

가중치 적응형 확장칼만필터를 활용한 관측불가구역 보정 기반 위성 자세 추정 기법 연구

A Study on Satellite Attitude Estimation Method Using Weighted Adaptive Extended Kalman Filter for Blind Zone Compensation

김현승^{*.1)} . 현 철¹⁾ . 김동건¹⁾ . 이상욱¹⁾

Hyunseung Kim^{*.1)} . Chul Hyun¹⁾ . Donggeon Kim¹⁾ . Sangwook Lee¹⁾

[초 록]

본 논문에서는 별센서가 유효한 별 영상을 획득하지 못하는 관측불가영역 발생이라는 한계를 극복하기 위해 GNSS/IMU와 다중 별센서를 확장 칼만 필터 기반으로 융합하는 기법을 제안한다. 이 때, 센서의 이상 여부를 실시간으로 반영하여 가중치를 동적으로 조절하는 가중치 적응형 EKF 프레임워크를 적용하였다. 제안한 알고리즘은 별센서의 신뢰도를 평가하고, 관측 불가 또는 이상 감지 시 별센서의 영향력을 자동으로 축소함으로써 GNSS/IMU 기반 자세 추정으로 보완한다. 다양한 시뮬레이션 시나리오에서 성능 평가를 수행한 결과, 제안한 프레임워크는 기존 단일 별센서 EKF 및 고정 가중치 방식 대비 자세 추정 정확도에서 우수한 성능을 보였다. 실시간 처리 가능성을 바탕으로 차세대 정밀 위성 항법 시스템의 신뢰성 향상에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

[ABSTRACT]

In this paper, a fusion method based on the Extended Kalman Filter (EKF) is proposed to overcome the limitation of star sensor outages, where valid star images cannot be acquired. The proposed framework integrates GNSS, IMU, and multiple star sensors while dynamically adjusting sensor weights in real time based on anomaly detection. The algorithm evaluates the reliability of each star sensor and automatically reduces its influence in the presence of observation outages or detected anomalies, thereby compensating with GNSS/IMU-based attitude estimation. Simulation results under various scenarios demonstrate that the proposed framework outperforms conventional single star sensor EKF and fixed-weight approaches in terms of attitude estimation accuracy. Owing to its real-time applicability, the proposed method is expected to enhance the reliability of next-generation high-precision satellite navigation systems.

Key Words : Satellite Attitude Determination(위성 자세 결정), Star Sensor(별 추적기), Extended Kalman Filter(확장 칼만 필터), Weighted Adaptive Filter(가중치 적응형 필터), Blind Zone(관측 불가 영역)

1. 서 론

위성의 안정적인 자세 제어는 고정밀 지구 관측, 정밀 항법, 우주 탐사, 통신 링크 유지 등 다양한 임무 수행에 있어 핵심적인 요소로 작용한다. 특히 위성의 자세 결정은 외부 환경 변화에 따른 태양 전지판의 방향 제어나 고해상도 카메라의 목

표 지점 고정, 안테나 빔의 정확한 조준 등에 직접적인 영향을 미치기 때문에, 고신뢰성 및 고정밀도의 위성 자세 추정 기술은 위성시스템 설계의 근간을 형성한다[1].

이러한 자세 결정에는 일반적으로 관성측정장치인 Inertial Measurement Unit(IMU), 지자기센서, 태양센서, Global Navigation Satellite System(GNSS)의 다양한 센서들이 활용되며 이들 각각은 고유한 특징을 보인다. 특히, 별센서는 별의 정렬 패턴을 기반으로 위성의 절대 자세를 계산할 수 있으며, 앞서 기술한 타 센서 대비 수 초 이하의 높은 수준의 각도 정확도를 제공하기 때문에 고정밀 위성항법 시스템의 필수 센서로 자리매김하고 있다. 별센서는 태양이나 지구와 달리 늘 고

1) LIG넥스원 해양연구소.2팀

(Maritime R&D Center, LIG Nex1, Korea)

* Corresponding author, E-mail: hyunseung.kim2@lignex1.com

Copyright © The Korean Institute of Defense Technology

Received : September 2, 2025 Revised : September 29, 2025

Accepted : September 30, 2025

정된 별의 위치를 기준으로 측정 하기 때문에, 자세 오차 누적이 발생하지 않으며, 정기적인 자세 보정이 가능하다는 점에서 IMU 센서와 보완적인 역할을 수행할 수 있다.

