

# Xây dựng hệ thống định vị tích hợp chặt GPS/INS ứng dụng trong môi trường đô thị

Nguyễn Hoàng Duy<sup>1\*</sup>, Đặng Anh Tùng<sup>1</sup>, Nguyễn Vinh Hào<sup>1</sup>, Vũ Ngọc Hải<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Trường Đại học Bách khoa Tp Hồ Chí Minh

<sup>2</sup>Trường Đại học Nguyễn Tất Thành

Ngày nhận bài 12.10.2015, ngày chuyển phản biện 20.10.2015, ngày nhận phản biện 18.11.2015, ngày chấp nhận đăng 27.11.2015

Mục tiêu chính của nghiên cứu là thực hiện một hệ thống tích hợp INS/GPS theo cấu trúc tích hợp chặt ứng dụng trong môi trường đô thị. Trong kỹ thuật tích hợp này, các thông tin về khoảng cách các vệ tinh PR và tần số Doppler quan sát được từ thiết bị thu GPS sẽ được xử lý và tính toán riêng ứng với mỗi vệ tinh, nhằm xác định được mô hình đo lường của hệ thống. Các giá trị gia tốc, vận tốc góc và từ trường từ INS được sử dụng như là mô hình quá trình của hệ thống. Bộ lọc Kalman mở rộng được thiết kế trên mô hình 23 biến trạng thái để ước lượng vị trí, vận tốc, nhiễu nền INS và sai số xung nhịp của thiết bị thu GPS. Việc thử nghiệm được thực hiện ngoài trời trong môi trường đô thị khi tín hiệu GPS bị mất ngẫu nhiên để đánh giá độ chính xác của hệ thống. Kết quả thử nghiệm chỉ ra rằng, hệ thống tích hợp theo cấu trúc tích hợp chặt chính xác hơn cấu trúc tích hợp lỏng khi tín hiệu các vệ tinh không đủ để thiết bị thu xác định quỹ đạo và chỉ còn nhận được 2 hoặc 3 vệ tinh.

**Từ khóa:** bộ lọc Kalman mở rộng, tích hợp chặt GPS/INS, ước lượng tọa độ.

**Chi số phân loại 2.2**

## IMPLEMENTATION OF A GPS/INS TIGHTLY-COUPLED SYSTEM APPLIED IN URBAN ENVIRONMENTS

### Summary

This paper presents the implementation of a GPS/INS tightly-coupled system applied in urban environments. In this integration technique, the information of satellite distance and Doppler frequency is extracted and calculated for building the measurement model in the integration system. Acceleration, gyroscope and magnetic value from INS are used for the process model. An 23-state extended Kalman filter is formulated to estimate position, velocity, bias, scale factor, and clock error. The experiment is carried out outdoor in urban environments where GPS signals are randomly lost in order to evaluate the system accuracy. The experimental results have shown the GPS/INS tightly-coupled integration gives better performance than the GPS/INS loosely-coupled integration.

**Keywords:** attitude estimation, extended Kalman filter, tightly-coupled GPS/INS integration.

**Classification number 2.2**

### Giới thiệu

Ngày nay, với xu hướng nâng cao độ chính xác và tính ổn định trong lĩnh vực định vị đối tượng, hệ thống tích hợp GPS/INS trở thành một đề tài nghiên cứu rất phổ biến. Hướng tiếp cận này giúp đảm bảo tính chính xác trong việc xác định quỹ đạo của đối tượng khi thiết bị thu chỉ nhận được tín hiệu từ 3 vệ tinh trở xuống và giúp hạn chế các sai số quỹ đạo theo thời gian [1]. Hiện tại, có 3 kiểu tích hợp cho hệ thống GPS/INS: tích hợp lỏng (loosely coupled), tích hợp chặt (tightly coupled) và tích hợp cực kỳ chặt (ultra-tightly coupled) [2]. Trong cấu trúc tích hợp lỏng, các giá trị đo vị trí và vận tốc từ thiết bị thu GPS sẽ tích hợp với mô hình INS để giới hạn sai số của mô hình. Do đó, ngõ ra của hệ thống này phụ thuộc nhiều vào độ chính xác của thiết bị thu GPS, nếu thiết bị thu GPS không xác định được quỹ đạo do bị che chắn thì hệ thống này sẽ mất ổn định chỉ sau một thời gian ngắn [3]. Với cấu trúc tích hợp chặt, hệ thống sẽ không sử dụng kết quả tính toán quỹ đạo từ thiết bị thu GPS, mà nó sẽ nhận các giá trị gốc của từng vệ tinh truyền xuống thiết bị, bao gồm khoảng cách

\*Tác giả liên hệ: Email: duynguyenhoang007@gmail.com

vệ tinh và tần số Doppler. Từ các giá trị đo này, thuật toán ước lượng PVT được sử dụng để xác định mô hình đo lường cho hệ thống [4]. Thách thức lớn nhất của phương pháp này là phải xử lý tốt việc khử nhiễu của tín hiệu vệ tinh truyền xuống nhằm đảm bảo độ tin cậy của mô hình đo lường. Nếu giải quyết tốt thách thức này, chúng ta sẽ cải thiện được sai số và độ tin cậy của hệ thống khi đối tượng đi vào vùng tín hiệu vệ tinh không ổn định và số vệ tinh nhận được nhỏ hơn bốn vệ tinh [5].

