	6	6	4	2	
속도 (m/s)	62.1	42.9	67.9	32.5	47.8	
자세 변화율 (deg/s)	roll	3.02	1.92	0.82	2.47	2.74
	pitch	0.82	0.54	1.10	0.82	0.82
	yaw	1.37	0.82	0.55	0.54	1.1
crab 각 (deg)	17.3	16.8	18.8	3.79	0.78	

### 3. 촬영 영역 중첩률 분석

초분광 영상센서는 1D 배열 푸쉬 부름 방식으로 영상을 획득한다. 푸쉬 부름 방식은 비행체 진행방향과 수직으로 설치된 것을 특징으로 하고 진행방향과 수직일 때 측정대상 면적이 최대가 되지만, 1D 배열 방식으로 촬영 영역은 직사각형 형태의 라인 모양으로 나타난다. 관심 지역의 전 영역을 빠짐없이 영상정보를 획득하기 위해서는 프레임과 프레임 사이의 중첩률 누락을 최소화해야 한다. 중첩률을 분석하기 위해서는 먼저 초분광 영상센서가 촬영 영역의 LOS(Line of Sight) 포인트를 지향할 수 있도록 센서의 김발 구동 명령을 계산해야 한다. 그리고 초분광 영상센서가 촬영한 영역을 지상으로 투영해 중첩률을 계산한다. 그 후, 직하방과 빗각 촬영이 모두 가능한 1D 배열 푸쉬 부름 방식의 초분광 영상센서에 맞는 센서 구동 축을 선정하고 Yaw 구동 보상에 따른 중첩률을 분석하였다. 또한 목표 중첩률을 만족하기 위한 안정화 정확도 성능 요구도를 분석하였다.

#### 3.1 센서 구동명령 계산

비행체 자세 변화에 따른 LOS 포인트를 유지할 수 있는 초분광 영상센서 센서의 김발 구동 범위를 산출하기 위해서 먼저, 수식 (5)로 초기 LOS를 측정한다. 그 다음에 비행체 자세를 변화한 후 수식 (6)으로 변

경된 LOS 측정한다. 이후, 전후 LOS를 이용하여 LOS 벡터가 같아지도록 회전변환 행렬(3×3)을 계산하고, 회전변환 행렬(3×3)으로부터 Roll, Pitch, Yaw 각도를 산출한다<sup>[4]</sup>.

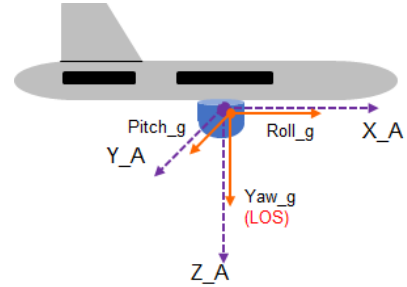


Fig. 8. 3-Axis of aircraft and sensor

$$LOS_{HSI} = R(Z_A, Y_A, X_A)R(Roll_g, Pitch_g, Yaw_g) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$LOS_{HSI}^{new} = R(Z_A^{new}, Y_A^{new}, X_A^{new})R(Roll_g^{new}, Pitch_g^{new}, Yaw_g^{new}) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

비행체의 초기자세와 김발 초기 각도에 따라 생성되는 시선벡터  $LOS_{HSI}$ 와 비행체의 변화된 자세와 변화된 김발 각도에 따라 생성되는 새로운 시선벡터  $LOS_{HSI}^{new}$ 가 같은 값으로 유지되도록 하는 것이 안정화 구동제어이고, 이 때 발생하는 오차가 안정화 정확도 오차이다. 안정화 구동제어 명령은 수식 (7)으로 계산된다.

$$R(Roll_g^{new}, Pitch_g^{new}, Yaw_g^{new}) = R(Z_A^{new}, Y_A^{new}, X_A^{new})^T R(Z_A, Y_A, X_A) R(Roll_g, Pitch_g, Yaw_g) \quad (7)$$

또한 회전 순서 Roll-Pitch-Yaw인 회전변환 행렬(3×3)은 수식 (8)과 같이 나타낼 수 있고, 수식 (9)로 보상 구동 각도 값을 산출할 수 있다.

