

## การออกแบบโครงสร้างและชุดควบคุมเครื่องบินบังคับวิทยุแบบปีกหมุนหกใบพัดเพื่อใช้ บินสำรวจและถ่ายภาพมุมสูง

นายปาลวัฒน์ ประทุมวงษ์, สุวัฒน์ กุลธนปรีดา และ บุญชัย วัจจะตรากุล

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์  
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ  
1518 ถนนประชาชื่น 1 แขวงวงศ์สว่าง เขตบางซื่อ กรุงเทพฯ 10800  
\*ติดต่อ palawat92@hotmail.com, เบอร์โทรศัพท์ 086-103-7487

### บทคัดย่อ

เครื่องบินบังคับวิทยุแบบปีกหมุนมีข้อดีคือ ความสามารถขึ้นและลงในแนวดิ่ง การบินลอยตัวนิ่งๆกลางอากาศ และความสามารถบินถอยหลัง ปัจจุบันเครื่องบินบังคับวิทยุแบบปีกหมุนที่มีจำหน่ายทั่วไปมีหลายแบบหลายขนาด ซึ่งขนาดที่ตรงกับความต้องการใช้งานมีราคาสูงมากจึงทำให้เกิดงานวิจัยขึ้นนี้ขึ้น งานวิจัยชิ้นนี้เป็นการออกแบบและสร้างเครื่องบินบังคับวิทยุแบบปีกหมุนแบบหกใบพัดสำหรับพันธกิจการบินสำรวจและถ่ายภาพมุมสูง เครื่องบินแบบหกใบพัดนี้มีข้อดีเหนือเครื่องบินแบบสี่ใบพัดในด้านความสามารถในการรับภาระน้ำหนักบรรทุกที่สูงกว่า และสามารถบินได้ถ้าใบพัดชุดใดชุดหนึ่งทำงาน ข้อกำหนดของการออกแบบประกอบด้วย ความสามารถบรรทุกน้ำหนักได้ 1 กิโลกรัม และสามารถบินปฏิบัติการกิจ ณ ความสูง 100 เมตรได้ 15 นาที โดยองค์ประกอบที่พิจารณาในการออกแบบประกอบด้วย โครงสร้าง มอเตอร์พร้อมใบพัด แบตเตอรี่ และชุดควบคุม สุดท้ายผลลัพธ์ของการออกแบบถูกนำไปใช้ในการสร้างเครื่องบินและทดสอบว่าทำงานได้จริง

**คำหลัก:** การออกแบบเครื่องบิน, เครื่องบินบังคับวิทยุ, เครื่องบินแบบปีกหมุนหกใบพัด, การควบคุมการบิน, โครงสร้างเครื่องบิน

### Abstract

The advantages of Radio-Control (RC) rotation-wing aircrafts include vertically taking-off and landing, hovering, and flying backward. Nowadays, the RC rotation-wing aircrafts are commercially available in many sizes, but the desired size one is still expensive. This research designs and develops a RC rotation-wing aircraft with six rotors (named as a hexarotor) for survey and photography applications. The major advantages of a hexarotor over a quadrotor (an rotation-wing aircraft with four rotors) are its high payload-capacities and ability to fly when one of its rotors is malfunction. The design requirements are the maximum payload of 1 kilogram and the mission fly-time of 15 minute at the altitude of 100 meters. There are four major parts considered in the design: structure, motors plus propellers, battery, and control unit. Finally, the design results were used to construct an aircraft. The aircraft was successfully developed and tested.

