

NÂNG CAO CHẤT LƯỢNG HỆ THỐNG ĐỊNH VỊ DẪN ĐƯỜNG TRÊN CƠ SỞ CẤU TRÚC GHEP CHẶT INS/GPS KẾT HỢP VỚI ĐO PHA SÓNG MANG VÀ DGPS

IMPROVEMENT OF THE NAVIGATION SYSTEM BASED ON INS/GPS TIGHTLY-COUPLED INTEGRATION WITH THE USE OF CARRIER WAVE PHASES AND DGPS

Nguyễn Đức Thi^{1,*}, Nguyễn Đình Sự², Trần Xuân Tinh³,
Hoàng Trung Kiên⁴, Nguyễn Trường Sơn⁴, Trần Thủy Văn⁵

TÓM TẮT

Trong những năm gần đây, các giải pháp tích hợp INS/GPS đang được nghiên cứu một cách rộng rãi nhằm đáp ứng đòi hỏi ngày càng cao về độ chính xác của các hệ thống định vị dẫn đường. Bài báo đề xuất một giải pháp tích hợp trên cơ sở cấu trúc ghép chặt INS/GPS, kết hợp với đo pha sóng mang GPS và hệ thống GPS vi phân (DGPS) để nâng cao độ chính xác của hệ thống định vị dẫn đường, thích hợp cho các đối tượng máy bay không người lái (UAV) với chi phí thấp. Kết quả mô phỏng cho thấy rằng giải pháp đề xuất cho phép giảm khoảng 80% sai số của hệ thống so với giải pháp ghép chặt INS/GPS truyền thống.

Từ khóa: GPS, INS, DGPS, pha sóng mang.

ABSTRACT

In recent years, there are variety of INS/GPS integration mechanisms developed to meet the requirement of higher performance navigation systems. This paper proposes a solution based on low-cost INS/GPS tightly-coupled integration with the use of carrier wave phases and Differential GPS (DGPS) to improve performance of a navigation system used for Unmanned Aerial Vehicles (UAV). The simulation results showed that the proposed solution can reduce the system error by approximately 80% as compared to the conventional INS/GPS tightly-coupled integration.

Keywords: GPS, INS, DGPS, carrier wave phase.

¹Tổng cục Công nghiệp Quốc phòng và Kinh tế

²Nhà máy A31, Quân chủng Phòng không Không quân

³Học viện Phòng không, không quân

⁴Học viện Kỹ thuật Quân sự

⁵Trường Đại học Công nghiệp Hà Nội

*Email: thi2306pro@gmail.com

Ngày nhận bài: 10/9/2019

Ngày nhận bài sửa sau phản biện: 16/10/2019

Ngày chấp nhận đăng: 20/12/2019

1. ĐẶT VẤN ĐỀ

Hiện nay, để định vị dẫn đường, người ta sử dụng hai phương thức cơ bản là hệ thống dẫn đường quán tính (INS) và hệ thống định vị vệ tinh (GPS).

INS là hệ thống dùng các cảm biến vận tốc góc và cảm biến gia tốc để tính toán vị trí, tốc độ thay đổi vị trí của vật thể. Đặc điểm của hệ thống này là tín hiệu đầu ra liên tục và có sai số tích lũy theo thời gian.

GPS thực hiện bằng cách đo khoảng cách từ vị trí vật thể đến các vệ tinh, vị trí vệ tinh đã biết, do vậy có thể xác định được vị trí vật thể. Đặc điểm của hệ thống này là tín hiệu không liên tục và sai số của thông tin không bị tích lũy theo thời gian, nhưng bị nhiễu nguồn nhiễu bên ngoài tác động.

Chính vì vậy, việc INS và GPS hoạt động độc lập thì chưa đáp ứng được nhu cầu dẫn đường cần độ chính xác cao và thông tin liên tục cho các đối tượng cơ động. Biện pháp kết hợp giữa hai phương pháp định vị dẫn đường GPS và INS sẽ cho ta nguồn thông tin liên tục với độ chính xác cao hơn. Tín hiệu GPS có thể sử dụng để khử sai số tích lũy của hệ INS và tín hiệu INS có thể sử dụng để giảm trừ nhiễu cho hệ thống GPS. Các giải pháp tích hợp INS/GPS đang được nghiên cứu một cách rộng rãi nhằm đáp ứng đòi hỏi ngày càng cao về độ chính xác của các hệ thống định vị dẫn đường.

Trong những năm gần đây, có nhiều nghiên cứu về việc tích hợp GPS và INS sử dụng cấu trúc ghép lỏng và ghép chặt được công bố với các kết quả đáng ghi nhận [1, 2, 3, 5, 6]. Tuy nhiên, hầu hết các giải pháp vẫn chỉ sử dụng cấu trúc ghép lỏng. Cấu trúc ghép lỏng có nhược điểm là chỉ hoạt động được khi thiết bị thu GPS bắt được tối thiểu 4 vệ tinh. Cấu trúc ghép chặt cho phép hệ thống hoạt động khi thiết bị thu GPS không bắt đủ 4 vệ tinh, nhưng đòi hỏi tính toán với độ phức tạp cao. Cấu trúc ghép lỏng sử dụng trong [13] chỉ được đề xuất cho các ứng dụng trắc địa, bản đồ trên thiết bị cầm tay, không đòi hỏi độ chính xác và tính ổn định hệ thống cao. Bên cạnh đó, các giải pháp đưa ra trong [14, 15, 16] chủ yếu tập trung vào xây dựng thuật toán đánh giá sai số từ INS đòi hỏi các phép tính toán xử lý phức tạp.

Trong bài báo này, chúng tôi đề xuất một giải pháp tích hợp trên cơ sở cấu trúc ghép chặt INS/GPS, kết hợp với đo pha sóng mang GPS và hệ thống GPS vi phân (DGPS) để

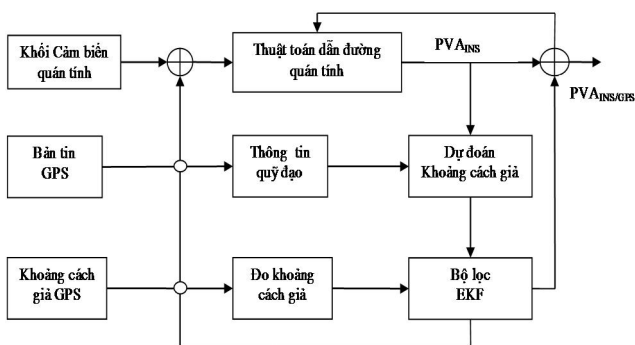
nâng cao độ chính xác của hệ thống định vị dẫn đường, thích hợp cho các đối tượng máy bay không người lái (UAV) khi chỉ sử dụng các thiết bị thu GPS và INS thông thường chi phí thấp.