$$\text{회전행렬} RPY = \begin{bmatrix} c\beta c\alpha & -c\beta s\alpha & s\beta \\ c\gamma s\alpha + s\gamma s\beta c\alpha & c\gamma c\alpha - s\gamma s\beta s\alpha & -s\gamma c\beta \\ s\gamma s\alpha - c\gamma s\beta c\alpha & s\gamma c\alpha + c\gamma s\beta s\alpha & c\gamma c\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & r_{13} \\ r_{21} & r_{22} & r_{23} \\ r_{31} & r_{32} & r_{33} \end{bmatrix} \quad (8)$$

여기서,  $\sin = s$ ,  $\cos = c$ 를 의미하고,  $\alpha \beta \gamma$ 는 Yaw, Pitch, Roll축을 기준으로 회전된 각도 값을 의미한다.

$$\begin{aligned} \alpha &= Yaw_g^{new} = \tan^{-1}(-r_{12}/r_{11}) \\ \beta &= Pitch_g^{new} = \tan^{-1}(r_{13}/\sqrt{r_{23}^2+r_{33}^2}) \\ \gamma &= Roll_g^{new} = \tan^{-1}(-r_{23}/r_{33}) \end{aligned} \quad (9)$$

위의 수식에 의해 계산된 안정화 구동제어 명령은 제어 오차가 없는 이상적인 경우이다. 안정화 정확도 오차가 반영된 현실적인 상황을 모사하기 위한 새로운 김발 구동 명령은 수식 (10)과 같이 표현된다. Pitch와 Yaw각에 대해서도 마찬가지로 표현할 수 있다.

$$Roll_g^{cmd} = Roll_g + Roll_g^{new} + Roll_g^{stab} \quad (10)$$

### 3.2 지상 투영 촬영 영역 계산

#### 3.2.1 기하학적 방법

중첩물을 계산하기 위해서는 초분광 영상센서가 촬영한 영역을 지상으로 투영해 계산해야 한다. 영상 촬영시 지상에 투영된 시계를 표현하면 Fig. 9와 같고, Fig. 10과 같이 4코너 좌표로 표현된다. 센서의 시계를 이용하여 지상에 투영된 4코너 좌표값은 수식 (11)으로 구할 수 있다.

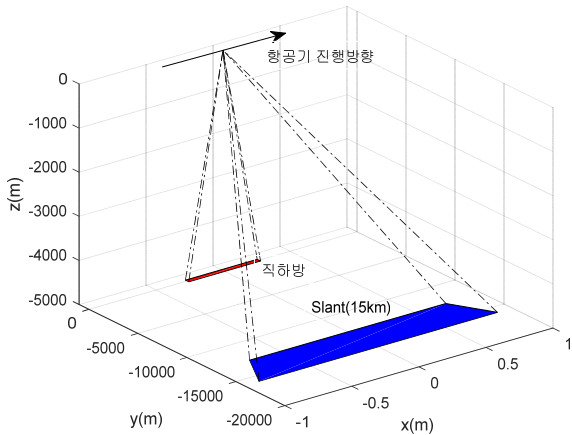


Fig. 9. Footprint of nadir and slant

$$\begin{aligned} P1 &= [h \cdot \tan(\theta_V/2)/\cos(\theta_S-\theta_H/2) \quad -h \cdot \tan(\theta_S-\theta_H/2) \quad -h] \\ P2 &= [h \cdot \tan(\theta_V/2)/\cos(\theta_S+\theta_H/2) \quad -h \cdot \tan(\theta_S+\theta_H/2) \quad -h] \\ P3 &= [-h \cdot \tan(\theta_V/2)/\cos(\theta_S+\theta_H/2) \quad -h \cdot \tan(\theta_S+\theta_H/2) \quad -h] \\ P4 &= [-h \cdot \tan(\theta_V/2)/\cos(\theta_S-\theta_H/2) \quad -h \cdot \tan(\theta_S-\theta_H/2) \quad -h] \end{aligned} \quad (11)$$

여기서,  $\theta_S = \arccos(h/s)$  이고, 각각의 파라미터는 h (고도), s(slant 거리),  $\theta_H$ (수평시계),  $\theta_V$ (수직시계)를 의미한다.