**Keywords:** Aircraft design, Radio-controlled (RC) aircraft, Hexarotor aircraft, Aircraft control, Aircraft structure.

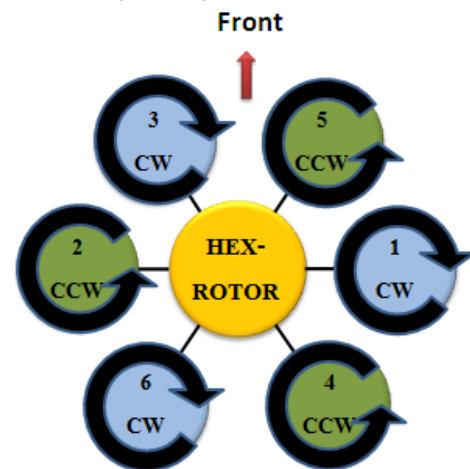
## 1. บทนำ

เครื่องบินบังคับวิทยุแบบปีกหมุนแบบหลายใบพัด มีการวิจัยมาตั้งแต่ปี 1920 โดยกองทัพสหรัฐอเมริกา [1] โดยมีจุดประสงค์เพื่อนำไปใช้ในภารกิจทางทหาร ในยุคแรกๆ เครื่องบินบังคับวิทยุแบบปีกหมุนนี้เป็นแบบสี่ใบพัดและมีขนาดใหญ่มาก แต่ด้วยเทคโนโลยีที่ก้าวหน้าในปัจจุบันทำให้เครื่องบินวิทยุแบบปีกหมุนมีขนาดเล็กลง

ปัจจุบันเครื่องบินบังคับวิทยุปีกหมุนแบบหกใบพัดได้รับความสนใจมากขึ้น เนื่องจากความสามารถในการบรรทุกสัมภาระที่มีมากเมื่อเทียบกับขนาดของตัวลำ สามารถบรรทุกสัมภาระได้มากกว่าอากาศยานขึ้นลงในแนวดิ่งในขนาดใกล้เคียงกันที่มีจำนวนใบพัดน้อยกว่า มีความคล่องตัวที่เหมาะสมต่อการบิน และมีเสถียรภาพมากกว่าอากาศยานประเภทอื่นที่มีจำนวนใบพัดน้อยกว่า จึงทำให้เครื่องบินบังคับวิทยุปีกหมุนแบบหกใบพัดมีความเหมาะสมที่จะนำไปใช้งานในด้านการสำรวจ หรือถ่ายภาพทางอากาศ [2] นอกจากนี้แล้ว เนื่องจากในการขึ้นบินแต่ละครั้งมีความเป็นไปได้ที่จะเกิดความผิดพลาดจากการทำงานของใบพัดชุดใดชุดหนึ่ง ดังนั้นการมีจำนวนใบพัดถึงหกชุด ทำให้อากาศยานที่มีตัวควบคุมที่เหมาะสมยังสามารถบินได้อย่างมีเสถียรภาพหรือไม่สูญเสียเสถียรภาพอย่างทันทีทันใด ถ้าเกิดความผิดพลาดจากการทำงานของใบพัดชุดใดชุดหนึ่ง

หลักการทำงานของเครื่องบินปีกหมุนแบบหกใบพัดสามารถสรุปโดยย่อได้ดังนี้ มอเตอร์ทั้ง 6 ตัวมีทิศทางการหมุนสลับกันไปมา (ดังแสดงในรูปที่ 1) การเคลื่อนที่ในไปข้างหน้า กระทำได้โดยการเพิ่มรอบให้กับมอเตอร์ 3,5 และลดรอบมอเตอร์ 4,6 การเคลื่อนที่ไปด้านซ้ายกระทำโดยการเพิ่มรอบให้กับมอเตอร์ 1,4,5 และลดรอบมอเตอร์ 2,3,6 ส่วนการหมุนรอบแกน Yaw เมื่อเพิ่มรอบให้กับมอเตอร์ 1,3,6 และลดรอบมอเตอร์ 2,4,5 จะทำให้เกิดการหมุนทวน

เข็มนาฬิกา และหมุนตามเข็มนาฬิกาเมื่อเพิ่มรอบให้กับมอเตอร์ 2,4,5 และลดรอบมอเตอร์ 1,3,6 ในการทำงานจริง การทำงานของแต่ละมอเตอร์จะถูกควบคุมให้เป็นไปอย่างอัตโนมัติด้วยชุดควบคุมที่ติดตั้งอยู่บนเครื่องบิน โดยที่ผู้บังคับการบินทำหน้าที่สั่งทิศทางการเคลื่อนที่ให้กับชุดควบคุม



