

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 45(10), 836-843(2017)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2017.45.10.836

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

달 탐사 로버의 태양 센서 보조 다중위치 정렬

차재혁*, 허세중*, 박찬국**

Sun Sensor Aided Multiposition Alignment
of Lunar Exploration Rover

Jaehyuck Cha*, Sejong Heo* and Chan-Gook Park**

Department of Mechanical and Aerospace Engineering/ASRI Seoul National University* **

ABSTRACT

In lunar exploration, the necessity of utilizing rover is verified by the examples of the Soviet Union and China and the similar Mars missions of the United States. In order to achieve the successful management of a lunar rover, a high precision navigation technique is required, and accordingly, high precision initial alignment is essential. Even though it is general to perform initial alignment in a steady state, a multiposition alignment technique is applied when high performance is needed. On the lunar surface, however, the performance of initial alignment decreases from that on Earth, and it cannot be improved by applying multiposition alignment method owing to certain constraints of lunar environment. In this paper, a sun sensor aided multiposition alignment technique is proposed. The measurement model for a sun vector is established, and its observability analysis is performed. The performance of the proposed algorithm is verified through computer simulations, and the results show the estimation performance is improved dramatically.

초 록

달 탐사에 있어 로버 활용의 필요성은 (구)소련과 중국의 사례와 미국의 수차레에 걸친 화성 탐사로 인해 입증되었다. 달 탐사 로버의 성공적인 운용을 위해서는 높은 정밀도의 항법 성능이 요구되며, 이를 위해서는 높은 정밀도의 초기 정렬이 필수적이다. 일반적으로는 단일 위치 정렬을 수행하나, 높은 수준의 초기 정렬 성능이 필요한 경우 다중위치 정렬을 수행한다. 하지만, 달 환경의 제약으로 인해 달 탐사 로버의 초기 정렬 성능은 지구 환경에 비하여 떨어지게 되며, 이는 다중위치 정렬을 수행하여도 극복할 수 없다. 따라서 본 논문에서는 태양 센서를 보조로 활용한 달 환경에서의 다중위치 정렬 기법을 제안한다. 태양 벡터의 측정치 모델을 구성하고, 이에 대한 가관측성 분석을 수행하였다. 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 제안한 알고리즘의 성능을 분석하였고, 그 결과 초기 자세 추정 성능이 크게 향상되었음을 확인하였다.

Key Words : Multiposition Alignment(다중위치 정렬), Sun Sensor(태양 센서), Lunar Exploration Rover(달 탐사 로버)

† Received : June 15, 2017 Revised : September 12, 2017 Accepted : September 21, 2017

** Corresponding author, E-mail : chanpark@snu.ac.kr

1. 서 론

달 탐사에 있어 로버의 활용은 중요한 의의를 갖는다. 우선 달 탐사 로버의 기동성을 통해 단순히 달 착륙선의 주변이 아닌, 보다 넓은 영역을 능동적으로 탐사할 수 있다. 또한 우주인을 대체함으로써 안전성과 비용적인 측면에서의 효율성도 높일 수 있다.

(구)소련은 1970년과 1973년 두 차례에 걸쳐 루노코드(Lunokhod)라는 이름의 탐사 로버를 달 표면에 안착시킨 경험이 있고, 영상 수집 및 지구와 달 사이 거리의 정밀측정을 시도하였다[1,2]. 이후 약 40년의 공백기를 거쳐 2013년에 중국이 위투(Yutu)를 달 위에 올려놓게 된다[3]. 한편, 미국은 첫 화성 로버인 소저너(Sojourner), 쌍둥이 로버 스피릿(Spirit)과 오퍼튜니티(Opportunity), 그리고 가장 최근 화성에 착륙한 큐리오시티(Curiosity)를 통해 화성 표면의 영상 수집, 광물이나 대기 성분 분석 등, 물의 흔적을 찾기 위한 활발한 화성 탐사를 수행해왔다[1,2,4]. 이러한 사례를 통해 우주 탐사에서의 로버 활용의 필요성을 확인할 수 있다.

달 탐사 로버의 운용에 있어 지상국과의 통신, 로봇팔의 움직임, 태양광 패널을 이용한 전력 보충 등에는 로버의 위치와 자세가 영향을 미치게 된다. 즉, 성공적인 달 탐사를 위해서는 높은 정밀도의 항법 성능이 요구된다. 그러나 달에서는 지구에서 사용할 수 있는 몇 가지 항법 장치의 적용이 불가능하다. 첫째로, 시설이 구축되어 있지 않기 때문에 위성 측위 시스템(GNSS, Global Navigation Satellite System)을 사용할 수 없다. 또한 공기가 매우 희박하고 고유의 자기장도 없기 때문에 초음파 센서(sonar sensor)나 자력계(magnetometer)도 사용할 수 없다[5].

