

## 論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(3), 219-229(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.3.219

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

## 복수 PSD와 비콘을 이용한 칼만필터 기반 상대항법에 대한 연구

송정규\*, 정준호\*, 양승원\*, 김승균\*\*, 석진영\*

## Relative Navigation Study Using Multiple PSD Sensor and Beacon Module Based on Kalman Filter

Jeonggyu Song\*, Junho Jeong\*, Seungwon Yang\*, Seungkeun Kim\*\* and Jinyoung Suk\*

Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University\*\*\*

## ABSTRACT

This paper proposes Kalman Filter-based relative navigation algorithms for proximity tasks such as rendezvous/docking/cluster-operation of spacecraft using PSD Sensors and Infrared Beacon Modules. Numerical simulations are performed for comparative analysis of the performance of each relative-navigation technique. Based on the operation principle and optical modeling of the PSD Sensor and the Infrared Beacon Module used in the relative navigation algorithm, a measurement model for the Kalman filter is constructed. The Extended Kalman Filter(EKF) and the Unscented Kalman Filter(UKF) are used as probabilistic relative navigation based on measurement fusion to utilize kinematics and dynamics information on translational and rotation motions of satellites. Relative position and relative attitude estimation performance of two filters is compared. Especially, through the simulation of various scenarios, performance changes are also investigated depending on the number of PSD Sensors and IR Beacons in target and chaser satellites.

## 초 록

본 논문에서는 복수 Position Sensitive Detector(PSD) 센서와 IR Beacon Module(적외선 비콘 모듈)을 이용하여 우주비행체의 랑데부/도킹/군집 운용과 같은 근접 운용을 위한 칼만 필터 기반의 상대항법 알고리즘 연구를 수행한다. PSD 센서와 적외선 비콘 모듈은 각각 Target Satellite과 Chaser Satellite에 장착되어 위성의 상대 위치와 상대 자세 정보를 획득하여 위성간 근접운용에 사용한다. 각각의 상대 항법 기법의 성능을 비교 분석하기 위하여 수치 시뮬레이션을 수행한다. 상대항법 알고리즘에 사용된 PSD 센서와 적외선 비콘 모듈의 광학적 모델링과 작동 원리를 기반으로 칼만필터의 측정 모델을 구성한다. 확장 칼만 필터(EKF)와 무향 칼만 필터(UKF)는 우주비행체의 병진 운동 및 회전 운동에 대한 운동학 및 동역학적 특성을 활용하는 측정 융합에 기반을 둔 확률론적 상대항법 기법으로 사용된다. EKF와 UKF, 두 필터의 상대 자세 및 상대 위치 추정 성능을 비교한다. Target Satellite과 Chaser Satellite에 장착되는 PSD 센서와 적외선 비콘 모듈의 개수와 상대항법 기법의 변화에 따른 수치 시뮬레이션을 수행하여 성능 변화를 확인하였다.

† Received : August 16, 2017      Revised : January 3 2018      Accepted : January 31, 2018

\*\* Corresponding author, E-mail : skim78@cnu.ac.kr

**Key Words :** PSD Sensor(PSD 센서), IR Beacon Module(적외선 비컨 모듈), Relative Position Estimation(상대 위치 추정), Relative Attitude Estimation(상대 자세 추정), Stereo Vision(스테레오 영상), Extended Kalman Filter(확장 칼만 필터), Unscented Kalman Filter(무향 칼만 필터)

## 1. 서 론

비행 제어 기술의 발달로 인하여 최근 복수 기체 운용과 같은 세밀한 운용이 필요한 임무의 필요성과 중요성이 증대되고 있다. 특히 우주환경에서 운용되는 우주비행체는 두 우주비행체 간의 랑데부/도킹/군집운용 등과 같은 정밀한 임무를 수행하는 경우가 발생하며 이러한 임무를 수행하기 위해서는 상대 위치와 상대 자세 같은 정밀한 정보들이 필요하다. 우주비행체 간의 이러한 임무를 수행하기 위하여 탑재되는 센서로는 GNSS(Global Navigation Satellite System), 관성 센서, 별 센서, 태양 센서 등과 같은 자신의 위치를 추정할 수 있는 센서들이 있으며 상대 항법을 위해서는 추가적인 정밀 센서 시스템이 탑재되어야 한다. 이러한 시스템을 통하여 우주환경에서 정밀한 움직임을 요구하는 다양한 임무를 수행한다[1]. 우주비행체의 상대항법 임무에 사용되는 정밀한 센서 시스템에 대한 연구로는 CCD(Charge Coupled Device) 센서[2], PSD(Position Sensitive Detector) 센서[3]를 이용한 상대항법 연구가 활발히 진행되고 있다. 상기 상대항법 시스템을 위해서는 스테레오 영상(Stereo Vision) 기법을 통한 거리 측정이 필요하며, 이를 위해 복수의 센서가 배치되어야 한다. 따라서 본 연구에서는 다양한 기법들을 이용한 우주비행체 간의 상대항법 시스템에 대한 기본 기술을 확보하고자 한다.

상대항법 기법으로 일반적으로 사용되는 스테레오 영상 기법은 두 대 이상의 카메라를 이용하여 3차원 영상과 정보를 얻어내는 기법으로, 카메라의 양안 시차 및 물체와의 거리를 이용하여 기하학적으로 물체의 위치를 측정한다. 두 비행체의 도킹을 위해 복수 카메라를 이용한 스테레오 영상 기법을 통한 상대 자세 추정에 대한 연구가 진행되었으며[4], 하나의 레이저와 네 개의 이중 대역 레이저(dual-band laser) 간섭 관측기를 사용한 두 우주비행체 사이의 상대항법에 대한 연구를 수행하였다[5]. 또한 측정 잡음으로 인한 추정 정밀도 향상을 위하여 다양한 필터를 이용한 상대항법 기법 연구가 진행되었다. 우주환경에서 비협조적인 위성 간 랑데부를 위한 관성

