



(19) 대한민국특허청(KR)
(12) 공개특허공보(A)

(11) 공개번호 10-2025-0017609
(43) 공개일자 2025년02월04일

(51) 국제특허분류(Int. Cl.)
B64G 1/36 (2006.01) G01C 21/20 (2006.01)
G01C 21/24 (2006.01)
(52) CPC특허분류
B64G 1/369 (2023.08)
G01C 21/20 (2013.01)
(21) 출원번호 10-2023-0138036
(22) 출원일자 2023년10월16일
심사청구일자 2023년10월16일
(30) 우선권주장
1020230098552 2023년07월27일 대한민국(KR)

(71) 출원인
세종대학교산학협력단
서울특별시 광진구 능동로 209 (군자동, 세종대학교)
(72) 발명자
송진우
서울특별시 광진구 능동로 209 세종대학교 대양A
I센터 607호
황동윤
서울특별시 광진구 능동로 209 세종대학교 대양A
I센터 730호
(뒷면에 계속)
(74) 대리인
김현승

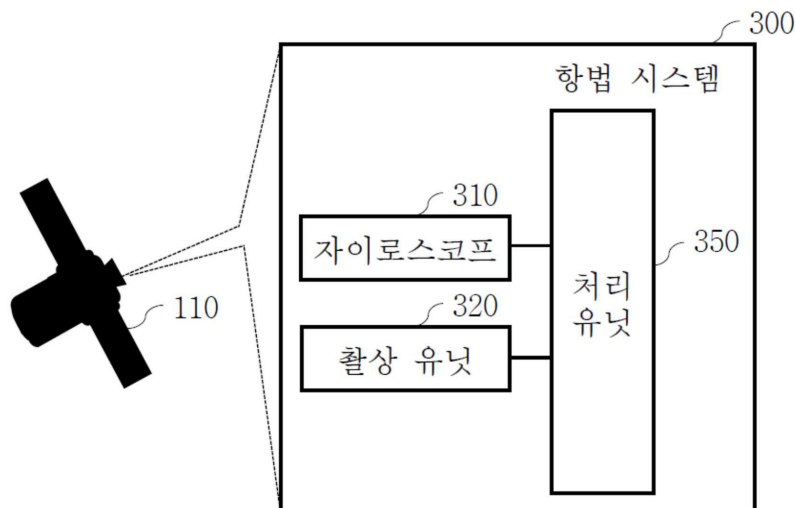
전체 청구항 수 : 총 18 항

(54) 발명의 명칭 우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정

(57) 요약

우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정을 수행하는 방법이 제공된다. 제공된 방법은, 우주비행체의 자이로스코프로 부터 수신된 각속도 측정 데이터에 기반하여, 시스템 상태의 예측된 추정치를, 각속도 측정 데이터를 사용하지 않고서 계산하는 단계(시스템 상태는 우주비행체의 자세 각도를 포함함)와, 우주비행체의 활상 유닛으로부터 수신된 영상 데이터에 기반하여, 다른 우주비행체 상에 표시된 마커를 검출하는 단계와, 자세 각도의 측정치를 검출된 마커에 기반하여 판정하는 단계와, 판정에 응답하여, 시스템 상태의 최종 추정치를 예측된 추정치 및 측정치에 기반하여 생성하는 단계를 포함한다.

대표도 - 도3



(52) CPC특허분류

G01C 21/24 (2013.01)

(72) 발명자

박진현

서울특별시 광진구 능동로 209 세종대학교 대양AI
센터 730호

도 호앙 비엣

서울특별시 광진구 능동로 209 세종대학교 대양AI
센터 730호

서경옥

서울특별시 광진구 능동로 209 세종대학교 대양AI
센터 730호

이민호

서울특별시 광진구 능동로 209 세종대학교 대양AI
센터 730호

이 발명을 지원한 국가연구개발사업

과제고유번호	1711193689
과제번호	2018-0-01423-006
부처명	과학기술정보통신부
과제관리(전문)기관명	정보통신기획평가원
연구사업명	정보통신방송혁신인재양성
연구과제명	지능형 비행로봇 융합기술 연구
기 여 율	1/1
과제수행기관명	세종대학교 산학협력단
연구기간	2023.01.01 ~ 2023.12.31

명세서

청구범위

청구항 1

우주비행체의 도킹(docking)을 위한 자세 추정을 수행하는 방법으로서,

상기 우주비행체의 자이로스코프(gyroscope)로부터 수신된 각속도 측정 데이터에 기반하여, 시스템 상태의 예측된 추정치를, 가속도 측정 데이터를 사용하지 않고서 계산하는 단계 - 상기 시스템 상태는 상기 우주비행체의 자세 각도를 포함함 - 와,

상기 우주비행체의 촬상 유닛(imaging unit)으로부터 수신된 영상 데이터에 기반하여, 다른 우주비행체 상에 표시된 마커(marker)를 검출하는 단계와,

상기 자세 각도의 측정치를 상기 검출된 마커에 기반하여 판정하는 단계와,

상기 판정에 응답하여, 상기 시스템 상태의 최종 추정치를 상기 예측된 추정치 및 상기 측정치에 기반하여 생성하는 단계를 포함하는

방법.

청구항 2

제1항에 있어서,

상기 측정치에 기반하여 상기 자이로스코프의 바이어스(bias)의 오차(error)를 계산하는 단계와,

상기 계산된 오차에 기반하여 상기 바이어스를 보상하는 단계를 더 포함하는

방법.

청구항 3

제1항에 있어서,

상기 시스템 상태는 상기 자이로스코프의 바이어스를 더 포함하고, 상기 최종 추정치를 생성하는 단계는 상기 측정치에 기반하여 상기 시스템 상태의 오차를 계산하는 단계와, 상기 예측된 추정치 및 상기 계산된 오차에 기반하여 상기 최종 추정치를 생성하는 단계를 포함하는,

방법.

청구항 4

제3항에 있어서,

상기 오차를 계산하는 단계는 상기 시스템 상태의 상기 오차의 전이(transition)를 나타내는 선형화된 시스템 모델을 가진 오차 상태 칼만 필터(Error-State Kalman Filter: ESKF)를 구동시킴으로써 상기 오차를 계산하는 단계를 포함하고, 상기 ESKF를 구동시키는 것은 상기 예측된 추정치에 기반하여 칼만 이득(Kalman gain)을 계산하는 것과, 상기 예측된 추정치, 상기 측정치 및 상기 칼만 이득에 기반하여 상기 오차를 계산하는 것을 포함하는,

방법.

청구항 5

제1항에 있어서,

상기 마커는 복수의 코너를 갖는 테두리 부분을 포함하고, 상기 마커를 검출하는 단계는 상기 영상 데이터로부터 상기 복수의 코너를 식별하는 단계를 포함하고, 상기 측정치를 판정하는 단계는 상기 식별된 복수의 코너 및 상기 촬상 유닛의 캘리브레이션 파라미터(calibration parameter)에 기반하여 상기 측정치를 판정하는 단계를

포함하는,
방법.

청구항 6

제5항에 있어서,

상기 마커는 식별자(identifier)를 나타내는 내부 부분을 더 포함하고, 상기 마커를 검출하는 단계는 상기 영상 데이터로부터 상기 식별자를 식별하는 단계를 포함하고, 상기 방법은 상기 다른 우주비행체가 상기 우주비행체와의 도킹을 위해 타겟팅된(targeted) 것인지를 상기 식별된 식별자에 기반하여 판정하는 단계를 더 포함하는,
방법.

청구항 7

제5항에 있어서,

상기 마커는 상기 다른 우주비행체 상에 표시되고 격자 패턴(grid pattern)을 형성하는 복수의 마커 중 하나이고, 상기 방법은 상기 도킹을 위한 상기 자세 추정을 수행하면서 상기 활상 유닛이 상기 격자 패턴을 향해 정향된(directed) 채로 온라인 캘리브레이션(on-line calibration)을 수행함으로써 상기 캘리브레이션 파라미터를 계산하는 단계를 더 포함하는,
방법.

청구항 8

제1항에 있어서,

상기 마커는 상기 마커는 상기 다른 우주비행체 상에 표시된 복수의 이진(binary) 마커 중 하나이고, 상기 복수의 이진 마커 각각은 각자의 식별자를 나타내는 내부 이진 부호 영역 및 상기 내부 이진 부호 영역을 둘러싼 테두리를 포함하고, 상기 방법은 상기 마커의 상기 내부 이진 부호 영역에 의해 나타내어진 식별자에 기반하여, 상기 다른 우주비행체의 복수의 도킹 포트 중 어느 것에 상기 우주비행체가 도킹되어야 하는지를 판정하는 단계를 더 포함하는,
방법.

청구항 9

컴퓨터 프로세서에 의해 실행되는 경우 상기 컴퓨터 프로세서로 하여금 제1항 내지 제8항 중 어느 한 항에 기재된 방법을 수행하게 하는 컴퓨터 실행가능 명령어가 저장된 컴퓨터 판독가능 저장 매체.

청구항 10

프로세서와, 메모리를 포함하되, 상기 메모리는 제1항 내지 제8항 중 어느 한 항에 기재된 방법을 수행하기 위해 상기 프로세서에 의해 실행가능한 컴퓨터 프로그램 명령어의 세트로서 인코딩된, 우주비행체 항법 컴퓨터.

청구항 11

우주비행체를 타겟 우주비행체와 도킹시키기 위한 자세 추정을 수행하도록 상기 우주비행체에 마련된 항법 시스템으로서,

자이로스코프와,

활상 유닛과,

동작을 수행하는 처리 유닛(processing unit)을 포함하되, 상기 동작은,

상기 자이로스코프로부터 수신된 가속도 측정 데이터에 기반하여, 시스템 상태의 예측된 추정치를, 가속도 측정 데이터를 사용하지 않고서 계산하는 것 - 상기 시스템 상태는 상기 우주비행체의 자세 각도를 포함함 - 과,

상기 활상 유닛으로부터 수신된 영상 데이터에 기반하여, 다른 우주비행체 상에 표시된 마커를 검출하는 것과,

상기 자세 각도의 측정치를 상기 검출된 마커에 기반하여 판정하는 것과,

상기 판정에 응답하여, 상기 시스템 상태의 최종 추정치를 상기 예측된 추정치 및 상기 측정치에 기반하여 생성하는 것을 포함하는,

항법 시스템.

청구항 12

제11항에 있어서,

상기 동작은 상기 측정치에 기반하여 상기 자이로스코프의 바이어스의 오차를 계산하는 것과, 상기 계산된 오차에 기반하여 상기 바이어스를 보상하는 것을 더 포함하는,

항법 시스템.

청구항 13

제11항에 있어서,

상기 시스템 상태는 상기 자이로스코프의 바이어스를 더 포함하고, 상기 최종 추정치를 생성하는 것은 상기 측정치에 기반하여 상기 시스템 상태의 오차를 계산하는 것과, 상기 예측된 추정치 및 상기 계산된 오차에 기반하여 상기 최종 추정치를 생성하는 것을 포함하는,

항법 시스템.