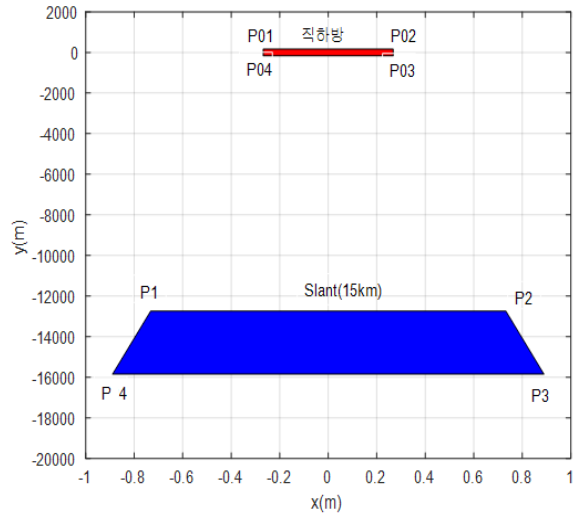


Fig. 10. 4-corner coordinates

#### 3.2.2 회전변환 방법

비행체 초기 자세가 Roll, Pitch, Yaw각에 대해 모두 0도이고, 초분광 영상센서 김발 각도가 Roll, Pitch, Yaw각에 대해 모두 0도인 직하방을 지향 한다고 가정할 때, LOS 단위 벡터는 (0,0,1)이다. 비행체의 자세는 기준 좌표계 기준으로 절대 변환, 김발의 자세는 현재 좌표계 기준으로 상태 변환하여 최종적으로 지향하는 촬영 영역에 대한 LOS 단위 벡터 산출한다. 촬영영역에 대한 LOS 단위 벡터 (x,y,z)에 z값을 비행체 고도로 나눈 값을 곱하면 (x,y, 비행체 고도)가 되어, 지표면과 교차하는 (x,y) 좌표를 계산할 수 있다. 계산된 지표면의 (x,y) 좌표는 영상 중심에 대한 것이므로, 촬영 영역을 구하기 위해서는 시계를 이용하여 시계 만큼 이동한 4코너의 LOS 단위 벡터를 산출해야 한다. 그 후, 각각의 4코너 벡터의 지상 투영 좌표를 계산하고 이를 이용하여 구성되는 면적은 촬영 영역이 된다.

$$\begin{aligned} P01 &= R_x(\theta_V/2)R_y(\theta_H/2) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ P02 &= R_x(\theta_V/2)R_y(-\theta_H/2) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ P03 &= R_x(-\theta_V/2)R_y(-\theta_H/2) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \\ P04 &= R_x(-\theta_V/2)R_y(\theta_H/2) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (12)$$

4코너의 LOS 단위벡터들을 비행체의 새로운 자세 변화와 김발 구동명령을 이용하여 회전변환을 수행하면 촬영영역 벡터를 구할 수 있다. 비행체의 속도에 따른 선형 이동을 반영하기 위해 프레임율( $f_{rate}$ )과 비행체 속도의 곱을 더하였다. P2~P4는 수식 (13)으로 동일하게 계산되어진다.

$$P1 = R(Z_A^{new}, Y_A^{new}, X_A^{new})R(Roll_g^{cmd}, Pitch_g^{cmd}, Yaw_g^{cmd})P01 + V \frac{1}{f_{rate}} \quad (13)$$

### 3.3 중첩률 계산

1D 배열 방식으로 촬영된 영역은 직사각형 형태의 라인 모양으로 나타난다. 관심 지역의 전 영역을 빠짐 없이 영상정보를 획득하기 위해서는 프레임과 프레임 사이의 중첩률이 최소한 0% 이상이어야 하며, 영상 신호처리 등의 실제 운용환경을 고려하면 적절한 크기의 중첩률이 요구된다. 따라서 서보 구동 보상축의 필요 여부 및 안정화 정확도 성능 요구도를 분석하기 위한 기준값이 되는 영상 중첩률의 계산이 필요하다. 이에 4코너 좌표로 주어지는 촬영 영역 정보를 이용하여 2개의 프레임 사이의 중첩률 계산 방법과 특정 중첩률을 만족하는 관측쪽의 계산 방법을 설명하고자 한다.

