

Phát triển hệ thống dẫn đường tích hợp GPS/INS cho máy bay mô hình

- Phan Bảo Châu

Trường Đại học Bách khoa, ĐHQG-HCM- pbchau.hk09@gmail.com

- Ngô Khánh Hiếu
- Nguyễn Vĩnh Hào

Phòng thí nghiệm trọng điểm Điều khiển số và kỹ thuật hệ thống, Trường Đại học Bách khoa, ĐHQG-HCM- ngokhanhhieu@hcmut.edu.vn, vinhhao@hcmut.edu.vn

(Bài nhận ngày 22 tháng 10 năm 2013, hoàn chỉnh sửa chữa ngày 20 tháng 08 năm 2014)

TÓM TẮT:

Bài báo này đưa ra giải pháp cải tiến giải thuật hệ thống dẫn đường quán tính tích hợp INS/GPS kiểu kết hợp lồng sử dụng bộ lọc Kalman áp dụng cho máy bay mô hình dựa trên giải thuật cơ sở được xây dựng trong luận văn của Dương Bạch Phi (VP08HK, ĐH Bách Khoa). Mục tiêu nghiên cứu chính là xác định các hạn chế của giải thuật cơ sở và cải tiến để ước lượng vị trí, vận tốc và góc nghiêng của máy bay áp dụng cho trường hợp bay thực nghiệm. Việc đánh giá sai số của các thiết bị đo GPS và IMU cũng như những khắc phục một số hạn chế của giải thuật cơ sở khi áp dụng cho trường hợp bay thực nghiệm được tập trung phân tích. Kết quả so sánh sai số vị trí và việc mô phỏng trên quỹ đạo bay ở tốc độ cao chứng tỏ giải thuật dẫn đường được đánh giá khách quan và có thể áp dụng cho các ứng dụng định vị và dẫn đường máy bay mô hình, trong trường hợp tín hiệu GPS bị mất do nhiễu hoặc các nguyên nhân khác.

Từ khóa: INS giá thành thấp, GPS, tích hợp GPS/INS, bộ lọc Kalman vòng hở.

1. GIỚI THIỆU

Ngày nay, hệ thống định vị và dẫn đường đã đạt được độ chính xác rất cao, nhờ sự tiến bộ của khoa học kỹ thuật đặc biệt trong lĩnh vực điều khiển tự động. Trong lĩnh vực hàng không, hệ thống định vị dẫn đường được xem là điều bắt buộc phải có trên máy bay. Hiện nay, máy bay không người lái (UAV) phát triển mạnh mẽ, được ứng dụng rộng rãi trong nhiều lĩnh vực: nghiên cứu, do thám, tuần tra... bởi sự tiện dụng của nó hạn chế rủi ro cho tính mạng con người. Một trong những bộ phận quan trọng nhất của máy bay không người lái là hệ thống điều khiển tự động từ trạm mặt đất theo quỹ đạo mong muốn.

Thông thường, việc bảo đảm quỹ đạo của máy bay từ hệ thống điều khiển do thiết bị định vị toàn cầu (GPS, Global Positioning System) đảm nhận. Tuy nhiên, tín hiệu GPS lại phụ thuộc khá nhiều địa hình hoạt động của máy bay, tín hiệu có thể bị mất khi bay qua những tán cây, trong nhà, vùng núi, gần những tòa nhà cao... Do đó, việc sử dụng hệ thống dẫn đường quán tính (INS, Inertial Navigation System) không bị ảnh hưởng của địa hình là một giải pháp trong những tình huống mất tín hiệu GPS. Nhưng, thiết bị INS lại có hạn chế vì sai số của cảm biến và sai số tích lũy theo thời gian trong quá trình lấy tích phân. Do đó, hệ thống INS thường sử dụng với các hệ

thống hỗ trợ khác. Thông thường người ta sử dụng hệ thống INS tích hợp với hệ thống định vị toàn cầu GPS. Bộ lọc Kalman được đưa vào nhằm nâng cao độ chính xác của hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS.

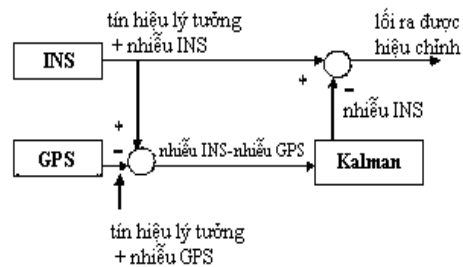
Hệ thống định vị dẫn đường sử dụng các thiết bị GPS, thiết bị đo lường quán tính (IMU, Inertial Measurement Unit) đắt tiền cho khả năng xác định vị trí chính xác cao có giá trên 100.000\$ [1], được sử dụng chủ yếu trong lĩnh vực quân sự, thương mại. Bên cạnh đó việc sử dụng cũng hạn chế do những quy định của nhà nước. Khi áp dụng cho việc nghiên cứu, học tập thì không phù hợp về mặt kinh tế. Như vậy, đề tài hướng tới việc phát triển thuật toán nhằm nâng cao độ chính xác cho hệ thống định vị dẫn đường tích hợp INS/GPS với bộ lọc Kalman khi sử dụng thiết bị GPS và IMU chi phí thấp. Từ đó cung cấp ngõ vào cho hệ thống điều khiển tự động của máy bay không người lái, bảo đảm quỹ đạo bay khi tín hiệu GPS bị gián đoạn.

