

## การควบคุมความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง

## Altitude Control of Small Airplane by Sliding C.G.

อนันตชัย แซ่พู่ \* และ อรรถนพ เรืองวิเศษ

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี

แขวงบางมด เขตทุ่งครุ กรุงเทพฯ 10140

โทร 0-2470-9123 โทรสาร 0-2470-9111 อีเมล [mut0257@hotmail.com](mailto:mut0257@hotmail.com)

## บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาขั้นต้นเพื่อสร้างระบบควบคุมความสูงของเครื่องบินโดยการเลื่อนตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของเครื่องบิน เช่นเดียวกับแอ่งคิกเลอร์ เครื่องบินที่ใช้ในการศึกษานี้ใช้เซอร์โวมอเตอร์ในการเลื่อนตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงไปด้านหน้าและหลัง ทำให้เกิดโมเมนต์ในการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์ทำให้เครื่องบินเปลี่ยนระดับความสูง การศึกษาครั้งนี้ใช้การควบคุมแบบ PD ในการรักษาระดับความสูงตามที่ต้องการ และการทดสอบเบื้องต้นใช้วิธีการทดสอบแบบพลศาสตร์ในอุโมงค์ลม ผลการทดสอบหลังจากปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมให้เหมาะสมแล้วแสดงให้เห็นว่าเครื่องบินสามารถรักษาความสูงตามที่กำหนดได้อย่างมีประสิทธิภาพ การเลื่อนตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงที่เสนอนี้จึงเป็นอีกทางเลือกหนึ่งในการออกแบบเครื่องบินขนาดเล็กหรืออากาศยานไร้คนขับ

## Abstract

This research is the preliminary study for builds the altitude control system of the airplane by changing the position of the center of gravity (C.G.) of the airplane similarly to the hang glider. The airplane in this study uses servo motor to slide the position of the C.G. forward and backward. Then the pitching moment changes and the altitude changes as the result. This study used the PD controller to maintain the desired altitude. And the basic test used the wind tunnel test with dynamic method. The results after adjusted the gains of the controller showed that the airplane can be kept the altitude stably as the command. So that this proposed method of sliding C.G. is another choice to design a small airplane or an unmanned aerial vehicle.

## 1 บทนำ

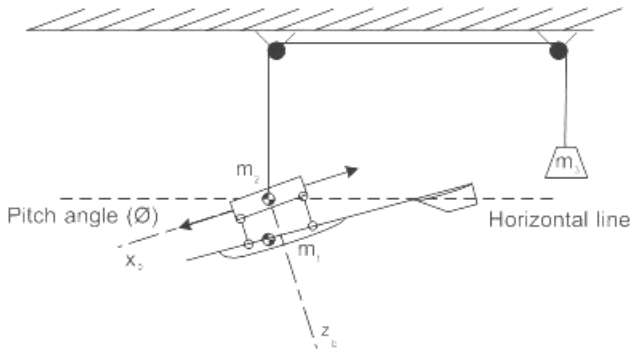
การควบคุมความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กโดยทั่วไปจะใช้การควบคุมการเปลี่ยนมุมพิทช์ (pitch angle) ด้วยการปรับมุมแพนหาง (elevator) [1] แต่การควบคุมความสูงของอากาศยานยังมีวิธีการอื่นอีก เช่น แอ่งคิกเลอร์ (hang glider) ซึ่งใช้การเคลื่อนย้ายมวลหรือตำแหน่งของผู้บังคับ ทำให้เกิดการเปลี่ยนตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง (center of gravity) เทียบกับจุดศูนย์กลางแรงทางอากาศพลศาสตร์ (aerodynamic force center) ของปีก [2] การวิจัยนี้จึงได้ทดลองนำการควบคุมอากาศยานด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วงมาใช้กับเครื่องบินขนาดเล็ก เนื่องจากวิธีการนี้สามารถรวมตัวขับเคลื่อน (actuator) เข้าไว้ด้วยกันที่ลำตัวของเครื่องบิน แทนที่จะแยกออกไปหรือต้องใช้กลไกต่อไปยังแพนบังคับต่างๆ ของเครื่องบิน และทำให้ไม่ต้องมีชิ้นส่วนที่เคลื่อนไหวได้อย่างแพนบังคับที่ปีกและแพนหาง จึงสามารถที่จะสร้างและบำรุงรักษาเครื่องบินได้ง่ายกว่า