두개의 연속적인 프레임 영상이 영상 회전 없이 직사각형 형태로 촬영되는 경우 항공기 진행방향(x축 방향)의 중첩률은 이전 프레임의 4코너 좌표의 x좌표와 다음 프레임의 4코너 좌표의 x좌표의 차이값으로 간단하게 계산할 수 있다. 반면에 비행체 crab각 또는 서보 구동기의 구동으로 인해 Fig. 10와 같이 비행체 진행방향과 촬영 영역이 수직하지 않는 경우 중첩률의 계산은 단순하지 않다. 주어진 4코너 좌표를 이용하여 촬영 영역이 비행체 진행방향에 수직하지 않는 경우의 중첩률은 수식 (18)~(19)로 계산할 수 있다. 위의 중첩률은 수식 (14)~(15)에 직선의 방정식을 구하여 해당 y값(비행체 기준의 지상거리)에서의 x좌표를 계산해야 한다.

$$OL_{far} = \frac{x_k^{far} - x_{k+1}^{far}}{W_k^{far}} \times 100\% \quad (14)$$

$$OL_{near} = \frac{x_k^{near} - x_{k+1}^{near}}{W_k^{near}} \times 100\% \quad (15)$$

$$y_{far} = \min(y_k^{far}, y_{k+1}^{far}) \quad (16)$$

$$y_{near} = \max(y_k^{near}, y_{k+1}^{near}) \quad (17)$$

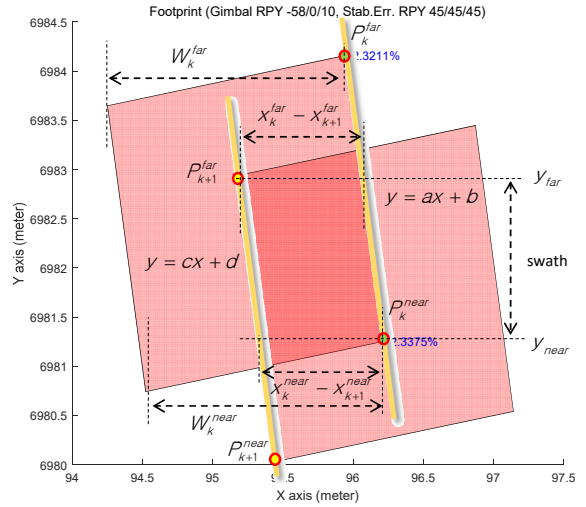


Fig. 11. Overlap rate concept and parameters

$$OL_{near} = \frac{1}{W_k^{near}} \left[ \left( \frac{1}{a} - \frac{1}{c} \right) y_{near} - \frac{b}{a} + \frac{d}{c} \right] \quad (18)$$

$$OL_{far} = \frac{1}{W_k^{far}} \left[ \left( \frac{1}{a} - \frac{1}{c} \right) y_{far} - \frac{b}{a} + \frac{d}{c} \right] \quad (19)$$