Kết quả thu được của Dương Bạch Phi [2] đã xây dựng được giải thuật của hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS với bộ lọc Kalman vòng hở nhằm xác định vị trí dựa vào thông tin vận tốc vị trí ban đầu từ GPS và thông tin gia tốc, vận tốc gốc từ IMU, khi tín hiệu GPS bị mất. Tuy nhiên, luận văn chỉ mới áp dụng cho trường hợp di chuyển bằng xe máy trên mặt phẳng ngang, bỏ qua cao độ. Do giải thuật còn nhiều hạn chế như: vận tốc lên xuống bằng không, chưa xử lý

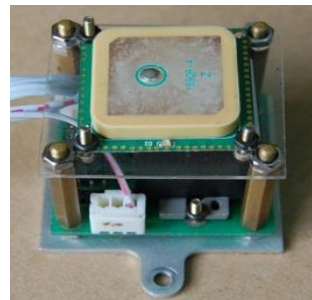
nhiều... nên khi áp dụng cho trường hợp thực nghiệm trên mô hình máy bay cánh bằng cho kết quả sai số vị trí lớn.

2. HỆ THỐNG GPS/INS KẾT HỢP BỘ LỌC KALMAN

Phần này trước tiên trình bày mô hình Bộ lọc Kalman được áp dụng cho bài toán dẫn đường tích hợp GPS/INS. Bộ lọc Kalman (theo Hình 1) dùng để ước lượng các giá trị nhiễu $\delta \hat{r}^n, \delta \hat{v}^n, \hat{\varepsilon}^n$, sau đó cập nhật lại theo các công thức bên dưới để thu được thông tin vị trí, vận tốc và tư thế máy bay chính xác hơn.



Hình 1. Cấu trúc của hệ thống dẫn đường tích hợp GPS/INS với bộ lọc Kalman vòng hở [3]



Hình 2. Mô hình phần cứng GPS/IMU

$$\begin{aligned} \underline{r}^n &= \hat{\underline{r}}^n + \delta \underline{r}^n \\ \underline{v}^n &= \hat{\underline{v}}^n + \delta \underline{v}^n \\ C_b^n &= (I + E^n) \hat{C}_b^n \end{aligned} \quad (1)$$

$$F = \begin{bmatrix} F_{rr} & F_{rv} & 0 \\ F_{vr} & F_{vv} & (f^n \times) \\ F_{er} & F_{ev} & -(\omega_{in}^n \times) \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{pmatrix} \delta \underline{r}^n \\ \delta \underline{v}^n \\ \hat{\varepsilon}^n \end{pmatrix} = F \cdot \begin{pmatrix} \delta \underline{r}^n \\ \delta \underline{v}^n \\ \hat{\varepsilon}^n \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0_{3 \times 1} \\ C_b^n \delta \underline{f}^b \\ C_b^n \delta \underline{w}^b \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$F_{rv} = \begin{bmatrix} \frac{1}{M+h} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(N+h)\cos\varphi} & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix}, \quad F_{rr} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -\frac{v_N}{(M+h)^2} \\ \frac{v_E \sin\varphi}{(N+h)\cos^2\varphi} & 0 & -\frac{v_E}{(N+h)^2 \cos\varphi} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$F_{vv} = \begin{bmatrix} \frac{v_D}{M+h} & -2\omega_e \sin\varphi & \frac{v_N}{M+h} \\ \frac{2\omega_e \sin\varphi}{N+h} & -\frac{2v_E \tan\varphi}{N+h} & \frac{v_N}{M+h} \\ \frac{2\omega_e \sin\varphi}{N+h} + \frac{v_E \tan\varphi}{N+h} & \frac{v_D + v_N \tan\varphi}{N+h} & 2\omega_e \cos\varphi + \frac{v_E}{N+h} \\ -\frac{2v_N}{M+h} & -2\omega_e \cos\varphi & 0 \\ -\frac{2v_N}{M+h} & -\frac{2v_E}{N+h} & 0 \end{bmatrix}, \quad F_{er} = \begin{bmatrix} -\omega_e \sin\varphi & 0 & -\frac{v_E}{(N+h)^2} \\ 0 & 0 & \frac{v_N}{(M+h)^2} \\ -\omega_e \cos\varphi - \frac{v_E}{(N+h)\cos^2\varphi} & 0 & \frac{v_E \tan\varphi}{(N+h)^2} \end{bmatrix}$$

