# การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ โดยใช้เมตาฮิวริสติก

# SYSTEM IDENTIFICATION AND STABILITY CONTROL FOR FIXED-WINGS UAVs USING METAHEURISTICS

**นายอภิวัฒน์ โนนุตร**

**วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต**

**มหาวิทยาลัยขอนแก่น**

**พ.ศ. 2564**

# การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ โดยใช้เมตาฮิวริสติก

นายอภิวัฒน์ โนนุตร

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยขอนแก่น
พ.ศ. 2564

# SYSTEM IDENTIFICATION AND STABILITY CONTROL FOR FIXED-WINGS UAVs USING METAHEURISTICS

**MR. APIWAT NONUT**

**A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT OF THE REQUIREMENTS**

**FOR THE DEGREE OF MASTER OF ENGINEERING**

**IN MECHANICAL ENGINEERING**

**GRADUATE SCHOOL KHON KEAN UNIVERSITY**

**2021**

**ใบรับรองวิทยานิพนธ์**

**มหาวิทยาลัยขอนแก่น**

**หลักสูตร**

**วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต**

**สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล**

**ชื่อวิทยานิพนธ์:** การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับโดยใช้เมตาฮิวริสติก

**ชื่อผู้ทำวิทยานิพนธ์:** นายอภิวัฒน์ โนนุตร

**คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์:**

| | |
|---|---|
| รศ. ดร. สุวิน สลีสองสม | ประธานกรรมการ |
| รศ. ดร. ณัญธิวัฒน์ พลดี | กรรมการ |
| ผศ. ดร. ประมินทร์ อาจฤทธิ์ | กรรมการ |
| รศ. ดร. ธนา ราษฎร์ภักดี | กรรมการ |
| ศ. ดร. สุจินต์ บุรีรัตน์ | กรรมการ |

**อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์:**

..... อาจารย์ที่ปรึกษา

(รองศาสตราจารย์ ดร. ณัญธิวัฒน์ พลดี)

..... อาจารย์ที่ปรึกษาร่วม

(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. ประมินทร์ อาจฤทธิ์)

..... .....

(ศาสตราจารย์ ดร. สุรศักดิ์ วงศ์รัตนชีวิน) (รองศาสตราจารย์ ดร. รัชพล สันติวรากร)

คณบดีบัณฑิตวิทยาลัย คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์

ลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยขอนแก่น

อภิวัฒน์ โนนุตร. 2564. **การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับโดยใช้เมตาฮิวริสติก**

วิทยานิพนธ์ปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล

บัณฑิตวิทยาลัย มหาวิทยาลัยขอนแก่น.

**อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์:** รศ. ดร. ณัญธิวัฒน์ พลดี,

ผศ. ดร. ประมินทร์ อาจฤทธิ์

## บทคัดย่อ


งานวิจัยนี้เสนอการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการออกแบบระบบควบคุมการรักษาระดับด้วยตนเองสำหรับอากาศยานไร้คนขับอัตโนมัติแบบปีกตรึง (UAV) โดยจะใช้เครื่องบินชนิด High-wing Super Trainer จำนวน 2 ลำได้แก่ เครื่องบินโฟมและเครื่องบินน้ำมัน สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะนำแบบจำลองพลวัตซึ่งจะอยู่ในรูปแบบของ state space model มาอธิบายรูปแบบการเคลื่อนที่ของเครื่องบินทั้ง Longitudinal Dynamics และ Lateral Dynamics สำหรับงานวิจัยนี้มีสมมุติฐานว่ารูปแบบการเคลื่อนที่ของทั้ง 2 ระบบพลวัตเป็นอิสระต่อกันโดยสิ้นเชิง งานวิจัยนี้ใช้เทคนิค system identification ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์เพื่อหาค่า UAV aerodynamic และ stability derivatives โดยลดค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นระหว่างข้อมูลที่ได้จากการบินจริงและสัญญาณ output จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ สำหรับการเก็บข้อมูลเพื่อนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะใช้การกระตุ้นระบบด้วย input ชนิด multi input และDoublet input ซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จากวิธี system identification จะถูกนำมาใช้เพื่อออกแบบระบบควบคุมการรักษาระดับ โดยใช้ตัวควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์เพื่อหาค่าพารามิเตอร์ $\boldsymbol{K_p}$, $\boldsymbol{K_i}$, $\boldsymbol{K_d}$ และ $\boldsymbol{T_f}$ ที่เหมาะสมที่สุด ผลการวิจัยแสดงให้เห็นว่าเครื่องบินสามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงได้อย่างต่อเนื่อง นอกจากนี้ความเร็วเชิงมุมของเครื่องบินและมุมของเครื่องบินยังมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับผลการ simulation สัญญาณด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

Apiwat Nonut. 2021. **System Identification and Stability Control of Fixed-wing UAVs Autonomous Flight Using Meta-heuristic**. Master of Engineering Thesis in Mechanical Engineering, Graduate School, Khon Kaen University.

**Thesis Advisors:** Assoc. Prof. Dr. Nantiwat Pholdee,
Asst. Prof. Dr. Pramin Artrit

## ABSTRACT

This thesis presents an approach of mathematical modeling and designs the inner loop stability control of fixed-wing UAV autonomous flight. Two high-wing Super Trainer aircraft including foam electric aircraft and wood Gas Engine aircraft were used for this research. The state-space model is used to describe the characteristic of both longitudinal dynamic modeling and lateral dynamic modeling while longitudinal dynamics and lateral dynamics are assuming to be decoupled. The system identification inverse optimization problem is proposed to find the UAV aerodynamic and stability derivatives by minimizing the output error between test data and the flight dynamic model while metaheuristics (MHs) is used to solve the proposed optimization problem. The multi-step input and the doublets input are used for the flight test data collection. The mechanical models obtained from the previous step are used for stability control design in roll direction base on PID controller. The MHs optimization technique is also applied for the optimal parameter: $K_p$, $K_i$, $K_d$ and $T_f$ turning while the optimization problem is proposed based on control performance. based on the real flight test of the controller, the results show that the controlled UAVs can well track the reference signal. In addition, the angular velocity and roll angle of UAV agree well with simulation based on the mechanical model.

**งานวิทยานิพนธ์นี้มอบส่วนดีให้บุพการีและคณาจารย์**

# กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้เสร็จสมบูรณ์เป็นอย่างดีได้ด้วยความช่วยเหลือ และให้คำปรึกษา

ขอขอบคุณ รศ.ดร.ณัญธิวัฒน์ พลดี และ ผศ.ดร.ประมินทร์ อาจฤทธิ์ ผู้ที่ได้กรุณาให้คำปรึกษา และคำแนะนำเกี่ยวกับการศึกษาวิจัยในครั้งนี้

ขอขอบคุณ รศ.ดร.สุวิน สลีสองสม ที่ได้กรุณาเป็นประธานกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

ขอขอบคุณ ศ.ดร.สุจินต์ บุรีรัตน์ ที่ได้กรุณาเป็นกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

ขอขอบคุณ รศ.ดร.ธนา ราษฎร์ภักดี ที่ได้กรุณาเป็นกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

ขอขอบคุณ คณาจารย์ ภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้าและภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยขอนแก่น ที่ได้กรุณาประสิทธิ์ประสาทความรู้ และประสบการณ์อันมีค่ายิ่งแก่ศิษย์

ขอกราบขอบพระคุณ พ่อ แม่ ญาติพี่น้อง เพื่อนๆและทีมงานกลุ่มวิจัย ผู้ซึ่งเป็นกำลังใจและช่วยเหลือส่งเสริมในทุก ๆ ด้านเป็นอย่างดีเสมอมา

สุดท้ายนี้ขอขอบคุณผู้ที่มีส่วนร่วมทุกท่านที่ไม่ได้เอ่ยนามในที่นี้ ที่ช่วยเป็นแรงบันดาลใจและให้การสนับสนุน จนกระทั่งวิทยานิพนธ์สำเร็จลุล่วงตามเป้าหมาย

อภิวัฒน์ โนนุตร

# สารบัญ


| | หน้า |
|---|---|
| บทคัดย่อภาษาไทย | ก |
| บทคัดย่อภาษาอังกฤษ | ข |
| กิตติกรรมประกาศ | ง |
| สารบัญตาราง | ซ |
| สารบัญภาพ | ฎ |
| บทที่ 1 บทนำ | 1 |
| 1. ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา | 1 |
| 2. วัตถุประสงค์ของงานวิจัย | 2 |
| 3. ขั้นตอนและวิธีดำเนินการวิจัย | 3 |
| 4. ขอบเขตของงานวิจัย | 3 |
| 5. ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ | 3 |
| บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการ | 4 |
| 1. งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง | 4 |
| 2. ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับเครื่องบิน | 8 |
| 2.1 แรงที่กระทำต่อเครื่องบิน | 9 |
| 2.2 การควบคุมเครื่องบิน | 10 |
| 2.3 แกนของเครื่องบิน | 11 |
| 3. ทฤษฎีระบบควบคุม | 12 |
| 3.1 โครงสร้างระบบควบคุม | 13 |
| 3.2 ตัวควบคุมแบบไอพีดี | 14 |
| 4. วิธีหาค่าเหมาะสมที่สุด | 15 |
| 5. System Identification | 16 |
| 5.1 3-2-1-1 input | 17 |
| 5.2 Doublet input | 18 |
| 6. Equation of motion | 18 |

# สารบัญ (ต่อ)


| | หน้า |
|---|---|
| บทที่ 3 วิธีดำเนินการวิจัย | 20 |
| 1. การออกแบบอุปกรณ์ controller | 22 |
| 1.1 อุปกรณ์ที่ใช้สำหรับออกแบบ controller | 23 |
| 1.2 การเชื่อมต่อของระบบ Hardware | 30 |
| 2. การเก็บข้อมูลที่ได้จากการบิน | 31 |
| 2.1 การเก็บข้อมูลการบินของเครื่องบินโฟม | 32 |
| 2.2 การเก็บข้อมูลการบินของเครื่องบินน้ำมัน | 40 |
| 3. ความสัมพันธ์ของมุมเซอร์โวมอเตอร์และปีกของเครื่องบิน | 48 |
| 4. System Identification | 49 |
| 4.1 longitudinal dynamic | 50 |
| 4.2 lateral dynamic | 51 |
| 5. การออกแบบระบบควบคุม PID | 53 |
| 5.1 ระบบคบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic | 54 |
| 5.2 ระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic | 55 |
| บทที่ 4 การทดลองและวิเคราะห์ผลการทดลอง | 58 |
| 1. เครื่องบินโฟม | 58 |
| 1.1 การหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบิน | 58 |
| 1.2 การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินโฟม | 63 |
| 1.3 การออกแบบระบบควบคุม PID สำหรับเครื่องบินโฟม | 80 |
| 2. เครื่องบินน้ำมัน | 91 |
| 2.1 การหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบิน | 91 |
| 2.2 การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินน้ำมัน | 96 |
| 2.3 การออกแบบระบบควบคุม PID สำหรับเครื่องบินน้ำมัน | 113 |

# สารบัญ (ต่อ)


| | หน้า |
|---|---|
| บทที่ 5 สรุปและข้อเสนอแนะ | 128 |
| เอกสารอ้างอิง | 131 |
| ภาคผนวก | 134 |
| ภาคผนวก ก ลายวงจรบอร์ด controller hat | 135 |
| ภาคผนวก ข การติดตั้ง Hardware support package ของ Raspberry Pi3 b+ | 138 |
| ภาคผนวก ค การเชื่อมต่ออุปกรณ์ Hardware | 146 |
| การเผยแพร่ผลงานวิทยานิพนธ์ | 149 |
| ประวัติผู้เขียน | 150 |

# สารบัญตาราง


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ตารางที่ 3.1 | ค่าพารามิเตอร์ของเครื่องบินโฟม | 21 |
| ตารางที่ 3.2 | ค่าพารามิเตอร์ของเครื่องบินน้ำมัน | 22 |
| ตารางที่ 3.3 | ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับ longitudinal dynamic | 50 |
| ตารางที่ 3.4 | ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับ lateral dynamic | 52 |
| ตารางที่ 3.5 | ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับระบบควบคุมมุมเงยของเครื่องบิน | 54 |
| ตารางที่ 3.6 | ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับระบบควบคุมมุมเอียงของเครื่องบิน | 56 |
| ตารางที่ 4.1 | ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ aileron command เครื่องบินโฟม | 59 |
| ตารางที่ 4.2 | ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ elevator command เครื่องบินโฟม | 60 |
| ตารางที่ 4.3 | ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ rudder command เครื่องบินโฟม | 62 |
| ตารางที่ 4.4 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม | 63 |
| ตารางที่ 4.5 | ค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม | 66 |
| ตารางที่ 4.6 | ตำแหน่ง system poles ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม | 67 |
| ตารางที่ 4.7 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม | 72 |
| ตารางที่ 4.8 | ค่า aerodynamic stability ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม | 74 |
| ตารางที่ 4.9 | ตำแหน่ง system poles ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม | 75 |
| ตารางที่ 4.10 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม | 80 |

# สารบัญตาราง(ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ตารางที่ 4.11 | ค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม | 82 |
| ตารางที่ 4.12 | step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step | 84 |
| ตารางที่ 4.13 | step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย | 85 |
| ตารางที่ 4.14 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม | 85 |
| ตารางที่ 4.15 | ค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม | 88 |
| ตารางที่ 4.16 | step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step | 90 |
| ตารางที่ 4.17 | step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย | 91 |
| ตารางที่ 4.18 | ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ aileron command ของเครื่องบินน้ำมัน | 92 |
| ตารางที่ 4.19 | ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ elevator command ของเครื่องบินน้ำมัน | 93 |
| ตารางที่ 4.20 | ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ rudder command ของเครื่องบินน้ำมัน | 95 |
| ตารางที่ 4.21 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 96 |
| ตารางที่ 4.22 | ค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 99 |
| ตารางที่ 4.23 | ตำแหน่ง pole ของระบบ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 100 |
| ตารางที่ 4.24 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 105 |
| ตารางที่ 4.25 | ค่า aerodynamic stability ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 107 |

# สารบัญตาราง (ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ตารางที่ 4.26 | ตำแหน่ง system poles ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 108 |
| ตารางที่ 4.27 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 113 |
| ตารางที่ 4.28 | ค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 115 |
| ตารางที่ 4.29 | step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step | 116 |
| ตารางที่ 4.30 | step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย | 118 |
| ตารางที่ 4.31 | ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 118 |
| ตารางที่ 4.32 | ค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 121 |
| ตารางที่ 4.33 | step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step | 123 |
| ตารางที่ 4.34 | step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย | 124 |

# สารบัญภาพ


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ภาพที่ 2.1 | P15035 Aircraft | 5 |
| ภาพที่ 2.2 | PT-60 RC aircraft | 5 |
| ภาพที่ 2.3 | AR. Drone | 6 |
| ภาพที่ 2.4 | Hangar-9 1/4-Scale PA-18 Super Cub | 6 |
| ภาพที่ 2.5 | Tailless UAV | 7 |
| ภาพที่ 2.6 | Drone | 7 |
| ภาพที่ 2.7 | Small fixed-wing UAV | 8 |
| ภาพที่ 2.8 | แรงที่กระทำต่อเครื่องบิน | 9 |
| ภาพที่ 2.9 | ส่วนต่างๆที่ใช้ควบคุมเครื่องบิน | 10 |
| ภาพที่ 2.10 | ระบบแกนของเครื่องบิน | 11 |
| ภาพที่ 2.11 | โครงสร้างระบบควบคุมแบบเปิด | 13 |
| ภาพที่ 2.12 | โครงสร้างระบบควบคุมแบบปิด | 13 |
| ภาพที่ 2.13 | ระบบควบคุมชนิด PID | 15 |
| ภาพที่ 2.14 | กระบวนการหาคำตอบของวิธีศึกษาเมตาฮิวริสติกส์ | 16 |
| ภาพที่ 2.15 | 3-2-1-1 input | 17 |
| ภาพที่ 2.16 | Doublet input | 18 |
| ภาพที่ 3.1 | เครื่องบินโฟม | 20 |
| ภาพที่ 3.2 | เครื่องบินน้ำมัน | 20 |
| ภาพที่ 3.3 | Raspberry Pi 3 model B+ | 23 |
| ภาพที่ 3.4 | Arduino Mega 2560 | 24 |
| ภาพที่ 3.5 | BNO080 Inertial Measurement Unit | 24 |
| ภาพที่ 3.6 | MS5611 pressure sensor | 25 |
| ภาพที่ 3.7 | Analog air speed sensor | 26 |
| ภาพที่ 3.8 | Digital Logic converter | 26 |
| ภาพที่ 3.9 | Receiver FrSky R9 | 27 |

# สารบัญภาพ (ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ภาพที่ 3.10 | IC 74ls04 Inverter | 27 |
| ภาพที่ 3.11 | GPS Module | 28 |
| ภาพที่ 3.12 | speed control | 28 |
| ภาพที่ 3.13 | Remote Control FrSky QX7 | 29 |
| ภาพที่ 3.14 | เซอร์โวมอเตอร์ | 29 |
| ภาพที่ 3.15 | การเชื่อมต่อของระบบ Hardware | 30 |
| ภาพที่ 3.16 | การวางอุปกรณ์ controller ของเครื่องบินโฟม | 32 |
| ภาพที่ 3.17 | การวางอุปกรณ์ controller ของเครื่องบินน้ำมัน | 32 |
| ภาพที่ 3.18 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 1 | 33 |
| ภาพที่ 3.19 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 2 | 34 |
| ภาพที่ 3.20 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 3 | 35 |
| ภาพที่ 3.21 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 4 | 36 |
| ภาพที่ 3.22 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 1 | 37 |
| ภาพที่ 3.23 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 2 | 38 |
| ภาพที่ 3.24 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 3 | 39 |
| ภาพที่ 3.25 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 4 | 40 |
| ภาพที่ 3.26 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 1 | 41 |
| ภาพที่ 3.27 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 2 | 42 |
| ภาพที่ 3.28 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 3 | 43 |
| ภาพที่ 3.29 | สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 4 | 44 |
| ภาพที่ 3.30 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 1 | 45 |
| ภาพที่ 3.31 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 2 | 46 |
| ภาพที่ 3.32 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 3 | 47 |

# สารบัญภาพ (ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ภาพที่ 3.33 | สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 4 | 48 |
| ภาพที่ 3.34 | Input สำหรับการออกแบบระบบควบคุม PID | 53 |
| ภาพที่ 3.35 | ระบบควบคุมมุมเงยของเครื่องบิน | 54 |
| ภาพที่ 3.36 | ระบบควบคุมมุมเอียงของเครื่องบิน | 55 |
| ภาพที่ 4.1 | กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron ของเครื่องบินโฟม | 59 |
| ภาพที่ 4.2 | กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบินโฟม | 61 |
| ภาพที่ 4.3 | กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก rudder ของเครื่องบินโฟม | 62 |
| ภาพที่ 4.4 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม | 65 |
| ภาพที่ 4.5 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินโฟม | 68 |
| ภาพที่ 4.6 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินโฟม | 69 |
| ภาพที่ 4.7 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินโฟม | 70 |
| ภาพที่ 4.8 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินโฟม | 71 |
| ภาพที่ 4.9 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก lateral dynamic เครื่องบินโฟม | 75 |
| ภาพที่ 4.10 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินโฟม | 76 |

# สารบัญภาพ (ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ภาพที่ 4.11 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินโฟม | 77 |
| ภาพที่ 4.12 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินโฟม | 78 |
| ภาพที่ 4.13 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินโฟม | 79 |
| ภาพที่ 4.14 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม | 81 |
| ภาพที่ 4.15 | ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชนิด unit step | 83 |
| ภาพที่ 4.16 | ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย | 84 |
| ภาพที่ 4.17 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID lateral dynamic เครื่องบินโฟม | 87 |
| ภาพที่ 4.18 | ผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชนิด unit step | 89 |
| ภาพที่ 4.19 | ผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชนิด unit step | 90 |
| ภาพที่ 4.20 | กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron ของเครื่องบินน้ำมัน | 92 |
| ภาพที่ 4.21 | กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบินน้ำมัน | 94 |
| ภาพที่ 4.22 | กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก rudder ของเครื่องบินน้ำมัน | 95 |

# สารบัญภาพ (ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ภาพที่ 4.23 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 98 |
| ภาพที่ 4.24 | ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินน้ำมัน | 101 |
| ภาพที่ 4.25 | ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินน้ำมัน | 102 |
| ภาพที่ 4.26 | ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินน้ำมัน | 103 |
| ภาพที่ 4.27 | ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินน้ำมัน | 104 |
| ภาพที่ 4.28 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 106 |
| ภาพที่ 4.29 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินน้ำมัน | 109 |
| ภาพที่ 4.30 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินน้ำมัน | 110 |
| ภาพที่ 4.31 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินน้ำมัน | 111 |
| ภาพที่ 4.32 | ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินน้ำมัน | 112 |
| ภาพที่ 4.33 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 114 |
| ภาพที่ 4.34 | ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชนิด unit step | 116 |

# สารบัญภาพ (ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ภาพที่ 4.35 | ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย | 117 |
| ภาพที่ 4.36 | ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน | 120 |
| ภาพที่ 4.37 | ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชนิด unit step | 122 |
| ภาพที่ 4.38 | ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย | 123 |
| ภาพที่ 4.39 | ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงจากรีโมทวิทยุ | 125 |
| ภาพที่ 4.40 | ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงเป็นสัญญาณคงที่ 0 องศา | 125 |
| ภาพที่ 4.41 | ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงเป็น input step 10 องศา | 126 |
| ภาพที่ 4.42 | ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงเป็น sine wave | 126 |
| ภาพที่ ก1 | ลายวงจรด้านบนสำหรับ Arduino mega 2560 Hat | 136 |
| ภาพที่ ก2 | ลายวงจรด้านล่างสำหรับ Arduino mega 2560 Hat | 136 |
| ภาพที่ ก3 | ลายวงจรด้านบนสำหรับ Raspberry Pi3b+ Hat | 137 |
| ภาพที่ ก4 | ลายวงจรด้านล่างสำหรับ Raspberry Pi3b+ Hat | 137 |
| ภาพที่ ข1 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 1 | 139 |
| ภาพที่ ข2 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 2 | 139 |
| ภาพที่ ข3 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 3 | 140 |
| ภาพที่ ข4 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 4 | 140 |

# สารบัญภาพ (ต่อ)


| | | หน้า |
|---|---|---|
| ภาพที่ ข5 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 5 | 141 |
| ภาพที่ ข6 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 6 | 141 |
| ภาพที่ ข7 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 7 | 142 |
| ภาพที่ ข8 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 8 | 142 |
| ภาพที่ ข9 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 9 | 143 |
| ภาพที่ ข10 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 10 | 143 |
| ภาพที่ ข11 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 11 | 144 |
| ภาพที่ ข12 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 12 | 144 |
| ภาพที่ ข13 | การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 13 | 145 |
| ภาพที่ ค1 | การเชื่อมต่ออุปกรณ์ Hardware | 147 |
| ภาพที่ ค2 | รายละเอียดการเชื่อมต่อ Hardware | 147 |

# บทที่ 1
# บทนำ

## 1. ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

อากาศยานเป็นยานพาหนะที่มีใช้งานหลากหลายรูปแบบในชีวิตประจำวันทั้งงานเพื่อความมั่นคงและการป้องกันประเทศ ในอดีตประเทศไทยสามารถออกแบบและสร้างโครงสร้างอากาศยานได้เองตั้งแต่ปี 2458 สมัยรัชกาลที่ 6 แต่หลังจากสงครามโลกครั้งที่สองซึ่งเป็นช่วงสงครามเย็นประเทศไทยได้รับการสนับสนุนอาวุธยุทโธปกรณ์จากประเทศมหาอำนาจ ทำให้การวิจัยและพัฒนาทางด้านอากาศยานหยุดไป ประเทศไทยจึงได้ผันตัวไปเป็นผู้นำเข้าเทคโนโลยีอากาศยานแทนการพัฒนาด้วยตนเอง อย่างไรก็ตามเมื่อรัฐบาลมีนโยบายประเทศไทย 4.0 ซึ่งเน้นการพึ่งเทคโนโลยีของตนเองซึ่งรวมไปถึงเทคโนโลยีด้านอากาศยาน ดังนั้นการวิจัยและพัฒนาทางด้านอากาศยานในรูปแบบต่างๆจึงมีความจำเป็นเพื่อตอบสนองนโยบายและแนวคิดนั้น และเพื่อเป็นไปตามยุทธศาสตร์การวิจัยของมหาวิทยาลัยขอนแก่น SRA 9 เทคโนโลยีและองค์ความรู้ใหม่ทางด้านวิทยาศาสตร์และสังคมศาสตร์ (Frontier Technology) การวิจัยเพื่อพัฒนาองค์ความรู้ใหม่ และการพัฒนาซอฟแวร์เพื่อช่วยในการออกแบบอากาศยาน ตลอดจนการพัฒนาบุคลากรทางด้านนี้จึงมีความจำเป็นสำหรับประเทศไทยในอนาคต

