

ỨNG DỤNG BỘ LỌC KALMAN MỞ RỘNG TRONG HỆ THỐNG ĐỊNH VỊ UAV TÍCH HỢP GNSS/INS

Cù Thanh Phong¹, Nguyễn Thế Thắng¹, Lê Công Khương¹, Đỗ Phương Nhung^{2*}

**Tác giả liên hệ Email: dphung@hou.edu.vn*

Ngày tòa soạn nhận được bài báo: 02/06/2025

Ngày phản biện đánh giá: 08/09/2025

Ngày bài báo được duyệt đăng: 15/10/2025

DOI: 10.59266/houjs.2025.713

Tóm tắt: Bài báo này trình bày phương pháp mô hình hóa và mô phỏng một hệ thống định vị cho phương tiện bay không người lái (UAV) dựa trên tích hợp hệ thống định vị toàn cầu (GNSS) và hệ thống dẫn đường quán tính (INS) bằng bộ lọc Kalman mở rộng (EKF). Mục tiêu là nâng cao độ chính xác trong việc định vị và ước lượng quỹ đạo bay ba chiều (3D) của UAV trong điều kiện cảm biến thực tế có sai số. Mô hình UAV được giả thiết bay theo quỹ đạo cong trong không gian ba chiều với độ cao tăng dần. Các cảm biến INS được mô hình hóa với sai số nhiễu ngẫu nhiên và trôi dần theo thời gian, trong khi số liệu GNSS được giả thiết có độ chính xác hạn chế. EKF được thiết kế để kết hợp số liệu từ hai nguồn cảm biến này, qua đó hiệu chỉnh sai số và nâng cao chất lượng ước lượng trạng thái của UAV. Kết quả mô phỏng bằng MATLAB cho thấy thuật toán EKF giúp làm giảm đáng kể sai số so với dữ liệu đo trực tiếp từ GNSS hoặc INS riêng lẻ, đồng thời quỹ đạo ước lượng bám sát tốt quỹ đạo thực tế. Kết quả này khẳng định tính hiệu quả của công nghệ lọc Kalman trong các hệ thống định vị UAV hiện đại.

Từ khóa: GNSS, INS, UAV, định vị, dẫn đường, lọc Kalman mở rộng

I. Đặt vấn đề

Hiện nay, phương tiện bay không người lái – UAV đã trở thành một trong những đối tượng nghiên cứu và ứng dụng quan trọng trong nhiều lĩnh vực như quân sự, giám sát, nông nghiệp, logistics, cứu hộ [2] v.v.. Một trong những yêu cầu then chốt để UAV có thể vận hành an toàn,

liên tục và hiệu quả là khả năng định vị và dẫn đường chính xác trong không gian ba chiều.

Hệ thống định vị vệ tinh toàn cầu – GNSS hiện là giải pháp phổ biến để xác định vị trí UAV nhờ ưu điểm bao phủ toàn cầu và dễ dàng triển khai. Tuy nhiên, tín hiệu GNSS thường chịu ảnh hưởng mạnh

¹ Khoa Kỹ thuật hàng không, Học viện Phòng Không-Không Quân

² Khoa Điện - Điện tử, Trường Đại học Mở Hà Nội

từ môi trường (như đô thị, rừng rậm, hoặc tác động của nhiễu), dẫn đến sai số và giảm độ tin cậy. Trong khi đó, hệ thống dẫn đường quán tính – INS sử dụng cảm biến quán tính như con quay hồi chuyển và gia tốc kế để ước lượng chuyển động của UAV một cách độc lập, liên tục, không phụ thuộc tín hiệu bên ngoài nhưng sai số của INS lại tích lũy theo thời gian.

Do đó, việc tích hợp GNSS và INS trở thành một giải pháp hiệu quả nhằm tận dụng ưu điểm và khắc phục nhược điểm của từng hệ thống [1]. Bộ lọc Kalman mở rộng (EKF) là một trong những thuật toán phổ biến nhất được sử dụng cho mục đích tích hợp này [6], nhờ khả năng xử lý hệ phi tuyến và cập nhật trạng thái hệ thống một cách tối ưu khi có sự hiện diện của nhiều đo và nhiễu hệ thống.

