

## ระบบควบคุมมัลติโรเตอร์ประเภท 4 ใบพัด ในกรณีที่เกิดความล้มเหลวของใบพัด 1 ใบ Fault Tolerant Quadrotor Control for a One-Rotor Failure

เพชร แผลงศรี<sup>1</sup>, พงศธร สายสุจริต<sup>2</sup>, บุญชัย วัจจะตรากุล<sup>3</sup>, สุวัฒน์ กุลธนปรีตา<sup>4</sup> และ Hiroshi Ohtake<sup>5</sup>

<sup>1,2,3,4</sup> ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ  
1518 ถนนประชาชื่น 1 วงศ์สว่าง บางซื่อ กรุงเทพฯ 10800

<sup>5</sup> Department of Mechanical Information Science and Technology, Faculty of Computer Science and Systems Engineering, Kyushu  
Institute of Technology, 680-4 Kawazu, Iizuka, Fukuoka 820-0053, Japan

\*ติดต่อ: p.pachara\_aero@yahoo.com<sup>1</sup>, phongsatorns@kmutnb.ac.th<sup>2</sup>, bnc@kmutnb.ac.th<sup>3</sup>, suwat@kmutnb.ac.th<sup>4</sup>,  
hohtake@mse.kyutech.ac.jp<sup>5</sup>

### บทคัดย่อ

บทความนี้เป็นการนำเสนองานวิจัยของมัลติโรเตอร์ประเภท 4 ใบพัด (Quadrotor) ในกรณีที่ใบพัดใด ใบพัดหนึ่งในจำนวน 4 ใบ ไม่สามารถตอบสนองเนื่องจากความล้มเหลวของระบบ ทำให้มัลติโรเตอร์นั้นสูญเสียการควบคุม จึงได้พัฒนาระบบลงจอดด้วยระบบควบคุมที่เรียกว่า Fault Tolerant Control System (FTCS) ด้วยการควบคุมการทำงานด้วยใบพัด 2 ใบที่เหลือ เพื่อให้มัลติโรเตอร์ทำการลงจอดอย่างปลอดภัยและไม่สูญเสียเสถียรภาพ โดยทดสอบการจำลองของระบบผ่านโปรแกรม MATLAB/Simulink

**คำหลัก:** มัลติโรเตอร์, หุ่นยนต์บิน, ระบบควบคุม, อัตโนมัติ, ล้มเหลว

### Abstract

This paper presents the research of multi-rotor helicopter with four rotors (Quadrotor) in case of a rotor failure that leads to system instability. We develop a safety descending system call "Fault Tolerant Control System" (FTCS) which shuts down a rotor opposite the failure rotor and controls two active rotors to stabilize altitude for safe landing. The simulation result is validated by MATLAB/Simulink.

**Keywords:** Multi-rotor, Flying Robot, Controller, Automatic, Failure

### 1. บทนำ

มัลติโรเตอร์เป็นอากาศยานที่ใช้ระบบขับเคลื่อนด้วยใบพัดคล้ายเฮลิคอปเตอร์ แต่ใช้การทำงานของใบพัดมากกว่า 1 ใบ ซึ่งมีหลายชนิดด้วยกันตั้งแต่ชนิด 4 ใบพัด (Quadrotor) [1], 6 ใบพัด (Hexarotor) [2] หรือ 8 ใบพัด (Octorotor) [3] หรือในบางครั้งอาจเรียกว่า "หุ่นยนต์บิน" (Flying Robot) เพราะมีการใช้ระบบอัตโนมัติเข้าไปควบคุมอากาศยานด้วย โดยทั่วไปมัลติ

โรเตอร์ใช้สำหรับทำภารกิจในการถ่ายภาพจากมุมสูง ใช้ในการสำรวจภูมิประเทศ หรือแม้กระทั่งใช้สำหรับการกู้ภัย เนื่องจากมัลติโรเตอร์มีเสถียรภาพในการบินค่อนข้างสูงกว่าเครื่องบินแบบปีก ทำให้มีความแม่นยำในการทำภารกิจค่อนข้างสูง รวมถึงมีความปลอดภัยต่ออุปกรณ์สำหรับทำภารกิจ แต่เหตุการณ์ที่ไม่คาดคิดอาจเกิดขึ้นกับมัลติโรเตอร์ได้เสมอ เช่น แบตเตอรี่หมด เกิดความล้มเหลวของใบพัดและมอเตอร์ หรือ

