

การควบคุมความสูงระดับเพดานบินโดยใช้ตัวควบคุมแบบปรับตัวเองได้ ร่วมกับตัวสังเกตคาลมานสำหรับเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็ก

Altitude control of an adaptive controller combine with Kalman filter for a mini-quadrotor aircraft

ทินกร เขียวรี^{1*}

Tinnakon Kheowree^{1*}

บทคัดย่อ

การควบคุมระดับความสูงเพดานบินของเครื่องบิน 4 ใบพัดบังคับวิทยุ โดยทั่วไปใช้การป้อนกลับค่าจากเซนเซอร์วัดความดันบรรยากาศ ซึ่งค่าความสูงที่ได้จากเซนเซอร์วัดความดันมีสัญญาณรบกวนสูง ส่งผลให้สมรรถนะของการควบคุมเสียไป อีกทั้งความไม่แน่นอนของระบบ เช่น การเปลี่ยนแปลงมวลของภาระบรรทุก ส่งผลให้ผลลัพธ์ของการควบคุมได้ไม่ถูกต้อง ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงทำการศึกษาการควบคุมระดับความสูงของเครื่องบิน 4 ใบพัดบังคับวิทยุ โดยใช้ตัวสังเกตคาลมานในการประมาณค่าความสูงเพดานบิน จากเซนเซอร์วัดความดันร่วมกับสัญญาณความเร่งในแนวดิ่งจากเซนเซอร์วัดความเร่ง และใช้ตัวควบคุมป้อนกลับแบบปรับตัวเองได้ในการควบคุมระดับความสูงเพดานบิน เพื่อลดผลของความไม่แน่นอนของระบบโดยทำการทดสอบกับเครื่องบิน 4 ใบพัดบังคับวิทยุจริงสามารถติดตามสัญญาณอ้างอิง $x_d = 3 + \sin 2t$ ได้อย่างมีประสิทธิภาพ และสามารถปรับตัวเองของมวลสามารถปรับตัวเองได้อย่างมีประสิทธิภาพ และเปรียบเทียบกฎการควบคุมแบบขั้นถอยหลังกับการควบคุมแบบปรับตัวเองได้ พบว่าการควบคุมแบบปรับตัวเองได้สามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงได้แม่นยำกว่า

คำสำคัญ: ตัวควบคุมปรับตัวเองได้ เสถียรภาพของเลเยนออฟ เครื่องบิน 4 ใบพัด การควบคุมความสูง โดรน

Abstract

In general, the altitude of radio controlled quadrotor aircraft is controlled using feedback from the atmospheric pressure sensor. However, the noise associate with the pressure sensor is quite high thus results in loss of control performance. Moreover, the system uncertainty such as load mass change could affect the accuracy of control results. Therefore, the objective of this research was to control the altitude of the quadrotor aircraft using the Kalman observer to estimate the altitude from the pressure sensor together with the vertical acceleration signal from the acceleration sensor. To reduce the effect of system instability, an adaptive feedback control was used to control the altitude level by experimenting with a real radio controlled quadrotor aircraft and the $x_d = 3 + \sin 2t$ signaling can

¹ สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์และสถาปัตยกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลสุวรรณภูมิ ศูนย์นนทบุรี 11000

¹ Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering and Architecture, Rajamangala University of Technology, Nonthaburi 11000, Thailand

* Corresponding author. E-mail: tinnakon.k@rmutsb.ac.th

be reliably monitored. The equation of adaptive control algorithm of the mass can be self-adjusted stably. Compared to the backstepping controller method, the adaptive controller method can track the reference signal more precisely.

Keywords: adaptive controller, Lyapunov stability, quadrotor, altitude control, drones