청구항 14

제13항에 있어서,

상기 오차를 계산하는 것은 상기 시스템 상태의 상기 오차의 전이를 나타내는 선형화된 시스템 모델을 가진 오차 상태 칼만 필터(Error-State Kalman Filter: ESKF)를 구동시킴으로써 상기 오차를 계산하는 것을 포함하고, 상기 ESKF를 구동시키는 것은 상기 예측된 추정치에 기반하여 칼만 이득을 계산하는 것과, 상기 예측된 추정치, 상기 측정치 및 상기 칼만 이득에 기반하여 상기 오차를 계산하는 것을 포함하는,

항법 시스템.

청구항 15

제11항에 있어서,

상기 마커는 복수의 코너를 갖는 테두리 부분을 포함하고, 상기 마커를 검출하는 것은 상기 영상 데이터로부터 상기 복수의 코너를 식별하는 것을 포함하고, 상기 측정치를 판정하는 것은 상기 식별된 복수의 코너 및 상기 활상 유닛의 캘리브레이션 파라미터에 기반하여 상기 측정치를 판정하는 것을 포함하는,

항법 시스템.

청구항 16

제15항에 있어서,

상기 마커는 식별자를 나타내는 내부 부분을 더 포함하고, 상기 마커를 검출하는 것은 상기 영상 데이터로부터 상기 식별자를 식별하는 것을 포함하고, 상기 동작은 상기 다른 우주비행체가 상기 타겟 우주비행체인지를 상기 식별된 식별자에 기반하여 판정하는 것을 더 포함하는,

항법 시스템.

청구항 17

제15항에 있어서,

상기 마커는 상기 다른 우주비행체 상에 표시되고 격자 패턴을 형성하는 복수의 마커 중 하나이고, 상기 동작은 상기 도킹을 위한 상기 자세 추정을 수행하면서 상기 활상 유닛이 상기 격자 패턴을 향해 정향된 채로 온라인

캘리브레이션을 수행함으로써 상기 캘리브레이션 파라미터를 계산하는 것을 더 포함하는, 방법 시스템.

청구항 18

제11항에 있어서,

상기 마커는 상기 다른 우주비행체 상에 표시된 복수의 이진 마커 중 하나이고, 상기 복수의 이진 마커 각각은 각자의 식별자를 나타내는 내부 이진 부호 영역 및 상기 내부 이진 부호 영역을 둘러싼 테두리를 포함하고, 상기 동작은 상기 마커의 상기 내부 이진 부호 영역에 의해 나타내어진 식별자에 기반하여, 상기 다른 우주비행체의 복수의 도킹 포트 중 어느 것에 상기 우주비행체가 도킹되어야 하는지를 판정하는 것을 더 포함하는, 방법 시스템.

발명의 설명

기술 분야

[0001] 본 개시는 우주비행체(spacecraft)의 도킹(docking)을 위한 자세 추정에 관련되고, 더욱 구체적으로, 우주비행체의 도킹을 위한 마커(marker) 및 자이로스코프(gyroscope) 기반 자세 추정에 관한 것이다.

배경 기술

[0002] 최근 한국항공우주연구원이 개발한 누리호가 실험 발사에 성공하게 되면서 대한민국은 세계 11번째로 자력 우주 로켓 발사국이 되었다. 이에 따라 우주 개발에 대한 관심도가 상승함과 동시에 우주 항법에 대한 필요성이 증가할 것으로 보인다.

[0003] 우주 항법에서는 다양한 센서들, 예컨대, 관성 센서(가령, 자이로스코프, 가속도계(accelerometer), 관성 측정 유닛(Inertial Measurement Unit: IMU) 등), 위성 항법 시스템 수신기(가령, 글로벌 포지셔닝 시스템(Global Positioning System: GPS) 수신기), 촬상 유닛(imaging unit)(가령, 영상 센서(image sensor), 카메라 등), 지자계 센서(가령, 3축 자력계), 별 센서(star sensor) 및/또는 다른 타입의 센서가 쓰일 수 있다. 우주비행체(가령, 인공위성)이 근접한 다른 우주비행체와의 상대 항법, 랑데부, 도킹 등 복잡한 임무를 원활하게 수행하기 위해 이들 여러 센서의 융합을 통해 자세 및 위치 추정의 정밀도를 높일 수 있다.

[0004] 지구 중력 환경에서는 물체의 자세의 추정을 위해 일반적으로 자이로스코프와 가속도계가 함께 사용되나, 중력을 측정할 수 없는 무중력 상황인 우주 상황에서는 가속도계의 사용이 제한된다. 가속도계의 사용 없이 자이로스코프로부터 제공된 각속도 측정 데이터만으로 물체의 자세가 추정되는 경우 시간이 지남에 따라 그러한 추정치는 발산할 것이다.

선행기술문헌

비특허문헌

[0005] (비특허문헌 0001) https://docs.opencv.org/4.x/d5/dae/tutorial_aruco_detection.html
(비특허문헌 0002) Sola, J. (2017). Quaternion kinematics for the error-state Kalman filter.
(비특허문헌 0003) 이주한, 김응주, 강산희, 권영서, 김학주, 송진우. (2020). 다중 센서 및 영상 정보를 이용한 실내 드론의 자세 보정 알고리즘 개발. 정보 및 제어 논문집, 51-52.

발명의 내용

해결하려는 과제

[0006] 우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정이 본 문서에 개시된다.

과제의 해결 수단

[0007] 예에서, 우주비행체(spacecraft)의 도킹(docking)을 위한 자세 추정을 수행하는 방법은 다음을 포함한다: 우주비행체의 자이로스코프(gyroscope)로부터 수신된 각속도 측정 데이터에 기반하여, 시스템 상태(system state)의 예측된 추정치(predicted estimate)를, 가속도 측정 데이터를 사용하지 않고서 계산하는 단계(시스템 상태는 우주비행체의 자세 각도를 포함함); 우주비행체의 촬상 유닛(imaging unit)으로부터 수신된 영상 데이터(image data)에 기반하여, 다른 우주비행체 상에 표시된 마커(marker)를 검출하는 단계; 자세 각도의 측정치를 검출된 마커에 기반하여 판정하는 단계; 및 자세 각도의 측정치의 판정에 응답하여, 시스템 상태의 최종 추정치를 시스템 상태의 예측된 추정치 및 자세 각도의 측정치에 기반하여 생성하는 단계.

[0008] 전술된 개요는 상세한 설명에서 추가로 후술되는 몇몇 양상을 단순화된 형태로 소개하기 위해 제공된다. 이 개요는 청구된 주제(subject matter)의 중요 특징 또는 필수적 특징을 식별하도록 의도되지 않고, 청구된 주제의 범위를 정하는 데 사용되도록 의도되지도 않는다. 나아가, 청구된 주제는 본 명세서에서 논의되는 임의의 또는 모든 이점을 제공하는 구현에 한정되지 않는다.

발명의 효과

[0009] 본 개시에 따르면, 가속도계의 사용이 제한된 우주 상황에서 가속도계 대신 촬상 유닛을 자이로스코프와 조합하여 사용함으로써 우주비행체의 자세 각도를 추정할 수 있다.

[0010] 본 개시에 따르면, 우주비행체가 도킹을 위해 타겟팅된(targeted) 다른 우주비행체 상에 표시된 마커를 촬상하여 우주비행체의 자세 각도를 측정하는바, 이로써 우주비행체의 자세 각도의 더욱 정확한 추정치를 얻을 수 있다.

도면의 간단한 설명

[0011] 도 1은 우주 환경에서 비행하는 예시적인 제1 및 제2 우주비행체를 보여주는 개략도이다.

도 2는 도 1의 제2 우주비행체 상에 표시된 마커의 예를 보여준다.

도 3은 도 1의 제1 우주비행체에 마련된 항법 시스템의 예를 보여주는 블록도이다.

도 4는 도 1의 제1 우주비행체의 자세 추정의 예시적인 흐름을 보여준다.

도 5는 도 1의 제1 우주비행체의 자세 각도의 최종 추정치를 생성하기 위한 센서 융합의 예시적인 흐름을 보여준다.

도 6 및 도 7은 도 4 및 도 5와 관련하여 설명된 예시적인 자세 추정 방식의 성능을 평가하는 실험의 셋팅을 설명하기 위한 도면이고, 도 8은 그러한 실험의 결과를 보여주는 도면이다.

도 9는 우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정을 수행하는 프로세스의 예를 보여주는 흐름도이다.

발명을 실시하기 위한 구체적인 내용

[0012] 본 개시에서 사용되는 다양한 용어는 본 문서에서의 기능을 고려하여 상용 용어의 용어법으로부터 선택되는데, 이는 당업자의 의도, 준례, 또는 새로운 기술의 출현에 따라서 달리 인식될 수 있다. 특정한 사례에서, 몇몇 용어에는 상세한 설명에서 개진된 바와 같이 의미가 주어질 수 있다. 따라서, 본 문서에서 사용되는 용어는, 단순히 그 명칭에 의해서가 아니라, 본 개시의 맥락에서 그 용어가 갖는 의미와 연관되게 정의되어야 한다.

[0013] 본 문서에서 용어 "포함하다", "가지다" 등은 이후에 열거된 요소, 예컨대, 어떤 특징, 숫자, 단계, 동작, 구성 요소, 정보 또는 이들의 조합의 존재를 명시하는 경우에 사용된다. 달리 표시되지 않는 한, 이런 용어 및 이의 변형은 다른 요소의 존재 또는 추가를 배제하도록 의도되지 않는다.

[0014] 본 문서에서 사용되는 바와 같이, 용어 "제1", "제2" 등은 몇 개의 서로 닮은 요소를 식별하도록 의도된다. 달리 기재되지 않는 한, 그러한 용어는 이들 요소의 또는 이들의 사용의 특정한 순서와 같은 한정을 부과하도록 의도된 것이 아니라, 단지 여러 요소를 따로따로 지칭하기 위해 사용된다. 예를 들면, 어떤 요소가 일례에서 용어 "제1"로써 참조될 수 있는 한편 동일한 요소가 다른 예에서 "제2" 또는 "제3"과 같은 상이한 서수로써 참조될 수 있다. 그러한 예에서, 이들 용어는 본 개시의 범위를 한정하지 않는 것이다. 또한, 여러 요소의 리스트에서 용어 "및/또는"을 사용하는 것은 열거된 항목 중 임의의 하나 또는 복수 개를 비롯하여 이들 항목의 모든 가능한 조합을 포함한다. 나아가, 단수 형태의 표현은 명확하게 달리 사용되지 않는 한, 복수 형태의 의미를 포함한다.

