



저작자표시-비영리-변경금지 2.0 대한민국

이용자는 아래의 조건을 따르는 경우에 한하여 자유롭게

- 이 저작물을 복제, 배포, 전송, 전시, 공연 및 방송할 수 있습니다.

다음과 같은 조건을 따라야 합니다:



저작자표시. 귀하는 원저작자를 표시하여야 합니다.



비영리. 귀하는 이 저작물을 영리 목적으로 이용할 수 없습니다.



변경금지. 귀하는 이 저작물을 개작, 변형 또는 가공할 수 없습니다.

- 귀하는, 이 저작물의 재이용이나 배포의 경우, 이 저작물에 적용된 이용허락조건을 명확하게 나타내어야 합니다.
- 저작권자로부터 별도의 허가를 받으면 이러한 조건들은 적용되지 않습니다.

저작권법에 따른 이용자의 권리는 위의 내용에 의하여 영향을 받지 않습니다.

이것은 [이용허락규약\(Legal Code\)](#)을 이해하기 쉽게 요약한 것입니다.

[Disclaimer](#)

공학석사학위논문

**관성 센서와 태양 센서를 이용한
달 탐사 로버의 초기 정렬 기법 연구**

**Initial Alignment of Lunar Exploration Rover
Using Inertial Sensors and Sun Sensor**

2018 년 2 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

차 재 혁

관성 센서와 태양 센서를 이용한 달 탐사 로버의 초기 정렬 기법 연구

Initial Alignment of Lunar Exploration Rover
Using Inertial Sensors and Sun Sensor

지도교수 박 찬 국

이 논문을 공학석사 학위논문으로 제출함

2017 년 12 월

서울대학교 대학원

기계항공공학부

차 재 혁

차재혁의 공학석사 학위논문을 인준함

2017 년 12 월

위 원 장

김 유 단



부위원장

박 찬 국



위 원

기 성 등



초 록

달 탐사 로버는 기동성을 기반으로 능동적이고, 사람을 대체함으로써 안전하며 비용도 절감할 수 있는 달 탐사 도구이다. 달 탐사 로버의 성공적인 운용을 위해서는 높은 정밀도의 항법 성능이 요구되고, 이를 위해서는 관성 항법 시스템의 정밀한 초기 정렬이 필수적이다. 일반적으로 초기 정렬은 개략 정렬과 정밀 정렬로 구성되며, 천체의 중력과 자전 각속도를 이용하여 수행된다. 하지만 달의 중력과 자전 각속도 크기가 지구의 중력과 자전 각속도 크기보다 작기 때문에 달 탐사 로버의 초기 정렬 성능이 저하되며, 이는 정밀 정렬의 성능을 높일 수 있는 기법인 다중위치 정렬을 수행하여도 극복할 수 없다. 한편 태양 센서는 절대 항법 장치로서 관성 센서와 결합하였을 때 효율이 좋고 저렴하여 사용 부담이 적다. 본 논문에서는 관성 센서와 태양 센서를 이용한 초기 정렬 기법을 제안한다. 먼저 가속도계와 태양 센서를 이용한 개략 정렬 기법을 제안하고 이에 대한 정렬 오차를 유도한다. 다음으로 관성 센서와 태양 센서를 이용한 정밀 정렬을 수행하기 위한 태양 벡터의 측정치 모델을 구성하고, 이에 대한 가관측성 분석을 수행한다. 컴퓨터 시뮬레이션을 통해 제안한 알고리즘의 성능을 기존 알고리즘의 성능과 비교하며 분석하였고, 그 결과 제안된 정렬 기법에 의해 초기 자세 추정 성능이 크게 향상되었음을 확인하였다.

주요어 : 달 탐사 로버, 초기 정렬, 관성 센서, 태양 센서, 다중위치 정
렬

학 번 : 2016-20757

목 차

1. 서론	1
1.1. 연구 배경	1
1.2. 연구 목적 및 내용	5
2. 초기 정렬 기법	7
2.1. 관성 센서를 이용한 개략 정렬 기법	7
2.1.1. 단일 단계 개략 정렬 기법	7
2.1.2. 이중 단계 개략 정렬 기법	15
2.2. 관성 센서를 이용한 정밀 정렬 기법	23
2.2.1. 시스템 모델 및 측정치 모델	23
2.2.2. 다중위치 정렬	25
2.3. 달 환경에서의 한계	29
3. 태양 센서를 이용한 초기 정렬 기법	34
3.1. 태양 센서와 태양 벡터	34
3.2. 태양 센서를 이용한 개략 정렬 기법	38
3.2.1. 단일 단계 개략 정렬 기법	38
3.2.2. 이중 단계 개략 정렬 기법	43
3.2.3. 시뮬레이션 및 성능 분석	48
3.3. 태양 센서를 이용한 정밀 정렬 기법	51
3.3.1. 태양 벡터 결합 측정치 모델	51
3.3.2. 시뮬레이션 및 성능 분석	55
4. 결론	60
참 고 문 헌	63
ABSTRACT	66

표 목차

표 2.1 관성 측정 장치의 성능	29
표 2.2 관성 센서를 이용한 초기 정렬 시뮬레이션 조건.....	30
표 3.1 태양 센서의 성능	48
표 3.2 태양 센서를 이용한 개략 정렬 시뮬레이션 조건.....	49
표 3.3 태양 센서를 이용한 개략 정렬 시뮬레이션 결과.....	50
표 3.4 최종 자세 평균 제공근 오차 비교.....	55

그림 목차

그림 2.1	관성 센서를 이용한 단일 단계 개략 정렬 블록 선도.....	7
그림 2.2	관성 센서를 이용한 이중 단계 개략 정렬 블록 선도.....	16
그림 2.3	지구에서의 관성 센서를 이용한 정밀 정렬 자세 오차 추정 결과.....	31
그림 2.4	달에서의 관성 센서를 이용한 정밀 정렬 자세 오차 추정 결과.....	32
그림 3.1	태양 센서 프레임에서 나타난 태양 벡터.....	35
그림 3.2	각 좌표계 사이의 관계	37
그림 3.3	태양 센서를 이용한 단일 단계 개략 정렬 블록 선도.....	38
그림 3.4	태양 센서를 이용한 이중 단계 개략 정렬 블록 선도.....	44
그림 3.5	두 태양 벡터와 요 각의 관계.....	45
그림 3.6	태양 센서를 이용한 정밀 정렬 자세 오차 추정 결과.....	56
그림 3.7	태양 센서를 이용한 정밀 정렬 속도 오차 추정 결과.....	57
그림 3.8	태양 센서를 이용한 정밀 정렬 가속도계 바이어스 추정 결과.....	58
그림 3.9	태양 센서를 이용한 정밀 정렬 자이로 바이어스 추정 결과.....	59

1. 서론

1.1. 연구 배경

달 탐사에 있어 로버의 활용은 중요한 의미를 갖는다. 우선 달 탐사 로버의 기동성을 통해 단순히 달 착륙선의 주변이 아닌, 보다 넓은 영역을 능동적으로 탐사할 수 있다. 또한 달 탐사 로버는 우주인을 대체함으로써 안전성을 확보하고 경제적인 부담을 줄일 수 있다는 측면에서도 이점을 갖는다.

(구) 소련은 1970년과 1973년 두 차례에 걸쳐 루노코드(Lunokhod)라는 이름의 탐사 로버를 달 표면에 안착시킴으로써 영상 수집 및 지구와 달 사이 거리의 정밀 측정을 시도한 경험이 있다[1, 2]. 이후 약 40년의 공백기를 지나 2013년에 중국이 ‘옥토끼’라는 뜻의 위투(玉兔, Yutu)를 달 위에 올려놓게 된다[3]. 한편, 미국은 첫 화성 로버인 소저너(Sojourner), 쌍둥이 로버인 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 수행하기 위해서는 높은 정밀도의 항법 성능이 요구된다. 그러나 달에서는 지구에서 사용할 수 있는 몇 가지 항법 장치의 적용이 불가능하다. 첫째로, 달 주변을 공전하는 인공위성이나 달 표면의 지상국과 같은 시설이 구축되어 있지 않기 때문에 위성 측위 시스템(GNSS, Global Navigation Satellite System)을 사용할 수 없다. 또한 공기가 매우 희박하고 달 고유의 자기장도 없기 때문에 초음파 센서(sonar sensor)나 자력계(magnetometer)도 사용할 수 없다[5].

달에서 사용할 수 있는 항법 알고리즘으로는 바퀴의 돌레와 회전수를 곱하여 이동 거리를 계산하는 거리 주행 기록계(wheel odometry)와 카메라를 이용한 영상 항법 시스템(image based navigation system), 관성 측정 장치(IMU, Inertial Measurement Unit)를 이용한 관성 항법 시스템(INS, Inertial Navigation System), 그리고 천문력(ephemeris)을 이용한 천체 항법 시스템(CNS, Celestial Navigation System) 등이 있다. 이 중 관성 항법 시스템[6]은 관성 센서인 가속도계(accelerometer)와 자이로(gyro)의 출력을 적분하여 외부와의 연관성 없이 내부의 장치만으로 항법을 수행한다는 장점을 가지기 때문에 달에서의 항법에 적합하다.

관성 항법과 같은 상대 항법을 수행하기 위해서는 초기 자세를 계산하여야 하며, 이 과정을 초기 정렬(initial alignment)이라고 한다. 일반적인 정렬 알고리즘은 개략 정렬과 정밀 정렬로 구성된다. 개략 정렬은 짧은 시간 동안 얻은 센서의 측정치로부터 초기 자세를 대략적으로 구하는 과정으로서, 정밀 정렬에 사용될 초기 공분산을 함께 제공한다. Jiang[7]은 가속도계와 자이로를 이용한 단일 단계 개략 정렬 기법을 제시하였고, 그 오차를 해석적으로 분석하였다. 해당 논문에서는 같은 측정치로부터 벡터 묶음을 어떻게 구성하는지에 따라 그 오차가 달라짐을 보였다. 이와 달리 이중 단계 개략 정렬 기법[8]은 가속도계 출력을 이용하여 롤 및 피치 각 자세를 계산하는 레벨링(leveling) 단계와, 자이로 출력 및 앞서 구한 롤, 피치 각을 이용하여 요 각 자세를 계산하는 자이로컴퍼싱(gyro-compassing) 단계로 구성되며, 해당 논문에서는 그 오차를 해석적으로 분석하고 시뮬레이션을 통해 분석 결과를 검증하였다.

정밀 정렬은 폐회로(closed loop)를 구성함으로써 보다 긴 시간 동안 정렬을 수행한다. 정밀 정렬의 성능을 높이는 방법의 하나로 다중위치 정렬(multiposition alignment) 알고리즘이 있다[9]. 다중위치 정렬은 항체의 자세에 변화를 줌으로써 가관측성을 높이는 방법이므로 별도의 센서의 도움 없이도 정렬 성능을 높일 수 있다는 장점을 갖는다.

이와 같이 기존의 관성 센서를 이용한 정렬 기법은 관성 센서의 측정치를 기준 벡터인 중력 및 자전 각속도와 비교함으로써 수행된다. 하지만 달의 중력과 자전 각속도의 크기는 지구의 중력과 자전 각속도의 크기에 비하여 현저히 작기 때문에 같은 성능의 관성 센서를 이용하더라도 정렬 성능이 저하되고[10], 이는 다시 전반적인 항법의 성능에 영향을 끼치게 되므로 이를 극복하기 위한 정렬 알고리즘의 개선이 필요하다. 따라서 달에서의 정렬 성능을 향상시키기 위해서는 다른 센서를 보조로 활용하여야 한다.

한편 천체 항법은 절대 항법으로서 관성 항법과는 상호보완적인 특성을 가지므로 서로 결합하였을 때 항법 성능을 크게 향상시킬 수 있다. 천체 항법에 주로 사용되는 센서는 별 추적기(star tracker)이지만[11-16] 가격이 비싸고 무겁다는 단점을 가진다. 이를 대신하여 태양 센서를 이용한 정렬 기법이 개발되고 있다. Pingyuan[5] 등은 태양 센서와 지구 센서, 그리고 가속도계를 이용하여 달 탐사 로버의 자세를 추정하는 기법을 제시하였고, Yang[17] 등은 태양 센서를 이용하여 초기 정렬을 수행하는 SCPO(Simultaneous Celestial Positioning and Orientation) 알고리즘을 제시하였다. 또한 Ali[18] 등은 화성 탐사 로버에 사용되었던 SAPP(Surface Attitude Position and Pointing) 알고리즘을 소개하였다.

1.2. 연구 목적 및 내용

본 논문에서 제안하는 방법은 기존의 관성 센서를 이용한 초기 정렬 알고리즘에 천체 항법 장치인 태양 센서를 결합함으로써 보다 정밀한 초기 정렬을 수행할 수 있는 알고리즘이며, 개략 정렬과 정밀 정렬의 두 가지 과정으로 구성된다. 먼저 개략 정렬 기법 연구에서는 가속도계와 태양 센서를 이용하여 개략 정렬을 수행하였을 때 정밀 정렬의 초기값으로 사용될 초기 자세의 추정 오차가 크게 줄어들음을 해석적으로 분석하고 시뮬레이션을 통해 이를 검증하였다. 다음으로 정밀 정렬 기법 연구에서는 다중위치 정렬에 대하여 랭크 테스트(rank test)와 공분산 해석(covariance analysis)으로 구성된 가관측성 분석(observability analysis)을 통해 정밀 정렬 성능을 검증하였다.