Trong vài năm trở lại đây, hệ thống tích hợp GPS/INS đã được các nhà nghiên cứu trong nước xây dựng và ứng dụng vào thực tế. Tiêu biểu nhất trong số này là đề tài KC06.02/06-10 “Nghiên cứu, thiết kế, chế tạo thiết bị định vị vệ tinh phục vụ giám sát, quản lý phương tiện giao thông đường bộ, đường sắt” của TS Nguyễn Thanh Hải, Trường Đại học Giao thông Vận tải. Tuy nhiên, cùng với các công trình khác, phương pháp tích hợp sử dụng trong hệ thống là phương pháp tích hợp lỏng. Chính vì thế, trong bài báo này, hệ thống tích hợp INS/GPS theo cấu trúc tích hợp chặt được xây dựng và thử nghiệm trong môi trường đô thị, nơi mà tín hiệu GPS bị che chắn và bị gián đoạn ngẫu nhiên khi đối tượng di chuyển.

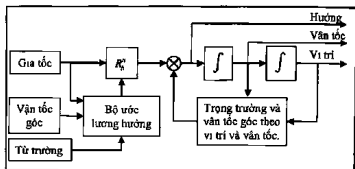
Nghiên cứu này được phân thành 2 phần chính: thứ nhất là xây dựng và thực hiện thuật toán ước lượng trong hệ thống tích hợp INS/GPS trên môi trường Matlab; thứ hai là xây dựng hệ thống thu thập dữ liệu trên nền vi xử lý để kiểm nghiệm và đánh giá. Hệ thống thử nghiệm được xây dựng dựa trên các thiết bị giá thành thấp: thiết bị thu GPS U-blox 6 và cảm biến quán tính ADIS16405 được sử dụng làm các thiết bị đo trong mô hình GPS và INS tương ứng. Cảm biến có tốc độ cập nhật 100 Hz, được sử dụng để ước lượng vị trí và hướng của vật; việc ước lượng hướng sẽ được thực hiện bởi 2 bộ lọc Kalman dựa trên các giá trị gyro và gia tốc, vận tốc góc và từ trường [6]. Thiết bị thu GPS cung cấp giá trị gốc từ tín hiệu vệ tinh với tần số cập nhật là 5 Hz. Những dữ liệu thử nghiệm được thu thập khi đối tượng di chuyển ngoài trời sẽ được đưa vào bộ ước lượng để đánh giá chất lượng của hai cấu trúc tích hợp chặt và tích hợp lỏng.

## Mô hình tích hợp GPS/INS

### Cấu trúc mô hình INS

Bài toán INS đặt ra là phải xác định quỹ đạo chuyển động của vật dựa trên các giá trị gia tốc và vận tốc góc gửi về. Mô hình chuyển động của đối tượng trong hệ

tọa độ ENU được đưa ra trong nghiên cứu của Shin 2001 [7]. Tuy nhiên, trong mô hình INS của các nghiên cứu này, ma trận xoay DCM được cập nhật trực tiếp từ các giá trị gia tốc và vận tốc góc của cảm biến, đồng thời phụ thuộc vào vị trí và vận tốc ngõ ra, dẫn đến sai số lớn và tích lũy theo thời gian. Chính vì thế, trong nghiên cứu này, mô hình INS như mô tả ở hình 1 được thay đổi với một bộ ước lượng hướng độc lập để xác định ma trận xoay DCM làm cho sai số ngõ ra không ảnh hưởng đến ma trận này, những ưu điểm khi sử dụng kết hợp bộ ước lượng hướng được nêu trong tài liệu tham khảo [8].