$$F_{vr} = \begin{bmatrix} -\frac{2v_E \omega_e \cos\varphi}{(N+h)\cos^2\varphi} & 0 & -\frac{v_N v_D}{(M+h)^2} + \frac{v_E^2 \tan\varphi}{(N+h)^2} \\ \frac{2\omega_e (v_N \cos\varphi - v_D \sin\varphi)}{(N+h)\cos^2\varphi} + \frac{v_E v_N}{(N+h)\cos^2\varphi} & 0 & -\frac{v_E v_D}{(N+h)^2} - \frac{v_N v_E \tan\varphi}{(N+h)^2} \\ 2v_E \omega_e \sin\varphi & 0 & \frac{v_E^2}{(N+h)^2} + \frac{v_N^2}{(M+h)^2} \\ & & -\frac{2\gamma}{R+h} \end{bmatrix}, \quad F_{ev} = \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{N+h} & 0 \\ -\frac{1}{M+h} & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{\tan\varphi}{N+h} & 0 \end{bmatrix}$$

Với M là bán kính đường cong kinh tuyến, N là bán kính đường cong xích đạo, $\omega_e = 7.2921158 \times 10^{-5}$ rad/s là vận tốc xoay của trái đất theo hệ tọa độ trái đất.

Dữ liệu đầu vào của hệ thống dẫn đường là vector vận tốc góc ω_{ib}^b và gia tốc thu được từ IMU, vận tốc v^n . Tần số lấy mẫu của GPS là 0.1 s và của INS là 0.01 s. Như vậy 10 dữ liệu INS sẽ có một dữ liệu GPS. Trong trường hợp tín hiệu GPS bị mất ta dựa vào thông tin vận tốc để đưa vào hệ thống dẫn đường GPS/INS nhằm xác định

vị trí mới, sau khi có tín hiệu GPS trở lại ta sử dụng giá trị này để cập nhật lại chính xác thông tin vị trí. Bởi vì hệ thống dẫn đường quán tính kiểu Strapdown có thời gian lấy mẫu cao do đó phương trình phương sai của hệ thống có thể viết

dưới dạng sau:
$$\begin{aligned} x_{k+1} &= \Phi_k x_k + w_k \\ y_k &= H_k x_k + v_k \end{aligned}$$
 Ma trận

chuyển trạng thái: $Q_k = \Phi_k G Q G^T \Phi_k^T \Delta t$. Trong đó: $Q = \text{diag}(\sigma_{ax}^2, \sigma_{ay}^2, \sigma_{az}^2, \sigma_{\omega x}^2, \sigma_{\omega y}^2, \sigma_{\omega z}^2)$,

$$G = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ C_b^n & 0 \\ 0 & -C_b^n \end{bmatrix}, \text{ và } \sigma_a, \sigma_\omega \text{ là nhiễu hệ thống}$$

của gia tốc và vận tốc góc.

R_k là ma trận sai số của nhiễu đo:

$$R_k = \text{diag}(\sigma_\varphi^2 \quad \sigma_\lambda^2 \quad \sigma_h^2 \quad \sigma_{v_m}^2 \quad \sigma_{v_e}^2 \quad \sigma_{v_d}^2),$$

phương trình quan sát: $z_k = H_k x_k + e_k$

$$\text{với } e_k = \begin{bmatrix} (M+h)(\varphi_{INS} - \varphi_{GPS}) \\ (N+h)\cos\varphi(\lambda_{INS} - \lambda_{GPS}) \\ \frac{h_{INS} - h_{GPS}}{v_{INS}^n - v_{GPS}^n} \end{bmatrix} \text{ và}$$

$$H_k = \left[\begin{array}{ccc|cc} (M+h) & 0 & 0 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0 & (N+h)\cos\varphi & 0 & & \\ 0 & 0 & 1 & & \\ \hline & 0_{3 \times 3} & & I_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{array} \right]$$

Theo đó, khi có tín hiệu GPS thì R_k nhỏ, còn khi mất tín hiệu GPS thì R_k lớn. Q_k là nhiễu hệ thống không thể xác định được, để xác định Q_k cần tiến hành chạy thử bằng thực nghiệm nếu thấy kết quả có thể chấp nhận được thì xác định giá trị đó. Đối với hệ thống chuyển động nhanh cần xác định Q_k lớn.