ในปัจจุบันงานวิจัยทางด้านอากาศยานมีแนวโน้มที่จะพัฒนาอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicles, UAVs) เพิ่มมากขึ้น เพื่อใช้ภาระกิจด้านต่างๆ เช่น การป้องกันประเทศ การสำรวจ การกู้ภัย การขนส่ง การเกษตร ฯลฯ เนื่องจากไม่ต้องใช้นักบินทำให้สามารถเข้าถึงพื้นที่ที่มีความเสี่ยงและเป็นอันตรายสำหรับนักบินได้ ซึ่งการพัฒนา UAV แบ่งเป็นสองกลุ่ม คือ UAV แบบเครื่องบินหลายใบพัด (multi rotors) หรือที่เรียกกันว่าโดรน (drone) (1)และ อากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึง (fixed wing UAVs) (2)โดยแต่ละกลุ่มจะมีการใช้งานตามวัตถุประสงค์ที่แตกต่างกันไปตามขีดจำกัดความสามารถ ซึ่งอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงจะเหมาะสำหรับภารกิจมีระยะปฏิบัติการไกล ต้องการความเร็วในการเคลื่อนที่สูง และมี payload สูง ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงมีแนวโน้มที่จะพัฒนาเป็นระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ (fully autonomous) ทั้งหมด เพื่อลดความยุ่งยากและความซับซ้อนในการใช้งาน รวมถึงลดอันตรายที่อาจจะเกิดขึ้นได้จากประสบการณ์และทักษะของนักบิน

การออกแบบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติในอากาศยานแบบปีกตรึงจะประกอบด้วย 2 ส่วนการควบคุมคือ inner loop และ outer loop โดย inner loop จะเป็นระบบควบคุมที่ใช้สำหรับการ

ควบคุม actuator สำหรับอุปกรณ์ต่างๆ ได้แก่ elevator, rudder, aileron และ throttle ซึ่งถือเป็นส่วนสำคัญในการที่จะควบคุม dynamic stability characteristics ของอากาศยาน ส่วน outer loop จะทำหน้าที่เป็นตัวควบคุมและสั่งการเพื่อให้อากาศยานบินไปตามเส้นทางที่กำหนดแทนนักบิน การออกแบบระบบควบคุมในส่วน inner loop จำเป็นต้องสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (plant model) เพื่อใช้ในการอธิบายรูปแบบการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงจะใช้ค่า aerodynamic stability เป็นตัวอธิบายรูปแบบการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน ซึ่งสามารถทำได้ 3 วิธี ได้แก่ 1. การใช้แบบจำลองทางทฤษฎี 2. ใช้การทดสอบด้วยอุโมงค์ลม 3. การทำ system identification อย่างไรก็ตามการหาค่า aerodynamic stability ด้วยวิธีการใช้แบบจำลองทางทฤษฎีและการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมยังมีความคลาดเคลื่อนอยู่มากเนื่องจากการออกแบบโครงสร้างของเครื่องบิน โดยการหาค่า aerodynamic stability ด้วยวิธี system identification สามารถให้ค่าใกล้เคียงความเป็นจริงกว่าทั้งสองวิธีข้างต้น แต่พบว่ายังมีงานวิจัยส่วนน้อยที่มีการศึกษาและพัฒนาร่วมกับการใช้วิธีการหาค่าเหมาะที่สุดเพื่อให้ได้ระบบที่มีประสิทธิภาพสูงสุด ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงสนใจที่จะนำวิธีเมตาฮิวริสติกส์มาใช้ร่วมกับการหาค่า aerodynamic stability ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึง นอกจากนี้โดยปกติแล้วส่วนใหญ่ระบบควบคุมเครื่องบินไร้คนขับจะเป็นระบบควบคุมชนิด Proportional-Integral-Derivative (PID) ซึ่งจะปรับจูนค่าพารามิเตอร์โดยใช้ประสบการณ์ของผู้ควบคุมในการปรับจูน และยังมีงานวิจัยส่วนน้อยที่นำวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุด (optimization) มาใช้ร่วมกับการออกแบบระบบควบคุม ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงมีแนวคิดในการพัฒนาการออกแบบระบบคุมชนิด Proportional Integral Derivative (PID) ร่วมกับวิธีเมตาฮิวริสติกส์เพื่อให้ได้ระบบควบคุมที่เหมาะสมและสามารถทำงานภายใต้สภาวะความไม่แน่นอนสูงได้ ซึ่งจะใช้ร่วมกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่สร้างก่อนหน้านี้

## 2. วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

2.1 เพื่อศึกษาและหาพารามิเตอร์ aerodynamic stability สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงโดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ (Meta-Heuristics, MHs)

2.2 เพื่อพัฒนาระบบควบคุมการรักษาระดับด้วยตนเองของอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กแบบปีกตรึงโดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์

## 3. ขั้นตอนและวิธีดำเนินการวิจัย

3.1 ทบทวนวรรณกรรม

3.2 ศึกษาระบบควบคุมและการหาค่า aerodynamic stability ของ UAVs ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะที่สุดแบบวิธีเมตาฮิวริสติกส์

3.3 เก็บข้อมูลจากการบินจริงเพื่อนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

3.4 ออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์

3.5 ทดสอบระบบบนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

3.6 ทดสอบบินจริงด้วยเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึง

3.7 วิเคราะห์และอภิปรายผล

3.8 สรุปและจัดทำวิทยานิพนธ์ฉบับสมบูรณ์

## 4. ขอบเขตของการวิจัย

4.1 การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยวิธี system identification และการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของเครื่องบินแบบปีกตรึงร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์จะใช้โปรแกรม MATLAB/Simulink เป็นเครื่องมือหลัก

4.2 ระบบควบคุมชนิด PID จะถูกใช้ร่วมกับอุปกรณ์ Controller ได้แก่ Raspberry Pi และ Arduino สำหรับการเก็บข้อมูลและทดสอบการบิน

4.3 งานวิจัยนี้ใช้เครื่องบินแบบปีกตรึงขนาดเล็ก ซึ่งมีความยาวปีกไม่เกิน 2 เมตร และความเร็วไม่เกิน 30 m/s ทำการบินในระดับที่ต่ำกว่า 200 เมตร

4.4 ระบบควบคุมชนิด PID จะรับค่า set point ซึ่งเป็นสัญญาณจากรีโมทบังคับวิทยุ

## 5. ประโยชน์ที่ความว่าจะได้รับ

5.1 ได้องค์ความรู้ใหม่ทางด้านการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบโดยใช้เทคนิค system identification สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์

5.2 ได้องค์ความรู้ใหม่ทางด้านการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ที่คงทนสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงโดยใช้ร่วมกับการหาค่าเหมาะที่สุดวิธีศึกษาเมตาฮิวริสติกส์

5.3 ระบบการบินรักษาสมดุลสำหรับอากาศยานไร้คนขับที่มีประสิทธิภาพและสามารถทำงานได้ในสภาวะความไม่แน่นอนสูงและมีราคาถูก

# บทที่ 2
# ทฤษฎีและหลักการ

## 1. งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ปัจจุบันงานวิจัยด้านอากาศยานมีแนวโน้มที่จะพัฒนาอากาศยานไร้คนขับเพิ่มมากขึ้นเพื่อนำไปใช้ในภารกิจต่างๆ เนื่องจากไม่จำเป็นต้องใช้นักบินและสามารถใช้ในการเข้าถึงพื้นที่ที่มีความเสี่ยงสำหรับนักบินได้ ระบบควบคุมของอากาศยานไร้คนขับมีแนวโน้มที่จะพัฒนาให้เป็นระบบควบคุมการบินแบบอัตโนมัติแบบเต็มรูปแบบ (fully autonomous) มากขึ้นในอนาคต เพื่อลดความเสี่ยงที่อาจจะเกิดจากประสบการณ์และความชำนาญของนักบินที่อยู่ภาคพื้นดิน ในการพัฒนาระบบควบคุมการบินแบบอัตโนมัติเต็มรูปแบบจำเป็นต้องมีระบบควบคุมสองส่วนหลักๆได้แก่ inner loop และ outer loop โดย inner loop จะเป็นระบบควบคุมที่ใช้สำหรับการควบคุม actuator สำหรับอุปกรณ์ต่างๆ ได้แก่ elevator, rudder, aileron และ throttle ซึ่งถือเป็นส่วนสำคัญในการที่จะควบคุม dynamic stability characteristics ของ เครื่องบิน ส่วน outer loop จะทำหน้าที่เป็นตัวควบคุมและสั่งการเพื่อให้เครื่องบินสามารถบินไปตามเส้นทางที่กำหนดแทนนักบิน (Autopilot)

การออกแบบระบบควบคุมในส่วน inner loop ของอากาศยานไร้คนขับจจำเป็นต้องสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับใช้อธิบายรูปแบบการเคลื่อนที่ของระบบและออกแบบระบบควบคุม (control system) ซึ่งสามารถทำได้หลายวิธีแต่ในงานวิจัยนี้จะใช้วิธีระบุเอกลักษณ์ของระบบในการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และใช้ตัวควบคุมชนิด PID เพื่อออกแบบระบบควบคุมสำหรับ inner loop จากการทบทวนวรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องพบว่าการใช้วิธี system identification สร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ มีการประยุกต์ใช้กับระบบต่างๆอย่างกว้างขวาง นอกจากนั้นสำหรับงานวิจัยด้านอากาศยานไร้คนขับพบว่ามีการใช้วิธี system identification สร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ร่วมกับการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของอากาศยานชนิดต่างๆ แล้ว ดังนี้

งานวิจัยของ Ming Liu และคณะปี 2006 (3)ซึ่งศึกษาการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และควบคุมทิศทางการ เคลื่อนที่ของเครื่องบินไร้คนขับ P15035 Aircraft แสดงดังภาพที่ 2.1 โดยใช้เทคนิคการระบุเอกลักษณ์ของระบบแบบไดนามิค (Dynamics identification technique) ซึ่งอยู่ในรูปแบบของ MIMO linear model

**ภาพที่ 2.1** P15035 Aircraft [3]

งานวิจัยของ Halim KORKMAZ และคณะปี 2013 (4) นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบิน RC plane รุ่น PT-60 แสดงดังภาพที่ 2.2 โดยใช้เครื่องมือบนโปรแกรม MATLAB ที่เรียกว่า System Identification Toolbox สร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยวิธี system identification ในโดเมนความถี่จำนวน 2 โมเดล ได้แก่ Pitch model และ Roll model ซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้จะใช้ข้อมูลจากโปรแกรม X-plane flight simulator จากนั้นนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าวมาใช้ร่วมกับการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID โดยใช้เครื่องมือบน MATLAB ที่เรียกว่า MATLAB SISO Design Tool

**ภาพที่ 2.2** PT-60 RC aircraft [4]

งานวิจัยของ Thi Thoa Mac และคณะปี 2016 (4) นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ AR.Drone แสดงดังภาพที่ 2.3 โดยการหาค่า parametric identification ด้วยวิธี prediction error method and Pseudo-Random Binary Signal (PRBS) ซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าวถูกนำมาสร้างระบบควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธี Muti objective particle swam optimization

**ภาพที่ 2.3** AR.Drone [5]

งานวิจัยของ Han-Hsun Lu และคณะปี 2017 (5) นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เชิงเส้นของเครื่องบิน Hangar-9 แสดงดังภาพที่ 2.4 โดยใช้วิธี Observer/Kalman Identification (OKID) ในการทำ system identification ซึ่งผลการทดลองที่ได้มีความถูกต้องแม่นยำสูง

**ภาพที่ 2.4** Hangar-9 1/4-Scale PA-18 Super Cub [5]

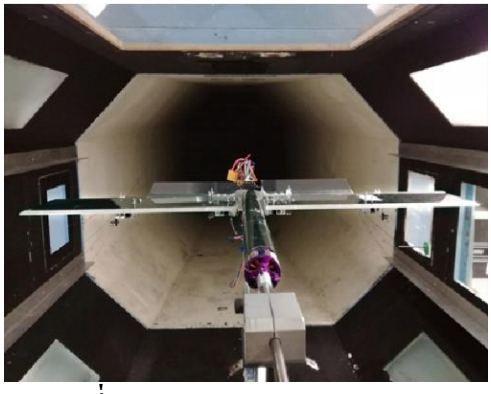
งานวิจัยของ Saengphet W และคณะปี 2017 (6) ใช้วิธีการระบุโดเมนความถี่ (frequency domain identification approach) หาฟังก์ชันถ่ายโอนของอากาศยานไร้คนขับแบบไม่มีหาง (Tailless UAV) แสดงดังภาพที่ 2.5 และใช้ระบบควบคุมแบบ PID ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบ gradient descent method โดยใช้เครื่องมือบน MATLAB ที่เรียกว่า control system designer toolbox ซึ่งงานวิจัยนี้ใช้อุปกรณ์ controller คือ Pixhawk4 flight controller

**ภาพที่ 2.5** Tailless UAV [6]

งานวิจัยของ de Oliveira EC และคณะปี 2019 (7) ซึ่งประยุกต์ใช้วิธี particle swam, Adaptive particle swam และ Cuckoo Search algorithms ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบ multiple-input multiple-output (MIMO) ของอากาศยานไร้คนขับแบบหลายใบพัด (Drone) แสดงดังภาพที่ 2.6 ร่วมกับระบบควบคุมชนิด PID

**ภาพที่ 2.6** Drone [7]

งานวิจัยของ Abdul Sattar และคณะปี 2019 (7) นำเสนอการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยการหาฟังก์ชันถ่ายโอนของเครื่องบิน SUAV แบบปีกตรึงแสดงดังภาพที่ 2.7 โดยใช้การทดสอบการหมุนในมุม roll ซึ่งงานวิจัยนี้ทดสอบด้วยอุโมงค์ลม และแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้จะถูกนำไปใช้ร่วมกับการออกแบบตัวควบคุมชนิด PID



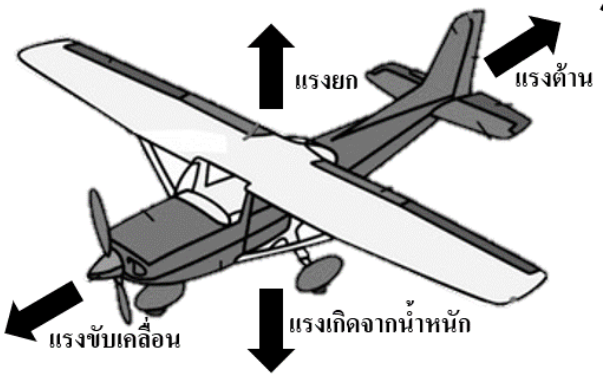
**ภาพที่ 2.7** Small fixed-wing UAV [8]

แม้ว่าการทำ system identification จะสามารถทำนายเอกลักษณ์ของระบบและสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบิน ได้แต่พบว่ายังมีงานวิจัยส่วนน้อยที่มีการประยุกต์ใช้เทคนิคนี้กับเครื่องบิน UAV แบบปีกตรึง รวมถึงการนำวิธีการหาค่าเหมาะที่สุดแบบวิธีเมตาฮิวริสติกส์ (Metaheuristic) มาประยุกต์ใช้ร่วมกับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบไม่เป็นเชิงเส้น เพื่อให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เหมาะสมที่สุด จึงเป็นที่มาของงานวิจัยนี้

## 2. ทฤษฎีพื้นฐานเกี่ยวกับเครื่องบิน

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle) คืออากาศยานที่ไม่จำเป็นต้องมีนักบินประจำการอยู่บนเครื่องแต่สามารถควบคุมได้ โดยจะใช้การควบคุม 2 ลักษณะคือ การควบคุมอัตโนมัติจากระยะไกลและการควบคุมแบบอัตโนมัติโดยใช้ระบบการบินด้วยตนเองซึ่งต้องอาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่มีความซับซ้อนและมีการติดตั้งไว้ในอากาศยาน อากาศยานไร้คนขันสามารถแบ่งได้เป็น 2 ประเภทคือ แบบเครื่องบินหลายใบพัด และแบบปีกตรึง ซึ่งทั้ง 2 ประเภทถูกออกแบบมาเพื่อใช้ในงานที่มีลักษณะต่างกันและมีข้อดีข้อเสียต่างกัน นอกจากนั้นยังได้มีการนำอากาศยานไร้คนขับมาใช้ในกิจกรรมต่างๆอย่างแพร่หลายในทางพลเรือนเช่น การตรวจสอบสภาพอากาศ การถ่ายภาพมุมสูง การสำรวจการจราจร การถ่ายภาพการ แข่งขันกีฬากิจกรรมต่างๆ รวมไปถึงการรายงานสถานการณ์ภัยพิบัติเพื่อขอความช่วยเหลือ เช่น เหตุการณ์น้ำท่วม สำหรับอากาศยานไร้คนขับที่นำมาใช้กิจกรรมทางทหาร เช่น การลาดตระเวน การสอดแนม การสำรวจพื้นที่ เป็นต้น

## 2.1 แรงที่กระทำต่อเครื่องบิน




**ภาพที่ 2.8** แรงที่กระทำต่อเครื่องบิน

การบินของอากาศยานไร้คนขับโดยปกติแล้วจะมีแรงที่มากระทำต่อเครื่องบิน 4 ชนิด ได้แก่ แรงยก (lift) แรงที่เกิดจากน้ำหนัก (weight) แรงขับเคลื่อน (thrust) และแรงต้าน (drag) แสดงดังภาพที่ 2.8 ซึ่งแรงต่างๆที่มากระทำต่อเครื่องบินมีรายละเอียดดังนี้

2.1.1 แรงยก เป็นแรงหลักของ aerodynamic ถูกสร้างโดยอากาศที่ไหลผ่านมายังส่วนล่างและส่วนบนของปีกเครื่องบิน ซึ่งช่วยให้เครื่องบินสามารถลอยขึ้นได้ เมื่อเครื่องบินอยู่ในสภาวะที่ไม่ทำการบินหรือจอดอยู่นั้นความกดอากาศ (pressure) บนผิวปีกด้านบนและด้านล่างจะมีค่าเท่ากันและเมื่อมีอากาศเคลื่อนที่ผ่านเครื่องบินและปีกซึ่งจะทำให้เกิดความกดอากาศต่ำที่บนผิวปีกด้านบนและความกดอากาศสูงที่ผิวปีกด้านล่างส่งผลให้ให้แรงที่เกิดขึ้นบนพื้นผิวด้านบนของปีกน้อยกว่าแรงที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวของปีกด้านล่าง ความแตกต่างของความกดอากาศที่ผิวปีกทั้งสองด้านนี้เป็นส่วนสำคัญที่ทำให้เกิดแรงยกของเครื่องบินตามหลักของแบร์นูลลี่ สำหรับการสร้างและการเพิ่มแรงยกทำได้ 2 วิธีคือ

- การเพิ่มความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านผิวปีก ให้มีความเร็วมากขึ้น
- การเพิ่มมุมปะทะ (angle of attack)

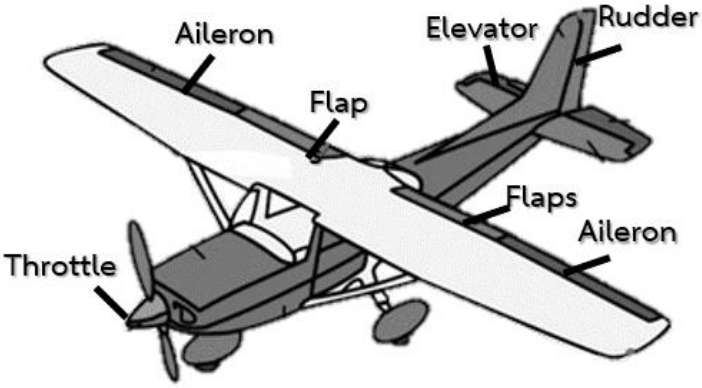
2.1.2 แรงเกิดจากน้ำหนัก เป็นแรงที่มีทิศทางตรงกันข้ามกับแรงยก ซึ่งเกิดจากน้ำหนักของเครื่องบินที่ถูกกระทำจากแรงดึงดูดของโลก โดยที่แรงนี้จะมีทิศทางตรงกันข้ามกับแรงยกในการบินตรงและบินระดับ (straight-and-level) เมื่อแรงที่เกิดจากน้ำหนักและแรงยกมีค่าเท่ากันเครื่องบินก็จะรักษาระดับเดิมไว้ได้แต่ถ้ามีแรงของแอร์โรไดนามิกอื่นๆ มากระทำต่อเครื่องบินจะทำให้เครื่องบินมีการเปลี่ยนแปลงอาจจะสูงขึ้นหรือลดระดับลงขึ้นกับแรงที่มากระทำ

2.1.3 แรงขับเคลื่อน เป็นแรงที่มีทิศทางไปข้างหน้าโดยแรงนี้จะดึงให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้าในอากาศและเพิ่มความเร็วของเครื่องบิน ในเครื่องบินใบพัดจะได้แรงนี้มาจาก

การที่เครื่องยนต์ส่งกำลังไปหมุนใบพัดเพื่อสร้างแรงขับเคลื่อนในขณะบินตรงและบินระดับ (straight-and-level) ส่วนในเครื่องบินแบบปีกตรึงจะได้แรงนี้มาจากการเพิ่มความเร็วของ throttle

2.1.4 แรงต้าน เป็นแรงที่มีทิศทางตรงข้ามกับแรงขับเคลื่อน ซึ่งเป็นแรงที่มีทิศทางไปทางด้านหลังของเครื่องบิน ซึ่งจะทำให้เกิดการลดความเร็วของเครื่องบิน แรงต้านเกิดจากการกระทบของอากาศ การเสียดทานของพื้นผิวเครื่องบิน และแรงดูดเนื่องจากอากาศแทนที่ แรงต้านมีความสัมพันธ์โดยตรงกับแรงยก เครื่องบินที่มีผิวปีกใหญ่จะสร้างแรงต้านมาก และจะมีขนาดเพิ่มขึ้นเมื่อเพิ่มความเร็วอากาศหรือเพิ่มมุมปะทะเช่นเดียวกับการเพิ่มแรงยก

**2.2 การควบคุมเครื่องบิน**




**ภาพที่ 2.9** ส่วนต่างๆที่ใช้ควบคุมเครื่องบิน

เครื่องบินประกอบไปด้วยส่วนที่เคลื่อนไหวได้และส่วนที่เคลื่อนไหวไม่ได้แต่ช่วยให้การบินมีสเถียรภาพ และใช้บังคับเครื่องบินขณะบินให้เคลื่อนที่ตามต้องการ ส่วนทุกส่วนของเครื่องบินออกแบบมาให้ทำหน้าที่เฉพาะในขณะที่ทำการบิน สำหรับส่วนที่ใช้ควบคุมการบังคับทิศทางหรือลักษณะท่าบินแสดงดังภาพที่ 2.9 การควบคุมเครื่องบินมีรายละเอียดดังนี้

2.2.1 Aileron หรือเรียกว่าปีกเล็กแก้เอียง คือส่วนที่ใช้ในการควบคุมเครื่องบินให้สามารถเคลื่อนไหวได้ ถูกติดตั้งที่บริเวณชายปีกส่วนหลังของปลายปีกทั้ง 2 ข้าง ใช้บังคับให้เครื่องบินเอียงซ้าย-ขวาหรือรอบแกน Lateral Axis

2.2.2 Elevator เป็นส่วนที่ใช้ควบคุมในแนวระดับ ออกแบบมาเพื่อใช้บังคับการเคลื่อนที่รอบแกน Longitudinal Axis หรือ Pitching คือบังคับให้หัวเชิดขึ้นหรือเชิดหัวลง ซึ่งติดตั้งอยู่ที่ชายหลังของแพนหาง

2.2.3 Rudder เป็นส่วนที่ติดตั้งอยู่ในแนวตั้ง ซึ่งอยู่ที่บริเวณชายหลังของกระโดงหาง (vertical stabilizer) ออกแบบมาเพื่อใช้ควบคุมการเคลื่อนไหวรอบแกน Lateral Axis

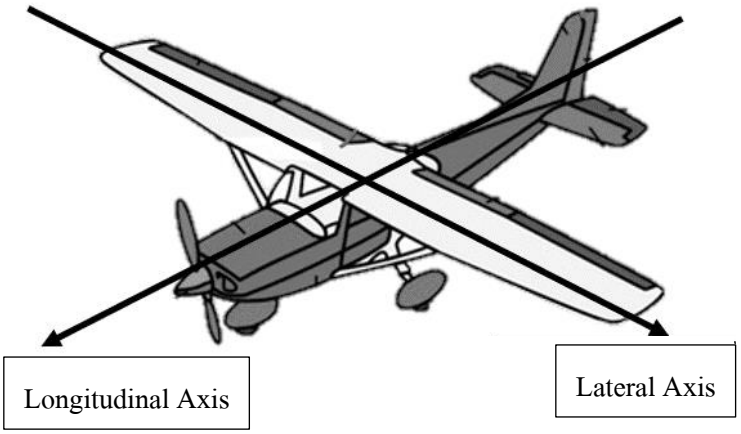
คือบังคับให้เครื่องบินทำการเลี้ยวโดยหันหัวของเครื่องบินไปทางซ้ายหรือขวา โดยปกติแล้วในการเลี้ยวจะใช้งานร่วมกันระหว่าง Rudders และ Ailerons

2.2.4 Wing Flaps ติดตั้งอยู่ที่ชายปีกหลัง ด้านในอยู่ติดกับลำตัว เพื่อเพิ่มส่วนโค้งของด้านบนและพื้นที่ของปีก ซึ่งเป็นการช่วยเพิ่มหรือลดแรงยกให้แก่เครื่องบินในขณะที่เครื่องบินกำลังบินขึ้นหรือลงจอด