2. PHÂN TÍCH HỆ THỐNG TÍCH HỢP GPS/INS

Giải pháp tích hợp trên cơ sở cấu trúc ghép lồng có ưu điểm dễ thực hiện, nhưng độ chính xác trong định vị dẫn đường không cao. Các UAV đòi hỏi hệ thống định vị dẫn đường có độ chính xác cao, vì vậy, giải pháp tích hợp sử dụng cấu trúc ghép chặt là lựa chọn phù hợp hơn cho UAV.

2.1. Phân tích cấu trúc ghép chặt INS/GPS

Sơ đồ điển hình của cấu trúc ghép chặt INS/GPS được trình bày trên hình 1.



Hình 1. Cấu trúc ghép chặt INS/GPS

Trong cấu trúc này, khoảng cách giả dự đoán và khoảng cách giả thu được từ GPS được sử dụng để xác định sai lệch. Sai lệch này đưa vào bộ lọc Kalman để ước lượng tối ưu sai số hệ thống bao gồm: vị trí, vận tốc, độ cao và độ trôi của các cảm biến INS. Sai số ước lượng về vị trí, vận tốc và độ cao được cập nhật để hiệu chỉnh PVA (vị trí, vận tốc, độ cao) của INS, từ đó xác định đầu ra cho hệ thống. Sai số ước lượng độ trôi cảm biến INS được dùng để hiệu chỉnh lại các cảm biến quán tính.

Từ hình 1, khoảng cách giả quan sát nhận được từ việc máy thu GPS được sử dụng như một tham chiếu chuẩn và sự khác nhau giữa giá trị này với khoảng cách giả dự đoán từ INS là đầu vào của bộ lọc Kalman mở rộng (EKF) để ước lượng các sai số vị trí, vận tốc và sai số trôi của các cảm biến quán tính. Do ảnh hưởng của các sai số nên độ chính xác của các máy thu GPS ở mức vài chục mét đến hàng trăm mét, vì vậy độ chính xác của đầu ra bộ lọc tích hợp EKF cũng chỉ đạt được mức hàng chục mét. Điều này dẫn tới độ chính xác của hệ thống dẫn đường thấp và không đáp ứng được yêu cầu đối với các UAV có nhiệm vụ trinh sát, thu thập thông tin (các UAV này đòi hỏi hệ thống định vị dẫn đường có độ chính xác cao với sai số dưới 10m, đáp ứng thời gian thực và có thể hoạt động trong điều kiện vệ tinh bị che khuất).

Để nâng cao độ chính xác của hệ thống, một trong những giải pháp là nâng cao độ chính xác của GPS thông qua việc xác định chính xác vị trí máy thu GPS. Trong thực tế, một phương pháp hiệu quả cho phép nâng cao độ chính xác của vị trí của máy thu GPS là sử dụng pha sóng mang.

2.2. Đo hiệu pha sóng mang

Như đã biết, sóng mang L1 có bước sóng $\lambda = 0,1903m$, vì vậy sự thay đổi pha theo quãng đường truyền là rất lớn. Do đó, việc xác định vị trí dùng pha sóng mang sẽ cho độ chính xác cao. Tuy nhiên, để sử dụng pha sóng mang, trước hết ta phải khử được số nguyên lần bước sóng không xác định từ vệ tinh tới máy thu.

Một cách tổng quan phương trình đo pha sóng mang có thể biểu diễn theo phương trình sau:

$$(\theta + N)\lambda = r + I + T + c\delta t_{us} + \varepsilon \tag{1}$$

Trong đó: θ là pha sóng mang trong một chu kỳ tại điểm thu, N là số nguyên không xác định, c là vận tốc ánh sáng, λ là bước sóng của sóng mang, r là khoảng cách hình học giữa vệ tinh và thiết bị thu GPS, I và T là độ giữ chậm sóng mang bởi tầng điện ly và tầng đối lưu, δt_{us} là sai số đồng hồ của thiết bị thu GPS và đồng hồ của vệ tinh, ε biểu diễn các sai số còn lại.

Để sử dụng pha sóng mang trong các ứng dụng dẫn đường thời gian thực, cần phải loại bỏ số nguyên không xác định N . Một trong các phương pháp hiệu quả là sử dụng hiệu pha sóng mang đo ở hai thời điểm liên tiếp, sao cho độ dịch khoảng cách giữa hai lần đo đó không lớn hơn một bước sóng. Giả sử t_{k-1} và t_k là thời điểm đo trước đó và thời điểm đo hiện tại, pha sóng mang xác định như sau:

$$(\theta_{t_{k-1}} + N)\lambda = r_{k-1} + I_{k-1} + T_{k-1} + c\delta_{k-1}t_{us} + \varepsilon \tag{2}$$

$$(\theta_{t_k} + N)\lambda = r_k + I_k + T_k + c\delta_k t_{us} + \varepsilon \tag{3}$$

Từ phương trình (2) và (3) ta có:

$$\Delta\theta = \theta_{t_k} - \theta_{t_{k-1}} = \lambda^{-1}(r_k + I_k + T_k + c\delta_k t_{us} + \varepsilon) - \lambda^{-1}(r_{k-1} + I_{k-1} + T_{k-1} + c\delta_{k-1}t_{us} + \varepsilon) \tag{4}$$

$$\Delta t = t_k - t_{k-1} \tag{5}$$

Vì các sai số như sai số bởi tầng điện ly, sai số bởi tầng đối lưu, sai số đồng hồ tại hai thời điểm đo liên tiếp có giá trị xấp xỉ bằng nhau, nên ta có thể biểu diễn hiệu pha sóng mang ở hai thời điểm trên một cách gần đúng như sau:

$$\Delta\theta \approx \frac{r_k - r_{k-1}}{\lambda} \tag{6}$$

Như vậy, có thể thấy từ tín hiệu GPS việc xác định $\Delta\theta$ có sai số nhỏ hơn nhiều so với việc xác định khoảng cách. Điều này gợi ý cho chúng ta có thể sử dụng phương trình (6) để tăng độ chính xác của hệ thống tích hợp INS/GPS.