실제 위성 운용 환경에서는 별센서 단독으로는 한계를 가진다. 대표적인 문제로는 관측불가영역이 발생하는 문제가 있는데, 이는 태양빛이 산란되거나 지구 반사광, 구조물의 시야 가림 등의 외부 환경 요인으로 인해 별센서가 일시적으로 유효한 별 영상을 획득하지 못하는 상황을 의미한다. 이로 인해 위성 자세 추정이 중단되거나 오차가 발생하게 되며, 특히 회전이 급격하게 발생하는 기동 상황에서는 자세 추정 지연이 전체 시스템의 안정성을 저하시킬 수 있다. 또한, 우주 방사선에 의한 이미지 잡음, 일부 별의 식별 오류, 별 카탈로그와의 불일치 문제 등은 추가적인 자세 오차로 이어질 수 있다.

본 논문에서는 이러한 문제를 해결하기 위해 GNSS/IMU와 다중 별센서의 측정값을 확장 칼만 필터(EKF, Extended Kalman Filter)를 통해 융합하되, 센서의 가기성이나 이상 탐지 결과 등을 기반으로 동적으로 센서 가중치를 조절하는 가중치 적응형 EKF 프레임워크를 제안한다. 제안하는 프레임워크는 실시간으로 별센서의 신뢰도를 평가하여 관측불가영역 또는 센서 이상 발생 시 별센서의 영향력을 자동으로 감소시키되, GNSS와 IMU 기반 추정으로 보완함으로써 위성 자세 추정의 연속성과 정확도를 유지하도록 하였다.

다양한 자세 변동 시나리오 및 별센서 관측불가영역 상황을 포함한 시뮬레이션 환경에서 제안 알고리즘의 성능을 평가하였고, 결과적으로 기존 단일 별센서 기반 EKF 또는 고정 가중치 EKF 대비 자세 추정 오차에 있어 유의미한 성능 향상을 확인하였다. 이를 통해 제안하는 가중치 적응형 EKF 프레임워크는 구조가 단순하고 실시간 구현이 가능하기 때문에, 차세대 위성 정밀 항법 설계에 있어 신뢰도 향상에 기여 할 수 있을 것으로 기대된다.

2. 관련 연구

위성 자세 추정 및 제어 분야에서는 고정밀의 안정적인 자세 정보 확보가 필수적이며, 이를 위해 다양한 센서 융합 기술과 알고리즘이 제안되어 왔다.

대표적으로 GNSS/IMU를 이용한 자세 추정 기법이 있다. 먼저 GNSS는 위성 위치 및 속도 정보를 제공하여 위성의 궤적을 추적하는 데 널리 사용된다. 그러나 GNSS 단독으로는 위성의 자세 정보를 직접 획득하기 어려우며, 특히 자세 변화에 대한 민감도가 떨어진다. 한편 IMU는 위성의 각속도와 선가속도를 고속 샘플링할 수 있다. 하지만 IMU는 적분 과정에서 드리프트와 노이즈가 누적되어 장시간 사용 시 오차가 급격히 증가하는 단점이 존재한다[2]. 이러한 한계를 극복하기 위해 GNSS와 IMU를 융합하는 EKF가 널리 적용되어 왔다. EKF는 비선형 동적 시스템에 적합한 필터로, IMU의 고속 동적 정보를 GNSS의 장기 정확도와 결합하여 실시간으로 자세를 추정한다. 이 방법은 비교적 낮은 계산 복잡도와 높은 실시간성을 보장하며, 다양한 우주 임무에 적용되고 있다[3][4].