센서 및 레이저 레인지 파인더를 이용하여 상대 위치 및 속도, 가속도계 바이어스 오차를 Linear Kalman Filter(LKF)를 이용하여 추정하는 연구가 진행되었고[6] 대형 우주선을 점검하기 위한 작은 정찰 위성의 접근을 위한 컴퓨터 기반 상대항법 알고리즘을 EKF를 이용한 연구를 수행하였다[7]. 또한 X-ray pulsar를 이용한 위성의 편대비행을 위한 상대위치 추정 알고리즘 연구에서 EKF 기법을 이용하여 편대 비행 중 각 기체 간의 상대위치/속도 추정 연구가 수행되었다[8]. 복수 우주비행체의 편대비행을 위한 UKF 기반 상대 위치 및 속도 추정 알고리즘이 연구되었으며[9], 측광센서를 이용하여 우주비행체의 방위각/고도각 및 상대위치/속도를 추정하는 UKF 기반 상대항법 알고리즘 연구가 수행되었다[10]. CCD 센서를 이용한 우주비행체의 자동 도킹 시스템 연구에서 EKF를 이용하여 상대 위치/자세를 추정하는 연구가 진행되었으며[11], PSD 센서를 이용하여 외계 행성의 위치를 측정하는 연구에서 Multiplicative Extended Kalman Filter(MEKF)를 이용하여 우주비행체의 각속도를 추정하는 연구를 수행하였다[12].

본 논문에서는 PSD 센서와 적외선 비컨 모듈을 이용하여 우주비행체의 랑데부/도킹/군집운용과 같은 근접임무를 위한 칼만필터 기반 상대항법 알고리즘을 제안하고, 각 기법의 성능을 비교 분석을 위한 시뮬레이션을 수행한다. 상대항법 알고리즘에 사용된 PSD 센서와 적외선 비컨 모듈의 동작원리와 광학 모델링을 기술하고, 이를 기반으로 칼만필터를 위한 측정모델을 구성한다. 기존의 연구에서 사용된 단일 PSD 센서가 아닌 다중 PSD 센서를 사용하여 상대항법 알고리즘의 성능 향상에 대한 연구를 수행하여 다양한 상대항법 기법의 성능을 비교한다. 확장칼만필터(EKF: Extended Kalman Filter)와 무향칼만필터(UKF: Unscented Kalman Filter)를 측정치 융합(measurement fusion)에 기반을 둔 확률론적 상대항법에 적용하였다. 두 필터의 상대위치 및 상대자세 추정 성능을 비교 분석하며, 상대위치의 경우 결정론적 센서융합이라고 할 수 있는 스테레오 영상 기법과도 비교하였다. 다양한 시나리

오의 시뮬레이션을 통하여 Target 위성과 chaser 위성에 배치된 PSD 센서와 IR 비콘의 숫자에 따른 성능변화도 고찰하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. II장에서는 우주비행체 상대항법 시스템에 사용된 PSD 센서와 적외선 비콘 모듈을 소개하며 III장에서는 상대항법 시스템의 구조와 시뮬레이션에 사용된 EKF와 UKF 기법에 대하여 설명한다. PSD 센서와 적외선 비콘 모듈을 이용한 상대항법 알고리즘을 대조군인 스테레오 영상 기법과 EKF, UKF 기법을 통하여 시뮬레이션 수행을 하고, PSD 센서와 적외선 비콘 모듈의 개수가 변화함에 따라 시뮬레이션 결과에 미치는 영향을 비교하여 IV장에서 결과를 나타낸다. 마지막으로, 결론 및 향후 연구는 V장에 기술한다.

## II. Position Sensitive Detector

상대항법 시스템의 상대 자세 및 거리를 측정하기 위하여 본 연구에서는 수광부인 PSD 센서와 발광부인 IR Beacon Module (적외선 비콘 모듈)을 사용한다. PSD 센서는 포토다이오드로 구성되어 있으며 상 표면에 입사되는 적외선 빛의 위치를 전류로 출력하여 OPAMP를 통하여 전압으로 변환하여 나타내어 주는 센서이며 식 (1)과 같이 나타낸다.

$$V_{out} = P \times \lambda \times R_f \times \frac{A}{D^2} \times \frac{1}{F^2} \quad (1)$$

$P$ 는 적외선 비콘 모듈의 복사 에너지,  $\lambda$ 는 감광도,  $R_f$ 는 피드백 저항,  $A$ 는 PSD 센서 상표면의 면적,  $D$ 는 적외선 비콘 모듈과 PSD 센서 사이의 거리, 그리고  $F$ 는 렌즈의 조리개 값을 의미한다[13].

### 2.1 PSD Sensor

PSD 센서는 연속적인 위치 데이터를 제공하며 작은 크기로 인하여 시스템의 소형화가 가능하다. 또한 아날로그 데이터 처리 방식이므로 일반적으로 상대항법 알고리즘에 사용되는 CCD 센서와 비교하여 상대적으로 데이터 처리 속도가 빠르며 전력 소모량이 적다는 장점이 있어 본 연구에서는 PSD 센서를 사용하여 상대항법 시스템 연구를 수행한다. 수광부인 PSD 센서는 Fig. 1과 같이 렌즈와 IR Pass Filter(적외선 통과 필터)로 이루어진 광학계와 PSD 센서에서 출력되는 전류를 전압으로 변환시켜 주는 신호처리계로 구성되어

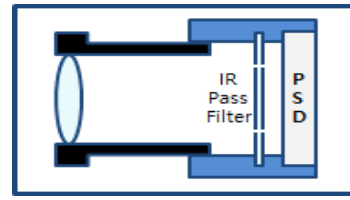


Fig. 1. PSD Sensor System: Optical System

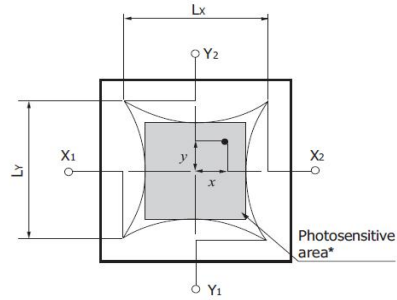


Fig. 2. PSD Sensor image surface

있다[14]. 렌즈를 장착하기 위하여 제작하는 마운트 사이에 IR Pass Filter를 장착하여 IR Pass Filter를 장착하기 위한 추가적인 마운트를 제작하지 않아 구조적 효율성을 증대시킨다.