Trước hết, ta có thể dùng $\Delta\theta$ để tính vận tốc khoảng cách giả, thay cho cách đo vận tốc giả bằng hiệu ứng Doppler. Vì việc đo vận tốc bằng hiệu ứng Doppler thường chịu nhiều ảnh hưởng của nhiễu loạn hơn việc xác định vận tốc giả bằng hiệu pha sóng mang [7].

$$\dot{\rho} \approx \frac{\rho_k - \rho_{k-1}}{\Delta t} \approx \frac{r_k - r_{k-1}}{\Delta t} \approx \frac{\lambda \Delta\theta}{\Delta t} \tag{7}$$

Khi Δt càng nhỏ thì công thức (7) cho giá trị xác định vận tốc giả càng chính xác. Ngoài ra, để tăng độ chính xác của việc đo khoảng cách giả có thể sử dụng thêm tín hiệu từ hệ thống DGPS.

2.3. Hệ thống DGPS

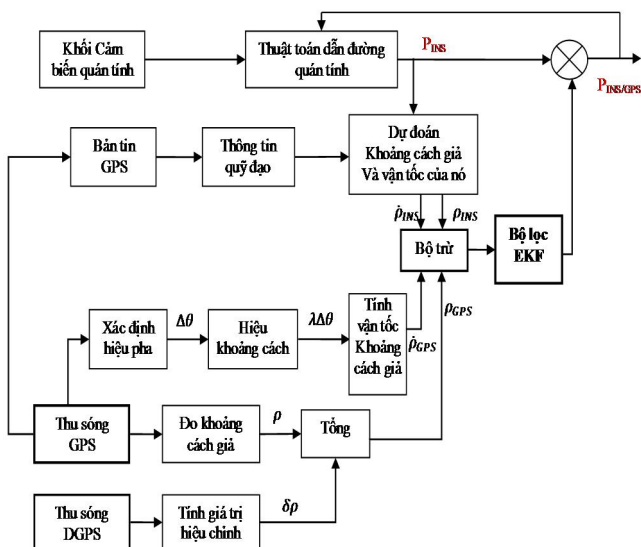
DGPS là một hệ thống định vị được xây dựng dựa trên hệ thống GPS, có thêm các trạm tham khảo được lắp đặt tại các vị trí đã biết trước tọa độ chính xác. Nhiệm vụ của các trạm tham khảo là tính ra các số liệu về sai số của việc định vị. Các số liệu này bao gồm các giá trị cần hiệu chỉnh về khoảng cách giả, vị trí của vệ tinh. Các giá trị hiệu chỉnh này sẽ được trạm phát dữ liệu Datalink cung cấp cho người sử dụng, dùng để tính ra vị trí của mình một cách chính xác.

Ưu điểm của hệ thống này là nâng cao độ chính xác của vị trí với sai số một vài mét nhưng nó cũng có nhược điểm là giới hạn phạm vi hoạt động trong khoảng phát của trạm tham chiếu, sai số càng tăng khi càng xa trạm và sự gia tăng nhanh của sai số hiệu chỉnh vì sai theo thời gian từ lúc tính toán. Trong trường hợp mất tín hiệu DGPS, hệ thống sẽ hoạt động với tín hiệu GPS và khoảng cách giả không được hiệu chỉnh, sai số lúc này bằng với sai số của hệ thống GPS thông thường.

Chấp nhận những ưu nhược điểm của DGPS, ta thấy rằng có thể thu thập thêm tín hiệu DGPS để gia tăng độ chính xác cho hệ thống định vị dẫn đường. Thứ nhất, vì hiện nay DGPS đã được thiết lập cho hầu hết các vùng. Thứ hai, việc dùng thêm DGPS không làm cho hệ thống quá phức tạp mà vẫn đảm bảo độ tin cậy cao, hoạt động ổn định lâu dài. Thứ ba, chi phí không quá cao so với việc chỉ sử dụng hệ thống GPS thông thường và kích thước, trọng lượng nhỏ gọn có thể lắp đặt dễ dàng trên UAV.

3. HỆ THỐNG ĐỀ XUẤT

3.1. Sơ đồ cấu trúc hệ thống



Hình 2. Sơ đồ tích hợp INS/GPS để xuất

Trên cơ sở những phân tích ở phần 2, nhóm tác giả đề xuất xây dựng sơ đồ tích hợp INS/GPS cải tiến để xác định vị trí như trình bày trong hình 2. Ở đây, hệ thống tích hợp cải tiến tương tự như mô hình ghép chặt, chỉ khác ở hai điểm sau đây:

- Thứ nhất, việc đo vận tốc khoảng cách giả bằng hiệu ứng Doppler được thay bằng cách hiệu pha sóng mang.

- Thứ hai, khoảng cách giả từ GPS được cộng với các tham số hiệu chỉnh từ DGPS cung cấp, trước khi đưa vào bộ lọc Kalman.

So với sơ đồ ghép chặt thông thường thì sơ đồ này cho độ chính xác cao hơn vì việc xác định vận tốc giả bằng hiệu pha sóng mang có độ chính xác cao hơn [8] và việc dùng DGPS cho phép xác định khoảng cách giả với độ chính xác cao hơn.

Giải thuật tính toán các tham số định vị dẫn đường được trình bày cụ thể trong phần tiếp theo.

3.2. Tính toán tham số

Trong cấu trúc đề xuất, hệ INS kiểu gắn chặt (Strapdown INS) được lựa chọn do đối tượng phục vụ là UAV. Trên sơ đồ, khối "Thuật toán dẫn đường quán tính" có nhiệm vụ tiếp nhận dữ liệu đo lường từ đầu ra của các cảm biến quán tính và tính toán các thông tin vị trí, vận tốc, độ cao trong hệ tọa độ dẫn đường (ở đây giả thiết hệ tọa độ dẫn đường là hệ tọa độ đất - địa phương (NED) với N là hướng bắc, E là hướng đông, D hướng xuống tâm trái đất).