별센서는 우주 공간에서 별의 위치를 관측하여 위성의 자세

를 1~5초각 수준의 고정밀 각도 정확도로 제공할 수 있다. 하지만 별센서를 이용한 위성 자세 결정 시 영상 기반의 인식과 매칭, 자세 계산까지의 연산량이 크기 때문에 고속 회전 상황에서 즉각적인 자세 추정이 어렵다. 또한, 환경적 요인으로 인한 관측불가구역 발생 시 별을 정상적으로 관측할 수 없어 자세 정보가 단절되며, 이는 자세 추정 정확도의 급격한 저하와 시스템 불안정을 초래할 수 있다[5]. 이러한 단일 별센서 시스템의 한계를 보완하고자 여러 대의 별센서를 위성의 서로 다른 방향에 배치하여, 어느 한 쪽이 관측불가구역에 놓이더라도 다른 센서가 별 관측을 지속함으로써 자세 데이터의 연속성과 신뢰성을 향상시킬 수 있다[6]. 또한, GNSS/IMU와 별센서를 함께 융합하는 다중 센서 퓨전 연구가 진행 중이다[7]. 이러한 연구는 단일 센서에 의존할 때보다 높은 정확도와 견고성을 제공하지만, 대부분 고정 가중치 기반의 EKF 방식으로 센서 데이터를 통합하기 때문에 비정상적인 기동 상황에 유연하게 대응하지 못하는 한계가 존재한다.

본 논문에서는 다중 별센서와 GNSS/IMU를 융합하되, 각 센서별 신뢰도를 실시간 평가하여 관측 품질이 낮은 센서의 영향력을 감쇄하는 동적 가중치 기반의 적응형 EKF 구조를 제안하였다. 신호가 단절되거나 잡음이 증가하는 이상 상황에서 딥러닝 기반의 이상 탐지 알고리즘으로 조기 탐지하고, EKF 내에서 자동으로 보정하는 구조이다. 이렇게 신뢰도 기반의 적응 가중치를 적용함으로써, 위성의 다양한 자세 변화 조건과 센서 환경 변화에 민감하게 대응 가능하도록 하였다. 이를 통해 기존 다중 센서 융합 연구가 갖는 관측불가구역에 대한 대응 미비점과 이상 신호 처리 한계를 극복하며, 위성 자세 추정 분야의 신뢰성 및 정확도를 향상시킬 수 있다.

3. 융합 위성 자세 추정 시스템 프레임워크

본 장에서는 다중 별센서와 GNSS/IMU 센서 융합을 위한 확장 칼만 필터 기반의 위성 자세 추정 시스템의 전체 구조와 구성 요소, 동작 원리를 상세히 기술한다. 제안 시스템은 센서 계측 및 전처리, 확장 칼만 필터 기반의 센서 융합 알고리즘, 신뢰도 기반 적응 가중치 적용 모듈로 구성된다.

3.1 프레임워크 구조

제안하는 자세 추정 시스템의 전체 구조는 Fig. 1과 같다. 다중 별센서, GNSS, IMU 센서 데이터는 시간 동기화와 잡음 제거의 전처리 과정을 거쳐, 확장 칼만 필터 기반의 센서 융합 모듈로 전달된다. 이 융합 모듈은 각 센서의 출력 신뢰도를 고려하여 자세 추정을 수행하며, 관측불가 감지 및 이상 센서 판단에 따라 동적으로 가중치를 조정한다. 이 때, 별센서 2기가 각기 다른 방향에 설치되어 별 영상을 확보하여 추정 궤터니언을 출력하고, IMU는 자이로스코프와 가속도계를 통해 각속도 및 선속도 변화량을 계측한다. GNSS는 위성의 위치 및 속도 벡터를 제공하게 된다.

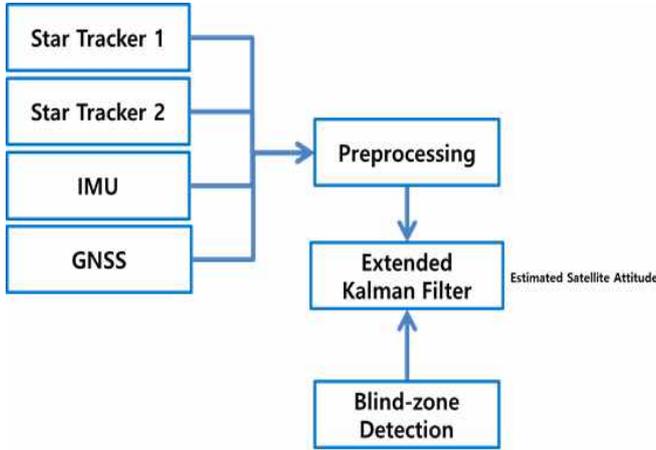


그림 1. 융합 위성 자세 추정 시스템 프레임워크
Fig. 1. Framework of Satellite Attitude Estimation System

3.2 시스템 상태변수 정의

위성 자세는 쿼터니언 q 로 표현되며, 상태 벡터 x 는 수식 1과 같이 정의할 수 있다. 여기서 w 는 각속도 벡터, b_g 는 자이로스코프 바이어스로 총 10개이다.

$$x = [q, w, b_g] \quad (1)$$

3.3 센서 측정 모델

IMU 센서로부터 측정된 각속도 정보를 이용하여 수식 2와 같이 위성 자세의 동적 모델을 구성할 수 있다. 여기서 w_m 은 각속도 측정값, n_g 는 각속도 잡음, b_g 는 바이어스 노이즈로 수식 3과 같이 정의한다.