จากงานวิจัยที่ผ่านมาได้แสดงให้เห็นว่าการควบคุมแบบ PD (Proportional and Derivative control) สามารถที่จะควบคุมหุ่นยนต์บินให้รักษาความสูงในการบินได้อย่างมีประสิทธิภาพ [3] ในการวิจัยครั้งนี้จึงเริ่มต้นจากการใช้การควบคุมแบบ PD ในการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วงเพื่อควบคุมความสูงของเครื่องบิน นอกจากนั้นเนื่องจากเป็นการทดลองวิธีการบังคับเครื่องบินด้วยวิธีที่ต่างจากทั่วไปจึงมีความเสี่ยงในการตกสูง ดังนั้นในการวิจัยครั้งนี้จึงได้เลือกใช้การทดลองด้วยการทดสอบแบบจำลองพลศาสตร์ในอุโมงค์ลม [4, 5] ซึ่งเป็นวิธีการทดสอบในอุโมงค์ลมที่อากาศยานยังคงสามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระในองศาอิสระที่ต้องการทดสอบ

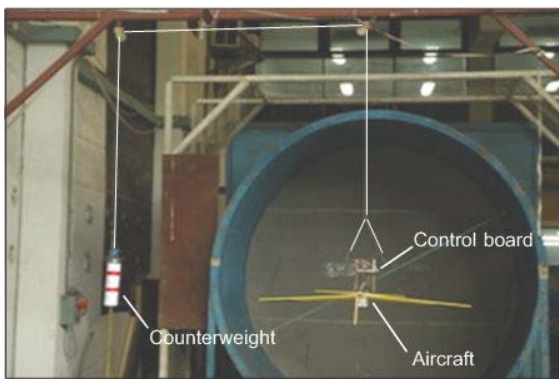
บทความนี้จะแสดงวิธีการและผลการทดสอบระบบควบคุมความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กซึ่งมีความยาวปีก 1.05 m ด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง โดยใช้การทดสอบแบบจำลองพลศาสตร์ในอุโมงค์ลมซึ่งเครื่องบินที่ใช้ทดสอบยังสามารถเปลี่ยนมุมพิทช์และเปลี่ยนความสูงได้อย่างอิสระ แต่การเอียงตัวหรือการโรล (rolling motion) จะถูกจำกัดไว้ในการควบคุมความสูงจะใช้เซนเซอร์วัดระยะแบบอัลตราโซนิกวัดความสูงของเครื่องบินจากพื้นป้อนกลับไปยังประมวลผลตามวิธีการควบคุมแบบ PD ผลการทดสอบจะแสดงผลตอบสนองในการเปลี่ยนแปลงความสูงเมื่อปรับค่าอัตราขยายของการควบคุม

## 2 การทดสอบการควบคุมความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง

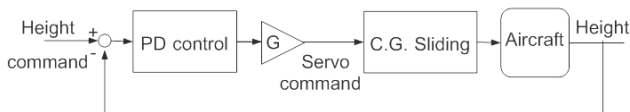
งานวิจัยนี้เป็นทดสอบการควบคุมความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง รูปที่ 1 เป็นรูปเค้าโครงแสดงมุมพิทช์ และการเลื่อนตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วง รูปที่ 2 แสดงการแขวนเครื่องบินเล็กภายในอุโมงค์ลม และรูปที่ 3 เป็นรูปแผนผังแสดงการควบคุมตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของเครื่องบินเล็กด้วยการควบคุมแบบ PD