Hình 1: thuật toán INS

Mô hình chuyển động của đối tượng trong hệ tọa độ ENU được biểu diễn như sau [9]:

$$\begin{pmatrix} \dot{r}^n \\ \dot{v}^n \\ \dot{R}_b^n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} D.v^n \\ R_b^n f^n - (2\Omega_{ie}^n + \Omega_{en}^n).v^n + g^n \\ R_b^n (\Omega_{ib}^n - \Omega_{en}^n) \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$\quad (2)$$

$$\quad (3)$$

Trong đó:

- Phương trình (1):  $r^n = [r \ \lambda \ h]^T$  là vị trí địa lý của đối tượng, gồm vĩ độ, kinh độ và độ cao,  $v^n = [v_E \ v_N \ v_U]^T$  là vận tốc của đối tượng,  $D$  là ma trận chuyển đổi vận tốc trong hệ trục ENU sang tốc độ thay đổi trong hệ tọa độ địa lý.
- Phương trình (2):  $v^n$  là gia tốc trong hệ trục ENU,  $f^n$  là véc tơ gia tốc đo được từ cảm biến,  $g^n$  là véc tơ gia tốc trọng trường,  $\Omega_{ie}^n$  là ma trận chéo của véc tơ  $\omega_{ie}^n$  (tốc độ quay của trái đất biểu diễn trong hệ trục ENU),  $\Omega_{en}^n$  là ma trận chéo của véc tơ  $\omega_{en}^n$  (tốc độ quay của hệ trục ENU ứng với hệ trục ECEF biểu diễn trong hệ trục ENU).
- Phương trình (3):  $\Omega_{ib}^n$  là ma trận chéo của véc tơ  $\omega_{ib}^n$  (là tốc độ quay của hệ trục body-frame ứng với hệ trục ECI biểu diễn trong hệ trục body-frame),  $\Omega_{en}^n$  là ma trận chéo của véc tơ  $\omega_{en}^n$  (là tốc độ quay của hệ

trục ENU ứng với hệ trục ECI biểu diễn trong hệ trục body-frame).

Vì các thiết bị hoạt động trên miền thời gian rời rạc nên vận tốc và vị trí của đối tượng chuyển động được rời rạc hóa với thời gian lấy mẫu  $\Delta t$  như sau [10]:

$$\begin{aligned} v_{k+1}^n &= v_k^n + \Delta v_{k+1}^n \approx v_k^n + \dot{v}^n \Delta t \\ r_{k+1}^n &= r_k^n + 0.5D(v_k^n + v_{k+1}^n) \Delta t \end{aligned} \quad (4)$$

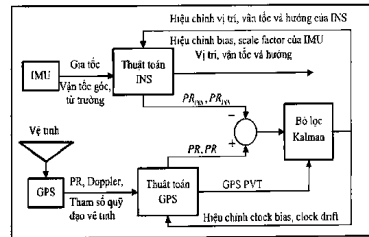
### Cấu trúc tích hợp chặt

Trong bài báo này, phương pháp tích hợp GPS/INS theo cấu trúc tích hợp chặt được thực hiện với 23 biến trạng thái và sử dụng bộ lọc Kalman để ước lượng các biến trạng thái này. Hai mô hình được đưa vào bộ lọc bao gồm: mô hình quá trình được thiết lập dựa trên mô hình động học INS và mô hình đo lường dựa trên mô hình GPS PVT [11] được xác định từ các thông số của từng vệ tinh. Cấu trúc của mô hình được nêu ra ở hình 2. Trong cấu hình này,  $PR$  và  $PR$  tương ứng là khoảng cách vệ tinh đến thiết bị thu và tốc độ thay đổi của nó.

Phương trình trạng thái của mô hình quá trình được biểu diễn như sau:

$$\dot{x} = Fx + Gu \quad (5)$$

Với  $F$  là ma trận động học mô hình,  $x$  là véc tơ trạng thái,  $G$  là ma trận đầu vào nhiễu mô hình,  $u$  là véc tơ nhiễu đo lường trong cảm biến quán tính. Biểu thức của chúng được biểu diễn bên dưới:



Hình 2. Cấu trúc tích hợp chặt

$$\delta x = [\delta p^e \quad \delta v^e \quad \epsilon^e \quad \delta b_a \quad \delta b_g \quad \delta S_a \quad \delta S_g \quad \delta(cbt_{\text{ant}}) \quad \delta(cbt_{\text{ant}})]^T \quad (6)$$

$$F = \begin{bmatrix} F_{pp} & \dot{r}_{pv} & \ddot{r}_{pv} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,1} & 0_{3,11} \\ F_{pv} & \dot{r}_{vv} & \ddot{r}_{vv} & R_b^e & 0_{3,3} & R_b^e F^b & 0_{3,3} & 0_{3,1} & 0_{3,11} \\ F_{pr} & \dot{r}_{vr} & \ddot{r}_{vr} & 0_{3,3} & R_b^e & 0_{3,3} & R_b^e W_{\text{ant}}^e & 0_{3,1} & 0_{3,11} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_w & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,11} & 0_{3,11} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_{\text{bg}} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,11} & 0_{3,11} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_m & 0_{3,3} & 0_{3,11} & 0_{3,11} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_w & 0_{3,11} & 0_{3,11} \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 1 & 0 \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$G = \begin{bmatrix} 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} \\ R_b^e & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} \\ 0_{3,3} & R_b^e & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 1 & 0 \\ 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0_{1,3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