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(w_m - b_g - n_g)q \quad (2)$$

$$\dot{b}_g = n_b \quad (3)$$

GNSS와 별센서 데이터를 기반으로 하여 위성의 위치 및 자세 관측 정보를 수식 4와 같이 제공할 수 있다. 여기서 v_{GNSS} , v_{Star} 는 센서 관측 잡음이다.

$$\begin{aligned} z_t &= [z_{GNSS} \ z_{Star}] \quad (4) \\ z_{GNSS} &= h_{GNSS}(x) + v_{GNSS} \\ z_{Star} &= h_{Star}(x) + v_{Star} \end{aligned}$$

3.4 확장 칼만 필터 기반 융합 알고리즘

3.3에서 획득한 센서 정보를 융합하여 위성 자세를 추정하는 알고리즘으로 확장 칼만 필터를 적용하였다. 확장 칼만 필터는 비선형 시스템의 상태 추정을 위해 선형화된 칼만 필터 구조를 기반으로 예측과 갱신 과정을 반복 수행한다. 본 논문에서는 위성 자세 및 각속도를 포함하는 상태 벡터를 기반에

센서 신뢰도에 따른 가중치 기반 측정 오차 공분산 행렬을 적용하여 보다 강건한 자세 추정을 가능하게 하였다.

수식 5의 예측 단계는 이전 IMU 측정값 u_{t-1} 를 이용하여 시스템 동역학 모델 f 기반에서 다음 상태를 예측한다. 또한 수식 6과 같이 오차 공분산을 예측한다. 여기서 F 는 시스템 모델의 선형 근사 행렬이고, $P_{t|t-1}$ 은 시간 t 에 예측한 오차 공분산, $P_{t-1|t-1}$ 은 이전 시점의 추정 오차 공분산을 의미한다.

$$\hat{x}_{t|t-1} = f(\hat{x}_{t-1|t-1}, u_{t-1}) \quad (5)$$

$$P_{t|t-1} = F_{t-1} P_{t-1|t-1} F_{t-1}^T \quad (6)$$

갱신 단계에서는 센서 측정값과 수식 7의 칼만 이득과 수식 8의 센서 신뢰도 기반 가중치 R_t 를 적용해 수식 9와 같이 예측값을 보정한다. 여기서 H_t 는 측정 모델의 선형 근사 행렬, h 는 측정 모델 함수를 의미한다. 또한, 수식 10과 같이 오차 공분산을 갱신한다.

$$K_t = P_{t|t-1} H_t^T (H_t P_{t|t-1} H_t^T + R_t)^{-1} \quad (7)$$

$$R_t^{(i)} = \frac{1}{w_i} R_0^{(i)}, 0 < w_i \leq 1 \quad (8)$$

$$\hat{x}_{t|t} = \hat{x}_{t|t-1} + K_t (z_t - h(\hat{x}_{t|t-1})) \quad (9)$$

$$P_{t|t} = (I - K_t H_t) P_{t|t-1} \quad (10)$$

별센서, GNSS, IMU 센서별로 이상 탐지 플래그 또는 별 인식 개수의 지표를 이용하여 신뢰도 w_i 를 실시간으로 동적 조정함으로써 고정된 센서 가중치를 사용하는 기존 EKF 대비, 센서 환경 변화에 능동적으로 대응함으로써 자세 추정 연속성과 정확도를 효과적으로 유지할 수 있도록 하였다.

4. 시뮬레이션 환경 및 실험 결과

본 장에서는 제안한 알고리즘의 성능을 평가하기 위해 기존 확장 칼만 필터 기반 융합 알고리즘과 비교하여 다양한 시나리오에 따른 평가 결과를 분석하였다.