본 논문을 통해 제안된 알고리즘은 기존의 항법 장치에 비해 상대적으로 전력 소모도 작고 부피나 무게도 크지 않은 태양 센서를 추가하였기 때문에 달 탐사 로버와 같이 전력과 무게의 제약이 따르는 시스템에 적용 가능할 것으로 사료된다. 나아가 태양 센서를 이용할 수 있는 환경이라면 화성과 같은 다른 행성 및 우주 탐사 임무에도 적용 가능할 것으로 기대된다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 먼저 2장에서는 기존의 관성 센서를 이용한 개략 정렬 기법과 정밀 정렬 기법을 소개하고, 이를 달 환경에 적용하였을 때의 한계를 제시한다. 3장에서는 2장에서 제시된 한계를 극복하기 위하여 태양 센서를 이용한 개략 정렬 기법과 정밀 정렬 기법을 제안하고, 오차 분석 및 성능 검증을 수행한다. 마지막으로 4장에서 결론을 제시하고 논문을 마친다.

2. 초기 정렬 기법

2.1. 관성 센서를 이용한 개략 정렬 기법

일반적인 초기 정렬 과정은 개략 정렬과 정밀 정렬로 구성되며, 이 중 개략 정렬을 선행하여 정밀 정렬의 필터에서 사용할 초기 자세를 계산하여야 한다. 본 절에서는 기존의 개략 정렬 기법인 단일 단계 개략 정렬 기법[7]과 이중 단계 개략 정렬 기법[8]에 대해 다룬다.

2.1.1. 단일 단계 개략 정렬 기법

단일 단계 개략 정렬 알고리즘의 전체적인 흐름은 그림 2.1과 같다.

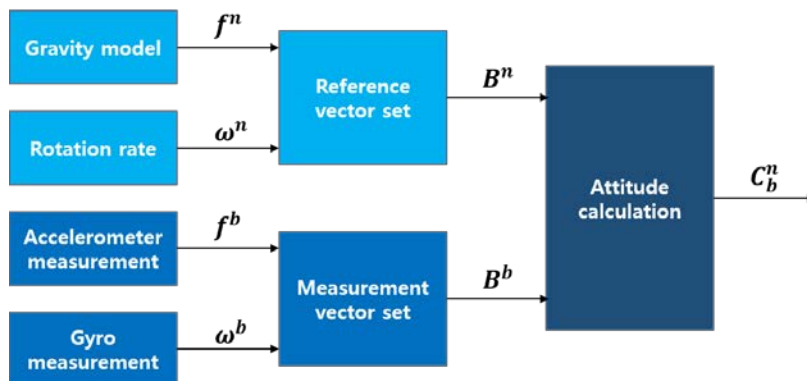


그림 2.1 관성 센서를 이용한 단일 단계 개략 정렬 블록 선도

궤적 정렬을 수행하는 동안 달 탐사 로버가 제 자리에 정지해 있다면 가속도계와 자이로에는 각각 달의 중력과 자전 각속도만이 입력된다는 것을 유추할 수 있다. 이때 일련의 항법을 수행하며 달 표면에 착륙한 달 착륙선으로부터 달 탐사 로버의 위치를 제공받을 수 있으므로 항법 좌표계(navigation frame)에서 나타난 관성 센서의 비력(specific force)과 각속도(angular rate)를 계산할 수 있다. 본 논문에서는 항법 좌표계로 NED(North-East-Down) 좌표계를 사용하기로 하며, NED 좌표계에서 나타난 비력 벡터와 각속도 벡터는 각각 식 (2.1), (2.2)와 같이 표현된다.

$$\mathbf{f}^n = [0 \quad 0 \quad -g]^T \quad (2.1)$$

$$\boldsymbol{\omega}^n = [\Omega \cos L \quad 0 \quad -\Omega \sin L]^T \quad (2.2)$$

여기서 g 와 Ω 는 달의 중력과 자전 각속도 값으로서 각각 1.622m/s^2 , 0.549deg/h 이고, 이는 지구의 중력과 자전 각속도 값인 9.780m/s^2 , 15.041deg/h 에 비해 약 6 배, 27 배씩 작은 값이다. 또한 L 은 로버가 위치한 위도를 나타낸다.

로버의 자세를 나타내는 방향 코사인 행렬(DCM, direction cosine matrix)을 계산하기 위해서는 각 좌표계에서 나타낸 세 쌍의 선형 독립적인(linearly independent) 벡터가 필요하다. 이때 비력 벡터와 자전 각속도 벡터를 이용하여 식 (2.3) 또는 (2.4)와 같이 벡터 묶음을 구성할 수 있다.

$$B_1 = \{\mathbf{f}, \boldsymbol{\omega}, \mathbf{f} \times \boldsymbol{\omega}\} \quad (2.3)$$

$$B_2 = \{\mathbf{f}, \mathbf{f} \times \boldsymbol{\omega}, (\mathbf{f} \times \boldsymbol{\omega}) \times \mathbf{f}\} \quad (2.4)$$

이때 달의 극점, 즉 $L = \pm 90 \text{deg}$ 인 곳을 제외하면 각 벡터 묶음은 서로 선형 독립적인 벡터들로 구성된다는 것을 확인할 수 있다.

첫 번째 벡터 묶음 B_1 에 대하여 항체 좌표계(body frame)에서 항법 좌표계로의 좌표 변환 행렬인 방향 코사인 행렬 C_b^n 은 각 좌표계에서 나타낸 벡터를 식 (2.5)와 같이 변환하며, 본 논문에서는 항체 좌표계로 FRD(Forward-Right-Down) 좌표계를 사용하기로 한다.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{f}^n & \boldsymbol{\omega}^n & \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\omega}^n \end{bmatrix} = C_b^n \begin{bmatrix} \mathbf{f}^b & \boldsymbol{\omega}^b & \mathbf{f}^b \times \boldsymbol{\omega}^b \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

여기서 \mathbf{f}^b 와 $\boldsymbol{\omega}^b$ 는 관성 센서에서 출력하는 측정치이고, 각각 식 (2.6), (2.7)과 같이 정의한다.

$$\mathbf{f}^b = [f_x \quad f_y \quad f_z]^T \quad (2.6)$$

$$\boldsymbol{\omega}^b = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T \quad (2.7)$$

따라서 식 (2.5)로부터 방향 코사인 행렬을 식 (2.8)과 같이 구할 수 있다.

$$\mathbf{C}_b^n = [\mathbf{f}^b \quad \boldsymbol{\omega}^b \quad \mathbf{f}^b \times \boldsymbol{\omega}^b]^{-1} [\mathbf{f}^n \quad \boldsymbol{\omega}^n \quad \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\omega}^n] \quad (2.8)$$

한편 방향 코사인 행렬은 직교 행렬(orthonormal matrix)이므로 식 (2.8)을 식 (2.9)와 같이 고쳐 쓸 수 있다.

$$\mathbf{C}_b^n = (\mathbf{C}_b^n)^{-T} = \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^n)^T \\ (\boldsymbol{\omega}^n)^T \\ (\mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\omega}^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^b)^T \\ (\boldsymbol{\omega}^b)^T \\ (\mathbf{f}^b \times \boldsymbol{\omega}^b)^T \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

식 (2.9)에 식 (2.1)과 (2.2), 그리고 (2.6)과 (2.7)을 대입하면 식 (2.10)을 얻을 수 있다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \frac{g\omega_x - f_x\Omega\sin L}{g\Omega\cos L} & \frac{g\omega_y - f_y\Omega\sin L}{g\Omega\cos L} & \frac{g\omega_z - f_z\Omega\sin L}{g\Omega\cos L} \\ \frac{f_z\omega_y - f_y\omega_z}{g\Omega\cos L} & \frac{f_x\omega_z - f_z\omega_x}{g\Omega\cos L} & \frac{f_y\omega_x - f_x\omega_y}{g\Omega\cos L} \\ \frac{-f_x}{g} & \frac{-f_y}{g} & \frac{-f_z}{g} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

이와 유사하게 두 번째 벡터 묶음 B_2 에 대하여 식 (2.5)~(2.10)의 과정을 거치면 식 (2.11)을 얻을 수 있다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \frac{\|\mathbf{f}^b\|^2 \omega_x - f_x(\mathbf{f}^b \cdot \boldsymbol{\omega}^b)}{g^2\Omega\cos L} & \frac{\|\mathbf{f}^b\|^2 \omega_y - f_y(\mathbf{f}^b \cdot \boldsymbol{\omega}^b)}{g^2\Omega\cos L} & \frac{\|\mathbf{f}^b\|^2 \omega_z - f_z(\mathbf{f}^b \cdot \boldsymbol{\omega}^b)}{g^2\Omega\cos L} \\ \frac{f_z\omega_y - f_y\omega_z}{g\Omega\cos L} & \frac{f_x\omega_z - f_z\omega_x}{g\Omega\cos L} & \frac{f_y\omega_x - f_x\omega_y}{g\Omega\cos L} \\ \frac{-f_x}{g} & \frac{-f_y}{g} & \frac{-f_z}{g} \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

한편 관성 센서의 측정치에는 여러 가지 요인에 의한 오차가 포함되어 출력되며, 이러한 오차를 식 (2.12), (2.13)과 같이 정의한다.

$$\delta \mathbf{f}^b = [\delta f_x \quad \delta f_y \quad \delta f_z]^T \quad (2.12)$$

$$\delta \boldsymbol{\omega}^b = [\delta \omega_x \quad \delta \omega_y \quad \delta \omega_z]^T \quad (2.13)$$

따라서 우리가 구할 수 있는 것은 실제 방향 코사인 행렬 C_b^n 이 아닌 오차가 섞여있는 \hat{C}_b^n 이며, 두 행렬은 식 (2.14)의 관계를 갖는다[19].

$$\hat{C}_b^n = (I_3 + S + U)C_b^n \quad (2.14)$$

여기서 I_3 는 3차원 단위 행렬(identity matrix)을 나타내고, S 와 U 는 각각 식 (2.15), (2.16)과 같이 나타나는 대칭(symmetric) 오차 행렬과 교대(skew symmetric) 오차 행렬이다.

$$S = \begin{bmatrix} \sigma_N & \varepsilon_D & \varepsilon_E \\ \varepsilon_D & \sigma_E & \varepsilon_N \\ \varepsilon_E & \varepsilon_N & \sigma_D \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$U = \begin{bmatrix} 0 & -\varphi_D & \varphi_E \\ \varphi_D & 0 & -\varphi_N \\ -\varphi_E & \varphi_N & 0 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

이때 식 (2.15)의 σ_i 는 i 축 스케일 오차(scale error), ε_i 는 축 간의 비정렬 오차(misalignment error)를 나타내고, 식 (2.16)의 φ_i 는 경사각 오차(tilt error)를 나타낸다. 또한 식 (2.5)는 식 (2.17)로 수정된다.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{f}^n & \boldsymbol{\omega}^n & \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\omega}^n \end{bmatrix} = \hat{C}_b^n \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{f}}^b & \hat{\boldsymbol{\omega}}^b & \hat{\mathbf{f}}^b \times \hat{\boldsymbol{\omega}}^b \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

여기서 $\hat{\mathbf{f}}^b$ 와 $\hat{\boldsymbol{\omega}}^b$ 는 (2.6), (2.7)에 섭동(perturbation) 된 오차가 포함된 것으로써, 식 (2.18), (2.19)와 같이 정의된다.

$$\hat{\mathbf{f}}^b \triangleq \mathbf{f}^b + \delta \mathbf{f}^b \quad (2.18)$$

$$\hat{\boldsymbol{\omega}}^b \triangleq \boldsymbol{\omega}^b + \delta \boldsymbol{\omega}^b \quad (2.19)$$

식 (2.12)~(2.14), 그리고 (2.18)과 (2.19)를 식 (2.17)에 대입하면 오차 제 곱항을 무시함으로써 식 (2.20)을 얻을 수 있다.

$$(S+U) \begin{bmatrix} \mathbf{f}^n & \boldsymbol{\omega}^n & \mathbf{f}^n \times \boldsymbol{\omega}^n \end{bmatrix} = -C_b^n \begin{bmatrix} \delta \mathbf{f}^b & \delta \boldsymbol{\omega}^b & \delta \mathbf{f}^b \times \boldsymbol{\omega}^b + \mathbf{f}^b \times \delta \boldsymbol{\omega}^b \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

편의를 위해 식 (2.20)의 우변에 대해 식 (2.21)과 (2.22)를 정의한다.

$$\delta \mathbf{f}^n = C_b^n \delta \mathbf{f}^b = [\delta f_N \quad \delta f_E \quad \delta f_D]^T \quad (2.21)$$

$$\delta \boldsymbol{\omega}^n = C_b^n \delta \boldsymbol{\omega}^b = [\delta \omega_N \quad \delta \omega_E \quad \delta \omega_D]^T \quad (2.22)$$

마지막으로 식 (2.20)에 식 (2.15)와 (2.16), 그리고 (2.21), (2.22)를 대입하면 식 (2.23)~(2.25)와 같은 경사각 오차를 얻을 수 있다.

$$\varphi_N = -\frac{\delta f_E}{g} \quad (2.23)$$

$$\varphi_E = \frac{1}{2} \left(\frac{\delta f_N}{g} - \frac{\delta f_D}{g} \tan L + \frac{\delta \omega_D}{\Omega \cos L} \right) \quad (2.24)$$

$$\varphi_D = -\frac{\delta \omega_E}{\Omega \cos L} + \frac{\delta f_E}{g} \tan L \quad (2.25)$$

위의 과정에서 스케일 오차와 비정렬 오차를 함께 구할 수 있지만, 일반적으로 스케일 오차와 비정렬 오차는 직교화 과정에서 제거 가능하므로[7] 본 논문에서는 다루지 않는다.