2.2.5 Throttle เป็นส่วนที่ติดตั้งอยู่บริเวณด้านหน้าของเครื่องบิน ออกแบบมาเพื่อใช้ในการควบคุมความเร็วของเครื่องบิน

## 2.3 แกนของเครื่องบิน

เมื่อเครื่องบินทำการบินจะเกิดการกระทำต่อแกนของเครื่องบิน ซึ่งการหมุนของแกนเครื่องบินจะทำให้เกิดท่าทางต่างๆในการบิน โดยแกนของเครื่องบินแบบปีกตรึงมีทั้งหมด 2 แกนได้แก่ longitudinal และ lateral ซึ่งทั้งสองแกนนี้จะมีจุดที่ตัดผ่านบนตัวเครื่องบินร่วมกันซึ่งเรียกว่า จุดศูนย์ถ่วง (center of gravity หรือ CG) แสดงดังภาพที่ 2.10




**ภาพที่ 2.10** ระบบแกนของเครื่องบิน

2.3.1 Longitudinal เป็นแกนที่ลากจากหัวของเครื่องบินไปยังหางของเครื่องบิน ใช้สำหรับการเลี้ยวของเครื่องบิน โดยอาศัยการหมุนของมุม roll ร่วมกับการหมุนของมุม yaw การทำให้เกิดการหมุนรอบแกนนี้ทำได้โดยใช้ ailerons และ rudder เป็นตัวสร้างความแตกต่างระหว่างของแรงยกของปีกเครื่องบินทั้งสองข้าง การเกิดแรงยกที่ไม่เท่ากันจึงเป็นสาเหตุทำให้เกิดการหมุนของแกน Lateral และทำให้เครื่องบินเอียงไปทางด้านใดด้านหนึ่งตามการบังคับของ ailerons และ Rubber ซึ่งแรงที่ทำให้เกิดการหมุนในแกน Lateral โมเมนต์ของการหมุนในมุม Roll และโมเมนต์ในการหมุนในมุม yaw สามารถแสดงได้ตามสมการดังนี้

$$f_y = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S\left[C_{Y_0} + C_{Y_\alpha}\beta + C_{Y_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{Y_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{Y_{\delta a}}\delta_a + C_{Y_{\delta r}}\delta_r\right] \quad (2.1)$$

$$l = \frac{1}{2}\rho V_a^2 Sb\left[C_{l_0} + C_{l_\alpha}\beta + C_{l_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{l_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{l_{\delta a}}\delta_a + C_{l_{\delta r}}\delta_r\right] \quad (2.2)$$

$$n = \frac{1}{2}\rho V_a^2 Sb\left[C_{n_0} + C_{n_\alpha}\beta + C_{n_p}\frac{b}{2V_a}p + C_{n_r}\frac{b}{2V_a}r + C_{n_{\delta a}}\delta_a + C_{n_{\delta r}}\delta_r\right] \quad (2.3)$$

2.3.2 Lateral เป็นแกนที่เริ่มจากปลายปีกถึงปลายปีกของเครื่องบิน ความต่างอากาศของปีกผิวด้านบนและปีกผิวด้านล่างเป็นผลทำให้เกิดความแตกต่างของแรงยกและแรงต้านของเครื่องบินทำให้เครื่องบินเกิดการหมุนในแกน Longitudinal การเคลื่อนไหวหรือหมุนรอบแกนนี้เรียกว่า pitch การทำให้เกิดการหมุนรอบแกนนี้ทำได้โดยใช้ elevator เมื่อเกิดการหมุนของแกนนี้จะทำให้หัวเครื่องบินยกขึ้น (pitch up) หรือกดลง (pitch down) สำหรับสมการของแรงและโมเมนต์สามารถคำนวณได้ดังนี้

$$F_{lift} = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S\left[C_{L_0} + C_{L_\alpha}\alpha + C_{L_q}\frac{c}{2V_a}q + C_{L_{\delta e}}\delta e\right] \quad (2.4)$$

$$F_{drag} = \frac{1}{2}\rho V_a^2 S\left[C_{D_0} + C_{D_\alpha}\alpha + C_{D_q}\frac{c}{2V_a}q + C_{D_{\delta e}}\delta e\right] \quad (2.5)$$

$$m = \frac{1}{2}\rho V_a^2 Sc\left[C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_q}\frac{c}{2V_a}q + C_{m_{\delta e}}\delta e\right] \quad (2.6)$$

## 3. ทฤษฎีระบบควบคุม

ระบบควบคุม (Control System) (8) หมายถึง การควบคุมระบบหรือสิ่งที่ผู้ออกแบบต้องการควบคุมให้ได้ค่าผลลัพธ์ในรูปแบบของสัญญาณออกที่ต้องการ ซึ่งทำได้โดยการป้อนค่าสัญญาณเข้าให้กับระบบ การออกแบบเครื่องบินไร้คนขับอัตโนมัตินั้นจำเป็นต้องใช้ระบบควบคุมเพื่อให้เครื่องบินสามารถบินได้ในลักษณะที่ผู้ออกแบบต้องการได้ ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

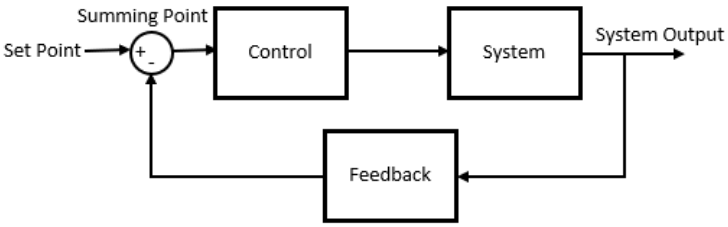
### 3.1 โครงสร้างระบบควบคุม

ระบบควบคุมมีโครงสร้าง 2 ระบบ คือ

3.1.1 ระบบควบคุมวงเปิด (Open Loop Control) คือ ระบบควบคุมที่ไม่นำสัญญาณขาออกกลับมาใช้ในระบบ ทำให้ค่าสัญญาณขาออกไม่มีผลต่อการควบคุมขบวนการของระบบ อีกทั้งยังมีลักษณะควบคุมที่ง่ายต่อการออกแบบและประหยัดต้นทุน ซึ่งรูปแบบการออกแบบระบบควบคุมวงเปิดแสดงดังภาพที่ 2.11

**ภาพที่ 2.11** โครงสร้างระบบควบคุมแบบเปิด

3.1.2 ระบบควบคุมแบบปิด (Close loop control system) เป็นระบบควบคุมที่มีการป้อนกลับ (Feedback) โดยนำเอาสัญญาณขาออกมาเปรียบเทียบกับสัญญาณขาเข้า ซึ่งค่าความแตกต่างที่เกิดขึ้นจะถือเป็นความผิดพลาด (error) ของระบบ เมื่อเอาสัญญาณนี้ป้อนเข้าระบบแล้วตัวควบคุมจะนำไปสร้างสัญญาณควบคุมใหม่เพื่อลดความผิดพลาดที่เกิดขึ้นกับระบบแสดงดังภาพที่ 2.12




**ภาพที่ 2.12** โครงสร้างระบบควบคุมแบบปิด

การวิเคราะห์และออกแบบระบบควบคุมมีจุดมุ่งหมาย เพื่อให้กระบวนการที่ต้องการควบคุมมีคุณลักษณะตรงตามข้อกำหนด 3 อย่างต่อไปนี้คือ

3.1.2.1 Transient Response คือช่วงการตอบสนองของสัญญาณขาออกเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงสัญญาขาเข้าก่อนเข้าสู่สภาวะคงที่

3.1.2.2 Steady-State Response คือช่วงการตอบสนองของสัญญาณขาออกเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงสัญญาณขาเข้ากำลังลู่เข้าสู่ค่าที่ต้องการและเป็นสภาวะหลังจาก Transient response

3.1.2.3 Stability ระบบที่เสถียรคือระบบที่ให้สัญญาณขาออกที่มีค่าจำกัดเมื่อป้อนสัญญาณเข้าที่มีค่าจำกัดให้กับระบบ

## 3.2 ตัวควบคุมแบบพีไอดี

ตัวควบคุมแบบพีไอดี (Proportional Integral and Derivative Controller , PID)เป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับที่ใช้กันอย่างกว้างขวางในด้านอุตสาหกรรม และสาขาอื่นๆ รวมถึงนิยมใช้ในการออกแบบระบบควบคุมของเครื่องบิน ในการออกแบบตัวควบคุมแบบพีไอดีจะใช้ค่าความผิดพลาดที่หามาจากความแตกต่างของตัวแปรในระบบและค่าที่ต้องการมาคำนวณ โดยตัวควบคุมจะพยายามลดค่าความผิดพลาดให้เหลือน้อยที่สุด ด้วยการปรับค่าพารามิเตอร์ของกระบวนในแต่ละส่วนของตัวควบคุม PID ในปัจจุบันวิวัฒนาการของอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ได้พัฒนาขึ้นทำให้สามารถปรับเปลี่ยนพารามิเตอร์ได้ด้วยวิธีทางอิเล็กทรอนิกส์ ด้วยการปรับค่ากระแสไบแอสของตัวอุปกรณ์ด้วยเทคนิคนี้จึงสามารถพัฒนาไปสู่การควบคุมอัตโนมัติโดยใช้ไมโครคอนโทรเลอร์เป็นตัวควบคุมในปัจจุบัน

การควบคุมแบบพีไอดีเป็นการควบคุมแบบรวมกันโดยอาศัยสัดส่วน (Proportional) ปริพันธ์ (Integral) และอนุพันธ์ (Derivative) ดังนี้

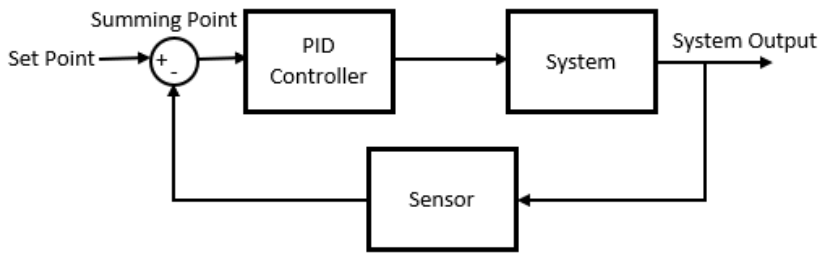
3.2.1 ค่าคงที่อัตราขยาย ($K_p$) แสดงถึงการกำหนดอัตราขยายของตัวควบคุมหรือการกำหนดสัดส่วนสัญญาณออกต่อสัญญาณเข้า ซึ่งจะควบคุมเฉพาะค่าสัดส่วนอัตราขยายเพียงอย่างเดียวในกรณีที่อัตราขยายมีค่ามากจะทำให้ระบบเปลี่ยนแปลงได้เร็วส่งผลให้ผลตอบสนองเกิดการแกว่ง (Oscillate) ขณะเดียวกันถ้าค่าอัตราขยายมีค่าน้อยจะทำให้ระบบเกิดสภาวะ Offset

3.2.2 ค่าคงที่ปริพันธ์ ($K_i$) ใช้หลักการทำงานคือการให้ค่าสัญญาออกเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นหรือลดลงไปเรื่อย ๆ ถ้าค่าสัญญาณเข้าไม่เท่ากับศูนย์ การทำงานแบบ Integral ก็จะทำการเปลี่ยนแปลงค่าสัญญาณออกเพิ่มขึ้นหรือลดลงไปจนกว่าสัญญาณเข้าจะมีค่าเท่ากับศูนย์ การทำงานแบบ Integral จึงจะไม่เปลี่ยนแปลงค่าสัญญาณออกอีกและสัญญาณออกจะหยุดอยู่ค่าคงที่ค่าหนึ่ง

3.2.3 ค่าคงที่อนุพันธ์ ($K_d$) เป็นการควบคุมแบบอนุพันธ์ เมื่อสัญญาณขาเข้าผ่านการควบคุมแบบอนุพันธ์แล้วจะทำให้สัญญาณมีค่าสูงสุดแล้วค่อยๆลดลงจนมีค่าถึงเป้าหมาย

(Set Point) ที่กำหนดไว้ทำให้ระบบมีการตอบสนองต่อสัญญาณเข้าอย่างรวดเร็ว และช่วยเพิ่มเสถียรภาพของระบบ

เมื่อค่าเป้าหมายหรือระบบที่ถูกควบคุมด้วยการควบคุมแบบพีไอดีมีการเปลี่ยนแปลง ตัวควบคุมแบบพีไอดีจะช่วยให้การควบคุมเข้าสู่เป้าหมายได้อย่างรวดเร็ว ซึ่งจะลดการเกิดการ Offset และการแกว่งของระบบได้ ทำให้การตอบสนองของระบบมีเสถียรภาพ ในการควบคุมแบบพีไอดีจะเป็นรูปแบบการควบคุมแบบวงปิด (Close loop) ประกอบด้วย จุดรวมสัญญาณ (Summing Point) ตัวควบคุม (Controller) ระบบที่ต้องการควบคุม (System) และสัญญาณป้อนกลับ (Feedback Signal) ดังภาพที่ 2.13



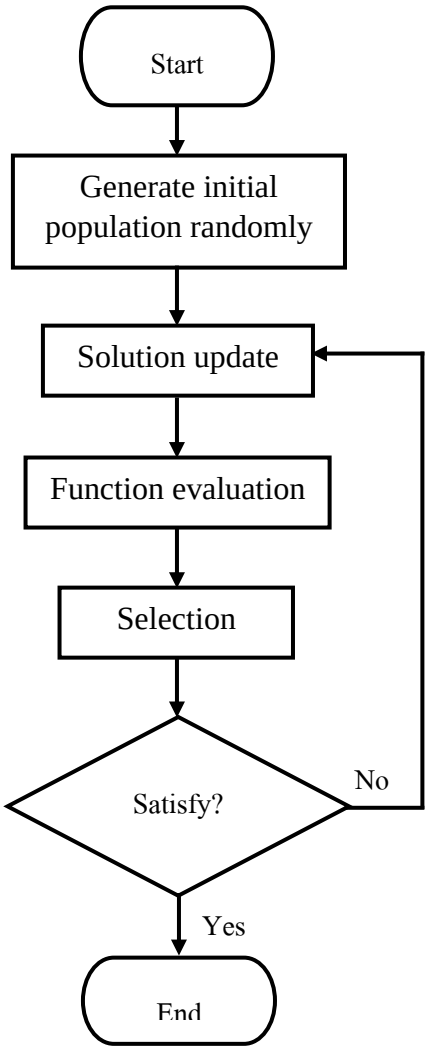

**ภาพที่ 2.13** ระบบควบคุมชนิด PID

**4. วิธีหาค่าเหมาะสมที่สุด (Optimization)**

การประยุกต์ใช้วิธีการหาค่าความเหมาะสมที่สุดได้เกิดขึ้นตั้งแต่ก่อนคริสต์ศตวรรษที่ 21 (9) ซึ่งในขณะนั้นวิธี ทางคณิตศาสตร์ที่ใช้ในการแก้ปัญหาการหาค่าความเหมาะสมที่สุด ส่วนใหญ่จะเป็นวิธีการเชิงเส้น (Linear Programming) วิธีการไม่เชิงเส้น (Nonlinear programming) หรือวิธีการพลวัต (Dynamic Programming) แต่วิธีการดังกล่าวก็ยังไม่ครอบคลุมการแก้ปัญหาบางอย่าง ต่อมาวิธีการหาค่าความเหมาะสมได้มีพัฒนาการและปรับปรุงรูปแบบให้เลียนแบบพฤติกรรมของระบบบางอย่างในธรรมชาติ หรือพฤติกรรมของระบบอื่นๆ ทั้งมีชีวิตและไม่มีชีวิต เรียกว่าวิธีเมตาฮิวริสติกส์ (Meta-Heuristics) [12] เนื่องจากการหาค่าความเหมาะสม สามารถประยุกต์ใช้ได้กับหลากหลายสาขาไม่ว่าจะเป็นสาขาด้านพลังงาน สาขาด้านการแพทย์ สาขาด้านวิศวกรรม สาขาด้านระบบควบคุม รวมถึงมีการนำมาประยุกต์ใช้ในการออกแบบเครื่องบินและระบบควบคุมของเครื่องบิน

กระบวนการค้นหาผลเฉลยของวิธีเมตาฮิวริสติกส์จะเริ่มต้นด้วยการสร้างประชากรตั้งต้น (Initial population) หรือกลุ่มของเวกเตอร์ออกแบบเริ่มต้น จากนั้นจะทำการสร้างประชากรลูก (offspring) ขึ้นมาโดยการประยุกต์ใช้กลไกที่เลียนแบบวิวัฒนาการของธรรมชาติ โดยใช้

กระบวนการสุ่ม (randomization) จากนั้นจะทำการคัดเลือก (selection) ผลเฉลยเพื่อเป็นประกรรุ่นถัดไป (next generation) ซึ่งโอกาสในการถูกคัดเลือกจะขึ้นอยู่กับค่าฟังก์ชันเป้าหมาย (objective function) หรือค่าความเหมาะสมของผลเฉลยที่เป็นสมาชิกของประชากร โดยทั่วไปสามารถแสดงได้ดังนี้




**ภาพที่ 2.14** กระบวนการหาคำตอบของวิธีศึกษาเมตาฮิวริสติกส์

**5. System Identification**

โดยปกติแล้วในทางวิศกรรมการควบคุมจะใช้วิธีศึกษาระบบโดยการใช้วิเคราะห์จากสมการพื้นฐานที่ใช้กฎทางฟิสิกส์ทั่วไปหรือเรียกว่า Analytical Approach นอกเหนือจากนั้นการวิเคราะห์ระบบสามารถทำได้โดยการทำ System Identification ซึ่งเป็นวิธีการหาความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตและเอาต์พุตของระบบทางกล (Plant) มาสร้างเป็นสมการทางคณิตศาสตร์

(Mathematical Model) โดยระบบนั้นจะต้องถูกกระตุ้นจากอินพุตภายนอกและให้ผลตอบสนองเป็นสัญญาณเอาต์พุตออกมา และข้อมูลที่นำมาวิเคราะห์จะต้องเก็บรวบรวมมาจากการทดลองจริง สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับในงานวิจัยนี้จะใช้แบบจำลองพลวัตในรูปแบบของ state space model สำหรับทั้ง longitudinal dynamic และ lateral dynamic โดยนำวิธี System Identification มาใช้การหาค่า aerodynamic stability วิธีเมตาฮิวริสติกส์เพื่อลดค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นระหว่างข้อมูล output ของระบบทางกลและข้อมูล output จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ซึ่งรูปแบบของระบบพลวัตดังกล่าวแสดงดังสมการที่

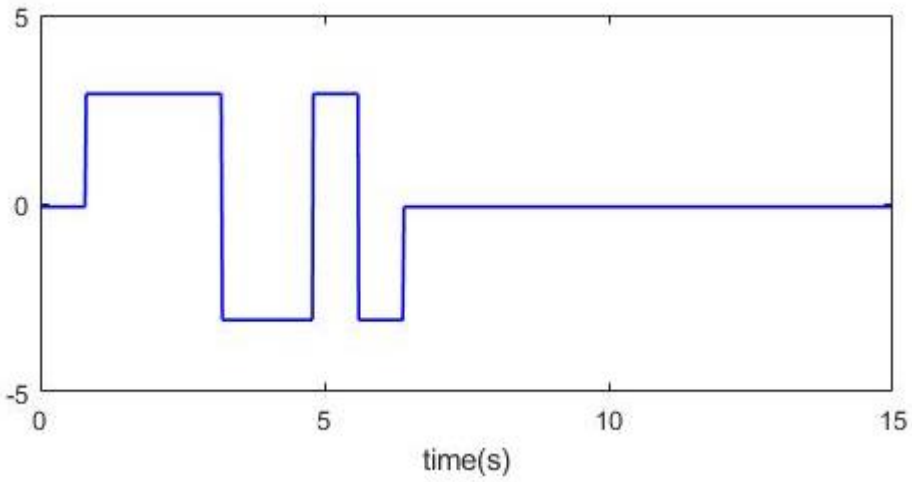
$$\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{Ax} + \boldsymbol{Bu} \tag{2.7}$$

$$\boldsymbol{y} = \boldsymbol{Cx} + \boldsymbol{Du} \tag{2.8}$$

การทำ system identification จะต้องกระตุ้นระบบทางกลจากอินพุตภาพนอก โดยสำหรับงานวิจัยนี้จะใช้การกระตุ้นด้วย input 2 แบบ ได้แก่ multi step input (3-2-1-1 input) และ doublet input (10) ดังนี้

### 5.1 3-2-1-1 input

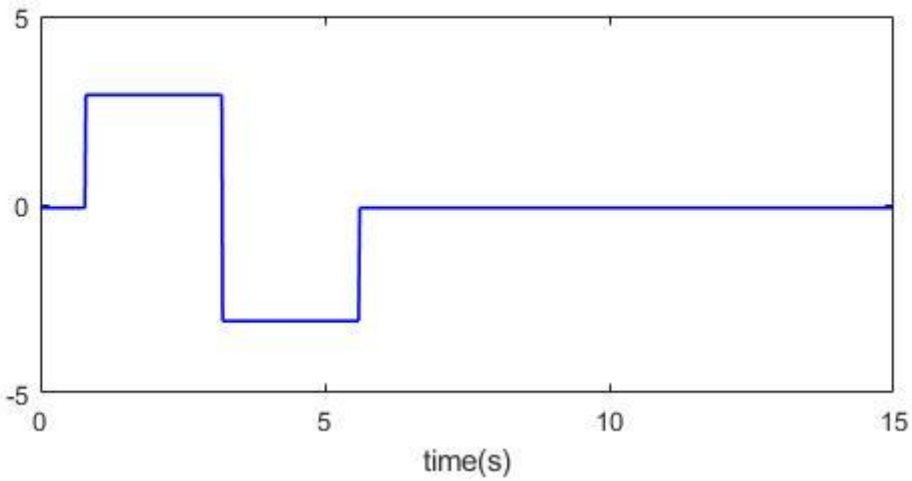
3-2-1-1 input เป็น input ที่มักจะถูกใช้เป็นส่วนใหญ่ในการทำ system identification โดย 3-2-1-1 input จะเป็นอินพุตที่ความกว้างของสัญญาณพัลส์เป็นอัตราส่วน 3-2-1-1 ซึ่งมีรูปแบบและความถี่ของสัญญาณแสดงดังภาพที่ 2.15




**ภาพที่ 2.15** 3-2-1-1 input\

### 5.2 Doublet input

Doublet input เป็น input ที่ถูกนำมาใช้บ่อยสำหรับกระตุ้นระบบของเครื่องบินเพื่อทำ system identification จะเป็นสัญญาณที่มีอัตราส่วน 1:1 และมีรูปแบบและความถี่ของสัญญาณแสดงดังภาพที่ 2.16




**ภาพที่ 2.16** Doublet input

## 6. Equation of motion

สมการแบบไม่เป็นเชิงเส้นของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงสามารถถูกลดรูปจาก genetic rigid body equation of motion ให้เป็นสมการแบบเป็นเชิงเส้นได้ โดยสมการแบบเชิงเส้นดังกล่าวจะมีผลโดยตรงมาจาก แรงที่มากระทำภายนอกของเครื่องบิน โมเมนต์เนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก แรงขับเคลื่อนของเครื่องบิน และแรงเนื่องจาก aerodynamics โดยสมการของการแปลงให้เป็นระบบเชิงเส้นสามารถแสดงได้ดังต่อไปนี้

Force Equation:

$$\dot{u} = (\mathrm{rv} - \mathrm{qw}) + \mathrm{X/m} - \mathrm{g}\sin\theta + \mathrm{T/m} \tag{2.9}$$

$$\dot{v} = (\mathrm{pw} - \mathrm{ru}) + \mathrm{Y/m} + \mathrm{g}\cos\theta\sin\varphi \tag{2.10}$$

$$\dot{w} = (\mathrm{qu} - \mathrm{pv}) + \mathrm{Z/m} + \mathrm{g}\cos\theta\cos\varphi \tag{2.11}$$

Moment Equations:

$$\dot{p} - (l_{xz}/l_x)\dot{r} = -\mathrm{qr}(\mathrm{l}_z - l_y)/l_x + \mathrm{qp}l_{xz}/l_x + \mathrm{L}/l_x \tag{2.12}$$

$$\dot{q} = -\mathrm{pr}(l_x - l_z)/l_y - (p^2 - r^2)l_x/l_y + \mathrm{M}/l_y \tag{2.13}$$

$$\dot{r} - (l_{xz}/l_z)\dot{p} = -\mathrm{pq}(l_y - l_x)/l_z - \mathrm{qr}l_{xz}/l_z + \mathrm{N}/l_z \tag{2.14}$$

Kinematic Equations:

$$\dot{\varphi} = p + \tan\theta(q\sin\varphi + r\cos\varphi) \tag{2.15}$$

$$\dot{\theta} = q\cos\varphi - r\sin\varphi \tag{2.16}$$

$$\dot{\psi} = \sec\theta(q\sin\varphi + r\cos\varphi) \tag{2.17}$$

# บทที่ 3
# วิธีการดำเนินงานวิจัย

สำหรับงานวิจัยได้ศึกษาการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ จะใช้เครื่องบินจำนวน 2 ลำ ได้แก่ เครื่องโฟมและเครื่องบินน้ำมัน แสดงดังภาพที่ 3.1 และ ภาพที่ 3.2

**ภาพที่ 3.1** เครื่องบินโฟม

**ภาพที่ 3.2** เครื่องบินน้ำมัน

เครื่องบินโฟมเป็นเครื่องบินที่มีพื้นที่ส่วนใหญ่ทำมาจากโฟมและเสริมความแข็งแรงด้วยไม้เบาตรงส่วนกลางทำให้บินได้ง่ายและมีน้ำหนักเบามีรายละเอียดดังนี้