먼저 위성은 3축 자세 제어가 가능한 저궤도 위성에 대하여 실제 궤도 운용 데이터와 유사한 동역학 모델을 구축하였고, 별센서는 2개의 독립적인 센서로 Fig. 1과 같이 가상 환경을 구성하였다. 관측불가영역 발생 시 별센서는 측정 불가능한 상태로 전환됨을 반영하였다. GNSS는 고정된 관측 잡음 공분산을 가정하였고, IMU는 바이어스와 드리프트 특성을 포함한 노이즈 모델을 적용하였다.

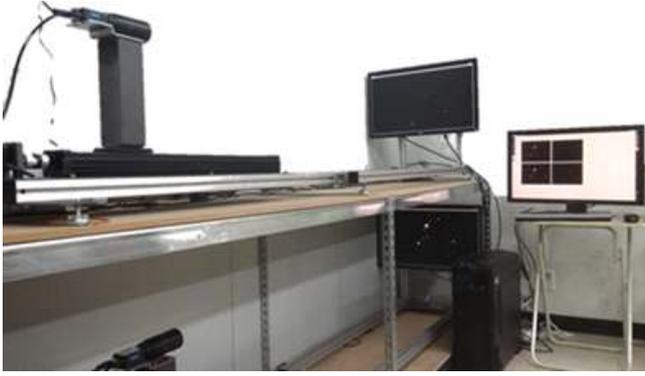


그림 1. 시뮬레이터 구축 환경

Fig. 1. Environment of Simulator Structure

시뮬레이션 시나리오는 Table 2와 같이 크게 4가지로 나누어 설정하였다. 시뮬레이션 주요 설정 조건은 Table. 3에 기술한 바와 같다. 관측불가구역은 50초마다 10초 간격으로 별센서에 적용하도록 하였고, 이상 신호는 GNSS/IMU에 랜덤한 분포로 발생하도록 설정하였다. 각 실험은 동일 궤적 조건에서 10회 반복 수행하였다.

표 2. 시뮬레이션 시나리오 설정

Table 2. Simulation Scenario Definition

항목	설명	
	관측불가구역	이상 신호
A	X	X
B	O	X
C	X	O
D	O	O

표 3. 시뮬레이션 시나리오 변수 설정

Table 3. Parameter Setting for Simulation Scenario

항목	값	단위
시뮬레이션 총 시간	600	sec
시뮬레이션 시간 간격	0.1	sec
위성 초기 조건	경사도 98 고도 600	deg km
IMU 샘플링 주파수	100	Hz
자이로 잡음	0.01	deg/s
자이로 바이어스	0.05	deg/s
칼만필터 초기 오차	5	deg

상기 4가지 시나리오에 대한 성능 평가를 위한 지표는 크게 2가지로 나누어 분석하였다. 먼저, 자세 추정 오차로써 ECI 좌표계 기준 실제 쿼터니언과 추정 쿼터니언 간의 오차 각도를 분석하여 오차 평균, 최대값, 표준편차를 분석하였고, 수식

11~13과 같다. 다음으로는 별센서가 관측불가구역에서 복귀한 후, 안정적인 오차 수준에 도달하는 시간을 주요 지표로 분석하였다. 이 때, 오차 수준은 0.5도 이내 수준으로 설정하였다.

$$\mu_e = \frac{1}{N} \sum_{t=1}^N |x_t - \hat{x}_t| \quad (11)$$

$$\tau_e = \max_t |x_t - \hat{x}_t| \quad (12)$$

$$\sigma_e = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{t=1}^N (x_t - \hat{x}_t)^2} \quad (13)$$

상기 시나리오에 대한 분석 결과는 아래와 같다. 먼저 시나리오 A는 센서 측정에 있어 이상적인 상황에서의 위성 자세 추정 결과로 Fig. 2와 같다. EKF의 지속적인 관측 업데이트를 통해 전구간에 대해 높은 정확도를 보이며, 가중치 적응형 EKF를 적용하여 기존 대비 평균 궤적 오차가 약 8.96% 감소함을 확인하였다. 이 때, 관측불가구역이 없으므로 복원 시간은 존재하지 않는다.