적외선 통과 필터를 거쳐 센서면에 입사되는 빛에 따라 출력된 식 (1)과 같은 각 축의 전압 값들은 전류 값으로 변환 뒤, Fig. 2와 같이 각 축의 전류 값으로 출력되고 아래 식 (2)를 통하여 변환되어 빛의 입사 위치를 나타내어 준다[13].

$$\begin{aligned} u &= \frac{(X2 + Y1) - (X1 + Y2)}{X1 + X2 + Y1 + Y2} \times \frac{LX}{2} [mm] \\ v &= \frac{(X2 + Y2) - (X1 + Y1)}{X1 + X2 + Y1 + Y2} \times \frac{LY}{2} [mm] \end{aligned} \quad (2)$$

$u, v$ 는 PSD 센서의 상표면에 맺히는 적외선 비콘 모듈의 입사위치를 나타내며  $X1, X2, Y1, Y2$ 는 식 (1)과 같이 PSD 센서의 각 축에서 출력되는 전압을 전류로 변환한 값을 나타낸다.  $LX, LY$ 는 PSD 센서의 상표면의 크기를 나타낸다. 본 논문에서는 Hamamatsu 사의 S2044 PSD 센서 제조 데이터를 이용하여 연구를 진행한다.

### 2.2 핀홀 카메라 모델

PSD 센서 시스템은 Fig. 3과 같이 PSD 센서와 Pin-hole Camera Model(핀홀 카메라 모델)로 구성되어 있다. 본 연구에서는 연산량이 적고 초점을 통과한 빛이 초점거리 뒤 상평면에 맺히게 되는 핀홀 카메라 모델을 PSD 센서 시스템에 적

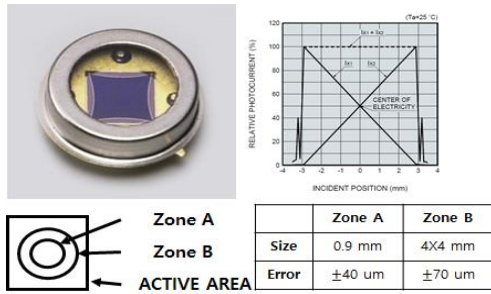


Fig. 3. Hamamatsu S2044 PSD Sensor[13]

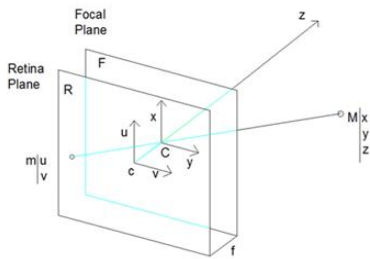


Fig. 4. Pin-hole Camera Model

용하여 연구한다. 핀홀 카메라 모델의 상평면은 PSD 센서의 Active Area가 된다. Fig. 4에 도시한 바와 같이 물체  $M$ 은 렌즈의 초점  $C$ 를 지나 상평면  $R$ 의  $m$ 의 위치에 상이 맺히게 되고, 초점거리  $f$ 에 의해 식 (3)과 같은 관계를 가진다.

$$-\frac{f}{z} = \frac{u}{x} = \frac{v}{y} \tag{3}$$

$$u = -\frac{U}{S}, v = -\frac{V}{S}, S \neq 0$$

$U$ 는 대상체의  $x$ 좌표와 초점거리의 음의 값  $-f$ 의 곱,  $V$ 는 대상체의  $y$ 좌표와 초점거리의 음의 값  $-f$ 의 곱, 그리고  $S$ 는 Homogeneous scaling factor를 나타내며 대상체의  $z$ 좌표 위치를 나타낸다. 식 (3)에 따라 핀홀 카메라 모델은 아래 식 (4)와 같이 정의한다[15]. 식 (4)를 통해서 PSD 센서 상표면에 투영되는 상의 위치  $\tilde{m} = [UVS]^T$ 와 비콘 모듈의 위치 좌표  $\tilde{M} = [XYZT]^T$ 의 관계식이 정의되며  $t$ 는 다수 평면에서의 좌표 표현을 위하여 사용되며 본 연구에서는  $t=1$ 로 정의한다.  $\tilde{P}$ 는 카메라의 기하학적 특성을 나타낸다.

$$\begin{bmatrix} U \\ V \\ S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -f & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \\ t \end{bmatrix} \Rightarrow \tilde{m} = \tilde{P}\tilde{M} \tag{4}$$

### III. 상대항법 시스템

본 연구는 두 우주비행체 간의 광대부/도킹/군집운용과 같은 정밀한 임무를 위한 상대항법 시스템을 개발하는 것을 목표로 한다. 상대항법 시스템은 적외선 비콘 모듈과 PSD 센서로 구성된다. 발광부인 적외선 비콘 모듈은 Target 위성에 장착되고 적외선 파장을 수광할 수 있는 수신부인 PSD 센서는 Chaser 위성에 장착된다. Fig. 5는 상대항법 시스템의 개념도를 보여준다[15].

상대항법 시스템은 결정론적 기법과 확률론적 기법으로 나누어진다. 결정론적 기법은 우주비행체 시스템에 포함되는 센서 시스템에 의한 정보를 기하학적 관점에서 해석하는 기법으로 대표적으로 스테레오 영상 기법이 있다. 확률론적 기법은 칼만 필터 이론을 기반으로 우주비행체의 운동 동역학과 센서 시스템의 관측 동역학을 통한 상대항법 기법으로 EKF 기법과 UKF 기법이 있다.

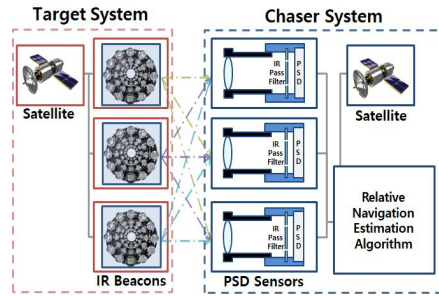


Fig. 5. Conceptual diagram of Relative Navigation System

#### 3.1 Extended Kalman Filter

비선형 동역학 특성을 가진 대상체에 대하여 LKF를 적용하기 위해서는 전 운용범위에서 각 트림조건에 따른 선형화 작업이 수반되어야 한다. EKF는 LKF를 사용할 때 발생하는 비선형 시스템 추종에 대한 문제를 극복하기 위하여 Jacobian (자코비안)을 사용하여 연산시간마다 선형화를 수행, 비선형 시스템에도 칼만필터를 사용할 수 있는 구조이다. EKF는 다음 네 단계의 과정을 거쳐 수행된다[15].