**ตารางที่ 3.1** ค่าพารามิเตอร์ของเครื่องบินโฟม

| **Parameter** | **Value** |
|---|---|
| Wingspan | 1.25 m |
| Chord | 0.2 m |
| Length | 0.92 m |
| control | aileron, elevator, rudder |
| Weight | 1325 g |
| Airfoil | Clark-Y |
| Motor | Brushless |
| Flight time | 15 minutes |
| Speed | 10-25 m/s |
| Battery | Lithium-ion 2600 mAh |
| Board | Arduino mega2560, Raspberry Pi 3b+ |
| Software | MATLAB/Simulink |

เครื่องบินน้ำมันเป็นเครื่องบินที่ทำมาจากไม้รุ่น Super Trainer มีรายละเอียดแสดงดังตารางที่ 3.2 ดังนี้

**ตารางที่ 3.2** ค่าพารามิเตอร์ของเครื่องบินน้ำมัน

| **Parameter** | **Value** |
|---|---|
| Wingspan | 1.55 m |
| Chord | 0.28 m |
| Length | 1.3 m |
| control | aileron, elevator, rudder |
| Weight | 3,600 g |
| Airfoil | Clark-Y |
| Motor | OS 55AX engine |
| Flight time | 10 minutes |
| Speed | 10-35 m/s |
| Battery | Lithium-ion 1100 mAh, Lithium-ion 1500 mAh |
| Board | Arduino mega2560, Raspberry Pi 3b+ |
| Software | MATLAB/Simulink |

สำหรับการติดตั้งระบบปฏิบัติการของบอร์ด Raspberry Pi เพื่อให้สามารถใช้ร่วมกับโปรแกรม MATLAB/Simulink ได้แสดงในภาคผนวก ข และวิธีดำเนินงานวิจัยอื่น ๆ มีรายละเอียดดังนี้

**1. การออกแบบอุปกรณ์ controller**

การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานไร้คนขับจะต้องอาศัยข้อมูล input และ output ของเครื่องบินซึ่งทำได้โดยการเก็บข้อมูลจากการบินจริง และนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มาออกแบบระบบควบคุมโดดยมีรายละเอียดดังนี้

**1.1 อุปกรณ์ที่ใช้สำหรับออกแบบ controller**

อุปกรณ์ controller ที่ใช้ในงานวิจัยนี้ จะใช้บอร์ด Raspberry Pi 3 model B+ เป็นหน่วยประมวลผลหลัก และใช้บอร์ด Arduino mega 2560 สำหรับรับข้อมูลจาก sensor ต่างๆ โดยมีรายละเอียดดังนี้

1.1.1 บอร์ด Raspberry Pi 3 model B+

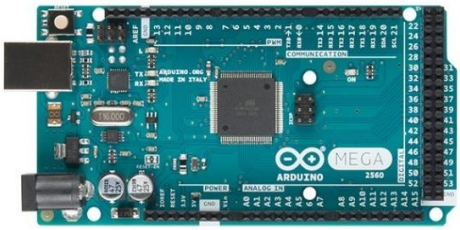
Raspberry Pi คือ อุปกรณ์คอมพิวเตอร์ขนาดเล็ก (Single-Board Computer หรือ SBC) ที่ถูกพัฒนาขึ้นโดย Raspberry Pi Foundation ซึ่งคุณสมบัติเด่นคือมีความสามรถในหารติดต่อและความคุมอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ได้ สำหรับ Raspberry Pi 3 Model B+ จะใช้หน่วยประมวลผล Broadcom BCM2837B0 แบบ Quad-Core ความเร็ว 1.4 GHz มีการเชื่อมต่อไร้สายแบบ Dual-Band (2.4GHz กับ 5GHz) มีจำนวน General Purpose Input/Output (GPIO) จำนวน 40 pin ซึ่งรองรับการสื่อสารระหว่าง micro controller แบบ UART, $I^2C$ และ SPI โดยปกติแล้วทำงานที่แรงดัน 3.3 volte ซึ่ง Raspberry pi จะถูกใช้เป็นหน่วยประมวลผลหลักสำหรับการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ

**ภาพที่ 3.3** Raspberry Pi 3 model B+

1.1.2 บอร์ด Arduino Mega 2560

บอร์ด Arduino คืออุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ขนาดเล็กที่มีความสามารถคล้ายคลึงการคอมพิวเตอร์โดยมีชิ้นส่วนหลักคือไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) ซึ่งจะถูกนำมาประกอบร่วมกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์อื่นๆ เพื่อให้ง่ายต่อการใช้งานใช้ติดต่อสื่อสารและควบคุมอุปกรณ์ไฟฟ้าอื่นๆ การควบคุมบอร์ด Arduino สามารถทำได้โดยการเขียนโปรแกรมให้กับ MCU เพื่อรับส่งสัญญาณทางไฟฟ้าตามเงื่อนไขต่างๆ ซึ่งบอร์ด Arduino Mega 2560 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ที่พัฒนาจาก ATmega2560 มี digital input/output จำนวน 54 pin โดยมี 14 ขา

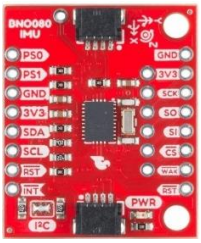
สามารถใช้เป็น output แบบ PWM ได้ มี analog inputs 16 pin มี UARTs (hardware serial ports) 4 pin และมีความเร็วในการประมวลผลอยู่ที่ความถี่ 16 MHz




**ภาพที่ 3.4** Arduino Mega 2560

1.1.3 BNO080 Inertial Measurement Unit (IMU)

BNO080 เป็นบอร์ดสำหรับตรวจวัดความเคลื่อนไหวภายในของเครื่องบิน บอร์ดนี้ที่ถูกพัฒนามาจาก BNO055 และใช้การสื่อสารแบบ $I^2C$ ที่ความเร็วสูงสุด 400 kHzโดย BNO080 สามารถให้ค่า Orientation ทั้งแบบ Euler angles และ Quaternion ออกมาโดยใช้กระบวนการอยู่บนโมดูลทำ data fusion ทำให้มีความแม่นยำสูง แสดงดังภาพที่ 3.5




**ภาพที่ 3.5** BNO080 Inertial Measurement Unit

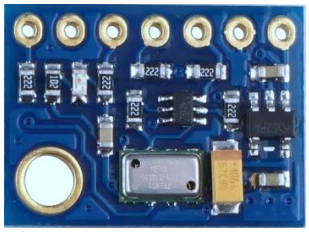
ภายในบอร์ด BNO080 ประกอบด้วย sensor ดังนี้

1.3.1 Gyroscope สำหรับวัดอัตราเร็วเชิงมุม

1.3.2 Accelerometer สำหรับวัดอัตราเร่งเชิงเส้น

1.3.3 Magnetometer สำหรับวัดสนามแม่เหล็กโลก

1.1.4 MS5611 pressure sensor



**ภาพที่ 3.6** MS5611 pressure sensor

MS5611 เป็น sensor สำหรับตรวจวัดความดันบรรยากาศและอุณหภูมิโดยรอบ ซึ่งใช้การสื่อสารแบบ $I^2C$ โดยความดันบรรยากาศที่วัดได้จะถูกนำมาแปลงเป็นความสูงเพื่อระบุความสูงของเครื่องบินโดยใช้สมการที่

$$h_1 = h_0 + \frac{P_0 - P_1}{\rho g} \tag{3.1}$$

เมื่อ $h_1$ คือ ความสูงของเครื่องบิน

$P_1$ คือ ความดันบรรยากาศของเครื่องบิน

$h_0$ คือ ความสูงที่ระดับอ้างอิง

$P_0$ คือ ความดันบรรยากาศที่ระดับอ้างอิง

$\rho$ คือ ค่าความหนาแน่นของอากาศ

$g$ คือ ค่าแรงโน้มถ่วงของโลก

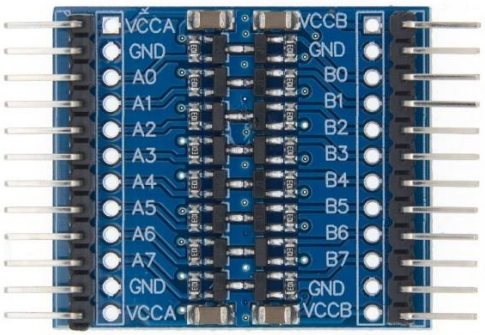
1.1.5 Analog airspeed sensor

เครื่องวัดความเร็วอากาศ (airspeed sensor) เป็นอุปกรณ์วัดที่แสดงถึงความเร็วของเครื่องบินที่ผ่านอากาศ หรือเรียกอีกอย่างหนึ่งว่า ความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านเครื่องบิน โดยมีหลักการทำงานคือการเปรียบเทียบผลต่างความกดอากาศระหว่าง ram air pressure กับ static air pressure ผลที่ได้จากความแตกต่างของความกดอากาศทั้งสองนี้ จะแปลงออกมาเป็นค่า ของความเร็วออกกาศได้ ซึ่งแสดง output ออกมาเป็นแรงดัน 2.5-5 volte แสดงดังภาพที่ 3.7

**ภาพที่ 3.7** Analog air speed sensor

1.1.6 Digital Logic converter

Digital Logic converter เป็นโมดูลสำหรับแปลงสัญญาณ logic 3.3 Volt เป็นสัญญาณ logic 5 Volt และ แปลงสัญญาณ logic 5 Volt เป็นสัญญาณ logic 3.3 Volt เพื่อใช้ในการสื่อสารระหว่าง บอร์ด Raspberry Pi ซึ่งทำงานที่ระดับแรงดัน 3.3 Volt และบอร์ด Arduino ซึ่งทำงานที่ระดับแรงดัน 5 Volt นอกจากนั้น Digital logic converter จะแปลงสัญญาณ PWM ที่มีระดับแรงดัน 3.3 volt ของบอร์ด Raspberry Pi ให้กลายเป็นสัญญาณ PWM ที่มีระดับแรงดัน 5 volt เพื่อให้สามารถควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ได้ แสดงดังภาพที่ 3.8




**ภาพที่ 3.8** Digital Logic converter

1.1.7 Receiver FrSky R9

Receiver มีหน้าที่รับสัญญาณความถี่หรือคำสั่งจากวิทยุบังคับ ซึ่ง FrSky R9 มีตัวรับสัญญาณ telemetry ระยะไกลทำงานในย่านความถี่ 900MHz สามารถส่งสัญญาณได้ไกลถึง 10 กิโลเมตร โดยมีช่องสำหรับเสียบอุปกรณ์ เซอร์โวและสปีดคอลโทรล จำนวน 8 ช่องสัญญาณ และมีสายอากาศต่อออกมาจากอุปกรณ์ดังกล่าวเพื่อช่วยเพิ่มประสิทธิภาพของการรับส่งสัญญาณ แสดงดังภาพที่ 3.9

**ภาพที่ 3.9** Receiver FrSky R9

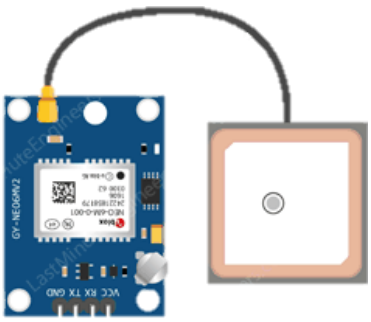
1.1.8 IC 74ls04 Inverter

IC 74ls04 เป็น IC ที่ทำหน้าที่เป็น inverter หรือ not-gate ซึ่งจะทำการเปลี่ยนค่า logic output ให้ตรงข้ามกับ logic input ใช้เพื่อเชื่อมต่อสัญญาณ SBUS ระหว่าง Receiver และ บอร์ด Arduino mega 2560 แสดงดังภาพที่ 3.10

**ภาพที่ 3.10** IC 74ls04 Inverter

1.1.9 GPS (Global Positioning System)

GPS เป็นระบบระบุตำแหน่งบนพื้นโลกโดยใช้เวลาเป็นตัวกำหนด มีหลักการทำงานคือดาวเทียมจะปล่อยค่าสัญญาณเวลาออกมาเป็นช่วงๆ ให้แก่อุปกรณ์รับสัญญาณ จากนั้นอุปกรณ์จะทำการคำนวณระยะห่างระหว่างตัวอุปกรณ์กับดาวเทียมด้วยการเปรียบเทียบความแตกต่างของเวลาปัจจุบันกับเวลาที่อุปกรณ์รับมา แล้วทำการคำนวณเป็นระยะทางโดยเทียบกับค่าเวลาในการเดินทางของแสง (สัญญาณเดินทางได้เร็วเท่าแสง) ระบบ GPS เกิดขึ้นตั้งแต่ประมาณปี ค.ศ. 1978 เริ่มแรกใช้ในการทหาร ต่อมาได้มีการพัฒนามาใช้ร่วมกับเครื่องบิน แต่เมื่อเทคโนโลยีเริ่มมีการพัฒนามากขึ้นเรื่อย ๆ ตัวรับสัญญาณ GPS มีขนาดเล็กลงเรื่อย ๆ จึงมีการพัฒนาเป็นอุปกรณ์นำทางในรถตลอดจนอุปกรณ์มือถือในปัจจุบัน ซึ่ง GPS จะถูกใช้ในการระบุตำแหน่งของเครื่องบินสำหรับงานวิจัยนี้แสดงดังภาพที่ 3.11




**ภาพที่ 3.11** GPS Module

1.1.10 ตัวควบคุมความเร็ว (speed control)

สปีดคอนโทรล คือ อุปกรณ์อิเลคทรอนิคที่ใช้ควบคุมความเร็วในการหมุนใบพัดของมอเตอร์ซึ่งสปีดคอนโทรลจะรับคำสั่งจากรีโมทบังคับวิทยุผ่าน receiver นอกจากนั้น สปีดคอนโทรล จะมีหน้าที่ในการแปลงแรงดันไฟฟ้าจากแบตเตอรี่เพื่อมาเลี้ยง receiver servo motor และอุปกรณ์ควบคุมอื่นๆที่ถูกติดตั้งอยู่บนเครื่องบิน แสดงดังภาพที่ 3.12

**ภาพที่ 3.12** speed control

1.1.11 รีโมทบังคับวิทยุ (Remote Control/Transmitter)

รีโมทบังคับวิทยุ คืออุปกรณ์ที่ใช้ในการติดต่อสื่อสารระหว่าง receiver ซึ่งเป็นภาครับและรีโมทซึ่งเป็นภาคส่งโดยปราศจากการใช้สายสัญญาณในการเชื่อมต่อ และการรับส่งข้อมูลระหว่างกันจะใช้อากาศเป็นตัวกลาง ซึ่งรีโมทบังคับวิทยุจะใช้คลื่นวิทยุความถี่ 900 MHz เป็นช่องทางการสื่อสาร ทำให้ไม่ต้องเดินสายสัญญาณ และติดตั้งใช้งานได้สะดวก แสดงดังภาพที่ 3.13

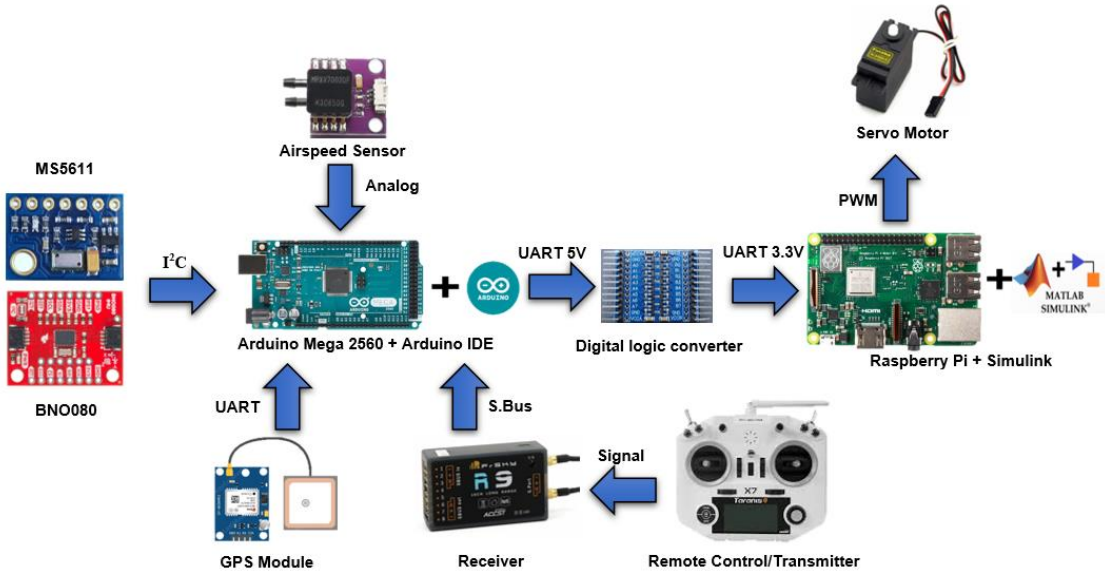
**ภาพที่ 3.13** Remote Control FrSky QX7

1.1.12 เซอร์โวมอเตอร์ (servo motor)

เซอร์โวมอเตอร์เป็นอุปกรณ์แม่เหล็กไฟฟ้าที่ใช้ในการหมุนตัวขับ (actuator) ไปยังตำแหน่งต่างๆด้วยความแม่นยำ โดยใช้สัญญาณพัลส์เพื่อกำหนดตำแหน่งในการหมุนเมื่อจ่ายสัญญาณพัลส์ในรูปแบบ Pulse Width Modulation (PWM) เข้าไปยังเซอร์โวมอเตอร์ วงจรควบคุม (Electronic Control System) ภายในเซอร์โวมอเตอร์จะทำการอ่านค่าและประมวลผลค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ส่งเข้ามาเพื่อแปลค่าเป็นตำแหน่งองศาที่ต้องการ จากนั้นจะส่งคำสั่งเพื่อทำการควบคุมให้มอเตอร์ภายในหมุนไปยังตำแหน่งที่ต้องการ โดยมี Position Sensor เป็นตัวรับรู้คอยวัดค่ามุมที่มอเตอร์กำลังหมุนเป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับกลับมาให้วงจรควบคุมเปรียบเทียบกับค่าอินพุตเพื่อควบคุมให้ได้ตำแหน่งที่ต้องการอย่างถูกต้องแม่นยำ ซึ่งปกติแล้วการควบคุมการบินของเครื่องบินจะไม่สามารถควบคุม control surface ของเครื่องบินได้โดยตรงแต่จะใช้การควบคุมผ่านเซอร์โวมอเตอร์

**ภาพที่ 3.14** เซอร์โวมอเตอร์

### 1.2 การเชื่อมต่อของระบบ Hardware




**ภาพที่ 3.15** การเชื่อมต่อของระบบ Hardware

จากภาพที่ 3.15 แสดงการเชื่อมต่อของระบบ Hardware สำหรับการออกแบบอุปกรณ์ controller ซึ่งจะต้องเชื่อมต่อ sensor ต่างๆเข้ากับตัวประมวลผลหลัก โดยมีรายละเอียดดังนี้

1.2.1 MS5611 เป็น sensor สำหรับวัดความดันบรรยากาศเพื่อหาค่าความสูงของเครื่องบิน โดย MS5611 จะสื่อสารกับบอร์ด Arduino mega 2560 ด้วยการสื่อสารรูปแบบ $I^2C$

1.2.2 BNO080 เป็น sensor สำหรับวัดค่าของความเร็วเชิงมุม ความเร่งเชิงมุม และมุมของเครื่องบิน โดย BNO080 จะสื่อสารกับบอร์ด Arduino mega 2560 ด้วยการสื่อสารรูปแบบ $I^2C$

1.2.3 GPS module เป็น sensor สำหรับตรวจวัดพิกัดเพื่อระบุตำแหน่งของเครื่องบิน โดย GPS module จะสื่อสารกับบอร์ด Arduino mega 2560 ด้วยการสื่อสารรูปแบบ UART

1.2.4 Receiver เป็นอุปกรณ์รับสัญญาณที่ส่งมาจากรีโมทบังคับวิทยุเพื่อนำสัญญาณนี้ไปควบคุมเครื่องบิน โดย Receiver จะสื่อสารกับบอร์ด Arduino mega 2560 ด้วยการสื่อสารรูปแบบ serial bus

1.2.5 Air speed sensor เป็นอุปกรณ์สำหรับวัดความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านเครื่องบิน โดย air speed sensor จะสื่อสารกับบอร์ด Arduino mega 2560 ด้วยการสื่อสารสัญญาณ analog 2.5-5 volt

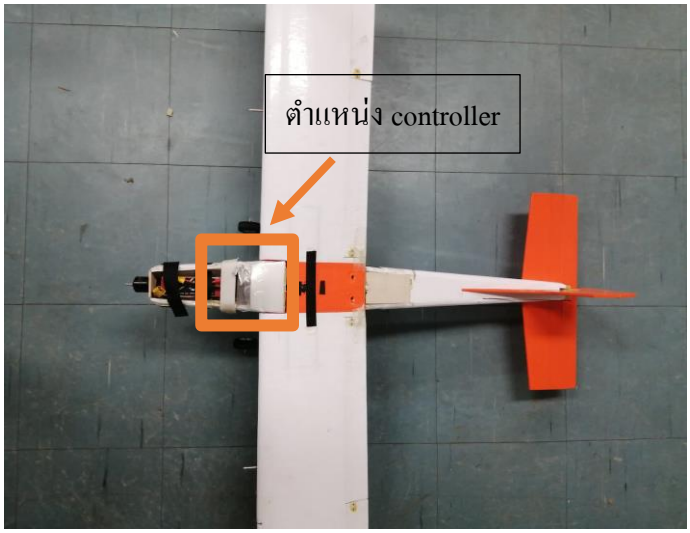
1.2.6 บอร์ด Arduino mega 2560 จะถูกเขียน code ด้วยโปรแกรม Arduino IDE เพื่ออ่านค่าจาก sensor ทั้งหมด และจัดเรียงข้อมูลเพื่อส่งไปที่หน่วยประมวลผลหลักคือ บอร์ด

Raspberry Pi ด้วยการสื่อสารรูปแบบ UART แต่เนื่องจาก บอร์ด Arduino ทำงานที่ระดับแรงดัน 5 volt และบอร์ด Raspberry Pi ทำงานที่ระดับแรงดัน 3.3 volt อาจจะทำให้เกิดการสื่อสารที่ผิดพลาดและบอร์ดเกิดความเสียหายได้ จึงต้องใช้อุปกรณ์ Digital logic converter เพื่อลดระดับแรงดันจาก 5 volt ลงเหลือ 3.3 volt ทำให้บอร์ด Arduino และบอร์ด Raspberry Pi สามารถสื่อสารข้อมูลได้ถูกต้องและแม่นยำ

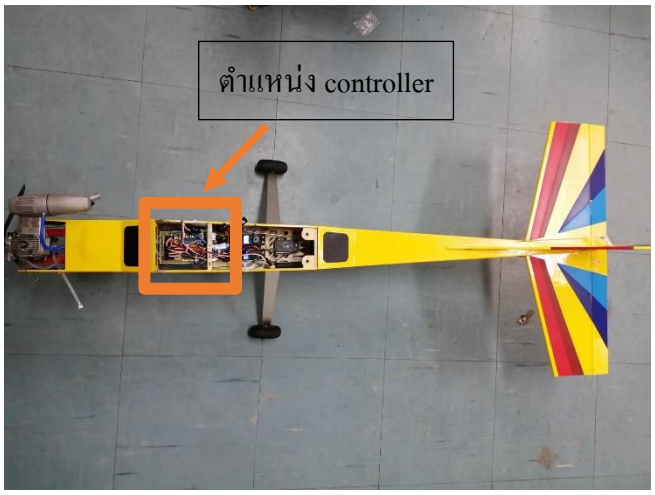
1.2.7 บอร์ด Raspberry Pi จะรับค่าของ sensor ทั้งหมดมาจากบอร์ด Arduino และจากนั้นจะทำการประมวลผล ซึ่งบอร์ด Raspberry Pi จะถูกเขียน code ด้วย โปรแกรม MATLAB/Simulink หลังจากประมวลผลเสร็จ บอร์ด Raspberry Pi จะทำหน้าส่งสัญญาณ PWM เพื่อควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ แต่เนื่องจากบอร์ด Raspberry Pi ส่งสัญญาณ PWM ที่มีระดับแรงดันเพียง 3.3 volt ทำให้ไม่สามารถควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ที่ทำงานที่ระดับแรงดัน 5 volt ได้ จึงต้องใช้ Digital logic converter เพื่อแปลงระดับแรงดันจาก 3.3 volt เป็นระดับแรงดัน 5 volt ทำให้เครื่องบินสามารถเคลื่อนไหวตามที่ต้องการได้

## 2. การเก็บข้อมูลที่ได้จากการบิน

การเก็บข้อมูลที่ได้จากการบินเพื่อสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และออกแบบระบบควบคุมของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงจะใช้อุปกรณ์ controller ซึ่งจะใช้บอร์ด Arduino mega2560 และบอร์ด Raspberry Pi 3b+ เป็นหน่วยประมวลผลหลัก ซึ่งอุปกรณ์ดังกล่าวจะถึงติดตั้งไว้บริเวณบริเวณ center of gravity (CG) ของเครื่องบินแสดงดังภาพที่ 3.16 และ ภาพที่ 3.17