รูปที่ 1 มุมพิทช์และการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง



รูปที่ 2 การแขวนเครื่องบินเล็กและอุปกรณ์ภายในอุโมงค์ลม



รูปที่ 3 แผนผังการควบคุมจุดศูนย์ถ่วงด้วยการควบคุมแบบ PD

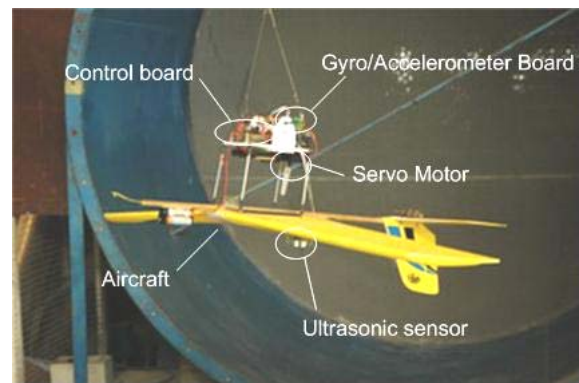
ตารางที่ 1 ข้อมูลพื้นฐานของเครื่องบินเล็กและอุปกรณ์

|                                          |        |
|------------------------------------------|--------|
| Wing span                                | 1.05 m |
| Maximum chord length                     | 0.21m  |
| Fuselage length                          | 0.75m  |
| Weight (not include control board) $m_1$ | 440 g  |
| Moving weight (control board) $m_2$      | 474 g  |
| Total (Weight + Moving weight)           | 914 g  |
| Counterweight ( $m_3$ )                  | 1218 g |

ในงานวิจัยนี้ใช้เครื่องบินเล็กบังคับด้วยวิทยุซึ่งมีข้อมูลพื้นฐานดังตารางที่ 1

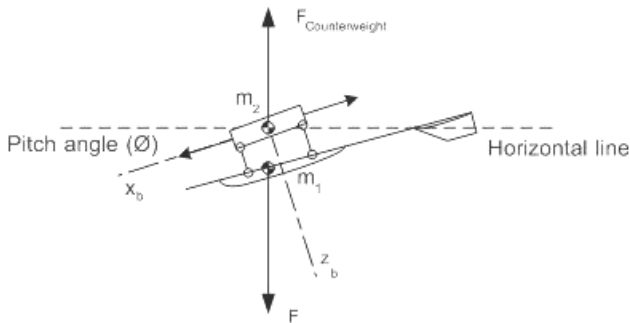
อุโมงค์ลมที่ใช้ในการวิจัยนี้เป็นอุโมงค์ลมแบบเปิด มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 2 m ความเร็วลมสูงสุด 7 m/s จากรูปที่ 2 เครื่องบินเล็กจะถูกแขวนไว้ให้สามารถหมุนเชิดขึ้นหรือตกลงเปลี่ยนมุมพิทช์ได้อย่างอิสระ โดยเครื่องบินเล็กจะถูกแขวนร้อยผ่านรอกมายังจุดศูนย์ถ่วงของมวลส่วนที่เคลื่อนที่ (moving weight) ปลายอีกด้านของเชือกแขวนน้ำหนักถ่วง (counterweight) มีรอกเป็นจุดรองรับเชือก 2 จุดทำให้เครื่องบินเล็กสามารถเปลี่ยนความสูงได้อย่างอิสระ ปลายเชือกด้านเครื่องบินถูกแยกเป็นสองส่วนมาแขวนกับมวลส่วนที่เคลื่อนที่ตามแนวปีกเครื่องบินที่ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงของมวลส่วนที่เคลื่อนที่เพื่อบังคับให้เครื่องบินเล็กไม่สามารถหมุนเปลี่ยนมุมโรล (roll angle) แต่สามารถเปลี่ยนมุมพิทช์ได้อย่างอิสระ และในการทดลองนี้จะแขวนเครื่องบินในลักษณะพลิกตัวหงายขึ้น เพื่อความสะดวกในการแขวนให้แนวเชือกผ่านจุดศูนย์ถ่วงของมวลส่วนที่เคลื่อนที่

มวลส่วนที่เคลื่อนที่ประกอบด้วยชุดเซนเซอร์ ชุดขับเคลื่อน และบอร์ดควบคุม ซึ่งชุดเซนเซอร์ประกอบด้วยเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม (gyrometer) สำหรับวัดความเร็วเชิงมุมของมุมพิทช์ และเซนเซอร์วัดความเร่ง (accelerometer) ที่ประยุกต์นำมาใช้ในการวัดมุมพิทช์ ส่วนเซนเซอร์วัดระยะห่างแบบอัลตราโซนิก (ultrasonic sensor) สำหรับวัดความสูงของเครื่องบินกับพื้นติดตั้งไว้ที่ปีกดังรูปที่ 4 ชุดขับเคลื่อนใช้เซอร์โวมอเตอร์ (servo motor) ในการเลื่อนมวลส่วนที่เคลื่อนที่ทำให้จุดศูนย์ถ่วงเลื่อนตำแหน่ง