유사하게 B_1 대신 B_2 를 사용할 경우 경사각 오차는 식 (2.26)~(2.28) 과 같이 구할 수 있다.

$$\varphi_N = -\frac{\delta f_E}{g} \quad (2.26)$$

$$\varphi_E = \frac{\delta f_N}{g} \quad (2.27)$$

$$\varphi_D = -\frac{\delta \omega_E}{\Omega \cos L} + \frac{\delta f_E}{g} \tan L \quad (2.28)$$

식 (2.24)와 식 (2.27)을 비교하면, B_1 과 같이 벡터 묶음을 구성할 경우 E축 경사각 오차가 N축 가속도계 오차와 D축 가속도계 오차, 그리고 D축 자이로 오차에 영향을 받는 데에 비해 B_2 와 같이 벡터 묶음을 구성할 경우 E축 경사각 오차가 N축 가속도계 오차에만 영향을 받는 것을 알 수 있다. 이처럼 같은 측정치를 이용하더라도 벡터 묶음을 어떻게 구성하는지에 따라 정렬 오차가 달라질 수 있다.

2.1.2. 이중 단계 개략 정렬 기법

항체의 자세를 표현하는 방법에는 방향 코사인 행렬 이외에도 3개의 순차적 자세 변화를 의미하는 오일러 각(Euler angle) 표현법이 있다. 오일러 각과 방향 코사인 행렬 사이에는 식 (2.29), (2.30)의 관계가 성립한다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.29)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

여기서 ϕ , θ , ψ 는 각각 3개의 오일러 각인 롤, 피치, 요 각을 가리킨다.

단일 단계 개략 정렬 기법에서 한 번에 방향 코사인 행렬을 계산한 것과 달리, 이중 단계 개략 정렬 기법은 롤 및 피치 각 자세를 계산하는 레벨링(leveling) 단계와, 요 각 자세를 계산하는 자이로컴퍼싱 단계를 나누어 수행하며, 이를 블록 선도로 나타내면 그림 2.2와 같다.

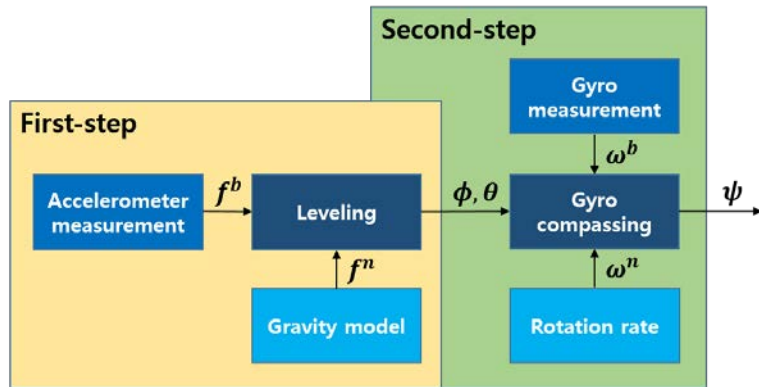


그림 2.2 관성 센서를 이용한 이중 단계 개략 정렬 블록 선도

먼저 식 (2.5)에 (2.1), (2.6) 그리고 (2.30)을 대입함으로써 식 (2.31)을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = (C_b^n)^T f^n = \begin{bmatrix} g \sin \theta \\ -g \sin \phi \cos \theta \\ -g \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

식 (2.31)로부터 롤, 피치 각을 식 (2.32), (2.33)과 같이 구할 수 있다.

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{-g \sin \phi \cos \theta}{-g \cos \phi \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{f_y}{f_z} \right) \quad (2.32)$$

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{g \sin \theta}{g \cos \theta} \right) = \tan^{-1} \left(\frac{f_x}{\sqrt{f_y^2 + f_z^2}} \right) \quad (2.33)$$

이와 같이 레벨링 단계에서 가속도계 출력만으로 롤, 피치 각을 구할 수 있음을 알 수 있다.

다음으로 식 (2.34), (2.35)와 같이 롤, 피치 각으로만 이루어진 행렬과 요 각으로만 이루어진 두 개의 행렬로 나누어 정의함으로써, 식 (2.29)의 요 각을 롤, 피치 각으로부터 분리한다.

$$C_1 = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \phi \sin \theta & \cos \phi \sin \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

따라서 (2.5), (2.34), (2.35)로부터 식 (2.36)이 성립한다.

$$\boldsymbol{\omega}^n = C_b^n \boldsymbol{\omega}^b = C_2 C_1 \boldsymbol{\omega}^b \quad (2.36)$$

이때 C_2 는 직교 행렬이므로 식 (2.37)이 성립한다.

$$C_2^T \boldsymbol{\omega}^n = C_1 \boldsymbol{\omega}^b \quad (2.37)$$

이 벡터를 $[\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 로 정의하고 식 (2.2), (2.7), (2.34), (2.35)을 (2.37)에 대입하면 식 (2.38)을 얻을 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Omega_N \cos \psi \\ -\Omega_N \sin \psi \\ \Omega_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x \cos \theta + \omega_y \sin \phi \sin \theta + \omega_z \cos \phi \sin \theta \\ \omega_y \cos \phi - \omega_z \sin \phi \\ -\omega_x \sin \theta + \omega_y \sin \phi \cos \theta + \omega_z \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.38)$$

여기서 $\Omega_N = \Omega \cos L$, $\Omega_D = -\Omega \sin L$ 이다. 따라서 식 (2.38)로부터 요 각을 식 (2.40)과 같이 계산할 수 있다.

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{\Omega_N \sin \psi}{\Omega_N \cos \psi} \right) = \tan^{-1} \left(-\frac{\omega_2}{\omega_1} \right) \quad (2.39)$$

$$= \tan^{-1} \left(\frac{\omega_z \sin \phi - \omega_y \cos \phi}{\omega_x \cos \theta + \omega_y \sin \phi \sin \theta + \omega_z \cos \phi \sin \theta} \right) \quad (2.40)$$

이와 같이 자이로컴퍼싱 단계에서 자이로 출력과 레벨링 단계에서 구한 롤, 피치 각을 이용하여 요 각을 구할 수 있음을 알 수 있다.

한편 관성 센서에는 오차가 포함되므로 식 (2.32)는 식 (2.41)과 같이 섭동 되어 변형된다.

$$\tan(\phi + \delta\phi) = \frac{f_y + \delta f_y}{f_z + \delta f_z} \quad (2.41)$$

여기서 $\delta\phi$ 는 롤 각 오차를 가리키며, 이 값이 매우 작다고 가정하였을 때 식 (2.42)와 같이 근사할 수 있다.

$$\sin \delta\phi \approx \tan \delta\phi \approx \delta\phi, \quad \cos \delta\phi \approx 1 \quad (2.42)$$

따라서 식 (2.41)에 삼각함수 공식을 적용하고 식 (2.31)과 (2.32), (2.42)를 대입한 후 오차 제곱항을 무시하여 정리하면 식 (2.43)을 얻을 수 있다.

$$\delta\phi = \frac{\delta f_z \sin \phi - \delta f_y \cos \phi}{g \cos \theta} \quad (2.43)$$

이와 유사하게 식 (2.33)을 섭동하여 표현하면 식 (2.44)와 같다.

$$\tan(\theta + \delta\theta) = \frac{f_x + \delta f_x}{\sqrt{(f_y + \delta f_y)^2 + (f_z + \delta f_z)^2}} \quad (2.44)$$

식 (2.44)에 삼각함수 공식을 적용하고 식 (2.31)과 (2.33), (2.42)를 대입한 후 오차 제곱항을 무시하여 정리하면 식 (2.45)를 얻을 수 있다.

$$\delta\theta = \frac{\delta f_x \cos\theta + \delta f_y \sin\phi \sin\theta + \delta f_z \cos\phi \sin\theta}{g} \quad (2.45)$$

마지막으로 식 (2.40)을 섭동하여 표현하면 식 (2.46)과 같다.

$$\tan(\psi + \delta\psi) = \frac{(\omega_z + \delta\omega_z)\sin\phi - (\omega_y + \delta\omega_y)\cos\phi}{(\omega_x + \delta\omega_x)\cos\theta + (\omega_y + \delta\omega_y)\sin\phi \sin\theta + (\omega_z + \delta\omega_z)\cos\phi \sin\theta} \quad (2.46)$$

여기서 요 각 오차는 자이로 오차에 의한 영향이 지배적이므로 가속도계 오차에 의해 발생하는 롤, 피치 각 오차에 의해 섭동된 식은 무시한다. 식 (2.46)에 삼각함수 공식을 적용하고 식 (2.38)과 (2.40), (2.42)를 대입한 후 오차 제곱항을 무시하여 정리하면 식 (2.47)을 얻을 수 있다.

$$\delta\psi = -\frac{\delta\omega_x \cos\theta \sin\psi + \delta\omega_y \sin\phi \sin\theta \sin\psi + \delta\omega_z \cos\phi \sin\theta \sin\psi}{\Omega_N} \quad (2.47)$$

식 (2.43), (2.45), (2.47)에서 얻은 결과를 단일 단계 개략 정렬 결과와 비교하기 위하여 오일러 각 오차를 경사각 오차로 변환한다. 경사각과 오일러 각 사이에는 식 (2.48), (2.49)의 관계가 성립한다.

$$\begin{bmatrix} \varphi_N \\ \varphi_E \\ \varphi_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \left(\begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \theta \\ 0 \end{bmatrix} \right) + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \psi \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

$$= \begin{bmatrix} \delta\phi \cos \theta \cos \psi - \delta\theta \sin \psi \\ \delta\phi \cos \theta \sin \psi + \delta\theta \cos \psi \\ -\delta\phi \sin \theta + \delta\psi \end{bmatrix} \quad (2.49)$$

일반적으로 가속도계의 오차보다 자이로 오차가 더 크고, 자전 각속도 값보다 중력 값이 크기 때문에 롤 각의 오차보다 요 각의 오차가 크다. 따라서 식 (2.49)의 세번째 행에서 롤 각 오차항은 무시하고, 식 (2.43), (2.45), (2.47)을 대입한 후 (2.21)과 (2.22)의 관계를 이용하면 식 (2.50)~(2.52)를 얻을 수 있다.

$$\varphi_N = -\frac{\delta f_E}{g} \quad (2.50)$$

$$\varphi_E = \frac{\delta f_N}{g} \quad (2.51)$$

$$\varphi_D = -\frac{\delta\omega_E}{\Omega \cos L} \quad (2.52)$$

식 (2.23)~(2.28)과 식 (2.50)~(2.52)를 비교하면, 같은 측정치를 이용했음에도 정렬 알고리즘에 따라 오차가 달라지는 것을 확인할 수 있다.

2.2. 관성 센서를 이용한 정밀 정렬 기법

개략 정렬을 수행한 이후에는 정밀 정렬을 수행하여 초기 자세 추정 오차를 줄임으로써, 이후 더욱 정밀한 본격적인 항법을 수행할 수 있도록 한다. 본 절에서는 관성 센서를 이용한 기본적인 정밀 정렬 기법과 정렬 성능 향상을 위한 다중위치 정렬 기법[9]을 소개한다.

2.2.1. 시스템 모델 및 측정치 모델

정밀 정렬 기법은 칼만 필터(Kalman filter)[20]를 통한 폐회로를 구성함으로써 수행된다. 칼만 필터를 수행하기 위해서는 시스템 모델과 측정치 모델을 정의해야 한다. 달 탐사 로버는 앞서 언급한 바와 같이 달 착륙선으로부터 위치를 제공받을 수 있다. 즉, 달 탐사 로버의 초기 위치는 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[21]. 또한, 가속도계와 자이로에는 임의의 상수로 결정되는 바이어스 오차와 매 측정마다 무작위로 결정되는 백색 잡음 오차가 섞여있다고 가정함으로써 식 (2.53)~(2.57)과 같은 오차 모델을 세울 수 있다.