Step 1: Initialization

$$\hat{x}_0 = E[x_0]$$

$$P_0 = E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T] \tag{5}$$

Step 2: Time Update

$$\begin{aligned} \hat{x}_k(-) &= f(\hat{x}_{k-1}(+), u_{k-1}, 0) \\ P_k(-) &= F_k P_{k-1}(+) F_k^T + \Gamma_k Q_{k-1} \Gamma_k^T \end{aligned} \quad (6)$$

Step 3: Compute the Kalman gain

$$K_k = P_k(-) H_k^T (H_k P_k(-) H_k^T + V_k R V_k^T)^{-1} \quad (7)$$

Step 4: Measurement Update

$$\begin{aligned} \hat{x}_k(+) &= \hat{x}_k(-) + K_k (z_k - h(\hat{x}_k(-), 0)) \\ P_k(+) &= (I - K_k H_k) P_k(-) \end{aligned} \quad (8)$$

EKF에 사용된 시뮬레이션 모델은 아래 식 (9)와 같은 등속도 모델이다. 칼만필터의 추정 변수들은 식 (10)과 같이 위성의 위치, 속도, 자세, 각속도 변수들을 사용한다.

$$x_k = F x_{k-1} + \Gamma w_{k-1} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} x_{position} &= [x_k \dot{x}_k y_k \dot{y}_k z_k \dot{z}_k]^T \\ x_{attitude} &= [\phi_k \dot{\phi}_k \theta_k \dot{\theta}_k \psi_k \dot{\psi}_k]^T \end{aligned} \quad (10)$$

$$F = \begin{bmatrix} 1 & T & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & T & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & T \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \Gamma = \begin{bmatrix} T^2/2 & 0 & 0 \\ T & 0 & 0 \\ 0 & T^2/2 & 0 \\ 0 & T & 0 \\ 0 & 0 & T^2/2 \\ 0 & 0 & T \end{bmatrix} \quad (11)$$

$T$ 는 Sampling time으로 0.01 sec이다. 측정 모델은 아래 식 (12)와 같은 측정 모델을 사용하며 Fig. 5와 같이 위성 간 좌표가 다르므로 두 위성의 좌표계 변환을 위하여 식 (13)과 같은 회전변환 행렬을 이용한다.

$$\begin{aligned} u_{ij} &= -f \frac{A_{11}x_{b,i} + A_{12}y_{b,i} + A_{13}z_{b,i} - x_{p,j}}{A_{31}x_{b,i} + A_{32}y_{b,i} + A_{33}z_{b,i} - z_{p,j}} \\ v_{ij} &= -f \frac{A_{21}x_{b,i} + A_{22}y_{b,i} + A_{23}z_{b,i} - y_{p,j}}{A_{31}x_{b,i} + A_{32}y_{b,i} + A_{33}z_{b,i} - z_{p,j}} \end{aligned} \quad (12)$$

$$A = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (13)$$

Figure 6과 같이  $(x_{b,i}, y_{b,i}, z_{b,i})$ 는 Target 위성 에 장착된  $i$ 번째 비콘 모듈의 좌표를 나타내며  $(x_{p,j}, y_{p,j}, z_{p,j})$ 는 Chaser 위성 에 장착된  $j$ 번째 PSD 센서의 좌표,  $c$ 는 cos,  $s$ 는 sin 을 나타낸다.

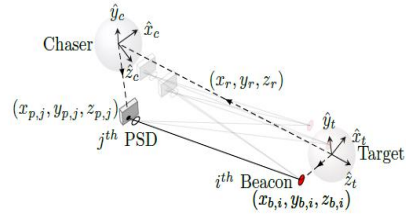


Fig. 6. Coordinate system of the relative navigation[16]

측정 모델의 선형화를 위하여 자코비안을 수렴하며 아래 식 (14), (15)와 같다. 식 (12)의  $u, v$ 를 식 (10)에서 정의한 칼만필터의 변수 값들을 이용하여 편미분을 수행한다.

$$H_P = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_{ij}}{\partial x} & \frac{\partial u_{ij}}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial u_{ij}}{\partial y} & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial v_{ij}}{\partial x} & \frac{\partial v_{ij}}{\partial \dot{x}} & \frac{\partial v_{ij}}{\partial y} & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$H_A = \begin{bmatrix} \frac{\partial u_{ij}}{\partial \phi} & \frac{\partial u_{ij}}{\partial \dot{\phi}} & \frac{\partial u_{ij}}{\partial \theta} & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial v_{ij}}{\partial \phi} & \frac{\partial v_{ij}}{\partial \dot{\phi}} & \frac{\partial v_{ij}}{\partial \theta} & \dots \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \quad (15)$$

System Noise Matrix인  $Q$ 는 Gaussian zero-mean white noise를 나타내며  $[\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2]$ 로 구성되어있으며 임의의 noise 값으로  $\sigma_s = \sqrt{10} m$ 이다. Measurement Noise Matrix인  $R$ 은 PSD 센서의 측정 오차에 따른 공분산값을 나타내며 본 연구에서 사용한 Hamamatsu사의 S2044 PSD 센서의 제조 데이터와 PSD 센서를 이용한 지상실험을 통하여 얻은 공분산 값인  $\sigma_m = 1.4834 \times 10^{-4} m$ 이다. 측정 잡음은 상대 위치와 상대 자세 시뮬레이션 모두 동일하게 적용한다. 위성의 움직임에 따라 PSD 센서가 측정하는 비콘 모듈의 개수나 비콘 모듈을 측정하는 PSD 센서의 개수가 변화할 수 있다. 본 연구에서는 위성의 자세는 PSD 센서 시스템의 Observability를 위하여 두 위성이 서로 마주보고 있다고 가정하며 Delaunay 삼각분할 기법을 이용한 최장거리 최적화 기법 (Farthest-Point Optimization, FPO)을 통하여 최적의 PSD 센서와 비콘 모듈의 개수와 위치를 선