현재까지 달에서 사용된 바 있는 항법 알고리즘에는 관성 측정 장치(IMU, Inertial Measurement Unit)를 이용한 관성 항법 시스템(INS, Inertial Navigation System)과 카메라를 이용한 비전 알고리즘(vision-based algorithm), 거리 주행 기록계(wheel odometry), 그리고 천문력을 이용한 천체 항법 시스템(CNS, Celestial Navigation System) 등이 있다. 이 중에서 관성 항법은 외부와의 연관성 없이 내부의 장치만으로 항법이 가능하다는 장점을 가지기 때문에 달에서의 항법에 적합하다. 관성 항법과 같은 상대 항법을 수행하기 위해서는 초기 위치와 자세를 계산하여야 하며, 이 과정을 초기 정렬이라고 한다. 하지만 이러한 정렬 수행 과정에서 사용되는 달의 중력과 자전 각속도의 크

기가 지구보다 현저히 작기 때문에 정렬 성능이 떨어지게 되고[6] 이는 다시 전반적인 항법의 성능에 영향을 끼치게 되므로 이를 극복하기 위한 정렬 알고리즘의 개선이 필요하다.

정렬 성능을 높이는 방법의 하나로 다중위치 정렬(multiposition alignment) 알고리즘이 있다[7]. 다중위치 정렬은 항체의 자세에 변화를 줌으로써 가관측성을 높이는 방법이므로 별도의 센서의 도움 없이도 정렬 성능을 높일 수 있다는 장점을 갖는다. 하지만 달에서는 중력과 자전 각속도의 영향으로 상기 알고리즘의 적용이 큰 효과를 보이지 못한다. 따라서 다른 센서를 보조로 활용함으로써 정렬 성능을 향상시킬 필요가 있다.

한편, 천체 항법은 절대 항법으로서 관성 항법과는 상호 보완적인 특성을 가지므로 서로 결합하였을 때 항법 성능을 크게 향상시킬 수 있다. 천체 항법에 주로 사용되는 센서는 별 추적기(star tracker)이다. 하지만 별 추적기는 가격이 비싸고 무겁기 때문에 달 탐사 로버에 사용하기엔 부적합하다. 따라서 본 논문에서는 별 추적기를 대체할 수 있는 태양 센서(sun sensor)를 보조로 활용한 다중위치 정렬 알고리즘을 소개한다.

Pingyuan[5] 등은 태양 센서와 지구 센서, 그리고 가속도계를 이용하여 달 탐사 로버의 자세를 추정하는 기법을 설명하였고, Yang[8] 등은 태양 센서를 이용하여 초기 정렬을 수행하는 SCPO(Simultaneous Celestial Positioning and Orientation) 알고리즘을 제시하였다. 한편, Ali[9] 등은 화성 탐사 로버에 사용되었던 SAPP(Surface Attitude Position and Pointing)를 소개하였다. 위 논문들은 모두 태양 센서를 이용하여 QUEST 알고리즘을 통해 달 혹은 행성 탐사 로버의 자세 계산을 수행하는 방법을 다루고 있지만 가관측성 분석 등은 수행되지 않았으며, 본 논문에서는 다중위치 정렬 기법과 결합하여 보다 정밀한 초기 정렬을 수행할 수 있는 알고리즘을 제시한다.

이어질 내용은 다음과 같이 구성되었다. 2장에서 정밀 정렬을 위한 칼만 필터(Kalman filter)에 사용된 시스템 모델과 이를 바탕으로 한 다중위치 정렬의 개념을 소개한다. 3장에서는 태양 센서에서 측정된 태양 벡터를 이용한 측정치 모델을 유도하고 이에 대한 가관측성 분석을 수행한다. 4장에서는 이렇게 구성한 모델에 대하여 시뮬레이션을 통해 지구에서의 정렬 및 달에서의 정지 상태 정렬, 다중위치 정렬과 비교함으로써 새로 제안한 정렬 알고리즘의 성능을 검증하고, 5장에서 결론을 맺는다.