บทนำ

อากาศยานไร้คนขับ (unmanned aerial vehicle: UAV) เป็นคำจำกัดความของเครื่องบินที่ปราศจากคนบังคับอยู่ในเครื่อง ได้รับความนิยมนำไปใช้งานในด้านต่างๆ เช่น กิจการพลเรือน กิจการทหาร โดยมีภารกิจ ได้แก่ การสำรวจไฟฟ้า การรายงานสภาพแวดล้อมที่มนุษย์เข้าไม่ถึง การรายงานสภาพการจราจร การถ่ายภาพทางอากาศ การกีดกันและช่วยเหลือ เป็นต้น จากปัญหาดังกล่าวจำเป็นจะต้องมีการควบคุมระดับความสูงเพดานบินเพื่อกำหนดเป้าหมายเพื่อทำภารกิจ โดยเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็กหรือเรียกอีกชื่อว่า โดรน (drones) ปัจจุบันได้รับความนิยมมากในการถ่ายภาพทางอากาศ ซึ่งจะต้องมีการควบคุมความสูงให้แม่นยำ โดยส่วนใหญ่จะต้องใช้เซนเซอร์ในการควบคุม เช่น เซนเซอร์วัดความดันบรรยากาศ เซนเซอร์วัดความเร่ง เซนเซอร์อัลตราโซนิกและกลังสเลเซอร์อินฟราเรด ซึ่งเซนเซอร์ต่างๆ นี้จะมีสัญญาณรบกวนสูงและยังมีปัจจัยที่เกิดจากสภาพอากาศ อุณหภูมิที่ส่งผลในการวัดระดับความสูงของเครื่องบิน 4 ใบพัด โดยงานวิจัยศิริชัย ลาภาสระน้อย (2552) ได้นำเสนอเครื่องบินเล็กบังคับวิทยุที่บินได้ด้วยตนเอง บันทึกภาพและส่งสัญญาณภาพตามเวลาจริง เพื่อสำรวจพื้นที่ทางการเกษตร และป่าไม้ งานวิจัยเชิดพงษ์ บุญสอง และอมรฤทธิ์ พุทธิพิพัฒน์จร (2556) นำเสนอปัจจัยที่ทำให้ค่าผิดพลาดของตัวเซนเซอร์เอง และค่าที่เกิดจากการสั่นสะเทือนของการหมุนของมอเตอร์และน้ำหนัก

การกรองค่าความผิดพลาดให้มีค่าที่ใกล้เคียงความเป็นจริงมากที่สุด ได้แก่ ทัศนวิสัยการกรอง (Kalman filter) ใช้ในการควบคุมให้เกิดการบินที่สมดุลและมีเสถียรภาพมากที่สุด งานวิจัยธีรพล จงพิพัฒน์ศิริ (2556) ได้นำเสนอการใช้ระบบสเลตอินฟราเรดอินฟราเรดอัลตราโซนิกด้วยระบบเสียงสามมิติ ให้หลักการการรวมข้อมูลของคาลมานแบบรวมข้อมูล ทำให้กลังคำนวณระยะได้ถูกต้องมากที่สุด งานวิจัยจักรพรรณ์ ดีสุด และจักรกริช หล่อประโคน (2554) ได้ศึกษาเครื่องบินสี่ใบพัดที่สามารถบินลอยนิ่งในอากาศหรือสามารถควบคุมผ่านรีโมทบังคับได้ โดยการนำตัวกรองคาลมานมากรองค่าที่ได้จากไจโรสโคป (Gyroscope) และตัววัดความเร่ง (accelerometer) โดยทดสอบการทรงตัวโดยใช้ใบพัดเดียวเพื่อทดสอบระบบควบคุมพีไอดี (PID controller) งานวิจัยกฤษฎา แสงเพชรส่อง (2547) ได้นำเสนอแนวคิดพื้นฐานและหลักการทำงานของ Kalman filter algorithm โดยเน้นความง่ายต่อการเข้าใจใช้ระบบหาระยะทางของเรือด้วย Stadiometer เป็นตัวอย่างในการวิเคราะห์ด้วยการพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเปรียบเทียบกับค่าประมาณด้วยวิธี moving average งานวิจัยณัฐพงษ์ จิตมานะ และมนุศักดิ์ จานทอง (2553) ได้นำเสนอการออกแบบตัวควบคุมแบบปรับตัวได้ชนิดโมเดลอ้างอิง (model reference adaptive control) ทำให้ระบบมีความยืดหยุ่นมากยิ่งขึ้น โดยเปรียบเทียบกับตัวควบคุม LQR ซึ่งเป็นการควบคุมแบบมีค่าอัตราขยายคงที่

แสดงให้เห็นว่าตัวควบคุมที่มีค่าอัตราขยายปรับตัวได้สามารถควบคุมตำแหน่งได้ดีกว่าตัวควบคุมแบบมีค่าอัตราขยายคงที่ งานวิจัยวีระวัฒน์ ฝาระมี และ วิบูลย์แสงวีระพันธุ์ศิริ (2555) ได้นำเสนอเกี่ยวกับการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดนั้นเป็นชุดของสมการไม่เชิงเส้น ทำการทดลองระบบควบคุมทั้งหมด โดยการจำลองระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ และทำการศึกษาประสิทธิภาพในการควบคุมระหว่าง ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน กับระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน และงานวิจัย Eresen, Imamoglu, and Efe (2012) ได้นำเสนอเครื่องบิน 4 ใบพัดไร้คนขับ โดยใช้ระบบกล้องมาตรวัดจับสิ่งกีดขวาง และหาเส้นทางในการเคลื่อนที่ให้เครื่องบินวิ่งตามเส้นทางถนนในตัวเมือง