รูปที่ 1 ตำแหน่งและทิศทางการหมุนของใบพัด

บทความนี้นำเสนอการออกแบบเครื่องบินบังคับปีกหมุนแบบหกใบพัดสำหรับภารกิจการถ่ายภาพ โดยเน้นการออกแบบโครงสร้างที่เหมาะสมกับการใช้งาน ระบบต้นกำลัง ระบบควบคุม และการเลือกอุปกรณ์ที่จะนำมาติดตั้งให้เหมาะสมกับระบบที่ได้ออกแบบ

## 2. ข้อกำหนดในการออกแบบ

ข้อกำหนดในการออกแบบเกิดจากความต้องการในการใช้งานที่เป็นจริงได้และยังเป็นตัวกำหนดข้อจำกัดของการออกแบบและเลือกอุปกรณ์ต้นกำลัง (มอเตอร์, สปีดคอนโทรล, ใบพัด, แบตเตอรี่) โดยในงานวิจัยนี้มีข้อกำหนดดังนี้

### 2.1 น้ำหนักบรรทุก

กำหนดน้ำหนักบรรทุก (Payload) เป็นกล้องถ่ายภาพและระบบควบคุมกล้องถ่ายภาพ มีน้ำหนักรวมสูงสุด ( $W_p$ ) ไม่เกิน 1,000 กรัม

## 2.2 เวลาในการบิน

จากการศึกษาพบว่าการบิน 10-15 นาที เป็นช่วงเวลาที่เพียงพอต่อการทำงานถ่ายภาพและงานสำรวจแล้ว จึงกำหนดเวลาในการบินที่ใช้ในการออกแบบเท่ากับ 15 นาที ณ เพดานบิน 100 เมตร

## 3. การออกแบบ

ในที่นี้การออกแบบเครื่องบินวิทยุบังคับปีกหมุนแบบหกใบพัดจำแนกออกเป็น 3 ส่วน คือระบบต้นกำลัง ระบบโครงสร้าง และระบบควบคุม โดยมีหลักการออกแบบและเลือกอุปกรณ์ดังนี้

### 3.1 ระบบต้นกำลัง

ระบบต้นกำลังคือชุดอุปกรณ์ที่สร้างแรงยกและการเคลื่อนที่ให้กับเครื่องบิน ประกอบไปด้วยมอเตอร์, สปีดคอนโทรล, ใบพัด และแบตเตอรี่

ในการออกแบบระบบต้นกำลังสามารถสรุปโดยย่อได้ดังนี้ เริ่มจากคำนวณหาน้ำหนักรวมสูงสุดก่อนขึ้นบิน ( $W_{TO}$ ) เพื่อไปคำนวณหาแรงยกสูงสุด ( $T_{max}$ ) จากนั้นนำแรงยกที่ได้ไปเลือกหามอเตอร์และใบพัดให้สอดคล้องกับแรงยกที่คำนวณได้ สุดท้ายคำนวณหาอัตราการกินกระแสไฟต่อนาที (mA/min) เพื่อเลือกขนาดความจุของแบตเตอรี่ให้สอดคล้องกับความต้องการเวลาในการบิน ณ ความสูงที่ทำการทดสอบ