Theo [10], có thể biểu diễn hệ phương trình vi phân dẫn đường quán tính cho vector vị trí \underline{p}^n , vector vận tốc \underline{v}^n , vector độ cao C_b^n trong hệ tọa độ dẫn đường (n-frame) như sau:

$$\begin{pmatrix} \dot{\underline{p}}^n \\ \dot{\underline{v}}^n \\ \dot{C}_b^n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D^{-1}\underline{v}^v \\ C_b^n \underline{f}^b - (2\underline{\omega}_{ie}^n + \underline{\omega}_{en}^n)\underline{v}^n + \underline{g}^n \\ (\underline{\omega}_{in}^n - C_b^n \underline{\omega}_{ib}^b) C_b^n \end{pmatrix} \quad (8)$$

Trong đó:

$$D^{-1} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ (M+h) & 1 & 0 \\ 0 & (N+h)\cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}$$

$$N = \frac{a}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{1/2}}$$

$$M = \frac{a(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{3/2}}$$

và \underline{f} là vector lực xác định, được định nghĩa bằng sự khác nhau giữa gia tốc thực tế trong không gian và gia tốc do trọng trường trái đất. \underline{g} là vector trọng trường. φ là vĩ độ, h là độ cao. $\underline{\omega}_{ie}^n$ là vector tốc độ quay của e-frame (hệ tọa độ địa tâm) với hệ tọa độ quán tính (i-frame) biểu diễn trong n-frame. $\underline{\omega}_{en}^n$ là vector tốc độ quay của n-frame với e-frame. $\underline{\omega}_{in}^n$ là vector tốc độ quay của n-frame với i-frame. $\underline{\omega}_{ib}^b$ là vector tốc độ quay của b-frame (hệ tọa độ liên kết) với i-frame.

Theo [10], từ các công thức trên, có thể xây dựng sơ đồ thuật toán như trong hình 3.

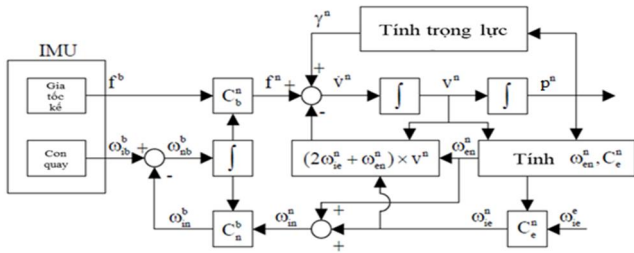
Trên hình 3, ký hiệu γ là trọng lực tại vĩ độ trắc địa φ và độ cao elip h . Công thức tính giá trị γ như sau [10]:

$$\underline{\gamma}^n = (0 \ 0 \ \gamma)^n \quad (9)$$

$$\gamma = a_1(1 + a_2 \sin^2 \varphi + a_3 \sin^4 \varphi) + (a_4 + a_5 \sin^2 \varphi)h + a_6 h^2 \quad (10)$$

trong đó:

$$\begin{aligned} a_1 &= 9,7803266715, & a_2 &= 0,0052790414, \\ a_3 &= 0,0000232718, & a_4 &= -0,0000030876910891, \\ a_5 &= 0,0000000043977311, & a_6 &= 0,0000000000007211. \end{aligned}$$



Hình 3. Thuật toán dẫn đường quán tính

Theo sơ đồ thuật toán hình 3, chúng ta sẽ tính toán được vị trí (p), vận tốc (v) và độ cao (a) của vật thể mang INS và các giá trị này mang sai số INS, để hiệu chỉnh sai số này ta sử dụng bộ lọc Kalman, trước hết ta xây dựng mô hình sai số INS.

Theo [10], mô hình sai số động của INS trong cấu trúc hình 3 được biểu diễn trong không gian trạng thái như sau:

$$\dot{\underline{x}} = F\underline{x} + G\underline{u} \tag{11}$$

trong đó:

$$\underline{x} = \begin{pmatrix} \delta p^n \\ \delta v^n \\ \delta \epsilon_b^n \end{pmatrix}; \quad F = \begin{bmatrix} F_{rr} & F_{rv} & 0 \\ F_{vr} & F_{vv} & (\underline{f}^n \times) \\ F_{er} & F_{ev} & -(\omega_{in}^n \times) \end{bmatrix};$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ C_b^n & 0 \\ 0 & -C_e^n \end{pmatrix}; \quad \underline{u} = \begin{pmatrix} \delta f^b \\ \delta \omega_{ib}^b \end{pmatrix};$$

$$\omega_{in}^n = \begin{bmatrix} \omega_e \cos \varphi + \frac{v_E}{N+h} \\ -\frac{v_N}{M+h} \\ -\omega_e \sin \varphi - \frac{v_E \tan \varphi}{N+h} \end{bmatrix};$$

Ở đây: δp là sai số vị trí, δv là sai số vận tốc, $\delta \epsilon$ là sai số độ cao.

Các ma trận F_{rr} , F_{rv} , F_{vr} , F_{vv} , F_{er} , F_{ev} được tính theo các phương trình được trình bày trong [10].

Để xây dựng phương trình đo cho bộ lọc EKF, ta phải xác định hiệu khoảng cách giả đo được từ GPS và ước lượng từ INS.

Theo [9], khoảng cách giả nhận được từ GPS là $\rho_{gps,i}$ được biểu diễn như sau:

$$\rho_{gps,i} = d_i + c\delta t_r + c\delta t_s + cI_i + cT_i + \epsilon_p \tag{12}$$

Trong đó: c là vận tốc ánh sáng, δt_r là sai số đồng hồ máy thu, δt_s là sai số đồng hồ vệ tinh, T_i là độ giữ chậm tầng đối lưu, I_i là độ giữ chậm tầng điện ly, ϵ_p là các sai số khác. Sau khi được cộng với giá trị hiệu chỉnh sai số do DGPS cung cấp thì chỉ còn sai số đồng hồ máy thu, vận tốc khoảng cách giả từ GPS được viết lại như sau:

$$\rho_{gps,i} = d_i + c\delta t_r + \epsilon_p \tag{13}$$

Bỏ qua các sai số nhỏ, vận tốc khoảng cách giả từ GPS nhận được bằng cách đo pha sóng mang dựa trên công thức (7) như sau:

$$\dot{\rho}_{gps,i} = \frac{\lambda \Delta \theta}{\Delta t} \tag{14}$$

Ta có thể tính toán vector (l) từ thiết bị thu đến vệ tinh i sử dụng thông tin vector vị trí ($\underline{p}_{ins,r}$), vận tốc ($\underline{v}_{ins,r}^n$) của INS và vector vị trí \underline{p}_{si} , vận tốc $\dot{\underline{p}}_{si}$ của vệ tinh trong thông tin quỹ đạo vệ tinh như sau:

$$\underline{l}_{ins,i} = \underline{p}_{si} - \underline{p}_{ins,r} \tag{15}$$

$$\dot{\underline{l}}_{ins,i} = \dot{\underline{p}}_{si} - \underline{v}_{ins,r}^n \tag{16}$$

Khoảng cách giả và vận tốc khoảng cách giả được ước lượng từ INS được tính qua phương trình sau đây:

$$\rho_{ins,i} = \|\underline{l}_{ins,i}\| \tag{17}$$

$$\dot{\rho}_{ins,i} = \rho_{ins,i}^{-1} (\underline{l}_{ins,i}^T \dot{\underline{l}}_{ins,i}) \tag{18}$$

