

การเพิ่มประสิทธิภาพทางเสถียรภาพ การรักษาตำแหน่งและความสูง ของอากาศยาน ประเภทมัลติโรเตอร์

Stability and Position and Altitude Control Augmentation for Multi-rotor Aerial Vehicle

ศุภวิชญ์ ปัตตานี¹ และ ไชยวัฒน์ กล้าพล^{1*}

¹ ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ กรุงเทพฯ 10900

*ติดต่อ: chaturas@gmail.com, 02-797-0999 ต่อ 1702-4

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้ได้จัดทำขึ้นเพื่อเป็นการพัฒนาระบบควบคุมอากาศยานประเภทมัลติโรเตอร์ ที่จะนำมาใช้สำหรับการปฏิบัติการทางพลเรือน อาทิ เช่น งานสำรวจแผนที่เพื่อลดค่าใช้จ่ายจากการใช้อากาศยานที่มีคนขับ, การเก็บตัวอย่างฝุ่นในเวลาต่างๆของวันที่ต้องการความสูงที่แม่นยำ, การสำรวจพื้นที่รुकกล้าชายป่า เป็นต้น โดยในงานวิจัยชิ้นนี้ได้สังเกตเห็นถึงปัญหาในการลดค่าใช้จ่ายสำหรับระบบสมองกลที่มีราคาแพงและพัฒนาาระบบสมองกลราคาถูกที่มีประสิทธิภาพเทียบเท่ากัน อีกทั้งใช้เป็นรากฐานระบบควบคุมเพื่อการพัฒนาต่อไปในอนาคตอีกด้วย ในงานวิจัยนี้จะครอบคลุมเนื้อหาในการประยุกต์ใช้ทฤษฎีการควบคุมดั้งเดิม (classical control) กับ ไมโครคอนโทรลเลอร์ขนาด 8 บิต เพื่อนำมาออกแบบระบบควบคุมมัลติโรเตอร์ให้มีเสถียรภาพที่ดียิ่งขึ้น อีกทั้งยังมีความสามารถในการควบคุมรักษาตำแหน่งและความสูงได้โดยอัตโนมัติ อาทิเช่น การรักษาตำแหน่ง (position hold) และการรักษาความสูง (altitude hold) เป็นต้นโดยทั้งหมดนี้อาศัยข้อมูลอ้างอิงจาก GPS และดิจิตอล บารอมิเตอร์ เป็นหลักนำมาประมวลพร้อมกับข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดความเฉื่อย (inertial measurement unit, IMU) ซึ่งท้ายที่สุดแล้วได้มีการนำระบบนี้มาทดสอบกับมัลติโรเตอร์จริง ได้ผลการทดสอบออกมาเป็นที่น่าพอใจ และสามารถนำไปพัฒนาไปเป็นอากาศยานไร้คนขับอัตโนมัติเต็มรูปแบบได้ในอนาคต

คำหลัก: อากาศยานไร้คนขับ, ระบบควบคุมอัตโนมัติ, มัลติโรเตอร์

Abstract

Nowadays, an unmanned aerial vehicle (UAV) is serving in many roles for an engineering line of work such as, rescuing mission and traffic monitoring. Building these UAVs are much easier comparing to the past therefore, we are able to build a simple low-cost UAVs without losing its performance thus maintaining a stable flight. This research will be focusing on implementing classical control theory that includes self-stabilizing, altitude and position hold and as such into an 8-bit microcontroller platform which we will be using as a base controller for multi-rotor aerial vehicle.