II. Cơ sở lý thuyết

2.1. Hệ thống định vị vệ tinh toàn cầu GNSS

Hệ thống GNSS, điển hình là GPS (Global Positioning System), cho phép xác định vị trí 3D của UAV dựa trên tín hiệu phát từ các vệ tinh. Phương pháp định vị chủ yếu dựa vào đo khoảng cách giữa máy thu đặt trên UAV đến ít nhất 4 vệ tinh, sau đó giải hệ phương trình để xác định tọa độ của UAV.

Ưu điểm nổi bật của GNSS là độ phủ toàn cầu, khả năng cung cấp tọa độ chính xác trong điều kiện tín hiệu tốt và dễ tích hợp lên UAV. Tuy nhiên, tín hiệu GNSS yếu, dễ bị ảnh hưởng bởi che khuất, nhiễu đa đường, và đặc biệt dễ bị tác động gây nhiễu hoặc giả mạo [3]. Do đó, việc chỉ sử dụng GNSS trong các ứng dụng UAV có

thể dẫn đến mất ổn định định vị trong môi trường phức tạp.

2.2. Hệ thống dẫn đường quán tính INS

INS là hệ thống tự chủ, xác định vị trí, vận tốc và hướng của UAV dựa trên dữ liệu đo từ gia tốc kế và con quay hồi chuyển. Bằng cách tích phân gia tốc và tốc độ góc theo thời gian, INS có thể tính toán chuyển động của UAV mà không cần sử dụng bất kỳ tín hiệu bên ngoài nào.

Ưu điểm của INS là hoạt động liên tục, không bị ảnh hưởng bởi nhiễu điện từ, không phụ thuộc môi trường bên ngoài. Tuy nhiên, hạn chế lớn nhất là sai số tích lũy theo thời gian [5]: sai số nhỏ trong phép đo gia tốc/góc quay, khi tích phân nhiều lần, sẽ gây ra sai lệch vị trí lớn, ngoài ra còn bị ảnh hưởng do rung lắc, nhiệt độ. Vì vậy, INS thường cần được hiệu chỉnh định kỳ bằng dữ liệu từ hệ thống khác (ví dụ GNSS).

2.3. Bộ lọc Kalman mở rộng EKF

Để khắc phục nhược điểm riêng lẻ của GNSS và INS, hai hệ thống này thường được tích hợp. Khi đó, GNSS cung cấp thông tin vị trí chính xác tức thời nhưng có thể gián đoạn, trong khi INS duy trì tính liên tục nhưng dễ trôi. Khi tích hợp, GNSS sẽ hiệu chỉnh sai số trôi của INS, đồng thời INS giúp duy trì định vị khi GNSS bị mất tín hiệu tạm thời [1].

Bộ lọc Kalman cổ điển được thiết kế cho các hệ thống tuyến tính với nhiễu Gaussian. Tuy nhiên, trong bài toán định vị UAV, mô hình chuyển động thường phi tuyến. Do đó, bộ lọc Kalman mở rộng (Extended Kalman Filter – EKF) được

sử dụng để tuyến tính hóa mô hình xung quanh giá trị ước lượng gần nhất.

Quy trình EKF bao gồm hai giai đoạn chính [4]:

- Dự báo (Prediction): Sử dụng mô hình động lực UAV và dữ liệu cảm biến quán tính để dự đoán trạng thái và ma trận hiệp phương sai sai số;

- Cập nhật (Correction): Khi có dữ liệu GNSS, EKF so sánh dự báo với phép đo, tính toán độ lệch và điều chỉnh trạng thái theo trọng số tối ưu (ma trận Kalman gain).

Nhờ vậy, EKF có khả năng giảm sai số trôi của INS và lọc bỏ nhiễu trong phép đo GNSS, cung cấp ước lượng vị trí và vận tốc UAV chính xác hơn.

$$\mathbf{x}(t) = [x(t) \quad y(t) \quad z(t) \quad v_x(t) \quad v_y(t) \quad v_z(t)]^T \quad (1)$$

Trong đó:

(x, y, z) là tọa độ UAV trong hệ quy chiếu địa phương;

(v_x, v_y, v_z) là các thành phần vận tốc theo ba trục tọa độ.

Phương trình động học được mô tả dưới dạng rời rạc:

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{F}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (2)$$

Với $\mathbf{F}_k$ là ma trận trạng thái (mô tả chuyển động), $\mathbf{w}_k$ là nhiễu Gaussian trắng có hiệp phương sai $\mathbf{Q}_k$.