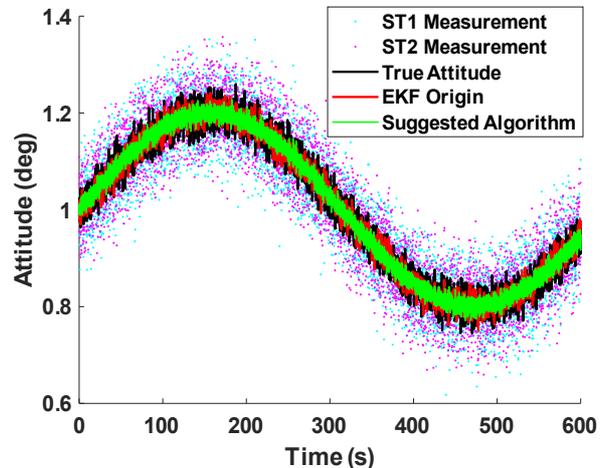


그림 2. 정상상태에서의 위성 자세 추정 결과

Fig. 2. Result of Satellite Attitude Estimation under Ideal Condition (Scenario A)

시나리오 B는 별센서 1기에 대한 관측불가구역이 발생하였을 때의 위성 자세 추정 결과로 Fig. 3과 같다. 이 경우 다른 별센서의 측정값이 여전히 유효하므로 필터는 갱신을 계속 수행할 수 있고, 센서 복원 이후 EKF가 추정 정확도를 되찾기까지 최대 0.2초 이내로 안정적인 보정이 가능하다. 기존 EKF는 관측 불가 센서의 영향력을 적절히 제거하지 못해 관측불가영역 구간에서 일시적으로 오차가 급격히 증가하는 모습을 나타낸 반면, 제안 알고리즘은 신뢰도 기반 가중치 조절을 통해 다른 별센서 1기와 GNSS/IMU를 이용하여 자세 추정 정확도를 유지하였다.

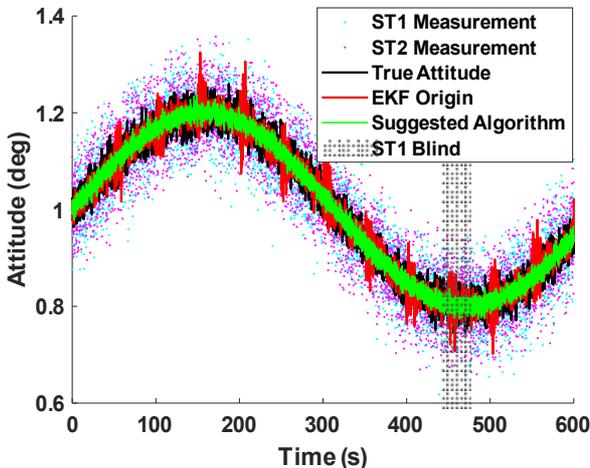


그림 3. 단일 별센서 관측불가영역 발생에서의 위성 자세 추정 결과

Fig. 3. Result of Satellite Attitude Estimation under Single Star Tracker in Blind-zone (Scenario B)

시나리오 C는 GNSS와 IMU에 대해 랜덤으로 이상 신호를 발생시킨 상황으로 위성 자세 추정 결과는 Fig. 4와 같다. 제안 알고리즘은 이상 탐지 기능을 통해 문제 센서의 관측 가치를 저감시켰다.

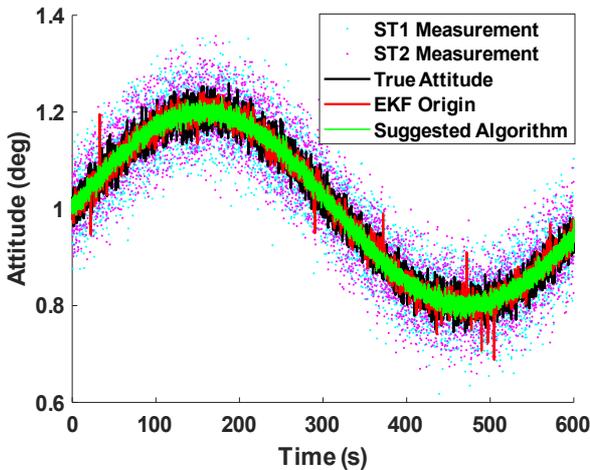


그림 4. 이상신호 발생에서의 위성 자세 추정 결과

Fig. 4. Result of Satellite Attitude Estimation under Anomalous Signal Condition (Scenario C)