Keywords: Unmanned Aerial Vehicle, Autonomous, Multi-rotor vehicle

DRC-2020

1. บทนำ

ในปัจจุบันบทบาทของอากาศยานไร้คนขับนั้นมีความสำคัญกับหน่วยงานหลากหลาย อาทิ เช่น หน่วยงานสำรวจเพื่อทำภาพถ่ายแผนที่สภาพภูมิศาสตร์ การสำรวจแหล่งเก็บน้ำ การสำรวจสายส่งไฟฟ้า เป็นต้น ซึ่งในงานทั้งหลายนี้ ต้องอาศัยการปฏิบัติการโดยนักบินและเฮลิคอปเตอร์ ในการสำรวจ ทำให้มีการสิ้นเปลืองและยังเสี่ยงอันตรายได้ ดังนั้น การนำอากาศยานไร้คนขับมาทดแทนในการกิจเหล่านี้ นั้นจึงมีความจำเป็นอย่างยิ่ง เพื่อเป็นการลดความเสี่ยงกับตัวบุคคลและลดค่าใช้จ่ายในการปฏิบัติการ โดยในงานวิจัยนี้ได้มีการศึกษาและพัฒนาระบบควบคุมอากาศยานประเภทมัลติโรเตอร์ ที่มีราคาถูกลงและมีประสิทธิภาพที่จะสามารถประยุกต์ใช้การควบคุมได้กับมัลติโรเตอร์หลายประเภท ตั้งแต่ประเภท 3 ใบพัด ไปจนถึงขนาด 8 ใบพัด เป็นต้น ทั้งนี้สามารถสั่งการให้มีการควบคุมแบบกึ่งอัตโนมัติ และการควบคุมอัตโนมัติ ในระบบควบคุมกึ่งอัตโนมัติจะเป็นการนำค่าที่ผ่านการกรองโดยตัวกรองคาลมาน นำมาประมวลผลในระบบป้อนกลับ PID สำหรับแกนทั้งสาม แกน ได้แก่ Roll, Pitch และ Yaw โดยอาศัยคำสั่งอินพุตเป็นมุมออยเลอร์จากผู้บังคับ ส่วนการควบคุมอัตโนมัตินั้น จะเป็นการทำการรักษาตำแหน่ง และความสูง ที่รับมาจากผู้บังคับ โดยระบบจะสั่งการโดยนำค่าจาก GPS และ Digital Barometer มาแปรเป็นคำสั่งมุมออยเลอร์แทนตัวผู้บังคับ ทำให้สามารถที่จะรักษาตำแหน่งและความสูงโดยอัตโนมัติได้

2. ชุดควบคุม

ชุดควบคุมหลักจะประกอบไปด้วย บอร์ดควบคุมหลัก เซ็นเซอร์วัดความเฉื่อย และ GPS Receiver

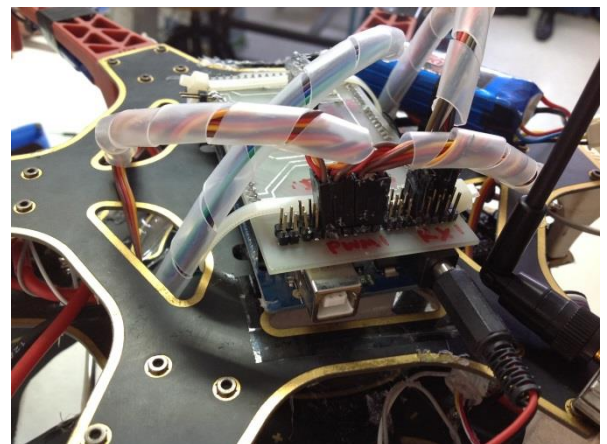
2.1 บอร์ดควบคุมหลัก

บอร์ดควบคุมหลักใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ Atmel AVR Atmega 2560 ขนาด 8 บิต และพัฒนามาบน Arduino Platform ที่ใช้งานได้ง่ายและไม่ซับซ้อนมากนัก แต่ทั้งนี้การพัฒนาารูปแบบโปรแกรมบางส่วนจะใช้

การเขียนในรูปของภาษา C เพื่อเป็นการเพิ่มประสิทธิภาพโปรแกรมให้มีประสิทธิภาพมากที่สุด บอร์ดควบคุมหลักมีหน้าที่รับคำสั่งอินพุตจากผู้บังคับ และทำการประมวลผลสัญญาณเอาต์พุตผ่านทางระบบควบคุมป้อนกลับแบบ PID เพื่อนำสัญญาณ PWM ไปสั่งการเปลี่ยนแปลงความเร็วรอบของมอเตอร์ให้เหมาะสม

2.2 เซ็นเซอร์วัดความเฉื่อย (Inertia Measuring Unit – IMU) และ GPS Receiver

ประกอบไปด้วยเซ็นเซอร์ต่างๆ ได้แก่ ไจโรสโคป (gyroscope), แอคเซลลิโรมิเตอร์ (accelerometer), แมกนีโตมิเตอร์ (magnetometer), ตัวรับสัญญาณ GPS และ ดิจิตอลบาโรมิเตอร์ ใช้ในการวัดความเร็วเชิงมุม, ความเร่งตามแนวแกน, ทิศทางสนามแม่เหล็ก และความกดอากาศ ทั้งนี้ค่าที่ได้จากเซ็นเซอร์เหล่านี้ จะนำมาเข้าสู่ตัวกรองคาลมานจากงานวิจัย J.Z. Sasiadek และคณะ [5] เพื่อกำจัดสิ่งรบกวนต่างๆ (noise) เช่น การสั่นสะเทือนของมอเตอร์ เพื่อให้การประมาณค่ามุมออยเลอร์ออกมาได้แม่นยำที่สุด