จากแนวคิดในการควบคุมความสูงระดับเพดานบินสำหรับเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็ก เนื่องจากระบบเป็นระบบไม่เสถียรภาพ (unstable system) ดังแสดงใน (Figure 1) ส่งผลให้ในการควบคุมให้อยู่ในระดับที่ต้องการค่อนข้างมีความไม่แน่นอนสูง ซึ่งเกิดจาก มวลระบบอาจเปลี่ยนแปลง ความเร็วลมมีการเปลี่ยนแปลง พลังงานจากแบตเตอรี่ไม่คงที่ส่งผลถึงประสิทธิภาพของมอเตอร์ และสัญญาณรบกวนจากเซนเซอร์ จึงใช้ทฤษฎีการวิเคราะห์เสถียรภาพเลียปูนอฟ (Lyapunov stability theory) ที่มาสุวัฒน์ กุลธนปรีดา (2553) ในการออกแบบกฎการควบคุม และใช้การควบคุมแบบปรับตัวเองได้ (adaptive controller) เพื่อให้สามารถปรับตัวเองให้ควบคุมมีเสถียรภาพตลอดเวลา และตัดสัญญาณรบกวนจากเซนเซอร์ด้วยตัวสังเกตการณ์ (Kalman observer)

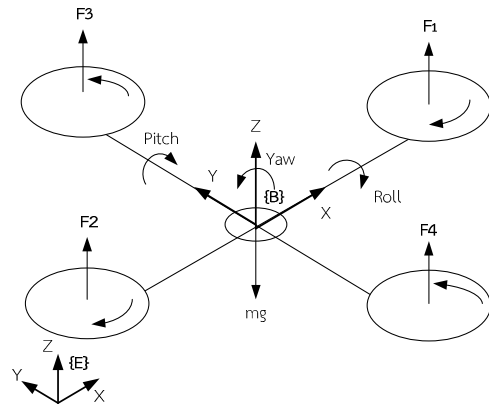


Figure 1 The quadrotor aircraft (Min, Hong, and Matson, 2011).

วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1. เพื่อเป็นชุดต้นแบบเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็กเพื่อใช้ในการควบคุมความสูงระดับเพดานบิน
2. เพื่อพัฒนาองค์ความรู้ด้านวิศวกรรมการควบคุม โดยใช้ตัวควบคุมแบบปรับตัวเองได้ร่วมกับตัวสังเกตการณ์ทำการควบคุมความสูงระดับเพดานบินสำหรับเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็ก

วิธีการศึกษา

ขั้นตอนวิธีการศึกษาการควบคุมความสูงระดับเพดานบินโดยใช้ตัวควบคุมแบบปรับตัวเองได้ร่วมกับตัวสังเกตการณ์สำหรับเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็กสามารถอธิบายการดำเนินงานโดยแบ่งขั้นตอนการดำเนินการดังนี้

1. ทำการศึกษาระบบของเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็กในการเคลื่อนที่ที่เปลี่ยนแปลงระดับความสูงเพื่อใช้ในการออกแบบกฎการควบคุม
2. ศึกษาผลของตัวแปรระบบที่มีผลต่อการควบคุมความสูงของเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็ก

3. ออกแบบกฎการควบคุมโดยใช้ทฤษฎีเสถียรภาพ (Lyapunov stability theory) ในการหาเสถียรภาพของระบบ

4. ออกแบบกฎการควบคุมแบบปรับตัวเองได้ (adaptive controller) โดยใช้วิธีการวิเคราะห์เสถียรภาพทฤษฎีเสถียรภาพ (Lyapunov stability theory)

5. ศึกษาและทดลองเก็บผลค่าความสูงจากเซนเซอร์ความดัน (pressure sensor) และการหาค่าความสูงจากเซนเซอร์ความเร่ง (accelerometer) เพื่อวิเคราะห์ผลจากสัญญาณรบกวนจากเซนเซอร์ ความคลาดเคลื่อนของเซนเซอร์ (measurement noise)

6. ออกแบบตัวสังเกตค่ามาเพื่อใช้ในการป้อนกลับสถานะในกฎการควบคุม

7. ทำการศึกษาอุปกรณ์ที่ใช้ในเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็ก

8. นำกฎการควบคุมที่หามาได้จำลองระบบบนคอมพิวเตอร์เพื่อปรับค่า gain ที่ใช้กับกฎการควบคุม

9. นำกฎการควบคุมที่หามาได้เขียนโปรแกรมอาดุยโน (Arduino) เพื่อใช้ในการควบคุมเครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็กกับระบบจริง