- [0015] 첨부된 도면을 참조하여 본 개시의 소정의 예가 이제 상세히 기술될 것이다. 다만, 본 개시는 많은 상이한 형태로 체현될 수 있으며, 본 문서에 개진된 예에 한정되는 것으로 해석되어서는 안 된다. 오히려, 이들 예는 본 개시의 범위의 더 나은 이해를 제공하기 위해서 주어지는 것이다.
- [0016] 도 1은 우주 환경(100)에서 비행하는 예시적인 제1 및 제2 우주비행체(110, 120)를 보여주는 개략도이다. 우주비행체(110, 120) 각각은 인공위성, 우주 탐사선, 우주 왕복선, 또는 다른 타입의 우주비행체일 수 있다.
- [0017] 도시된 예에서, 제1 우주비행체(110)는 제2 우주비행체(120)에 접근한다. 예를 들어, 제1 우주비행체(110) 및 제2 우주비행체(120)는 서로 도킹가능할 수 있는데, 제2 우주 비행체(120)는 제1 우주비행체(110)와의 도킹을 위해 타겟팅된 타겟 우주비행체(가령, 모선(mother-ship) 우주비행체)일 수 있고, 제1 우주비행체(110)는 제2 우주비행체(120)에 도킹(가령, 자동 도킹 또는 수동 도킹)을 위해 접근하는 추적 우주비행체(가령, 모선 우주비행체로부터 분리되거나(detached) 줄이 풀리거나(paid out) 다른 방식으로 도킹해제된(undocked) 후 다시 모선 우주비행체에 도킹하려고 시도하는 자선(child-ship) 우주비행체)일 수 있다.
- [0018] 도 1에 도시된 바와 같이, 제2 우주비행체(120) 상에 마커(200)가 표시될 수 있다. 더욱 상세히 후술되는 바와 같이, 마커(200)는 제2 우주비행체(120)에 접근하는 우주비행체(가령, 제1 우주비행체(110))가 제2 우주비행체(120)와의 도킹을 위해 자신의 자세를 추정하는 데에서 사용될 수 있다. 예로서, 마커(200)는 제2 우주비행체(120)의 외부 표면 상에 가시적으로(visibly) 표시될 수 있거나, 제2 우주비행체(120)의 외부 표면 상에 다른 식으로 인식가능하게(가령, 적외선 카메라로 감지가능하게) 표시될 수 있거나, 제2 우주비행체(120)의 외부 표면 상의 가시적인 표시 및 비가시적인 표시의 조합일 수 있다.
- [0019] 몇몇 예에서, 마커(200)는 복수의 코너(가령, 4개 이상의 외측 코너)를 갖는 테두리 부분을 포함할 수 있고, 식별자(identifier)(이는, 예컨대, 여러 우주비행체 중 제2 우주비행체(120)에 대응할 수 있음)를 나타내는 내부 부분을 더 포함할 수 있다. 예를 들어, 마커(200)는 이진(binary) 마커(가령, 이진 사각형 마커)일 수 있는데, 이는 식별자를 나타내는 내부 이진 부호 영역(inner binary-coded area)(가령, 내부 이진 매트릭스) 및 내부 이진 부호 영역을 둘러싼 테두리(가령, 사각형 테두리)를 포함한다. 나아가, 내부 이진 부호 영역은 식별자를 나타내도록 2개의 색상(가령, 흑색 및 백색)으로써 표시되는 반면, 테두리는 2개의 색상 중 하나(가령, 흑색)를 가질 수 있다.
- [0020] 도 2는 마커(200)의 예로서 검은색 테두리와 식별자를 결정하는 내부 이진 매트릭스로 구성된 정사각형 형태의 ArUco 마커를 보여준다. ArUco 마커는 OpenCV 기반 오픈소스 라이브러리로써 다루어질 수 있다. 검은색 테두리는 이를 영상에서 빨리 검출할 수 있도록 도와주며, 이진 매트릭스는 식별, 오류 감지 및 수정을 가능하게 한다.
- [0021] 몇몇 예에서, 마커(200)는 제2 우주비행체(120) 상에 표시된 복수의 기점 마커 중 하나일 수 있다. 이들 기점 마커 각각은 복수의 이진 마커(가령, ArUco 마커와 같은 이진 정사각형 기점 마커(binary square fiducial marker) 또는 다른 타입의 이진 사각형 마커)일 수 있다. 나아가, 이들 이진 마커는 격자 패턴(grid pattern)을 형성하도록 제2 우주비행체(120)의 외부 표면 상에 표시될 수 있다. 추가로, 제2 우주비행체(120)에 복수의 도킹 포트가 마련된 예에서, 이들 이진 마커 각각의 내부 이진 부호 영역에 의해 나타내어진 식별자는 제2 우주비행체(120)의 도킹 포트 중 하나에 대응할 수 있다.
- [0022] 다시 도 1을 참조하면, 제1 우주비행체(110)에 항법 시스템(300)이 마련된다고 예시된다. 도 3은 항법 시스템(300)의 예를 보여주는 블록도이다. 도시된 항법 시스템(300)은 제1 우주비행체(110)의 동적 모델을 사용하여 데드 레커닝(Dead Reckoning: DR) 방식으로 항법 정보(이는, 예컨대, 제1 우주비행체(110)의 자세를 나타냄)를 산출하는 메커니즘을 갖는 우주 항법 시스템일 수 있다.
- [0023] 도 3의 예에서, 항법 시스템(300)은 자이로스코프(310), 활상 유닛(320) 및 처리 유닛(processing unit)(350)을 포함한다. 항법 시스템(300)의 다른 예시적인 구현이 또한 고려된다. 예를 들어, 항법 시스템(300)은 도시되지 않은 추가적인 컴포넌트, 예컨대, 처리 유닛(350)에 의해 실행될 명령어의 세트 및/또는 다른 정보와 같은 다양한 정보가 내부에 저장될 수 있는 저장 유닛(storage unit)을 또한 포함할 수 있다.
- [0024] 도시된 예에서, 자이로스코프(310)는 각속도 측정 데이터가 실린 신호를 출력한다. 예를 들어, 자이로스코프(310)는 제1 우주비행체(110)의 동체 좌표계 xyz의 x축, y축 및 z축에 대해 각각 측정된 각속도 ω_x , ω_y 및 ω_z 를 나타내는 각속도 측정 데이터를 제공하도록 제1 우주비행체(110)에 장착된 3축 자이로스코프일 수 있다.
- [0025] 도시된 예에서, 활상 유닛(320)은 영상 데이터가 실린 신호를 출력한다. 예를 들어, 활상 유닛(320)은 사전결정

된 주기로 제1 우주비행체(110)의 전진 방향(가령, x축 방향)을 따라 포착된 $M \times N$ 픽셀의 영상 데이터를 제공하도록 (예컨대, 촬상 유닛(320)의 동체 좌표계(이는 이하에서 "카메라 좌표계"로 지칭될 수 있음) $X_c Y_c Z_c$ 의 모든 좌표축이 제1 우주비행체(110)의 동체 좌표계 xyz 와 모든 좌표축과 각각 일치한 채로) 제1 우주비행체(110)에 장착된 카메라 또는 다른 타입의 촬상 유닛일 수 있다.

[0026] 촬상 유닛(320)은 몇몇 카메라 파라미터를 가질 수 있는데, 이는, 예컨대, 촬상 유닛(320)의 렌즈에서의 왜곡을 교정하거나 촬상 유닛(320)에 의해 촬상된 물체의 실제 크기를 측정하거나 촬상 시의 촬상 유닛(320)의 위치를 판정하는 데에서 사용될 수 있다. 촬상 유닛(320)의 카메라 파라미터는 이른바 캘리브레이션(calibration)을 통해 추출될 수 있고, 따라서 카메라 캘리브레이션 파라미터 또는 캘리브레이션 파라미터라고도 지칭될 수 있다. 이러한 카메라 파라미터 각각은 내부 파라미터(intrinsic parameter) 및 외부 파라미터(extrinsic parameter) 중 하나로 분류될 수 있다. 캘리브레이션에서 내부 파라미터가 추출된 후 내부 파라미터에 기반하여 외부 파라미터가 추출될 수 있다.

[0027] 촬상 유닛(320)의 내부 파라미터는 촬상 유닛(320) 자체에 내재적인 파라미터인바, 카메라 좌표계로부터 영상 평면 상의 픽셀 좌표계로의 변환을 나타낸다. 예를 들어, 내부 파라미터는 촬상 유닛(320)의 초점 거리, 광학 중심 및 렌즈 왜곡 계수를 포함한다. 촬상 유닛(320)의 외부 파라미터는 월드 좌표계 $X_w Y_w Z_w$ 로부터 카메라 좌표계 $X_c Y_c Z_c$ 로의 변환을 나타내는데, 이들 좌표계 사이의 회전(rotation) 행렬 및 평행이동(translation) 행렬로 구성될 수 있다. 즉, 외부 파라미터는 촬상 유닛(320)의 위치 및 자세에 따라, 그리고 월드 좌표계가 어떻게 정의되는지에 따라 달라진다. 요약하면, 3차원 점이 월드 좌표계에서 갖는 좌표는 외부 파라미터를 사용하여 카메라 좌표계에서의 좌표로 변환될 수 있고, 이 좌표는 내부 파라미터를 사용하여 영상 평면으로 맵핑될 수 있다.

[0028] 도시된 예에서, 처리 유닛(350)은 항법 시스템(300)의 전반적인 동작을 제어한다. 예를 들어, 처리 유닛(350)은 본 문서에 기술된 동작을 수행하기 위해 프로세서(processor) 또는 다른 처리 회로(processing circuitry)로써 구현될 수 있다.

[0029] 구체적으로, 도 3의 예에서, 처리 유닛(350)은 제1 우주비행체(110)를 타겟 우주비행체(가령, 제2 우주비행체(120))와 도킹시키기 위해 제1 우주비행체(110)의 자세를 추정한다. 그러한 자세 추정의 예시적인 흐름이 도 4에 도시된다.

[0030] 도 4의 예에서, 블록(410)에 의해 나타내어진 바와 같이, 처리 유닛(350)은 자이로스코프(310)로부터 수신된 각속도 측정 데이터를 기반으로 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 예측된 추정치를 계산할 수 있다. 예를 들어, 이 추정치는 다음 수학식에 따라 예측된 오일러 각도 ϕ_g , θ_g 및 ψ_g 를 포함할 수 있다.

수학식 1

$$\dot{\phi}_g = \omega_x + (\omega_y \sin \phi_g + \omega_z \cos \phi_g) \tan \theta_g$$

$$\dot{\theta}_g = \omega_y \cos \phi_g - \omega_z \sin \phi_g$$

$$\dot{\psi}_g = (\omega_y \sin \phi_g + \omega_z \cos \phi_g) \sec \theta_g$$

[0031]

[0032] 여기서 ϕ_g , θ_g 및 ψ_g 은 각각 x축 방향(가령, 제1 우주비행체(110)의 전진 방향)을 기준으로 한 회전 각도인 롤(roll) 각, y축 방향(가령, 제1 우주비행체(110)의 전진 방향의 오른쪽)을 기준으로 한 회전 각도인 피치(pitch) 각 및 z축 방향(가령, 제1 우주비행체(110) 아래로 지면을 향하는 방향)을 기준으로 한 회전 각도인 요(yaw) 각이다. 이들 오일러 각도로부터 기준 좌표계(가령, 월드 좌표계)에 대한 제1 우주비행체(110)의 동체 좌표계의 회전 행렬 R이 계산될 수 있다.