Fig. 11에서 좌측 노란선은  $P_{k+1}^{far}$  위치의 x, y 좌표와  $P_{k+1}^{near}$  위치의 x, y 좌표를 이용하여  $y = cx + d$ 의 직선의 방정식을 구할 수 있고, 우측 노란선은  $P_k^{far}$ 와  $P_k^{near}$ 의 좌표를 이용하여  $y = ax + b$ 의 직선의 방정식을 구할 수 있다. 중첩 영역의 가장 먼 지상거리  $y_{far}$ (16)와 가장 가까운 지상거리  $y_{near}$ (17)의 값을 구하기 위해  $P_{k+1}^{far}$ 와  $P_k^{far}$ 의 y값의 최소값과  $P_{k+1}^{near}$ 와  $P_k^{near}$ 의 y값의 최대값을 구한다. 왼쪽 노란직선과 오른쪽 노란직선의 방정식을 알기 때문에  $y_{far}$ 와  $y_{near}$ 의 값을 이용하여, 이에 해당하는 x 값을 구할 수 있으며 수식 (18), (19)를 이용하여 중첩 영역의 x방향 중첩률을 near, far에 대해 각각 구할 수 있다. 중첩 영역의 y방향 길이를 관측쪽(swath)로 정의하였다. 중첩 영역이 Fig. 11과 같이 평행사변형일 때, 중첩 영역의 가장자리 4코너 좌표의 가장 작은 y축 방향이 관측쪽이 되도록 가정하였고 초분광 영상센서에서 한 프레임은  $640 \times 1$  픽셀로 매우 얇은 사각형 형태이므로 오차는 무시할 수 있다.

### 3.4 센서 구동축 선정

일반적으로 2D 프레임 영상을 획득하는 전자광학장비에서 사용된 Yaw축과 Pitch축으로 이루어진 짐발<sup>4)</sup>의 경우에는 비행체의 전방, 후방, 측면을 촬영하기에는 적합하나 직하방 촬영을 하기에 적합하지 않다.

Fig. 12와 같이 Yaw와 Pitch축으로 이루어진 전자광학장비가 1D 배열 푸쉬 부름 방식으로 빗각 측정을 위해 짐발 방위각(Yaw 운동)이 90도 회전하여 전자광학장비의 Pitch축이 비행체의 Roll축과 평행하게 되는 경우, 비행체 Pitch 외란에 대한 보상이 불가능하게 된다. 또한, 위의 짐발이 직하방 영상 측정을 위해 다시 짐발 방위각(Yaw 운동)을 0도 회전하게 되면 관측폭 확보가 불가능한 문제점이 있다.

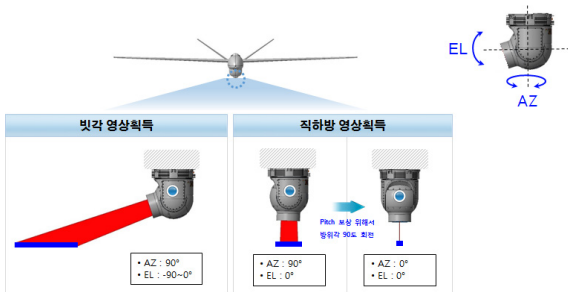


Fig. 12. Gimbal of Yaw-Pitch axis

위의 문제점을 해결하기 위해 짐발을 Roll, Pitch, Yaw 모두 구동되는 방식으로 설계하기도 하는데, 이러한 경우 구조가 복잡하여 장비의 소형화가 어렵고, 높은 수준의 안정화 정확도 확보가 어렵다.

직하방과 빗각을 모두 촬영할 수 있는 푸쉬 부름 방식의 초분광 영상센서를 구현하기 위해서는 비행체의 Roll 방향으로 시선 구동이 가능한 짐발 조립체가 요구된다. 따라서 초분광 영상센서 구동방식은 외부 Roll축(Coarse Roll)으로 시선 구동하고, Fine Roll - Fine Pitch 서보 구동으로 비행체 외란을 보상한다. 2장의 비행체 이동조건 분석 결과를 반영한 초분광 영상센서의 요구 구동범위는 Roll(Coarse Roll)각이  $\pm 80^\circ$  이상이고, Pitch각이  $\pm 15^\circ$  이상이다.