## AME-143

การรบกวนของกระแสลม เป็นต้น มัลติโรเตอร์จึงจำเป็นต้องมีความเสถียรภาพในการควบคุม เพื่อไม่ให้เกิดความเสียหายจากการตกกระแทกเนื่องจากหากเกิดข้อผิดพลาดต่อระบบ มัลติโรเตอร์จะมีข้อแตกต่างจากอากาศยานแบบมีปีกที่ไม่มีปีกสำหรับร่อนลงสู่พื้น อาจทำให้ตกกระแทกเสียหายได้ มัลติโรเตอร์จึงจำเป็นต้องมีระบบควบคุมที่เรียกว่า “Fault Tolerant Control System” (FTCS) [4] สำหรับการควบคุมเมื่อเกิดเหตุการณ์ข้างต้น เพื่อให้มัลติโรเตอร์ยังคงสามารถทำงานต่อไปได้ โดยในปัจจุบันมัลติโรเตอร์แบบ 4 ใบพัดได้รับความนิยมเป็นอย่างมาก จึงเลือกมัลติโรเตอร์ชนิดนี้มาพิจารณาการควบคุมเมื่อใบพัดเกิดความล้มเหลว 1 ใบ โดยที่ใช้การควบคุมจากใบพัดที่เหลือที่ยังคงทำงานอยู่ ซึ่งงานวิจัยนี้จะพิจารณาที่การควบคุมด้วย 2 ใบพัด แล้วนำมาทดสอบระบบควบคุมด้วยโปรแกรม MATLAB/Simulink

### 2. พลศาสตร์และการควบคุมของมัลติโรเตอร์ (Multi-Rotor Dynamics and Control)

ในบทความฉบับนี้เราจะพิจารณามัลติโรเตอร์ชนิด 4 ใบพัดหรือควอดโรเตอร์ (Quadrotor) โดยหลักการทำงานนั้นจะใช้การหมุนของใบพัดทั้ง 4 ในการสร้างแรงยกตั้งรูปที่ 1 เพื่อบังคับให้ไปในทิศทางที่ต้องการ [1,5,6] โดยในแต่ละใบพัดนั้นจะสร้างแรงขับ (Thrust) และแรงบิด (Torque)

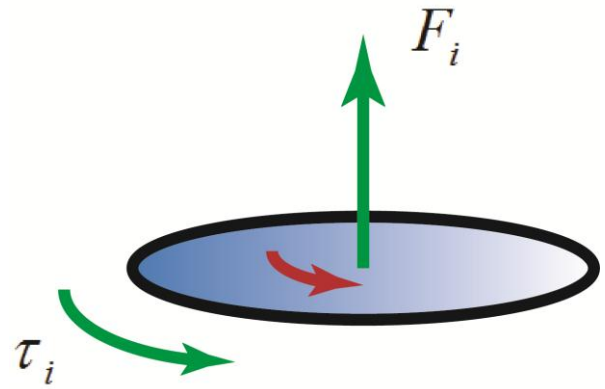
$$F_i = b\omega_i^2 \quad (1)$$

$$\tau_i = d\omega_i^2 \quad (2)$$

ให้  $F_i$  เป็นแรงขับของแต่ละใบพัด,  $\tau_i$  เป็นแรงบิดของแต่ละใบพัด,  $\omega_i$  เป็นความเร็วรอบของใบพัด ส่วน  $b$  และ  $d$  เป็นค่าคงที่จากที่ได้จาก