3.2. Mô hình động học phi tuyến

Mô hình quá trình sử dụng thông tin từ INS, cụ thể là gia tốc kế (a_m) và con quay hồi chuyển (ω_m), trong đó, dữ liệu cảm biến thực tế đã bị ảnh hưởng bởi nhiễu Gaussian và độ lệch:

Mô hình trạng thái UAV có thể được biểu diễn bởi vị trí (x, y, z) và vận tốc (v_x, v_y, v_z), trong khi mô hình quan sát bao gồm:

- Dữ liệu từ INS (tích phân gia tốc, tốc độ góc với sai số ngẫu nhiên);

- Dữ liệu từ GNSS (vị trí đo trực tiếp với sai số Gaussian).

Các phương trình trạng thái và quan sát được xây dựng trong không gian 3D, sau đó được đưa vào bộ lọc EKF để thực hiện quá trình tích hợp.

III. Phương pháp nghiên cứu thực hiện mô hình hóa và mô phỏng hệ thống

3.1. Mô hình động học UAV

Trong phạm vi nghiên cứu này, giả sử UAV bay trong không gian 3 chiều với trạng thái $\mathbf{x}(t)$ bao gồm vị trí và vận tốc:

$$\begin{aligned} a_m &= a_{true} + b_a + n_a \\ \omega_m &= \omega_{true} + b_g + n_g \end{aligned} \quad (3)$$

Trong đó:

a_m là gia tốc đo được bởi cảm biến quán tính;

a_{true} là gia tốc thực của UAV trong hệ quy chiếu;

b_a là độ lệch (bias) của cảm biến gia tốc;

n_a là nhiễu ngẫu nhiên Gaussian của cảm biến gia tốc;

ω_m là vận tốc góc đo được từ con quay hồi chuyển;

ω_{true} là vận tốc góc thực của UAV;

b_g là độ lệch (bias) của con quay hồi chuyển;

n_g là nhiễu ngẫu nhiên Gaussian của con quay hồi chuyển.

Quá trình xử lý INS bao gồm:

- Tích phân gia tốc để tính vận tốc;
- Tích phân vận tốc để tính vị trí.

3.3. Mô hình đo lường hệ thống GNSS

Mô hình quan sát GNSS có dạng:

$$z_k = H_k x_k + v_k \quad (4)$$

Trong đó:

z_k là véc tơ đo GNSS (tọa độ vị trí 3D);

H_k là ma trận Jacobi của hàm đo;

v_k là nhiễu đo GNSS (nhiễu Gaussian trắng, hiệp phương sai là R_k).

3.4. Thuật toán EKF cho UAV

Thuật toán EKF được thực hiện theo hai bước:

- Bước 1: Dự báo trạng thái (Prediction)

$$\begin{aligned} \hat{x}_{k|k-1} &= F_k \hat{x}_{k-1|k-1} \\ P_{k|k-1} &= F_k P_{k-1|k-1} F_k^T + Q_k \end{aligned} \quad (5)$$

Trong đó:

$\hat{x}_{k|k-1}$ là véc tơ trạng thái dự báo tại thời điểm k, dựa trên thông tin đến thời điểm k-1;

$\hat{x}_{k-1|k-1}$ là véc tơ trạng thái đã ước lượng tại thời điểm k-1;

$F_k = \frac{\partial f}{\partial x} \big|_{\hat{x}_{k-1}}$ là ma trận Jacobi động học;

$P_{k|k-1}$ là ma trận hiệp phương sai của sai số dự báo trạng thái;

$P_{k-1|k-1}$ là ma trận hiệp phương sai tại bước k-1;

Q_k là ma trận hiệp phương sai nhiễu.

- Bước 2: Cập nhật theo đo lường

$$\begin{aligned} K_k &= P_{k|k-1} H_k^T (H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ \hat{x}_k &= \hat{x}_{k|k-1} + K_k (z_k - H_k \hat{x}_{k|k-1}) \\ P_{k|k} &= (I - K_k H_k) P_{k|k-1} \end{aligned} \quad (6)$$

Trong đó:

K_k là ma trận kalman gain;

R_k là ma trận hiệp phương sai của nhiễu đo GNSS;

z_k là véc tơ đo lường từ GNSS tại thời điểm k;

$\hat{x}_{k|k}$ là véc tơ trạng thái ước lượng sau khi kết hợp dự báo và đo lường tại bước k;