จากการศึกษาขั้นต้น พบว่าน้ำหนักโครงสร้างรวมอุปกรณ์ต้นกำลัง ( $W_{st}$ ) มีค่าไม่เกิน 4,000 กรัม และเมื่อรวมกับน้ำหนักของชุดสัมภาระ ( $W_p$ ) 1,000 กรัมที่กำหนดเอาไว้ตั้งแต่แรกแล้ว จะได้

$$W_{TO} = W_p + W_{st} \quad (1)$$

กำหนดให้ชุดต้นกำลังมีประสิทธิภาพในการสร้างแรงยกได้ 70% [3] ดังนั้นน้ำหนักรวม ( $W_{TO}$ ) คิดเป็น 70% ของแรงยกที่จะใช้ยก ( $T_{use}$ ) นั่นคือ

$$0.7T_{use} = (W_{TO}) = (W_p + W_{st}) \quad (2)$$

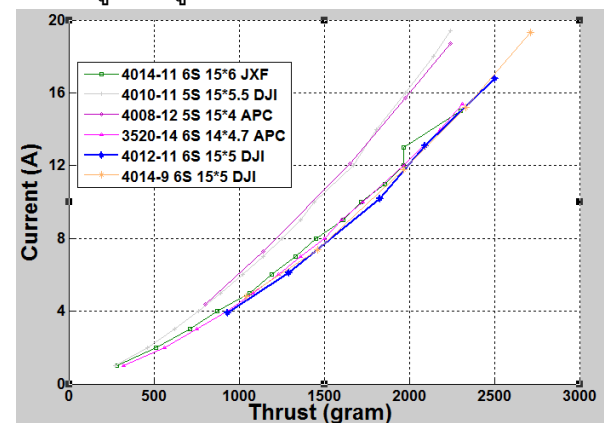
$$T_{use} = (W_{TO})/0.7 = (W_p + W_{st})/0.7 \quad (3)$$

จากสมการ (3) ได้ค่า  $T_{use} = 7,142.85$  กรัม เนื่องจากมอเตอร์มีทั้งหมด 6 ตัว ดังนั้นค่าแรงยกต่อมอเตอร์หนึ่งตัว ( $T$ ) ประมาณเท่ากับ 1,190 กรัม ในการนำไปใช้งานจริงค่าแรงยกที่ใช้จะอยู่ในช่วง 40-70% ของแรงยกสูงสุดของมอเตอร์ ดังนั้นเพื่อหาแรงยกสูงสุด ( $T_{max}$ ) ผู้วิจัยจึงกำหนดให้ค่าแรงยกที่ใช้งานคือช่วง 55% [3]

$$0.55T_{max} = T \quad (4)$$

$$T_{max} = T/0.55 \quad (5)$$

จากสมการ (5) ได้แรงยกสูงสุดเป็น  $T_{max} = 2,164.5$  กรัม จากนั้นนำค่าที่ได้ไปเลือกมอเตอร์ที่ต้องการจากข้อมูลของผู้ผลิต



รูปที่ 2 ข้อมูลแรงยกและกระแสไฟฟ้าของมอเตอร์จากผู้ผลิต (www.rctigermotor.com)

จากข้อมูลผู้ผลิตในรูปที่ 2 ซึ่งแสดงความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าที่แรงยกต่างๆของมอเตอร์แต่ละรุ่น จะเห็นได้ว่ามอเตอร์รุ่น 4012-11 6S 15\*5 DJI กินกระแสไฟฟ้าน้อยที่สุด จากข้อมูลผู้ผลิต มอเตอร์รุ่นนี้กินกระแสรอบต่ำเท่ากับ 1 แอมป์ และมอเตอร์มีมวล 128 กรัม

จากนั้นทำการคำนวณหาอัตราการกินกระแสของมอเตอร์ต่อนาที (mA/min) เพื่อคำนวณหาความจุของแบตเตอรี่ที่จะใช้จ่ายให้กับมอเตอร์ โดยมีหลักการคำนวณกระแสรวมทั้งหมด ( $A_{total}$ ) ดังนี้

$$A_{total} = A_{lift,tol} + A_{hover,tol} + A_{down,tol} \quad (6)$$

กำหนดการบินในช่วงขาขึ้นใช้กำลังมากกว่าการลอยตัวอีก 30% [3] ดังนั้นค่าแรงที่คำนวณ คือ 1,547