[0033] 수학식 1에서 알 수 있는 바와 같이, 자이로스코프(310)만을 사용하여 제1 우주비행체(110)의 자세를 계산할 수 있기는 하지만, 그러한 계산은 오차의 누적을 야기하는 적분을 수반한다. 그러한 드리프트(drift)로 인한 계산된 값의 발산은, 예컨대, 다음에서 기술되는 바와 같이, 촬상 유닛(320)을 활용함으로써 억제될 수 있다. 이는 제1 우주비행체(110)의 자세의 더 정확한 추정을 가능하게 한다.

[0034] 도 4의 예에서, 블록(420)에 의해 나타내어진 바와 같이, 처리 유닛(350)은 촬상 유닛(320)으로부터 수신된 영

상 데이터를 기반으로 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치를 판정할 수 있다. 예를 들어, 그러한 영상 처리는 다음과 같이 수행될 수 있다.

- [0035] 우선, 처리 유닛(350)은 제1 우주비행체(110)가 우주 환경(100)에서 비행하는 동안에 촬상 유닛(320)에 의해 포착된 영상 데이터를 촬상 유닛(320)으로부터 수신할 수 있다. 우주 환경(100)에서 제1 우주비행체(110)가 접근하는 다른 우주비행체(가령, 제2 우주비행체(120))에는 가시적으로든 또는 다른 식으로 인식가능하게든 표시된 마커(200)(가령, 도 2에 도시된 ArUco 마커)와 같은 특징점이 있을 수 있다.
- [0036] 수신된 영상 데이터는 RGB 색상 포맷으로 된 영상 데이터일 수 있다. 그러면, 처리 유닛(350)은 수신된 영상 데이터의 RGB 색상을 그레이스케일(grayscale)로 변환할 수 있다. 나아가, 처리 유닛(350)은 그레이스케일 영상 데이터에 적응적 임계화(adaptive thresholding)를 적용하여 이진화된 영상 데이터를 생성할 수 있다.
- [0037] 처리 유닛(350)은 이진화된 영상 데이터로부터 윤곽선(contour)을 검출할 수 있고, 검출된 윤곽선을 기반으로 마커(200)를 검출할 수 있다. 예를 들어, 마커(200)가 제1 우주비행체(110)와의 도킹을 위해 타겟팅된 타겟 우주비행체(가령, 제2 우주비행체(120))의 가능한 동일 크기 이진 사각형 마커(가령, ArUco 마커)의 세트(이는 마커 사전(marker dictionary)이라고도 칭해질 수 있음) 중 하나인 경우, 마커(200)의 검출은 다음을 수반할 수 있다: 검출된 윤곽선을 다각형 커브(polygonal curve)로 근사화하여 마커(200)의 후보(가령, 4개의 코너를 갖는 적절한 면적의 볼록 사각형으로 근사화된 몇몇 윤곽선)를 식별하는 것; 식별된 후보 각각에 대해 투영 변환(perspective transformation)을 수행하여 교정된 영상을 생성하는 것; 교정된 영상을 이진화하는 것; 이진화된 교정된 영상을 마커 사전 내의 각각의 마커의 내부 이진 부호 영역의 크기 및 해당 마커의 테두리의 크기에 따라 픽셀의 격자로 분할하여 픽셀 값에 따라 해당 후보가 나타내는 비트를 추출하는 것; 및 추출된 비트를 분석하여 만일 마커 사전 내의 어떤 마커의 내부 이진 부호 영역에 의해 나타내어질 수 있는 식별자가 이들 비트로부터 식별되는 경우 해당 마커로서 마커(200)를 검출하는 것.
- [0038] 나아가, 영상 데이터로부터 마커(200)가 이진 사각형 마커의 세트 중 하나로서 검출되고 영상 데이터로부터 마커(200)의 4개의 코너도 구해진 전술된 예에서, 처리 유닛(350)은 (예컨대, OpenCV의 ArUco 라이브러리 기반 모듈로부터 이용가능한 solvePnP() 함수를 이용하여) 마커(200)에 대한 촬상 유닛(320)의 상대 자세를 추정할 수 있고, 이를 기반으로 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치가 판정될 수 있다. 구체적으로, solvePnP() 함수에서와 같이, 월드 좌표계에서의 마커(200)의 4개의 코너 점의 좌표 및 카메라 좌표계에서의 이들 코너 점의 좌표에 기반하여, 그리고 촬상 유닛(320)의 내부 파라미터에 또한 기반하여, 월드 좌표계에 표현된 3차원 점을 카메라 좌표계로 변환할 수 있게 하는 회전 벡터 및 평행이동 벡터가 획득될 수 있다. 그러면, 이들 벡터로부터 그러한 변환에 대응하는 회전 행렬 및 평행이동 행렬이 각각 계산될 수 있다. 촬상 유닛(320)의 외부 파라미터는 촬상 유닛(320) 및 외부 공간 간의 기하학적 관계에 관련되므로, 촬상 유닛(320)에 의해 마커(200)가 촬상된 시점에 촬상 유닛(320)이 가진 자세 각도가 그러한 회전 행렬을 기반으로 추정될 수 있다. 예를 들어, 카메라 좌표계의 Z_c 축(가령, 광학축) 단위 벡터가 월드 좌표계에서 갖는 좌표가 회전 행렬을 기반으로 계산될 수 있고, 이 좌표를 기반으로 촬상 유닛(320)의 피치 각 θ_m 및 요 각 ψ_m 이 계산될 수 있다. 또한, 카메라 좌표계의 X_c 축 단위 벡터가 월드 좌표계에서 갖는 좌표가 회전 행렬을 기반으로 계산될 수 있고, 이 좌표 및 월드 좌표계에서 X_w 축 단위 벡터를 Z_w 축을 중심으로 요 각만큼 회전시킨 것의 좌표를 기반으로 촬상 유닛(320)의 롤 각 ϕ_m 이 계산될 수 있다. 그러면, 몇몇 예에서, 이러한 계산된 오일러 각 ϕ_m , θ_m 및 ψ_m 은 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치로서 사용될 수 있다.
- [0039] 도 4의 예에서, 블록(450)에 의해 나타내어진 바와 같이, 처리 유닛(350)은 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 예측된 추정치 ϕ_g , θ_g 및 ψ_g (전술된 바와 같이, 자이로스코프(310)로부터 제공된 각속도 측정 데이터를 기반으로 계산됨)을 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치 ϕ_m , θ_m 및 ψ_m (전술된 바와 같이, 촬상 유닛(320)으로부터 제공된 영상 데이터를 기반으로 판정됨)와 융합하여 제1 우주비행체(110)의 자세 각도를 더 정밀하게 추정함으로써 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 최종 추정치를 생성할 수 있다. 이 예에서, 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 예측된 추정치가 제공되는 레이트(rate)가 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치가 제공되는 레이트보다 더 높을 수 있고, 이에 따라 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 최종 추정치는 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치가 판정되는 것에 응답하여 생성될 수 있다. 그러한 센서 융합의 예시적인 흐름이 도 5에 도시된다.
- [0040] 도 5의 예에서, 우주비행체(110)의 자세 각도의 예측된 추정치 및 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치의

융합은 오차 상태 칼만 필터(Error-State Kalman Filter: ESKF)의 사용을 수반할 수 있다(블록(520)). 본래 칼만 필터는 선형 시스템에만 적용가능한바, 비선형 시스템은, 예컨대, 그것의 상태 전이(state transition) 함수 및 측정 함수를 야코비안(Jacobian) 행렬로 선형화하여 시간 업데이트(time update)(즉, 상태 예측) 및 측정 업데이트(measurement update)(즉, 상태 교정)를 수행하는 확장 칼만 필터로 다루어질 수 있다. ESKF는 확장 칼만 필터의 접근법과 마찬가지로 시스템 선형화 과정을 거쳐 동작한다(블록(510)). ESKF의 맥락에서, 시스템의 참 상태(true state)는 공칭 상태(nominal state)와 오차 상태(error state)의 적절한 조합(가령, 선형 합)으로 표현된다(블록(530)). 즉, 공칭 상태는 비선형으로 적분가능한 대신호(large signal)라고 볼 수 있고, 오차 상태는 선형 필터링에 적합한 소신호(small signal)라고 볼 수 있다.

[0041] 구체적으로, 도 5의 예에서, 제1 우주비행체(110)의 시스템 상태 x_t (참 상태)는 다음과 같이 주어질 수 있다.

수학식 2

$$x_t = [\theta_t^T \omega_{bt}^T]^T$$

[0042]

[0043] 여기서 θ_t 는 제1 우주비행체(110)의 롤 각, 피치 각 및 요 각을 원소로 가져서 제1 우주비행체(110)의 자세 각도를 나타내는 벡터이고, ω_{bt} 는 제1 우주비행체(110)의 자이로스코프(310)의 x축 바이어스, y축 바이어스 및 z축 바이어스를 원소로 가져서 자이로스코프(310)의 바이어스를 나타내는 벡터이다.

[0044] 제1 우주비행체(110)의 시스템 상태의 오차를 나타내는 오차 상태 벡터 δx 는 다음과 같이 주어질 수 있다.

수학식 3

$$\delta x = [\delta \theta^T \delta \omega_b^T]^T$$

[0045]

[0046] 여기서 $\delta \theta$ 는 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 오차를 나타내는 벡터이고, $\delta \omega_b$ 는 자이로스코프(310)의 바이어스의 오차를 나타내는 벡터이다.

[0047] 입력 벡터 u_m 는 다음과 같이 정의될 수 있다.

수학식 4

$$u_m = \omega_m$$

[0048]

[0049] 여기서 ω_m 는 높은 레이트로 자이로스코프(310)로부터 제공되는 각속도 측정 데이터를 나타내는 벡터 $[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 이다.

[0050] 제1 우주비행체(110)의 공칭 상태 x 는 다음과 같이 주어질 수 있다.

수학식 5

$$x = [\theta^T \omega_b^T]^T$$

[0051]

[0052] 여기서 θ 및 ω_b 는 다음과 같이 주어진 벡터이다. 우선, θ 는 잠음 성분과 같은 시스템 모델 불완전사항의 고려 없이 제1 우주비행체(110)의 자세 각도를 모델링한 식에 따라 주어지는데, 예컨대, 수학식 1에 따라 입력 벡터 u_m 를 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 예측된 추정치 ϕ_g , θ_g 및 ψ_g 로 적분하고

$\theta = [\phi_g \ \theta_g \ \psi_g]^T$ 로 둘 수 있다. 또한, ω_b 도 마찬가지로 잡음 성분과 같은 시스템 모델 불완전사항의 고려 없이 자이로스코프(310)의 바이어스를 모델링한 아래의 식에 따라 주어진다.

수학식 6

$$\dot{\omega}_b = 0$$

[0053]

즉, 자이로스코프(310)로부터 각속도 측정 데이터가 제공될 때마다 $\theta = [\phi_g \ \theta_g \ \psi_g]^T$ 는 새로 계산되는 반면, ω_b 는 활상 유닛(320)으로부터 새로 영상 데이터가 제공될 때까지 상수 벡터로 유지된다.