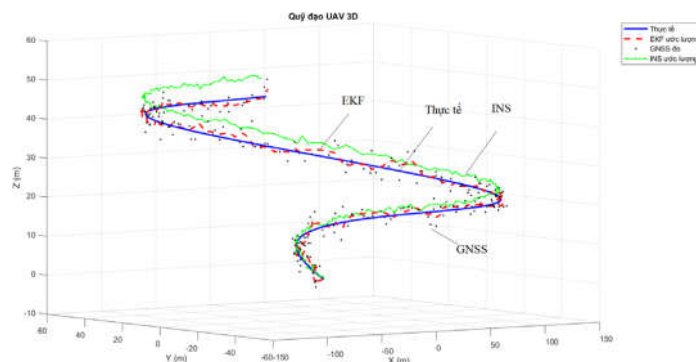
I là ma trận đơn vị.

IV. Kết quả mô phỏng

Để đánh giá hiệu quả của bộ lọc Kalman mở rộng (EKF) trong việc kết hợp số liệu GNSS/INS, mô phỏng được thực hiện với các tham số sau: bước thời gian $dt=0.4s$, tổng thời gian bay $T=100s$, UAV bay theo quỹ đạo cong trong không gian ba chiều (3D) với độ cao tăng dần theo thời gian. Sai số GNSS được mô hình hóa bằng nhiễu Gaussian với độ lệch chuẩn $2m$, trong khi hệ thống INS bị ảnh hưởng bởi sai số tích lũy và nhiễu ngẫu nhiên.

4.1. Quỹ đạo thực tế và quỹ đạo ước lượng

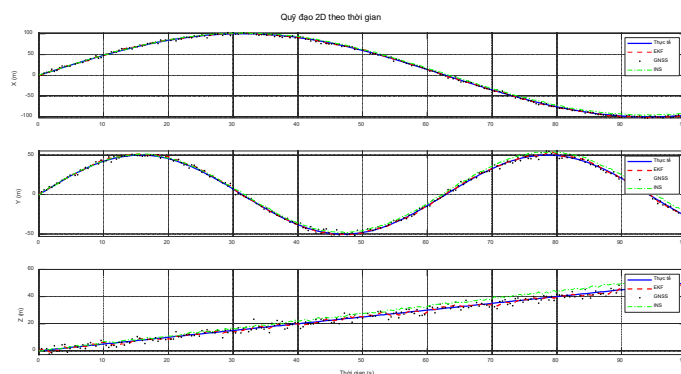
Hình 1 và Hình 2 thể hiện quỹ đạo bay 3D và 2D của UAV trong không gian được giả lập theo dạng cong và có độ cao tăng dần theo thời gian: thực tế (đường cong mịn), kết quả đo GNSS (nét chấm) và quỹ đạo ước lượng nhờ EKF (nét gạch đứt).



Hình 1. Quỹ đạo 3D của UAV – thực tế, INS, GNSS đo và EKF ước lượng

Kết quả mô phỏng trên Hình 1 và Hình 2 cho thấy, GNSS cung cấp số liệu bị nhiễu mạnh, đặc biệt trên các trục ngang (x, y), dẫn đến quỹ đạo bị dao động quanh

vị trí thực tế, trong khi INS bị trôi theo thời gian. EKF đã kết hợp đồng thời cả hai nguồn dữ liệu, nhờ đó cho ra quỹ đạo ước lượng gần sát với quỹ đạo thực tế.



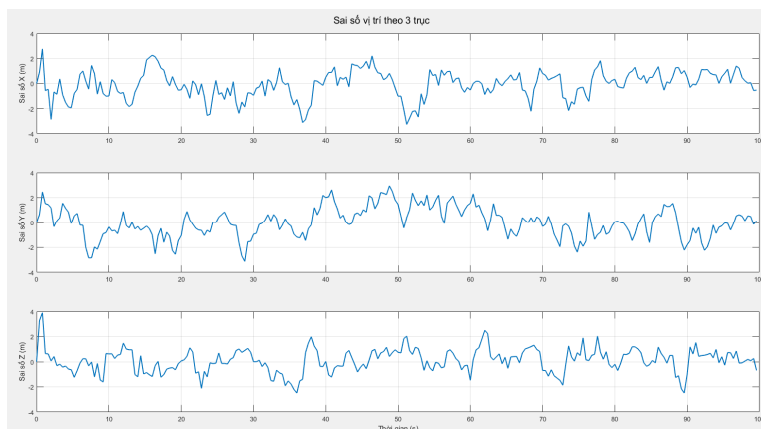
Hình 2. Quỹ đạo 2D của UAV – thực tế, INS, GNSS đo và EKF ước lượng

4.2 Sai số ước lượng vị trí

Sai số định vị theo ba trục x, y, z được minh họa ở Hình 3.