Table 1. EKF Simulation Case

PSD Sensor	Beacon Module	Estimation System
2	1	EKF
3	1	EKF
3	3	EKF

정한다[14]. FPO는 Delaunay 삼각분할 기법을 이용하여 PSD 센서 및 비콘 모듈간의 최적의 위치를 선정한다. 실제 PSD 센서 시스템에서의 PSD 센서 개수와 크기, 비콘 모듈의 크기와 다이오드 개수 등은 상대항법 시스템이 적용되는 상황에 따라 다양하게 적용된다. 본 연구에서와 같이 근접임무를 위한 PSD 센서 시스템에서는 주로  $0.1m \times 0.1m$ 보다 작은 크기의 PSD 센서와 비콘 모듈을 사용하며 비콘 모듈의 다이오드 개수는 필요한 광량에 따라 다양하게 구성된다. 본 연구에서는 비콘 모듈의 중심점에서 빛이 방사된다고 가정하여 시뮬레이션을 진행한다. PSD 센서와 비콘 모듈의 개수 변화에 따른 EKF의 성능 변화를 비교하기 위하여 아래 Table 1과 같이 PSD 센서의 개수와 비콘 모듈의 개수를 변화시키며 EKF의 성능을 비교한다.

### 3.2 Unscented Kalman Filter

칼만필터를 비선형 시스템에 적용할 때 필연적으로 선형화 과정이 수반된다. EKF의 경우, 자코비안을 통한 연산 샘플링에 따른 선형화를 수행한다. 이러한 선형화 과정에서 센서와 대상체의 위치에 따라 Singularity Problem(특이성 문제)가 발생할 수 있다. UKF는 시스템 모델과 측정 모델이 비선형일 경우, 추가적인 선형화를 수행하지 않고 비선형식을 적용하여 선형화에 따른 오차를 배제하여 특이성 문제가 발생하지 않는다. UKF는 다음 네 단계의 과정을 거쳐 수행된다.

Step 1: Initialization

$$\begin{aligned}\hat{x}_0 &= E[x_0] \\ P_0 &= E[(x_0 - \hat{x}_0)(x_0 - \hat{x}_0)^T]\end{aligned}\quad (16)$$

Step 2: Time Update

$$\begin{aligned}[\chi_i, W_i] &= \text{SigmaPoints}(\hat{x}_{k-1}(+), P_{k-1}(+), K) \\ [\hat{x}_k(-), P_k(-)] &= UT(f(\chi_i), W_i, Q)\end{aligned}\quad (17)$$

Step 3: Compute the Kalman gain

$$\begin{aligned}[\hat{y}_k, S_k] &= UT(h(f(\chi_i), W_i, Q)) \\ K_k &= P_{xy} S_k^{-1}\end{aligned}\quad (18)$$

Step 4: Measurement Update

$$\begin{aligned}\hat{x}_k(+) &= \hat{x}_k(-) + K_k \nu_k \\ P_k(+) &= P_k(-) - K_k S_k K_k^T\end{aligned}\quad (19)$$

UKF에 사용된 시뮬레이션 모델은 식 (9), (10), (11)과 같은 등속도 모델로 이루어져 있으며 측정 모델 역시 식 (12)와 동일하다. EKF와 마찬가지로 PSD 센서와 비콘 모듈의 개수 변화에 따른 UKF의 성능 변화를 비교하기 위하여 Table 1과 동일하게 PSD 센서의 개수와 비콘 모듈의 개수를 변화시키며 UKF의 성능을 비교한다.

## IV. 상대항법 시스템 시뮬레이션

상대항법 시뮬레이션은 2장에서 제안한 모델과 3장에서 제안한 상대항법 시스템을 이용하여 각 기법에 따른 성능 비교를 수행한다. 시뮬레이션은 상대거리 추정 시뮬레이션과 상대 자세 추정 시뮬레이션으로 나누어 진행한다. 상대 거리 추정 시뮬레이션에서는 스테레오 영상 기법, EKF 기법, UKF 기법 순으로 수행한다. 본 논문에서는 칼만 필터 기법인 EKF와 UKF 기법의 성능을 비교하기 위하여 대조군으로 스테레오 영상 기법을 사용한다. 대조군인 스테레오 영상 기법을 통하여 칼만 필터 기법의 성능이 뛰어난 것을 증명한다. 상대 자세 추정 시뮬레이션에서는 EKF 기법, UKF 기법 순으로 진행한다. 시뮬레이션은 Chaser 위성 기준의 상대 운동만을 고려하며 움직이는 Target 위성의 각  $(x, y, z)$  축과  $(\phi, \theta, \psi)$  축에 임의의 움직임인  $\sin$ 과 입력을 연속적으로 주어 각 축에 대한 상대 거리/자세 측정 정확도를 판별하고자 한다.  $\sin$ 과 입력을 통하여 도킹 과정 중에 발생할 수 있는 위성의 위치와 자세 변화에 따른 상대항법 알고리즘의 성능을 확인한다.

### 4.1 상대 거리 추정 시뮬레이션

상대 거리 추정 시뮬레이션에서는 EKF 기법과 UKF 기법의 대조군으로 Fig. 7과 같은 스테레오 영상 기법을 사용한다. PSD 센서의 개수가 변화함에 따라 멀티 스테레오 영상 기법을 사용한다. 스테레오 영상 기법은 양안 시차를 이용하여 물체와의 거리를 기하학적인 방법으로 계산하는 기법으로 대상체의 상대거리  $x, y, z$ 를 식 (20)을 통하여 나타낸다.