รูปที่ 4 ชุดเซนเซอร์บนเครื่องบินเล็ก

บอร์ดควบคุมเป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 รับสัญญาณจากเซนเซอร์วัดระยะห่างซึ่งเป็นสัญญาณในรูปแบบพัลส์ (pulse) สัญญาณนี้จะถูกไมโครคอนโทรลเลอร์นำไปแปลงเป็นระยะความสูงจากพื้นของเครื่องบินเล็กเพื่อคำนวณค่าของคำสั่งที่จะส่งไปเลื่อนจุดศูนย์ถ่วงตามวิธีการควบคุมแบบ PD ส่วนสัญญาณจากเซนเซอร์วัดมุมพิทช์กับความเร็วเชิงมุมของมุมพิทช์ ถูกอ่านค่าผ่านช่อง A/D ด้วยความละเอียด 10 บิต เพื่อใช้เป็นข้อมูลในการวิเคราะห์ผลการควบคุมความสูง ข้อมูลที่อ่านได้ทั้งหมดจะถูกส่งไปบันทึกยังคอมพิวเตอร์ด้วยระบบการส่งข้อมูลไร้สายแบบ RS-232



รูปที่ 5 จุดศูนย์กลางแรงยกของปีกกับตำแหน่งการแขวนเครื่องบิน

การควบคุมความสูงของเครื่องบินเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง จะใช้เซอร์โวมอเตอร์ในการเลื่อนตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วง จากรูปที่ 5 ในสภาวะเริ่มต้นเครื่องบินเล็กถูกแขวนพอลลีก้าตัวหงายขึ้นอยู่ในสภาวะสมดุลโดยที่แรงดึงเชือกอยู่ในแนวเดียวกับแรงยกจากปีก จากนั้นถ้าเลื่อนมวลส่วนที่เคลื่อนที่ ( $m_2$ ) ไปทางด้านหลังจะเกิดการเอียงระหว่างแรงดึงของเชือกกับแรงยกที่เกิดขึ้นบนปีกทำให้เกิดโมเมนต์ในทิศทวนเข็มนาฬิกาที่มีผลให้มุมพิตช์เพิ่มขึ้นและแรงยกเพิ่มขึ้น ทำให้เครื่องบินเล็กที่แขวนพอลลีก้าตัวหงายขึ้นอยู่ ถูกแรงยกดึงให้ความสูงจากพื้นต่ำลง ในทางตรงกันข้ามถ้าเลื่อนมวลส่วนที่เคลื่อนที่ไปทางด้านหน้า จะเกิดการเอียงระหว่างแรงดึงของเชือกกับแรงยกที่เกิดขึ้นบนปีกทำให้เกิดโมเมนต์ในทิศตามเข็มนาฬิกาที่มีผลให้มุมพิตช์ลดลงและแรงยกลดลง ทำให้เครื่องบินเล็กที่ถูกแขวนพอลลีก้าตัวหงายขึ้นอยู่ถูกแรงดึงของเชือกดึงให้ความสูงเพิ่มขึ้น และระยะที่เกิดการเอียงระหว่างแรงดึงของเชือกกับแรงยกของปีกมีผลกับขนาดของโมเมนต์ที่เกิดขึ้น

### 3.ผลการทดสอบ

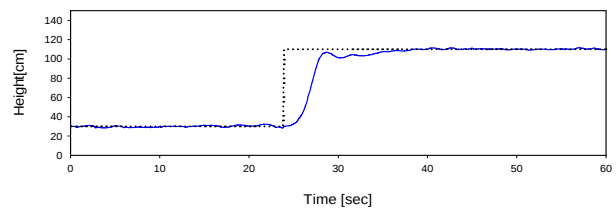
การทดสอบการควบคุมความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วงโดยใช้การควบคุมแบบ PD การวิจัยนี้ได้ปรับอิมโกล์มให้มีความเร็วลม 6.6 m/s ทำการทดสอบ 2 กรณีคือ การเพิ่มความสูง และการลดความสูง ผลการทดสอบจะแสดงผลตอบสนองที่เหมาะสมในการใช้งานที่ได้จากการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุม และแสดงตัวอย่างผลตอบสนองเมื่อใช้ค่าอัตราขยายอื่น