กรัม จากรูปที่ 2 อ่านค่ากระแสได้ 7.9 แอมป์ (A) แปลงค่ากระแสที่ได้เป็น  $7.9 \times 1000 / 60 = 131.67$  mA/min ต่อมอเตอร์หนึ่งลูก ความเร็วในการไต่เพดานบินอยู่ที่ 80 เมตร/นาที ความสูง 100 เมตร ใช้เวลา 1.25 นาที ดังนั้นกินกระแสที่  $A_{\text{lift}} = 164.6$  mA ต่อมอเตอร์หนึ่งลูก

ช่วงการบินลอยตัวจากค่าแรงที่คำนวณ คือ 1,190 กรัม นำไปหาค่าในรูปที่ 2 ได้ค่ากระแสเป็น 6 แอมป์ แปลงค่ากระแสที่ได้เป็น  $6 \times 1000 / 60 = 100$  mA/min ต่อมอเตอร์หนึ่งลูก จากข้อกำหนดบินที่ 15 นาที ดังนั้นกินกระแสที่  $A_{\text{hover}} = 1,500$  mA ต่อมอเตอร์หนึ่งลูก

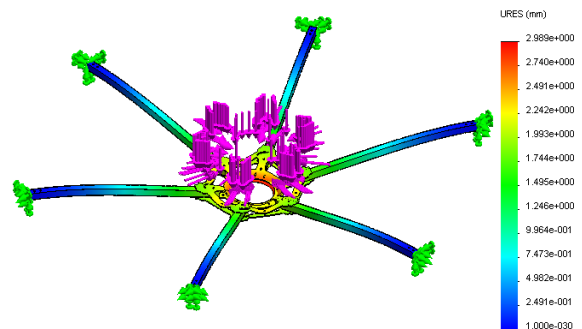
สุดท้ายการบินในช่วงขาลงใช้ความเร็ว 40 เมตร/นาที ดังนั้นใช้เวลา 2.50 นาที มอเตอร์ทำงานในช่วงรอบเดินเบามีการกินกระแสที่ 1.0 แอมป์ แปลงค่ากระแสที่ได้เป็น  $1 \times 1000 / 60 = 16.67$  mA/min ต่อมอเตอร์หนึ่งลูก ดังนั้นช่วงขาลงกินกระแสที่  $A_{\text{down}} = 41.67$  mA ต่อมอเตอร์หนึ่งลูก นำค่าทั้งหมดแทนใน (4) จะได้ค่าการกินกระแสรวม  $A_{\text{total}} = 6 \times (164.6 + 1,500 + 41.67) = 10,237.5$  mA ที่ 15 นาที ดังนั้นความจุของแบตเตอรี่ชนิด Li-Po จะต้องมีความจุโดยประมาณไม่น้อยกว่า 10,000 mAh จึงจะเพียงพอต่อการบินตามความต้องการ โดยในที่นี้ทำการเลือกใช้แบตเตอรี่ชนิด Li-Po ขนาด 5,000 mAh จำนวน 2 ก้อน

### 3.2 ระบบโครงสร้าง

การออกแบบโครงสร้างจะเลือกใช้อุปกรณ์ที่หาได้ตามท้องตลาดที่มีน้ำหนักเบาและแข็งแรง เช่น คาร์บอนไฟเบอร์ แผ่น G10 และอลูมิเนียม เป็นต้น โครงสร้างที่ออกแบบเลือกใช้แผ่น G10 เป็นโครงสร้างหลักประกบกับอลูมิเนียมกล่องหน้าตัดครึ่งนิ้วมาทำเป็นแขนและที่ปลายแขนใช้แผ่น G10 มาประกบเป็นแท่นยึดมอเตอร์ ใบพัดที่ใช้มีขนาด 15 นิ้ว กำหนดระยะห่างของใบพัดไม่น้อยกว่า 1 นิ้ว หรือ 2.54 cm [3] ดังนั้นจะได้ว่าขนาดของโครงสร้างจะต้องมีขนาดไม่น้อยกว่า 81.3 cm (จากแกนมอเตอร์ถึงแกนมอเตอร์ฝั่งตรงข้าม)