สถานที่ทำการทดลอง/ เก็บข้อมูล

อาคาร 8 สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลสุวรรณภูมิ ศูนย์นนทบุรี เลขที่ 7/1 ถนนนนทบุรี ตำบลสวนใหญ่ อำเภอเมือง จังหวัดนนทบุรี 11000 ช่วงเวลาระหว่างเดือนตุลาคม 2559 - กันยายน 2560

ผลการศึกษาและอภิปรายผล

จากระบบเครื่องบิน 4 ใบพัด ใน (Figure 1) จะสามารถวัดค่าความสูงได้จากเซนเซอร์วัดความดัน และเซนเซอร์วัดความเร่งในแนวแกน z ได้ ทำให้สามารถพิจารณาสมการระบบใหม่ที่ใช้ทำตัวสังเกตสถานะ ดังนี้

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -g + \frac{1}{m}u_z + w_k \\ y &= x_1 + v_k\end{aligned}\quad (1)$$

โดยที่ x_1 และ x_2 คือระยะความสูงและความเร็วของการเคลื่อนที่ ตามลำดับ

w_k และ v_k คือสัญญาณรบกวนเข้ามาในระบบ กำหนดตัวสังเกตค่ามา (Kalman filter) คือ

$$\begin{aligned}\dot{\hat{x}}_1 &= \hat{x}_2 + k_{k1}(y - \hat{x}_1) \\ \dot{\hat{x}}_2 &= -g + \frac{1}{m}u_z + k_{k2}(y - \hat{x}_1)\end{aligned}\quad (2)$$

โดยที่ $\hat{x}_1$ และ $\hat{x}_2$ คือค่าประมาณระยะความสูงและความเร็วของการเคลื่อนที่ ตามลำดับ

k_{k1} และ k_{k2} คือ Kalman gain

ทำการจำลองการทำงานบนคอมพิวเตอร์ด้วยโปรแกรม MatLab แสดงใน (Figure 2) เพื่อหาค่าอัตราขยาย Kalman gain

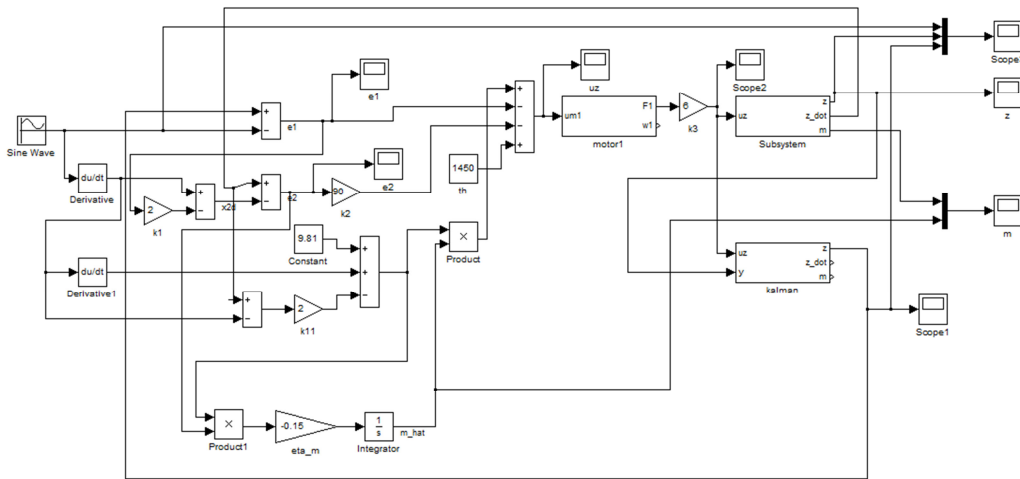


Figure 2 MatLab diagram of the simulation system.

การควบคุมโดยใช้ทฤษฎีเลียปูนอฟ (Lyapunov stability theory) โดยกำหนดสมการระบบความสูงให้เป็นเชิงเส้น พิจารณามุมเคลื่อนที่น้อยมาก จะได้

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= -g + \frac{1}{m}u_z\end{aligned}\quad (3)$$

โดยที่ x_1 และ x_2 คือระยะความสูงและความเร็วของการเคลื่อนที่ ตามลำดับ

กำหนดค่าผิดพลาดของการติดตามสัญญาณอ้างอิง $e_1 = x_1 - x_d$ จะได้

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_d = x_2 - \dot{x}_d \quad (4)$$