3. MÔ HÌNH PHẦN CỨNG VÀ SAI SỐ THIẾT BỊ

3.1. Thiết bị GPS và IMU

Sử dụng thiết bị thu GPS LS20031 của hãng Locosys Technology Inc có sai số vị trí nhỏ hơn 10m (thông số nhà sản xuất) dùng để nhận tín hiệu GPS. Thiết bị IMU ADIS16407 của Analog Devices Inc được sử dụng để thu thập dữ liệu INS bao gồm các góc Euler, 3 vận tốc góc, 3 gia tốc dài. Hình 2 thể hiện mô hình phần cứng GPS và IMU. Các thông số kỹ thuật của IMU được thể hiện trong Bảng 1.

Bảng 1. Thông số IMU ADIS16407

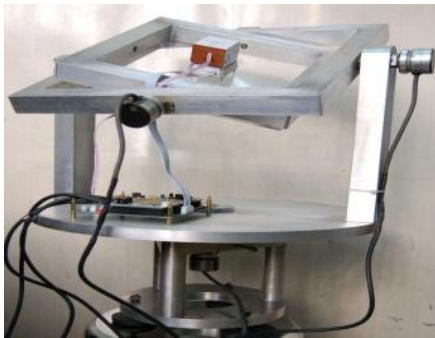
Parameters	Quantity	Unit
GYROSCOPES		
Sensitivity	0.05	°/sec/LSB
Output noise	0.8	°/sec rms
In-Run Bias	25	°/hr
ACCELEROMETERS		
Sensitivity	3.33	mg/LSB
Output noise	1.5	mg rms
In-Run Bias	0.1	mg
MAGNETOMETERS		
Sensitivity	0.5	mgauss/LSB
Output noise	1.15	mgauss

3.2. Đánh giá sai số thiết bị GPS và IMU

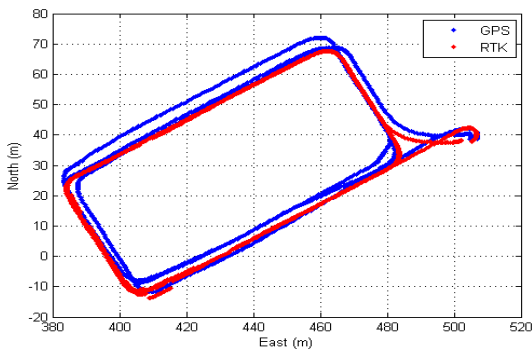
Trong phần này, độ chính xác về vị trí của thiết bị GPS được đánh giá bằng cách so sánh sai số vị trí của tín hiệu GPS với tín hiệu nhận được

từ bộ RTK (Real Time Kinematic) có sai số vị trí nhỏ hơn 0.5m. Hình 4 thể hiện quỹ đạo chuyển động trong trường hợp đi vòng quanh sân banh A5 và sân trước thư viện Đại học Bách Khoa,

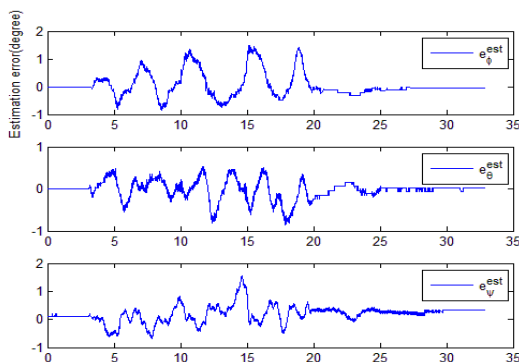
Đại học Quốc gia Tp. HCM. Đường màu xanh, màu đỏ lần lượt hiển thị quỹ đạo chuyển động trong mặt phẳng Đông-Bắc (East-North) của thiết bị GPS và RTK. Bên cạnh, sử dụng bàn xoay có cảm biến đếm xung (Encoder) ở hình 3 để xác định được chính xác góc xoay, từ đó đánh giá được độ chính xác của các góc Euler ước lượng của thiết bị IMU. Hình 5 thể hiện sai số giữa các góc Euler từ giải thuật ước lượng và từ cảm biến.



Hình 3. Bàn xoay chuẩn hóa IMU



Hình 4. Quỹ đạo chuyển động quanh sân banh A5



Hình 5. Sai số các góc Euler ước lượng so với góc Euler từ encoder

Thiết bị GPS có sai số là 3 m với điều kiện vận tốc trên 40 km/h (> 10 m/s) theo sai số của nhà sản xuất [4]. Vì vậy khi đi bộ có vận tốc thấp, dựa vào đồ thị sai số giữa GPS và RTK trong cả hai trường hợp đi quanh sân banh A5 và sân trước thư viện, sai số trung bình của thiết bị GPS khoảng 10 m. Đồ thị sai số của các góc Euler (roll, pitch, yaw) trong cả hai trường hợp có sai số lớn nhất là nhỏ hơn 2 độ và sai số trung bình là khoảng 0.5 độ. Dựa vào các kết quả trên ta nhận thấy rằng, các góc Euler được ước lượng từ thiết bị IMU tương đối chính xác và đáng tin cậy.