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_1 \\ \dot{\mathbf{x}}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F & T_k \\ \mathbf{0}_{5 \times 5} & \mathbf{0}_{5 \times 5} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{w}_1 \\ \mathbf{0}_{5 \times 1} \end{bmatrix} \triangleq F_k \mathbf{x} + \mathbf{w} \quad (2.53)$$

$$F = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_D & 0 & g & 0 \\ -2\Omega_D & 0 & -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Omega_D & 0 \\ 0 & 0 & -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ 0 & 0 & 0 & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix} \quad (2.54)$$

$$T_k = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ C_{21} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} \\ 0 & 0 & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} \\ 0 & 0 & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} \end{bmatrix} \quad (2.55)$$

$$\mathbf{x}_1 = [\delta v_N \quad \delta v_E \quad \varphi_N \quad \varphi_E \quad \varphi_D]^T \quad (2.56)$$

$$\mathbf{x}_2 = [\nabla_x \quad \nabla_y \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]^T \quad (2.57)$$

식 (2.53)과 (2.55)의 아래 첨자 k 는 k 번째 자세를 뜻하고, C_{ij} 는 C_b^n 의 각 성분을 가리킨다. 식 (2.56)의 δv 와 φ 는 속도 오차와 경사각 오차를, 식 (2.57)의 ∇ 와 ε 은 가속도계와 자이로의 바이어스를 가리키고, $\mathbf{0}_{m \times n}$ 은 $m \times n$ 의 차원을 갖는 영행렬을 의미한다. \mathbf{w} 는 \mathbf{x} 에 대한 프로세스 잡음을 의미하고 식 (2.58)의 정규분포를 따른다.

$$\mathbf{w} \sim N(\mathbf{0}_{10 \times 1}, Q) \quad (2.58)$$

마지막으로 정지 상태의 정렬에서는 속도가 0이라는 정보를 이용하므로 식 (2.59)와 같은 측정치 모델을 세울 수 있다.

$$\mathbf{z}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \vdots \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \boldsymbol{\eta}_1 \triangleq H_1 \mathbf{x} + \boldsymbol{\eta}_1 \quad (2.59)$$

여기서 $\boldsymbol{\eta}_1$ 은 속도 측정치 잡음을 나타내며, 식 (2.60)의 정규분포를 따른다.

$$\boldsymbol{\eta}_1 \sim N(\mathbf{0}_{2 \times 1}, R_1) \quad (2.60)$$

2.2.2. 다중위치 정렬

.다중위치 정렬이란 센서의 위치나 자세를 바꿔줌으로써 시스템의 가관측성을 향상시켜 일반적인 정밀 정렬의 성능을 높일 수 있는 기법이다. 정렬 성능은 가관측성 분석을 통해 비교 가능하며, 가관측성 분석은 랭크 테스트와 가관측도(degree of observability) 분석으로 구성된다.

식 (2.53)의 시스템 행렬은 자세에 따라 바뀌는 시변(time-varying) 함수로서 한 자세에서는 시불변(time invariant)이다. 구간별 상수 시스템 (PWCS, piece-wise constant system)에 대하여 SOM(stripped observability matrix) 기법[22]을 적용할 수 있으므로 가관측성 행렬은 식 (2.61)과 같이 구성할 수 있다.

$$O_s = \begin{bmatrix} O_1 \\ \dots \\ O_2 \\ \dots \\ O_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H \\ HF_1 \\ \vdots \\ HF_1^{n-1} \\ \dots \\ H \\ HF_2 \\ \vdots \\ HF_2^{n-1} \\ \dots \\ H \\ HF_N \\ \vdots \\ HF_N^{n-1} \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

여기서 O_k 는 k 번째 자세에서의 가관측성 행렬을 나타내고, N 과 n 은 자세의 개수와 상태 변수의 개수를 의미하며, 식 (2.53)~(2.55)에서 알 수 있듯이 본 논문에서는 $n=10$ 이 된다.

먼저 일반적인 정밀 정렬을 수행할 때, 즉 $N=1$ 인 경우에 대한 랭크 테스트를 수행하기 위하여 식 (2.61)에 (2.53)~(2.55)와 (2.59)를 대입한 후, 행 연산(row operation)을 통해 독립적인 행만 남기면 식 (2.62)를 얻을 수 있다.

$$\bar{O}_1 = \left[\begin{array}{ccc|ccc|ccc} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & g & 0 & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & \Omega_D & 0 & 0 & 0 & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} \\ 0 & 0 & -\Omega_D & 0 & \Omega_N & 0 & 0 & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & -\Omega_N & 0 & 0 & 0 & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} \end{array} \right] \quad (2.62)$$

식 (2.62)의 \bar{O}_1 는 7개의 독립적인 행을 가지므로 랭크가 7이다. 즉, 하나의 자세만으로는 10개의 상태 변수가 모두 가관측하지는 않다는 것을 알 수 있다. 여기서 항체의 자세를 바꿔주면 C_b^r 이 변하므로 식 (2.61)의 O_s 를 구성하면서 독립적인 항이 추가된다. 이때 피치 각에만 변화를 주면 독립적인 항이 하나 밖에 추가되지 않아 여전히 모든 상태 변수가 가관측하지는 않지만, 롤이나 요 각의 자세 변화가 있을 때에는 모든 상태 변수가 가관측해진다.

하지만 가관측성이 모두 확보되었다고 해서 가관측도 또한 높아지는 것은 아니며, 현실적인 관점에서는 가관측도가 확보되어야 정렬 성능이 높아진다고 할 수 있다. 가관측도를 확인하기 위한 좋은 척도는 공분산의 변화를 확인하는 것이다.

공분산 행렬 P 는 식 (2.63)~(2.65)로 나타낸 이산(discrete) Riccati 방정식의 해를 구함으로써 얻을 수 있다.

$$P_k^{-1}(m+1) = (\Phi_k P_k(m) \Phi_k^T + Q)^{-1} + H_1^T R_1 H_1, \quad m=1,2,\dots,M \quad (2.63)$$

$$\Phi_k = e^{F_k \Delta t} \quad (2.64)$$

$$P_{k+1}(0) = P_k(M) \quad (2.65)$$

여기서 m 은 시간 인자(time index), Δt 는 샘플링 주기를 의미하고, $m=M$ 에서 자세를 변환한다.

식 (2.63)~(2.65)를 통해 각 상태 변수의 가관측도를 알 수 있다. 일반적으로 세 개의 자세 오차 중 가장 가관측도가 떨어지는 것은 수직축 자세 오차이다. 이러한 수직축 자세 오차의 가관측도 향상을 고려한 최적의 자세 변화는 요 각을 180도 회전하는 것으로 알려져 있다.

2.3. 달 환경에서의 한계

관성 센서를 이용한 정렬 기법을 달에서 적용했을 때의 결과를 살펴보기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 관성 센서로 구성된 관성 측정 장치는 일반적으로 성능이 증가함에 따라 그 무게도 함께 증가하는데, 달 탐사 로버에 장착할 수 있는 항법 장치에는 무게의 제약이 따른다. 따라서 본 시뮬레이션에서는 관성 측정 장치의 성능을 전술급(tactical grade)으로 가정하였고, 이때 관성 센서의 성능을 표 2.1에 제시하였다. 각 센서에는 다른 오차에 비해 영향이 크다고 알려진 바이어스 오차와 잡음 오차만 섞여있다고 가정하였고, 여기서 바이어스 오차는 관성 측정 장치를 켤 때마다 임의의 상수(random constant)로 정해지는 오차이며, 제시된 수치는 표준 편차(standard deviation) 값을 의미한다.

표 2.1 관성 측정 장치의 성능

	가속도계	자이로
바이어스	1 mg	0.1 deg/hr
잡음	$0.1 \text{ mg}/\sqrt{\text{Hz}}$	$0.01 \text{ deg}/\sqrt{\text{hr}}$
측정 주기	100 Hz	

관성 측정 장치의 성능이 주어지면 식 (2.50)~(2.52)에 따라 초기 자세 추정 오차를 계산할 수 있다. 표 2.2에는 시뮬레이션에 필요한 조건을 제시하였다. 로버의 실제 초기 자세는 수평이 어느 정도 맞춰져 있다고 가정하여 초기 롤 각과 피치 각을 제시하였다.

표 2.2 관성 센서를 이용한 초기 정렬 시뮬레이션 조건

초기 위치	위도	36 deg
	경도	127 deg
	고도	0 m
초기 자세	롤	2 deg
	피치	3 deg
	요	70 deg
정밀 정렬 시간		600 sec
자세 변화	시각	300 sec
	각도	180 deg
	각속도	5 deg/s
초기 속도 추정 오차		0.001 m/s
필터 주기		1 sec

그림 2.3은 표 2.1과 표 2.2의 시뮬레이션 조건을 바탕으로 지구에서 50회 몬테카를로(Monte-Carlo) 시뮬레이션을 수행한 결과 그래프이다. 그림에서 보이는 바와 같이 필터의 표준 편차 값을 따라 평균 제곱근 오차(RMSE, root mean square error)가 잘 수렴하는 것을 알 수 있다. 특히 300초에서 자세 변화가 있는 후 자세 오차가 한 번 더 크게 수렴하는 것을 확인할 수 있다.

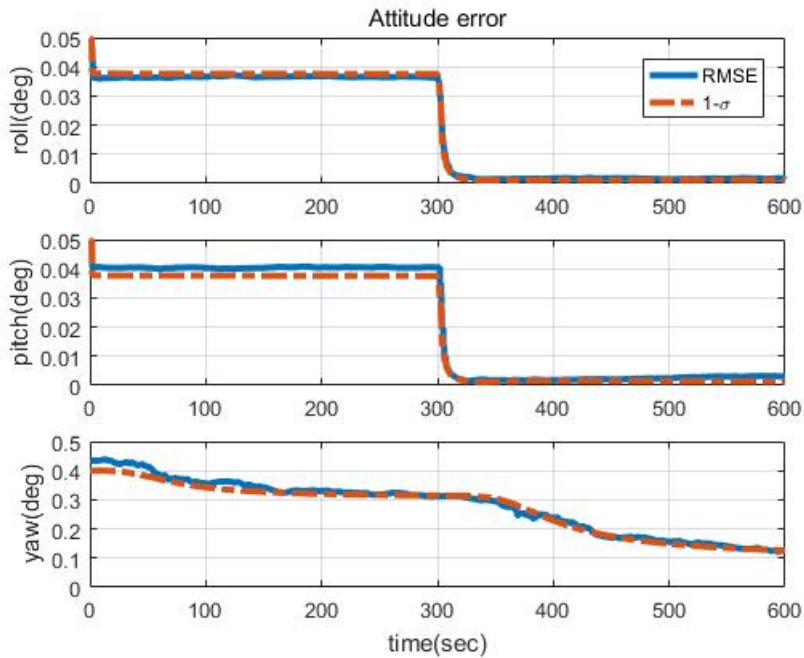


그림 2.3 지구에서의 관성 센서를 이용한 정밀 정렬 자세 오차 추정 결과

그림 2.4는 표 2.1과 표 2.2의 시뮬레이션 조건을 바탕으로 달에서 50회 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과 그래프이다. 그림 2.3과 달리 필터의 표준 편차 값으로부터 평균 제공근 오차가 발산하는 것을 알 수 있다. 이는 초기 요 각 오차가 너무 커서 그에 따라 칼만 필터의 비선형성도 커지고 오차 모델이 잘 맞지 않게 되기 때문이다. 따라서 기존의 알고리즘을 달에서 적용하였을 때 제대로 된 자세 추정이 힘들다는 것을 알 수 있다.

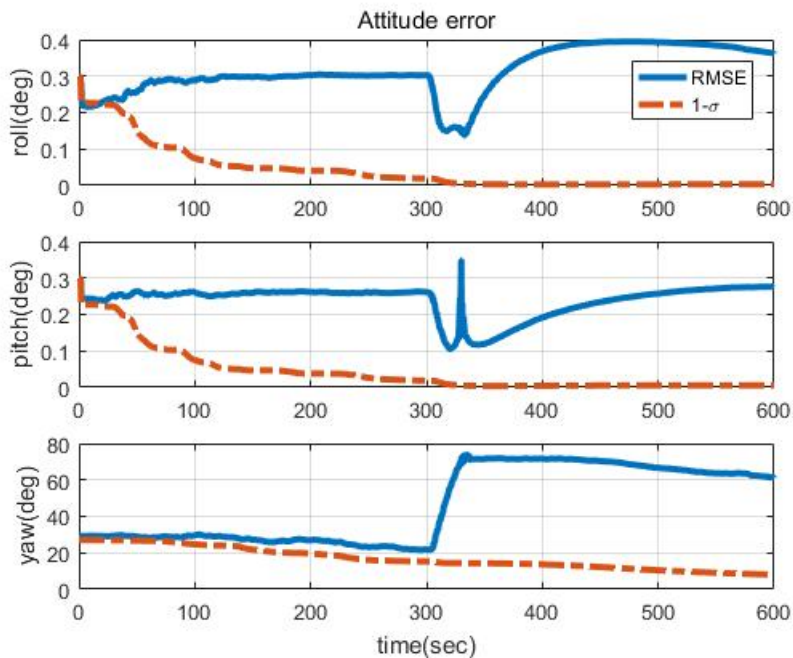


그림 2.4 달에서의 관성 센서를 이용한 정밀 정렬 자세 오차 추정 결과

달 환경에서 관성 센서를 이용한 정렬 기법이 갖는 한계는 식 (2.50)~(2.52)에서도 쉽게 알 수 있듯이 정렬 수행 과정에서 중력과 자전 각속도 값을 이용하여야 하는데 달에서는 이 값이 줄어들기 때문에 발생하며, 다중위치 정렬을 수행하여도 마찬가지로의 이유로 정렬 성능이 개선되지 않는다. 따라서 달에서 보다 정밀한 정렬을 수행하기 위해서는 관성 측정 장치뿐만 아니라, 지구와 달에서 차이 없이 사용할 수 있는 센서를 추가로 이용해야 할 필요가 있다.

3. 태양 센서를 이용한 초기 정렬 기법

3.1. 태양 센서와 태양 벡터

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 태양이 충분히 작게 보인다. 게다가 달에는 공기가 없기 때문에 굴절이 일어나지 않고 물도 없기 때문에 구름과 같이 관측을 방해할 요소도 없다. 이와 같이 태양 센서는 달에서 사용하기에 적합하며 유리하다고 할 수 있다[5].