II. 다중위치 정렬

2.1 항법 오차 모델

달 탐사 로버는 달 착륙선에 탑재되어 달의 표면에 착륙하며, 착륙선은 착륙 과정에서 일련의 항법을 수행하게 된다. 즉, 달 탐사 로버의 초기 위치는 달 착륙선의 초기 위치와 같으므로 알고 있는 값으로 가정하여 오차 모델에서 제외하였다. 다음으로 수직축 속도 성분은 다른 오차 성분의 추정에 큰 영향을 미치지 않기 때문에 수직축 속도 성분 또한 상태 변수에서 제거할 수 있다. 또한, 가속도계와 자이로에는 임의의 상수로 결정되는 바이어스와 매 측정마다 무작위로 결정되는 백색 잡음이 섞여있다고 가정함으로써 식 (1)과 같은 오차 모델을 세울 수 있다[7].

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dots \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & : & T_k \\ \dots & & \dots \\ 0_{5 \times 5} & : & 0_{5 \times 5} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ \dots \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_1 \\ \dots \\ 0_{5 \times 1} \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\equiv F_k x + w, \quad w \sim N(0_{10 \times 1}, Q)$$

$$x_1 = [v_N \ v_E \ \phi_N \ \phi_E \ \phi_D]^T$$

$$x_2 = [\nabla_x \ \nabla_y \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T$$

여기서 상태 변수 x_1 을 구성하는 v 와 ϕ 는 속도 오차와 자세 오차를 의미하고, x_2 를 구성하는 ∇ 과 ε 는 가속도계와 자이로의 바이어스를 뜻한다. 이때 아래첨자 N , E , D 는 각각 항법 좌표계의 북쪽을 가리키는 축과 동쪽을 가리키는 축, 그리고 중력 방향을 가리키는 축의 성분을 나타낸다. w 는 x 에 대한 프로세스 잡음이며, 평균은 0이고 공분산 Q 를 따른다. $0_{5 \times 5}$ 와 $0_{5 \times 1}$ 은 각각 표기된 크기의 영행렬을 의미하고, F 와 T_i 는 식 (2), (3)과 같다.

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_D & 0 & g & 0 \\ -2\Omega_D & 0 & -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Omega_D & 0 \\ 0 & 0 & -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ 0 & 0 & 0 & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$T_k = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

식 (2)의 g 와 Ω 는 각각 중력과 자전 각속도를 의미한다. 식 (3)에서 아래첨자 k 는 k 번째 자세를 뜻하고, C_{ij} 는 이 자세에서의 항법 좌표계와 항법 좌표계 사이의 변환 행렬 C_b^n 의 성분을 가리킨다.

마지막으로 정지 상태의 정렬에서 사용하는 측정치는 수평축 속도 성분이므로 측정치 모델은 식 (4)와 같이 세울 수 있다.

$$z_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & : & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & : & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ \dots \\ x_2 \end{bmatrix} + v_1 \quad (4)$$

$$\equiv H_1 x + v_1, \quad v_1 \sim N(0_{2 \times 1}, R_1)$$

여기서 v_1 는 측정치 잡음을 나타내며, R_1 은 측정치 잡음의 공분산을 의미한다.

2.2 가관측성 분석

식 (1)의 시스템 행렬은 자세에 따라 바뀌는 시변 함수이지만, 정렬 과정에서는 이를 PWCS(Piece-wise Constant System)로 근사할 수 있다. 또한, 이렇게 근사한 행렬을 바탕으로 SOM(Stripped Observability Matrix) 기법을 통해 식 (5)과 같은 가관측성 행렬을 구성할 수 있다.

$$O_S = \begin{bmatrix} O_1 \\ \vdots \\ O_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_1 \\ H_1 F_1 \\ \vdots \\ H_1 F_1^{n-1} \\ \text{-----} \\ \vdots \\ \text{-----} \\ H_1 \\ H_1 F_k \\ \vdots \\ H_1 F_k^{n-1} \end{bmatrix} \quad (5)$$

식 (5)의 O_k 는 k 번째 자세에서의 가관측성 행렬을 나타내고, N 과 n 은 자세의 개수와 상태 변수의 개수를 의미하며, 식 (1)에서 알 수 있듯이 이 모델에서는 $n = 10$ 이 된다.

이렇게 구성한 SOM을 대상으로 랭크 테스트를 수행함으로써 시스템의 가관측성을 확인할 수 있다. 정지 상태 정렬의 경우 가관측성 행렬의 랭크는 7이며, 따라서 10개의 상태 변수가 모두 가관측하지는 않다는 것을 알 수 있다[7]. 여기서 항체의 자세를 한 번 바뀌춤으로써 가관측성 행렬의 일차독립인 행을 늘려 모든 랭크를 확보할

수 있는데, 이때 세 개의 자세 오차 중 가장 가관측도가 떨어지는 수직축 자세 오차의 가관측도 향상을 고려한 최적의 자세 변화는 첫 번째 자세에서 요 각을 180도 회전하는 것이다.