**ภาพที่ 3.16** การวางอุปกรณ์ controller ของเครื่องบินโฟม




**ภาพที่ 3.17** การวางอุปกรณ์ controller ของเครื่องบินน้ำมัน

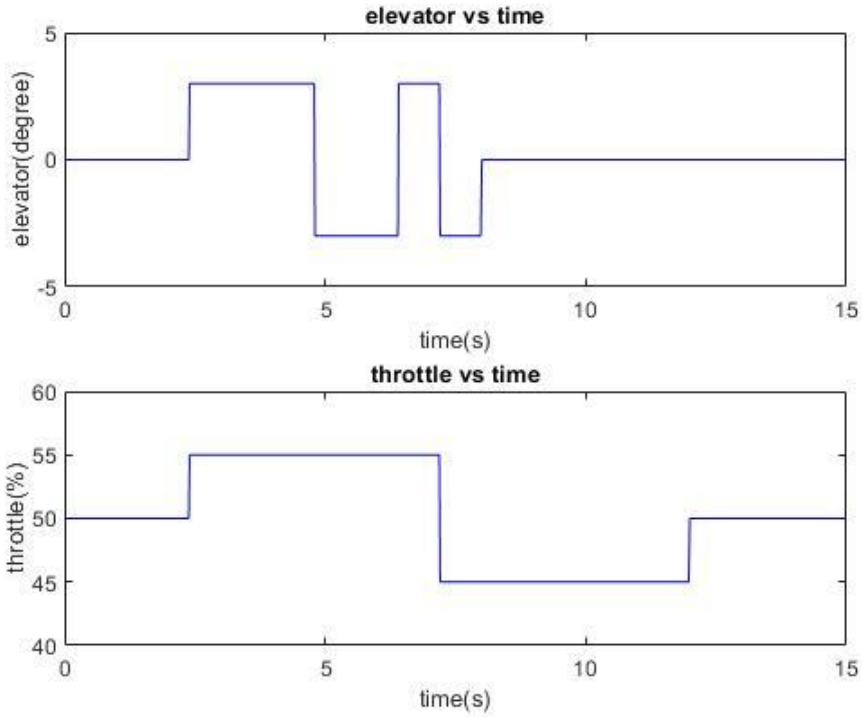
สำหรับงานวิจัยนี้การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะแยกระบบพลวัตกันโดยสิ้นเชิงระหว่าง longitudinal dynamic และ lateral dynamic ซึ่งการเก็บข้อมูลจากการบินของเครื่องบินโฟมและเครื่องบินน้ำมันมีรายละเอียดดังนี้

### 2.1 การเก็บข้อมูลการบินของเครื่องบินโฟม

การเก็บข้อมูลการบบินของเครื่องบินโฟมจะใช้ input ชนิด 3-2-1-1 input และ Doublet input โดยการเก็บข้อมูลจะแยกระบบกันโดยสิ้นเชิงระหว่าง longitudinal dynamic และ lateral dynamic ซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

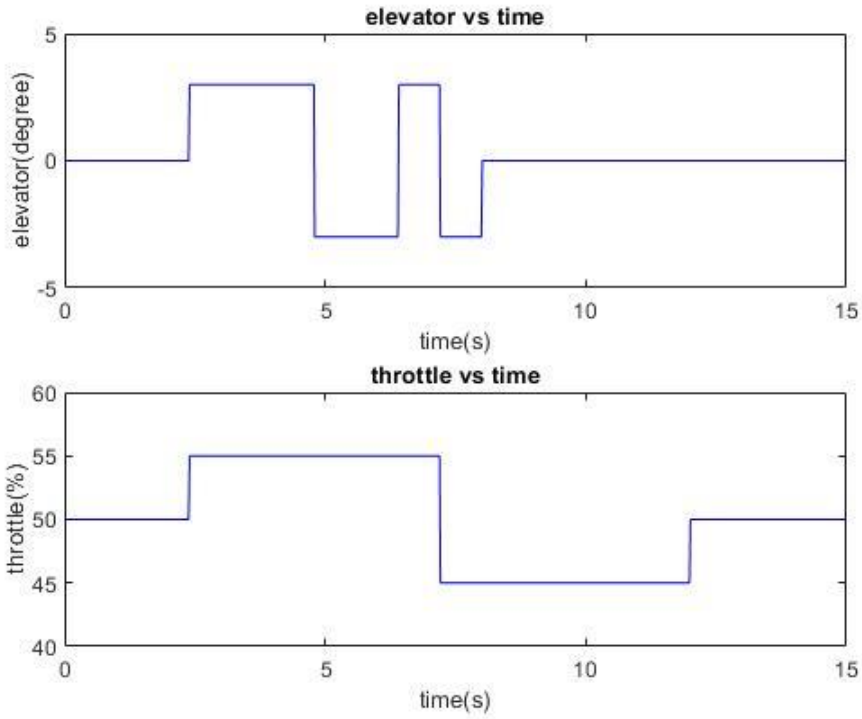
2.1.1 Longitudinal dynamics

สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic จะใช้แบบจำลองในรูปของ state space โดยมี state variable คือ $\boldsymbol{x}_{long} = [u\ \mathrm{w}\ q\ \theta\ h]^T$ และมี control vector คือ $\boldsymbol{u}_{long} = [\delta_{elevator}\ \delta_{throttle}]^T$ ดังนั้นตัวแปรที่จะต้องเก็บเพื่อนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้แก่ ความเร็ว อัตราเร็วเชิงมุมของมุมเงย มุมเงย และความสูง โดยการเก็บข้อมูลของเครื่องบินโฟม ซึ่งเครื่องบินจะถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณ input ชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input โดยการเก็บข้อมูลจะใช้เวลาทั้งหมด 15 วินาที จำนวน 4 ชุดแสดงดังตั้งแต่ภาพที่ 3.18 ถึงภาพที่ 3.21



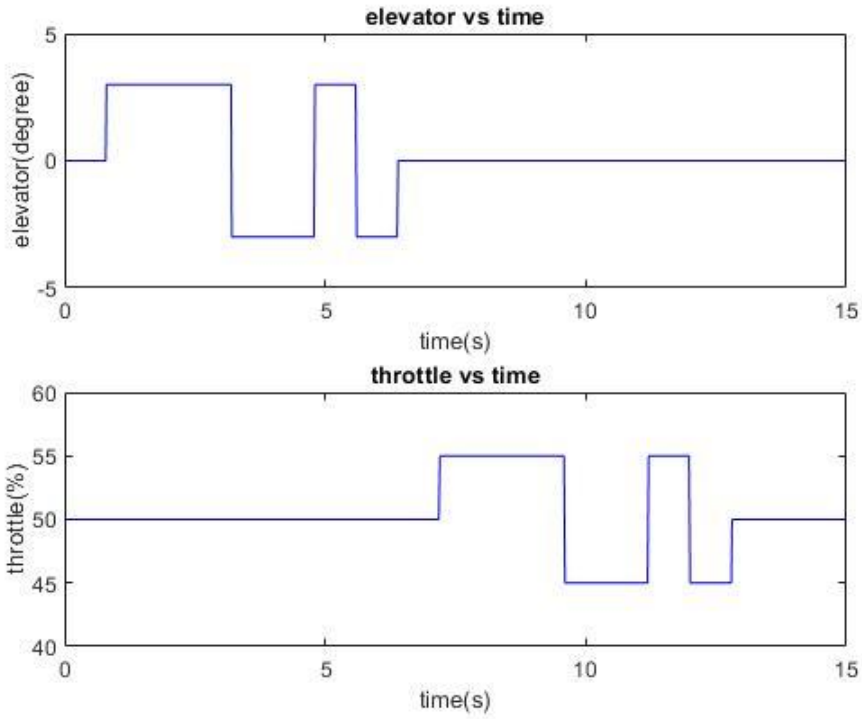

**ภาพที่ 3.18** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 1

ภาพที่ 3.18 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 1 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 2.4 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 8 วินาที สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 5 % และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 4.8:4.8 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 2.4 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 12 วินาที



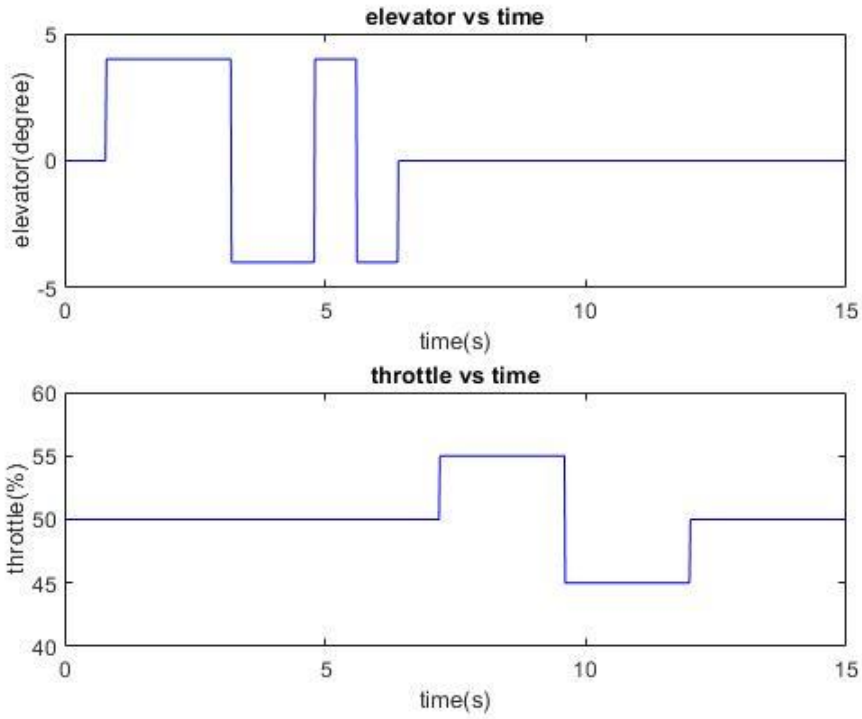

**ภาพที่ 3.19** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 2

ภาพที่ 3.19 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 2 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 2.4 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 8 วินาที สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 5 % และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 4.8:4.8 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 2.4 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 12 วินาที




**ภาพที่ 3.20** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 3

ภาพที่ 3.20 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 3 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input โดยมี amplitude ที่ 5 % และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 7.2 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 12.8 วินาที

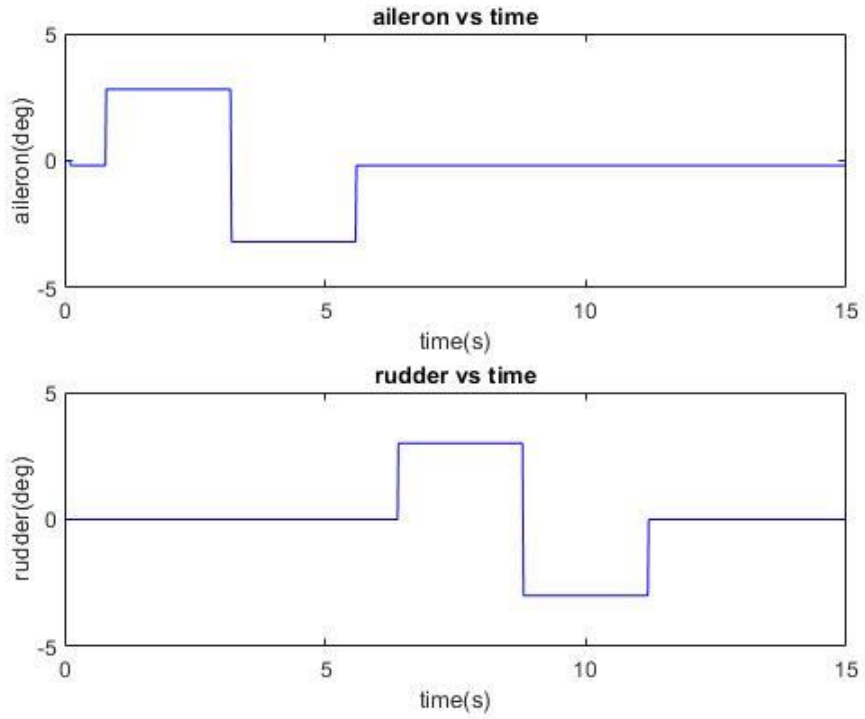



**ภาพที่ 3.21** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 4

ภาพที่ 3.21 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 4 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 4 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 5 % และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:2.4 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 7.2 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 12.8 วินาที

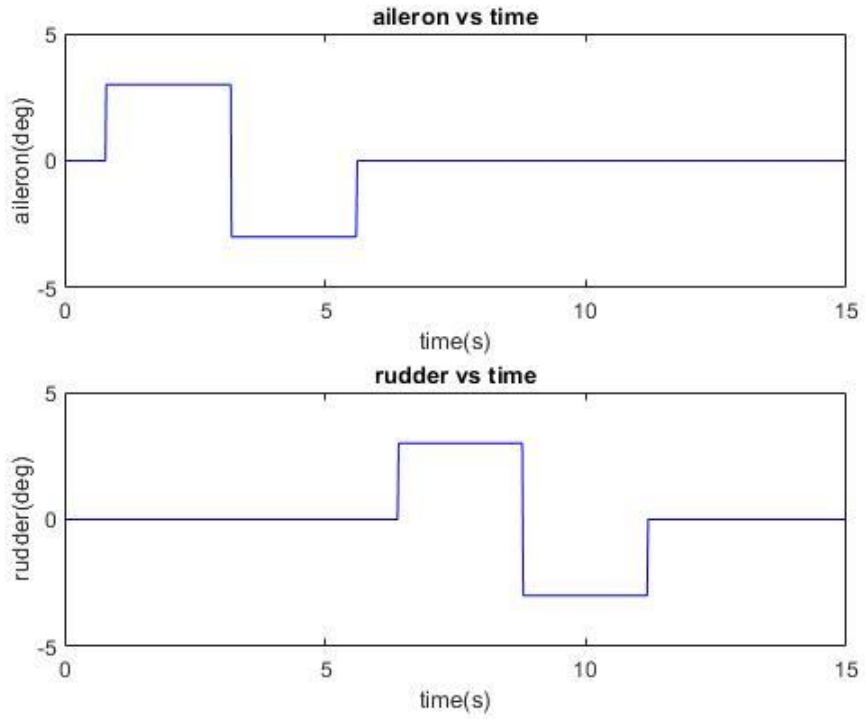
2.1.2 Lateral dynamic

สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic จะใช้แบบจำลองในรูปของ state space โดยมี state variable คือ $\boldsymbol{x}_{lat} = [\mathrm{v\ p}\ r\ \emptyset\ \psi]^T$ และมี control vector คือ $\boldsymbol{u}_{lat} = [\delta_{aileron}\ \delta_{rudder}]^T$ ดังนั้นตัวแปรที่จะต้องเก็บเพื่อนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้แก่ อัตราเร็วเชิงมุมของมุมเอียง อัตราเร็วเชิงมุมของมุมหันเห มุมเอียง และมุมหันเห ซึ่งเครื่องบินจะถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณ input ชนิด doublet input สำหรับ aileron และ rudder โดยการเก็บข้อมูลจะใช้เวลาทั้งหมด 15 วินาที แสดงดังภาพที่ 3.22 ถึงภาพที่ 3.25



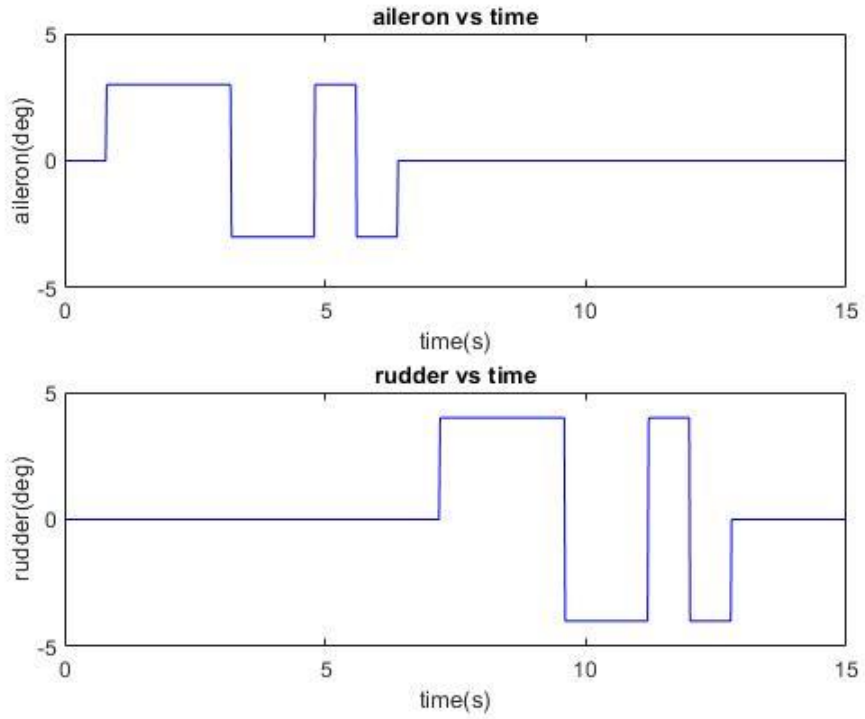

**ภาพที่ 3.22** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 1

ภาพที่ 3.22 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 1 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input สำหรับ aileron มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:2.4 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 5.6 วินาที สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 3 องศา และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:2.4 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 6.4 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 11.2 วินาที



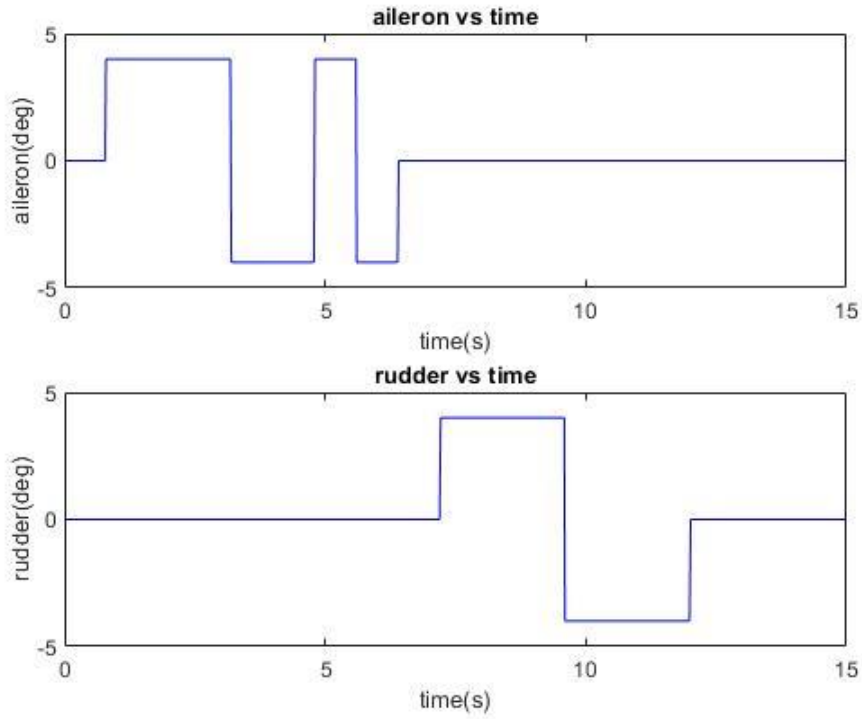

**ภาพที่ 3.23** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 2

ภาพที่ 3.23 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 2 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input สำหรับ aileron มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:2.4 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 5.6 วินาที สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 3 องศา และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:2.4 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 6.4 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 11.2 วินาที




**ภาพที่ 3.24** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 3

ภาพที่ 3.24 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 3 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ aileron มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input โดยมี amplitude ที่ 4 องศา และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 7.2 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 12.8 วินาที




**ภาพที่ 3.25** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินโฟม ชุดที่ 4

ภาพที่ 3.25 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 4 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ aileron มี amplitude อยู่ที่ 4 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 4 องศา และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:2.4 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 5.4 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 12 วินาที

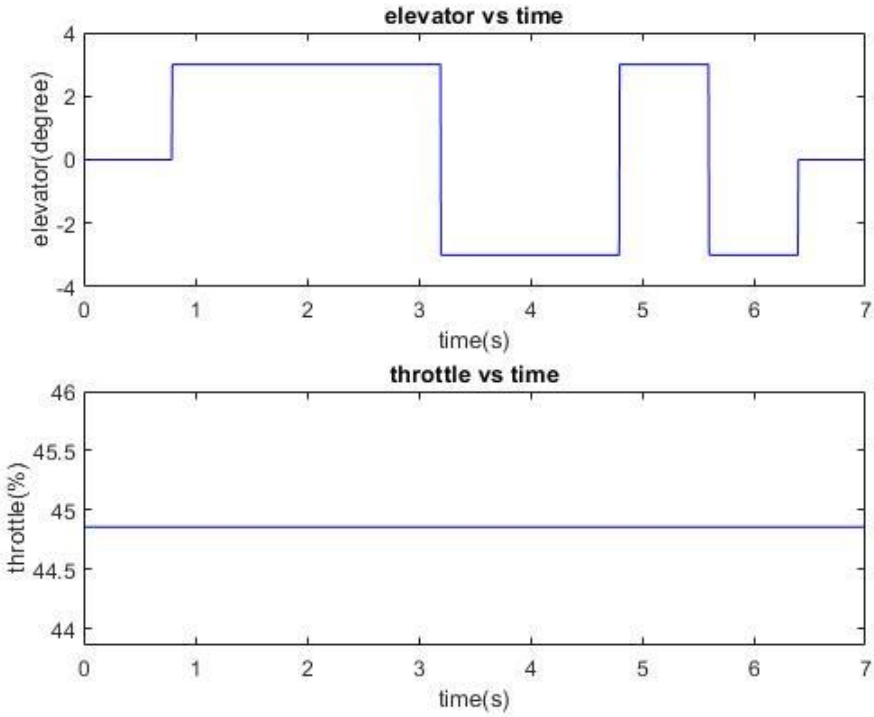
### 2.2 การเก็บข้อมูลการบินของเครื่องบินน้ำมัน

การเก็บข้อมูลการบบินของเครื่องบินน้ำมันจะใช้ input ชนิด 3-2-1-1 input และ Doublet input โดยการเก็บข้อมูลจะแยกระบบกันโดยสิ้นเชิงระหว่าง longitudinal dynamic และ lateral dynamic ซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

2.2.1 Longitudinal dynamics

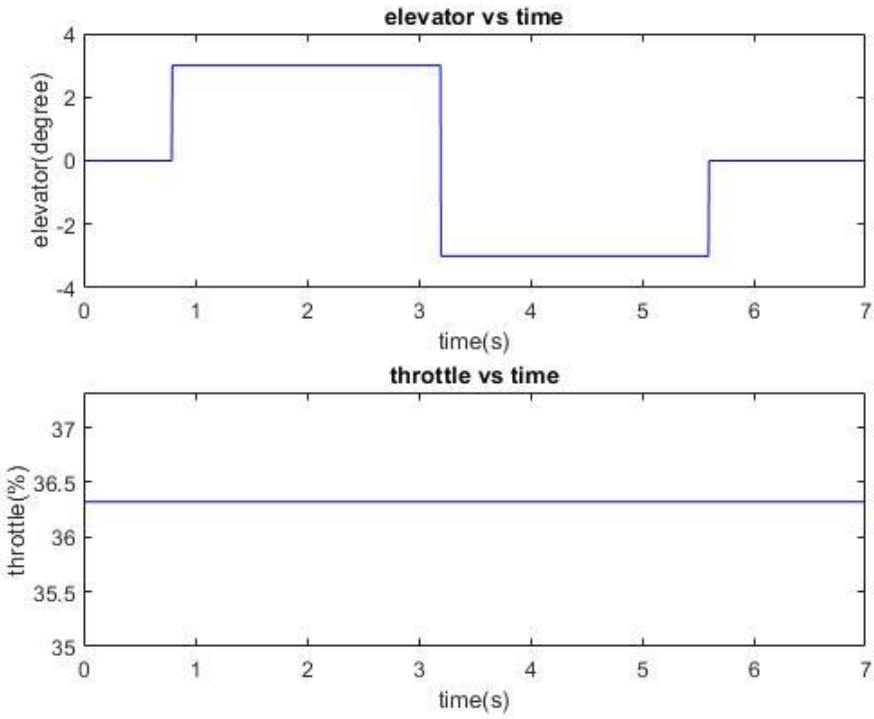
สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic จะใช้แบบจำลองในรูปของ state space โดยมี state variable คือ $\boldsymbol{x}_{long} = [u\ w\ q\ \theta\ h]^T$ และมี control vector คือ $\boldsymbol{u}_{long} = [\delta_{elevator}\ \delta_{throttle}]^T$ ดังนั้นตัวแปรที่จะต้องเก็บเพื่อนำมาสร้าง

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้แก่ ความเร็ว อัตราเร็วเชิงมุมของมุมเงย มุมเงย และความสูง โดยการเก็บข้อมูลของเครื่องบินโฟม ซึ่งเครื่องบินจะถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณ input ชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input โดยการเก็บข้อมูลจะใช้เวลาทั้งหมด 7 วินาที จำนวน 4 ชุดแสดงดังภาพที่ 3.26 ถึงภาพที่ 3.29