Triển khai giá trị $\rho_{gps,i}$ và $\dot{\rho}_{gps,i}$ theo giá trị $\rho_{ins,i}$ và $\dot{\rho}_{ins,i}$ theo công thức Taylor mở rộng, bỏ đi các thành phần bậc cao, với ký hiệu ($X_p = \rho_{ins,r}$) và vận tốc ($X_v = v_{ins,r}^n$), ta được như sau:

$$\rho_{gps,i} = \rho_{ins,i} + E_i \delta X_p + \delta b_r \tag{19}$$

$$\dot{\rho}_{gps,i} = \dot{\rho}_{ins,i} + F_i \delta X_p + G_i \delta X_v \tag{20}$$

Trong đó:

$$E_i = \left. \frac{\partial \rho_{gps,i}}{\partial X_p} \right|_{p_{ins,r}} = \rho_{ins,i}^{-1} \underline{l}_{ins,i}^T \tag{21}$$

$$G_i = \left. \frac{\partial \dot{\rho}_{gps,i}}{\partial X_v} \right|_{p_{ins,r}, v_{ins,r}^e} = -\rho_{ins,i}^{-1} \underline{l}_{ins,i}^T \tag{22}$$

$$F_i = \left. \frac{\partial \dot{\rho}_{gps,i}}{\partial X_p} \right|_{p_{ins,r}, v_{ins,r}^e} = \frac{\underline{l}_{ins,r}^T \dot{\underline{l}}_{ins,r}}{\rho_{ins,i}^3} \underline{l}_{ins,r}^T - \frac{\dot{\underline{l}}_{ins,i}}{\rho_{ins,i}} \tag{23}$$

$$\delta b_r = c\delta t_r \tag{24}$$

Hiệu giữa $\rho_{gps,i}$ và $\rho_{ins,i}$ cùng với $\dot{\rho}_{gps,i}$ và $\dot{\rho}_{ins,i}$ chính là giá trị đo cho mô hình ghép chặt INS/GPS. Phương trình đo vệ tinh i, tại thời điểm k như sau:

$$\underline{z}_k^i = [\rho_{ins,i} - \rho_{gps,i} \quad \dot{\rho}_{ins,i} - \dot{\rho}_{gps,i}]^T + v_k \tag{25}$$

Áp dụng phương trình (19-24) ta có được như sau:

$$\underline{z}_k^i = \begin{bmatrix} -E_i \delta X_p - \delta b_r \\ -F_i \delta X_p - G_i \delta X_v \end{bmatrix} + v \tag{26}$$

Biểu diễn phương trình (26), dưới dạng sau:

$$\underline{z}_k^i = H_k^i x_k + v_k; \tag{27}$$

Trong đó:

$$\underline{z}_k = \begin{pmatrix} \delta \rho_k \\ \delta v_k \\ \delta b_r \end{pmatrix}; \quad H_k^i = \begin{bmatrix} -E_i & 0_{1 \times 3} & -1 \\ -F_i & -G_i & 0 \end{bmatrix} \tag{28}$$

Vector trạng thái của bộ lọc EKF sẽ bao gồm sai số của INS và sai số đo GPS, phương trình trạng thái được biểu diễn như sau:

$$\dot{X} = FX + Gu \tag{29}$$

Trong đó:

$$X = \begin{pmatrix} \delta p^n \\ \delta v^n \\ \delta \epsilon^n \\ \delta b_r \end{pmatrix}; \quad F = \begin{bmatrix} F_{rr} & F_{rv} & 0_{1 \times 3} & 0 \\ F_{vr} & F_{vv} & (f^n \times) & 0 \\ F_{er} & F_{ev} & -(\omega_{in}^n \times) & 0 \end{bmatrix};$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ C_b^n & 0 \\ 0 & -C_b^n \end{pmatrix};$$

$$\underline{u} = \begin{pmatrix} \delta f_b^n \\ \delta \omega_{ib}^n \end{pmatrix}; \quad \omega_{in}^n = \begin{bmatrix} \omega_e \cos \varphi + \frac{v_E}{N+h} \\ -\frac{v_N}{M+h} \\ -\omega_e \sin \varphi - \frac{v_E \tan \varphi}{N+h} \end{bmatrix};$$

Ở đây: δp là sai số vị trí, δv là sai số vận tốc, $\delta \epsilon$ là sai số độ cao, δb_r sai số đồng hồ máy thu.

Phương trình đo cho m vệ tinh tại thời điểm k như sau:

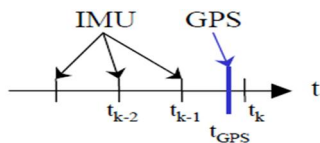
$$Z_k = H_k X_k + v_k \tag{30}$$

Trong đó:

$$H_k = \begin{bmatrix} -E_1 & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & -1 \\ -E_2 & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & -1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -E_m & 0_{1 \times 3} & 0_{1 \times 3} & -1 \\ -F_1 & -G_1 & 0_{1 \times 3} & 0 \\ -F_2 & -G_2 & 0_{1 \times 3} & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -F_m & -G_m & 0_{1 \times 3} & 0 \end{bmatrix};$$

Các giá trị hiệu chỉnh cho các tham số tính toán ở trên được ước lượng trên cơ sở các phương trình (29), (30) và sử dụng thuật toán lọc Kalman trình bày trong [10].

Ngoài ra, trong quá trình tính toán vị trí và tốc độ, việc đồng bộ thời gian đo giữa INS và GPS là cần thiết, bởi vì trong thời điểm đo GPS thì INS không chắc chắn có dữ liệu ra. Việc lấy dữ liệu INS tại thời điểm đo GPS được biểu diễn trên hình 4.