하지만 가관측성이 모두 확보 되었다고 해서 가관측도가 높아지는 것은 아니다. 달에서는 중력과 자전 각속도가 지구보다 작기 때문에 가관측도가 크게 향상되지 않는다. 이에 대한 분석은 4장에서 공분산 행렬의 분석을 통해 자세히 다루도록 하며, 이러한 문제점을 극복하기 위해 본문에서는 태양 센서와의 결합을 제시하였다.

III. 태양 센서 결합 모델

태양 센서는 앞서 언급한 바와 같이 별 추적기에 비해 가볍고 가격이 저렴하다는 장점이 있다. 또한 태양은 하늘에서 가장 밝은 천체이고, 낮과 밤이 각각 13일 이상 지속되는 달의 특성상 밤에는 로버가 태양열을 얻을 수 없어 절전 모드에 들어가게 되는 반면 낮에는 태양을 긴 시간 관측할 수 있으며, 점원으로 가정하기에 태양의 크기가 충분히 작다. 마지막으로 달에는 공기가 없기 때문에 굴절로 인한 변형이 일어나지 않으며 구름과 같이 관측을 방해할 요소도 없다[5]. 이러한 강점을 기반으로 다음과 같은 측정치 모델을 구성하였다.

3.1 태양 벡터 결합 측정치 모델

태양 센서의 측정치인 태양 벡터의 좌표 변환을 위해 사용된 좌표계 사이의 관계를 Fig. 1로 나타내면 Fig. 1과 같다. 여기서 θ_{SHA} 는 달 관성 좌표계(Moon centered inertial coordinates)와 달 고정 좌표계(Moon centered Moon fixed coordinates) 사이의 행성 시각(sidereal hour angle)을 나타내고, 달 고정 좌표계와 항법 좌표계(navigation coordinates) 사이의 관계를 나타내는 L 과 λ 는 각각 로버가 위치한 위도와 경도를 나타내며, 본 논문에서는 NED 항법 좌표계를 사용하였다. 항체 좌표계(body coordinates)의 중심은 항법 좌표계와 일치하며, 각축은 정면, 우측면, 그리고 하향을 가리킨다.

달 관성 좌표계에서 나타낸, 달의 중심에서 태양을 가리키는 태양 벡터 s^i 는 로버에 탑재된 시계와, 태양과 달의 천문력을 통해 계산할 수 있다. 또한 같은 시각의 θ_{SHA} 를 계산하여 변환 행렬 C_i^m 을 구할 수 있으며, 달 착륙선이 제공해 준 로버의 위치로부터 달 고정 좌표계와 로버의

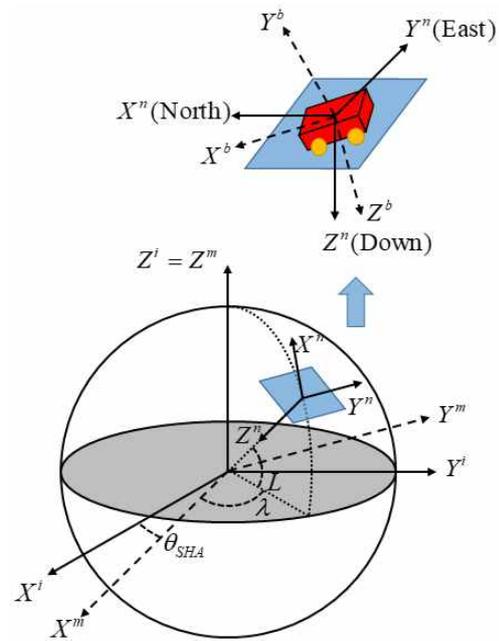


Fig. 1. Relationship among coordinates

항법 좌표계 간의 변환 행렬 C_m^m 을 구할 수 있다. 따라서 식 (6)과 같이 로버 항법 좌표계에서 나타낸 태양 벡터 s^n 을 계산할 수 있다.

$$s^n = C_m^m C_i^m s^i \tag{6}$$

태양 센서는 로버에 장착하는 과정에서 관성 측정 장치와의 상대 자세를 계산할 수 있다. 본 논문에서는 계산의 편의성을 위해 두 센서의 각축이 일치한다고 가정하였다. 태양 센서에서 측정한 태양 벡터는 식 (7)과 같이 방위각 α 와 천