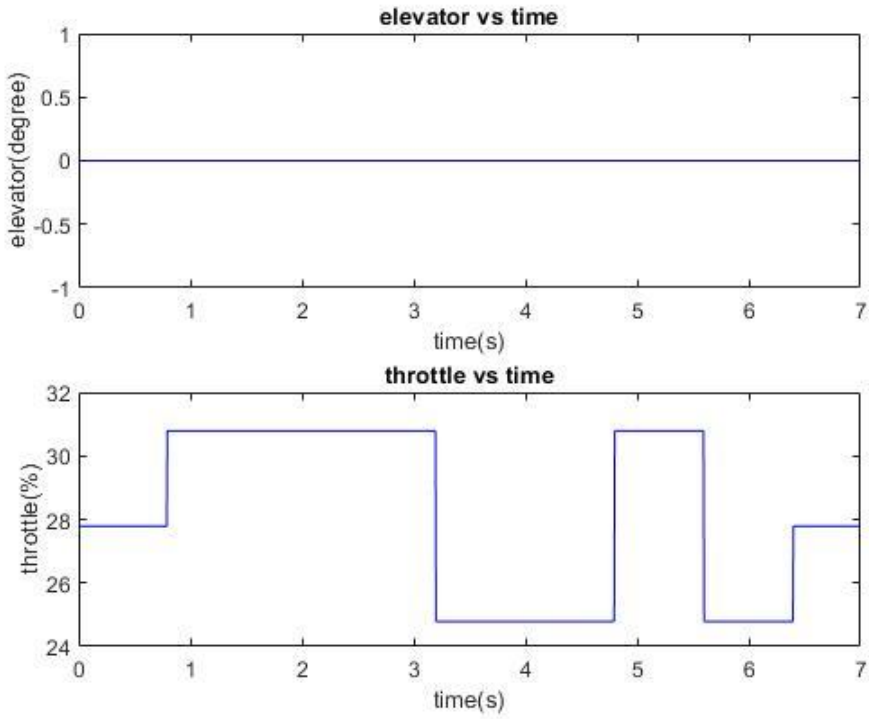

**ภาพที่ 3.26** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 1

ภาพที่ 3.26 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 1 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 4 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input คงที่ โดยมี amplitude ที่ 44.585 %



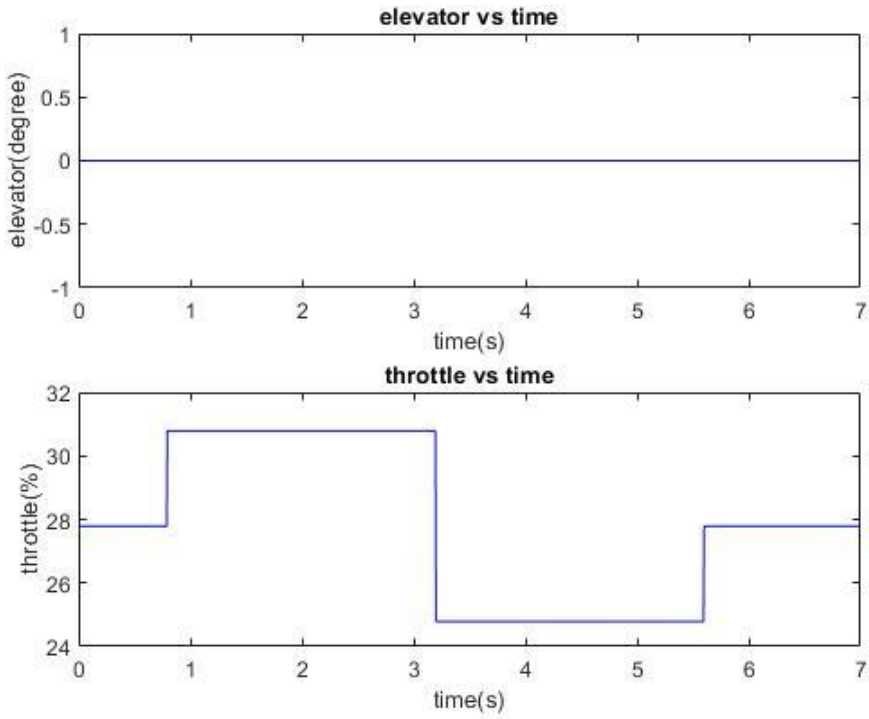

**ภาพที่ 3.27** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 2

ภาพที่ 3.27 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 2 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:2.4 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 5.6 วินาที สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input คงที่ โดยมี amplitude ที่ 36.40 %




**ภาพที่ 3.28** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 3

ภาพที่ 3.28 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 3 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบคงที่ สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 0 องศา สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input โดยมี amplitude ที่ 3% และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที

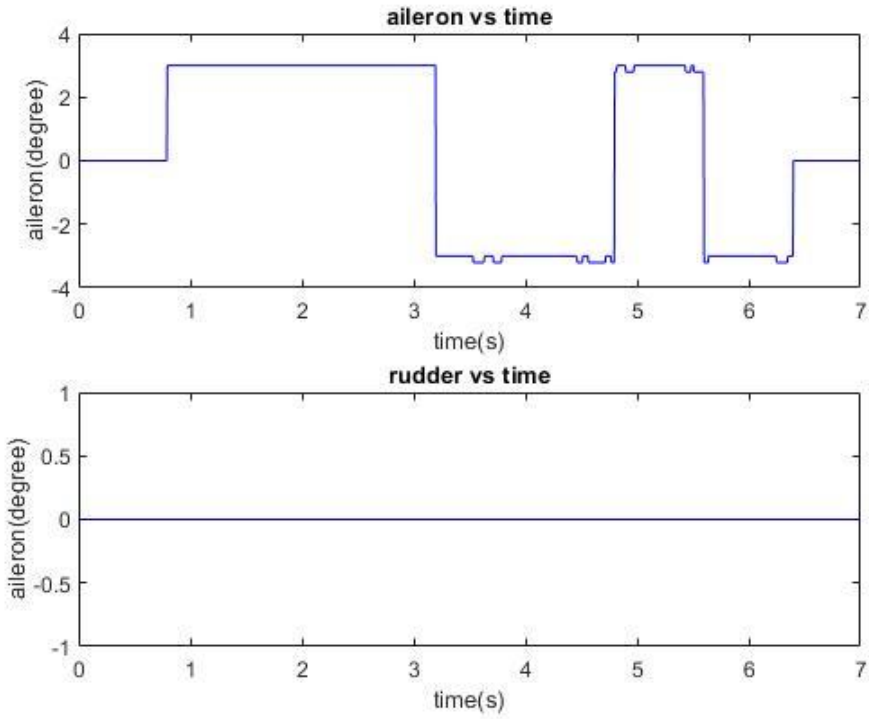



**ภาพที่ 3.29** สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 4

ภาพที่ 3.29 แสดง สัญญาณ input สำหรับ longitudinal dynamic ชุดที่ 4 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบคงที่ สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 0 องศา สำหรับ throttle จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 3% และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:2.4 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 5.6 วินาที

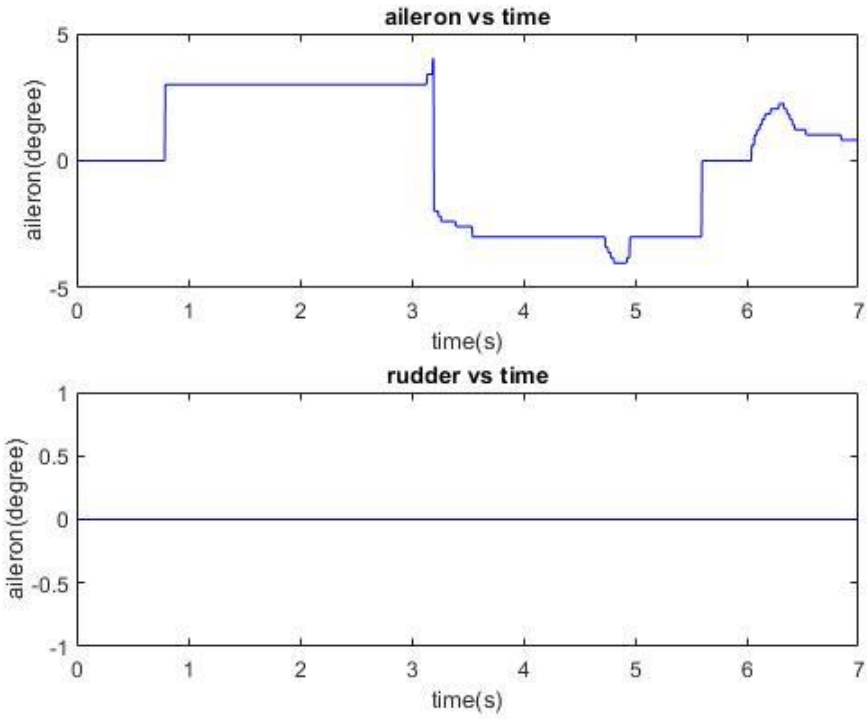
2.2.2 Lateral dynamic

สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic จะใช้แบบจำลองในรูปของ state space โดยมี state variable คือ $\boldsymbol{x}_{lat} = [v\ q\ r\ \emptyset\ \psi]^T$ และมี control vector คือ $\boldsymbol{u}_{lat} = [\delta_{aileron}\ \delta_{rudder}]^T$ ดังนั้นตัวแปรที่จะต้องเก็บเพื่อนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้แก่ อัตราเร็วเชิงมุมของมุมเอียง อัตราเร็วเชิงมุมของมุมหันเห มุมเอียง และมุมหันเห ซึ่งเครื่องบินจะถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณ input ชนิด doublet input สำหรับ aileron และ rudder โดยการเก็บข้อมูลจะใช้เวลาทั้งหมด 7 วินาที แสดงดังภาพที่ 3.30 ถึงภาพที่ 3.33



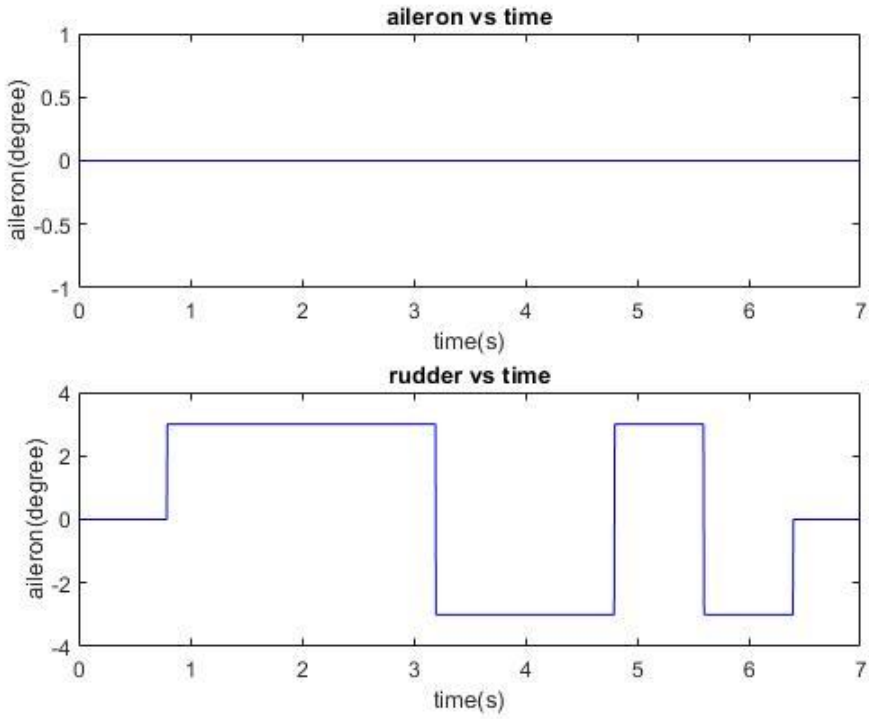

**ภาพที่ 3.30** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 1

ภาพที่ 3.30 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 1 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input สำหรับ aileron มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input คงที่ โดยมี amplitude ที่ 0 องศา



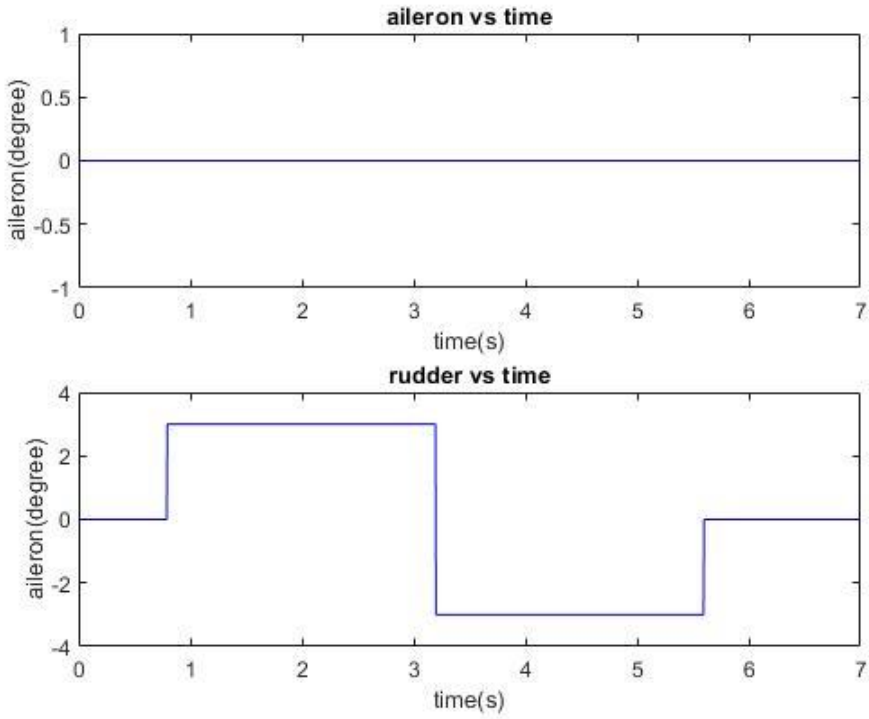

**ภาพที่ 3.31** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 2

ภาพที่ 3.31 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 2 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input สำหรับ elevator มี amplitude อยู่ที่ 3 องศาและสัญญาณ input มีอัตราส่วนของสัญญาณเป็น 2.4:2.4 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 5.6 วินาที สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input คงที่ โดยมี amplitude ที่ 0 องศา




**ภาพที่ 3.32** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 3

ภาพที่ 3.32 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 3 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบคงที่ สำหรับ aileron มี amplitude อยู่ที่ 0 องศา สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input แบบ 3-2-1-1 input โดยมี amplitude ที่ 3 องศา และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:1.6:0.8:0.8 วินาที โดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 6.4 วินาที




**ภาพที่ 3.33** สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน ชุดที่ 4

ภาพที่ 3.33 แสดง สัญญาณ input สำหรับ lateral dynamic ชุดที่ 4 ซึ่งใช้สัญญาณ input แบบคงที่ สำหรับ aileron มี amplitude อยู่ที่ 0 องศา สำหรับ rudder จะใช้สัญญาณ input แบบ Doublet input โดยมี amplitude ที่ 3 องศา และสัญญาณ input มีอัตราส่วนเป็น 2.4:2.4 วินาทีโดยจะเริ่มกระตุ้นระบบเมื่อเวลาผ่านไป 0.8 วินาทีและสิ้นสุดที่เวลา 5.6 วินาที

**3. ความสัมพันธ์ของมุมเซอร์โวมอเตอร์และปีกของเครื่องบิน**

การควบคุมการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงจะใช้การหมุนของเซอร์โวมอเตอร์เพื่อควบคุมมุมของปีกซึ่งสมการแสดงความสัมพันธ์ของมุมเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบินแสดงดังสมการ ที่ 3.2

$$y = mx + a \tag{3.2}$$

เมื่อ

| | | |
|---|---|---|
| $y$ | คือ | มุมของปีกเครื่องบิน |
| $x$ | คือ | มุมของเซอร์โวมอเตอร์ |
| $m$ | คือ | อัตราการเปลี่ยนแปลง |
| $a$ | คือ | มุมเริ่มต้นของปีกเครื่องบิน |

**4. System Identification**

การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินจะใช้วิธี system identification โดยนำวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ 13 algorithmsได้แก่ Ant Lion Algorithm (ALO)(11), Dragonfly Algorithm (DA)(12), Grasshopper Optimization Algorithm (GOA)(13), Grey Wolf Optimizer (GWO)(14), Moth-Flame Optimization algorithm (MFO)(15), Salp Swarm Algorithm (SSA)(16), Whale Optimization Algorithm (WOA)(17), Sine Cosine Algorithm (SCA)(18), Water Cycle Algorithm (WCA)(19), Linear Population Size Reduction Of Success-History Based Adaptive Differential Evolution (L-SHADE)(20), Success-History based Adaptive Differential Evolution (SHADE)(21), Evolution Strategy With Covariance Matrix Adaptation (CMAES)(22) และ Adaptive Differential Evolution With Optimal External Archive (JADE)(23) เป็นเครื่องมือในการหาค่า aerodynamic stability ของเครื่องบินที่ทำให้ค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นระหว่างข้อมูลที่เก็บจากการบินจริงของเครื่องบินและสัญญาณที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีค่าน้อยที่สุด (Output error method) (24)ซึ่งมีค่าของฟังก์ชันเป้าหมายแสดงดังสมการที่ 3.3

$$ObjF = 1 - \frac{\sum_{\Delta t=0}^{t}\left(x(\Delta t)_{measure_i} - \bar{x}(\Delta t)_{measure_i}\right)^2 - \sum_{\Delta t=0}^{t}\left(x(\Delta t)_{measure_i} - x(\Delta t)_{model_i}\right)^2}{\sum_{\Delta t=0}^{t}\left(x(\Delta t)_{measure_i} - \bar{x}_{measure_i}\right)^2} \quad (3.3)$$

เมื่อ

| | | |
|---|---|---|
| $x(\Delta t)_{measure_i}$ | คือ | ค่าที่ได้จากการบินจริง |
| $x(\Delta t)_{model_i}$ | คือ | ค่าที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ |
| $t$ | คือ | เวลาที่ใช้เก็บข้อมูล 15 วินาที |
| $\Delta t$ | คือ | time step = 5 ms |

การใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์เพื่อหาค่า aerodynamic stability ในรูปแบบของ state space model ของเครื่องบิน สำหรับ longitudinal dynamic และ lateral dynamic จะต้องกำหนดค่าพารามิเตอร์ต่างๆได้แก่ จำนวนตัวแปรออกแบบของการหาคำตอบ จำนวนของประชากรที่ใช้หาคำตอบ จำนวนรอบของการหาคำตอบ จำนวนครั้งที่ใช้หาคำตอบ และขอบเขตของการหาคำตอบ โดยมีรายละเอียดดังนี้

### 4.1 longitudinal dynamic

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic มี state variable คือ $\boldsymbol{x}_{long} = [u \text{ w } q\ \theta\ h]^T$ และมี control vector คือ $\boldsymbol{u}_{long} = [\delta_{elevator}\ \delta_{throttle}]^T$ โดยสมการจะอยู่ในรูปแบบของ state space model(25) ตามสมการที่ 3.4

$$\dot{\boldsymbol{x}}_{long} = \boldsymbol{A}_{long}\boldsymbol{x}_{long} + \boldsymbol{B}_{long}\boldsymbol{u}_{long} \tag{3.4}$$

เมื่อ

$$\boldsymbol{A}_{long} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & X_q & -g\cos\theta & 0 \\ Z_u & Z_w & Z_q & -g\sin\theta & 0 \\ M_u & M_w & M_q & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin\theta & -\cos\theta & 0 & u_0\cos\theta + w_0\sin\theta & 0 \end{bmatrix},\ \boldsymbol{B}_{long} = \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_t} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_t} \\ M_{\delta_e} & X_{\delta_e} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

สำหรับ longitudinal dynamic มีการตั้งค่าปัญหาดังนี้

1. จำนวนตัวแปรออกแบบคือ 16 ตัวแปร
2. จำนวนประชากรที่ใช้หาคำตอบ 100 ประชากร
3. จำนวนรอบของการหาคำตอบ 1500 รอบ
4. จำนวนครั้งที่ใช้หาคำตอบ 10 ครั้ง
5. เงื่อนไขจำเป็นสำหรับการหาคำตอบ

$$g(x) = \max\Big(real\big(pole(sys)\big)\Big) + 0.001 \tag{3.5}$$

6. ขอบเขตของการหาคำตอบแสดงดังตารางที่ 3.3

**ตารางที่ 3.3** ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับ longitudinal dynamic

| ตัวแปรออกแบบ | ขอบเขตล่าง | ขอบเขตบน |
|---|---|---|
| $\boldsymbol{X_u}$ | -100 | 0 |
| $\boldsymbol{X_w}$ | 0 | 5000 |
| $\boldsymbol{X_q}$ | -1000 | 1000 |
| $\boldsymbol{Z_u}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{Z_w}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{Z_q}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{M_u}$ | -100 | 100 |

**ตารางที่ 3.3** ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับ longitudinal dynamic (ต่อ)

| ตัวแปรออกแบบ | ขอบเขตล่าง | ขอบเขตบน |
|---|---|---|
| $\boldsymbol{M_w}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{M_q}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{u_0}$ | -10 | 10 |
| $\boldsymbol{X_{\delta_e}}$ | 0 | 10000 |
| $\boldsymbol{X_{\delta_t}}$ | -100 | 0 |
| $\boldsymbol{Z_{\delta_e}}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{Z_{\delta_t}}$ | 10 | 10 |
| $\boldsymbol{M_{\delta_e}}$ | -100 | 0 |
| $\boldsymbol{M_{\delta_t}}$ | -10 | 10 |

### 4.2 lateral dynamic

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic มี state variable คือ $\boldsymbol{x}_{lat} = [\mathrm{v\ p}\ r\ \emptyset\ \psi]^T$ และมี control vector คือ $\boldsymbol{u}_{lat} = [\delta_{aileron}\ \delta_{rudder}]^T$ โดยสมการจะอยู่ในรูปแบบของ state space model[25] ตามสมการที่ 3.6

$$\dot{\boldsymbol{x}}_{lat} = \boldsymbol{A}_{lat}\boldsymbol{x}_{lat} + \boldsymbol{B}_{lat}\boldsymbol{u}_{lat} \tag{3.6}$$

เมื่อ

$$\boldsymbol{A}_{lat} = \begin{bmatrix} Y_v & Y_p & Y_r & g\cos\theta & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \cos\phi\tan\theta & q_0\cos\phi\tan\theta - r_0\sin\phi\tan\theta & 0 \\ 0 & 0 & \cos\phi\sec\theta & p_0\cos\phi\sec\theta - r_0\sin\phi\sec\theta & 0 \end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{B}_{lat} = \begin{bmatrix} Y_{\delta_a} & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_a} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

สำหรับ longitudinal dynamic มีการตั้งค่าปัญหาดังนี้

1. จำนวนตัวแปรออกแบบคือ 15 ตัวแปร
2. จำนวนประชากรที่ใช้หาคำตอบ 100 ประชากร
3. จำนวนรอบของการหาคำตอบ 1500 รอบ
4. จำนวนครั้งที่ใช้หาคำตอบ 10 ครั้ง
5. เงื่อนไขจำเป็นสำหรับการหาคำตอบ

$$g(x) = \max\left(real\left(pole(sys)\right)\right) + 0.001 \tag{3.7}$$

6. ขอบเขตของการหาคำตอบแสดงดังตารางที่ 3.4

**ตารางที่ 3.4** ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับ lateral dynamic

| **ตัวแปรออกแบบ** | **ขอบเขตล่าง** | **ขอบเขตบน** |
|---|---|---|
| $\boldsymbol{Y_v}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{Y_p}$ | 0 | 2000 |
| $\boldsymbol{Y_r}$ | -2000 | 2000 |
| $\boldsymbol{L_v}$ | -10 | 10 |
| $\boldsymbol{L_p}$ | -100 | 0 |
| $\boldsymbol{L_r}$ | 0 | 100 |
| $\boldsymbol{N_v}$ | -100 | 0 |
| $\boldsymbol{N_p}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{N_r}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{Y_{\delta_a}}$ | -2000 | 0 |
| $\boldsymbol{Y_{\delta_r}}$ | 0 | 1000 |
| $\boldsymbol{L_{\delta_a}}$ | 0 | 100 |
| $\boldsymbol{L_{\delta_r}}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{N_{\delta_a}}$ | -100 | 100 |
| $\boldsymbol{N_{\delta_r}}$ | -100 | 100 |