Hình 4. Đồng bộ thời gian giữa INS và GPS

Công thức tính vị trí và vận tốc của INS tại thời điểm t_{GPS} như sau:

$$\underline{r}^n(t_{GPS}) = \underline{r}^n(t_{k-1}) + \frac{\underline{r}^n(t_k) - \underline{r}^n(t_{k-1})}{t_k - t_{k-1}}(t_{GPS} - t_{k-1})$$

$$= \frac{t_k - t_{GPS}}{t_k - t_{k-1}} \underline{r}^n(t_{k-1}) + \frac{t_{GPS} - t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}} \underline{r}^n(t_k) \tag{31}$$

$$\underline{v}^n(t_{GPS}) = \frac{t_k - t_{GPS}}{t_k - t_{k-1}} \underline{v}^n(t_{k-1}) + \frac{t_{GPS} - t_{k-1}}{t_k - t_{k-1}} \underline{v}^n(t_k) \tag{32}$$

4. MÔ PHỎNG VÀ ĐÁNH GIÁ KẾT QUẢ

4.1. Thiết lập điều kiện mô phỏng

Công cụ Matlab được sử dụng để thực hiện mô phỏng cho hệ thống đề xuất. Để mô phỏng, giả thiết UAV

chuyển động trong không gian có sử dụng cảm biến quán tính kiểu gắn chặt và thiết bị thu GPS, DGPS. Giả sử, tại thời điểm ban đầu vị trí và vận tốc bằng 0, hướng các góc ban đầu bằng 0, vật chuyển động với gia tốc và vận tốc góc không đổi như sau:

$$a_x = 0,2 \frac{m}{s^2}; a_y = 0,1 \frac{m}{s^2}; a_z = 10 \frac{m}{s^2};$$

$$\phi = 0; \theta = 0,01; \psi = 0,01; \tag{33}$$

Trong đó: ϕ, θ, ψ lần lượt là góc xoắn, góc gập và góc hướng. Các gia tốc tính trong hệ tọa độ liên kết.

Các cảm biến quán tính xác định được các gia tốc và vận tốc góc trên nhưng có sai số nhất định. Cảm biến HG1700 Inertial Measurement Unit của công ty Honeywell Aerospace sử dụng khá phổ biến trong thực tế được lựa chọn để khảo sát. Trên cơ sở các thông số kỹ thuật của HG1700, sai số cảm biến gia tốc và góc có thể tính xấp xỉ theo các phương trình dưới đây:

$$\delta_{gyro} = 2,424068 \times 10^{-5}$$

$$+ \text{rand}(\pm 2,424068) \times 10^{-6}(\text{rad/s}) \tag{34}$$

$$\delta_{accel} = 0,0249 + \text{rand}(\pm 0,00637)(\text{m/s}) \tag{35}$$

trong đó: rand là ký hiệu giá trị hàm lấy giá trị ngẫu nhiên. δ_{gyro} là sai số cảm biến góc, δ_{accel} là sai số cảm biến gia tốc. Các giá trị này được sử dụng để tính toán vị trí và vận tốc trong hệ tọa độ dẫn đường.

Khoảng cách giả từ các vệ tinh GPS được tính bằng khoảng cách hình học cộng với các loại sai số và hiệu chỉnh sai số từ DGPS. Sai số của GPS và DGPS được mô tả trong bảng 1 [6].

Bảng 1. Sai số của GPS và DGPS

STT	Nguồn gây ra sai số	GPS	DGPS
1	Sai số do tầng điện ly	$\pm 5\text{m}$	$\pm 0,5\text{m}$
2	Sai số do tầng đối lưu	$\pm 1,5\text{m}$	$\pm 0,2\text{m}$
3	Sai số do độ trễ vệ tinh	$\pm 3\text{m}$	$\pm 0\text{m}$
4	Sai số do quỹ đạo vệ tinh	$\pm 4,2\text{m}$	$\pm 0,3\text{m}$
5	Sai số do ảnh hưởng đa đường truyền	$\pm 1\text{m}$	$\pm 1\text{m}$
6	Sai số nhiễu máy thu và tính toán	$\pm 1\text{m}$	$\pm 1\text{m}$
7	Sai số đồng hồ máy thu	$\pm 5\text{m}$	$\pm 5\text{m}$
8	Sai số cố ý SA	$\pm 100\text{m}$	$\pm 0\text{m}$

Quỹ đạo chuyển động của vệ tinh theo thời gian cần được giả lập để tính khoảng cách hình học giữa thiết bị thu và vệ tinh. Có thể biểu diễn quỹ đạo vệ tinh thông qua các tham số trình bày trong bảng 2 [19]. Trong khảo sát này, để giảm lượng tính toán, chỉ có các tham số quỹ đạo của 6 vệ tinh được sử dụng để mô phỏng và thông số cụ thể được mô tả trong bảng 3.

Để đánh giá tính hiệu quả, kết quả mô phỏng của hệ thống tích hợp INS/GPS đề xuất được so sánh với kết quả mô phỏng của các hệ thống tích hợp INS/GPS ghép lỏng, hệ thống INS/GPS ghép chặt truyền thống sử dụng Doppler để đo vận tốc (trong đó, việc lấy vận tốc Doppler thực hiện bằng cách lấy vận tốc chuẩn cộng với nhiễu [18]).

Bảng 2. Tham số của quỹ đạo vệ tinh

STT	Tham số	Định nghĩa	Đơn vị
1	Crs	Biên độ của dao động điều hòa hình sin trên bán kính quỹ đạo	m
2	Δn	Sai số trung bình của chuyển động so với giá trị tính toán	Π/s
3	M0	Giá trị bất thường trung bình tại thời điểm tham chiếu	Π
4	Cuc	Biên độ của dao động điều hòa hình cosin trên góc vĩ độ	Radian
5	e	Độ lệch tâm	
6	Cus	Biên độ của dao động điều hòa hình cosin trên góc kinh độ	Radian
7	\sqrt{A}	Căn bậc hai của bán kính trục chính	\sqrt{m}
8	Toe	Thời gian tham chiếu của lịch vệ tinh	s
9	Cic	Biên độ của dao động điều hòa hình cosin trên góc nghiêng	Radian
10	Ω	Kinh độ của điểm trục đứng của quỹ đạo bay tại chu kỳ hàng tuần	Π
11	Cis	Biên độ của dao động điều hòa hình sin trên góc nghiêng	Radians
12	Crc	Biên độ của dao động điều hòa hình cosin trên bán kính quỹ đạo	Π
13	ω	Góc của điểm à vệ tinh ở gần Trái đất nhất	
14	$\dot{\Omega}$	Vận tốc theo trục đứng	Π/s
15	IDOT	Vận tốc góc nghiêng	Π/s

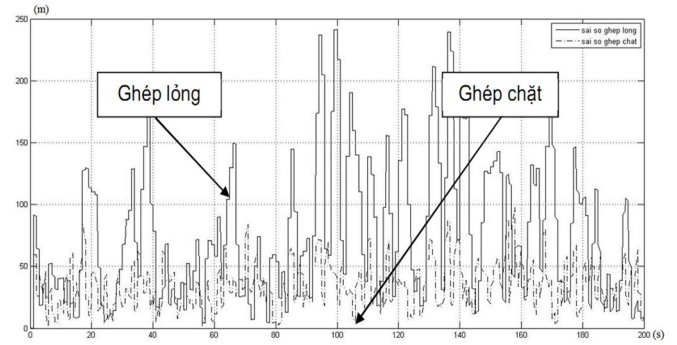
Ghi chú: Π là số Pi.