$$b = C_T \rho A R^2 \quad (3)$$

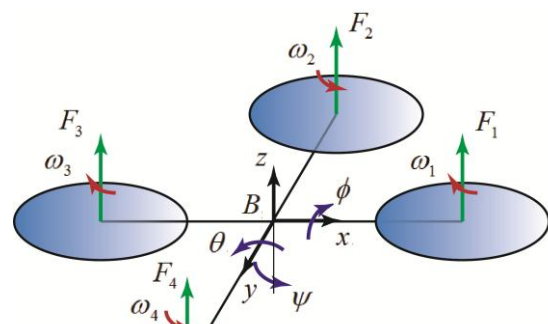
$$d = C_O \rho A R^3 \quad (4)$$



รูปที่ 1 แผนภาพแสดงการสร้างแรงยกและแรงบิดของใบพัด

โดยที่  $C_T$  และ  $C_O$  เป็นค่าสัมประสิทธิ์แรงขับ (Thrust Coefficient) และค่าสัมประสิทธิ์แรงบิด (Torque Coefficient) ตามลำดับ ซึ่งทั้ง 2 ค่าสามารถหาได้จากการทดลองใบพัด,  $\rho$  เป็นหนาแน่นของอากาศ,  $A$  เป็นพื้นที่การหมุนของใบพัด และ  $R$  เป็นรัศมีของใบพัด เมื่อเราพิจารณาจากการทำงานร่วมกันทั้ง 4 ใบพัดเราจะได้แรงยกขนาดใหญ่ที่สามารถยกควอดโรเตอร์ได้ทั้งลำ

$$F = \sum_{i=1}^4 F_i \quad (5)$$



รูปที่ 2 แผนภาพควอดโรเตอร์แสดงแรงและความเร็วรอบที่ใบพัดแต่ละใบสร้างขึ้น รวมถึงโมเมนต์ที่กระทำกับควอดโรเตอร์ในแต่ละแกน ประกอบด้วยโมเมนต์รอบแกน  $x$  ( $\phi$ , Roll), โมเมนต์รอบแกน  $y$  ( $\theta$ , Pitch) และโมเมนต์รอบแกน  $z$  ( $\psi$ , Pitch)

## AME-143

ในขณะที่เดียวกันเมื่อแรงบิดทั้ง 4 ทำงานพร้อมกันจะได้แรงบิดตามแกน  $z$  หรือในแกน Yaw,  $\tau_\psi$  ซึ่งเกิดจากแรงบิดที่ความเร็วรอบแตกต่างกันของใบพัดทั้ง 4 โดยจะได้จากสมการดังนี้

$$\tau_\psi = \sum_{i=1}^4 \tau_i \quad (6)$$

นอกจากนั้นความเร็วรอบของใบพัดที่ต่างกันยังสามารถสร้างแรงบิดได้ในแกน  $x$  (Roll) และ  $y$  (Pitch) หรือ  $\tau_\theta$  และ  $\tau_\phi$  ตามลำดับ ได้อีกเช่นกัน สำหรับการเคลื่อนที่ไปซ้ายและขวากับข้างหน้าและข้างหลังตามลำดับ

$$\tau_\theta = (F_2 - F_4)l \quad (7)$$

$$\tau_\phi = (F_3 - F_1)l \quad (8)$$

โดยที่  $l$  เป็นระยะจากใบพัดถึงตำแหน่งจุดศูนย์กลางของควอดโรเตอร์

สำหรับสมการการเคลื่อนที่ของควอดโรเตอร์นั้นใช้วิธีการ Euler-Lagrange Method ในการพิสูจน์ [1] ซึ่งจะได้ออกมาในรูปของสมการดังนี้

$$\ddot{q} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{F}{m} \sin \theta \\ \frac{F}{m} \sin \phi \cos \theta \\ \frac{F}{m} \cos \phi \cos \theta - g \\ \frac{1}{I_{xx}} \tau_\phi \\ \frac{1}{I_{yy}} \tau_\theta \\ \frac{1}{I_{zz}} \tau_\psi \end{bmatrix} \quad (9)$$

จากสมการที่ (9) กำหนดให้ Control Input  $u_1, u_2, u_3$  และ  $u_4$  เป็นแรงขับและแรงบิดจะได้

$$u_1 = F = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \quad (10)$$

$$u_2 = \tau_\phi = b(\omega_3^2 - \omega_1^2)l \quad (11)$$

$$u_3 = \tau_\theta = b(\omega_2^2 - \omega_4^2)l \quad (12)$$

$$u_4 = \tau_\psi = d(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \quad (13)$$