시나리오 D는 별센서 2기에 대해 관측불가구역에 상호 진입이 이루어지고, 이상 신호가 랜덤으로 발생하는 조건으로 위성 자세 추정 결과는 Fig. 5과 같다. 특정 시점에서 별센서 관측 불가 상태가 되지만, GNSS와 IMU 정보로 추정이 가능하고, 이상 신호에 대해 제안 알고리즘을 적용하였을 때 시나리오 C의 결과와 유사함을 확인하였다. 특히 관측불가구역과 이상 신호가 동시에 발생하는 구간에 대해 기존 EKF의 평균 궤적 오차 대비 제안 알고리즘 적용 시 약 35.74% 감소하였다.

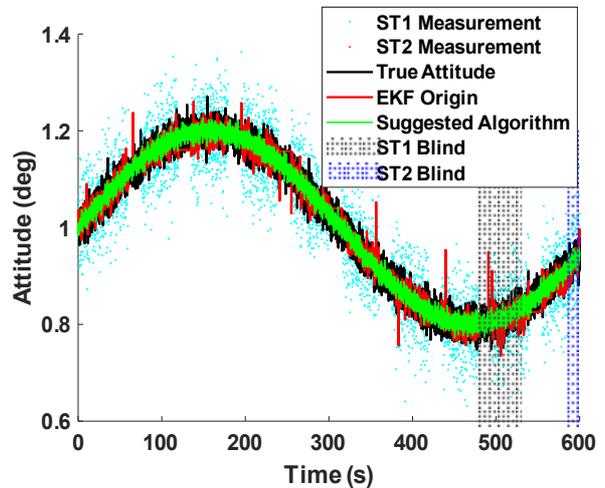


그림 5. 관측불가영역 및 이상신호 발생에서의 위성 자세 추정 결과

Fig. 5. Result of Satellite Attitude Estimation under Dual Star Tracker in Blind-zone and Anomalous Signal Condition (Scenario D)

4가지 시나리오에 대한 성능 지표 분석 결과는 Table. 4에 기술하였고, 이 때 관측불가영역 복구 시간은 시나리오 B, D에만 해당한다. 이를 통해 제안한 가중치 적응형 기반 다중 센서 융합 알고리즘은 기존 EKF 대비 관측불가영역 및 이상 신호 발생 상황에서 자세 추정 정확도 및 안정성 측면에서 현저한 개선을 보임을 확인하였다. 특히 실제 우주 환경과 유사한 비정상 상황에서 신뢰도 기반 가중치 조정과 이상 탐지의 통합이 알고리즘의 핵심 성능 향상 요소임을 입증하였다.

표 4. 시뮬레이션 결과 분석

Table 4. Analysis of Simulation Result

시나리오		자세 추정 오차 [deg]			관측불가영역 복구 시간 [sec]	
		평균	최댓값	분산	평균	최댓값
A	기존 EKF	0.0176	0.0621	0.0118	-	-
	제안 알고리즘	0.0132	0.0418	0.0094		
B	기존 EKF	0.0458	0.1321	0.0362	0.194	0.419
	제안 알고리즘	0.0146	0.0534	0.0131		
C	기존 EKF	0.0435	0.0982	0.0281	-	-
	제안 알고리즘	0.0139	0.0472	0.0092		
D	기존 EKF	0.0521	0.1537	0.0391	0.248	1.032
	제안 알고리즘	0.0162	0.0576	0.0157		

5. 국방 적용성 및 향후 개선 방향

본 연구에서 제안한 가중치 적응형 확장 칼만 필터 기반 센서 융합 프레임워크는 센서 신뢰도를 실시간으로 평가하고 가중치를 동적으로 조절함으로써, 정밀한 위성 자세 결정 시스템 구현이 가능하다. 이는 특히 군사 위성항법 기술에 있어 전술적 조건에서도 임무 연속성 확보에 기여할 수 있다.

본 연구를 토대로 다음과 같은 방향으로 확장하는 연구가 필요하다. 먼저, 실제 위성 운용 데이터를 기반으로 우주환경에서의 잡음, GNSS 신호 손실 등 환경 변수에 대해 제안한 알고리즘의 정밀도를 검증하여 대응력을 향상시킬 필요가 있다. 다음으로 현재 제안한 알고리즘에서는 규칙 기반으로 센서 이상 탐지 시 각 센서 별 가중치를 일정한 비율로 증가 및 감소시키는데 머신러닝 기반의 이상 신호 탐지 및 신뢰도 예측 모델을 통합함으로써, 적응형 가중치 조정 메커니즘을 구현할 필요가 있다.