Những phân tích trên hỗ trợ cho việc thiết kế cấu trúc giải thuật dẫn đường tích hợp INS/GPS với bộ lọc kalman vòng hở. Dựa vào việc đánh giá sai số vị trí, nếu giải thuật của hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS cho kết quả sai số vị trí dưới 10 m thì có thể chấp nhận được kết quả do thiết bị sử dụng không đắt tiền.

4. KẾT QUẢ THỰC NGHIỆM

4.1. Một số hạn chế của giải thuật cơ sở

Thứ nhất, dữ liệu GPS chưa cung cấp đủ thông tin vận tốc lên xuống (VD) nên giải thuật của hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS với bộ lọc Kalman vòng hở ban đầu cho vận tốc lên xuống $VD = 0$, điều này dẫn đến cao độ trong khoảng mất tín hiệu GPS suy ra từ giải thuật có thể không đổi thể hiện rõ trong hình 9, hình 10. Hướng đề xuất là đưa cảm biến áp suất để xác định giá trị độ cao từ đó suy ra vận tốc VD. Tuy nhiên, kết quả nhận được từ cảm biến áp suất bị ảnh hưởng lớn bởi môi trường, nhiệt độ, áp suất động cơ... nên khi áp dụng không thể suy ra quan hệ giữa áp suất và cao độ như lý thuyết cao độ tăng áp suất giảm, cần kiểm tra lại cảm biến sau hoặc thay mới. Hướng giải quyết được đề xuất là sử dụng thông tin cao độ từ thiết bị GPS để xác

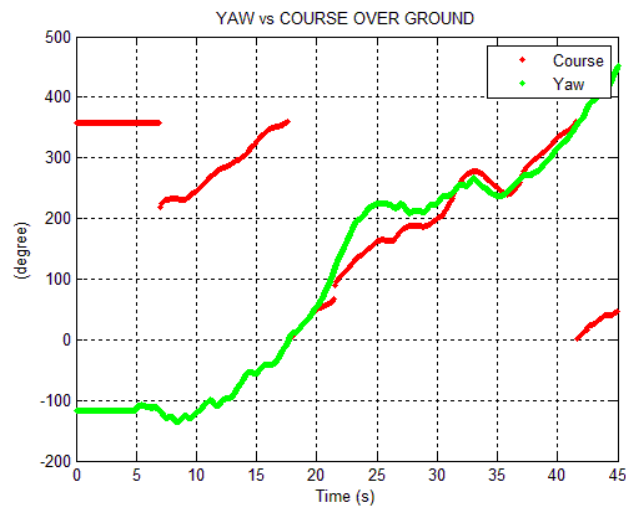
định vận tốc VD trong hai khoảng thời gian có tín hiệu GPS.

Thứ hai, giải thuật hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS với Kalman vòng hồ sử dụng thông tin góc yaw để xác định vận tốc ban đầu trong trường hợp mất tín hiệu GPS lâu, nhưng sự chênh lệch của góc yaw và góc hướng vận tốc luôn thay đổi thể hiện trong hình 7, nên khi áp dụng sẽ cho kết quả không tốt, có thể làm ngược hướng chuyển động khi ta sử dụng thông tin góc

yaw để suy ra vận tốc trong trường hợp mất tín hiệu GPS. Hướng giải quyết hiện tại là sử dụng vận tốc ban đầu suy ra từ giải thuật của hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS với Kalman vòng hồ cải tiến.