Vector trạng thái bao gồm: sai số vị trí  $\delta p^e$ , sai số vận tốc  $\delta v^e$  trong hệ trục ENU, sai số hướng  $\epsilon^e$ , sai số bias của gia tốc  $\delta b_a$  và vận tốc góc  $\delta b_g$ , sai số scale factor của gia tốc  $\delta S_a$  và vận tốc góc  $\delta S_g$ , clock bias  $\delta(cbt_{\text{ant}})$  và clock drift  $\delta(cdr_{\text{ant}})$  của thiết bị thu.

Vector  $u$  là nhiễu trắng, và ma trận hiệp phương sai của nhiễu được xác định như sau:

$$Q = \text{diag}(q_a \quad q_g \quad q_{b_a} \quad q_{b_g} \quad q_{s_a} \quad q_{s_g} \quad q_{cbt} \quad q_{cdr}) \quad (9)$$

$$q = \frac{2\sigma^2}{\tau} \quad (10)$$

Với  $\sigma$  là độ lệch chuẩn của nhiễu,  $\tau$  là thời gian tương quan,  $q_a, q_g, q_{b_a}, q_{b_g}, q_{s_a}, q_{s_g}$  là phương sai của gia tốc, vận tốc góc, bias và scale factor của chúng. Các giá trị này được xác định từ đặc tính cảm biến của nhà sản xuất.

Tiếp theo, mô hình đo lường dựa trên mô hình GPS PVT [12], được biểu diễn như sau:

$$z = \begin{pmatrix} z_{PR} \\ z_{PR} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} H_{PR} \\ H_{PR} \end{pmatrix} \Delta x + \begin{pmatrix} \epsilon_{PR} \\ \epsilon_{PR} \end{pmatrix} = H \Delta x + \epsilon \quad (11)$$

Trong đó,  $H$  là ma trận định hình,  $z$  là vector đo lường  $\epsilon$  là nhiễu đo lường có ma trận hiệp phương sai  $R_k$ ;  $PR$  và  $PR$  tương ứng là khoảng cách vệ tinh đo và tốc độ thay đổi của nó.

$$\delta z = \begin{bmatrix} PR - PR_{INS} \\ \dots \\ PR - PR_{INS} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Sau khi thành lập được 2 mô hình của hệ thống, bộ lọc Kalman được sử dụng để tích hợp 2 mô hình với nhau, nhằm ước lượng véc tơ trạng thái; từ đó xác định được các giá trị hiệu chỉnh sai số cho hệ thống. Bộ lọc Kalman là công cụ được ứng dụng rộng rãi trong các bài toán khử nhiễu trong hệ thống đo lường. Quá trình thực hiện của bộ lọc được chia làm 2 giai đoạn: giai đoạn tiên dự báo các trạng thái (the prediction stage) và giai đoạn cập nhật trạng thái (the update stage). Các giai đoạn thực hiện này được khái quát trong bảng 1.

Bảng 1: các giai đoạn thực hiện bộ lọc Kalman

|                         |                                                                                                                                      |
|-------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| <b>Prediction stage</b> | $K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k^T + R_k)^{-1}$ $\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - H_k \hat{x}_k^-)$ $P_k = (I - K_k H_k) P_k^-$ |
| <b>Update stage</b>     | $\hat{x}_{k+1} = A \hat{x}_k + B u_k$ $P_{k+1}^- = A P_k A^T + Q_k$                                                                  |

### Cấu trúc tích hợp lỏng

Bài báo này đưa ra cấu trúc tích hợp lỏng nhằm so sánh với cấu trúc tích hợp chặt. Với cấu trúc này, biến trạng thái của mô hình chỉ còn 21 trạng thái, bỏ qua clock bias và clock drift của thiết bị thu và không thể hiệu chỉnh thuật toán GPS. Mô hình quá trình và mô hình đo lường của hệ thống được mô tả như sau:

$$\begin{aligned} x &= Fx + Gu \\ z &= Hx + e \end{aligned} \quad (13)$$

Ở đây,

$$\delta x = [\delta P^a \quad \delta v^a \quad \epsilon^a \quad \delta b_a \quad \delta b_g \quad \delta S_a \quad \delta S_g]^T \quad (14)$$