6. 결론

최근 위성 임무의 정밀화를 요구함에 따라 고정밀의 위성 자세 결정 기술에 대한 수요가 급증하고 있다. 하지만 단일 센서에 의존하는 기존 자세 결정 방식은 센서 이상이나 관측 불가 상황 발생 시 자세 추정의 연속성과 정확성이 크게 저하되는 문제점이 있었다.

본 논문에서는 다중 별센서와 GNSS/IMU 센서로부터 획득한 측정 데이터를 가중치 적응형 확장 칼만 필터(EKF)를 기반으로 융합하는 위성 자세 추정 프레임워크를 제안하였다. 제안한 알고리즘은 센서의 관측 불가 영역 진입과 센서 이상 상황을 탐지하여 신뢰도 기반으로 필터 내 가중치를 조절하였다. 다양한 관측 조건에서의 시뮬레이션을 통해 기존의 고정 가중치 기반 EKF와의 비교를 통해, 제안하는 동적 가중치 기반 EKF 기법은 관측 불가 상황이나 센서 이상 상황에서도 정확한 위성의 자세 추정 향상을 보임을 확인하였다. 특히 이상 발생 시 기존 EKF 방식 대비 평균 자세 추정 오차를 약 50% 이상 감소시켜 전체적인 자세 제어 성능과 신뢰도를 향상시켰다.

안정적인 성능 향상을 위해 추후 실제 위성 임무 데이터를 활용한 알고리즘 검증을 수행할 필요가 있고, 비선형 및 동적 변화가 큰 실제 우주 환경에서 다양한 간섭 조건에서도 시스템이 견고하게 작동할 수 있도록 심층 강화학습 기반 자세 제어 기법과의 통합 연구를 진행할 계획이다.

제안 프레임워크는 구조적으로 단순하고, 실시간 처리에 적합한 형태로 설계되어 있기 때문에 차세대 위성항법 시스템에 실질적으로 적용이 가능할 것이다. 특히, 고정밀도와 고신뢰성이 요구되는 국방 우주 자산에 있어 높은 운용 안정성을 제공할 수 있어, 군사적 활용 측면에서도 전략적 가치가 클 것으로 기대된다.

References

[1] J. Li, X. Wei and G. Zhang, "An Extended Kalman Filter-Based Attitude Tracking Algorithm for Star

Sensors," *MDPI Sensors*, vol. 17, no. 8, pp. 1-18, 2017.

[2] S. Danial and C. Abbas, "INS/GPS Sensor Fusion based on Adaptive Fuzzy EKF with Sensitivity to Disturbances," *The Institution of Engineering and Technology Radar, Sonar and Navigation*, vol. 15, no. 11, pp. 1535-1549, 2021.

[3] Y. Lin and Z. Deng, "Star-sensor-based Predictive Kalman Filter for Satellite Attitude Estimation," *Science China Information Sciences*, vol. 45, pp. 189-195, 2002.

[4] T. H. Kim, N. S. Zewge, H. C. Bang and H. S. Yoon, "GMM-Based Adaptive Extended Kalman Filter Design for Satellite Attitude Estimation under Thruster-Induced Disturbances," *MDPI Sensors*, vol. 23, no. 9, pp. 1-22, 2023.

[5] J. Wang, X. He, Z. Wei, Y. Lu, D. He, Z. Mu, J. Ling and Z. Ma, "An Attitude Tracking Method for Star Sensor under Dynamic Conditions," *Optoelectronics letters*, vol. 15, no. 5, pp. 368-373, 2019.

[6] M. R. Fernandes, G. M. Magalhaes, Y. R. Zuniga and J. B. Val, "GNSS/MEMS-INS Integration for Drone Navigation using EKF on Lie Groups," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 59, no. 6, pp. 7395-7408, 2023.

[7] J. Yi, Y. Ma, H. Long, Z. Zhu and R. Zhao, "Tightly Coupled Visual-Inertial Fusion for Attitude Estimation of Spacecraft," *MDPI Remote Sensing*, vol. 16, no. 16, pp. 1-22, 2024.