เมื่อจัดให้อยู่ในรูปของเวกเตอร์จะได้

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b & b & b \\ -bl & 0 & bl & 0 \\ 0 & bl & 0 & -bl \\ d & -d & d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

เมื่อเราจัดรูปใหม่ให้อยู่ในเทอมของความเร็วรอบด้วยการหา Inverted Matrix จากสมการ (14) เพื่อใช้สำหรับการควบคุมความเร็วรอบมอเตอร์ จะได้

$$\begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{4b} & -\frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & 0 & \frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & \frac{1}{2bl} & 0 & \frac{1}{4d} \\ \frac{1}{4b} & 0 & -\frac{1}{2bl} & -\frac{1}{4d} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \quad (15)$$

จากการพิจารณาสมการ (9), (14) และ (15) จะใช้สมการทั้งหมดนี้ในการสร้างการควบคุมของควอดโรเตอร์ โดยจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

### 3. Fault Tolerant Control System (FTCS)

Fault Tolerant Control System (FTCS) เป็นระบบควบคุมอัตโนมัติที่ควบคุมให้ระบบของควอดโรเตอร์ให้สามารถทำงานต่อไปได้ ถึงแม้ว่าส่วนใดส่วนหนึ่งของควอดโรเตอร์เกิดความล้มเหลวในการทำงาน เช่น มอเตอร์ ใบพัด แบตเตอรี่ หรือระบบ GPS เป็นต้น ซึ่ง FTCS จะช่วยให้ควอดโรเตอร์สามารถกู้คืนระบบให้กลับมาทำงานอย่างปลอดภัย โดยไม่เกิด

## AME-143

ความเสียหายใดๆเพิ่มเติม [3] สำหรับงานวิจัยนี้เมื่อ

## AME-143

ควอดโรเตอร์เกิดความล้มเหลวของมอเตอร์หรือใบพัด

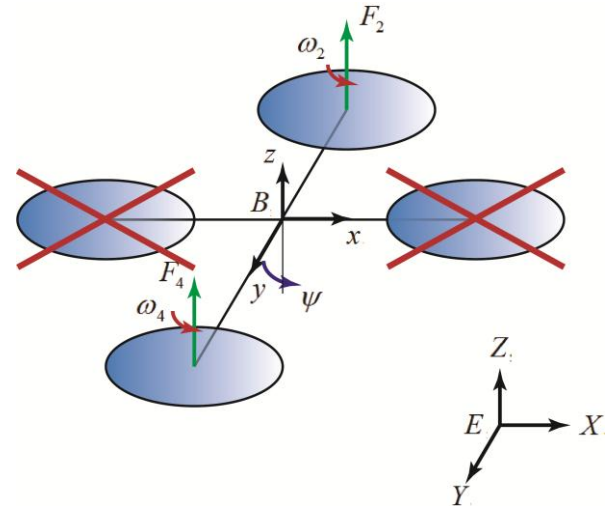
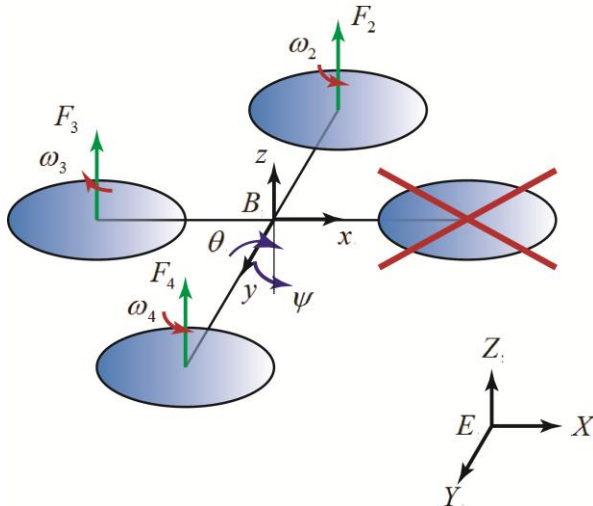
## AME-143