### 3.5 분석 결과

#### 3.5.1 Yaw 구동 보상에 따른 중첩률

초분광 영상센서의 서보 구동부 설계 방안으로 Roll-Pitch 2축 짐발 구조를 제안했으며, Yaw 축의 필요성 여부를 검토하기 위해 Yaw축 구동 보상에 따른

결과를 분석하였다. 순간시계가 0.107 mrad인 광학계, 15 km 빗각 촬영거리(탐지거리), 안정화 정확도 13  $\mu\text{rad}$  (rms), 비행체 속도 70 m/s 조건에서의 중첩률을 계산했다. 안정화 정확도 13  $\mu\text{rad}$ (rms)을 최악의 조건으로 보수적으로 분석하기 위하여 rms 값에  $2\sqrt{2}$ (약 2.8배)를 곱한 값인 36.77  $\mu\text{rad}$ 으로 분석하였다. Fig. 13은 Roll-Pitch 2축 짐발 구조의 중첩률 계산 결과이고, Fig. 14는 Roll-Pitch-Yaw 3축 짐발 구조의 중첩률 계산결과이다. 위의 결과를 비교했을 때, Yaw 구동축 보상이 없어도 10 % 수준의 중첩률 확보가 가능하다. 따라서 Yaw축 구동 보상을 구현하기 위한 짐발 구조의 복잡성을 고려하면 Roll-Pitch 2축 구조가 타당하다.

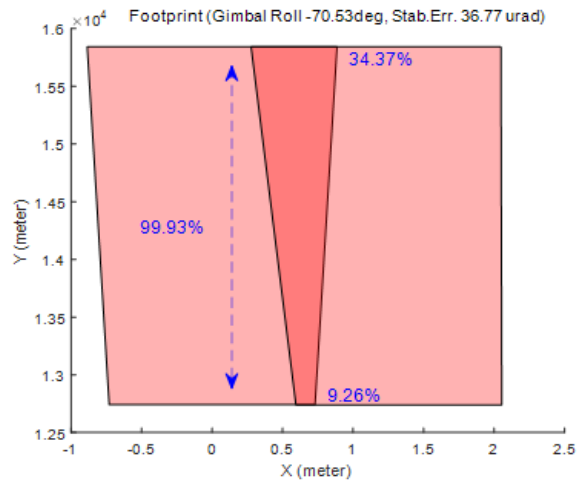


Fig. 13. Overlap rate results of 2-axis gimbal

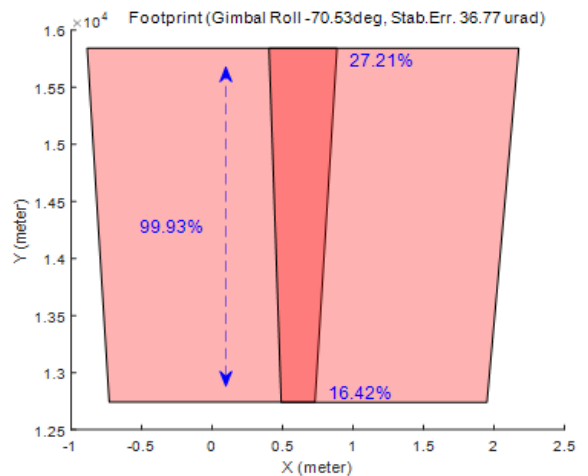


Fig. 14. Overlap rate results of 3-axis gimbal

3.5.2 목표 중첩률을 만족하는 안정화 정확도

Yaw 구동축 보상 여부에 따라 최소 중첩률이 각각 9.26 %와 16.42 %으로 7.16 %의 차이가 있어 목표 중첩률을 10 % 수준으로 설정하였고, 안정화 정확도 수준을 계산하기 위해 비행체 속도 70 m/s 운용하에서 15 km 빗각 촬영거리 및 순간시계가 0.107 mrad인 광학계를 기준으로 중첩률을 분석하였다(Fig. 15). 목표 중첩률 10 % 이상을 만족할 수 있는 안정화 정확도는 12.72  $\mu$ rad(rms)이하이다.