โดยที่ x_d คือสัญญาณอ้างอิงหรือระยะทางที่ต้องการให้เครื่องบินเคลื่อนที่ตาม จากสมการที่ (3) ทำการพิจารณาให้ x_2 เป็นอินพุตเสมือน (virtual input) ของระบบ และกำหนดฟังก์ชันเลียปูนอฟ

$$V_1 = \frac{1}{2}e_1^2 \quad (5)$$

ทำการอนุพันธ์สมการ (5) เทียบกับเวลาและตามเส้นทางเคลื่อนที่ของระบบสมการ (3) จะได้

$$\dot{V}_1 = e_1\dot{e}_1 = e_1(x_2 - \dot{x}_d)$$

ขั้นตอนต่อไป ทำการกำหนด x_2 เพื่อให้ $\dot{V}_1$ มีค่าเป็นลบ จากการพิจารณาสมการข้างต้น ทำการเลือก $x_2 = \dot{x}_d - k_1e_1$ จะได้

$$\dot{V}_1 = -k_1e_1^2 < 0 \quad \text{โดยที่ } k_1 > 0 \quad (6)$$

แต่ x_2 ไม่ใช่อินพุตจริง ดังนั้นกำหนด $x_{2d} = \dot{x}_d - k_1e_1$ และ $e_2 = x_2 - x_{2d}$ จะได้

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{x}_{2d} = -g + \frac{u_z}{m} - \ddot{x}_d + k_1\dot{e}_1 \quad (7)$$

ดังนั้นจะได้ระบบใหม่ ดังนี้

$$\begin{aligned}\dot{e}_1 &= e_2 + x_{2d} - \dot{x}_d \\ \dot{e}_2 &= -g + \frac{u_z}{m} - \ddot{x}_d + k_1\dot{e}_1\end{aligned}\quad (8)$$

กำหนดฟังก์ชันเลียปูนอฟสำหรับระบบตามสมการ (8) ดังนี้

$$V_2 = \frac{1}{2}e_1^2 + \frac{1}{2}me_2^2 \quad (9)$$

ทำการอนุพันธ์สมการ (9) เทียบกับเวลาและตามเส้นทางการเคลื่อนที่ของระบบสมการที่ (8) จะได้

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= e_1\dot{e}_1 + me_2\dot{e}_2 \\ &= e_1(e_2 + x_{2d} - \dot{x}_d) + me_2\left(-g + \frac{u_z}{m} - \ddot{x}_d + k_1\dot{e}_1\right) \\ &= -k_1e_1^2 + e_2[u_z - m(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) + e_1] \end{aligned}$$

จากนั้นกำหนดให้

$$u_z = m(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) - e_1 - k_2e_2 \quad \text{โดยที่ } k_2 > 0 \quad (10)$$

จะได้

$$\dot{V}_2 = -k_1e_1^2 - k_2e_2^2 < 0 \quad (11)$$

โดยที่ $k_1 > 0, k_2 > 0$ คือพารามิเตอร์ของตัวควบคุมสมการที่ (11) บ่งบอกถึงเสถียรภาพของระบบควบคุม การออกแบบตัวควบคุมแบบปรับตัวเองได้ กำหนดค่าผิดพลาดของตัวแปรที่จะทำการปรับตัวเองดังนี้

$$\tilde{m} = m - \hat{m}$$

และปรับปรุงกฎการควบคุมตามสมการที่ (10) ใหม่เป็น

$$u_z = \hat{m}(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) - e_1 - k_2e_2 \quad (12)$$

กำหนดฟังก์ชันเลี่ยนูปของ

$$V_3 = \frac{1}{2}e_1^2 + \frac{1}{2}me_2^2 + \frac{1}{2\eta_m}\tilde{m}^2 \quad (13)$$

ทำการอนุพันธ์สมการ (13) เทียบกับเวลาและตามเส้นทางการเคลื่อนที่ของระบบสมการที่ (8) จะได้

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= e_1\dot{e}_1 + me_2\dot{e}_2 + \frac{\tilde{m}}{\eta_m}\dot{\tilde{m}} \\ &= e_1(e_2 + x_{2d} - \dot{x}_d) + me_2\left(-g + \frac{u_z}{m} - \ddot{x}_d + k_1\dot{e}_1\right) + \frac{\tilde{m}}{\eta_m}\dot{\tilde{m}} \\ &= -k_1e_1^2 + e_2[u_z - m(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) + e_1] + \frac{\tilde{m}}{\eta_m}\dot{\tilde{m}} \end{aligned}$$

แทนค่าตัวควบคุมตามสมการที่ (12) จะได้

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= -k_1e_1^2 + e_2[\hat{m}(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) - e_1 - k_2e_2 - m(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) + e_1] + \frac{\tilde{m}}{\eta_m}\dot{\tilde{m}} \\ &= -k_1e_1^2 - k_2e_2^2 - \tilde{m}e_2(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) + \frac{\tilde{m}}{\eta_m}\dot{\tilde{m}} \end{aligned}$$