ไม่สามารถทำงานได้ 1 ข้าง จึงใช้ FTCS มาควบคุม

รูปที่ 3 แผนภาพของควอดโรเตอร์แสดงพฤติกรรมเมื่อใบพัดที่ 1 ดับ ซึ่งจะทำให้เกิดโมเมนต์หมุนเข้าหาใบพัดที่ดับหรือโมเมนต์ในแกน  $x$  (Roll Moment) และโมเมนต์ที่ทำให้ควอดโรเตอร์หมุนรอบตัวเองหรือโมเมนต์ในแกน  $z$  (Yawing Moment)

รูปที่ 4 แผนภาพของควอดโรเตอร์แสดงระบบ FTCS โดยการดับใบพัดตรงข้าม(ใบพัดที่ 4)กับใบพัดที่ไม่มีการตอบสนอง(ใบพัดที่ 1) และปล่อยให้ใบพัดที่เหลือ(ใบพัดที่ 2 และ 4)ทำงาน จะเห็นว่าใบพัดที่เหลือที่ยังคงทำงานอยู่จะยังคงสร้างแรงยก แต่จะเกิดโมเมนต์ที่ทำให้หมุนรอบตัวเองอยู่หรือโมเมนต์ในแกน  $z$  (Yawing Moment) ซึ่งไม่มีผลต่อเสถียรภาพ

AME-143



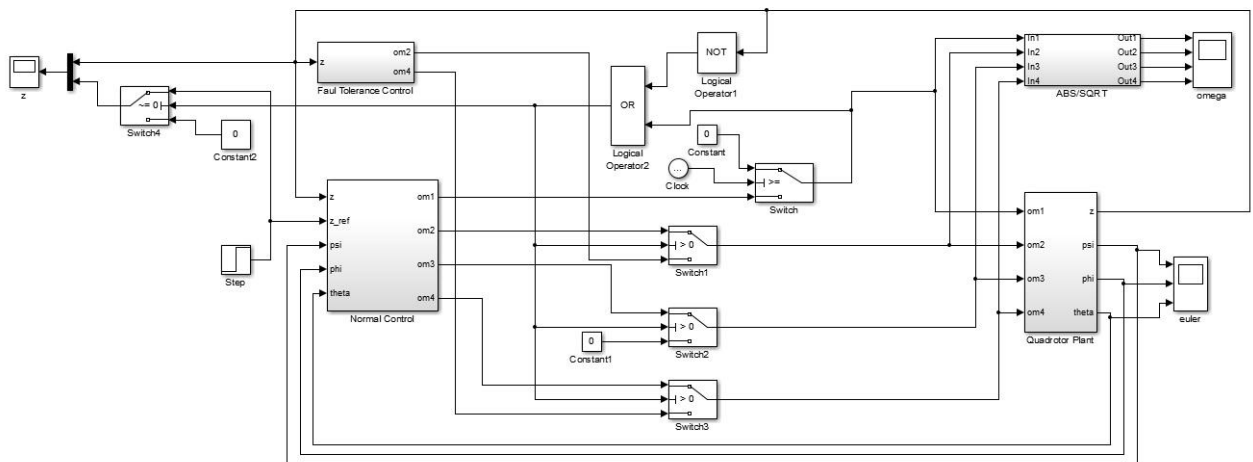
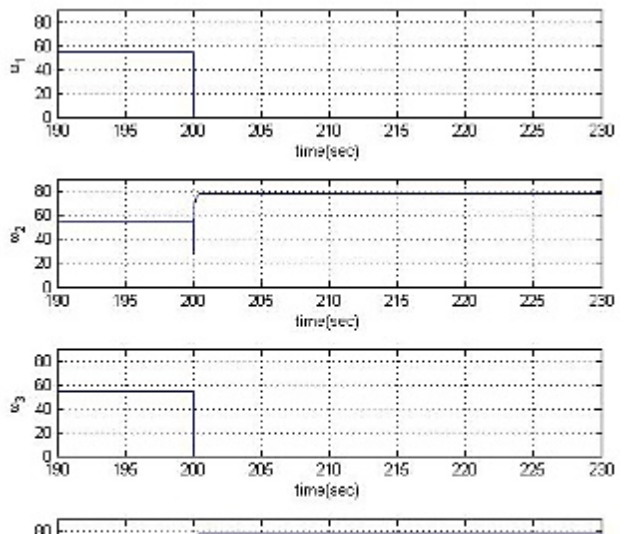
ใบพัดฝั่งตรงข้ามให้ดับ เพื่อป้องกันไม่ให้สูญเสียเสถียรภาพซึ่งเกิดจากโมเมนต์ในแกน x (Roll Moment) หรือ y (Pitch Moment) ดังตัวอย่างในรูปที่ 3 ซึ่งพฤติกรรมของควอดโรเตอร์เมื่อสูญเสียเสถียรภาพจะแตกต่างจากอากาศยานแบบมีปีกโดยทั่วไป นั่นคือจะไม่สามารถร่อนลงด้วยปีกได้ แต่จะตกลงมาแบบอิสระแทบจะทันที เพราะฉะนั้น FTCS จึงจำเป็นอย่างมากเพื่อกู้คืนระบบให้เร็วที่สุด