$$F = \begin{bmatrix} F_{p,p} & F_{p,v} & F_{p,\epsilon} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ F_{v,p} & F_{v,v} & F_{v,\epsilon} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & R_b^a - f^a & 0_{3,3} \\ F_{\epsilon,p} & F_{\epsilon,v} & F_{\epsilon,\epsilon} & 0_{3,3} & R_b^g & 0_{3,3} & R_{\epsilon}^g - \omega_b^g \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_{ba} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_{bg} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_{ba} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & \beta_{bg} \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$Q = \begin{bmatrix} 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ R_b^a & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & R_b^g & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\delta z = \begin{bmatrix} P_{GPS}^a - P_{INS}^a \\ V_{GPS}^a - V_{INS}^a \end{bmatrix} \quad (17)$$

$$H = \begin{bmatrix} I_{3d} & 0_{3,3} & 0_{3,3} \\ 0_{3,3} & I_{3,3} & 0_{3,3} \end{bmatrix} \quad (18)$$

Trong đó, ma trận hiệp phương sai nhiễu mô hình  $Q_k$  được tính giống như cấu trúc tích hợp chặt. Bên cạnh đó, ma trận hiệp phương sai  $R_k$  của nhiễu đo lường có thể tìm được bằng thực nghiệm từ việc thu thập dữ liệu tại một vị trí cố định:

$$R_k = \text{diag}(\sigma_{lat}^2; \sigma_{lon}^2; \sigma_{alt}^2; \sigma_{va}^2; \sigma_{vg}^2; \sigma_{va}^2) \quad (19)$$

Trong trường hợp này, bộ lọc Kalman vẫn được sử dụng để ước lượng các biến trạng thái để hiệu chỉnh lại các sai số của hệ thống.

### Mô hình thử nghiệm

Cảm biến quán tính được sử dụng là thiết bị ADIS16405. Các thành phần chính của IMU được nêu trong bảng 2.

Bảng 2: thông số cơ bản của ADIS16405

| Accelerometer                            |      | Gyroscope                                   |       |
|------------------------------------------|------|---------------------------------------------|-------|
| Bias offset (mg)                         | 50   | Bias offset (°/s)                           | 3     |
| Bias drift (mg)                          | 0,2  | Bias drift (°/s)                            | 0,007 |
| Scale factor (PPM/°C)                    | 50   | Scale factor (PPM/°C)                       | 40    |
| Output noise (mg)                        | 0,9  | Output noise (°/s)                          | 0,9   |
| Density noise (mg / $\sqrt{\text{Hz}}$ ) | 0,05 | Density noise (° / s / $\sqrt{\text{Hz}}$ ) | 0,05  |

Cảm biến ADIS16405 có kích thước nhỏ và nhẹ; có thể cung cấp các giá trị bù sai số của gia tốc và vận tốc góc theo nhiệt độ. Tần đo gia tốc và vận tốc góc của cảm biến tương ứng là 18 g và 300°/s; dữ liệu truyền của IMU gồm có gia tốc góc, vận tốc góc, từ trường và áp suất. Dữ liệu truyền thông qua chuẩn truyền SPI. Trong thử nghiệm này, tốc độ cập nhật dữ liệu của IMU được cài đặt là 100 Hz.

Thiết bị thu GPS sử dụng thiết bị của U-blox, mã thiết bị là LEA-6T-1-001. Thiết bị này chỉ có khả năng thu được tần số L1. Trong thử nghiệm này, tốc độ cập nhật dữ liệu của GPS được cài đặt là 5 Hz.

Các dữ liệu từ cảm biến quán tính và thiết bị thu sẽ được lấy đồng bộ thông qua vi xử lý ARM Cortex

M4 (STM32F4); sau khi dữ liệu được xử lý đồng bộ sẽ được truyền lên máy tính lưu trữ để thực hiện thuật toán. Thiết bị tích hợp được kết nối thành khối và đóng gói như trong hình 3.



Hình 3: thiết bị INS/GPS (trái) - Ublox6 GPS (phải)

Từ các thông số của cảm biến quán tính trong tài liệu của ADIS16405, ta xác định được các giá trị của ma trận hiệp phương sai  $Q_k$  như sau:

$$q_a = 0,5 \left( mg / \sqrt{Hz} \right) = 5e - 4 \left( g / \sqrt{Hz} \right)$$