태양 벡터는 태양을 가리키는 단위 벡터이며, 태양 센서는 태양 센서 좌표계(sun sensor frame)에서 표현된 태양 벡터를 측정치로 출력한다. 태양 센서를 로버에 장착하는 과정에서 태양 센서 좌표계와 항체 좌표계의 상대 자세를 구할 수 있으므로 태양 센서 측정치를 항체 좌표계로 변환할 수 있다. 본 논문에서는 계산의 편의성을 위해 태양 센서 좌표계와 항체 좌표계가 일치한다고 가정하였다. 태양 센서에서 측정한 태양 벡터는 식 (3.1)과 같이 두 개의 각으로 표현 가능하다.

$$\mathbf{s}^b \equiv \mathbf{s}^s = [\cos \alpha \sin \beta \quad \sin \alpha \sin \beta \quad -\cos \beta]^T \triangleq [s_x \quad s_y \quad s_z]^T \quad (3.1)$$

여기서 α 는 태양 벡터를 xy 평면에 투영했을 때 x 축과 이루는 방위각이고, β 는 태양 벡터와 $-z$ 축 사이의 천정 거리이며, 이를 그림으로 나타내면 그림 3.1과 같다.

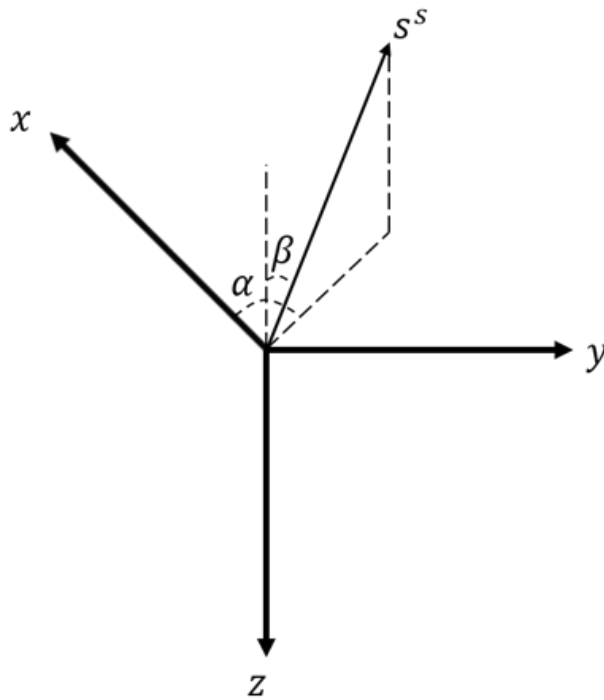


그림 3.1 태양 센서 프레임에서 나타낸 태양 벡터

한편 달 관성 좌표계(Moon centered inertial frame)에서 나타낸, 달의 중심에서 태양을 가리키는 태양 벡터 s^i 는 로버에 탑재된 시계와 태양 및 달의 천문력을 통해 계산할 수 있다. 이때 시각을 알면 달 관성 좌표계와 달 고정 좌표계(Moon centered moon fixed frame) 사이의 방향 코사인 행렬을 식 (3.2)와 같이 구할 수 있다.

$$C_i^m = \begin{bmatrix} \cos \theta_{SHA} & \sin \theta_{SHA} & 0 \\ -\sin \theta_{SHA} & \cos \theta_{SHA} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

여기서 θ_{SHA} 는 행성 시각(sidereal hour angle)을 의미한다. 또한 달 착륙선이 제공해 준 로버의 위치로부터 달 고정 좌표계와 항법 좌표계 사이의 방향 코사인 행렬을 식 (3.3), (3.4)와 같이 구할 수 있다.

$$C_m^n = \begin{bmatrix} \cos(-L-90^\circ) & 0 & -\sin(-L-90^\circ) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(-L-90^\circ) & 0 & \cos(-L-90^\circ) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$= \begin{bmatrix} -\sin L \cos \lambda & -\sin L \sin \lambda & \cos L \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ -\cos L \cos \lambda & -\cos L \sin \lambda & -\sin L \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

여기서 L 과 λ 는 각각 로버가 위치한 위도와 경도를 나타낸다. 따라서 식 (3.5)와 같이 항법 좌표계에서 표현한 태양 벡터를 얻을 수 있다.

$$\mathbf{s}^n = C_m^n C_i^m \mathbf{s}^i \triangleq [s_N \quad s_E \quad s_D]^T \quad (3.5)$$

식 (3.2)~(3.5)에서 태양 벡터의 좌표 변환을 위해 사용된 좌표계 사이의 관계를 그림으로 나타내면 그림 3.2와 같다. 태양 센서를 이용한 초기 정렬 기법에서는 식 (3.1)의 태양 센서 측정치와 식 (3.5)의 기준 벡터를 비교하여 정렬을 수행한다.

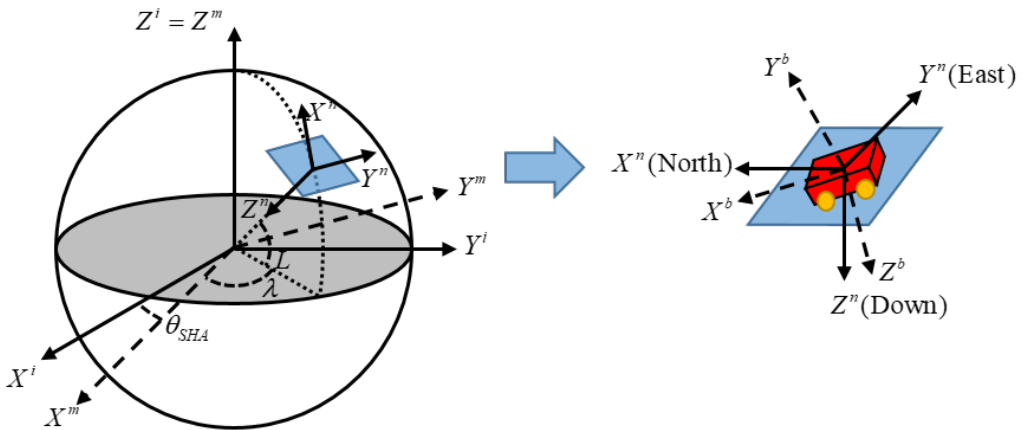


그림 3.2 좌표계 사이의 관계

3.2. 태양 센서를 이용한 개략 정렬 기법

본 절에서는 2.1의 관성 센서를 이용한 개략 정렬 기법과 유사한 방법으로 가속도계와 태양 센서를 이용한 개략 정렬 기법을 소개한다[23]. 앞에서와 마찬가지로 단일 단계 개략 정렬 기법과 이중 단계 개략 정렬 기법에 대하여 정밀 정렬을 수행하기 위한 초기 자세 추정 오차를 제시하였으며, 시뮬레이션을 통해 오차 분석을 검증하였다.

3.2.1. 단일 단계 개략 정렬 기법

가속도계와 태양 센서를 이용한 단일 단계 개략 정렬 알고리즘의 전체적인 흐름은 그림 3.3과 같다.

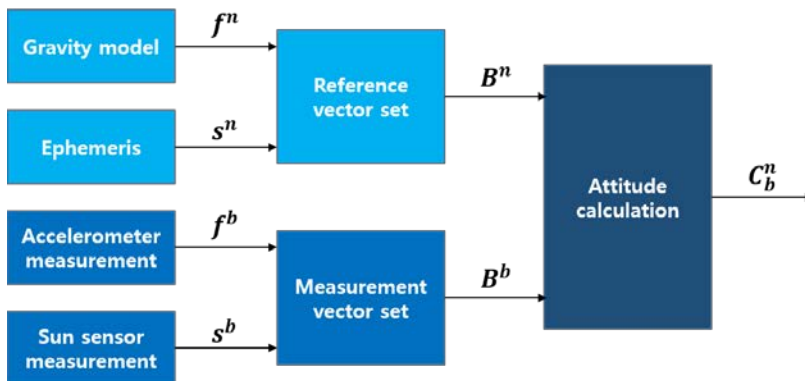


그림 3.3 태양 센서를 이용한 단일 단계 개략 정렬 블록 선도

식 (2.3), (2.4)와 유사하게 식 (3.6) 또는 (3.7)과 같이 벡터 묶음을 구성한다.

$$B_3 = \{\mathbf{f}, \mathbf{s}, \mathbf{f} \times \mathbf{s}\} \quad (3.6)$$

$$B_4 = \{\mathbf{f}, \mathbf{f} \times \mathbf{s}, (\mathbf{f} \times \mathbf{s}) \times \mathbf{f}\} \quad (3.7)$$

이때 태양이 천정에 위치하는 경우, 즉 $\beta = 90 \text{ deg}$ 인 경우를 제외하면 각 벡터 묶음은 서로 선형 독립적인 벡터들로 구성된다는 것을 확인할 수 있다.

첫 번째 벡터 묶음 B_3 에 대하여 식 (2.5)~(2.9)와 유사한 과정을 거치면 식 (3.8)을 얻을 수 있다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^n)^T \\ (\mathbf{s}^n)^T \\ (\mathbf{f}^n \times \mathbf{s}^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^b)^T \\ (\mathbf{s}^b)^T \\ (\mathbf{f}^b \times \mathbf{s}^b)^T \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

식 (3.8)에 (2.1)과 (2.6), 그리고 (3.1), (3.5)를 대입하여 정리하면 식 (3.9)를 얻을 수 있다.

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} \frac{s_N(s_D f_x + g s_x) + s_E(f_y s_z - f_z s_y)}{g(s_N^2 + s_E^2)} & \frac{s_N(s_D f_y + g s_y) + s_E(f_z s_x - f_x s_z)}{g(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{s_E(s_D f_x + g s_x) - s_N(f_y s_z - f_z s_y)}{g(s_N^2 + s_E^2)} & \frac{s_E(s_D f_y + g s_y) - s_N(f_z s_x - f_x s_z)}{g(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{-f_x}{g} & \frac{-f_y}{g} \\ \frac{s_N(s_D f_z + g s_z) + s_E(f_x s_y - f_y s_x)}{g(s_N^2 + s_E^2)} & \\ \frac{s_E(s_D f_z + g s_z) - s_N(f_x s_y - f_y s_x)}{g(s_N^2 + s_E^2)} & \\ \frac{-f_z}{g} & \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

마찬가지로 두 번째 벡터 묶음 B_4 에 대한 결과는 식 (3.10)과 같다.

$$\mathbf{C}_b^n = \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^n)^T \\ (\mathbf{f}^n \times \mathbf{s}^n)^T \\ ((\mathbf{f}^n \times \mathbf{s}^n) \times \mathbf{f}^n)^T \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} (\mathbf{f}^b)^T \\ (\mathbf{f}^b \times \mathbf{s}^b)^T \\ ((\mathbf{f}^b \times \mathbf{s}^b) \times \mathbf{f}^b)^T \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

식 (3.10)에 (2.1)과 (2.6), 그리고 (3.1), (3.5)를 대입하여 정리하면 식 (3.11)을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
C_b^n = & \left[\begin{array}{l} \frac{gs_E(f_y s_z - f_z s_y) - s_N(\|\mathbf{f}^b\|_{s_x} - f_x(\mathbf{f}^b \cdot \mathbf{s}^b))}{g^2(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{-gs_N(f_y s_z - f_z s_y) - s_E(\|\mathbf{f}^b\|_{s_x} - f_x(\mathbf{f}^b \cdot \mathbf{s}^b))}{g^2(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{-f_x}{g} \end{array} \right. \\
& \left. \begin{array}{l} \frac{gs_E(f_z s_x - f_x s_z) - s_N(\|\mathbf{f}^b\|_{s_y} - f_y(\mathbf{f}^b \cdot \mathbf{s}^b))}{g^2(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{-gs_N(f_z s_x - f_x s_z) - s_E(\|\mathbf{f}^b\|_{s_y} - f_y(\mathbf{f}^b \cdot \mathbf{s}^b))}{g^2(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{-f_y}{g} \end{array} \right. \\
& \left. \left. \begin{array}{l} \frac{gs_E(f_x s_y - f_y s_x) - s_N(\|\mathbf{f}^b\|_{s_z} - f_z(\mathbf{f}^b \cdot \mathbf{s}^b))}{g^2(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{-gs_N(f_x s_y - f_y s_x) - s_E(\|\mathbf{f}^b\|_{s_z} - f_z(\mathbf{f}^b \cdot \mathbf{s}^b))}{g^2(s_N^2 + s_E^2)} \\ \frac{-f_z}{g} \end{array} \right] \right. \quad (3.11)
\end{aligned}$$

다음으로 초기 자세 추정 오차를 유도하기 위하여 태양 벡터 오차를 식 (3.12)~(3.14)와 같이 정의한다.

$$\delta s^b = [\delta s_x \quad \delta s_y \quad \delta s_z]^T \quad (3.12)$$

$$\hat{s}^b = s^b + \delta s^b \quad (3.13)$$

$$\delta s^n = C_b^n \delta s^b = [\delta s_N \quad \delta s_E \quad \delta s_D]^T \quad (3.14)$$

B_3 에 대하여 이러한 오차를 고려할 때 식 (2.5)는 식 (3.15)와 같이 수정된다.