ในการออกแบบระบบ FTCS จะพิจารณาจากสมการ (10) สมมติให้ใบพัดที่ 1 ไม่ทำงาน และดับใบพัดที่ 3 แทนที่จะได้การสร้างแรงยกจากใบพัดที่ 2 และ 4 โดยให้  $u_1$  เป็น Control Input

$$u_1 = b(\omega_2^2 + \omega_4^2) \quad (16)$$

เนื่องจากว่าเหลือการทำงานเพียง 2 ใบพัด ฉะนั้นจึง

ขึ้นอยู่กับขีดจำกัดของมอเตอร์สำหรับการสร้างแรงขับที่เพียงพอเพื่อชดเชยแรงขับจาก 2 ใบพัดที่ดับสำหรับการลงจอดอย่างปลอดภัย แต่จากการทำงานของ 2 ใบพัดที่เหลือก็จะทำให้เกิดโมเมนต์ในแกน z (Yawing Moment) ซึ่งไม่มีผลต่อเสถียรภาพของควอดโรเตอร์



รูปที่ 5 แสดงแผนภาพการจำลองระบบด้วยโปรแกรม MATLAB Simulink

## AME-143

แต่อย่างไรก็ตามผลของ Gyro Effect จะได้สมการ

$$u_4 = d(-\omega_2^2 - \omega_4^2) \quad (17)$$

เมื่อนำสมการที่ (16) และ (17) ให้อยู่ในรูปเวกเตอร์จะได้

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b & b \\ -d & -d \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_2^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (18)$$

จากสมการที่ (18) เราจะได้ Control Function สำหรับ FTCS ซึ่งจะพิจารณา Control Input  $u_1$  เท่านั้น สำหรับการลงจอดเพียงอย่างเดียว

### 4. การจำลองของระบบและผลการจำลอง

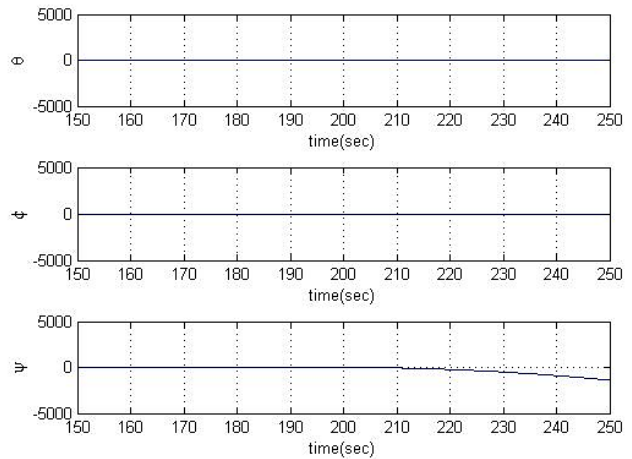
ตารางที่ 1 แสดงค่าตัวแปรต่างๆของควอดโรเตอร์ [6]

$m$	2.326	kg
$l$	0.3	m
$R$	0.15	m
$\rho$	1.204	kg/m <sup>3</sup>
$I_{xx}$	0.1689	kgm <sup>2</sup>
$I_{yy}$	0.1689	kgm <sup>2</sup>
$I_{zz}$	0.3094	kgm <sup>2</sup>