$$q_g = 0,05 \left( ^\circ / s / \sqrt{Hz} \right)$$

$$\sigma_{ba} = 0,2(mg) = 2e - 4(g) = 0,002(m / s^2)$$

$$\tau_{ba} = 200s \Rightarrow q_{ba} = 4e - 8$$

$$\sigma_{bg} = 0,007 \left( ^\circ / s \right)$$

$$\tau_{bg} = 300s \Rightarrow q_{bg} = 3,27e - 1$$

$$\sigma_{ca} = 40(PPM / ^\circ C) \cdot 40(^\circ C) = 1600(PPM)$$

$$\tau_{ca} = 1000s \Rightarrow q_{ca} = 5,12e - 9$$

$$\sigma_{cg} = 50(PPM / ^\circ C) \cdot 40(^\circ C) = 2000(PPM)$$

$$\tau_{cg} = 1000s \Rightarrow q_{cg} = 8e - 9$$

Các dữ liệu thu thập sẽ được đồng bộ và gửi lên máy tính để lưu trữ và xử lý. Trong thử nghiệm, dữ liệu được thu thập ở đường bao sân golf Him Lam (cạnh Sân bay Tân Sơn Nhất). Đoạn đường khoảng 4 km, được đi theo đường cong khép kín, cùng một địa điểm bắt đầu và kết thúc; trên đoạn đường có 4 lần rẽ hướng và 2 lần quay đầu xe, thời gian lấy mẫu là 432,07 s. Hình 4 mô tả quỹ đạo tham khảo trên Google Earth.

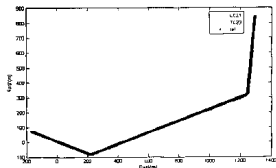


Hình 4: quỹ đạo tham khảo trên Google Earth

## Thực nghiệm và kết quả

Để đánh giá 2 thuật toán tích hợp lồng 21 biến trạng thái (LC21) và tích hợp chặt 23 biến trạng thái (TC23), nhóm nghiên cứu đã kiểm tra chúng trong 2 trường hợp khi tín hiệu GPS ổn định và không ổn định.

Trường hợp tín hiệu thu GPS ổn định, kết quả nhận được từ 2 thuật toán được nêu ra trong hình 5, bảng 3 và 4. Đường màu đỏ "ref" là quỹ đạo tham khảo, đường màu xanh lục là quỹ đạo ước lượng từ thuật toán LC21 và đường màu xanh lá là quỹ đạo ước lượng từ thuật toán TC23.



Hình 5: quỹ đạo ước lượng theo LC21 và TC23

Bảng 3: sai số theo LC21 khi tín hiệu vệ tinh ổn định

|               | Sai số RMS |        |        |
|---------------|------------|--------|--------|
|               | East       | North  | Up     |
| Vị trí (m)    | 0,2058     | 0,2040 | 0,0517 |
| Vận tốc (m/s) | 0,1275     | 0,1333 | 0,0769 |

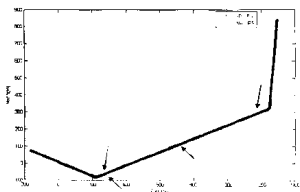
Bảng 4: sai số theo TC23 khi tín hiệu vệ tinh ổn định

|               | Sai số RMS |        |         |
|---------------|------------|--------|---------|
|               | East       | North  | Up      |
| Vị trí (m)    | 3,0668     | 4,6046 | 11,5206 |
| Vận tốc (m/s) | 0,1709     | 0,1723 | 0,2829  |

Từ các kết quả trên ta thấy rằng, sai số RMS của vị trí theo hướng East và North của thuật toán TC23 so với quỹ đạo tham khảo tương đối nhỏ và các quỹ đạo chồng khít lên nhau (hình 4). Xét về độ cao, kết quả thuật toán LC21 bám sát theo quỹ đạo tham khảo hơn quỹ đạo từ thuật toán TC21. Có thể giải thích nguyên nhân cho điều này là các nguồn gây ra sai số GPS vẫn chưa được hiệu chỉnh tốt nhất dẫn đến sai số của khoảng cách vệ tinh PR và tần số Doppler, bởi điều kiện môi trường xung quanh và sự thay đổi thực tế của bầu khí quyển trái đất. Tuy nhiên, như ban đầu đã đề cập, nếu tín hiệu vệ tinh chất lượng tốt thì phương pháp kết hợp lồng có thể cho kết quả rất tốt; nhưng ở những nơi tín hiệu vệ tinh không ổn định thì phương

pháp này không đạt độ tin cậy cao vì lúc đó nó phụ thuộc vào chất lượng của mô hình INS. Do đó, để đánh giá tốt hơn 2 phương pháp này, ta kiểm tra chúng khi tín hiệu vệ tinh bị mất.

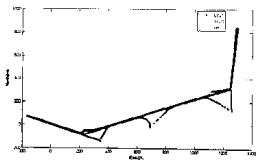
Trường hợp tín hiệu GPS bị mất và số vệ tinh nhận được  $< 4$ , ta sử dụng dữ liệu thu thập được và làm mất GPS trên một số đoạn đường (cả đường thẳng lẫn ngã rẽ). Sau đó, cả 2 thuật toán được thực hiện và kiểm tra sai số theo các hướng East-North-Up để đánh giá thuật toán. Hình 6 mô tả những đoạn đường GPS bị mất, với màu đỏ biểu diễn có tín hiệu GPS, màu đen biểu diễn mất GPS.