ในการคำนวณความแข็งแรงและหาการโก่งงอ ผู้วิจัยได้กำหนดน้ำหนักถ่วงลงที่กลางลำแทนระบบจริงเป็นสองเท่า คือ 8 กิโลกรัม โดยไม่คิมน้ำหนักของมอเตอร์และใบพัดที่ปลายแขน แล้วใช้โปรแกรม Solidwork ในการคำนวณหาการโก่งงอ (Deflection) [4] ได้ผลออกมาดังรูปที่ 3

ค่าการโก่งตัวที่ได้จาก Solidwork มีค่าสูงสุดอยู่ที่ 2.989 มิลลิเมตร ซึ่งเป็นค่าที่เกิดจากการสมมติน้ำหนักเป็นสองเท่า ดังนั้นการโก่งงอจริงจะเกิดเพียงแค่ครึ่งหนึ่งของค่าที่จำลองขึ้นมาเท่านั้น ซึ่งถือว่าเป็นค่าที่ยอมรับได้



รูปที่ 3 การโก่งตัวจาก Solid Work

### 3.3 ระบบควบคุม

ระบบควบคุมการบินเป็นสิ่งที่ทำให้อากาศยานบินได้ไม่ว่าจะเป็นการลอยตัวในอากาศ และการบินเดินทางทั้งแบบปกติและแบบอัตโนมัติ ระบบควบคุมการบินที่ใช้งานประกอบไปด้วย ซีพียู(ATMEGA2560 และ ATMEGA32U-2), เซ็นเซอร์วัดสถานะการทรงตัวหรือท่าทางการบิน (MPU6000, ประกอบไปด้วยเรทไจโรแบบ 3 แกน และตัววัดความเร่ง 3 แกน), ตัววัดสนามแม่เหล็ก 3 แกน(HMC5883L-TR), บารอมิเตอร์ (MS5611-01BA03), GPS (uBlox LEA-6) และตัววัดระดับไฟฟ้า โปรแกรมที่ผู้วิจัยเลือกมาติดตั้งพัฒนามาจากซอฟต์แวร์อิสระของ Arduino จึงง่ายต่อการพัฒนาต่อยอด การหา Dynamic model ของ hexarotor สำหรับการออกแบบระบบควบคุมได้ใช้ model ที่มี



อยู่ในซอฟต์แวร์อิสระ กฎการควบคุมกฎการควบคุมที่ใช้คือ PID (Proportional, Integral, Derivative) [5] ที่ได้จาก Arduino แล้วนำมาปรับแต่งในบางส่วนเพื่อให้การบินที่มีความเสถียรภาพจะต้องมีการปรับค่าตัวแปรของตัวควบคุม PID เพื่อให้การบินมีความเสถียรภาพมากที่สุด

การปรับตั้งค่าจะใช้หลักการสังเกตพฤติกรรมของอากาศยานว่ามีลักษณะการตอบสนองอย่างไร เมื่อลอยตัวอยู่นิ่งๆ และเมื่อถูกรบกวนจากภายนอก การปรับค่า PID ของระบบในแกน Pitch และ Roll จะให้ผลที่คล้ายเคียงกัน มีการปรับเพื่อให้การทรงตัวมีความเสถียรภาพ หากค่าน้อยเกินไปจะเกิดการไหลไปไหลมา และถ้ามากเกินไปจะเกิดการกระเพื่อมขึ้น อาจจะทำให้ระบบขาดเสถียรภาพได้ ส่วนการปรับค่า PID ที่ Yaw จะปรับเพื่อป้องกันไม่ให้เกิดการหมุนตัวของอากาศยาน ค่า PID ของ Yaw ที่มากจนเกินไปจะส่งผลต่อการบิน เพราะจะทำให้ระบบไปสนใจแต่การทำงานของ Yaw ในการทดสอบจะมีการเก็บข้อมูลของผลตอบสนองในแกน Pitch และ Roll เทียบกับเวลา เมื่อถูกรบกวนจากภายนอกแล้วกลับมาที่เดิมให้ผลเป็นอย่างไร ทำให้ทราบว่าค่า PID ที่ปรับค่าไหนให้ผลดีที่สุดสำหรับระบบที่ผู้วิจัยต้องการ