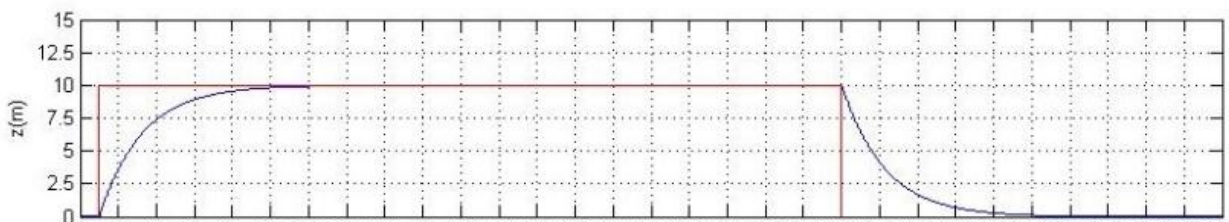
จากการจำลองด้วยโปรแกรม MATLAB/Simulink ดังรูปที่ 5 ด้วยการแยกการทำงานของระบบปกติ (Normal Control) โดยใช้สมการที่ (14) สำหรับการดำเนินงานของระบบนี้และ FTCS โดยใช้สมการที่ (18) โดยใช้การป้อนกลับจากค่าความสูงจากส่วนของ Quadrotor Plant ซึ่งทำงานด้วยสมการที่ (15) และ

(9) จากการจำลองระบบสมมติให้ควอดโรเตอร์ถูกควบคุมให้บินที่ความสูง 10 เมตร หลังจากนั้นผ่านไป 200 วินาที เมื่อใบพัดเกิดความล้มเหลวในการทำงาน จะทำให้ระบบ FTCS ทำงานทันทีนั่นคือระบบจะสั่งการให้ใบพัดที่ 3 ซึ่งอยู่ตรงข้ามกับใบพัดที่ 1 ที่ล้มเหลว ดับทันทีดังที่แสดงในกราฟของรูปที่ 6 ที่แสดงให้เห็นว่าเมื่อใบพัดที่ 1 หยุดทำงานที่วินาทีที่ 200 จะทำให้ใบพัดที่ 3 หยุดการทำงานทันที โดยที่

รูปที่ 6 กราฟแสดงความเร็วรอบแต่ละใบพัด โดยที่เวลา 200 วินาทีใบพัดที่ 1 หยุดการทำงานและใบพัดที่ 3 หยุดการทำงานโดย FTCS



รูปที่ 7 กราฟแสดงการเปลี่ยนแปลงของมุมในแกน  $x$  ( $\phi$ ),  $y$  ( $\theta$ ) และ  $z$  ( $\psi$ ) ตามลำดับ ใบพัดที่ 2 และ 4 ประคองให้ควอดโรเตอร์ลงจอดอย่างปลอดภัยโดยอัตโนมัติด้วยความเร็วที่สูงกว่าก่อนที่ FTCS จะทำงาน เนื่องจากต้องทำงานทดแทนใบพัดที่ 1 และ 3 ในขณะที่ความสูงลดลงด้วย FTCS เพื่อลงจอด จะเกิดโมเมนต์ในแกน  $z$  (Yawing Moment) จากการหมุนของใบพัดที่ 2 และ 4 แต่ไม่ส่งผลใดๆ



รูปที่ 8 กราฟแสดงความสูงของควอดโรเตอร์ตั้งแต่เริ่มบินไปจนถึงที่ความสูง 10 เมตร จนกระทั่งเกิดความล้มเหลวในการทำงานของใบพัดที่วินาทีที่ 200 จากนั้น FTCS ตอบสนองให้ควอดโรเตอร์ลงจอดอย่างปลอดภัย



## AME-143

ต่อเสถียรภาพของควอดโรเตอร์หรือระบบ FTCS ซึ่งกราฟที่แสดงในรูปที่ 7 นั้นแสดงให้เห็นว่าใบพัดที่ยังคงทำงานด้วย FTCS ไม่ส่งผลต่อโมเมนต์ในแกน  $x$  (Roll Moment) และ  $y$  (Pitch Moment) ซึ่งเป็นปัจจัยที่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของควอดโรเตอร์