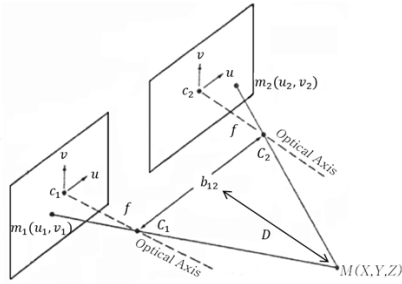


Fig. 7. Stereo Vision Technique

$$D = \frac{f \times b_{12}}{|u_1 - u_2|} \quad (20)$$

$$z = D + f$$

$$x = -uz/f, y = -vz/f$$

$C_1$ 과  $C_2$ 는 각 PSD 센서의 렌즈 위치를 나타내며  $u_1$ 과  $u_2$ 는 PSD 상평면에 입사되는 적외선 비콘 모듈의 측정 위치를 나타낸다.  $D$ 는 비콘 모듈과 PSD 센서에 결합된 렌즈와의 직선거리이며  $b_{12}$ 는 PSD 센서에 결합된 렌즈 간의 직선거리이다.  $f$ 는 focal length를 나타낸다[17]. 이러한 스테레오 영상 기법과 3장에서 제안한 EKF 기법과 UKF 기법을 이용하여 상대 거리 추정 시뮬레이션을 수행한다. Fig. 8과 같이 sin과 형태로  $(x,y,z)$  축의 움직임 명령을 준다.

상대 거리 추정 시뮬레이션의 초기 조건은 아래 Table 3과 같다. Target 위성과 Chaser 위성 간의 거리는  $(0,0,10)$ 이며 각 위성의  $1m \times 1m$  크기의 표면에 PSD 센서와 비콘 모듈이 부착되어 있다고 가정한다.

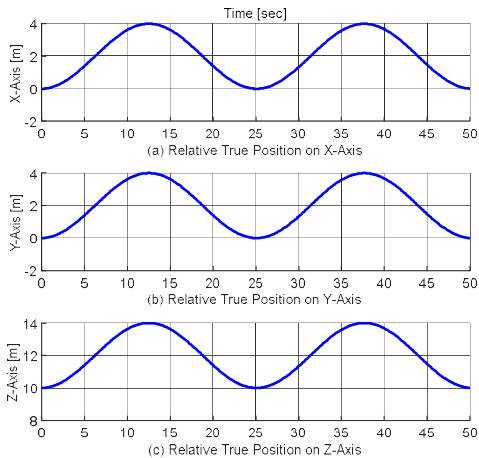


Fig. 8. True Relative Position Motion

Table 2. Relative Position Estimate Simulation initial condition

	Target Satellite	Chaser Satellite
Initial Position	[0, 0, 0] [m]	[0, 0, 10] [m]
Initial Attitude	[0, 0, 0] [deg]	[0, 0, 0] [deg]
Position	PSD Sensor	Beacon Module
	- 1 Beacon: [-0.5, -0.5, 0]	- 1 PSD: [-0.5, -0.5, 0]
	- 2 Beacon: [0, 0.5, 0]	- 2 PSD: [0, 0.5, 0]
	- 3 Beacon: [0.5, -0.5, 0]	- 3 PSD: [0.5, -0.5, 0]

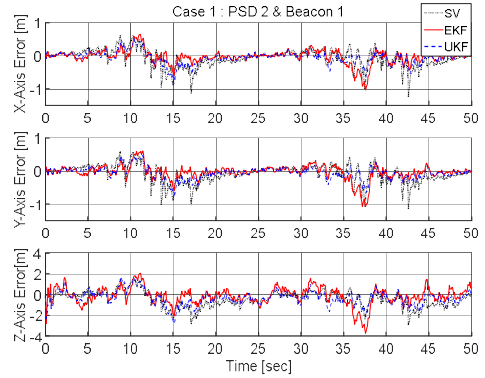


Fig. 9. Relative Position Estimation Error Simulation Result (PSD: 2, Beacon: 1)

Figure 9는 PSD 센서 2대, 비콘 모듈 1대를 이용한 상대 거리 추정 시뮬레이션의 오차를 나타낸 그래프이다.

X, Y, Z 각 축 방향으로의 상대거리 오차를 나타내는 RMS 오차는 Table 3과 같으며 결정론적 기법인 스테레오 영상 기법과 비교하여 시스템의 동특성 등을 반영한 확률론적 기법인 EKF 기법과 UKF 기법의 성능이 더 뛰어난 것을 확인할 수 있으며 UKF 기법의 성능이 가장 좋은 것을 확인할 수 있다.

Table 3. PSD 2, Beacon 1 Relative Position Simulation

algorithm	RMS Error		
	x-axis	y-axis	z-axis
Stereo Vision	0.2764m	0.2778m	0.8776m
EKF	0.2061m	0.2049m	0.8323m
UKF	0.1968m	0.1952m	0.7889m

Figure 10에서는 PSD 센서 3대, 비콘 모듈 1대를 이용하여 상대 거리 측정 시뮬레이션을 수행하였으며 각 기법별 오차는 다음과 같다.

각 축 방향으로의 상대거리 오차인 RMS 오차는 Table 4와 같으며 PSD 센서 1대를 추가함으로써 각 축의 오차를 30% 가량 줄일 수 있다는 것을 확인할 수 있다.

Figure 11에서는 PSD 센서 3대, 비콘 모듈 3대를 이용한 상대거리 측정 시뮬레이션 결과를 나타낸다.

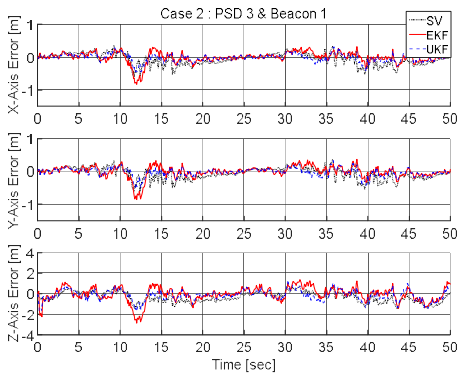


Fig. 10. Relative Position Estimation Error Simulation Result (PSD: 3, Beacon: 1)

Table 4. PSD 3, Beacon 1 Relative Position Simulation

RMS Error algorithm	x-axis	y-axis	z-axis
Stereo Vision	0.1859m	0.1898m	0.5980m
EKF	0.1312m	0.1368m	0.6010m
UKF	0.1225m	0.1272m	0.5419m

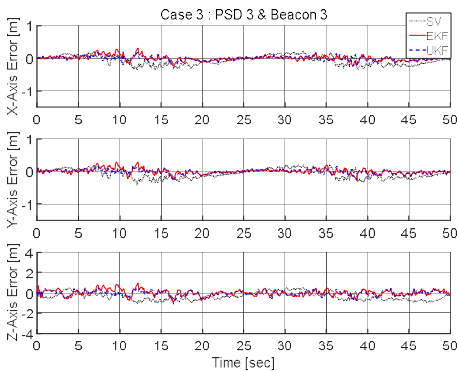


Fig. 11. Relative Position Estimation Error Simulation Result (PSD: 3, Beacon: 3)