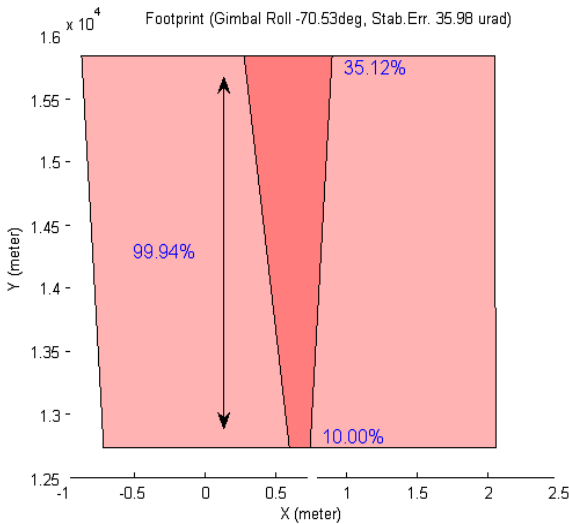


Fig. 15. Overlap rate @ 12.72  $\mu$ rad(rms)

4. 결론

탐재 비행체에 적용하여 관심 지역의 표적 영상을 미세 과장으로 분할하여 획득/처리함으로써 은폐/위장 표적을 탐지하고 진성/모의 표적을 분류하는 초분광 영상센서는 1D 배열 푸쉬 부름 방식으로 직하방에서 빗각(slant)까지 운용된다.

비행체의 요동 특성을 반영한 효율적인 센서의 기구부 구동방식을 개발하기 위해 비행체의 동적 거동에 대해 분석하였다. 일반적인 비행시험 데이터를 활용해 case study를 수행했고, 이를 통해 수평비행중인 비행체의 고도, 속도, 자세 변화율(Roll, Pitch, Yaw), Crab 각 값을 산출하였다. 위의 변수 중 대푯값을 선정해 최악의 조건의 조합으로 분석을 진행하였다. 분석에 활용된 비행체의 고도는 6 km(Case3), 속도는 67.9 m/s

(Case3), 자세 변화율 Roll 3.02 deg/s(Case1), Pitch 1.10 deg/s(Case3), Yaw 1.37 deg/s(Case1)이며, crab각은 18.8 deg(Case3)이다.

초분광 영상센서는 1D 배열 방식으로 영상을 획득하므로 촬영 영역은 직사각형 형태의 라인 모양으로 나타난다. 관심 지역의 전 영역을 빠짐없이 영상정보를 획득하기 위해서는 프레임과 프레임 사이의 중첩률 누락을 최소화해야 한다. 중첩률 분석을 위해 센서의 구동 명령을 계산한 후, 초분광 영상센서가 촬영한 영역을 지상으로 투영해 중첩률을 계산했다. 초분광 영상센서가 영상을 획득하는 방식의 특성 때문에 비행체의 Roll 방향으로 시선 구동이 가능한 gimbal 조립체가 요구된다. 이에 본 논문에서는 초분광 영상센서 기구부 구동방식을 외부 Roll축(Coarse Roll)으로 시선 구동하고, Fine Roll - Fine Pitch 서보 구동으로 비행체 외란을 보상하는 방식을 제안했다.

목표 중첩률을 10 % 수준으로 설정하고 구동 범위, 안정화 정확도 등의 기구 메카니즘 요구도를 M&S를 통해 도출하였다. 기구 메카니즘 요구도 분석 결과 초분광 영상센서의 요구 구동범위는 Roll(Coarse Roll)각이  $\pm 80^\circ$  이상이고, Pitch각이  $\pm 15^\circ$  이상이다. 또한 안정화 정확도는 12.72  $\mu$ rad(rms) 이하이다.

References

[1] R.Anderson, et al., "State-of-the-Art-Report," IRIA #246890-3-F, ERIM, 1994.  
 [2] Gerald C. Holst, "ELECTRO-OPTICAL IMAGING SYSTEM PERFORMANCE", SPIE PRESS  
 [3] S. Lee, "A Study on the Interior Orientation for Various Image Sensors," Korean Society of Civil Engineers, Vol. 25, No. 3D, pp. 503-508, 2005.  
 [4] J. Park and S. Jung, "An Experimental Study on the Coordinates Tracker Realization for EOTS Slaved to the Radar of a Helicopter," Journal of Control, Automation and Systems Engineering, Vol. 11, No. 4, pp. 369-377, April, 2005.  
 [5] S. Lee, H. Park and J. Lee, "The Study for Performance of 2 Axis Gimbal Equipped with an Infrared Image Sensor," Conference on Information and Control Systems, pp. 232-233, 2015.