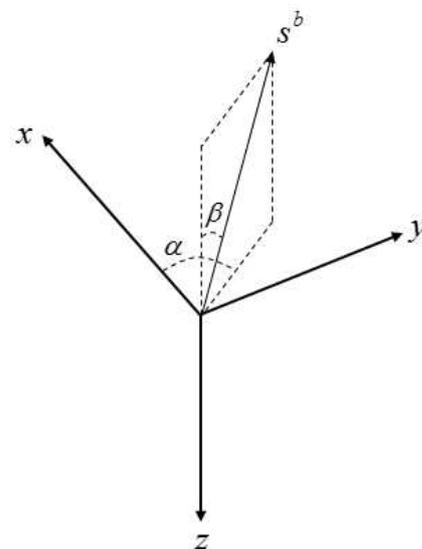


Fig. 2. Sun vector in body coordinates

정 거리 β 로 표현 가능하며, 이를 그림으로 나타내면 Fig. 2와 같다.

$$s^b = \begin{bmatrix} \cos\alpha \sin\beta \\ \sin\alpha \sin\beta \\ -\cos\beta \end{bmatrix} \quad (7)$$

한편 s^b 는 로버의 자세를 나타내는 변환 행렬 C_n^b 를 통해 식 (8)과 같이 항법 좌표계로의 변환이 가능하다.

$$s^b = C_n^b s^n \quad (8)$$

관성 측정 장치를 통해 계산한 자세에는 자세 오차 ϕ 가 섞여 있고, ϕ 가 매우 작다 가정하면 추정된 자세에 의한 태양 벡터는 식 (9)와 같다.

$$\begin{aligned} \hat{s}^b &= \hat{C}_n^b s^n, \\ \hat{C}_n^b &= (I_3 - [\phi \times]) C_n^b \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 I 는 표시된 차원의 단위행렬이고, 위첨자 $\hat{\cdot}$ 은 \cdot 의 추정된 값을 의미하며, $[\cdot \times]$ 는 벡터의 외적을 행렬의 형태로 나타낸 교대 행렬 (skew symmetric matrix)을 의미한다.

따라서 칼만 필터에 사용되는 측정치 z_2 는 식 (10)과 같이 구성된다.

$$z_2 = \hat{s}^b - s^b \quad (10)$$

식 (10)에 식 (8)과 (9)를 대입하고 정리하면 식 (11)을 얻을 수 있다.

$$z_2 = C_n^b [\phi \times] s^n \quad (11)$$

마지막으로 벡터의 외적과 교대 행렬의 관계 및 그 성질을 이용하여 식 (12)를 구할 수 있다.

$$z_2 = -C_n^b [s^n \times] \phi \quad (12)$$

식 (12)를 식 (4)와 결합하여 구성한 최종 측정치 모델은 식 (13)과 같다.

$$\begin{aligned} z &= \begin{bmatrix} z_1 \\ \dots \\ z_2 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} I_2 & 0_{2 \times 3} & : & 0_{2 \times 5} \\ \dots & \dots & & \dots \\ 0_{3 \times 3} - C_n^b [s^n \times] & : & 0_{2 \times 5} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ \dots \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1 \\ \dots \\ v_2 \end{bmatrix} \\ &\equiv Hx + v, \quad v \sim N(0, R) \end{aligned} \quad (13)$$

이때 측정치 잡음 공분산 R 은 식 (4)의 R_1 과 태양 벡터 측정치의 잡음 공분산 R_2 에 대해 식 (14)의 관계식을 갖는다.

$$R = \begin{bmatrix} R_1 & 0_{2 \times 3} \\ 0_{3 \times 2} & R_2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

3.2 가관측성 분석

식 (1)과 (13)을 바탕으로 가관측성 행렬을 구성하고, 행 연산을 통해 독립적인 항만 나타내면 식 (15)의 행렬을 구할 수 있다. 이때 자세 C_b^n 은 I_3 로 가정하였고, s_i 는 태양 센서의 출력 값인 s^b 의 i 번째 원소를 나타낸다.

$$O = \begin{bmatrix} I_2 & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} \\ 0_{2 \times 2} & \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \end{bmatrix} & I_2 & 0_{2 \times 3} \\ 0_{3 \times 2} & \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D & 0 \\ -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ 0 & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix} & 0_{3 \times 2} & I_3 \\ 0_{2 \times 2} & \begin{bmatrix} 0 & -s_3 & s_2 \\ s_3 & 0 & -s_1 \end{bmatrix} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 3} \end{bmatrix} \quad (15)$$

여기서 O 의 랭크는 9이므로 태양 벡터를 추가해도 모든 상태 변수가 가관측하지는 않지만 이는 다중위치 정렬을 통해 확보할 수 있으며, 가관측도 또한 크게 향상되는 것을 이어지는 4장의 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

IV. 시뮬레이션

4.1. 시뮬레이션 조건

2장에서 언급한 바와 같이 다중위치 정렬을 할 경우 모든 상태 변수가 가관측하지만, 이것이 가관측도를 설명하지는 않는다. 한편 정렬을 수행 중 공분산 변화는 가관측도를 분석할 수 있는 하나의 좋은 척도이다. 따라서 아래와 같이 시뮬레이션을 설계하여 가관측도를 살펴보았다.