Bảng 3. Tham số quỹ đạo của 06 vệ tinh

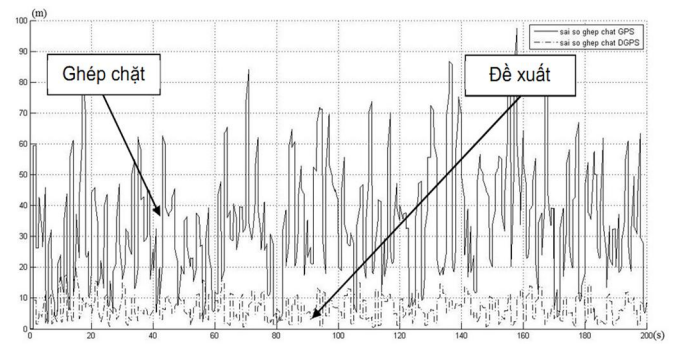
Vệ tinh 1	Vệ tinh 2	Vệ tinh 3	Vệ tinh 4	Vệ tinh 5	Vệ tinh 6	Đơn vị
-5,9875e+001	6,5281e+001	-8,5656e+001	4,6969e+001	6,200e+002	5,4563e+001	m
1,5294e-009	1,6692e-009	1,4644e-009	1,4919e-009	1,1192e-009	1,6494e-009	Π/s
-4,8401e-001	-8,7179e-001	-8,8417e-001	-8,8899e-001	-9,7589e-001	1,1990e-001	Π
-2,9840e-006	3,3509e-006	-4,5337e-006	2,4196e-006	1,3784e-007	2,8610e-006	Radian
3,7472e-003	1,1916e-003	68008e-006	6,7628e-003	7,8766e-003	5,0219e-003	
7,8715e-006	3,3546e-006	6,5677e-006	1,1941e-005	1,1863e-005	3,4180e-003	Radian
5,1536e+003	5,1535e+003	5,1537e+003	5,1537e+003	5,1538e+003	5,1537e+003	\sqrt{m}
2,5198e+005	2,5200e+005	2,5200e+005	2,5200e+005	2,5200e+005	2,5200e+005	s
-2,2352e-008	-5,0291e-008	-4,4703e-008	-1,2852e-007	7,2643e-008	-1,6764e-008	Radian
6,408e-001	-7,0909e-001	-3,5952e-001	9,6454e-001	-2,7200e-001	-7,0123e-001	Π
1,3039e-007	4,0978e-007	-1,2480e-007	-9,1270e-008	-6,8918e-008	6,8918e-008	Radians
3,0394e-001	3,0031e-001	3,0513e-001	3,0066e-001	3,1381e-001	3,0266e-001	Π
2,2494e-002	3,0363e-002	2,5019e-002	1,4213e-002	1,6128e-002	3,0716e-002	Π
-5,1669e-001	-2,8071e-001	-8,2533e-001	8,2234e-001	-6,0022e-001	5,1312e-001	Π/s
-2,5994e-009	-2,7268e-009	-2,5919e-009	-2,5278e-009	-2,3444e-009	-2,7663e-009	Π/s

4.2. Kết quả mô phỏng và đánh giá

Kết quả mô phỏng về sai số hệ thống trong không gian 3D giữa hai cấu trúc ghép lỏng và ghép chặt INS/GPS truyền thống được biểu diễn trên hình 5 (cấu trúc ghép chặt có đo pha sóng mang). Trường hợp sai số hệ thống trong không gian 3D giữa hai cấu trúc ghép chặt truyền thống và cấu trúc đề xuất (sử dụng cả DGPS) được biểu diễn trên hình 6.



Hình 5. Sai số của cấu trúc ghép lỏng và ghép chặt INS/GPS (có đo pha sóng mang)



Hình 6. Sai số của cấu trúc ghép chặt INS/GPS truyền thống và đề xuất

Bảng 4 tổng hợp các kết quả sai số tại một số thời điểm giữa các hệ thống: chỉ sử dụng INS, chỉ sử dụng GPS, ghép lỏng INS/GPS, ghép chặt INS/GPS và cấu trúc đề xuất.

Kết quả mô phỏng cho thấy rằng các hệ thống tích hợp INS/GPS cho phép giảm đáng kể sai số so với trường hợp sử dụng riêng lẻ INS hoặc GPS, đặc biệt trường hợp chỉ sử dụng INS gây sai số tích lũy theo thời gian rất lớn. Cấu trúc ghép chặt có đo pha sóng mang khá hiệu quả, nó cho phép giảm gần 50% sai số so với trường hợp cấu trúc ghép lỏng thông thường. Trường hợp sử dụng thêm pha sóng mang của GPS để xác định khoảng cách giả chính xác hơn kết hợp với DGPS (giải pháp đề xuất) cho phép nâng cao hơn nữa độ chính xác của hệ thống.

Lúc này sai số giảm khoảng 80% so với hệ thống không sử dụng phương pháp đo hiệu pha sóng mang và DGPS (hệ thống ghép chặt INS/GPS truyền thống).

Bảng 4. So sánh sai số vị trí (tính theo m) giữa các hệ thống

Thời gian	INS độc lập	GPS độc lập	Ghép lỏng GPS/INS	Ghép chặt GPS/INS	Đề xuất
0s	0	115	0	0	0
10s	2,05	12	40	24,1	1,80

20s	7,155	193	113	20,2	7,74
30s	15,79	187	47	17,9	1,04
40s	27,72	50	99	25,9	5,96
50s	43,03	33	37	17,8	9,55
100s	61,37	187	241	41,4	6,88
200s	659	181	9	8,5	8,13
300s	1540	56	21	44,9	4,26
400s	2690	15	34	21,1	2,12
500s	3718	20	30	12,3	8,93
Trung bình	$\rightarrow \infty$	99,52	65,66	34,52	6,568

5. KẾT LUẬN

Bài báo đã trình bày những phân tích về ưu nhược điểm của các giải pháp tích hợp INS/GPS truyền thống, từ đó đề xuất phương pháp nâng cao chất lượng hệ thống tích hợp INS/GPS trên cơ sở sử dụng thêm pha sóng mang của GPS để xác định khoảng cách giả kết hợp với các giá trị hiệu chỉnh DGPS, thích hợp cho các đối tượng UAV khi chỉ sử dụng các thiết bị thu GPS và INS thông thường chi phí thấp. Công cụ Matlab được sử dụng để thực hiện mô phỏng cho hệ thống đề xuất, với giả thiết UAV chuyển động trong không gian có sử dụng cảm biến quán tính kiểu gắn chặt và thiết bị thu GPS, DGPS. Kết quả mô phỏng cho thấy rằng giải pháp đề xuất cho phép giảm khoảng 80% sai số của hệ thống so với giải pháp ghép chặt INS/GPS truyền thống.