**5. การออกแบบระบบควบคุม PID**

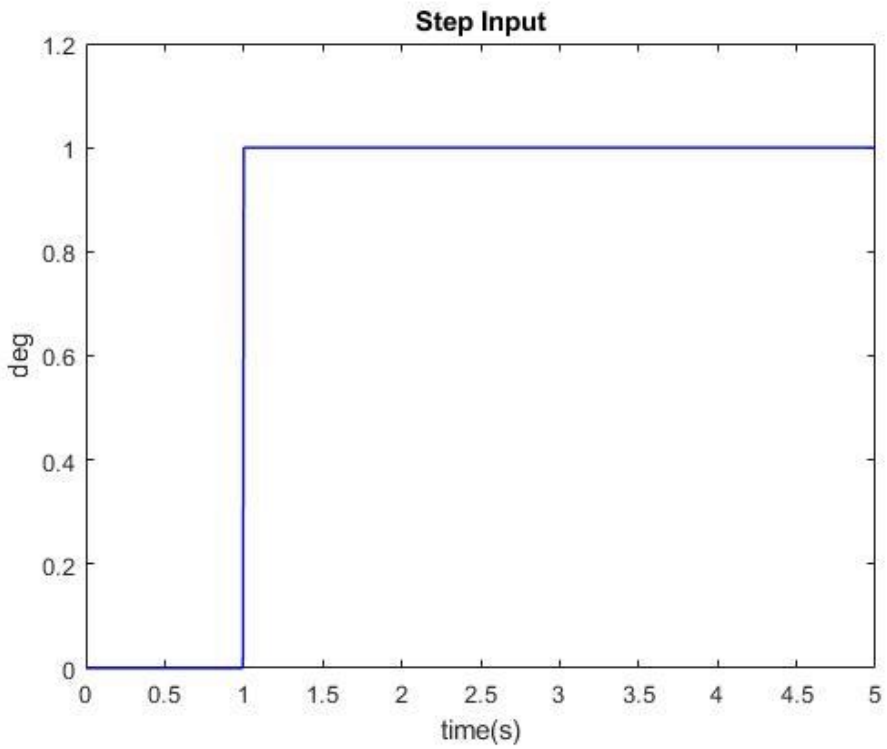
การออกแบบระบบควบคุมจะใช้ตัวควบคุมชนิด PID โดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์จำนวน 4 ตัวแปรได้แก่ $K_p, K_i, K_d, T_f$ แสดงดังสมการที่ 3.8

$$u(t) = k_p + k_i \frac{1}{s} + \frac{k_d s}{T_f s+1} \qquad (3.8)$$

เมื่อ

$T_f$ คือ ค่าคงที่ทางเวลาของตัวกรองอนุพันธ์อันดับ 1

งานวิจัยนี้ออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงโดยใช้ input ชนิด step input 1 หน่วย แสดงดังภาพที่ 3.34

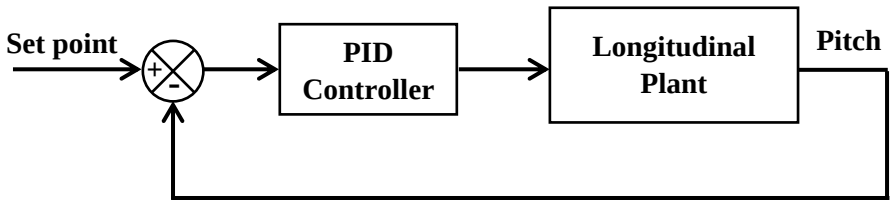



**ภาพที่ 3.34** Input สำหรับการออกแบบระบบควบคุม PID

นอกจากนี้การออกแบบระบบควบคุมจะใช้การหาคำตอบร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์จำนวน 13 algorithmsโดยการออกแบบระบบควบคุมมีรายละเอียดดังนี้

### 5.1 ระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic

การออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic จะใช้เพียงสัญญาณป้อนกลับของมุม pitch มาใช้ในการออกแบบระบบควบคุม ซึ่งการออกแบบจะใช้ระบบควบคุมชนิด PID แสดงดังภาพที่ 3.35




**ภาพที่ 3.35** ระบบควบคุมมุมเงยของเครื่องบิน

สำหรับการออกแบบระบบควบคุมของ longitudinal dynamic มีรายละเอียดการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ดังนี้

5.1.1 การตั้งค่าปัญหา

1. จำนวนตัวแปรออกแบบ 4 ตัวแปร
2. จำนวนประชากรที่ใช้หาคำตอบ 50 ประชากร
3. จำนวนรอบของการหาคำตอบ 300 รอบ
4. จำนวนครั้งที่ใช้หาคำตอบ 10 ครั้ง
5. ขอบเขตของการหาคำตอบแสดงดังตารางที่ 3.5

**ตารางที่ 3.5** ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับระบบควบคุมมุมเงยของเครื่องบิน

| ตัวแปรออกแบบ | ขอบเขตล่าง | ขอบเขตบน |
|---|---|---|
| $K_p$ | 0 | 10 |
| $K_i$ | 0 | 10 |
| $K_d$ | 0 | 10 |
| $T_f$ | 1e-10 | 1 |

5.1.2 เงื่อนไขจำเป็นสำหรับการหาคำตอบ

1. ความเร็วเชิงมุมสูงสุดน้อยกว่า 20 องศาต่อวินาที
2. Overshoot น้อยกว่า 5 %
3. มุมสูงที่สุดของ elevator น้อยกว่า 15 องศา
4. มุมต่ำที่สุดของ elevator มากกว่า -15 องศา
5. ค่าความผิดพลาดในสถานะคงตัวน้อยกว่า 1 %

5.1.3 ฟังก์ชันเป้าหมายสำหรับการออกแบบระบบควบคุม

การออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์มีค่าฟังก์ชันเป้าหมายดังนี้

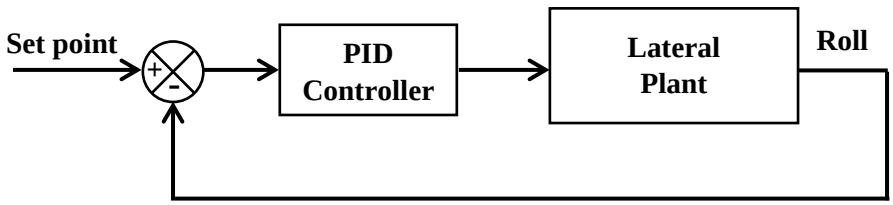
$$ObjF = \sqrt{\frac{\sum_{\Delta t=0}^{t}\left(x(\Delta t)_{output_i} - x(\Delta t)_{ref_i}\right)^2}{N_{ref}}} \tag{3.9}$$

เมื่อ

| | | |
|---|---|---|
| $x(\Delta t)_{output_i}$ | คือ | มุมเงยของเครื่องบิน |
| $x(\Delta t)_{ref_i}$ | คือ | ค่า setpoint ของมุมเงย |
| $t$ | คือ | เวลาที่ใช้ |
| $\Delta t$ | คือ | time step = 5 ms |
| $N_{ref}$ | คือ | จำนวนข้อมูลของค่า setpoint |

## 5.2 ระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic

การออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic จะใช้เพียงสัญญาณป้อนกลับของมุม roll มาใช้ในการออกแบบระบบควบคุม ซึ่งจะใช้ระบบควบคุมชนิด PID แสดงดังภาพที่ 3.36




**ภาพที่ 3.36** ระบบควบคุมมุมเอียงของเครื่องบิน

สำหรับการออกแบบระบบควบคุมของ longitudinal dynamic มีรายละเอียดการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ดังนี้

5.2.1 การตั้งค่าปัญหา

1. จำนวนตัวแปรออกแบบ 4 ตัวแปร
2. จำนวนประชากรที่ใช้หาคำตอบ 50 ประชากร
3. จำนวนรอบของการหาคำตอบ 300 รอบ
4. จำนวนครั้งที่ใช้หาคำตอบ 10 ครั้ง
5. ขอบเขตของการหาคำตอบแสดงดังตารางที่ 3.6

**ตารางที่ 3.6** ขอบเขตการหาคำตอบของตัวแปรออกแบบสำหรับระบบควบคุมมุมเงยของเครื่องบิน

| ตัวแปรออกแบบ | ขอบเขตล่าง | ขอบเขตบน |
|---|---|---|
| $\boldsymbol{K_p}$ | 0 | 10 |
| $\boldsymbol{K_i}$ | 0 | 10 |
| $\boldsymbol{K_d}$ | 0 | 10 |
| $\boldsymbol{T_f}$ | 1e-10 | 1 |

5.2.2 เงื่อนไขจำเป็นจำหรับการหาคำตอบ

1. ความเร็วเชิงมุมสูงสุดน้อยกว่า 20 องศาต่อวินาที
2. Overshoot น้อยกว่า 5 %
3. มุมสูงที่สุดของ aileron น้อยกว่า 15 องศา
4. มุมต่ำที่สุดของ aileron มากกว่า -15 องศา
5. ค่าความผิดพลาดในสถานะคงตัวน้อยกว่า 1 %

5.2.3 ฟังก์ชันเป้าหมายสำหรับการออกแบบระบบควบคุม

การออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์มีค่าฟังก์ชันเป้าหมายดังนี้

$$ObjF = \sqrt{\frac{\sum_{\Delta t=0}^{t}\left(x(\Delta t)_{output_i} - x(\Delta t)_{ref_i}\right)^2}{N_{ref}}} \tag{3.10}$$

เมื่อ

| | | |
|---|---|---|
| $x(\Delta t)_{output_i}$ | คือ | มุมเอียงของเครื่องบิน |
| $x(\Delta t)_{ref_i}$ | คือ | ค่า setpoint ของมุมเอียง |
| $t$ | คือ | เวลาที่ใช้ |
| $\Delta t$ | คือ | time step = 5 ms |
| $N_{ref}$ | คือ | จำนวนข้อมูลของค่า setpoint |

# บทที่ 4
# การทดลองและวิเคราะห์ผลการทดลอง

ในบทนี้จะแสดงผลการทดลองและวิเคราะห์ผลการทดลอง โดยเริ่มจากการหาความสัมพันธ์ของมุมเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบิน หลังจากนั้นนำข้อมูลที่ได้จากการทดสอบการบินมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงของ longitudinal dynamic และ lateral dynamic ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ทั้งหมด 13 algorithms จากนั้นจะนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าวมาออกแบบระบบควบคุมโดยใช้ระบบควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์และทดสอบด้วยวิธี แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของระบบควบคุมที่ได้ และสุดท้ายคือการนำระบบควบคุมที่ได้ไปใช้กับเครื่องบินจริง ซึ่งในงานวิจัยนี้จะใช้เครื่องบินจำนวน 2 ลำ ได้แก่ เครื่องบินโฟม และเครื่องบินน้ำมัน โดยมีรายละเอียดดังนี้

## 1. เครื่องบินโฟม

### 1.1 การหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบิน

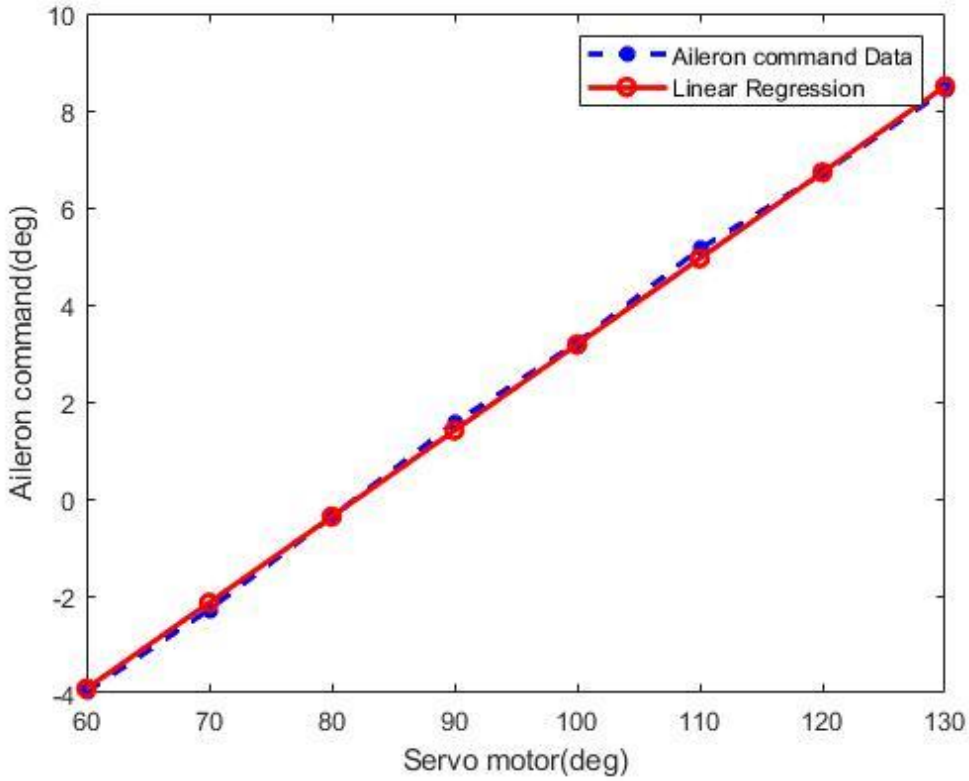
การควบคุมการบังคับทิศทางหรือลักษณะท่าทางการบินของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงจะต้องควบคุมปีกของเครื่องบิน 3 ส่วน ได้แก่ aileron, elevator และ rudder ซึ่งแต่ละส่วนจะถูกควบคุมด้วยเซอร์โวมอเตอร์ โดยมีความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบินดังนี้

1.1.1 aileron command เครื่องบินโฟม

aileron command เป็นส่วนที่ใช้สำหรับควบคุมการเอียงของเครื่องบินซึ่งจะติดตั้งอยู่บริเวณปีกทั้ง 2 ของเครื่องบิน ความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron แสดงดังตารางที่ 4.1

**ตารางที่ 4.1** ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ aileron command เครื่องบินโฟม

| มุมเซอร์โวมอเตอร์(องศา) | มุมของ aileron command (องศา) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | ครั้งที่ 1 | ครั้งที่ 2 | ครั้งที่ 3 | ครั้งที่ 4 | ครั้งที่ 5 | ค่าเฉลี่ย |
| 60 | -4.1875 | -4.1875 | -4.000 | -3.5625 | -4.000 | -3.9875 |
| 70 | -2.4375 | -2.4375 | -2.25 | -2.0625 | -2.25 | -2.2875 |
| 80 | -0.375 | -0.352 | -0.381 | -0.376 | -0.371 | -0.371 |
| 90 | 2 | 1.25 | 1.4375 | 1.625 | 1.5 | 1.5625 |
| 100 | 3.125 | 3 | 3.1875 | 3.4375 | 3.3125 | 3.2125 |
| 110 | 5 | 4.8125 | 5.1875 | 5.24375 | 5.5 | 5.14875 |
| 120 | 6.625 | 6.375 | 6.625 | 6.875 | 7 | 6.7 |
| 130 | 8.3125 | 8.1875 | 8.375 | 8.5625 | 8.625 | 8.4125 |




**ภาพที่ 4.1** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron ของเครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.1 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron ของเครื่องบิน มุมทั้งสองมีความสัมพันธ์ตามสมการคณิตศาสตร์ดังนี้

$$a_{cmd} = 0.1773 \times P_{servo} - 14.552 \quad (4.1)$$

เมื่อ

$a_{cmd}$ คือ มุมของปีก aileron

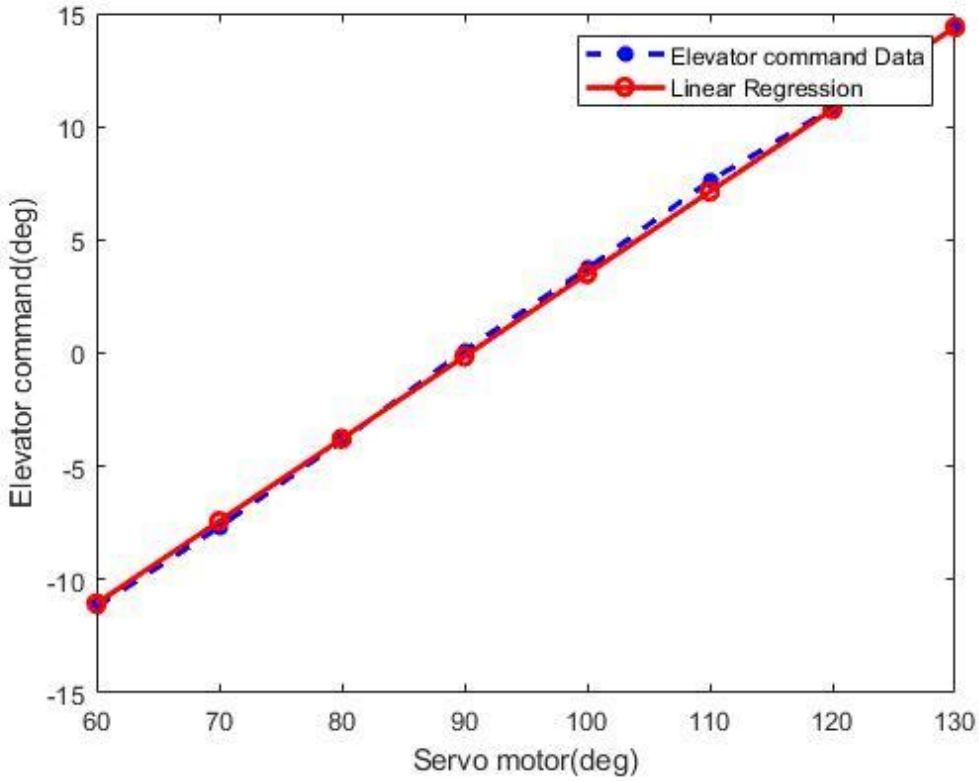
$P_{servo}$ คือ มุมของเซอร์โวมอเตอร์

1.1.2 elevator command เครื่องบินโฟม

elevator command เป็นส่วนที่ใช้สำหรับควบคุมมุมเงยของเครื่องบิน ซึ่งจะถูกติดตั้งอยู่บริเวณหางของเครื่องบิน ความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator แสดงดังตารางที่ 4.2

**ตารางที่ 4.2** ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ elevator command เครื่องบินโฟม

| **มุมเซอร์โวมอเตอร์(องศา)** | **มุมของ elevator command (องศา)** | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | **ครั้งที่ 1** | **ครั้งที่ 2** | **ครั้งที่ 3** | **ครั้งที่ 4** | **ครั้งที่ 5** | **ค่าเฉลี่ย** |
| 60 | 11.3125 | 11.3125 | 11.1875 | 11.125 | 11.125 | -11.2125 |
| 70 | 7.6875 | 7.6875 | 7.875 | 7.625 | 7.5625 | -7.6875 |
| 80 | 3.875 | 3.8125 | 3.9375 | 3.875 | 3.875 | -3.875 |
| 90 | 0 | -0.0625 | -0.125 | -0.3125 | -0.125 | 0.125 |
| 100 | -3.5625 | -3.625 | -3.75 | -4 | -3.6875 | 3.725 |
| 110 | -7.4375 | -7.5625 | -7.625 | -7.8125 | -7.5625 | 7.6 |
| 120 | -10.4375 | -10.6875 | -10.625 | -11 | -11.3125 | 10.8125 |
| 130 | -13.9375 | -14.1875 | -14.375 | -14.625 | -14.8125 | 14.3875 |




**ภาพที่ 4.2** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.2 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบิน มุมทั้งสองมีความสัมพันธ์ตามสมการคณิตศาสตร์ดังนี้

$$e_{cmd} = 0.3636 \times P_{servo} - 32.869 \tag{4.2}$$

เมื่อ

$e_{cmd}$ คือ มุมของปีก elevator

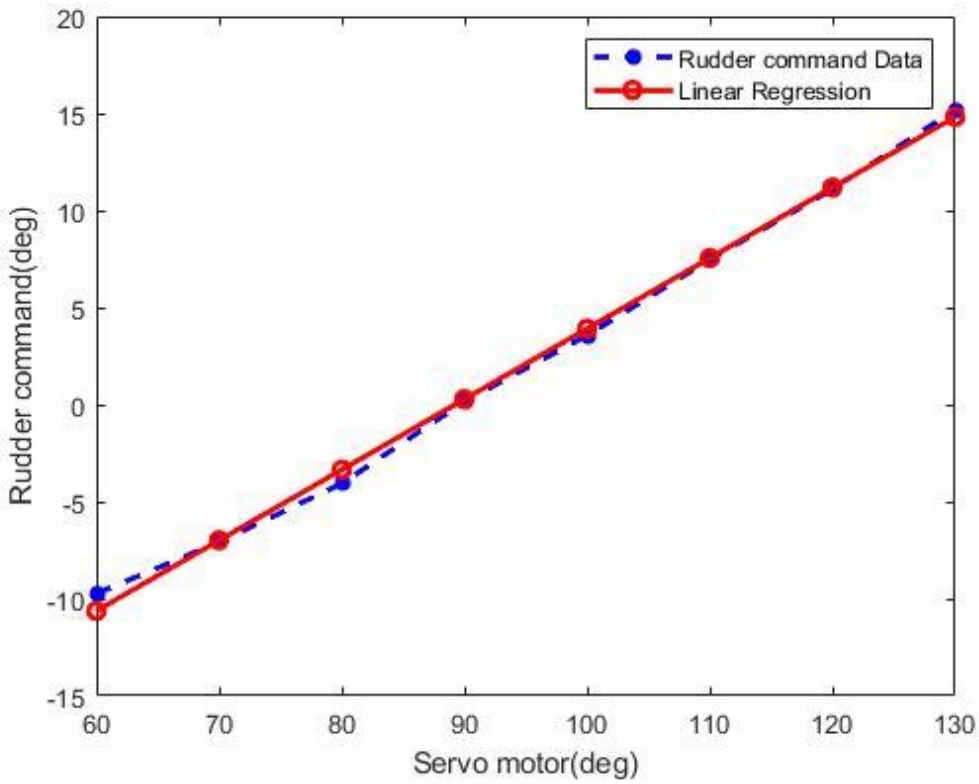
$P_{servo}$ คือ มุมของเซอร์โวมอเตอร์

1.1.3 rudder command เครื่องบินโฟม

rudder command เป็นส่วนที่ใช้สำหรับควบคุมมุมเลี้ยวของเครื่องบิน ซึ่งจะถูกติดตั้งอยู่บริเวณหางของเครื่องบิน ความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator แสดงดังตารางที่ 4.3

**ตารางที่ 4.3** ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ rudder command เครื่องบินโฟม

| มุมของเซอร์โวมอเตอร์ (องศา) | มุมของ rudder command (องศา) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | ครั้งที่ 1 | ครั้งที่ 2 | ครั้งที่ 3 | ครั้งที่ 4 | ครั้งที่ 5 | ค่าเฉลี่ย |
| 60 | -10 | -9.375 | -9.75 | -9.5625 | -10 | -9.7375 |
| 70 | -7.0625 | -7.3125 | -7.1875 | -6.9375 | -6.875 | -7.075 |
| 80 | -4.0625 | -4.1875 | -4.1875 | -4.0625 | -3.8125 | -4.0625 |
| 90 | 0 | 0.1875 | 0.1875 | 0.1875 | 0.25 | 0.1625 |
| 100 | 3.0625 | 3.4375 | 3.875 | 3.6875 | 3.75 | 3.5625 |
| 110 | 6.8125 | 7.6875 | 7.75 | 7.5 | 7.625 | 7.475 |
| 120 | 10.375 | 11.625 | 11.4375 | 10.875 | 11.1875 | 11.1 |
| 130 | 14.9375 | 15.8125 | 15.1875 | 15.1875 | 14.8125 | 15.1875 |




**ภาพที่ 4.3** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก rudder ของเครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.3 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบิน มุมทั้งสองมีความสัมพันธ์ตามสมการคณิตศาสตร์ดังนี้

$$r_{cmd} = 0.3635 \times P_{servo} - 32.432 \tag{4.3}$$

เมื่อ

| | | |
|---|---|---|
| $r_{cmd}$ | คือ | มุมของปีก elevator |
| $P_{servo}$ | คือ | มุมของเซอร์โวมอเตอร์ |

**1.2 การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินโฟม**

การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงจะแยกระบบพลวัตกันโดยสิ้นเชิงระหว่าง longitudinal dynamic และ lateral dynamic และใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ หาค่า aerodynamic stability ซึ่งมีผลการทดลองดังต่อไปนี้

1.2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic ของเครื่องบินโฟม

การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic ของเครื่องบินโฟมโดยใช้วิธี system identification ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ทั้ง 13 algorithm เพื่อหาค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่า output ที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และค่าที่ได้จากการเก็บข้อมูลจริงมีความผิดพลาดน้อยที่สุด ซึ่งผลการทดลองแสดงดังตารางที่ 4.4

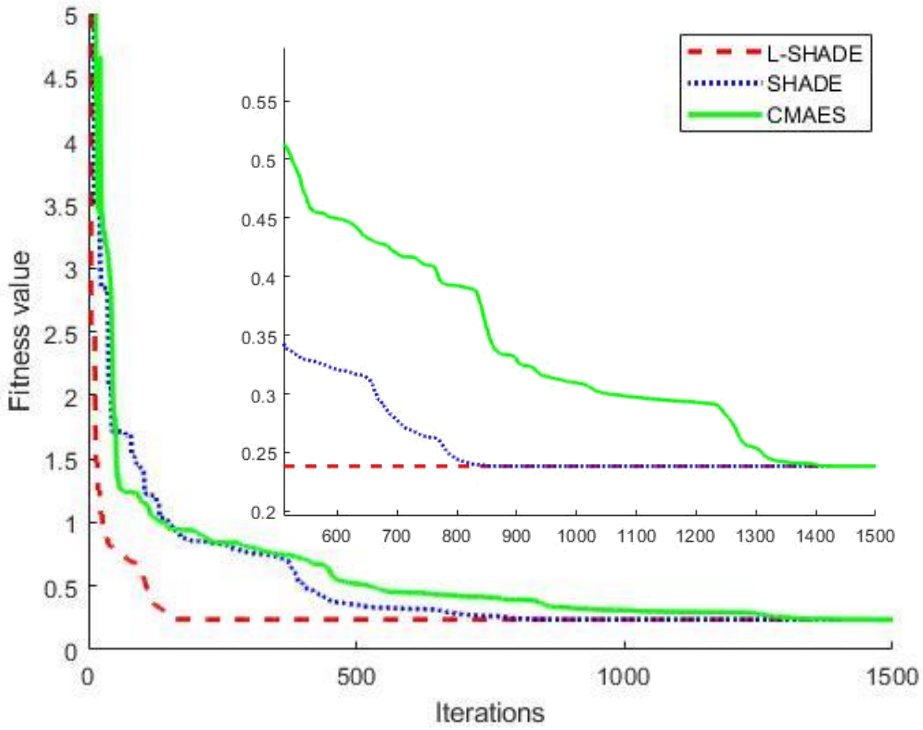
**ตารางที่ 4.4** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 0.6817 | 0.8989 | 0.7998 | 0.0638 | 5.2 |
| ALO | 0.7787 | 1.4234 | 1.1018 | 0.1888 | 8.6 |
| GOA | 1.1511 | 23.4560 | 7.6790 | 10.2828 | 11.7 |
| GWO | 0.3666 | 0.7575 | 0.6779 | 0.1150 | 4.4 |
| MFO | 0.7816 | 1.0862 | 0.9012 | 0.1022 | 6.5 |
| SCA | 1.0333 | 1.5463 | 1.2469 | 0.1501 | 10.5 |
| SSA | 0.8277 | 1.4869 | 0.9986 | 0.1787 | 8.4 |