กำหนดสมการค่าผลต่าง $\dot{\tilde{m}}$ ดังนี้

$$\dot{\tilde{m}} = \eta_me_2(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1)$$

จะได้

$$\dot{V}_3 = -k_1e_1^2 - k_2e_2^2 \leq 0 \quad (14)$$

โดยที่ $k_1 > 0, k_2 > 0, \eta_m > 0, m > 0$ ดังนั้นจาก Babalat Lemma สรุปได้ว่า e_1, e_2 ลู่เข้าสู่ศูนย์ และ $\hat{m}$ ลู่เข้าสู่ค่าคงที่ ดังนั้นจะได้กฎการปรับตัวเองดังนี้

$$\dot{\hat{m}} = -\eta_me_2(g + \ddot{x}_d - k_1\dot{e}_1) \quad (15)$$

สมการมอเตอร์ เนื่องจากเครื่องบินใช้มอเตอร์ บัสเลส (brushless motor) และสปีดคอนโทรลเลอร์ (electronic speed controller) ในการสั่งมอเตอร์หมุน ที่ความเร็วรอบต่างๆ โดยที่ค่า u_m มีค่าอยู่ระหว่าง 1000 ถึง 1950 ไมโครวินาที เป็นค่าที่ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว พิจารณาจะได้

$$u_{PWM} = u_{m1} + u_{m2} + u_{m3} + u_{m4} - 4000 \quad (16)$$

สมการมอเตอร์หมุนเป็นความเร็วพิจารณาเป็นสมการไดนามิกส์ จะได้

$$\dot{\theta}_m = \frac{u_{PWM} - k_f \theta}{J_m} \quad (17)$$

พิจารณาค่าเป็นเชิงเส้น ต้องมีอัตราขยายมาคูณเพื่อเปลี่ยนหน่วย PWM เป็นค่าแรงนิวตัน จะได้

$$u_z = k_m u_{PWM} \quad (18)$$



Figure 3 The structure of the quadrotor unmanned aerial vehicle.

อุปกรณ์ที่ใช้เก็บข้อมูลคือ เครื่องบิน 4 ใบพัดขนาดเล็ก แสดงใน (Figure 3) ทำการเขียนโปรแกรม Arduino ใส่สมการควบคุมแบบปรับตัวเองได้ โดยใช้ อุปกรณ์ดังนี้ มอเตอร์บัสเลส 1400 KV ใบพัดขนาด 8 นิ้ว สปีดควบคุมความเร็วรอบ 30A บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino 328P เซนเซอร์ไจโร MPU6050 เซนเซอร์ความดัน MPL3115A2 และอุปกรณ์ส่งข้อมูลเทรมิสทีรี 433 MHz เพื่อส่งข้อมูลบันทึกผลการทดลองบนคอมพิวเตอร์

ทำการกำหนดสัญญาณอ้างอิง $x_d = 3 + \sin 2t$ และเงื่อนไขเริ่มต้น $x_1(0) = 0$, $x_2(0) = 0$ และ $\hat{x}_1(0) = 0.2$, $\hat{x}_2(0) = 0$ $\hat{m}(0) = 1.1$ โดยกำหนดค่า $k_1 = 2$, $k_2 = 90$ และกำหนด $\eta_m = 0.15$ และ $k_{k1} = 18, k_{k2} = 12$ แสดงผลการจำลองใน (Figure 4)

จะสังเกตว่าตัว observer สามารถติดตามค่าระบบได้ และสามารถลดสัญญาณรบกวนได้

ผลการออกแบบตัวควบคุมแบบปรับตัวเองได้ ทำการกำหนดสัญญาณอ้างอิง $x_d = 3 + \sin 0.5t$ และเงื่อนไขเริ่มต้น $x_1(0) = -5$, $x_2(0) = 0$ และ $\hat{m}(0) = 0.981$ โดยกำหนดค่า $k_1 = 2$, $k_2 = 4$ และกำหนด $\eta_m = 0.17$ กำหนดให้เมื่อเวลา 15 วินาที ตัวแปร m เปลี่ยนค่าลดลง 20 เปอร์เซ็นต์ แสดงใน (Figure 5) เพื่อศึกษาผลของการเปลี่ยนแปลงมวลระบบ

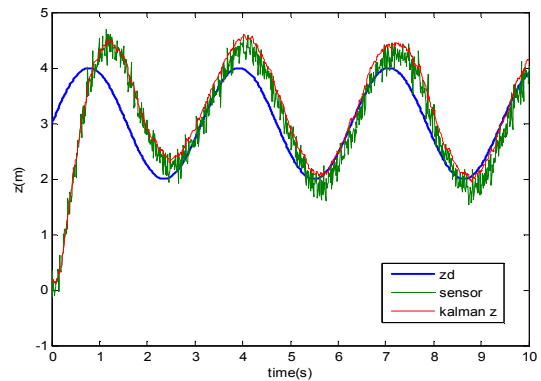


Figure 4 Measurement data obtained from the altitude sensor.