$$[\mathbf{f}^n \quad \mathbf{s}^n \quad \mathbf{f}^n \times \mathbf{s}^n] = \hat{C}_b^n [\hat{\mathbf{f}}^b \quad \hat{\mathbf{s}}^b \quad \hat{\mathbf{f}}^b \times \hat{\mathbf{s}}^b] \quad (3.15)$$

따라서 식 (2.14)~(2.25)와 유사한 과정을 거치면 식 (3.16)~(3.18)과 같은 경사각 오차를 얻을 수 있다.

$$\varphi_N = \frac{s_N s_E \delta f_N - (2s_N^2 + s_E^2) \delta f_E - s_E s_D \delta f_D - g s_E \delta s_D}{2g(s_N^2 + s_E^2)} \quad (3.16)$$

$$\varphi_E = \frac{(s_N^2 + 2s_E^2) \delta f_N - s_N s_E \delta f_E + s_N s_D \delta f_D + g s_N \delta s_D}{2g(s_N^2 + s_E^2)} \quad (3.17)$$

$$\varphi_D = \frac{s_E s_D \delta f_N - s_N s_D \delta f_E + g s_E \delta s_N - g s_N \delta s_E}{g(s_N^2 + s_E^2)} \quad (3.18)$$

유사하게 B_4 에 대하여 경사각 오차를 구하면 식 (3.19)~(3.21)를 얻을 수 있다.

$$\varphi_N = -\frac{\delta f_E}{g} \quad (3.19)$$

$$\varphi_E = \frac{\delta f_N}{g} \quad (3.20)$$

$$\varphi_D = \frac{s_E s_D \delta f_N - s_N s_D \delta f_E + g s_E \delta s_N - g s_N \delta s_E}{g(s_N^2 + s_E^2)} \quad (3.21)$$

식 (3.16)~(3.18)과 (3.19)~(3.21)을 비교하면, B_3 의 구성을 할 경우 B_4 에 비해 N축과 E축의 경사각 오차가 더욱 많은 센서 오차에 영향을 받는 것을 알 수 있다. 반면 D축 경사각은 두 경우에 대하여 동일한 오차를 가지는 것을 알 수 있다.

3.2.2. 이중 단계 개략 정렬 기법

태양 센서를 이용한 이중 단계 개략 정렬 알고리즘의 전체적인 흐름은 그림 3.4와 같다. 첫번째 단계인 레벨링 단계는 식 (2.31)~(2.33)의 과정인 관성 센서를 이용한 이중 단계 개략 정렬 알고리즘의 레벨링 단계와 동일하다.

두번째 단계에서는 레벨링 단계에서 구한 롤, 피치 각과 태양 센서 측정치인 태양 벡터를 이용하여 요 각을 구한다. 식 (2.37)을 태양 벡터에 맞게 수정하면 식 (3.22)를 얻는다.

$$C_2^T \mathbf{s}^n = C_1 \mathbf{s}^b \quad (3.22)$$

이 벡터를 $[s_1 \ s_2 \ s_3]^T$ 로 정의하고 식 (2.34), (2.35), (3.1), (3.5)를 (3.22)에 대입하면 식 (3.23)을 얻을 수 있다.

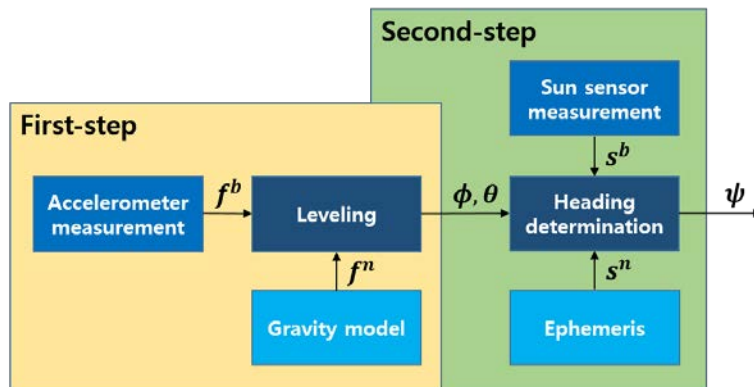


그림 3.4 태양 센서를 이용한 이중 단계 개략 정렬 블록 선도

$$\begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ s_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_N \cos \psi + s_E \sin \psi \\ -s_N \sin \psi + s_E \cos \psi \\ s_D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_x \cos \theta + s_y \sin \phi \sin \theta + s_z \cos \phi \sin \theta \\ s_y \cos \phi - s_z \sin \phi \\ -s_x \sin \theta + s_y \sin \phi \cos \theta + s_z \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

식 (3.23)에서 xy 평면에 투영한 두 개의 벡터 $[s_1 \ s_2 \ 0]^T$ 와 $[s_N \ s_E \ 0]^T$ 는 그림 3.5와 같이 회전 변환 관계에 있는 것을 알 수 있다. 따라서 요 각에 대한 내적 및 외적 공식에 의해 식 (3.24)와 (3.25)가 성립한다.

$$\cos \psi = \frac{s_1 s_N + s_2 s_E}{\sqrt{s_1^2 + s_2^2} \sqrt{s_N^2 + s_E^2}} \quad (3.24)$$

$$\sin \psi = \frac{s_1 s_E - s_2 s_N}{\sqrt{s_1^2 + s_2^2} \sqrt{s_N^2 + s_E^2}} \quad (3.25)$$

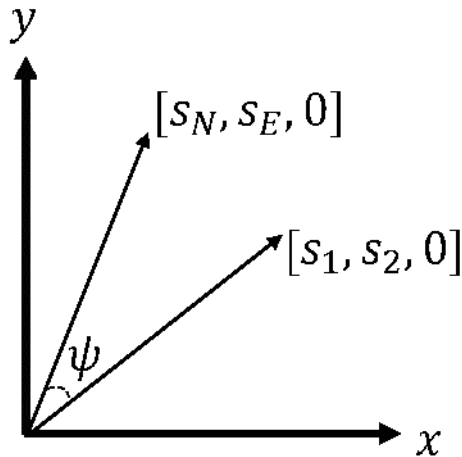


그림 3.5 두 태양 벡터와 요 각의 관계

따라서 요 각을 식 (3.26), (3.27)과 같이 구할 수 있다.

$$\psi = \tan^{-1} \frac{s_1 s_E - s_2 s_N}{s_1 s_N + s_2 s_E} \quad (3.26)$$

$$= \tan^{-1} \frac{(s_x \cos \theta + s_y \sin \phi \sin \theta + s_z \cos \phi \sin \theta) s_E - (s_y \cos \phi - s_z \sin \phi) s_N}{(s_x \cos \theta + s_y \sin \phi \sin \theta + s_z \cos \phi \sin \theta) s_N + (s_y \cos \phi - s_z \sin \phi) s_E} \quad (3.27)$$

다음으로 이중 단계 개략 정렬 기법의 오차를 유도해보면, 먼저 레벨링 단계는 관성 센서를 이용한 레벨링 과정과 동일하므로 그 오차 또한 식 (2.41), (2.45)와 동일하다. 반면에 요 각의 경우 롤, 피치 각의 오차에 의한 영향이 태양 벡터의 오차에 의한 영향과 비슷하기 때문에 이를 무시할 수 없다. 따라서 식 (3.26)을 섭동하여 나타낸 후 식 (3.24)와 (3.25)를 이용하여 정리하면 식 (3.28)~(3.30)을 얻을 수 있다.

$$\delta\psi = \frac{s_2 \delta s_1 - s_1 \delta s_2}{s_N^2 + s_E^2} \quad (3.28)$$

$$\begin{aligned} \delta s_1 = & \delta s_x \cos \theta + \delta s_y \sin \phi \sin \theta + \delta s_z \cos \phi \sin \theta \\ & + (s_y \cos \phi \sin \theta - s_z \sin \phi \sin \theta) \delta \phi + (-s_x \sin \theta + s_y \sin \phi \cos \theta + s_z \cos \phi \cos \theta) \delta \theta \end{aligned} \quad (3.29)$$

$$\delta s_2 = \delta s_y \cos \phi - \delta s_z \sin \phi + (-s_y \sin \phi - s_z \cos \phi) \delta \phi \quad (3.30)$$

식 (3.28)에 식 (3.29)와 (3.30)을 대입하고, 식 (3.14)를 이용하여 오차
 제곱항을 무시하고 정리하면 식 (3.31)을 얻을 수 있다.

$$\delta\psi = \frac{s_E\delta s_N - s_N\delta s_E + [s_E \quad -s_N \quad 0]C_b^n [0 \quad -s_z \quad s_y]^T \delta\phi + s_2s_3\delta\theta}{s_N^2 + s_E^2} \quad (3.31)$$

마지막으로 식 (2.49)를 이용하여 식 (2.43), (2.45), (3.31)의 오일러 각
 오차를 경사각 오차로 변환하면 식 (3.34)를 얻을 수 있다.

$$\varphi_N = -\frac{\delta f_E}{g} \quad (3.32)$$

$$\varphi_E = \frac{\delta f_N}{g} \quad (3.33)$$

$$\varphi_D = \frac{s_E\delta s_N - s_N\delta s_E + (A \cos\psi - s_2s_3 \sin\psi)\varphi_N + (A \sin\psi + s_2s_3 \cos\psi)\varphi_E}{s_N^2 + s_E^2} \quad (3.34)$$

여기서 A 는 식 (3.35)로 정의된다.

$$A \triangleq [s_E \quad -s_N \quad 0]C_b^n [0 \quad -s_z \quad s_y]^T \sec\theta - \tan\theta \quad (3.35)$$

3.2.3. 시뮬레이션 및 성능 분석

3.2.1과 3.2.2에서 유도한 개략 정렬 알고리즘의 오차 분석을 검증하기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 먼저 가속도계의 성능은 표 2.1과 동일하게 두었다. 다음으로 태양 센서에는 방위각과 천정 거리에 평균이 0인 정규분포를 따르는 백색 잡음이 섞여있다고 가정하였고, 그 표준편차와 태양 센서의 측정 주기를 표 3.1에 제시하였다. 이때 식 (3.1)에서 태양 벡터 오차와 방위각 및 천정 거리 오차의 관계를 식 (3.36)~(3.38)과 같이 구할 수 있다.

$$\delta s_x = -\sin \alpha \sin \beta \delta \alpha + \cos \alpha \cos \beta \delta \beta \quad (3.36)$$

$$\delta s_y = \cos \alpha \sin \beta \delta \alpha + \sin \alpha \cos \beta \delta \beta \quad (3.37)$$

$$\delta s_z = \sin \beta \delta \beta \quad (3.38)$$

표 3.1 태양 센서의 성능

방위각 잡음	0.1 deg
천정 거리 잡음	0.1 deg
측정 주기	1 Hz

표 3.2에는 시뮬레이션에 필요한 조건을 제시하였고, 이를 바탕으로 100회 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였다. 표 3.3은 시뮬레이션을 통해 수치적으로 구한 오차인 평균 제곱근 오차와 해석적으로 구한 오차 값인 제곱합의 제곱근(SRSS, square root of sum of squares)을 비교하여 나타낸 결과이다. 성능을 비교하기 위하여 관성 센서를 이용한 개략 정렬 결과도 함께 제시하였고, 이때 제시한 결과는 이중 단계 정렬 기법의 결과이다.

표 3.2 태양 센서를 이용한 개략 정렬 시뮬레이션 조건

초기 위치	위도	36 deg
	경도	127 deg
	고도	0 m
초기 자세	롤	2 deg
	피치	3 deg
	요	70 deg
개략 정렬 시간		10 sec
항법 좌표계에서 나타낸 태양 벡터의 방위각		135 deg
항법 좌표계에서 나타낸 태양 벡터의 천정 거리		45 deg

표 3.3 태양 센서를 이용한 개략 정렬 시뮬레이션 결과

자세 오차 (deg)		롤 각	피치 각	요 각
관성 센서	이중 단계 SRSS	0.3463	0.3463	27.6704
가속도계와 태양 센서	단일 단계(B_3) RMSE	0.3475	0.3411	0.6276
	단일 단계(B_3) SRSS	0.3465	0.3465	0.6006
	단일 단계(B_4) RMSE	0.3475	0.3411	0.6493
	단일 단계(B_4) SRSS	0.3463	0.3463	0.6006
	이중 단계 RMSE	0.3475	0.3407	0.6277
	이중 단계 SRSS	0.3463	0.3463	0.6271

표 3.3의 결과를 보면 가속도계와 태양 센서를 이용한 개략 정렬을 할 때의 요 각 오차가 관성 센서를 이용한 개략 정렬을 할 때의 요 각 오차보다 크게 감소하는 것을 확인할 수 있다. 또한 평균 제곱근 오차와 제곱합의 제곱근이 유사한 것을 보아 분석이 올바르게 이루어진 것을 알 수 있다. 마지막으로 단일 단계 개략 정렬 기법과 이중 단계 개략 정렬 기법의 결과는 큰 차이를 보이지 않는다는 것을 확인할 수 있었다.

3.3. 태양 센서를 이용한 정밀 정렬 기법

개략 정렬을 수행한 이후에는 정밀 정렬을 통해 초기 자세 추정 오차 값을 크게 줄일 수 있다. 본 절에서는 태양 센서를 이용한 정밀 정렬을 수행하기 위해 필요한 측정치 모델을 유도하고 가관측성 분석을 수행한 뒤 시뮬레이션을 통해 제안된 기법의 성능을 평가한다[24].