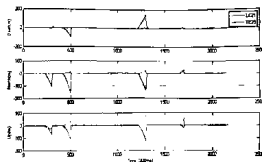
Hình 6. vị trí GPS bị mất (màu đen)

Trong trường hợp bị mất GPS, ưu điểm của thuật toán TC23 là vẫn sử dụng giá trị đo lường của một số vệ tinh, trong khi đó thuật toán LC21 không sử dụng được giá trị nào cho mô hình đo lường và chỉ phụ thuộc vào độ chính xác của mô hình INS. Chính vì thế, trong trường hợp này, ta đánh giá 2 thuật toán LC21 và TC23 khi GPS chỉ còn nhận được tín hiệu của 3 hoặc 2 vệ tinh.

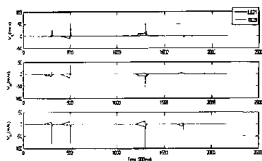
Khi thiết bị thu chỉ nhận được tín hiệu của 3 vệ tinh, kết quả ước lượng từ 2 mô hình được biểu diễn ở các hình 7-9 và bảng 5, 6.



Hình 7. quỹ đạo theo LC21 và TC23 khi nhận 3 vệ tinh



Hình 8. sai số vị trí theo LC21 và TC23 khi nhận 3 vệ tinh



Hình 9. sai số vận tốc theo LC21 và TC23 khi nhận 3 vệ tinh

Bảng 5. sai số theo LC21 khi nhận tín hiệu 3 vệ tinh

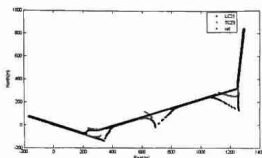
|               | Sai số RMS |         |         |
|---------------|------------|---------|---------|
|               | East       | North   | Up      |
| Vị trí (m)    | 20,0751    | 25,5909 | 18,2401 |
| Vận tốc (m/s) | 3,6610     | 3,8624  | 5,5753  |

Bảng 6. sai số theo TC23 khi nhận tín hiệu 3 vệ tinh

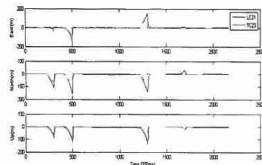
|               | Sai số RMS |         |         |
|---------------|------------|---------|---------|
|               | East       | North   | Up      |
| Vị trí (m)    | 17,2389    | 13,0869 | 21,1925 |
| Vận tốc (m/s) | 3,2413     | 2,2047  | 2,6002  |

Trong trường hợp chỉ còn nhận được tín hiệu 3 vệ tinh, từ các kết quả ở trên ta thấy thuật toán TC23 tốt hơn so với LC21, quỹ đạo ước lượng từ thuật toán TC23 bám vào quỹ đạo tham khảo nhiều hơn, như trong các hình 7-9; tất cả các giá trị sai số về vị trí và vận tốc (được nêu trong bảng 5, 6) của thuật toán TC23 đều nhỏ hơn sai số của mô hình LC21. Từ đó cho thấy, trong trường hợp chỉ còn tín hiệu 3 vệ tinh thì mô hình TC23 tốt hơn và đáng tin cậy hơn mô hình LC21.

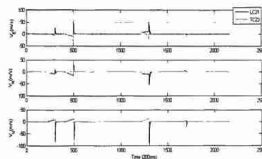
Khi thiết bị thu chỉ nhận được tín hiệu của 2 vệ tinh, kết quả ước lượng từ 2 mô hình được biểu diễn ở các hình 10-12 và bảng 7, 8.



Hình 10. quỹ đạo theo LC21 và TC23 khi nhận 2 vệ tinh



Hình 11. sai số vị trí theo LC21 và TC23 khi nhận 2 vệ tinh



Hình 12. sai số vận tốc theo LC21 và TC23 khi nhận 2 vệ tinh

Bảng 7. sai số theo LC21 khi nhận tín hiệu 2 vệ tinh

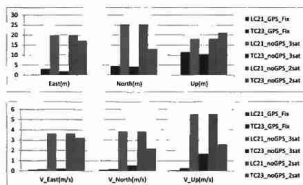
|               | Sai số RMS |         |         |
|---------------|------------|---------|---------|
|               | East       | North   | Up      |
| Vị trí (m)    | 20,0751    | 25,5909 | 18,2401 |
| Vận tốc (m/s) | 3,6610     | 3,8624  | 5,5753  |