먼저 로버의 초기 위치인 달 착륙선의 착륙 지점은 북위 36° , 동경 127° 로 가정하였다. 로버의 초기 자세는 수평이 어느 정도 맞춰져 있다고 가정하여 롤과 피치를 각각 2° , 3° 로 두고, 요 각은 70° 라 하였다. 관성 측정 장치의 측정 주기는 100 Hz 로 하였고, 태양 센서의 측정 주기는 1 Hz 이며, 칼만 필터의 주기는 태양 센서를 따른다. 두 번째 자세로의 변화는 300 초에 시작하며, 5 deg/s 의 각속도로 180° 회전한 이후 600

Table 1. Initial standard deviation of navigation error states

| | Earth | Moon |
|------------------------------|---------|---------|
| Velocity(v_N, v_E) | 0.1 m/s | 0.1 m/s |
| Leveling(ϕ_N, ϕ_E) | 0.05 ° | 0.3 ° |
| Heading(ϕ_D) | 0.4 ° | 10 ° |

초까지 정렬을 수행한다.

필터에서 추정할 속도 오차와 자세 오차의 초기 공분산 값은 Table 1에 정리하였다. 이때 초기 자세 오차는 관성 측정 장치의 성능과 중력, 그리고 자전 각속도에 따라 정해진다. 따라서 같은 성능의 관성 측정 장치를 사용하더라도 달에서 정렬을 수행할 경우, 중력에 영향을 받는 수평 자세 오차는 약 6배, 자전 각속도에 영향을 받는 방위각 자세 오차는 약 27배로 초기 오차 공분산이 커지게 된다[10]. 비교를 위해 달에서는 지구와 같은 초기 자세 오차를 가지는 경우와 초기 자세 오차가 커진 경우를 모두 시뮬레이션 하였다.

Table 2와 3은 관성 측정 장치와 태양 센서의 성능을 나타낸다. 관성 측정 장치는 성능이 증가함에 따라 그 무게도 함께 증가한다. 로버에 장착할 수 있는 항법 장치에는 무게의 한계가 있으므로 본 시뮬레이션에서는 관성 측정 장치의 성능을 전술급(tactical grade)으로 가정하였다.

태양 벡터는 방위각 및 천정 거리와 식 (7)의 관계를 가지므로, 태양 벡터의 공분산 R_2' 은 방위각과 천정 거리의 공분산 R_2 , 자코비안 행렬 J_s 에 의해 식 (16)과 같이 결정된다.

$$R_2 = J_s R_2' J_s^T,$$

$$J_s = \begin{bmatrix} \frac{\partial s_1}{\partial \alpha} & \frac{\partial s_1}{\partial \beta} \\ \frac{\partial s_2}{\partial \alpha} & \frac{\partial s_2}{\partial \beta} \\ \frac{\partial s_3}{\partial \alpha} & \frac{\partial s_3}{\partial \beta} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$= \begin{bmatrix} -\sin\alpha \sin\beta & \cos\alpha \cos\beta \\ \cos\alpha \sin\beta & \sin\alpha \cos\beta \\ 0 & \sin\beta \end{bmatrix}$$

마지막으로 측정치 공분산 행렬을 구성하기 위해서 수평 축 속도 성분은 0.001 m/s의 불확실성을 가지고 있다고 가정하였다. 이와 같이 시뮬레이션 조건을 설정하여 50회 몬테카를로(Monte Carlo) 시뮬레이션을 수행한 결과를 4.2절에 나타

Table 2. IMU specification

| | Accelerometer | Gyro |
|-------|----------------------------|----------------------------|
| Bias | 1 mg | 0.1 °/hr |
| Noise | 0.1 mg/ $\sqrt{\text{Hz}}$ | 0.01 °/ $\sqrt{\text{hr}}$ |

Table 3. Sun sensor specification

| | Azimuth(α) | Zenith(β) |
|-------|---------------------|-------------------|
| Noise | 0.1 ° | 0.1 ° |

내었다.