3.3.1. 태양 벡터 결합 측정치 모델

태양 센서를 이용한 정밀 정렬 기법에서 사용하는 시스템 모델은 2.3에서 사용했던 식 (2.53)~(2.57)과 동일하다. 한편 측정치 모델에는 정지 상태의 정렬에서 사용했던 영속도 보정 외에 기준 벡터인 항법 좌표계에서 나타낸 태양 벡터와 태양 센서 측정치인 항체 좌표계에서 나타낸 태양 벡터 사이의 관계로부터 새로운 모델이 추가된다.

먼저 관성 측정 장치를 통해 추정된 자세에 의한 태양 벡터는 식 (3.39)와 같다.

$$\hat{\mathbf{s}}^b = \hat{\mathbf{C}}_n^b \mathbf{s}^n \quad (3.39)$$

계산된 자세에는 자세 오차 φ 가 섞여 있고, 자세 오차가 매우 작다고 가정하면 식 (3.40)을 얻을 수 있다.

$$\hat{C}_b^n = (I_3 + [\varphi \times]) C_b^n \quad (3.40)$$

여기서 $[\cdot \times]$ 는 벡터의 외적을 행렬의 형태로 나타낸 교대 행렬이다. 따라서 칼만 필터에 사용되는 측정치 z_2 는 식 (3.39)와 (3.40)을 이용하여 정리하면 식 (3.41)과 같이 구성된다.

$$\mathbf{z}_2 \triangleq \hat{\mathbf{s}}^b - \mathbf{s}^b = -C_n^b [\varphi \times] \mathbf{s}^n \quad (3.41)$$

마지막으로 벡터의 외적과 교대 행렬의 관계 및 그 성질을 이용하여 식 (3.42)를 얻을 수 있다.

$$\mathbf{z}_2 = C_n^b [\mathbf{s}^n \times] \boldsymbol{\varphi} \quad (3.42)$$

식 (3.42)를 식 (2.59)와 결합한 최종 측정치 모델은 식 (3.43)과 같다.

$$\mathbf{z} = \begin{bmatrix} \mathbf{z}_1 \\ \mathbf{z}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_2 & 0_{2 \times 3} & 0_{2 \times 5} \\ 0_{3 \times 3} & C_n^b[\mathbf{s}^n \times] & 0_{2 \times 5} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{x}_1 \\ \mathbf{x}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\eta}_1 \\ \boldsymbol{\eta}_2 \end{bmatrix} \triangleq H\mathbf{x} + \boldsymbol{\eta} \quad (3.43)$$

여기서 $\boldsymbol{\eta}_2$ 는 태양 벡터 측정치 잡음을 나타내며, 식 (3.44)의 정규분포를 따른다.

$$\boldsymbol{\eta}_2 \sim N(0_{3 \times 1}, R_2) \quad (3.44)$$

이때 태양 벡터의 오차 공분산 R_2 는 식 (3.1)로부터 태양 벡터를 구성하는 방위각, 천정 거리 오차 공분산 R_2' 과 식 (3.45), (3.46)의 관계를 지닌다[25].

$$R_2 = J_s R_2' J_s^T \quad (3.45)$$

$$J_s = \begin{bmatrix} \frac{\partial s_x}{\partial \alpha} & \frac{\partial s_x}{\partial \beta} \\ \frac{\partial s_y}{\partial \alpha} & \frac{\partial s_y}{\partial \beta} \\ \frac{\partial s_z}{\partial \alpha} & \frac{\partial s_z}{\partial \beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ 0 & \sin \beta \end{bmatrix} \quad (3.46)$$

다음으로 가관측성 분석을 위해 식 (2.61)에 식 (2.53)~(2.55)와 (3.43)을 대입한 후, 행 연산을 통해 독립적인 행만 남기면 식 (3.47)을 얻을 수 있다.

$$\bar{O} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & g & 0 & C_{11} & C_{12} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -g & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & \Omega_D & 0 & 0 & 0 & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} \\ 0 & 0 & -\Omega_D & 0 & \Omega_N & 0 & 0 & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & -\Omega_N & 0 & 0 & 0 & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} \\ \hline 0 & 0 & 0 & s_D & -s_E & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -s_D & 0 & s_N & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.47)$$

식 (3.47)의 \bar{O} 는 9개의 독립적인 행을 가지므로 랭크가 9로서 관성 센서만을 이용하여 정렬을 수행할 때 얻을 수 있는 식 (2.62)보다 랭크가 2 더 확보되었다. 하지만 여전히 하나의 자세만으로는 10개의 상태 변수가 모두 가관측하지는 않다는 것을 알 수 있다. 따라서 10개의 랭크를 확보하기 위하여 2.2에서와 마찬가지로 다중위치 정렬 기법을 적용한다. 이때 가관측도 또한 2.2에서와 같이 공분산의 변화를 살펴봄으로써 확인할 수 있다.

3.3.2. 시뮬레이션 및 성능 분석

2.2에서 다중위치 정렬을 통해 모든 상태 변수가 가관측해지는 것을 확인하였고, 이는 앞서 살펴 보았듯 태양 센서를 이용한 정밀 정렬에서도 유효하다. 다음으로 공분산을 통해 가관측도의 향상, 즉 성능을 살펴보기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션에서 가정한 관성 측정 장치의 성능과 태양 센서의 성능은 각각 표 2.1과 3.1을 따르고 기타 시뮬레이션 조건은 표 2.2와 동일하다. 단, 태양 센서를 개략 정렬에 이용함으로써 정밀 정렬 과정의 초기 자세 추정 오차가 표 3.3과 같이 작아진다. 이를 바탕으로 50회 몬테카를로 시뮬레이션을 수행한 결과는 그림 3.6~3.9에 제시하였고, 표 3.4에는 개략 정렬 오차가 동일하다고 가정하였을 때의 관성 센서를 이용한 다중위치 정렬 기법과 비교하여 최종 자세 평균 제공근 오차를 제시하였다. 표에서 볼 수 있듯이 요 각 오차의 추정 성능이 크게 증가한 것을 확인하였다.

표 3.4 최종 자세 평균 제공근 오차 비교

자세 오차 (deg)	롤 각	피치 각	요 각
관성 항법 장치	0.003157	0.003546	0.640365
태양 센서 추가	0.003132	0.003204	0.006903

그림 3.6은 자세 오차 추정 결과를 나타낸다. 보이는 바와 같이 태양 센서의 이용으로 정렬 초기에 자세 오차가 크게 수렴했다가 300초에 자세를 바꿔줌으로써 한 번 더 작은 값으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 또한 평균 제곱근 오차가 필터에서 추정하고 있는 표준 편차와 거의 동일한 값을 갖는 것을 확인할 수 있다. 식 (3.47)에서 자세 오차와 태양 벡터가 큰 상관관계를 갖는 것을 알 수 있는데, 시뮬레이션을 통해서도 제안된 기법이 자세 오차의 가관측도를 크게 증가시킨 것을 알 수 있다.

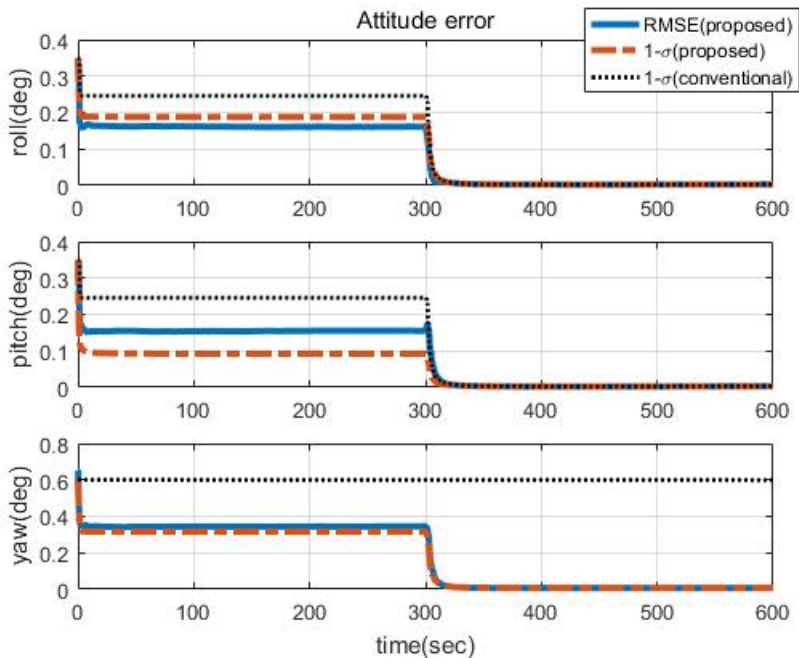
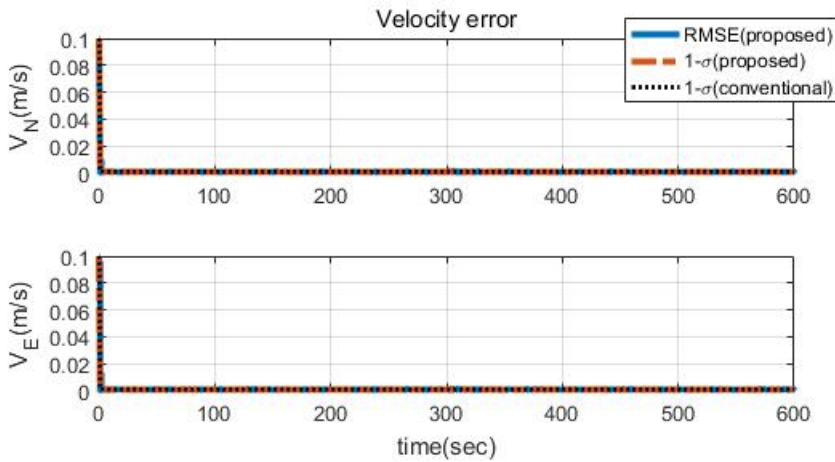
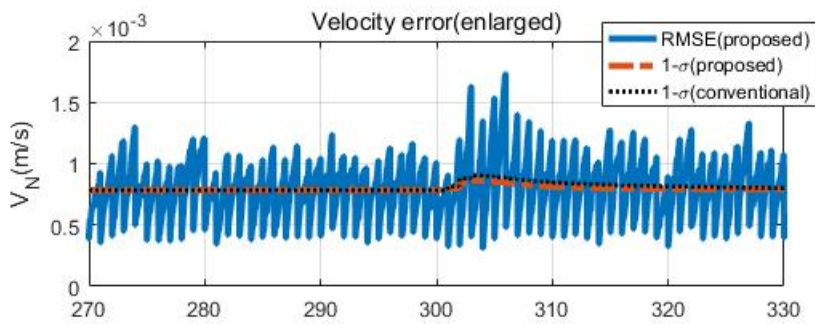


그림 3.6 태양 센서를 이용한 정밀 정렬 자세 오차 추정 결과

그림 3.7은 속도 오차 추정 결과를 나타낸다. 속도 오차의 경우 영속도 모델을 통해 측정치를 바로 이용하기 때문에 정렬 초기에 빠르게 추정할 수 있다. 그림 3.7의 (b)를 보아 자세 변화가 있는 후에 수렴 값이 변하지 않았으므로 속도 오차의 가관측도는 향상되지 않았다는 것을 알 수 있다.



(a) 원본 그래프



(b) 확대 그래프

그림 3.7 태양 센서를 이용한 정밀 정렬 속도 오차 추정 결과

그림 3.8은 가속도계 바이어스의 추정 결과를 나타낸다. 제안된 기법을 통해 기존의 정렬 기법에 비해 정렬 초기에 가속도계 바이어스의 가관측도가 증가한 것을 알 수 있다. 식 (3.47)에서 가속도계 바이어스는 자세 오차와 강한 연관성을 가지는 것을 알 수 있는데, 그림 3.6에서 자세 오차가 잘 추정됨에 따라 가속도계 바이어스의 추정 성능도 함께 향상되는 것으로 생각된다. 또한 자세 변화가 있는 후 한 번 더 크게 수렴하는 것을 보아 다중위치 정렬을 통해 가관측도가 크게 향상되는 것을 알 수 있다.