4.2. Kết quả cải tiến giải thuật dẫn đường

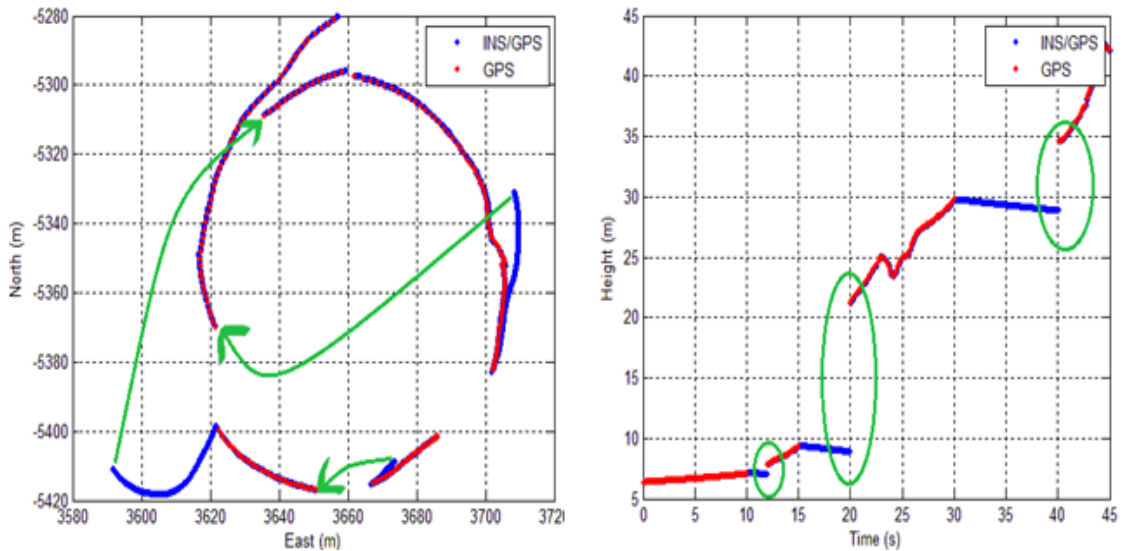
Sử dụng máy bay mô hình có gắn hệ thống GPS/INS để thu thập dữ liệu, kết quả quỹ đạo theo phương ngang được thể hiện trên Google Earth thể hiện trong hình 7.



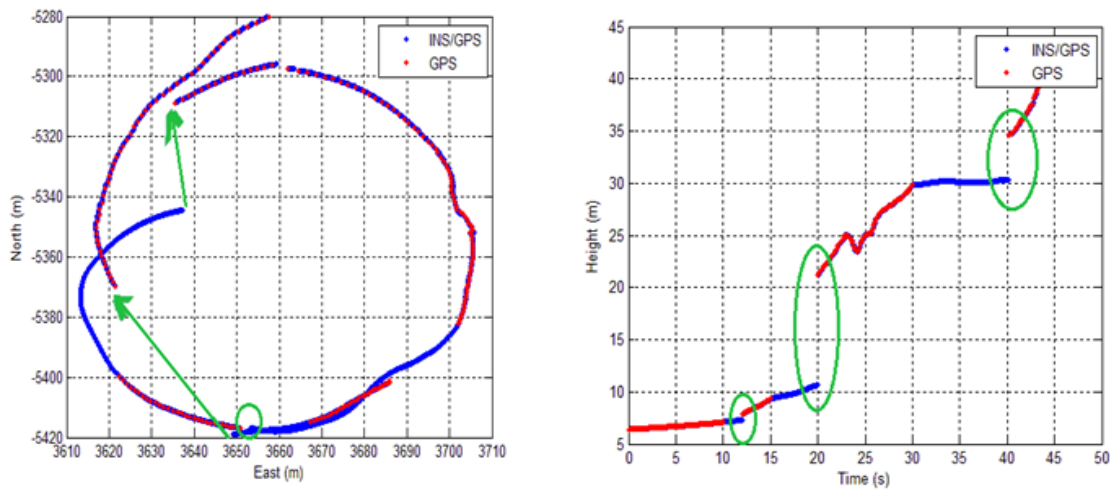
Hình 6. Góc hướng vận tốc và góc yaw



Hình 7. Quỹ đạo chuyển động của mô hình bay hiển thị bằng Google Earth



Hình 8. Kinh độ, vĩ độ, cao độ của GPS và kết quả từ hệ thống dẫn đường tích hợp GPS/INS với Kalman vòng hở áp dụng cho một đoạn dữ liệu bay thực nghiệm (GTCS)



Hình 9. Kinh độ, vĩ độ, cao độ của GPS và kết quả từ giải thuật dẫn đường cải tiến (GTCT)

Cách triển khai là tiến hành xóa một số đoạn dữ liệu bất kì ứng với các thời gian dài ngắn khác nhau trong một đoạn dữ liệu ngắn được lấy ra từ dữ liệu bay, sau đó dùng giải thuật dẫn đường INS/GPS để suy ra vị trí trong khoảng mất tín hiệu GPS. Sau khi xác định được vị trí từ giải thuật dẫn đường INS/GPS tiến hành so sánh vị trí này với vị trí từ GPS và đánh giá. Tiến hành xóa ba đoạn tín hiệu trong những khoảng thời gian 2s, 5s và 10s. Đường màu xanh thể hiện vị trí suy ra từ giải thuật dẫn đường INS/GPS, đường màu

đỏ là quỹ đạo của từ tín hiệu GPS (theo Hình 9). Sai số phương ngang và sai số cao độ giữa INS và GPS trong đoạn mất tín hiệu GPS 2 s, 5 s, 10 s của giải thuật dẫn đường cơ sở và giải thuật cải tiến lần lượt là 10.8789 m, 0.3391 m; 59.1315 m, 5.1251 m; 49.6676 m, 3.4351 m và 1.0008 m, 0.2482 m; 16.5171 m, 4.4061 m; 19.5352 m, 2.6857 m thể hiện trong bảng 2.