รูปที่ 1 ชุดควบคุมหลัก

3. การประยุกต์ทฤษฎีการควบคุม PID ในชุดควบคุมหลัก

หัวใจของชุดควบคุมหลักนั้นอยู่ที่รูปแบบของการควบคุม PID โดย ระบบควบคุมป้อนกลับนั้นมีอยู่แกนละหนึ่งชุด และมีระบบป้อนกลับในทางด้านความ

DRC-2020

สูงซึ่งจะเป็นการปรับรอบมอเตอร์ทั้งหมดให้สอดคล้องกับความสูงที่กำหนดไว้ โดยการควบคุม PID หลักนั้นได้มีการประยุกต์จากรูปแบบ PID ของ Hoffmann, G. M. และคณะ [3] ได้เป็นไปตามสมการดังนี้

3.1 การควบคุมแกนหมุน (attitude controller)

$$e_{axis} = \theta_{cmd} - \theta_{axis} \quad (1)$$

$$P_{cmd} = K_p e_{axis} \quad (2)$$

$$I_{cmd} = K_I \int e_{axis} dt \quad (3)$$

$$D_{cmd} = K_D \frac{de_{axis}}{dt} \quad (4)$$

เนื่องจากเซ็นเซอร์วัดความเฉื่อยสามารถวัดความเร็วเชิงมุม ซึ่งเป็นอนุพันธ์ของมุมออยเลอร์ได้ จึงสามารถหาความสัมพันธ์ของ Derivative จากสมการ (1) ใหม่ได้ดังนี้

$$\frac{de_{axis}}{dt} = \frac{d(\theta_{cmd} - \theta_{axis})}{dt} \quad (5)$$

จากสมการ (4) และ (5) จะได้ว่า

$$\frac{de_{axis}}{dt} = \frac{d\theta_{cmd}}{dt} - \dot{\theta}_{axis}$$

เมื่อไม่มีการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอินพุตหรือกำหนดให้มุมอินพุตออยเลอร์เป็น 0 ได้สมการดังนี้

$$D_{cmd} = -K_D \dot{\theta}_{axis} \quad (6)$$

โดยที่ $\dot{\theta}_{axis}$ เป็นค่าความเร็วเชิงมุมที่วัดได้จากไจโรสโคป

3.2 การควบคุมตำแหน่งและความสูง

การควบคุมตำแหน่งและความสูงนั้นจะทำการคำนวณไปพร้อมๆกับการควบคุมมุมแกนหมุนต่างๆ โดยการควบคุมตำแหน่งนั้นจะอาศัย

ความสัมพันธ์ระหว่างมุมออยเลอร์และตำแหน่งในปริภูมิ โดยการใช้การควบคุม P ดังนี้

$$e_{GPS} = e_{fixed} - e_{actual}$$

$$\theta_{position} = K_{p,gps} e_{GPS} \quad (7)$$

และความสูงของมอเตอร์นั้นสามารถควบคุมได้โดยการอาศัยค่าที่วัดได้จากดิจิตอลบาร์โรมิเตอร์