#### 4. ผลลัพธ์

โครงสร้างที่ได้ออกแบบพร้อมติดตั้งชุดควบคุมการบินและสัมภาระ(ชุดกล้องถ่ายภาพ)แสดงในรูปที่ 4



รูปที่ 4 ภาพโครงสร้างกับชุดสัมภาระ

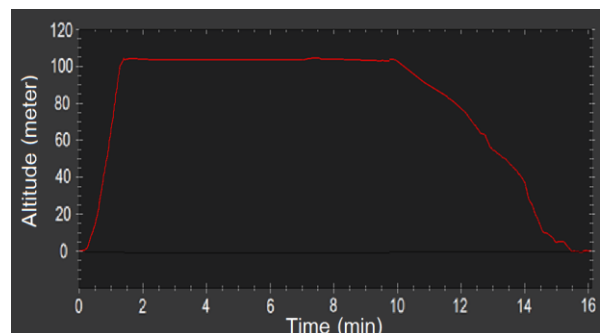
รูปที่ 5 แสดงภาพถ่ายของตัวลำพร้อมบินรวมแบตเตอรี่ 5,000 mAh. สองก้อน และบรรทุกสัมภาระวางบนตัวถัง ได้น้ำหนักพร้อมบินอยู่ที่ 4,798 กรัม



รูปที่ 5 ภาพน้ำหนักพร้อมบินก่อนขึ้นบิน

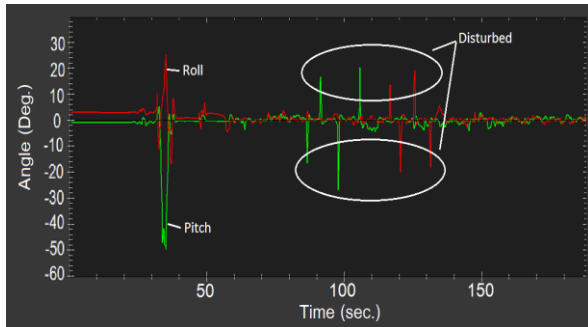
รูปที่ 6 แสดงข้อมูลจาก Data Logger แสดงแผนภาพการบินของความสูงกับเวลา จากแผนภาพช่วงการบินขาขึ้นใช้เวลาประมาณหนึ่งนาทีครึ่ง จากนั้นลอยตัวอยู่ที่ความสูงประมาณ 100 เมตรเป็นเวลา 10 นาที จึงลดความสูงลงช้าๆ เพื่อไม่ให้เกิดการเสียการทรงตัวจนถึงพื้นดินในนาทีที่ 16 หลังจากตรวจสอบแบตเตอรี่พบว่าเหลือแรงดันไฟประมาณ 3.87 โวลต์ ซึ่งเป็นแรงดันในช่วงที่ปลอดภัย

มีข้อสังเกตว่าเวลาการบินน้อยกว่าเวลาที่กำหนดไว้คือ 15 นาที สาเหตุที่บินจริงไม่ได้ตามข้อกำหนดเป็นผลจากคุณภาพของแบตเตอรี่ที่ใช้ทดสอบ ซึ่งเป็นแบตเตอรี่เก่าทำให้ประสิทธิภาพอาจจะไม่เต็ม 100% รวมทั้งชุดควบคุมใช้แหล่งจ่ายจากแบตเตอรี่เดียวกันซึ่งไม่ได้นำมาพิจารณาในการออกแบบ