GNSS có sai số tức thời lớn (dao động ngẫu nhiên khoảng ± 2 m theo giả

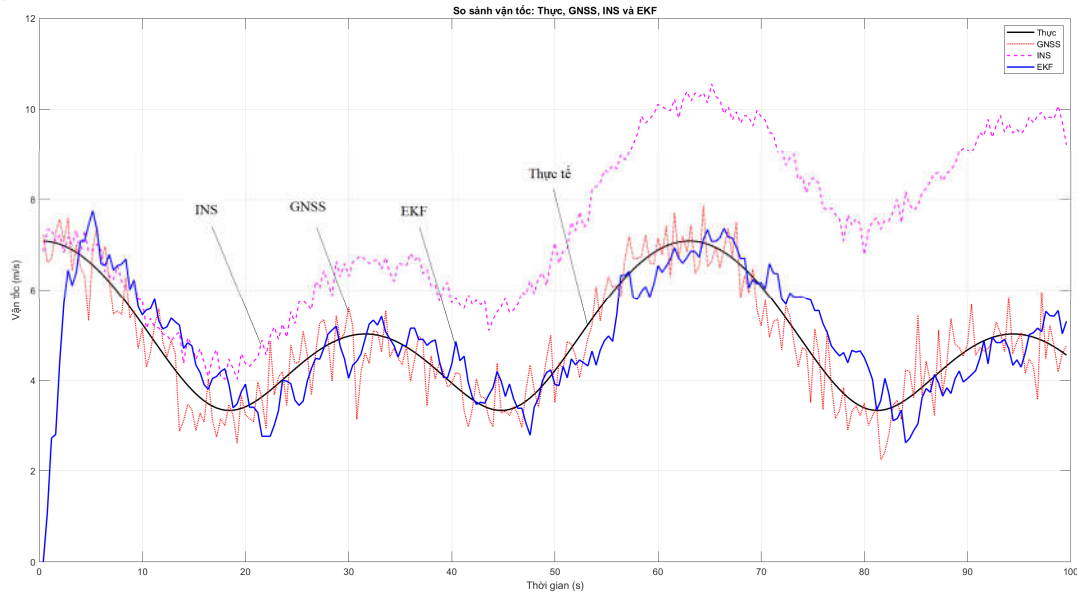
thiết), trong khi INS có xu hướng sai số tăng dần theo thời gian. Theo kết quả mô phỏng trên hình 3, EKF làm giảm đáng kể sai số, duy trì trong khoảng xấp xỉ 1m trên toàn bộ quỹ đạo bay.



Hình 3. Sai số định vị theo thời gian ở các trục x, y, z khi sử dụng EKF

4.3. Vận tốc ước lượng

Vận tốc ước lượng UAV bằng EKF, INS, GNSS được so sánh với vận tốc thực tế trong Hình 4.



Hình 4. So sánh vận tốc UAV: thực tế, GNSS, INS và EKF

Thấy rằng dữ liệu GNSS bị dao động khá mạnh do ảnh hưởng của nhiễu đo lường, INS có thể đo vận tốc tức thời nhưng dễ bị trôi theo thời gian. EKF đã ước lượng vận tốc UAV một cách ổn định hơn, gần với vận tốc thực tế, và loại bỏ được phần lớn dao động do nhiễu đo, phản ánh chính xác hơn xu hướng thay đổi vận tốc thực tế theo thời gian. Điều này rất quan trọng trong điều khiển UAV, vì sai số vận tốc sẽ ảnh hưởng trực tiếp đến quỹ đạo bay và tiêu hao năng lượng.

trọng trong điều khiển UAV, vì sai số vận tốc sẽ ảnh hưởng trực tiếp đến quỹ đạo bay và tiêu hao năng lượng.

4.4. Sai số tổng hợp

Sai số bình phương trung bình (RMSE) được tính toán để so sánh hiệu quả ba phương pháp (GNSS, INS, EKF). Kết quả được thể hiện trong Bảng 1.