4.การทดลองบนแท่นทดสอบ

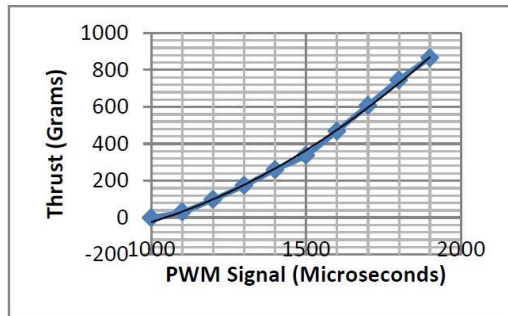
4.1 การทดสอบประสิทธิภาพของระบบมอเตอร์



รูปที่ 2 แท่นทดสอบประสิทธิภาพมอเตอร์

ในการทดสอบแรงที่ผลิตได้จากมอเตอร์ จะทำการวัดแรงที่ผลิตได้ต่อสัญญาณ PWM ที่ป้อนให้แก่มอเตอร์ทั้งหมด 10 ค่า โดยสัญญาณ PWM ที่ส่งให้แก่มอเตอร์นั้นจะมีหน่วยเป็นไมโครวินาที (microseconds) และแรงที่สามารถวัดค่าได้หลังการแปลงหน่วยแล้วนั้นจะมีค่าเป็นหน่วยกรัม (grams) การทดสอบในครั้งนี้จะใช้บอร์ดควบคุมควอดโรเตอร์ที่ผ่านการตั้งโปรแกรมให้รับค่าจากรีโมทวิทยุ และทำการแปลงค่าที่อ่านเป็นอัตราส่วนการอ่านทั้งหมด ให้เหลือ 10 ค่า โดยเริ่มจากสัญญาณส่งที่ 10% ไปจนถึง 100% และจากนั้นทำการแสดงสัญญาณที่ส่งไปยังมอเตอร์มาแสดงบนหน้าจอ Terminal ผ่านทางพอร์ตอนุกรมสื่อสาร ดังรูปที่ 3

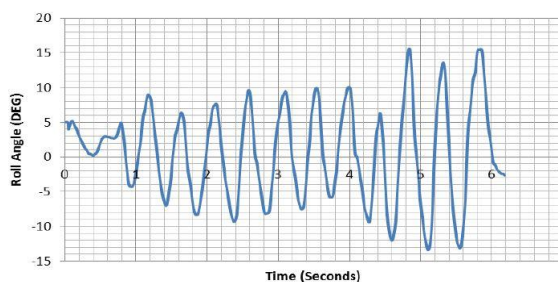
DRC-2020



รูปที่ 3 ผลการทดสอบประสิทธิภาพมอเตอร์

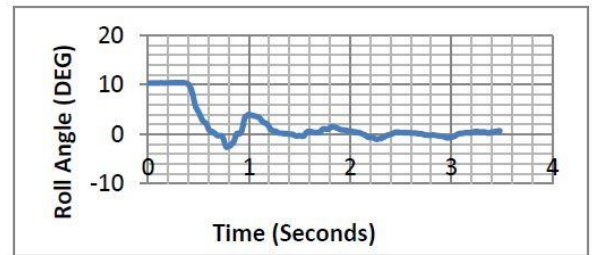
4.2 การปรับจูนโดยใช้วิธี Ziegler-Nichols

การทดสอบค่าคงที่ PID ทั้งหมดนั้น ทดสอบอยู่บนแท่นทดสอบโดยในแต่ละเซตของค่าคงที่ PID จะมีการทดสอบที่มุมเริ่มต้นต่างกัน ได้แก่ มุม 10, 15 และ 20 องศา ตามลำดับ จากนั้นนำค่าที่ได้จากการอ่านค่าผ่านทางพอร์ตอนุกรมสื่อสาร มาเปรียบเทียบกับเพื่อหาค่าที่เหมาะสมที่สุดในการนำไปใช้งานในการบินทดสอบ โดยจะใช้ช่วงค่าสัญญาณ PWM ประมาณ 1500 ไมโครวินาทีหรือ 50% Duty Cycle เนื่องจากแรงยกที่สร้างได้จะอยู่ในย่านที่เท่ากับน้ำหนักของเครื่องบิน โดยทั้งหมดนี้กำหนดค่าเซตพ้อยท์ไว้ที่ 0 องศาทั้งหมด การทดสอบเริ่มแรกใช้วิธีการตั้งค่าคงที่ของ PID ทั้งหมดให้เป็น 0 และเริ่มเพิ่มค่าคงที่อัตราส่วน (proportional gain) ที่ละเล็กละน้อยจนกระทั่งระบบเกิดการสั่นด้วยคาบคงที่ ซึ่งผลการทดสอบหาค่าผลตอบสนองมุมวิกฤติ (ultimate gain) และคาบการสั่นวิกฤติ (critical period) สำหรับนำไปใช้คำนวณหาค่าคงที่ PID โดยใช้วิธีการปรับค่าของ Ziegler-Nichols ซึ่งค่ามุมที่อ่านได้นั้นจะใช้ค่ามุมที่ผ่านตัวตัวกรองคาลมานมาแล้วซึ่งมีค่าความคลาดเคลื่อนของมุมที่อ่านได้อยู่ที่ 1-2 องศา ผลการทดลองเป็นไปตาม รูปที่ 2 ดังนี้