4.2. 시뮬레이션 결과

4.2.1. 지구와 달에서의 다중위치 정렬

Figure 3은 지구에서 정지 상태 및 다중위치 정렬을 했을 때의 자세 오차 공분산 변화를 보여 준다. 지구에서 다중위치 정렬 기법을 적용하면, 지구의 중력과 자전각속도가 충분히 크기 때문에 한 번의 자세 변화만으로 자세 오차의 가관측도

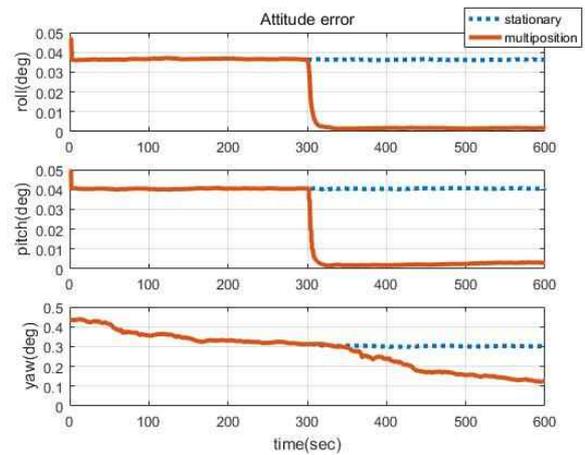


Fig. 3. Multiposition alignment on the Earth

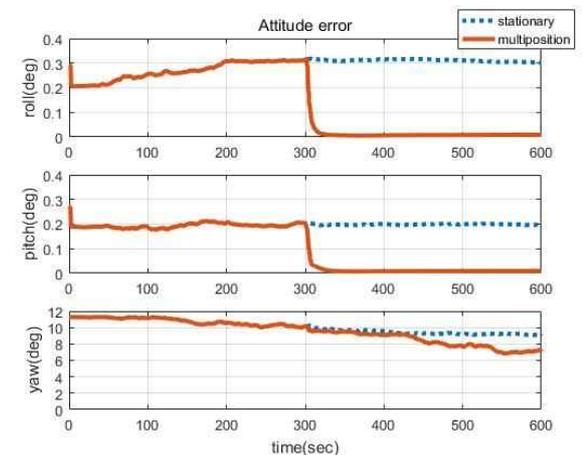


Fig. 4. Multiposition alignment on the Moon

가 향상되는 것을 알 수 있다.

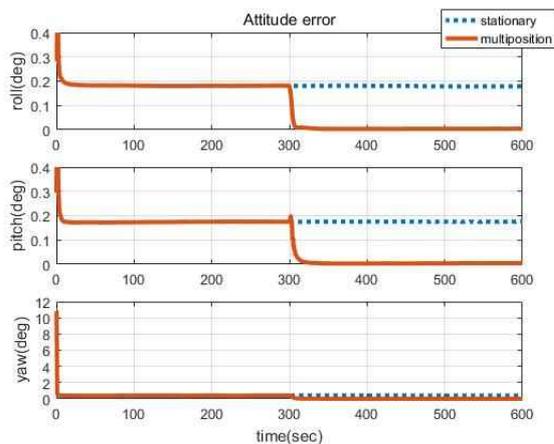
한편 달에서는 4.1 절에서 언급했듯이 초기 자세 오차가 더 커지게 된다. 이 경우 확장 칼만 필터의 비선형성도 함께 커지기 때문에 필터가 발산하기도 하였는데, Fig. 4는 이러한 몇 가지 경우를 제외하고 나타낸 그래프이다. 다중위치 정렬 기법 적용 이후 요각의 가관측도가 조금 향상 되었으나, 수렴속도가 매우 느리며 여전히 큰 오차 공분산을 가지는 것을 알 수 있다.

4.2.2. 달에서의 태양 센서 보조 다중위치 정렬

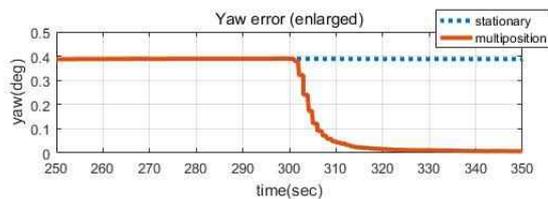
Figure 5의 (a)는 달 환경에서 태양 벡터를 보조로 활용하여 정렬을 수행한 결과를 보여준다. 태양 센서의 영향으로 필터가 더 이상 발산하지 않고 수렴속도가 증가한 것을 확인할 수 있다. 또한 다중위치 정렬 기법 적용 이후에 가관측도가 한 번 더 크게 향상되어 자세 오차가 매우 작

Table 4. RMSE of final attitude in each case

| | Roll(deg) | Pitch(deg) | Yaw(deg) |
|-------|-----------|------------|----------|
| E, MA | 0.001809 | 0.003088 | 0.1249 |
| M, MA | 0.0087 | 0.009904 | 7.131 |
| M, SS | 0.003198 | 0.00325 | 0.006953 |



(a) Original graph



(b) Enlarged graph (yaw)

Fig. 5. Sun sensor aided multiposition alignment on the Moon

아지는 것을 알 수 있었고, 이를 나타내기 위하여 Fig. 5의 (b)에 확대하여 나타내었다.