### 5. บทสรุป

จากการจำลอง FTCS ด้วยระบบที่ไม่มีมีการควบคุมของสภาพแวดล้อมพบว่า FTCS สามารถตอบสนองให้ควอดโรเตอร์ลงจอดอย่างปลอดภัย เมื่อใบพัด 2 ใบในแนวหนึ่งไม่ทำงาน จะทำให้ 2 ใบพัดที่เหลือสร้างแรงยกเพิ่มขึ้นกว่าปกติ รวมถึงเมื่อไม่มีอีก 2 ใบพัดสร้างแรงบิดที่หักล้างกัน จะทำให้ควอดโรเตอร์เกิดโมเมนต์ในแกน  $z$  (Yawing Moment) ซึ่งไม่ส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพแต่อย่างใด

แต่ในความเป็นจริงแล้วหากใบพัดหยุดการทำงาน 1 ใบ ควอดโรเตอร์จะตกลงสู่พื้นด้วยระยะเวลาอันรวดเร็ว ทำให้การคาดการณ์ล่วงหน้าของระบบอาจทำได้ยาก รวมถึงเมื่อระบบสามารถตรวจจับได้ว่ามีใบพัดใบหนึ่งไม่สามารถตอบสนองได้ FTCS จะต้องตอบสนองอย่างรวดเร็วเพื่อกระตุ้นระบบให้ควอดโรเตอร์อยู่ในตำแหน่งสมดุลก่อนจะลงจอด มิเช่นนั้นถ้าระบบกระตุ้นไม่ทันอาจจะสร้างความเสียหายให้กับควอดโรเตอร์ได้ นอกจากนี้ความแม่นยำในการผลิตชิ้นส่วนยังส่งผลกระทบต่อการควบคุมควอดโรเตอร์ด้วยเช่นกัน รวมถึงสภาพแวดล้อมในขณะที่ควอดโรเตอร์ทำงานโดยกระแสลมและสภาพอากาศไม่สามารถคาดการณ์ได้ล่วงหน้า ซึ่งในส่วนนี้จะทำการพิจารณาระบบควบคุม FTCS ในระยะต่อไปของงานวิจัยนี้

### 6. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบพระคุณ JASSO และ Kyushu Institute of Technology สำหรับทุนแลกเปลี่ยนเพื่อการศึกษาและวิจัยทางด้านหุ่นยนต์ ณ เมืองฟูกูโอกะ ประเทศญี่ปุ่น และ Hiroshi Ohtake, Ph.D รองศาสตราจารย์จาก Department of Mechanical Information

Science and Technology แห่ง Kyushu Institute of Technology ซึ่งเป็นผู้ริเริ่มแนวคิดสำหรับงานวิจัย รวมถึงนักเรียนไทยและญี่ปุ่นใน Kyushu Institute of Technology สำหรับแนวคิดสร้างสรรค์สร้างนวัตกรรมวิจัยนี้

### 7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Naidoo, Y., Stopforth, R and Bright, G. (2011). Quad-Rotor Unmanned Aerial Vehicle Helicopter Modelling & Control, *International Journal of Advanced Robotic Systems* 2011, Vol.8 (4), pp. 139-149.
- [2] Guillaume, D. and Hus M. D. (2011). Discussion and Practical Aspects on Control Allocation for a Multi-Rotor Helicopter, paper presented in *International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences*, Zurich, Switzerland.
- [3] Marks, A., Whidborne, J. and Yamamoto, I. (2012). Control Allocation for Fault Tolerant Control of a VTOL Octorotor, paper presented in *UKACC International Conference on Control 2012*, Cardiff, United Kingdom.
- [4] Sharifi, F., et al (2010). Fault Tolerant Control of a Quadrotor UAV using Sliding Mode Control, paper presented in *2010 Conference on Control and Fault Tolerant Systems*, Nice, France.
- [5] Fernando H.C.T.E., et al (2013). Modelling, Simulation and Implementation of Quadrotor UAV, paper presented in *the IEEE 8th International Conference on Industrial and Information Systems*, Sri Lanka.
- [6] Martinez, V. (2007). Modelling of the Flight Dynamics of a Quadrotor Helicopter, *MSc Thesis*, School of Engineering, Department of Aerospace Sciences, Cranfield University.

**AME-143**

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 28  
15-17 ตุลาคม 2557 จังหวัดขอนแก่น