[0054]

공칭 상태 모델링으로 인해 누적된 오차는 오차 상태 δx 에 포함된다. 오차 상태 δx 는 주어진 공칭 상태 x 에 대하여 다음의 차분 방정식에 따라 전개될 수 있다.

[0055]

수학식 7

$$\delta\theta \leftarrow R^T\{(\omega_m - \omega_b)\Delta t\}\delta\theta - \delta\omega_b\Delta t + \theta_i$$

$$\delta\omega_b \leftarrow \delta\omega_b + \omega_i$$

[0056]

여기서 θ_i 는 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 오차에 적용된 랜덤 임펄스이고, ω_i 는 자이로스코프(310)의 바이어스의 오차에 적용된 랜덤 임펄스이고, Δt 는 입력 벡터(즉, 자이로스코프(310)로부터의 각속도 측정 데이터)의 샘플링 시간 간격이고, R 은 전술된 바와 같이 공칭 상태 x 의 $\theta = [\phi_g \ \theta_g \ \psi_g]^T$ 로부터 도출되는 회전 행렬이다. 위 차분 방정식은 다음과 같이 다시 표현될 수 있다.

[0057]

수학식 8

$$\delta x \leftarrow f(x, \delta x, u_m, i) = F_x(x, u_m) \cdot \delta x + F_i \cdot i$$

[0058]

여기서 $i = [\theta_i^T \ \omega_i^T]^T$ 이고, 시스템 모델 f 에 따른 오차 상태 δx 의 전개에 있어서, 상태 전이 행렬 F_x 및 잡음 전이 행렬 F_i 는 다음과 같이 각각 δx 에 대한 f 의 야코비안(즉, 선형화된 시스템 모델) 및 i 에 대한 f 의 야코비안으로서 주어진다.

[0059]

수학식 9

$$F_x = \left. \frac{\partial f}{\partial \delta x} \right|_{x, u_m} = \begin{bmatrix} R^T\{(\omega_m - \omega_b)\Delta t\} & -I\Delta t \\ 0 & I \end{bmatrix}$$

[0060]

수학식 10

$$F_i = \left. \frac{\partial f}{\partial i} \right|_{x, u_m} = \begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix}$$

[0061]

[0062] 그러면, δx 가 평균 0이고 공분산이 P 인 가우시안 랜덤 변수이고(즉, $\delta x \sim N(0, P)$), 마찬가지로 i 의 공분산이 Q 일 때, 다음과 같은 ESKF 예측 방정식에 따라 불확실성의 전파가 수행될 수 있다(δx 의 시간 업데이트는 초기치를 평균값 0으로 두면 항상 0으로 귀결되므로 생략될 수 있음).

수학식 11

[0063]
$$P \leftarrow F_x P F_x^T + F_i Q_i F_i^T$$

[0064] 촬상 유닛(320)으로부터 수신된 영상 데이터를 기반으로 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치 ϕ_m , θ_m 및 ψ_m 가 제공될 때까지, 자이로스코프(310)로부터 각속도 측정 데이터가 제공되는 것에 응답하여 공칭 상태의 계산과 ESKF 예측이 계속해서 수행된다.

[0065] 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 예측된 측정치가 이용가능하게 된 경우, 이제 다음과 같이 측정 업데이트가 수행될 수 있다.

[0066] 우선, 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 측정치를 나타내는 벡터 $y = [\phi_m \ \theta_m \ \psi_m]^T$ 는 시스템 상태 x_t 와 다음과 같은 관계(즉, 측정 모델)를 갖는다.

수학식 12

[0067]
$$y = H x_t + v$$

[0068] 여기서 H 는 다음과 같이 주어지는 측정 행렬이고, $v \sim N(0, V)$ 이다.

수학식 13

[0069]
$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

[0070] 그러면, 다음과 같이 칼만 이득(Kalman gain) K 이 계산될 수 있다.

수학식 14

[0071]
$$K = P H^T (H P H^T + V)^{-1}$$

[0072] 오차 상태 δx 의 평균값이 0으로 주어진바, 오차 상태 δx 의 추정치 $\widehat{\delta x}$ 가 다음과 같이 계산될 수 있다.

수학식 15

[0073]
$$\widehat{\delta x} = K(y - Hx)$$

[0074] 추가로, 공분산 P 의 업데이트가 다음과 같이 수행될 수 있다.

수학식 16

$$P \leftarrow (I - KH)P$$

[0075]

[0076] 또한, 다음과 같이 오차 상태의 추정치 $\widehat{\delta x}$ 로써 공칭 상태 x 가 시스템 상태의 최종 추정치 $\hat{x}_t$ 로 교정될 수 있다(즉, 최종 추정치는 주어진 예측된 추정치 및 측정치에 대해 시스템 상태의 교정된 추정치임).

수학식 17

$$\hat{x}_t = x + \widehat{\delta x}$$

[0077]

[0078] 도 4를 함께 참조하면, 이러한 교정은 제1 우주비행체(110)의 자세 각도의 더 정밀한 추정(즉, 자세 각도의 최종 추정치)뿐만 아니라 자이로스코프(310)의 바이어스의 최종 추정치로 그러한 바이어스를 보상하는 것도 수반한다는 점이 주목된다.

[0079] 나아가, 그러한 새로운 공칭 상태에 따른 배향 오차로 인해 오차 상태의 평균이 $\widehat{\delta x}$ 으로 되는바, $\widehat{\delta x}$ 가 리셋될 수 있고, 이에 따라 공분산 P 도 추가로 업데이트될 수 있다.

[0080] ESKF는 이러한 방식으로 계속해서 구동될 수 있다.

[0081] 도 6 및 도 7은 도 4 및 도 5와 관련하여 설명된 예시적인 자세 추정 방식의 성능을 평가하는 실험의 셋팅을 설명하기 위한 도면이고, 도 8은 그러한 실험의 결과를 보여주는 도면이다. 이 실험은, 앞서 예시된 바와 같이 가속도계 사용이 제한되는 상황에서 자이로스코프-카메라 융합을 통해 자세 추정을 수행하는 방안을 자이로스코프-가속도계 융합을 통해 자세 추정을 수행하는 방안과 비교하기 위해, 다음과 같이 셋팅되고 진행되었다. WeGo Robotics 사의 WeGo-ST MINI 모바일 로봇 플랫폼에 Intel realsense D435i (1280x720 30fps) 카메라 및 IntelliThings iAHRS (RB-SDA-v1) 100hz IMU를 부착하여 영상 데이터, 각속도 측정 데이터 및 가속도 측정 데이터를 획득하였다. 카메라는 항법 시스템(300)의 착상 유닛(320)으로서의 역할을 하고 IMU의 자이로스코프는 항법 시스템의 자이로스코프(310)로서 역할을 한다(도 6 참조). 카메라와 IMU가 부착된 모바일 로봇을 벽에 마커(200)로서 부착된 ArUco 마커를 향해 천천히 주행하였으며, x축과 z축에 대하여 최대 변화 각도가 30도를 넘어가지 않게 일정 시간 변화를 주면서 제어하였다(도 7 참조). 여러 센서로부터 동시에 데이터를 수신받기 위해 로봇 플랫폼 ROS(Robot Operating System)를 사용하였으며, 센서들 간의 시간 동기화가 이루어졌다. ROS란 로봇 응용 프로그램 개발을 위한 오픈 소스 로봇 플랫폼으로, 로봇 시스템의 개발 간소화를 위해 라이브러리의 모음을 제공한다. 실험 결과를 확인하면 다음과 같다: 자이로스코프-카메라 융합 방안(도 8의 (a) 참조)이 자이로스코프-가속도계 융합 방안(도 8의 (b) 참조)에 비해 x축(마커를 바라보는 방향)에 대해서는 자세 각도 오차가 적고, 다만 y축(주행 오른쪽 방향) 및 z축(주행 아래 방향)에 대해서는 바닥면 상에서의 모바일 로봇의 주행 중 진동으로 인하여 상대적으로 자세 각도 오차가 크다. 이 실험에서 자이로스코프-가속도계 융합 방안에 대한 자이로스코프-카메라 융합 방안에서의 제곱평균제곱근(Root-Mean-Square: RMS) 차이를 보여주는 아래의 표를 또한 참조하시오.

표 1

[0082]

	x축	y축	z축
각 차이(deg)	0.3529	2.0940	2.0784

[0083] 이제, 도 9를 참조하여, 우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정을 수행하는 예시적인 프로세스(900)가 설명된다. 예를 들어, 프로세스(900)는 항법 시스템(300)(특히, 처리 유닛(350))에 의해 수행될 수 있다. 프로세스(900)의 다른 예시적인 흐름이 또한 고려된다. 예를 들어, 프로세스(900)는 도시되지 않은 추가적인 동작을 또한 포함할 수 있고/거나, 도 9와 관련하여 예시된 동작 중 일부를 포함하나 전부를 포함하지는 않을 수 있다.

[0084] 동작(910)에서, 우주비행체(가령, 제1 우주비행체(110))의 자이로스코프로부터 수신된 각속도 측정 데이터를 기

반으로, 가속도 측정 데이터의 사용 없이, 우주비행체의 자세 각도(가령, 롤 각, 피치 각 및 요 각)를 포함하는 시스템 상태의 예측된 추정치가 계산된다. 시스템 상태는 우주비행체의 자이로스코프의 바이어스를 더 포함할 수 있다(수학적 2 참조).

[0085] 동작(920)에서, 우주비행체의 촬상 유닛으로부터 수신된 영상 데이터를 기반으로, 제1 우주비행체(110)) 인근의 다른 우주비행체(이는 이하에서 편의상 "인근 우주비행체"로 지칭될 수 있음)(가령, 제2 우주비행체(120)) 상에 표시된 마커가 검출된다. 마커는 복수의 코너(가령, 적어도 4개의 코너)를 갖는 테두리 부분을 포함할 수 있고, 식별자를 나타내는 내부 부분을 더 포함할 수 있다. 마커는, 예를 들어, 도 4의 블록(420)에 관해서 논의된 바와 같이 검출될 수 있다. 이러한 검출은 수신된 영상 데이터로부터 마커의 복수의 코너를 식별하는 것과, 수신된 영상 데이터로부터 마커의 내부 부분이 나타내는 식별자를 식별하는 것을 포함할 수 있다.

[0086] 특정한 예에서, 인근 우주비행체 상에 표시된 복수의 이진 마커 중 하나일 수 있다. 예를 들어, 이들 이진 마커 각각은 각자의 식별자를 나타내도록 두 색상으로써 표시된 내부 이진 부호 영역 및 내부 이진 부호 영역을 둘러싸고 이들 색상 중 하나를 갖는 테두리를 포함할 수 있다. 또한, 예로서, 이들 이진 마커는 격자 패턴을 형성할 수 있다. 이에 따라, 우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정을 수행하면서 우주비행체의 촬상 유닛이 격자 패턴을 향해 정향된(directed) 채로 온라인 캘리브레이션(on-line calibration)이 수행될 수 있고, 결국 우주비행체의 촬상 유닛의 카메라 캘리브레이션 파라미터(특히, 내부 파라미터)가 온라인 방식으로 계산될 수 있다.