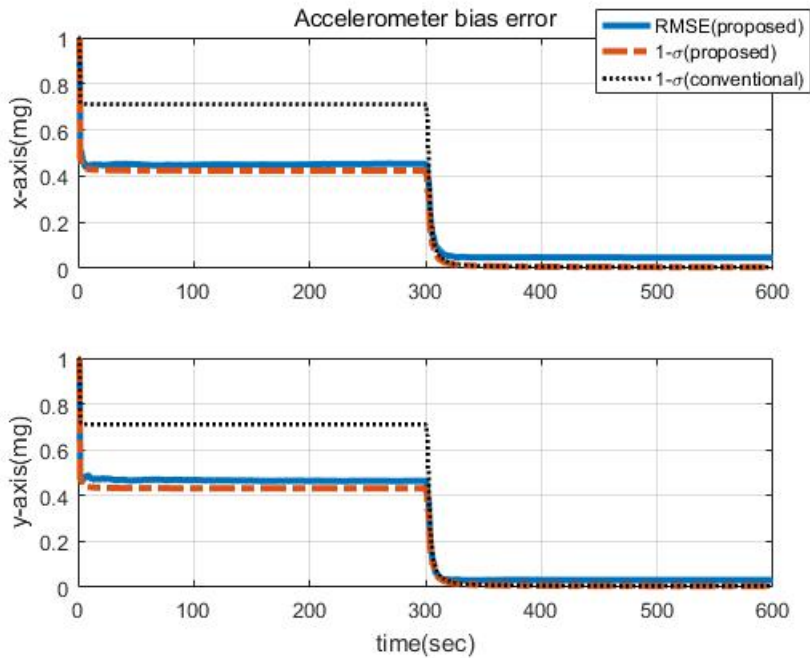


그림 3.8 태양 센서를 이용한 정밀 정렬 가속도계 바이어스 추정 결과

마지막으로 그림 3.9는 자이로 바이어스 오차의 추정 결과를 나타낸다. 제안된 기법을 통해 자세 오차와 속도 오차뿐 아니라 자이로 바이어스도 어느 정도 추정되고 있으며 특히 z 축 자이로 바이어스의 가관측도가 증가한 것을 알 수 있다. 하지만 10분의 정렬 시간 동안에는 그 값이 충분히 수렴하지 못하였다. 본 알고리즘을 통해 자이로 바이어스를 보다 정밀하게 추정하기 위해서는 10분보다 더 긴 시간 동안 정렬을 수행해야 할 필요가 있는 것으로 여겨진다.

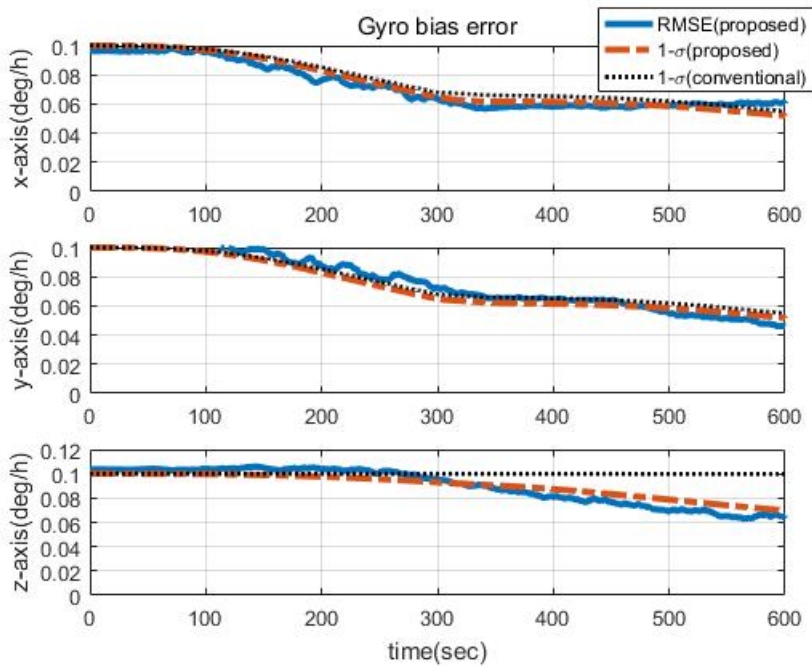


그림 3.9 태양 센서를 이용한 정밀 정렬 자이로 바이어스 추정 결과

4. 결론

본 논문에서는 달에서 임무를 수행하는 달 탐사 로버의 초기 정렬 성능을 향상시키기 위한 태양 벡터 결합 다중위치 정렬 기법을 제안하였다. 먼저 기존의 관성 센서를 이용한 개략 정렬 기법 및 다중위치 정밀 정렬 기법을 달에서 적용하였을 때 갖는 한계를 제시하였고, 이를 극복하기 위하여 태양 센서를 추가로 이용한 개략 정렬 기법 및 정밀 정렬 기법을 제안하였다. 가관측성 분석과 시뮬레이션을 통해 기존의 알고리즘과 제안된 알고리즘의 이론적, 실질적인 성능을 비교하였고, 그 결과 제안된 알고리즘을 통해 정렬 성능이 크게 향상되는 것을 확인할 수 있었다.

기존의 관성 센서를 이용한 정렬 기법은 중력과 자전 각속도를 이용하여 정렬을 수행하는데, 달에서는 중력과 자전 각속도의 값이 각각 1.622m/s^2 , 0.549deg/h 로서 지구의 중력과 자전 각속도 값인 9.780m/s^2 , 15.041deg/h 보다 약 6 배, 27 배씩 작기 때문에 그만큼 정렬 성능이 저하된다. 일반적인 정밀 정렬의 성능을 높이는 방법으로 다중위치 정렬 기법이 있지만, 이 기법의 경우에도 중력과 자전 각속도를 이용하기 때문에 근본적인 원인을 해결하지 못하여 달 환경에서는 정렬 성능을 향상시키지 못하는 것을 시뮬레이션을 통해 확인하였다.

이러한 문제점을 극복하기 위해 태양 센서가 절대 항법 장치로서 관성 센서와 결합하였을 때 그 효과가 뛰어날 뿐 아니라 달에서 사용하기 유리하고 로버에 장착하는 데에도 부담이 적다는 점에 착안하여, 관성 센서와 태양 센서를 이용한 개략 정렬 및 정밀 정렬 기법을 제안하였다. 개략 정렬 기법의 경우 기존의 관성 센서를 이용한 개략 정렬 기법과 유사하게 접근하여 단일 단계 정렬 기법과 이중 단계 정렬 기법을 제안하였고 각각의 경우에 관성 센서 오차로부터 발생할 수 있는 정렬 오차를 분석적으로 유도하였다. 또한 시뮬레이션을 통해 구한 수치적 결과인 평균 제공근 오차가 해석적 결과인 제공합의 제공근과 유사하다는 점으로부터 오차 분석이 잘 이루어졌음을 검증하였으며, 관성 센서를 이용한 개략 정렬 기법과의 정렬 오차를 비교하였을 때 요 각의 추정 오차가 27.6704deg 에서 0.6277deg 로 감소하여 개략 정렬 성능이 크게 향상되었음을 확인하였다.

정밀 정렬 기법의 경우 태양 센서에 대한 측정치 모델을 유도하고 랭크 테스트를 수행함으로써 제안된 기법이 기존의 관성 센서를 이용한 정밀 정렬 기법에 비해 가관측성이 높아지는 것을 보였다. 또한 가관측도를 분석하기 위하여 시뮬레이션을 통해 각 상태 변수의 표준 편차 값을 살펴보았다. 그 결과 측정치를 바로 이용하는 속도 오차를 제외한 다른

상태 변수, 즉 자세 오차와 관성 센서의 바이어스 오차 추정 성능이 관성 센서만을 이용했을 때보다 크게 향상된 것을 알 수 있었다. 특히 요 각 추정 오차가 약 0.007 deg 로서, 개략 정렬 오차가 같다고 가정하고 기존의 정렬 기법을 적용하였을 때의 결과인 0.640 deg 보다 매우 정밀한 정렬 결과를 얻었다.

본 논문에서는 달 탐사 로버가 달 착륙선에 실려 달 표면에 내린다고 가정하여, 일련의 항법을 수행하는 달 착륙선으로부터 정확한 위치를 제공받는다고 가정하였다. 하지만 실제 임무에서는 달 착륙선으로부터 위치를 제공받지 못할 수도 있고, 제공받는다고 해도 달 착륙선의 위치 정보에 오차가 섞여있기 때문에 정확한 위치를 알 수는 없다. 따라서 추후에 초기 위치 오차를 고려한 정렬 기법에 대한 연구가 필요할 것으로 보인다.

참고 문헌

[1] 이원범, 주광혁, 최기혁, 심은섭, "우주로봇 개발 동향," *항공우주산업기술동향*, vol. 9, no. 2, pp. 158-175, 12 2011.

[2] 안석민, 이용교, 김성필, 김태식, 문상만, "우주로버의 개발현황과 국내의 관련기술 현황," *항공우주산업기술동향*, vol. 6, no. 1, pp. 27-34, 2008.

[3] L. Xiao, "China's touch on the Moon," *Nature Geoscience*, vol. 7, no. 6, pp. 391-392, 2014.

[4] A. Vasavada 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, pp. 1134-1161, 2014.

[5] C. Pingyuan, Y. Fuzhan, and C. Hutao, "Attitude and position determination scheme of lunar rovers basing on the celestial vectors observation," in *Integration Technology, 2007. ICIT'07. IEEE International Conference on*, pp. 538-543, 2007.

- [6] D. Titterton and J. L. Weston, *Strapdown inertial navigation technology*. IET, 2004.
- [7] Y. F. Jiang, "Error analysis of analytic coarse alignment methods," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 34, no. 1, pp. 334-337, 1998.
- [8] 박찬국, 김광진, 박홍원, and 이장규, "스트랩다운 관성항법시스템의 초기 개략정렬 알고리즘 개발," *제어로봇시스템학회 논문지*, vol. 4, no. 5, pp. 674-679, 1998.
- [9] J. G. Lee, C. G. Park, and H. W. Park, "Multiposition alignment of strapdown inertial navigation system," *IEEE transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 29, no. 4, pp. 1323-1328, 1993.
- [10] X. Ning, L. Liu, J. Fang, and W. Wu, "Initial position and attitude determination of lunar rovers by INS/CNS integration," *Aerospace Science and Technology*, vol. 30, no. 1, pp. 323-332, 2013.

- [11] X. Ning and J. Fang, "A new autonomous celestial navigation method for the lunar rover," *Robotics and Autonomous Systems*, vol. 57, no. 1, pp. 48–54, 2009.
- [12] X. Ning, L. Wang, W. Wu, and J. Fang, "A celestial assisted INS initialization method for lunar explorers," *Sensors*, vol. 11, no. 7, pp. 6991–7003, 2011.
- [13] X. Ning, L. Liu, J. Fang, and W. Wu, "Initial position and attitude determination of lunar rovers by INS/CNS integration," *Aerospace Science and Technology*, vol. 30, no. 1, pp. 323–332, 2013.
- [14] X. Ning and L. Liu, "A two-mode INS/CNS navigation method for lunar rovers," *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, vol. 63, no. 9, pp. 2170–2179, 2014.
- [15] X. Wang, X. Guan, J. Fang, and H. Li, "A high accuracy multiplex two-position alignment method based on SINS with the aid of star sensor," *Aerospace Science and Technology*, vol. 42, pp. 66–73, 2015.

- [16] J. Lu, C. Lei, Y. Yang, and M. Liu, "A high-accuracy two-position alignment inertial navigation system for lunar rovers aided by a star sensor with a calibration and positioning function," *Measurement Science and Technology*, vol. 27, no. 12, p. 125102, 2016.
- [17] P. Yang, L. Xie, and J. Liu, "Simultaneous celestial positioning and orientation for the lunar rover," *Aerospace Science and Technology*, vol. 34, pp. 45-54, 2014.
- [18] K. S. Ali et al., "Attitude and position estimation on the mars exploration rovers," in *Systems, Man and Cybernetics, 2005 IEEE International Conference on*, vol. 1, pp. 20-27, 2005.
- [19] R. Mortensen, "Strapdown guidance error analysis," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, no. 4, pp. 451-457, 1974.
- [20] D. Simon, *Optimal state estimation: Kalman, H infinity, and nonlinear approaches*. John Wiley & Sons, 2006.

[21] I. Y. Bar-Itzhack and N. Berman, "Control theoretic approach to inertial navigation systems," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 11, no. 3, pp. 237-245, 1988.

[22] D. Goshen-Meskin and I. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant systems. I. Theory," *IEEE Transactions on aerospace and electronic systems*, vol. 28, no. 4, pp. 1056-1067, 1992.

[23] J. Cha, S. Heo, and C. G. Park, "Coarse Alignment of Lunar Exploration Rover Using Accelerometer and Sun Sensor," *제어로봇시스템학회 국제학술대회 논문집*, pp. 465-470, 2017.

[24] 차재혁, 허세종, and 박찬국, "달 탐사 로버의 태양 센서 보조 다중위치 정렬," *한국항공우주학회지*, vol. 45, no. 10, pp. 836-843, 2017.

[25] R. G. Brown and P. Y. Hwang, *Introduction to random signals and applied Kalman filtering: with MATLAB exercises and solutions*, New York, Wiley, 1997.

Abstract

Lunar exploration rover is a useful device which is active based on its maneuverability and, also, is safe and cost-effective by replacing people with itself. In order to achieve its successful management, a high precision navigation technique is required, and accordingly, high precision initial alignment is essential for its inertial navigation system. Initial alignment process, in general, is composed of coarse and fine alignments, using gravity and rotation rate of the celestial body. However, since the gravity and rotation rate of the Moon are smaller than those of the Earth, the alignment performance is deteriorated, and it cannot be overcome even by applying multiposition alignment, a technique that improves the performance of fine alignment. Meanwhile, sun sensor is an absolute navigation device which is cheap and efficient when combined with inertial sensors. In this paper, initial alignment method using inertial sensors and a sun sensor is proposed. First, coarse alignment process using accelerometers and a sun sensor is proposed and their error analyses are performed. And then, the measurement model for a sun vector is established for the fine

alignment process using inertial sensors and a sun sensor, 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.

Key-word : Lunar Exploration Rover, Initial Alignment, Inertial Sensor, Sun Sensor, Multiposition Alignment

Student Number : 2016-20757