4.3. Giải pháp đề xuất

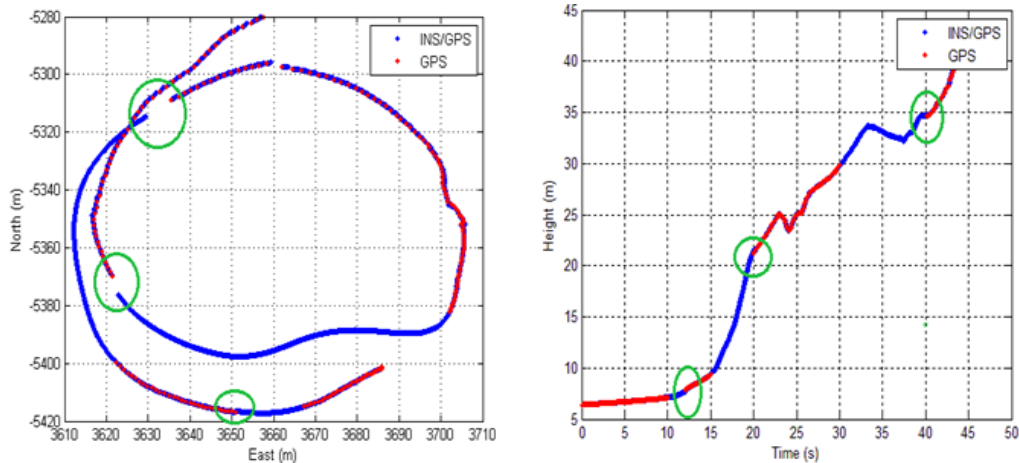
Ngày nay, có rất nhiều thiết bị có thể xác định vận tốc của vật thể chuyển động nên ta sẽ giữ lại vận tốc thay tương đương cho trường hợp kết hợp thêm các cảm biến vận tốc hỗ trợ cho việc xác định vị trí khi tín hiệu GPS tạm thời bị mất. Trong phần này, tiến hành xóa tín hiệu vị trí của GPS nhưng giữ lại tín hiệu vận tốc để giả sử các vận tốc thu được từ cảm biến. Áp dụng cho trường hợp thực nghiệm bằng máy bay mô hình nhóm nghiên cứu thu được các kết quả như Hình 10. Có thể nhận thấy rằng, ở những vị trí đánh dấu khoanh tròn, trong những đoạn bị mất tín hiệu (đoạn màu xanh bị mất), vị trí cuối của đoạn màu đỏ so với vị trí xuất hiện đầu tiên của đoạn màu xanh chênh lệch không nhiều điều này dẫn đến sai số vị trí của hệ thống dẫn đường quán tính tích hợp INS/GPS với bộ lọc Kalman kết

hợp thêm cảm biến vận tốc nhỏ hơn nhiều so với các giải thuật trước. Đối với trường hợp bay thực nghiệm lần một sai số phương ngang và sai số cao độ trong ba đoạn mất tín hiệu GPS 2 s, 5 s, 10 s lần lượt là 0.2538 m, 0.1265 m; 5.5810 m, 0.1554 m; 1.1676 m, 0.1115 m (theo Bảng 2).

Như vậy, giải thuật dẫn đường cải tiến đã cơ bản khắc phục được những hạn chế của giải thuật dẫn đường cơ sở được xây dựng trong luận văn của Dương Bạch Phi nâng cao độ bám quỹ đạo của cho hệ thống trong trường hợp tín hiệu GPS bị mất. Bên cạnh, kết quả sai số của giải pháp kết hợp cảm biến vận tốc trong Bảng 2 cho phép một hướng phát triển mới nhằm nâng cao tối đa độ bám quỹ đạo và độ an toàn đúng hướng chuyển động cho phương tiện.

Bảng 2. Kết quả sai số vị trí của các hệ thống dẫn đường tích hợp GPS/INS với Kalman vòng hở

		Sai số (m)	GTCS	GTCT	GTCT-VT
Thời gian mất tín hiệu GPS (s)	2s	Phương ngang	10.8789	1.0008	0.2538
		Cao độ	0.3391	0.2482	0.1265
	5s	Phương ngang	59.1315	16.5171	5.5810
		Cao độ	5.1251	4.4061	0.1554
	10s	Phương ngang	49.6676	19.5352	1.1676
		Cao độ	3.4351	2.6857	0.1115



Hình 10. Kinh độ, vĩ độ, cao độ của GPS và kết quả từ giải thuật cải tiến kết hợp cảm biến vận tốc (GTCT-VT)

5. KẾT LUẬN

Trong bài báo, việc đánh giá sai số thiết bị GPS và sai số các góc Euler của thiết bị IMU, nhằm mục đích xác định độ tin cậy của dữ liệu đầu vào hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS với bộ lọc Kalman. Cải tiến giải thuật INS/GPS khắc phục được một số hạn chế của giải thuật ban đầu khi áp dụng cho trường hợp thực nghiệm trên mô hình bay cánh bằng dùng động cơ điện, giảm thiểu sai số và tăng độ bám quỹ đạo.