Bảng 1. Sai số bình phương trung bình vị trí và vận tốc UAV (m, m/s)

Phương pháp	RMSE vị trí (m)	RMSE vận tốc (m/s)
GNSS	≈ 2.05	≈ 0.85
INS	≈ 3.72	≈ 0.63
EKF	≈ 0.78	≈ 0.29

Kết quả cho thấy EKF vượt trội so với từng hệ thống đơn lẻ, đặc biệt làm giảm RMSE vị trí xuống còn 0.78 m, khẳng định vai trò quan trọng của việc tích hợp GNSS/INS bằng bộ lọc Kalman mở rộng.

V. Kết luận

Trong bài báo, chúng tôi đã xây dựng và mô phỏng hệ thống định vị UAV

dựa trên sự kết hợp giữa GNSS và INS, đồng thời sử dụng bộ lọc Kalman mở rộng (EKF) để nâng cao độ chính xác ước lượng trạng thái. Kết quả cho thấy:

EKF đã làm mượt quỹ đạo, giảm nhiễu từ tín hiệu GNSS và ước lượng quỹ đạo bay gần sát với quỹ đạo thực tế;

Vận tốc ước lượng từ EKF ổn định

hơn và phản ánh chính xác hơn so với dữ liệu GNSS thuần túy.

Sai số định vị trung bình giảm đáng kể khi sử dụng EKF, chứng minh hiệu quả của phương pháp trong điều kiện có nhiễu.

Các kết quả này khẳng định EKF là một công cụ hữu ích và hiệu quả trong việc tích hợp GNSS/INS cho UAV. Tuy nhiên, một số hạn chế vẫn tồn tại, bao gồm sự phụ thuộc vào mô hình động học UAV, giả định thống kê của nhiễu, và mức độ phức tạp tính toán.

Tài liệu tham khảo:

- [1]. Grewal, M. S., Weill, L. R., & Andrews, A. P. (2007). *Global positioning systems, inertial navigation, and integration (2nd ed.)*. Wiley.
- [2]. Groves, P. D. (2013). *Principles of GNSS, inertial, and multisensor integrated navigation systems (2nd ed.)*. Artech House.
- [3]. Kaplan, E. D., & Hegarty, C. J. (2017). *Understanding GPS/GNSS: Principles and applications (3rd ed.)*. Artech House.
- [4]. Simon, D. (2006). *Optimal state estimation: Kalman, H_∞ , and nonlinear approaches*. Wiley.
- [5]. Titterton, D. H., & Weston, J. L. (2004). *Strapdown inertial navigation technology (2nd ed.)*. Institution of Engineering and Technology.
- [6]. Zhang, Q., Liu, Z., & Wu, X. (2020). UAV navigation using tightly coupled GNSS/INS integration with adaptive EKF. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 56(5), 3923–3934. <https://doi.org/10.1109/TAES.2020.2969522>

APPLICATION OF THE EXTENDED KALMAN FILTER IN UAV POSITIONING SYSTEMS INTEGRATING GNSS/INS

Cu Thanh Phong³, Nguyen The Thang³, Le Cong Khuong³, Do Phuong Nhung⁴

Abstract: *This paper presents a modeling and simulation approach for an unmanned aerial vehicle (UAV) navigation system that integrates Global Navigation Satellite System (GNSS) and Inertial Navigation System (INS) using an Extended Kalman Filter (EKF). The objective is to enhance positioning accuracy and three-dimensional (3D) trajectory estimation under realistic sensor errors. The UAV is assumed to follow a curved 3D trajectory with gradually increasing altitude. The INS measurements are modeled with random noise and bias drift over time, while the GNSS data are assumed to have limited accuracy. The EKF is designed to fuse data from both sensors, thereby correcting errors and improving state estimation quality. MATLAB simulation results demonstrate that the EKF significantly reduces estimation errors compared to using GNSS or INS alone, while the estimated trajectory closely follows the true trajectory. These results confirm the effectiveness of Kalman filtering techniques in modern UAV navigation systems.*

Keywords: *GNSS, INS, UAV, positioning, navigation, extended Kalman filter*

³ Faculty of Aeronautical Engineering, Air Defense – Air Force Academy

⁴ Faculty of Electrical and Electronics Engineering, Hanoi Open University