[0087] 특정한 예에서, 전술된 바와 같이 마커의 검출과 함께 마커의 식별자가 식별되면, 다음의 추가적인 동작이 수행될 수 있다: 식별된 식별자를 기반으로, 인근 우주비행체가 도킹을 위해 타겟팅된 것인지를 판정하는 것. 만일 인근 우주비행체가 도킹을 위해 타겟팅된 것이라고 판정되는 경우, 프로세스(900)는 동작(930)으로 나아갈 수 있다. 만일 인근 우주비행체가 도킹을 위해 타겟팅된 것이 아니라고 판정되는 경우, 프로세스(900)는 동작(910)으로 돌아갈 수 있다. 이에 더하여, 또는 이를 대신하여, 우주비행체는 인근 우주비행체로부터 멀어지게 이동하도록 그리고/또는 인근 우주비행체를 피하게 정향되도록 제어될 수 있다.

[0088] 대안적으로 또는 추가로, 전술된 바와 같이 마커의 검출과 함께 마커의 식별자가 식별되면, 다음의 추가적인 동작이 수행될 수 있다: 식별된 식별자를 기반으로, 우주비행체가 전술된 다른 우주비행체의 복수의 도킹 포트 중 어느 것에 도킹되어야 하는지를 판정하는 것. 만일 우주비행체가 이들 도킹 포트 중 어느 하나에 도킹되어야 한다고 판정되는 경우, 프로세스(900)는 동작(930)으로 나아갈 수 있다. 만일 우주비행체가 이들 도킹 포트 중 어느 것에도 도킹될 것은 아니라고 판정되는 경우, 프로세스(900)는 동작(910)으로 돌아갈 수 있다. 이에 더하여, 또는 이를 대신하여, 우주비행체는 인근 우주비행체로부터 멀어지게 이동하도록 그리고/또는 인근 우주비행체를 피하게 정향되도록 제어될 수 있다.

[0089] 동작(930)에서, 검출된 마커를 기반으로, 우주비행체의 자세 각도의 측정치가 판정된다. 그러한 측정치는, 예를 들어, 도 4의 블록(420)에 관해서 기술된 바와 같이, 마커의 여러 식별된 코너 및 촬상 유닛의 카메라 캘리브레이션 파라미터에 기반하여 판정될 수 있다.

[0090] 동작(940)에서, 동작(930)에서 행해진 판정에 응답하여, 우주비행체의 자세 각도의 예측된 추정치 및 측정치를 기반으로, 시스템 상태의 최종 추정치가 생성된다. 예를 들어, 우주비행체의 자세 각도의 측정치에 기반하여 시스템 상태의 오차가 계산될 수 있고, 우주비행체의 자세 각도의 예측된 추정치 및 시스템 상태의 계산된 오차에 기반하여 시스템 상태의 최종 추정치가 생성될 수 있다.

[0091] 특정한 예에서, 시스템 상태의 오차의 계산은 그러한 오차의 전이를 나타내는 선형화된 시스템 모델을 가진 ESKF를 구동시킴으로써 수행될 수 있다. ESKF의 구동은, 전술된 바와 같이, 칼만 이득을 계산하는 것과, 시스템 상태의 예측된 추정치, 시스템 상태의 측정치 및 계산된 칼만 이득에 기반하여 시스템 상태의 오차를 계산하는 것을 포함할 수 있다.

[0092] 다음은 우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정에 관련된 다양한 예이다.

[0093] 예 1에서, 우주비행체(spacecraft)를 타겟 우주비행체(target spacecraft)와 도킹시키기 위한 자세 추정을 수행하도록 위 우주비행체에 마련된 항법 시스템은, 자이로스코프(gyroscope)와, 촬상 유닛(imaging unit)과, 동작을 수행하는 처리 유닛(processing unit)을 포함하되, 위 동작은, 위 자이로스코프로부터 수신된 각속도 측정 데이터에 기반하여, 시스템 상태의 예측된 추정치를, 가속도 측정 데이터를 사용하지 않고서 계산하는 것(위 시스템 상태는 위 우주비행체의 자세 각도를 포함함)과, 위 촬상 유닛으로부터 수신된 영상 데이터에 기반하여, 다른 우주비행체 상에 표시된 마커(marker)를 검출하는 것과, 위 자세 각도의 측정치를 위 검출된 마커에 기반하여 판정하는 것과, 위 판정에 응답하여, 위 시스템 상태의 최종 추정치를 위 예측된 추정치 및 위 측정치에

기반하여 생성하는 것을 포함한다.

- [0094] 예 2는 예 1의 주제를 포함하는데, 위 동작은 위 측정치에 기반하여 위 자이로스코프의 바이어스(bias)의 오차(error)를 계산하는 것과, 위 계산된 오차에 기반하여 위 바이어스를 보상하는 것을 더 포함한다.
- [0095] 예 3은 예 1 또는 예 2의 주제를 포함하는데, 위 시스템 상태는 위 자이로스코프의 바이어스를 더 포함하고, 위 최종 추정치를 생성하는 것은 위 측정치에 기반하여 위 시스템 상태의 오차를 계산하는 것과, 위 예측된 추정치 및 위 계산된 오차에 기반하여 위 최종 추정치를 생성하는 것을 포함한다.
- [0096] 예 4는 예 3의 주제를 포함하는데, 위 오차를 계산하는 것은 위 시스템 상태의 위 오차의 전이(transition)를 나타내는 선형화된 시스템 모델을 가진 오차 상태 칼만 필터(Error-State Kalman Filter: ESKF)를 구동시킴으로써 위 오차를 계산하는 것을 포함하고, 위 ESKF를 구동시키는 것은 위 예측된 추정치에 기반하여 칼만 이득(Kalman gain)을 계산하는 것과, 위 예측된 추정치, 위 측정치 및 위 칼만 이득에 기반하여 위 오차를 계산하는 것을 포함한다.
- [0097] 예 5는 예 1 내지 예 4 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 마커는 복수의 코너를 갖는 테두리 부분을 포함하고, 위 마커를 검출하는 것은 위 영상 데이터로부터 위 복수의 코너를 식별하는 것을 포함하고, 위 측정치를 판정하는 것은 위 식별된 복수의 코너 및 위 촬상 유닛의 캘리브레이션 파라미터(calibration parameter)에 기반하여 위 측정치를 판정하는 것을 포함한다.
- [0098] 예 6은 예 5의 주제를 포함하는데, 위 마커는 식별자(identifier)를 나타내는 내부 부분을 더 포함하고, 위 마커를 검출하는 것은 위 영상 데이터로부터 위 식별자를 식별하는 것을 포함하고, 위 동작은 위 다른 우주비행체가 위 타겟 우주비행체인지를 위 식별된 식별자에 기반하여 판정하는 것을 더 포함한다.
- [0099] 예 7은 예 5 또는 예 6의 주제를 포함하는데, 위 마커는 위 다른 우주비행체 상에 표시되고 격자 패턴(grid pattern)을 형성하는 복수의 마커 중 하나이고, 위 동작은 위 도킹을 위한 위 자세 추정을 수행하면서 위 촬상 유닛이 위 격자 패턴을 향해 정향된(directed) 채로 온라인 캘리브레이션(on-line calibration)을 수행함으로써 위 캘리브레이션 파라미터를 계산하는 것을 더 포함한다.
- [0100] 예 8은 예 1 내지 예 7 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 마커는 위 다른 우주비행체 상에 표시된 복수의 이진(binary) 마커 중 하나이고, 위 복수의 이진 마커 각각은 각각의 식별자를 나타내는 내부 이진 부호 영역(inner binary-coded area) 및 위 내부 이진 부호 영역을 둘러싼 테두리를 포함하고, 위 동작은 위 마커의 위 내부 이진 부호 영역에 의해 나타내어진 식별자에 기반하여, 위 다른 우주비행체의 복수의 도킹 포트 중 어느 것에 위 우주비행체가 도킹되어야 하는지를 판정하는 것을 더 포함한다.
- [0101] 예 9는 예 1 내지 예 8 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 마커는 이진 정사각형 기점 마커를 포함한다.
- [0102] 예 10은 예 1 내지 예 9 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 우주비행체는 자선(child-ship) 우주비행체이고, 위 타겟 우주비행체는 모선(mother-ship) 우주비행체이다.
- [0103] 예 11에서, 우주비행체의 도킹을 위한 자세 추정을 수행하는 방법은, 위 우주비행체의 자이로스코프로부터 수신된 가속도 측정 데이터에 기반하여, 시스템 상태의 예측된 추정치를, 가속도 측정 데이터를 사용하지 않고서 계산하는 단계(위 시스템 상태는 위 우주비행체의 자세 각도를 포함함)와, 위 우주비행체의 촬상 유닛으로부터 수신된 영상 데이터에 기반하여, 다른 우주비행체 상에 표시된 마커를 검출하는 단계와, 위 자세 각도의 측정치를 위 검출된 마커에 기반하여 판정하는 단계와, 위 판정에 응답하여, 위 시스템 상태의 최종 추정치를 위 예측된 추정치 및 위 측정치에 기반하여 생성하는 단계를 포함한다.
- [0104] 예 12는 예 11의 주제를 포함하는데, 위 방법은, 위 측정치에 기반하여 위 자이로스코프의 바이어스의 오차(error)를 계산하는 단계와, 위 계산된 오차에 기반하여 위 바이어스를 보상하는 단계를 더 포함한다.
- [0105] 예 13은 예 11 또는 예 12의 주제를 포함하는데, 위 시스템 상태는 위 자이로스코프의 바이어스를 더 포함하고, 위 최종 추정치를 생성하는 단계는 위 측정치에 기반하여 위 시스템 상태의 오차를 계산하는 단계와, 위 예측된 추정치 및 위 계산된 오차에 기반하여 위 최종 추정치를 생성하는 단계를 포함한다.
- [0106] 예 14는 예 13의 주제를 포함하는데, 위 오차를 계산하는 단계는 위 시스템 상태의 위 오차의 전이를 나타내는 선형화된 시스템 모델을 가진 오차 상태 칼만 필터(Error-State Kalman Filter: ESKF)를 구동시킴으로써 위 오차를 계산하는 단계를 포함하고, 위 ESKF를 구동시키는 것은 위 예측된 추정치에 기반하여 칼만 이득을 계산하는 것과, 위 예측된 추정치, 위 측정치 및 위 칼만 이득에 기반하여 위 오차를 계산하는 것을 포함한다.