Từ những kết quả đạt được và những hạn chế nhóm tác giả đề nghị một số hướng phát triển như: xây dựng thêm hai bộ lọc Kalman cho IMU và GPS để loại bỏ dữ liệu bị nhiễu đảm bảo dữ liệu tốt khi đưa vào hệ thống INS/GPS tính toán; sử dụng cảm biến vận tốc để xác định vận tốc vật thể hỗ trợ tăng độ chính xác cho hệ thống dẫn đường INS/GPS trong trường hợp mất tín hiệu GPS, xây dựng bộ lọc Kalman vòng kín hoặc bộ lọc Kalman kết hợp và kín cho giải thuật của hệ thống dẫn đường tích hợp INS/GPS. Đồng thời, áp dụng một số phương pháp nâng cao độ chính

xác được đề cập trong chương 4 luận văn của Eun-Hwan Shin [1] như “velocity matching alignment technique, and the non-holonomic constraints” (tạm dịch là kỹ thuật chỉnh phù hợp và những hạn chế không holonomic). Cuối cùng, sử dụng kết quả đầu ra của hệ thống dẫn đường quán tính tích hợp INS/GPS với bộ lọc Kalman làm ngõ vào cho hệ thống điều khiển tự động dẫn đường cho UAV.

Bài viết này cùng với các kết quả nghiên cứu [2] là phần chuẩn bị cho báo cáo của đề tài nghiên cứu “Nghiên cứu, xây dựng hệ thống dẫn đường tích hợp GPS/INS cho máy bay không người lái” được tài trợ bởi Đại học Quốc gia Thành phố Hồ Chí Minh (VNU-HCM) trong khuôn khổ đề tài mã số C2014-20-03.

Lời cảm ơn: Công trình được thực hiện tại Phòng thí nghiệm trọng điểm Điều khiển số và Kỹ Thuật Hệ thống, Trường Đại Học Bách Khoa, ĐHQG-HCM, thông qua đề tài nghiên cứu cấp ĐHQG loại C năm 2014.

Design of a navigation system for RC model aircraft based on the integration of GPS and INS

- **Phan Bao Chau**

University of Technology, VNU-HCM - pbchau.hk09@gmail.com

- **Ngo Khanh Hieu**
- **Nguyen Vinh Hao**

DCSE-Lab, University of Technology, VNU-HCM- ngokhanhhieu@hcmut.edu.vn, vinhhao@hcmut.edu.vn

ABSTRACT:

Navigation is a field of study that focuses on the process of monitoring and controlling the movement of a craft or vehicle from one place to another. Among the means of transport in road, waterway and airway, the maritime industry and the aviation are two industries which require the high accuracy navigation systems. Nowadays, with the development of technology, especially the support of satellite, the determination of the position is not too difficult. This paper presents the integration of GPS and INS to build a navigation system for RC aircraft. First, the mechanization INS is built to process data from the equipment. Then, the Kalman Filter is used to estimate the unknown parameters which are referred to as system state vector. Last, the algorithm is applied to analyze the data collected from the flight test with aircraft model.

Keywords: Low cost INS, GPS, GPS/INS integration, Kalman filter

TÀI LIỆU THAM KHẢO

- [1] Eun-Hwan Shin. *Accuracy Improvement of Low Cost INS/GPS for Land Applications*. Calgary, Canada: The University of Calgary (2001)
- [2] Dương Bạch Phi, Ngô Khánh Hiếu, Nguyễn Vĩnh Hào. *Design of a Navigation System for RC Model Aircraft Base on the Integration of GPS and INS*. Hội nghị toàn quốc lần 2 về Điều khiển và Tự động hóa, Đà Nẵng (2013).
- [3] Trần Đức Tân, Huỳnh Hữu Tuệ. *Định vị và dẫn đường trong thế kỷ 21* (2005).
- [4] Locosys Technology, Inc. LS20031 Datasheet.
- [5] Casper Ebbesen Schultz. *INS and GPS integration*. Luận văn thạc sĩ của Technical University of Denmark (2006).
- [6] Vikas Kumar N. *Integration of Inertial Navigation System and Global Positioning System Using Kalman Filtering*. Luận văn thạc sĩ của Indian Institute of Technology, Bombay Mumbai (2004).
- [7] Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus P. Andrews. *Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration*. Willey, second edition (2001).