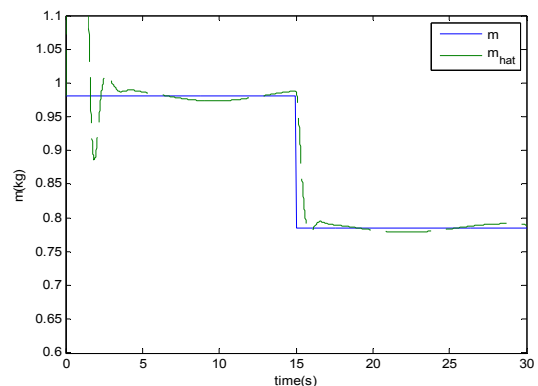


Figure 5 Estimated payload mass.

จาก (Figure 5) พบว่าหากมีการเปลี่ยนแปลงมวลของระบบ กฎการควบคุมที่ไม่มี การปรับตัวเอง เมื่อเวลา 15 วินาที ไม่สามารถควบคุมติดตาม สัญญาณอ้างอิงให้ค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์ได้ และเปรียบเทียบตัวควบคุมแบบปรับตัวเอง แสดงใน (Figure 6) พบว่าเส้นประสีน้ำเงิน สามารถปรับระบบ ควบคุมให้ติดตามสัญญาณอ้างอิงได้

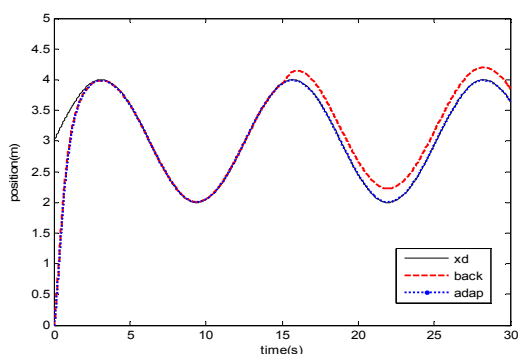


Figure 6 The reference signal $x_d = 3 + \sin 2t$.

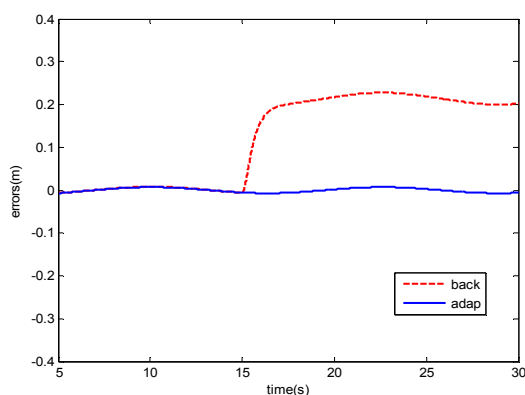


Figure 7 Comparison of tracking errors from back stepping and adaptive controlled methods.

จาก (Figure 7) แสดงค่าผิดพลาดของการติดตามสัญญาณอ้างอิง $e_1 = x_1 - x_d$ เมื่อเวลา 15 วินาที มีการเปลี่ยนแปลงค่ามวลระบบจาก 0.981

กิโลกรัม เป็น 0.784 กิโลกรัม ส่งผลให้กฎการควบคุมแบบขั้นถอยหลัง (back stepping) ไม่สามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงให้เป็นศูนย์ได้เกิดค่าผิดพลาดประมาณ 0.2 เมตร โดยแสดงกราฟเส้นประสีแดงใน (Figure 7) ทำการแสดงเปรียบเทียบกับเส้นสีน้ำเงินเป็นตัวควบคุมแบบปรับตัวเองตามสมการที่ 12 ซึ่งสามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงให้เป็นศูนย์ได้อย่างมีประสิทธิภาพเนื่องจากกฎการควบคุมแบบปรับตัวเองของมวลระบบตามสมการที่ 15 คำนวณชดเชยผลของการเปลี่ยนแปลงมวลระบบ