Table 5. PSD 3, Beacon 3 Relative Position Simulation

RMS Error algorithm	x-axis	y-axis	z-axis
Stereo Vision	0.1554m	0.1550m	0.5138m
EKF	0.0802m	0.0787m	0.2901m
UKF	0.0722m	0.0700m	0.2635m

각 축 방향으로의 상대거리 오차인 RMS 오차는 Table 5와 같이 나타난다. 수직 방향인 z축 오차는 수평 방향의 오차와는 달리 수신부인 PSD 센서의 위쪽 정보만을 수신하기 때문에 수평방향 인 x, y축 오차보다 큰 오차를 나타낸다. 이에 따라 비콘 모듈의 개수가 증가함에 따라 측정범위의 교집합 부분이 줄어들고 정확한 데이터를 추정할 수 있게 되어 z축 오차를 크게 줄일 수 있다는 것을 알 수 있다.

### 4.2 상대 자세 추정 시뮬레이션

상대 자세 추정 시뮬레이션에서는 EKF 기법과 UKF 기법을 사용한다. Fig. 12와 같이 움직이는 Target 위성의 오일러 각도인  $(\phi, \theta, \psi)$ 에 sin과 형태의 자세 입력을 연속적으로 주어 모든 축에 대한 상대 자세 측정 정확도를 판별한다. 상대 자세 추정 시뮬레이션의 초기 조건은 Table 2의 상대 거리 추정 시뮬레이션의 초기 조건과 동일하다. Fig. 13에서는 PSD 센서 2대, 비콘 모듈 1대를 이용하여 수행한 상대 자세 측정 시뮬레이션의 오차를 나타낸다.

$\phi, \theta, \psi$  각 자세별 상대 자세 오차를 나타내는 RMS 오차는 Table 6과 같이 나타나며 EKF 기법과 UKF 기법의 각 축별 오차가 0.1 deg 이하로 큰 성능 차이가 없는 것을 확인할 수 있다.

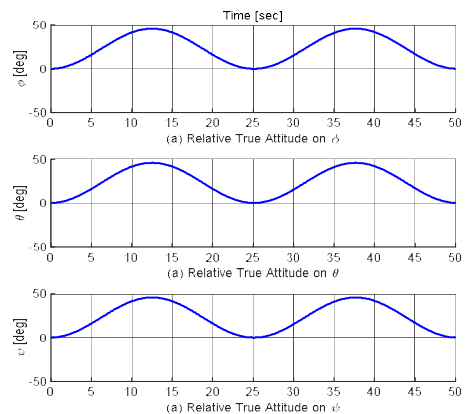


Fig. 12. True Relative Attitude Motion



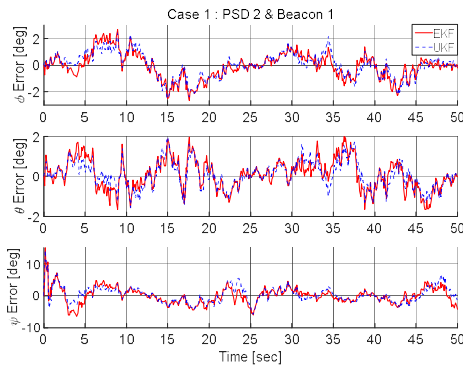


Fig. 13. Relative Attitude Estimation Error Simulation Result (PSD: 2, Beacon: 1)

Table 6. PSD 2, Beacon 1 Relative Attitude Simulation

RMS Error algorithm	$\phi$	$\theta$	$\psi$
EKF	1.0215°	0.7191°	2.5375°
UKF	0.9241°	0.6690°	2.4621°

Figure 14에서는 PSD 센서의 개수를 늘려 PSD 센서 3대, 비콘 모듈 1대를 이용하여 상대 자세 측정 시뮬레이션을 수행하였다.

각 자세별 상대자세 오차인 RMS 오차는 Table 7을 통하여 확인 할 수 있다.  $\theta$ 축과  $\phi$ 축의 오차가 각각 20%, 30% 정도 줄어든 것을 확인할 수 있으며  $\psi$ 축의 오차가 40% 이상 줄어든 것을 확인할 수 있다. 이를 통하여 PSD 센서의 개수가 늘어남에 따라  $\psi$ 축의 오차를 크게 줄일 수 있는 것을 확인할 수 있다.

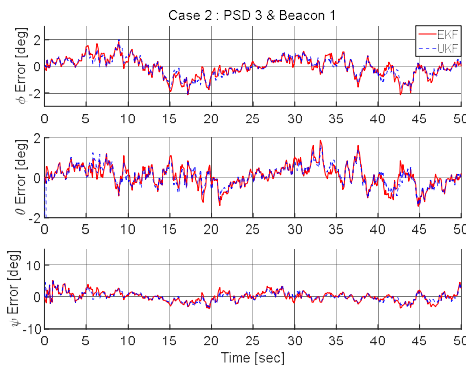


Fig. 14. Relative Attitude Estimation Error Simulation Result (PSD: 3, Beacon: 1)

Table 7. PSD 3, Beacon 1 Relative Attitude Simulation

RMS Error algorithm	$\phi$	$\theta$	$\psi$
EKF	0.7069°	0.5896°	1.4946°
UKF	0.6886°	0.5880°	1.3746°

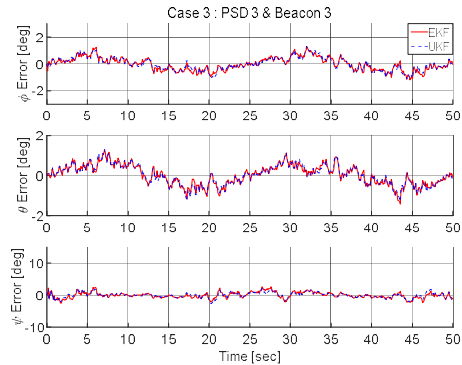


Fig. 15. Relative Attitude Estimation Error Simulation Result (PSD: 3, Beacon: 3)

Table 8. PSD 3, Beacon 3 Relative Attitude Simulation

RMS Error algorithm	$\phi$	$\theta$	$\psi$
EKF	0.4843°	0.4925°	0.9131°
UKF	0.4771°	0.4849°	0.8409°

마지막으로 비콘 모듈의 개수를 늘려 PSD 센서 3대, 비콘 모듈 3대를 이용하여 상대 자세 시뮬레이션을 수행하였으며 Fig. 15와 같다.