#### 3.1 ผลการทดสอบการเพิ่มความสูง

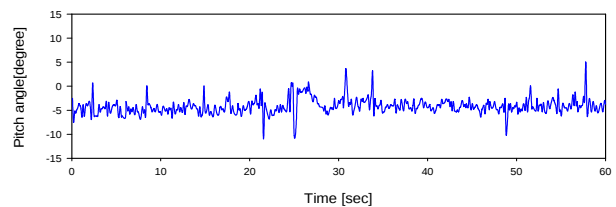
ผลการทดสอบการเพิ่มความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง หลังจากทดลองปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแล้วได้เลือกใช้ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแปรผันตาม ( $K_p$ ) เป็น 1 ใช้ค่าอัตราขยายตัวควบคุมสัดส่วน ( $K_d$ ) เป็น 25 และใช้อัตราส่วนการขยาย ( $G$ ) เป็น 0.02 ในรูปที่ 6 แสดงผลการเพิ่มความสูง รูปที่ 7 แสดงมุมพิตช์ในระหว่างการเพิ่มความสูง และรูปที่ 8 แสดงความเร็วเชิงมุมของมุมพิตช์ระหว่างการเพิ่มความสูง

จากผลการทดสอบการเพิ่มความสูงด้วยการเลื่อนจุดศูนย์ถ่วง ดังรูปที่ 6 ขณะเริ่มต้นเครื่องบินเล็กจะรักษาความสูงอย่างมีเสถียรภาพอยู่ที่ความสูง 30 cm จากนั้นจึงสั่งให้เปลี่ยนความสูงเป็น 110 cm ที่เวลาเป็น 24 sec ซึ่งผลตอบสนองเข้าสู่สถานะอยู่ตัว (Steady state) ที่

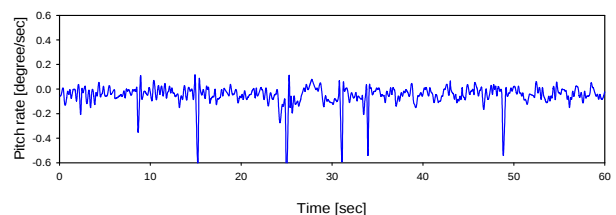
ความสูง 110 cm เมื่อเวลาเป็น 34 sec คือใช้เวลาในการเข้าสู่สถานะอยู่ตัว 10 sec โดยมีความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัว ( $e_{ss}$ ) ไม่เกิน 3 cm รูปที่ 7 แสดงให้เห็นว่าในขณะเริ่มต้นเครื่องบินเล็กมีการสั่นเล็กน้อยรักษาความสูงอยู่ด้วยมุมพิตช์ประมาณ -5 degree จากนั้นเมื่อเริ่มเพิ่มความสูงมุมพิตช์เพิ่มเป็น 0 degree แล้วกลับมาที่ -5 degree เพื่อรักษาความสูงที่ 110 cm และรูปที่ 8 แสดงให้เห็นว่าขณะเริ่มต้นเครื่องบินรักษาความสูงไว้โดยมีการสั่นเล็กน้อยด้วยความเร็วเชิงมุมของมุมพิตช์ไม่เกิน -0.15 degree/sec และมีค่าเพิ่มเป็น -0.3 degree/sec ในขณะเพิ่มความสูง แล้วกลับมาสู่สภาวะเดิมเมื่อรักษาความสูงได้ตามที่ตั้งงาน รูปที่ 9 แสดงระยะการเลื่อนตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วงเทียบกับขอบหน้าของปีกโดยคิดเป็น % ของความกว้างปีกที่โคนปีก (Chord length at root :  $C_{root}$ ) ในการทดลองนี้เปลี่ยนความสูงจาก 30 cm ไปเป็น 110 cm จุดศูนย์ถ่วงจะเลื่อนจาก ประมาณ 50 % ไปอยู่ที่ประมาณ 45 % และจะรักษาตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงไว้เพื่อให้เครื่องบินสมดุลอยู่ที่ความสูงใหม่