- [0107] 예 15는 예 11 내지 예 14 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 마커는 복수의 코너를 갖는 테두리 부분을 포함하고, 위 마커를 검출하는 단계는 위 영상 데이터로부터 위 복수의 코너를 식별하는 단계를 포함하고, 위 측정치를 판정하는 단계는 위 식별된 복수의 코너 및 위 촬상 유닛의 캘리브레이션 파라미터에 기반하여 위 측정치를 판정하는 단계를 포함한다.
- [0108] 예 16은 예 15의 주제를 포함하는데, 위 마커는 식별자를 나타내는 내부 부분을 더 포함하고, 위 마커를 검출하는 단계는 위 영상 데이터로부터 위 식별자를 식별하는 단계를 포함하고, 위 방법은 위 다른 우주비행체가 위 우주비행체와의 도킹을 위해 타겟팅된(targeted) 것인지를 위 식별된 식별자에 기반하여 판정하는 단계를 더 포함한다.
- [0109] 예 17은 예 15 또는 예 16의 주제를 포함하는데, 위 마커는 위 다른 우주비행체 상에 표시되고 격자 패턴을 형성하는 복수의 마커 중 하나이고, 위 방법은 위 도킹을 위한 위 자세 추정을 수행하면서 위 촬상 유닛이 위 격자 패턴을 향해 정향된 채로 온라인 캘리브레이션을 수행함으로써 위 캘리브레이션 파라미터를 계산하는 단계를 더 포함한다.
- [0110] 예 18은 예 11 내지 예 17 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 마커는 위 마커는 위 다른 우주비행체 상에 표시된 복수의 이진 마커 중 하나이고, 위 복수의 이진 마커 각각은 각자의 식별자를 나타내는 내부 이진 부호 영역 및 위 내부 이진 부호 영역을 둘러싼 테두리를 포함하고, 위 방법은 위 마커의 위 내부 이진 부호 영역에 의해 나타내어진 식별자에 기반하여, 위 다른 우주비행체의 복수의 도킹 포트 중 어느 것에 위 우주비행체가 도킹되어야 하는지를 판정하는 단계를 더 포함한다.
- [0111] 예 19는 예 11 내지 예 18 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 마커는 이진 정사각형 기점 마커를 포함한다.
- [0112] 예 20은 예 11 내지 예 19 중 임의의 것의 주제를 포함하는데, 위 우주비행체는 모선 우주비행체와의 도킹을 위해 위 다른 우주비행체에 접근하는 자선 우주비행체이다.
- [0113] 예 21에서, 컴퓨터 프로세서에 의해 실행되는 경우 위 컴퓨터 프로세서로 하여금 예 11 내지 예 20 중 임의의 것에 기재된 방법을 수행하게 하는 컴퓨터 실행가능 명령어가 저장된 컴퓨터 판독가능 저장 매체가 제공된다.
- [0114] 예 22에서, 우주비행체 항법 컴퓨터는, 프로세서와, 메모리를 포함하되, 위 메모리는 예 11 내지 예 20 중 임의의 것에 기재된 방법을 수행하기 위해 위 프로세서에 의해 실행가능한 컴퓨터 프로그램 명령어의 세트로서 인코딩된다.
- [0115] 특정한 예에서, 본 문서에서 언급된 장치, 디바이스, 시스템, 머신 등은 임의의 적합한 유형은 컴퓨팅 장치이거나, 이를 포함하거나, 이에 구현될 수 있다. 컴퓨팅 장치는 프로세서 및 프로세서에 의해 판독가능한 컴퓨터 판독가능 저장 매체를 포함할 수 있다. 프로세서는 컴퓨터 판독가능 저장 매체 내에 저장된 하나 이상의 명령어를 실행할 수 있다. 프로세서는 또한 컴퓨터 판독가능 저장 매체 내에 저장된 다른 정보를 판독할 수 있다. 추가로, 프로세서는 컴퓨터 판독가능 저장 매체 내에 새로운 정보를 저장할 수 있고 컴퓨터 판독가능 저장 매체 내에 저장된 어떤 정보를 갱신할 수 있다. 프로세서는, 예컨대, 중앙 처리 유닛(Central Processing Unit: CPU), 디지털 신호 프로세서(Digital Signal Processor: DSP), 그래픽 처리 유닛(Graphics Processing Unit: GPU), 프로세서 코어(processor core), 마이크로프로세서(microprocessor), 마이크로제어기(microcontroller), 필드 프로그램가능 게이트 어레이(Field-Programmable Gate Array: FPGA), 애플리케이션 특정 집적 회로(Application Specific Integrated Circuit: ASIC), 다른 하드웨어 및 로직 회로, 또는 이의 임의의 적합한 조합을 포함할 수 있다. 컴퓨터 판독가능 저장 매체는 다양한 정보, 예컨대, 프로세서에 의해 수행될 수 있는 프로세서 실행가능(processor executable) 명령어의 세트 및/또는 다른 정보로써 인코딩된다. 예를 들어, 컴퓨터 판독가능 저장 매체는 프로세서에 의해 실행되는 경우 컴퓨팅 장치(가령, 프로세서)로 하여금 본 문서에 개시된 몇몇 동작을 수행하게 하는 컴퓨터 프로그램 명령어 및/또는 그러한 동작에서 사용되는 정보, 데이터, 변수, 상수, 데이터 구조, 기타 등등이 내부에 저장될 수 있다. 컴퓨터 판독가능 저장 매체는, 예컨대, 판독 전용 메모리(Read-Only Memory: ROM), 랜덤 액세스 메모리(Random-Access Memory: RAM), 휘발성(volatile) 메모리, 비휘발성(non-volatile) 메모리, 착탈가능(removable) 메모리, 비착탈가능(non-removable) 메모리, 플래시(flash) 메모리, 솔리드 스테이트(solid-state) 메모리, 다른 타입의 메모리 디바이스, 하드 디스크, 플로피 디스크 및 자기 테이프와 같은 자기 매체, CD-ROM, DVD와 같은 광 기록 매체, 플롭티컬 디스크와 같은 자기-광 매체, 다른 타입의 저장 디바이스 및 저장 매체, 또는 이의 임의의 적합한 조합을 포함할 수 있다.
- [0116] 특정한 예에서, 본 문서에 기술된 동작, 기법, 프로세스, 또는 이의 어떤 양상이나 부분은 컴퓨터 프로그램 제품 내에 구체화될 수 있다. 그러한 컴퓨터 프로그램은 컴퓨터에 의해 실행될 수 있는 어떤 유형의 (가령, 컴과

일형(compiled) 또는 해석형(interpreted)) 프로그래밍 언어, 예컨대, 어셈블리(assembly), 기계어(machine language), 프로시저형(procedural) 언어, 객체지향(object-oriented) 언어 등등으로 구현될 수 있고, 하드웨어 구현과 조합될 수 있다. 컴퓨터 프로그램 제품은 컴퓨터 판독가능 저장 매체의 형태로 배포될 수 있거나 온라인으로 배포될 수 있다. 온라인 배포를 위해, 컴퓨터 프로그램 제품의 일부 또는 전부가 서버(가령, 서버의 컴퓨터 판독가능 저장 매체) 내에 일시적으로 저장되거나 일시적으로 생성될 수 있다.

[0117] 이상의 설명은 상세하게 몇몇 예를 예시하고 기술하기 위해 제시되었다. 본 개시의 범주에서 벗어나지 않고서 위의 교시에 비추어 많은 수정 및 변형이 가능함을 당업자는 응당 이해할 것이다. 다양한 예에서, 전술된 기법이 상이한 순서로 수행되고/거나, 전술된 시스템, 아키텍처, 디바이스, 회로 및 유사한 것의 컴포넌트 중 일부가 상이한 방식으로 결합 또는 조합되거나, 다른 컴포넌트 또는 이의 균등물에 의해 대체 또는 치환되더라도 적절한 결과가 달성될 수 있다.

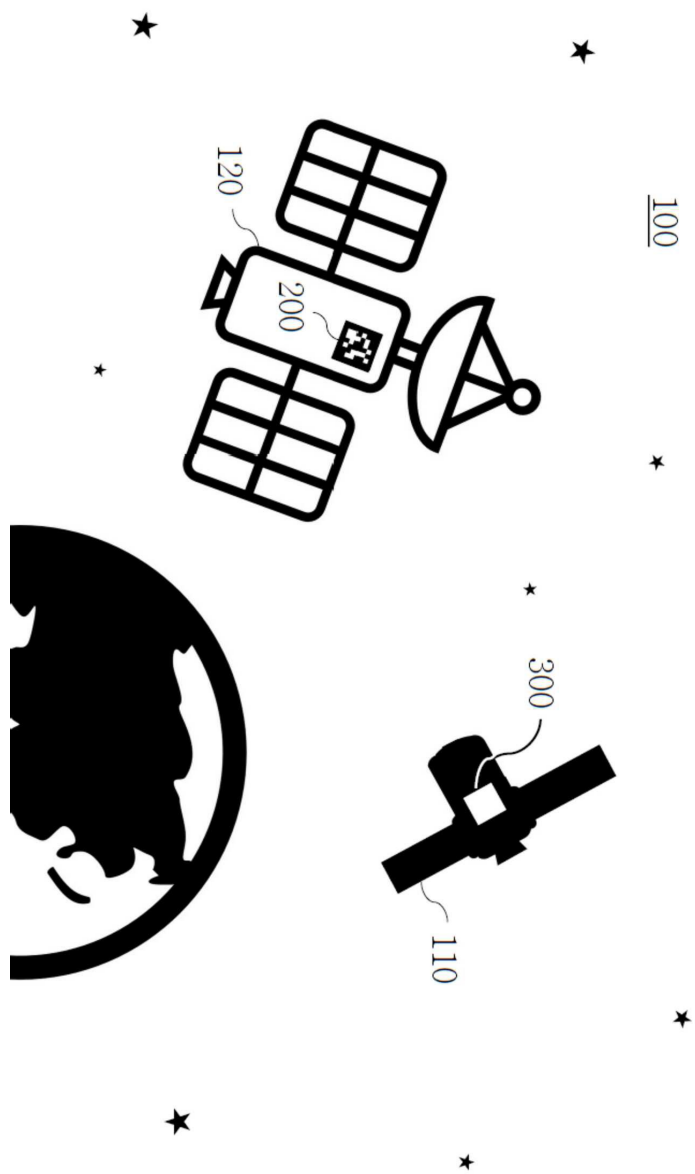
[0118] 그러므로, 본 개시의 범주는 개시된 그 형태에 한정되어서는 안 되며, 후술하는 청구항 및 이의 균등물에 의해 정해져야 한다.