각 자세별 상대자세 오차인 RMS 오차는 Table 8과 같이 나타나며 비콘 모듈의 개수가 증가함에 따라 각 축의 오차가 30% 이상 감소하는 것을 알 수 있다.  $\psi$ 의 자세 값에 영향을 끼치는 변수인  $\phi$ 와  $\theta$ 의 상대자세 오차가 줄어들어 인하여  $\psi$ 축에 대한 상세한 정보를 알게 되어  $\psi$ 의 상대자세 오차가 줄어드는 것을 확인할 수 있다.

## V. 결 론

본 논문에서는 우주비행체의 랑데부/도킹/군집 운용과 같은 근접운용을 위한 상대항법 시스템의 개발과 알고리즘별 시뮬레이션 결과를 서술하였다. 상대항법 시스템을 위하여 PSD 센서의 모델링을 수행하였으며 EKF와 UKF를 적용하였다. 설계된 필터의 검증을 위하여 상대 거리 추정 시

플레이션에서는 결정론적 기법 중 하나인 스테레오 영상 기법을 사용하였다. 또한 PSD 센서와 비콘 모듈의 개수에 따른 필터의 성능 변화를 확인하기 위하여 센서와 모듈의 개수를 변화시켜 상대 거리/자세 별 3가지 케이스로 시뮬레이션을 수행하였다. 실험결과, PSD 센서와 비콘 모듈의 개수가 증가함에 따라 상대 거리의 오차가 줄어드는 것을 확인하였으며 비콘 모듈의 개수가 증가함에 따라 z축 오차가 크게 감소하는 것을 확인하였다. 또한 스테레오 영상 기법과 비교하여 상대 동역학 모델을 반영하여 예측 과정을 수행하는 칼만필터의 성능이 더욱 뛰어난 것을 확인하였다. 마찬가지로 상대 자세 역시 PSD 센서와 비콘 모듈의 개수가 증가함에 따라 오차가 줄어드는 것을 확인하였다. 본 연구에서 수행한 상대 항법 시뮬레이션을 통하여 두 위성간 상대항법 시스템에서의 칼만필터 성능을 검증하였다.

## 후 기

본 연구는 충남대학교 학술연구비에 의해 지원 되었음.

## References

- 1) Pal, M., and Bhat, M., "Star Sensor Based Spacecraft Angular Rate Estimate Independent of Attitude Determination," *2013 IEEE International Conference on Control Applications(CCA)*, Aug. 2013, pp. 580~585.
- 2) Kim, K., Oh, C., Tahk, M., and Bang, H., "Application of the Vision-Based Navigation and Control for Autonomous Spacecraft Docking," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Apr. 2004, pp. 294~297.
- 3) Alonso, R., Crassidis, J. L., and Junkins, J. L., "Vision-based Relative Navigation for Formation Flying of Spacecraft," *Proceeding of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Aug. 2000.
- 4) Byeon, S., Lee, D., and Bang, H., "Experimental Research on Relative Navigation using Stereo Vision," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, Apr. 2012, pp. 647~651.
- 5) Udrea, B., and Decoust, C., "Relative Navigation Algorithm Between Cooperating Spacecraft," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Aug. 2008.
- 6) Gu, D., Bu, S., Xing, G., Ye, B., and Chen, X., "Autonomous Relative Navigation with Laser Range Finder and Inertial Sensor for Uncooperative Spacecraft Rendezvous," *IEEE International Workshop on Multi-Platform/Multi-Sensor Remote Sensing and Mapping (M2RSM)*, Jan. 2011.
- 7) Tweddle, B. E., and Saenz-Otero, A., "Relative Computer Vision Based Navigation for Small Inspection Spacecraft," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, Aug. 2011.
- 8) Wu, F., Sui, X., and Zhao, Y., "Relative Navigation for Formation Flying Spacecrafts using X-ray Pulsar," *IEEE/ION Position Location and Navigation Symposium*, Apr. 2012, pp. 1289~1292.
- 9) Dong, S., Fengqi, Z., and Jun, Z., "Relative Navigation Based on UKF for Multiple Spacecraft Formation Flying," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference Exhibit*, Aug. 2004.
- 10) Whittaker, M. P., Linares, R., and Crassidis, J. L., "Photometry and Angles Data For Spacecraft Relative Navigation," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference Exhibit*, Aug. 2013.
- 11) Philip, N. K., and Ananthasayanam, M. R., "Relative position and attitude estimation and control schemes for the final phase of an autonomous docking mission of spacecraft," *Acta Astronautica*, Vol. 52, 2003, pp. 511~522.
- 12) Sorgenfrei, M., Kemp, D., Harness, A., and Nehrenz, M., "Validation of a Low-Cost Avionics Package for Small Spacecraft via Rocket-Based Field Tests," *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Jan. 2017.
- 13) Lee, M., "Numerical Model Design of 3-D Precision Position Decision System based on PSD," Chungnam National University *Master's Thesis*, 2013.
- 14) Jeong, J., Kim, S., and Suk, J., "Parametric study of sensor placement for vision-based relative navigation system of multiple spacecraft," *Acta Astronautica*, Dec.

2017, pp. 36~49.

15) Song, J., Jeong, J., Suk, J., and Kim, S., "Relative Attitude and Position Estimation Using Gimbaled Vision System for Spacecraft," *APISAT 2016*, Oct. 2016.

16) Jeong, J., Suk, J., and Kim, S., "A

Parametric Study of PSD/Beacon Module Placement for Relative Navigation of Spacecraft," *APISAT 2016*, Oct. 2016.

17) Faugeras, O., "Three-Dimensional Computer Vision: A Geometric Viewpoint," *The MIT Press*, 2001.