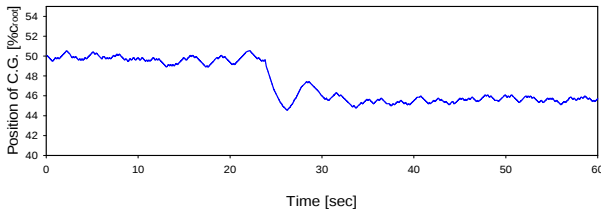
รูปที่ 6 การเพิ่มความสูง ( $K_p=1$ ,  $K_d=25$ )



รูปที่ 7 มุมพิตช์ ( $K_p=1$ ,  $K_d=25$ )

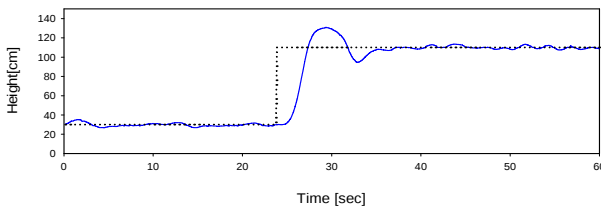


รูปที่ 8 ความเร็วเชิงมุมของมุมพิตช์ ( $K_p=1$ ,  $K_d=25$ )

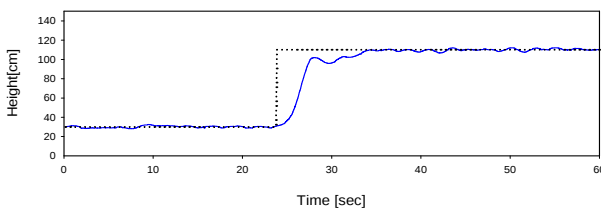


รูปที่ 9 ตำแหน่งของจุดศูนย์กลางถ่วง ( $K_p=1$ ,  $K_d=25$ )

รูปที่ 10 และรูปที่ 11 เป็นตัวอย่างผลการทดสอบการเพิ่มความสูงด้วยอัตราขยายค่าอื่น โดยจะแสดงเฉพาะค่าความสูง



รูปที่ 10 การเพิ่มความสูง ( $K_p=1.5$ ,  $K_d=25$ )



รูปที่ 11 การเพิ่มความสูง ( $K_p=1$ ,  $K_d=27$ )

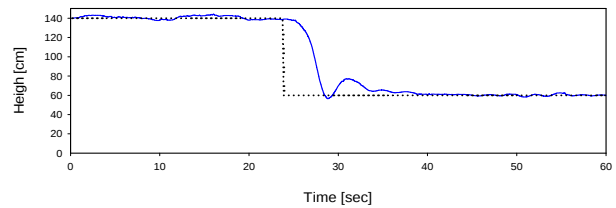
รูปที่ 10 เป็นผลจากการเพิ่มค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแปรผันตาม ( $K_p$ ) เป็น 1.5 และใช้ค่าอัตราขยายตัวควบคุมสัดส่วน ( $K_d$ ) เท่าเดิมคือ 25 จะเห็นได้ว่าโอเวอร์ชูต (overshoot) มีค่าสูงขึ้น

รูปที่ 11 เป็นผลจากการเพิ่มค่าอัตราขยายตัวควบคุมสัดส่วน ( $K_d$ ) เป็น 27 และใช้ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแปรผันตาม ( $K_p$ ) เท่าเดิมคือ 1.0 จะเห็นได้ว่าใช้เวลาในการเข้าสู่สถานะอยู่ตัวมากกว่าเดิม

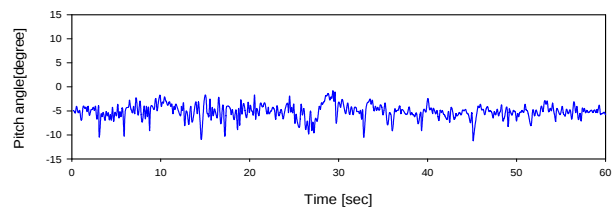
### 3.2 ผลการทดสอบการลดความสูง

ผลการทดสอบการลดความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์กลางถ่วง หลังจากทดลองปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแล้วได้เลือกใช้ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแปรผันตาม ( $K_p$ ) เป็น 1.2 ใช้ค่าอัตราขยายตัวควบคุมสัดส่วน ( $K_d$ ) เป็น 25 และใช้อัตราส่วนการขยาย ( $G$ ) เป็น 0.02 ในรูปที่ 12 แสดงผลการลดความสูง รูปที่ 13 แสดงมุมพิทช์ในระหว่างการลดความสูง และรูปที่ 13 แสดงความเร็วเชิงมุมของมุมพิทช์ระหว่างการลดความสูง