รูปที่ 6 กราฟแสดงระดับความสูงขณะบินทดสอบ

รูปที่ 7 แสดงค่าผลตอบสนองของค่ามุมแกน Pitch และ Roll ซึ่งพบว่าเมื่อถูกรบกวนจากแรงภายนอก ระบบมีการควบคุมให้กลับมาที่เดิมอย่างทันทีที่มีค่าผิดพลาดไม่เกิน 3 องศา



รูปที่ 7 กราฟผลตอบสนองมุม Pitch (เส้นสีเขียว) และมุม Roll (เส้นสีแดง)

รูปที่ 8 และ 9 แสดงภาพถ่ายขณะใช้งานจริงและตัวอย่างของภาพที่ถ่ายได้จริงจากชุดกล้องถ่ายภาพที่ติดตั้งอยู่บนเครื่องบิน ตามลำดับ ซึ่งพบว่าเครื่องบินที่ออกแบบไว้สามารถใช้งานถ่ายภาพได้ตามที่ต้องการ



รูปที่ 8 ภาพถ่ายขณะใช้งานจริง



รูปที่ 9 ตัวอย่างภาพถ่ายจากชุดกล้องถ่ายภาพ

## 5. สรุป

บทความนี้ได้นำเสนอการออกแบบเครื่องบินบังคับปีกหมุนแบบหกใบพัดสำหรับภารกิจการ

ถ่ายภาพ โครงสร้างที่ออกแบบมานั้นมีการตอบสนองต่อการบินนอกอาคารที่ดี และมีการรักษาระดับความสูงที่แม่นยำ จากการออกแบบแสดงให้เห็นว่าน้ำหนักมีผลต่อเวลาในการบินเป็นอย่างมาก และยังส่งผลต่อขนาดของตัวลำอีกเช่นกัน การคำนวณประสิทธิภาพของแบตเตอรี่เป็นสิ่งที่ไม่นำมาคำนวณด้วยทำให้เกิดความผิดพลาดของเวลาในการบินพอสมควร การพัฒนาต่อจากนี้จะทำให้บินได้นานขึ้นไปอีกด้วยการออกแบบใบพัดที่ให้พลังงานสูง มอเตอร์ที่มีการสูญเสียพลังงานต่ำ และชุดควบคุมการบินที่มีการจำกัดพลังงานด้วยวิธี Optimization อีกต่อไป รวมทั้งการออกแบบตัวควบคุมที่สามารถทำงานได้ เมื่อเกิดความผิดพลาดจากการทำงานของใบพัดชุดใดชุดหนึ่ง

## 6. เอกสารอ้างอิง

- [1] มุลนิธิวิกิมีเดีย(2556). Multirotors, [ระบบออนไลน์] แหล่งที่มา <http://en.wikipedia.org/wiki/Multirotor>, เข้าดูเมื่อวันที่ 22/03/2556.
- [2] มุลนิธิวิกิมีเดีย (2556). อากาศยานไร้คนขับ ยูเอวี ,[ระบบออนไลน์], แหล่งที่มา <http://th.wikipedia.org/wiki/อากาศยานไร้คนขับ>, เข้าดูเมื่อวันที่ 22/03/2556.
- [3] Design Optimization of a Quad-Rotor Capable of Autonomous Flight Antonio DiCesare, Project report (Bachelor of Science In Aerospace/ Mechanical Engineering), Worcester Polytechnic Institute, 2008.
- [4] Howard D. Curtis (1997). Fundamentals of aircraft structural analysis, McGraw-Hill International Edition, ISBN: 0-07-118813-4
- [5] สุวัฒน์ กุลธนปริตตา (2554). วิศวกรรมการควบคุมอัตโนมัติ. กรุงเทพฯ : สำนักพิมพ์ ส.ส.ท.(สมาคมส่งเสริมเทคโนโลยี(ไทย-ญี่ปุ่น).