Bảng 8. sai số theo TC23 khi nhận tín hiệu 2 vệ tinh

|               | Sai số RMS |        |         |
|---------------|------------|--------|---------|
|               | East       | North  | Up      |
| Vị trí (m)    | 1,8862     | 4,2944 | 10,4788 |
| Vận tốc (m/s) | 0,2241     | 0,5538 | 1,7025  |

So sánh kết quả trong trường hợp chỉ còn tín hiệu của 2 vệ tinh so với còn 3 vệ tinh, thì rõ ràng chất lượng của thuật toán TC23 không tốt hơn và các sai số tăng lên, chứng tỏ ảnh hưởng của số lượng vệ tinh trong mô hình. Tuy nhiên, nếu xét với thuật toán LC21, thì từ bảng 7 và 8 cho thấy chất lượng của thuật toán

TC23 vẫn tốt hơn so với LC21. Hình 13 là biểu đồ sai số RMS của 2 mô hình LC21 và TC23, từ đó có thể đánh giá 2 mô hình một cách trực quan hơn.



Hình 13. biểu đồ sai số RMS của 2 mô hình LC21 và TC23

## Kết luận

Trong bài báo này, nhóm tác giả đã xây dựng được mô hình tích hợp GPS/INS theo cả 2 phương pháp kết hợp lỏng và kết hợp chặt. Nhóm nghiên cứu cũng đã xây dựng được hệ thống thu thập dữ liệu để đánh giá mô hình, giải mã được các thông tin GPS cần thiết và hiệu chỉnh sai số của nó. Tuy nhiên, việc giải quyết ảnh hưởng của các sai số do môi trường xung quanh vẫn chưa triệt để; điều đó được chứng minh trong trường hợp tín hiệu GPS ổn định mô hình kết hợp chặt vẫn còn sai lệch lớn hơn so với mô hình kết hợp lỏng. Trong trường hợp thông tin quỹ đạo của thiết bị thu bị mất, chỉ còn nhận được tín hiệu của 3 hoặc 2 vệ tinh, thì kết quả ước lượng của mô hình tích hợp theo cấu trúc kết hợp chặt tốt hơn cấu trúc kết hợp lỏng. Chất lượng của mô hình kết hợp chặt phụ thuộc vào số lượng vệ tinh mà thiết bị thu GPS nhận được, nếu số vệ tinh càng lớn thì độ tin cậy của môi trường càng cao.

## Lời cảm ơn

Nhóm nghiên cứu xin trân trọng cảm ơn sự hỗ trợ của Bộ Khoa học và Công nghệ thông qua đề tài mã số KC03.15/11-15 và Đại học Quốc gia TP Hồ Chí Minh thông qua đề tài C2014-20-03.

## Tài liệu tham khảo

- [1] Qin Yongyuan, Zhang Hongqian, Wang Shuhua (1998), *Kalman filter and integrated navigation principle* [M], Xi'an Publishing House of Northwestern Polytechnical University.
- [2] Wang Huinan (2003), *Application and principle of GPS* [M], Beijing. Publishing House of Science.
- [3] Honghui Qi, John B Moore (2002), "Direct Kalman filtering approach for GPS/INS integration [J]", *IEEE Trans on AES*, 38(2), pp.687-693.

[4] J Wendel, G Trommer (2004), "Tightly Coupled GPS/INS Integration for Missile Applications [J]", *Aerospace Science and Technology*, 8, pp.627-634.

[5] Hoang Duy Nguyen, et al (2013), *Low-Cost INS-GPS Data Fusion with Extended Kalman Filter*, ISEE University of Technology Ho Chi Minh City.

[6] Antonio Angrisano, et al (2010), *GNSS/INS Integration Methods*, University's Degli Study in Napoli.

[7] Eun-Hwan Shin (2001), *Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications* (<http://www.geomatics.ucalgary.ca/links/GradTheses.html>).

[8] Xiaoping Yun, et al (2005), *Implementation and Experimental Results of a Quaternion- Based Kalman Filter for Human Body*

*Motion Tracking*, In Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation Spain.

[9] Daniel Roetenberg, et al (2005), *Compensation of Magnetic Disturbances Improves Inertial and Magnetic Sensing of Human Body Segment Orientation*, In IEEE Transactions On Neural Systems And Rehabilitation Engineering.

[10] Daniel Roetenberg (2006), *Inertial and Magnetic Sensing of Human Motion*, PhD Thesis. University of Twente.

[11] Titterton D.H, Weston J.L (1997), *Strapdown Inertial Navigation Technology*. p.40, Peter Peregrinus Ltd.

[12] Brown R.G, Hwang P.Y.C (1992), *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, p.220, John Wiley & Sons, Inc., second edition.