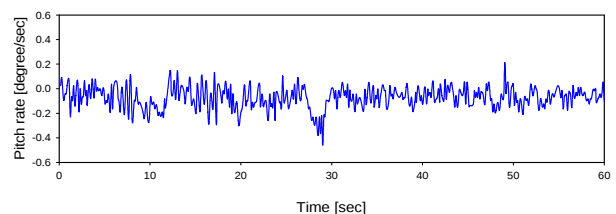
ดังรูปที่ 12 ขณะเริ่มต้นเครื่องบินเล็กจะรักษาความสูงอย่างมีเสถียรภาพอยู่ที่ความสูง 140 cm จากนั้นจึงสั่งให้เปลี่ยนความสูงเป็น 60 cm ที่เวลาเป็น 24 sec ซึ่งผลตอบสนองเข้าสู่สถานะอยู่ตัวที่ความสูง 60 cm เมื่อเวลาเป็น 40 sec คือใช้เวลาในการเข้าสู่สถานะอยู่ตัว 16 sec โดยมีความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัว ( $e_{ss}$ ) ไม่เกิน 3 cm รูปที่ 13 แสดงให้เห็นว่าในขณะที่เริ่มต้นเครื่องบินเล็กมีการสั่นเล็กน้อยรักษาความสูงอยู่ด้วยมุมพิทช์ประมาณ -5 degree จากนั้นเมื่อเริ่มลดความสูงมุมพิทช์ลดลงเป็น -10 degree แล้วกลับมาที่ -5 degree เพื่อรักษาความสูงที่ 60 cm และรูปที่ 14 แสดงให้เห็นว่าขณะเริ่มต้นเครื่องบินรักษาความสูงไว้โดยมีการสั่นเล็กน้อยด้วยความเร็วเชิงมุมของมุมพิทช์ไม่เกิน -0.15 degree/sec และมีค่าเพิ่มเป็น 0.4 degree/sec ในขณะเพิ่มความสูง แล้วกลับมาสู่สภาวะเดิมเมื่อรักษาความสูงได้ตามที่สั่งงาน รูปที่ 15 แสดงระยะการเลื่อนตำแหน่งของจุดศูนย์กลางถ่วงเทียบกับขอบหน้าของปีกโดยคิดเป็น % ของความกว้างปีกที่โคนปีก (Chord length at root :  $c_{root}$ ) ในการทดลองนี้เปลี่ยนความสูงจาก 140 cm ไปเป็น 60 cm จุดศูนย์กลางถ่วงจะเลื่อนจาก ประมาณ 49 % ไปอยู่ที่ประมาณ 53 % และจะรักษาตำแหน่งจุดศูนย์กลางถ่วงไว้เพื่อให้เครื่องบินสมดุลอยู่ที่ความสูงใหม่



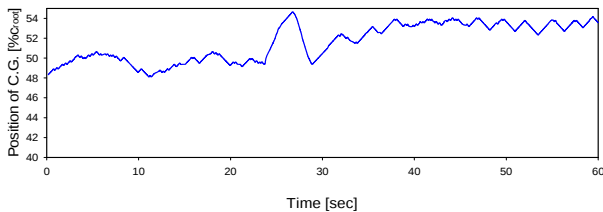
รูปที่ 12 การลดความสูง ( $K_p=1.2$ ,  $K_d=25$ )



รูปที่ 13 มุมพิทช์ ( $K_p=1.2$ ,  $K_d=25$ )

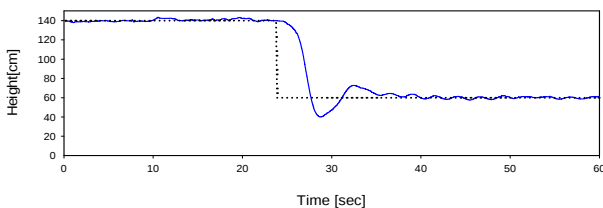


รูปที่ 14 ความเร็วเชิงมุมของมุมพิทช์ ( $K_p=1.2$ ,  $K_d=25$ )