부호의 설명

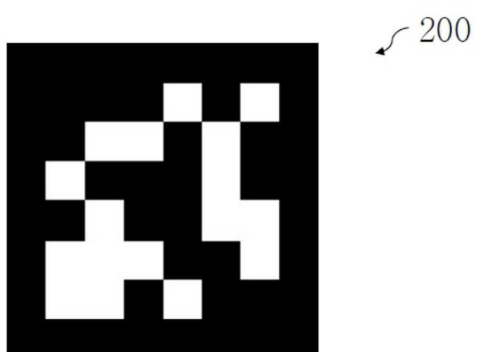
[0119] 110: 제1 우주비행체
120: 제2 우주비행체
200: 마커
300: 항법 시스템
310: 자이로스코프
320: 촬상 유닛
350: 처리 유닛

도면

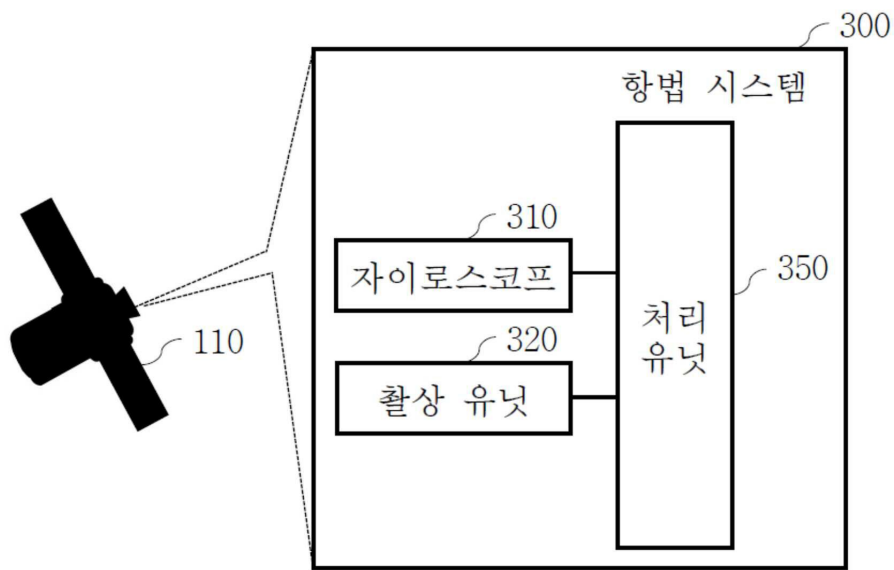
도면1



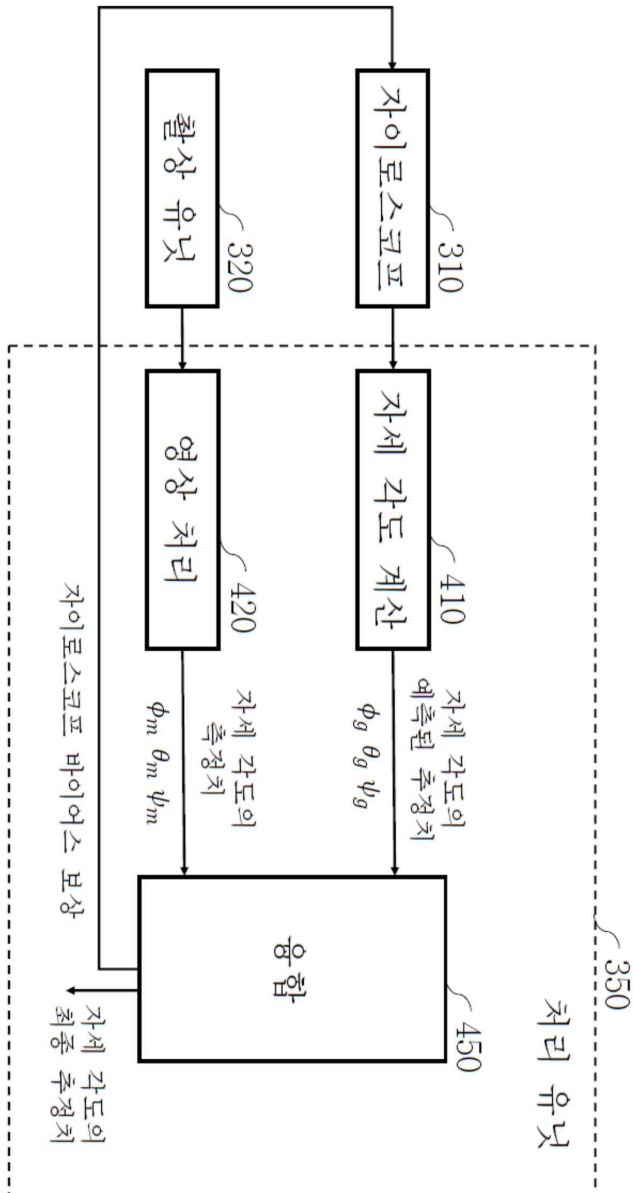
도면2



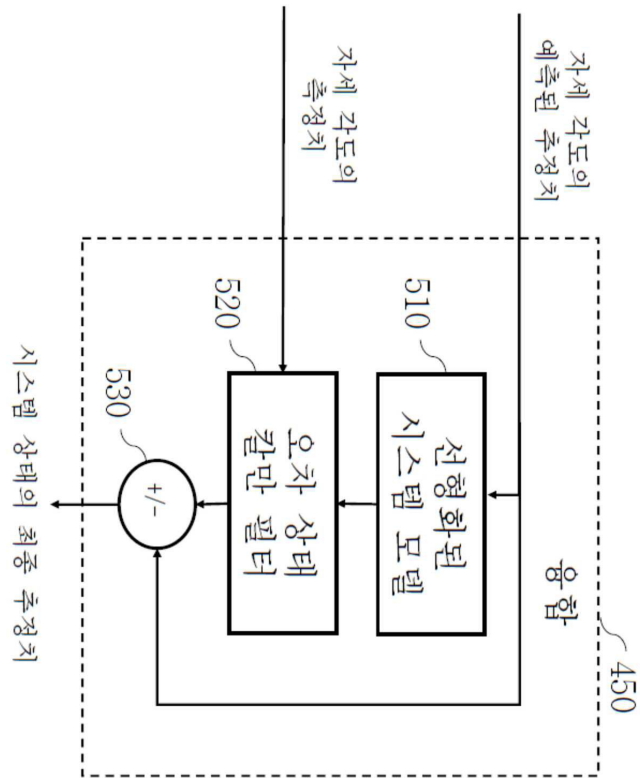
도면3



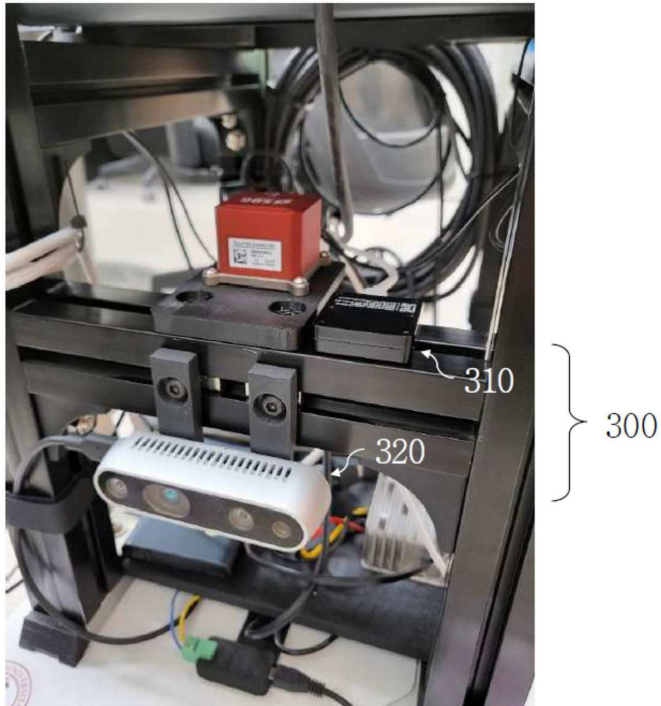
도면4



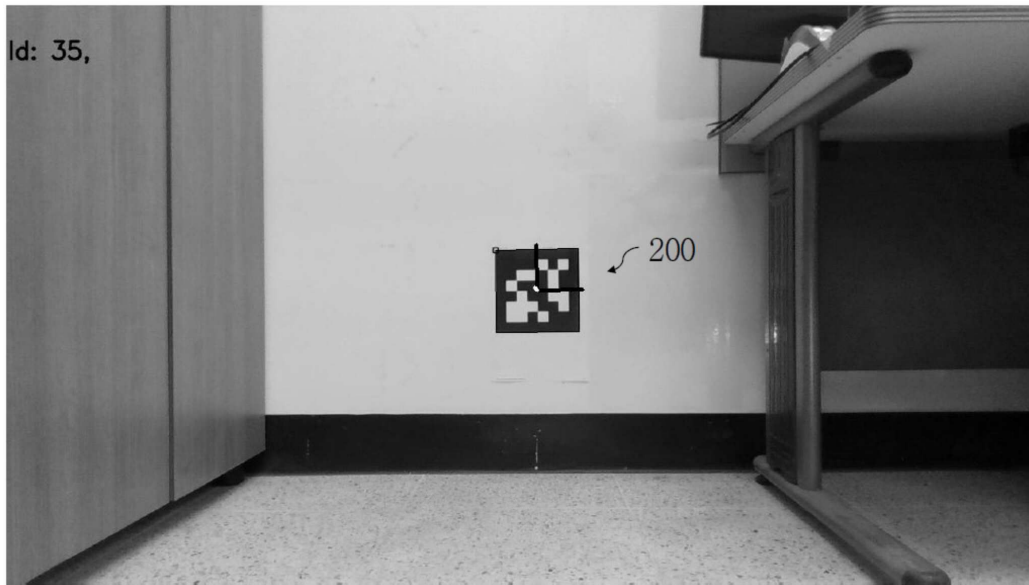
도면5



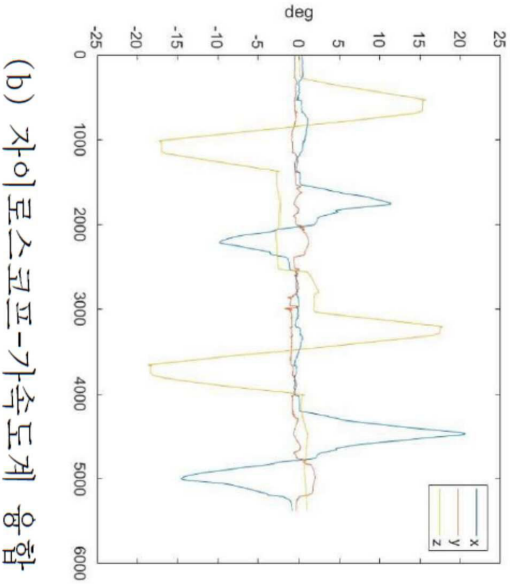
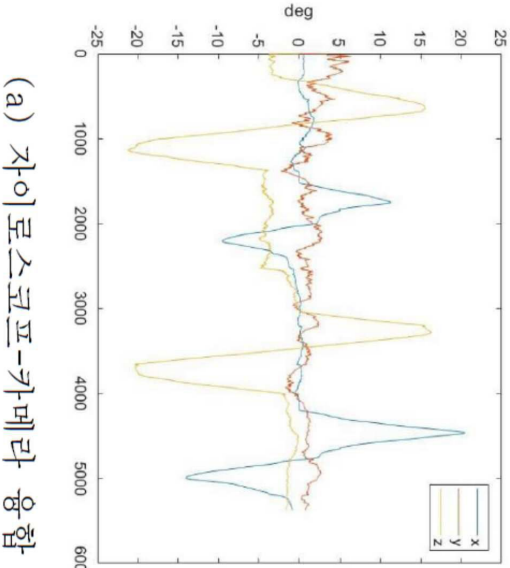
도면6



도면7



도면8



도면9