TÀI LIỆU THAM KHẢO

[1]. Van, T. N., Duc, T. C., & Duc-Tan, T. (2015). *Application of street tracking algorithm in an INS/GPS integrated navigation system*. IETE Journal of Research, 61(3), 251-258.

[2]. Duc-Tan, T., Fortier, P., & Huynh, H. T. (2011). *Design, simulation, and performance analysis of an INS/GPS system using parallel Kalman filters structure*. REV Journal on Electronics and Communications, 1(2).

[3]. Đào Trần Khánh, 2016. *Nghiên cứu xây dựng thiết bị INS/GPS cho bài toán định vị dẫn đường trên cơ sở ứng dụng công nghệ nhúng*. Thư viện Học viện Kỹ thuật Quân sự.

[4]. Lưu Mạnh Hà, 2009. *Nghiên cứu tích hợp hệ thống dẫn đường quán tính và hệ thống định vị toàn cầu*. Thư viện Đại học Quốc gia Hà Nội, Trường Đại học Công nghệ.

[5]. Trần Minh Đức, 2011. *Nâng cao chất lượng hệ thống tích hợp GPS/INS sử dụng bộ lọc Kalman mở rộng*. Thư viện Đại học Quốc gia Hà Nội, Trường Đại học Công nghệ.

[6]. Tan, T. D., Ha, L. M., Long, N. T., Duc, N. D., & Thuy, N. P. (2007, November). *Integration of inertial navigation system and global positioning system: Performance analysis and measurements*. In 2007 International Conference on Intelligent and Advanced Systems (pp. 1047-1050). IEEE.

[7]. Songlai Han and Jinling Wang, 2011. *Integrated GPS/INS navigation system with dual-rate Kalman Filter*. School of Surveying and Spatial Information Systems, The University of New South Wales, Sydney, NSW 2012, Australia.

[8]. S. Moafipoor, D.A. Grejner-Brzezinska, C.K. Toth, 2006. *Tightly coupled GPS/INS integration based on GPS carrier phase velocity update*. The Ohio State University Geodetic and Geoinformation Science.

[9]. Khan Badshah and Qin Yongyuan, 2016. *Tightly coupled integration of a low-cost MEMS INS/GPS using adaptive Kalman filtering*. School of automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi, China.

[10]. Eun-Hwan Shin, 2001. *Accuracy Improvement of Low-cost INS/GPS for Land Applications*. The University of Calgary, Canada.

[11]. Agnar Sveinsson, 2012, *INS/GPS error analysis and integration*. School of Science and Engineering Reykjavik University, Ireland.

[12]. Tran Duc-Tan, Paul Fortier, Huu-Tue Huynh, 2011. *Design, Simulation, and Performance Analysis of an INS/GPS System using Parallel Kalman Filters Structure*. REV Journal on Electronics and Communications.

[13]. Trần Trung Chuyên, 2018. *Nghiên cứu giải pháp tích hợp hệ thống GNSS/GPS trên thiết bị thông minh ứng dụng trong trắc địa bản đồ*. Thư viện trường Đại học Mở Địa chất.

[14]. Guangqi Wang, Yu Han, Jian Chen, Shubo Wang, Zichao Zhang, Nannan Du, Yongjun Zheng, 2018. *A GNSS/GPS Integrated Navigation Algorithm Based on Kalman Filter*. Science Direct, IFAC-Papers OnLine, vol. 51, issue 17, pp232-237.

[15]. Nguyen Quang Vinh, 2017. *INS/GPS Integration System Using Street Return Algorithm and Compass Sensor*. Science Direct, Procedia Computer Science, vol. 103, issue 17, pp475-482.

[16]. Tareq Hassan, Riyanto Trilaksono Bambang, 2018. *Integrated INS/GPS navigation system*. International Journal on Electrical Engineering and Informatics, vol.10, no.3, pp491-512.

[17]. Roger Johnson, Jerzy Sasiadek, Janusz Zalewski, 2005, *Kalman Filter Enhancement for UAV Navigation*, University of Central Florida Orlando.

[18]. S. Ryan, M. Szarmes, G. Lachapelle and M.E. Cannon, 1997. *DGPS Kinematic Carrier Phase Signal Simulation Analysis for Precise Aircraft Velocity Determination*. Department of Geomatics Engineering, The University of Calgary.

[19]. Ryan Monaghan. *GPS Satellite Position Estimation from Ephemeris Data by Minimum Mean Square Error Filtering Under Conditions of Selective Availability*. IEEE.

[20]. George T. Schmidt and Richard E. Phillips, 2010. *INS/GPS Integration Architectures*. Massachusetts Institute of Technology 10 Goffe Road Lexington, MA 02421, USA.

[21]. Tamas Horvath, 2002. *Performance comparison of wide area differential GPS systems*. Department of Geodesy and Geomatics Engineering University of New Brunswick, Canada.

[22]. Agnar Sveinsson, 2012. *INS/GPS error analysis and integration*. School of Science and Engineering Reykjavik University.

[23]. Tomáš Vaispacher, Róbert Bréda, František Adamčík, 2015. *Error Analysis of Inertial Navigation Systems Using Test Algorithms*, Preliminary communication/ Prethodnopriopćenje.

[24]. Gianluca Falco, Marco Pini, Gianluca Marucco, 2017. *Loose and Tight GNSS/INS Integrations: Comparison of Performance Assessed in Real Urban Scenarios*. Jörg F. Wagner, Academic Editor.

[25]. Michele lafrancesco, 2015. *GPS/INS Tightly coupled position and attitude determination with low-cost sensors*. Institute for Communications and Navigation Prof. Dr. Christoph Günther.

AUTHORS INFORMATION

Nguyen Duc Thi¹, Nguyen Dinh Su², Tran Xuan Tinh³, Hoang Trung Kien⁴, Nguyen Truong Son⁴, Tran Thuy Van⁵

¹Vietnam Defence Industry Directorate

²A31 Factory, Air Defence - Air Force Service

³Air Defence - Air Force Academy

⁴Military Technical Academy

⁵Hanoi University of Industry