4.2.절에서 다룬 3가지 경우에 대해 각 자세 오차의 최종 RMSE(Root Mean Square Error)를 Table 4에 정리하였다. E와 M은 지구와 달을 가리키고, MA는 다중위치 정렬을, SS는 태양 센서를 보조로 활용한 경우를 나타내며, 제시한 기법이 단순히 다중위치 정렬을 수행했을 때보다 성능이 훨씬 높아지는 것을 알 수 있다.

V. 결 론

본 논문에서는 달에서 임무를 수행하는 달 탐사 로버의 초기 정렬 성능을 향상시키기 위한 태양 벡터 결합 다중위치 정렬 기법을 제안하였다. 기존의 정렬 기법은 지구의 중력과 자전 각속도가 충분히 크다는 것을 이용했기 때문에 달에서 적용하기 힘들었다. 따라서 달의 중력과 각속도 뿐 아니라 태양 벡터라는 새로운 정보를 이용하여 수행하는 정렬 기법을 제시하였다. 태양 센서는 무게가 가볍기 때문에 무게에 민감한 로버에 활용하기 적합한 장치라 할 수 있다. 이러한 태양 센서로부터 얻은 태양 벡터를 기존 측정치에 결합하기 위한 측정치 모델을 제시하고 가관측성 분석을 수행했다. 또한 시뮬레이션을 통해 가관측도를 분석한 결과, 태양 센서를 보조로 활용할 경우 자세 오차가 크게 수렴하는 것을 확인할 수 있었고, 여기에 다중위치 정렬을 수행할 경우 자세 오차가 한 번 더 작은 값으로 수렴하는 것을 확인할 수 있었으며, 요 각의 경우엔 지구에서 관성 측정 장치만을 이용한 다중위치 정렬의 성능보다도 좋아지는 것을 확인하였다. 본 논문이 제시한 알고리즘을 통해 달 탐사 로버의 안전하고 성공적인 임무 수행을 위한 항법 성능이 크게 향상되어 한국형 달 탐사 2단계 임무 등에도 활용될 수 있을 것으로 기대된다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 미래창조과학부의 지원(과제번호 NRF-2013M1A3A3A02042468)을 받아 수행되었습니다.

References

1) Ahn, S. M., Lee, Y. G., Kim, S. P., Kim, T. S., and Moon, S. M., "Space Rover

Development and Domestic Technology," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 6, No. 1, 2008, pp. 27-34.

2) Lee, W. B., Ju, G.-H. Choi, G. H., and Sim, E. S., "Development Trends of Space Robots," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 9, No. 2, 2011, pp. 158-175.

3) Xiao, L., "China's touch on the Moon," *Nature Geoscience*, Vol. 7, No. 6, 2014, pp. 391-392.

4) Vasavada, A. R., et al., "Overview of the Mars Science Laboratory mission: Bradbury landing to Yellowknife Bay and beyond," *Journal of Geophysical Research: Planets*, Vol. 119, No. 6, 2014, pp. 1134-1161.

5) Pingyuan, C., Fuzhan, Y., and Hutao, C., "Attitude and position determination scheme of lunar rovers basing on the celestial vectors observation," in *2007 IEEE International Conference on Integration Technology*, March 2007, pp. 538-543.

6) Ning, X., Liu, L., Fang, J., and Wu, W.,

"Initial position and attitude determination of lunar rovers by INS/CNS integration," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 30, No. 1, 2013, pp. 323-332.

7) Lee, J. G., Park, C. G., and Park, H. W., "Multiposition alignment of strapdown inertial navigation system." *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic systems*, Vol. 29, No. 4, 1993, pp. 1323-1328.

8) Yang, P., Xie, L., and Liu, J., "Simultaneous celestial positioning and orientation for the lunar rover," *Aerospace Science and Technology*, Vol. 34, 2014, pp. 45-54.

9) Ali, K. S., et al., "Attitude and position estimation on the mars exploration rovers," in *2005 IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics*, October 2005, pp. 20-27.

10) Park, C. G., Kim, K. J., Park, H. W., and Lee, J. G., "Development of an Initial Coarse Alignment Algorithm for Strapdown Inertial Navigation System," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems*, Vol. 4, No. 5, 1998, pp. 674-679.