สรุป

จากการศึกษาวิจัยพบว่า การควบคุมแบบปรับตัวเองได้สามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงได้แม่นยำกว่า แต่ก็มีผลเสียคือการควบคุมแบบปรับตัวเองได้หากไม่กันค่าการปรับตัวเอง จะทำให้การควบคุมไม่ดีเท่ากับวิธีการควบคุมแบบขั้นถอยหลัง เนื่องจากค่ามวลที่เปลี่ยนไปจากระบบจริงมาก ซึ่งเป็นปัญหาหนึ่งของการควบคุมแบบปรับตัวเอง ซึ่งเป็นผลมาจากการหาสมการระบบ เพราะระบบเองเป็นระบบไม่เชิงเส้น แต่ตอนพิจารณามีการตัดระบบบางส่วนให้เป็นเชิงเส้นเพื่อง่ายต่อการออกแบบ แนวทางปรับปรุงงานวิจัยนี้ยังไม่ได้คิดสมการจากผลของมอเตอร์ และผลจากความเร็วลม ถ้าหากมีการพิจารณาสมการมอเตอร์จะทำให้ตัวสังเกตที่ทำการประมาณค่ามีความถูกต้องมากขึ้น และยังสามารถนำกฎการควบคุมดังกล่าวมาควบคุมเสถียรภาพการบิน ของมุม roll pitch และ yaw ได้ และปัญหาเซนเซอร์วัดความสูงจากความดันมีความคลาดเคลื่อนสูงมาก ผลจากอุณหภูมิเปลี่ยนแปลง

การเขียนโปรแกรมอ่านค่าเซนเซอร์ ทำให้ค่าที่ได้มีความผิดพลาดจากสัญญาณรบกวนสูงมาก (noise) เป็นผลให้การประมาณค่าโดยตัวสังเกตคาลมาล ยังไม่เป็นที่น่าพอใจ

คำขอบคุณ

งานวิจัยนี้ได้รับทุนอุดหนุนวิจัยจากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลสุวรรณภูมิ งบประมาณเงินกองทุนส่งเสริมงานวิจัย ประจำปี 2557

เอกสารอ้างอิง

- กฤษฎา แสงเพชรสอง. (2547). แนวคิดพื้นฐานและหลักการทำงานของ Kalman filter algorithm. *วารสารโรงเรียนนายเรือ*, 4(4), 37-48.
- จักรพรรณ ดีสุด, และจักรกริช หล่อประโคน. (2554). *Multi rotor flying object* (วิทยานิพนธ์ปริญญาโทมหาบัณฑิต). มหาวิทยาลัยขอนแก่น, ขอนแก่น.
- เชิดพงษ์ บุญสอง, และ อมรฤทธิ์ พุทธิพัฒน์ขจร. (2556). *การรักษาสถิตอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้คาลมาล ฟิลเตอร์และการควบคุมแบบพีไอดี* (วิทยานิพนธ์ปริญญาโทมหาบัณฑิต). มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ วิทยาเขตกำแพงแสน, นครปฐม.
- ณัฐพงษ์ จิตมานะ, และมนุศักดิ์ จานทอง. (2553). การออกแบบตัวควบคุมแบบปรับตัวได้ชนิดโมเดลอ้างอิงสำหรับระบบลูกตุ้มผกผัน. ใน *การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 24*. อุบลราชธานี: มหาวิทยาลัยอุบลราชธานี.
- ธีรพล จงพัฒนศิริ. (2556). *การเพิ่มประสิทธิภาพการทำงานของระบบสเตอริโอวิชันโดยใช้อัลตราโซนิกเซ็นเซอร์และระบบเสียงสามมิติ* (วิทยานิพนธ์ปริญญาโทมหาบัณฑิต). มหาวิทยาลัยสงขลานครินทร์, สงขลา.
- วีระวัฒน์ ฝาละมี, และ วินุญญ์ แสงวีระพันธุ์ศิริ. (2555). ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด. ใน *การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 26*. เชียงราย: มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี.
- ศิริชัย ลาภาสระน้อย. (2552). *อากาศยานไร้คนบังคับตัวขนาดเล็กราคาประหยัด* (วิทยานิพนธ์ปริญญาโทมหาบัณฑิต). มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี, ขอนแก่น.
- สุวัฒน์ กุลธนปรีดา. (2553). *การควบคุมไม่เชิงเส้นเบื้องต้น*. กรุงเทพฯ: ศูนย์ผลิตตำราเรียน.
- Eresen, A., Imamoglu, N., & Efe, M. O. (2012). Autonomous quadrotor flight with vision-based obstacle avoidance in virtual environment. *Expert Systems with Applications*, 39, 894-905.
- Min, B. C., Hong, J. H., & Matson, E. T. (2011). Adaptive robust control (ARC) for an altitude control of a quadrotor type UAV carrying an unknown payloads. In *International Conference on Control, Automation and Systems* (pp. 1147-1151). Gyeonggi-do, Korea: IEEE.