รูปที่ 4 กราฟแสดงค่ามุมบนโดเมนเวลาที่ค่าวิกฤติ

4.3 ผลการทดสอบ



รูปที่ 5 กราฟแสดงผลการตอบสนองที่มุมเริ่มต้น 10 องศา

จากรูปที่ 5 จะเห็นได้ว่าการปรับจูนโดยใช้วิธี Ziegler-Nichols นั้นจะมีการตอบสนองช้า แต่ไม่มีการโอเวอร์ชูต และ จากการทดสอบทั้งหมดสรุปได้ว่าในการใช้ค่า PID ที่ได้จากการปรับค่าด้วยมือนั้นจะมี Rise time ที่น้อยกว่าและสามารถกลับเข้าสู่สมดุลได้เร็วกว่า การปรับค่าด้วย Ziegler-Nichols อยู่มาก แต่จะมีการสั่นและมี Overshoot ที่สูง ส่วนการปรับค่าด้วย Ziegler-Nichols นั้น จะมีความนิ่งสูงและ Overshoot ที่น้อยมาก ส่วนการใช้ค่า PID จากการปรับค่าด้วยมือนั้น ระบบสามารถตอบสนองได้เร็วกว่าถึงแม้จะมีการสั่นอยู่บ้างแต่ก็อยู่ในเกณฑ์ที่สามารถควบคุมได้ ดังนั้นการเลือกใช้งานจึงขึ้นอยู่กับผู้ใช้โดยพิจารณาจากจุดเด่นและจุดด้อยของทั้งสองวิธี

5. สรุปผล

ผลสรุปในงานวิจัยชิ้นนี้ กล่าวได้ว่าชุดควบคุมมัลติโรเตอร์โดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ 8 บิต และใช้การควบคุมแบบ PID นั้นสามารถที่จะเพิ่มความแม่นยำและประสิทธิภาพในการบังคับควบคุมมัลติโรเตอร์ ทั้งในด้านการควบคุมแบบกึ่งอัตโนมัติ และการควบคุมตำแหน่งและความสูงโดยอัตโนมัติ โดยขั้นตอนในการปรับค่า gain ให้เหมาะสมนั้นสามารถทำได้โดยการใช้พื้นฐานการปรับค่าแบบ Ziegler-Nichols เป็นพื้นฐานและค่อยๆทำการปรับจูนค่า Proportional gain ขึ้นไปเพื่อทำให้ระบบตอบสนองได้ดียิ่งขึ้น การทดสอบความสามารถในการรักษาตำแหน่งและความสูงนั้นยังต้องมีการปรับปรุงในเรื่องของความแม่นยำและความเสถียร อันเนื่องมาจากข้อจำกัดทางด้านไมโครคอนโทรลเลอร์ 8 บิต ที่ไม่สามารถ

DRC-2020

ประมวลผลข้อมูลจาก GPS ได้รวดเร็วขึ้น และอีกทั้งค่าสัญญาณรบกวน (noise) ที่มาจากแหล่งรบกวนต่างๆ เช่น สภาพอากาศ ความชื้น เป็นต้น ทำให้ความแม่นยำในการรักษาตำแหน่งและความสูงนั้นลดน้อยลงไป ซึ่งในอนาคต คณะผู้จัดทำได้เล็งเห็นถึงการเปลี่ยนชุดควบคุมหลักเป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ 32 บิต ซึ่งจะสามารถทำให้การควบคุมนั้นมีประสิทธิภาพยิ่งขึ้นไปได้

6. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณ คณะวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ ที่ให้ทุนสนับสนุนงานวิจัย
นี้และขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ
ที่เอื้อเฟื้อสถานที่และอุปกรณ์ในการทางานวิจัย

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] วุฒิชัย นนทะโคตร และ อธิยุต สิงหะการ (2552)
การศึกษาพัฒนาและออกแบบควอดโรเตอร์
เฮลิคอปเตอร์, คณะวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์, หน้า 23-37.
- [2] เอกชัย มะการ (2552) เรียนรู้เข้าใจใช้งาน
ไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR ด้วย Arduino.
บริษัท อีทีที จำกัด, กรุงเทพฯ.
- [3] Hoffmann, G. M., Huang H., Wasl S.L. and
Tomlin C.J., 2007. *Quadrotor Helicopter Flight
Dynamics and Control: Theory and Experiment*.
AIAA Conference
- [4] Nelson, R. C., (1998). *Flight Stability and
Automatic Control*. McGraw-Hill Publication
- [5] J.Z. Sasiadek and P. Hartana., (2010). *Sensor
Data Fusion Using Kalman Filter*, Carleton
University.