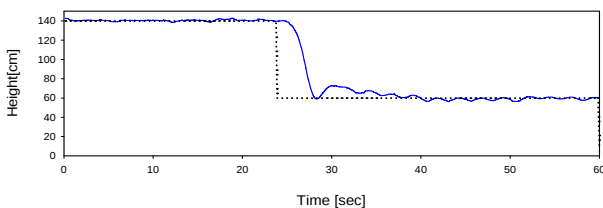


รูปที่ 15 ตำแหน่งของจุดศูนย์กลางถ่วง ( $K_p=1.2$ ,  $K_d=25$ )

รูปที่ 16 และรูปที่ 17 เป็นตัวอย่างผลการทดสอบการลดความสูงด้วยอัตราขยายค่าอื่น โดยจะแสดงเฉพาะค่าความสูง



รูปที่ 16 การลดความสูง ( $K_p=1.5$ ,  $K_d=25$ )



รูปที่ 17 การลดความสูง ( $K_p=1.2$ ,  $K_d=27$ )

รูปที่ 16 เป็นผลจากการเพิ่มค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแปรผันตาม ( $K_p$ ) เป็น 1.5 และใช้ค่าอัตราขยายตัวควบคุมสัดส่วน ( $K_d$ ) เท่าเดิมคือ 25 จะเห็นได้ว่าโอเวอร์ชูตมีค่าสูงขึ้น

รูปที่ 17 เป็นผลจากการเพิ่มค่าอัตราขยายตัวควบคุมสัดส่วน ( $K_d$ ) เป็น 27 และใช้ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแปรผันตาม ( $K_p$ ) เท่าเดิมคือ 1.2 จะเห็นได้ว่าใช้เวลาในการเข้าสู่สถานะอยู่ตัวมากกว่าเดิม

#### 4 สรุป

ในงานวิจัยนี้ได้นำเสนอการควบคุมความสูงของเครื่องบินขนาดเล็กด้วยการเลื่อนจุดศูนย์กลางถ่วงแบบแองค์ไกสเตอร์และใช้การควบคุมแบบ PD โดยได้แบ่งการทดสอบเป็น 2 กรณีคือ การเพิ่มความสูง และการลดความสูง

ผลการทดสอบหลังจากที่ปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมให้เหมาะสมแล้วสามารถที่จะควบคุมความสูงของเครื่องบินเล็กอย่างมีประสิทธิภาพ โดยการเพิ่มความสูงเลือกใช้ค่า  $K_p=1$   $K_d=25$  และ  $G=0.02$  ส่วนการลดความสูงเลือกใช้ค่า  $K_p=1.2$   $K_d=25$  และ  $G=0.02$  เนื่องจากผลตอบสนองของความสูงไม่มีโอเวอร์ชูตและใช้เวลาในการเข้า

สู่สถานะอยู่ตัวอยู่ในช่วงที่ยอมรับได้ โดยทั้ง 2 กรณีมีความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวไม่เกิน 3 cm

#### เอกสารอ้างอิง

- [1] อรรถพร เรืองวิเศษ, “การทดสอบการควบคุมมุมพิทช์ของอากาศยานไร้คนขับด้วยการทดลองแบบจำลองศาสตร์ในอิมูมัลลัม,” การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 19, 2548.
- [2] Guido de Matteis, “Dynamics of Hang Gliders,” Journal of Guidance, Vol. 14, No. 6, 1991.
- [3] สุคนธ์ พันธุเนตร และ มนุกิจ พานิชกุล, การควบคุมระยะสูงและทิศทางการบินของหุ่นยนต์บินได้ควบคุมอัตโนมัติ, คณะเทคโนโลยีชั้นสูง สถาบันเทคโนโลยีแห่งเอเชีย.
- [4] V. Klein and P.C. Murphy, “Aerodynamic Parameter of High Performance Aircraft Estimated From Wind Tunnel and Flight Test Data,” NASA-98-AGARD-vk, 1998.
- [5] J.M. Brandon, F.L. Jordan Jr., and R.A. Stuever, “Application of Wind Tunnel Free-Flight Technique for Wake Vortex Encounters,” NASA Technical Paper 3672, 1997.