**ตารางที่ 4.4** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม (ต่อ)

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WOA | 0.8580 | 10.0679 | 3.0391 | 3.4475 | 10.8 |
| L-SHADE | **0.2383** | 0.3220 | **0.2858** | 0.0409 | **1.8** |
| DA | 1.2857 | 9.2454 | 3.6515 | 2.5321 | 12.2 |
| SHADE | **0.2383** | 0.3414 | 0.3055 | 0.0361 | 2.3 |
| JADE | 0.3150 | 0.9233 | 0.8238 | 0.1835 | 6.6 |
| CMAES | **0.2383** | **0.3203** | 0.3033 | **0.0319** | 1.9 |

จากตารางที่ 4.4 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ L-SHADE เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ค่า minimum, mean และ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำรับวัดประสิทธิภาพ นอกจากนั้นคำตอบของ algorithm ที่มีอันดับถัดมาได้แก่ CMAES และ SHADE ก็สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกับคำตอบที่ต่ำที่สุด แต่ CMAES เป็น algorithm ที่มีค่า STD ต่ำที่สุด นั่นแสดงให้เห็นถึง CMAES algorithm สามารถหาคำตอบได้เท่ากันสม่ำเสมอในทุกรอบของการคำนวณ สำหรับ algorithms อื่นๆยังไม่สามารถหาคำตอบที่ดีพอสำหรับนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมได้ อย่างไรก็ตาม GOA เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.4** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.4 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุดได้แก่ L-SHADE, SHADE และ CAMES ค่า fitness value ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรก และค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า fitness value มากที่สุดในช่วงแรก ภาพขยายแสดงให้เห็นว่าทั้ง 3 algorithms สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกันมาก แต่ L-SAHDE สามารถหาคำตอบได้ก่อน อีก 2 algorithms แต่อย่างไรก็ตามผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อออกแบบระบบควบคุม PID จะใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่งได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นคำตอบของ L-SHADE algorithm โดยค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่าความผิดพลาดระหว่าง output จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และข้อมูลที่เก็บจากการบินจริงมีค่าน้อยที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.5

**ตารางที่ 4.5** ค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

| Coefficient | L-SHADE |
|---|---|
| $\boldsymbol{X_u}$ | -1.8156 |
| $\boldsymbol{X_w}$ | 18.2466 |
| $\boldsymbol{X_q}$ | 0.9580 |
| $\boldsymbol{Z_u}$ | 0.0045 |
| $\boldsymbol{Z_w}$ | 0.0386 |
| $\boldsymbol{Z_q}$ | -0.1109 |
| $\boldsymbol{M_u}$ | 0.1046 |
| $\boldsymbol{M_w}$ | 3.1746 |
| $\boldsymbol{M_q}$ | -0.6248 |
| $\boldsymbol{u_0}$ | 0.0587 |
| $\boldsymbol{X_{\delta_e}}$ | 292.1554 |
| $\boldsymbol{X_{\delta_t}}$ | -2.7568 |
| $\boldsymbol{Z_{\delta_e}}$ | -0.8894 |
| $\boldsymbol{Z_{\delta_t}}$ | 0.0155 |
| $\boldsymbol{M_{\delta_e}}$ | -14.2438 |
| $\boldsymbol{M_{\delta_t}}$ | 0.2921 |

จากตารางที่ 4.5 ค่าของ aerodynamic stability ที่ได้จาก L-SHADE algorithm สามารถนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปแบบของ state space model ซึ่งแสดงดังสมการที่ 4.4

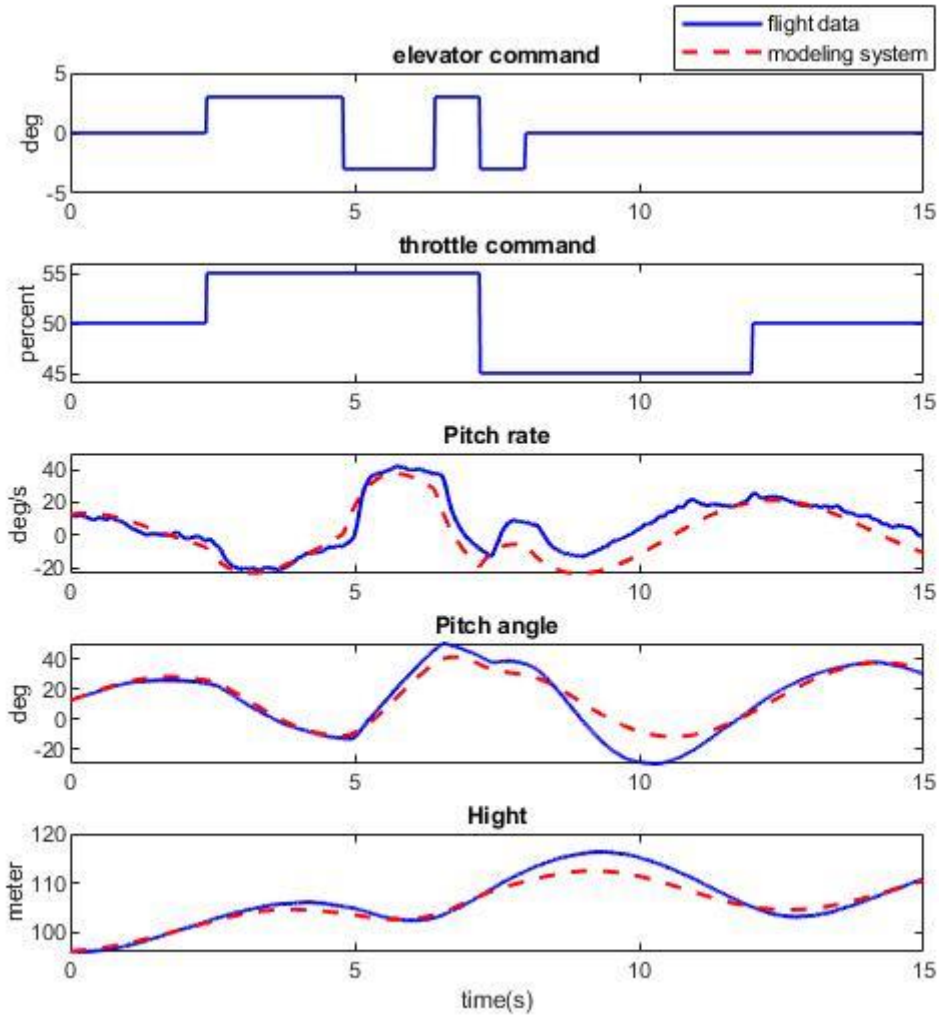
$$\begin{bmatrix}\dot{u}\\ \dot{w}\\ \dot{q}\\ \dot{\theta}\\ \dot{h}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-1.8156 & 18.2466 & 0.9580 & -9.82 & 0\\ 0.0045 & 0.0386 & -0.1109 & 0 & 0\\ 0.1046 & 3.1746 & -0.6248 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0\\ 0 & -1 & 0 & 0.0587 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u\\ w\\ q\\ \theta\\ h\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}292.1554 & -2.7568\\ -0.8894 & 0.0155\\ -14.2438 & 0.2921\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_e\\ \delta_t\end{bmatrix} \tag{4.4}$$

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามสมการที่ เป็นระบบที่มีเสถียรภาพ (stable) ซึ่งมีค่า pole ของระบบแสดงดังตารางที่ 4.6

**ตารางที่ 4.6** ตำแหน่ง system poles ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

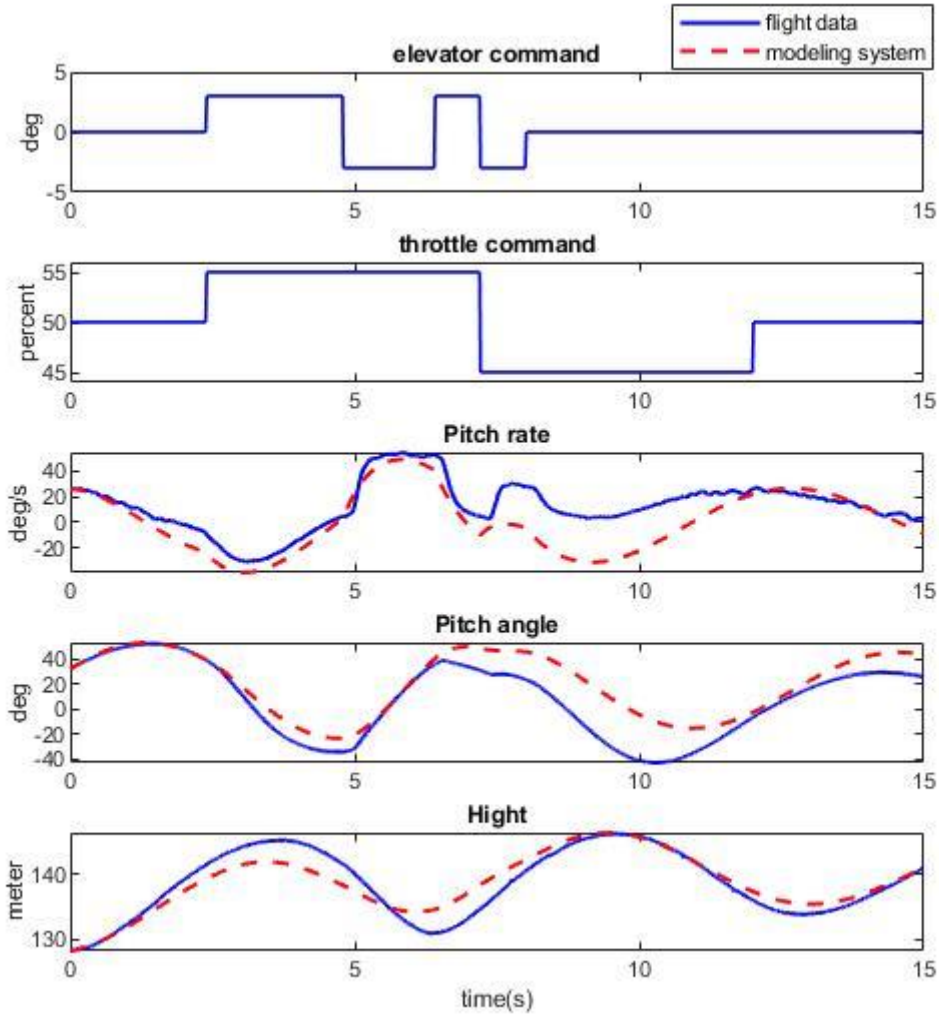
| ตำแหน่ง | System poles |
|---|---|
| 1 | 0.0000 + 0.0000i |
| 2 | -0.0670 + 0.8775i |
| 3 | -0.0670 - 0.8775i |
| 4 | -0.0594 + 0.0000i |
| 5 | -2.2084 + 0.0000i |

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามสมการที่ จะถูกทดสอบด้วยสัญญาณ input ชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input สำหรับ elevator และ throttle โดยใช้เวลาทั้งหมด 15 วินาทีพบว่า แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic มีความใกล้เคียงกับข้อมูลที่เก็บได้จากการบินจริงโดย แสดงดังภาพที่ 4.5 ถึงภาพที่ 4.8



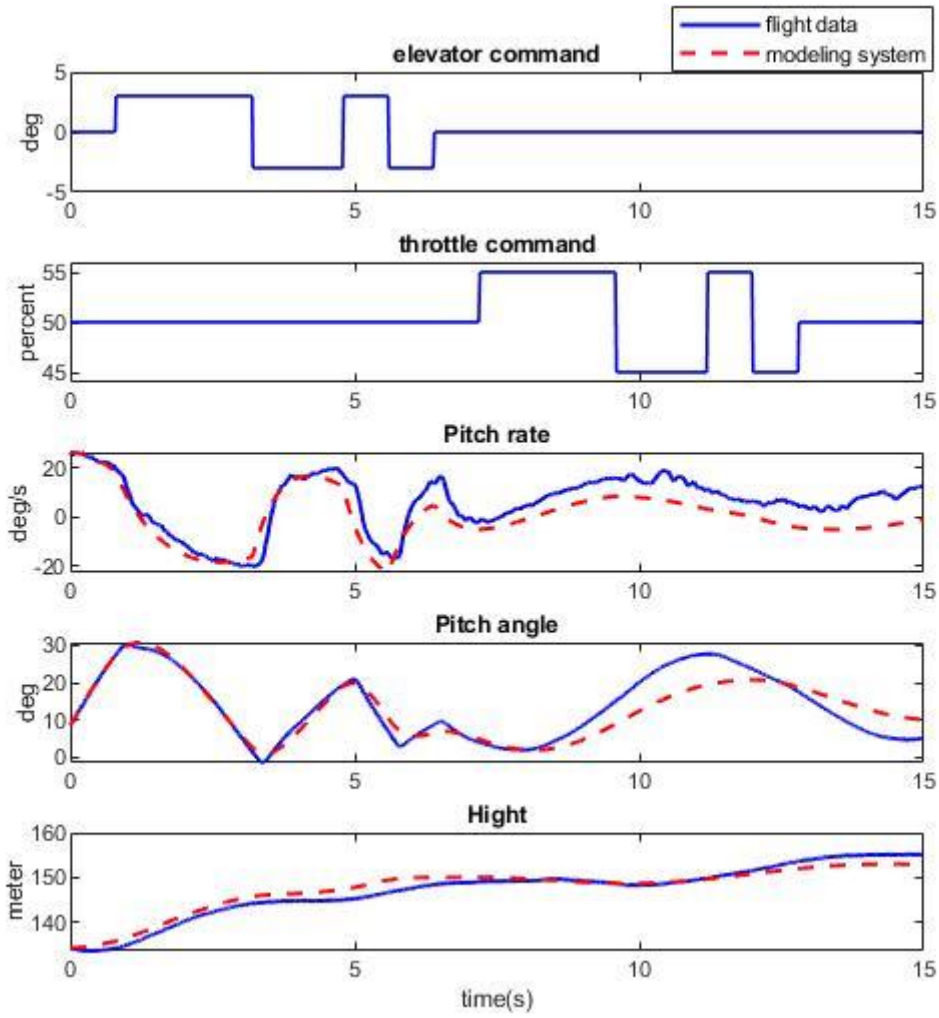

**ภาพที่ 4.5** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.5 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินโฟม เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 69.803 %, Pitch angle 88.229% และ Hight 89.681 %



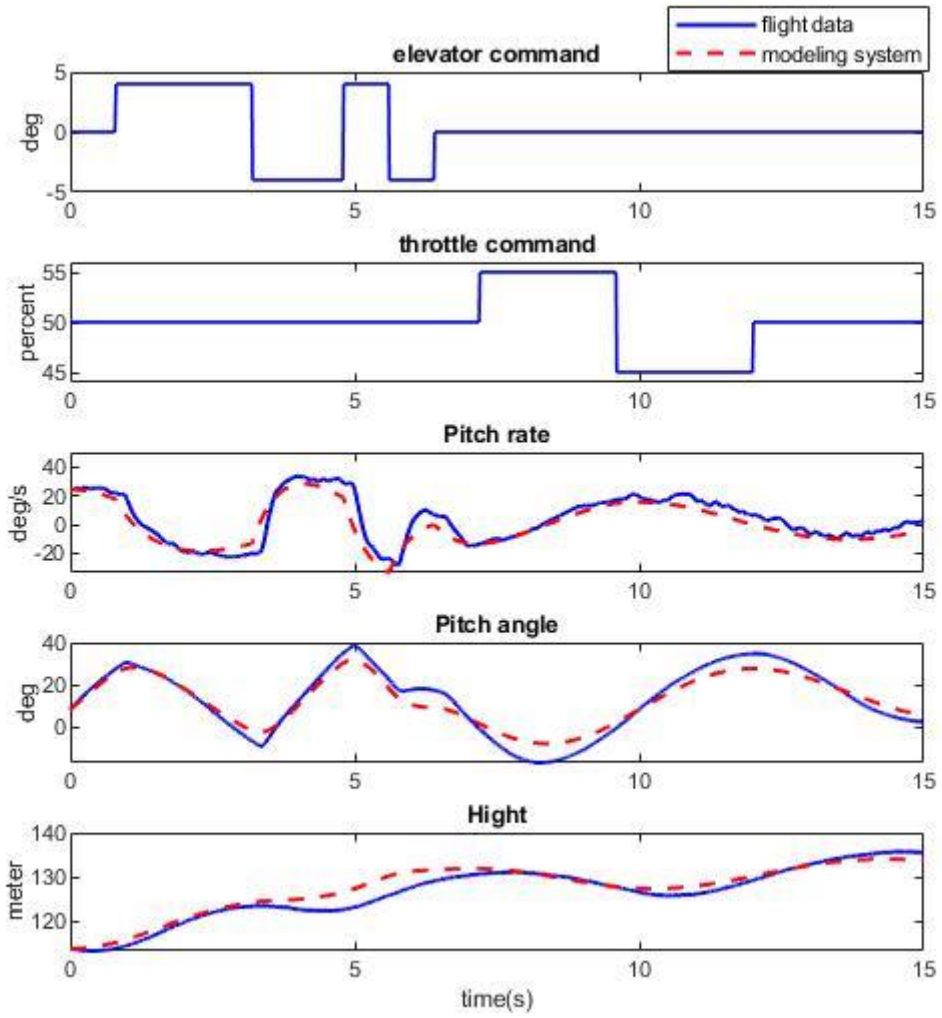

**ภาพที่ 4.6** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.6 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินโฟม เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 21.538 %, Pitch angle 66.303 % และ Hight 84.203 %




**ภาพที่ 4.7** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.7 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินโฟม เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 56.957 %, Pitch angle 80.360 % และ Hight 93.223 %




**ภาพที่ 4.8** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.8 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินโฟม เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 82.502 %, Pitch angle 90.699 % และ Hight 90.599 %

1.2.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟม

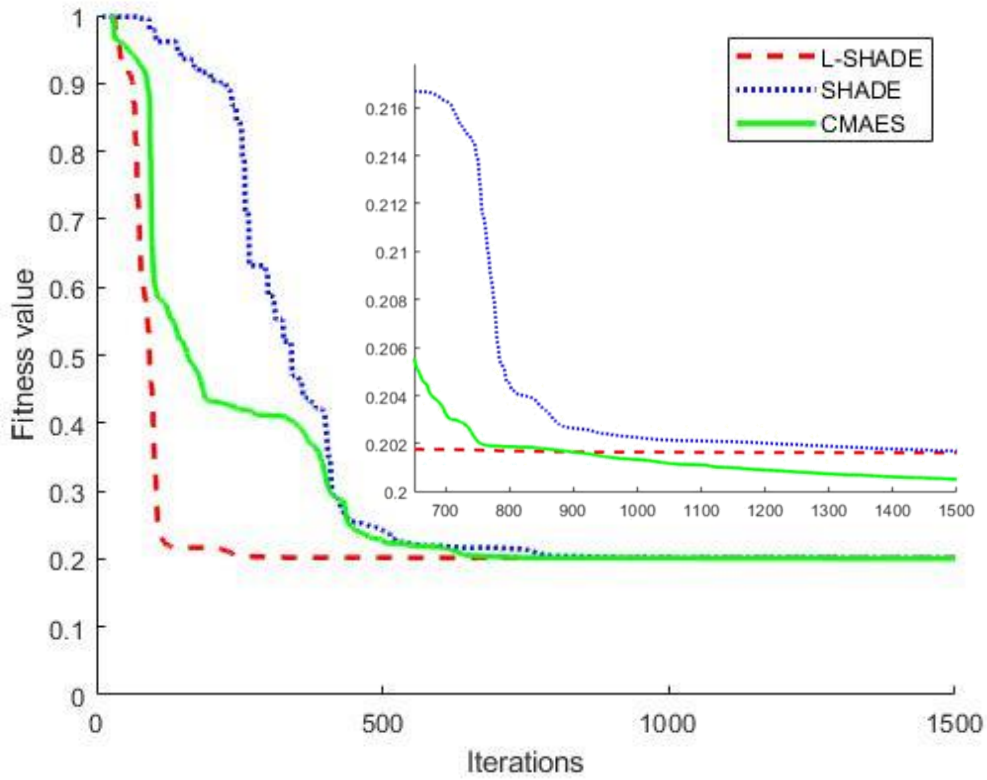
การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟมโดยใช้วิธี system identification ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ทั้ง 13 algorithm เพื่อหาค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่า output ที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และค่าที่ได้จากการเก็บข้อมูลจริงมีความแตกต่างกันน้อยที่สุด ซึ่งผลการทดลองแสดงดังตารางที่ 4.7

**ตารางที่ 4.7** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability lateral dynamic เครื่องบินโฟม

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 0.2481 | 1.0015 | 0.5467 | 0.2618 | 6.3 |
| ALO | 0.3541 | 0.9641 | 0.8626 | 0.1946 | 9.5 |
| GOA | 0.9569 | 1.1974 | 1.1061 | 0.0640 | 12.9 |
| GWO | 0.2613 | 0.9603 | 0.6772 | 0.2223 | 7.4 |
| MFO | 0.3098 | 0.9684 | 0.8226 | 0.2156 | 9.4 |
| SCA | 0.4590 | 1.1519 | 0.7218 | 0.2385 | 7.8 |
| SSA | 0.2899 | 0.9950 | 0.517 | 0.2311 | 5.9 |
| WOA | 0.2730 | 0.9862 | 0.8222 | 0.2087 | 9.0 |
| L-SHADE | 0.2016 | 0.2492 | 0.2080 | 0.0151 | 2.3 |
| DA | 0.7024 | 1.1061 | 0.9388 | 0.1016 | 10.4 |
| SHADE | 0.2016 | 0.2502 | 0.2126 | 0.0193 | 2.7 |
| JADE | 0.4271 | 0.8747 | 0.5982 | 0.1629 | 6.4 |
| CMAES | **0.2005** | **0.2011** | **0.2008** | **0.0002** | **1.0** |

จากตารางที่ 4.7 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ CMAES เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ค่าของminimum, maximum, mean, STD และ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำหรับวัดประสิทธิภาพโดยมีค่าของ minimum, maximum, mean, STD และ Freidman ranking อยู่ที่ 0.2005, 0.2011, 0.2008, 0.0002 และ 1.0 ตามลำดับ นอกจากนั้นคำตอบของ algorithm

ที่มีอันดับถัดมาได้แก่ L-SHADE และ SHADE ก็สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกับคำตอบที่ต่ำที่สุด โดย L-SHADE และ SHADE มีค่า minimum เท่ากันที่ 0.2016 โดยสำหรับ algorithms อื่นๆยังไม่สามารถหาคำตอบที่ดีพอสำหรับนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมได้ อย่างไรก็ตาม GOA เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.9** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก lateral dynamic เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.9 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรกได้แก่ L-SHADE, SHADE และ CAMES พบว่าค่า fitness value ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรก และค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า fitness value มากที่สุดในช่วงแรก แต่ภาพขยายแสดงให้เห็นว่า CMAES สามารถหาคำตอบได้ต่ำกว่า L-SHADE และ SHADE อย่างไรก็ตามผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อออกแบบระบบควบคุม PID จะใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่งได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นคำตอบของ CMAES algorithm โดยค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่าความผิดพลาดระหว่าง output จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และข้อมูลที่เก็บจากการบินจริงมีค่าน้อยที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.8

**ตารางที่ 4.8** ค่า aerodynamic stability ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม

| Coefficient | CMAES |
|---|---|
| $\boldsymbol{Y_v}$ | 25.8083 |
| $\boldsymbol{Y_p}$ | 1366.9627 |
| $\boldsymbol{Y_r}$ | -1494.9226 |
| $\boldsymbol{L_v}$ | -0.3642 |
| $\boldsymbol{L_p}$ | -18.7697 |
| $\boldsymbol{L_r}$ | 20.7108 |
| $\boldsymbol{N_v}$ | 0.1917 |
| $\boldsymbol{N_p}$ | 10.1885 |
| $\boldsymbol{N_r}$ | -11.1569 |
| $\boldsymbol{Y_{\delta_a}}$ | -1185.8908 |
| $\boldsymbol{Y_{\delta_r}}$ | 167.2704 |
| $\boldsymbol{L_{\delta_a}}$ | 18.2350 |
| $\boldsymbol{L_{\delta_r}}$ | -0.9858 |
| $\boldsymbol{N_{\delta_a}}$ | -5.2563 |
| $\boldsymbol{N_{\delta_r}}$ | 0.7597 |

จากตารางที่ 4.8 ค่าของ aerodynamic stability ที่ได้จาก CMAES algorithm สามารถนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปแบบของ state space model ซึ่งแสดงดังสมการที่ 4.5

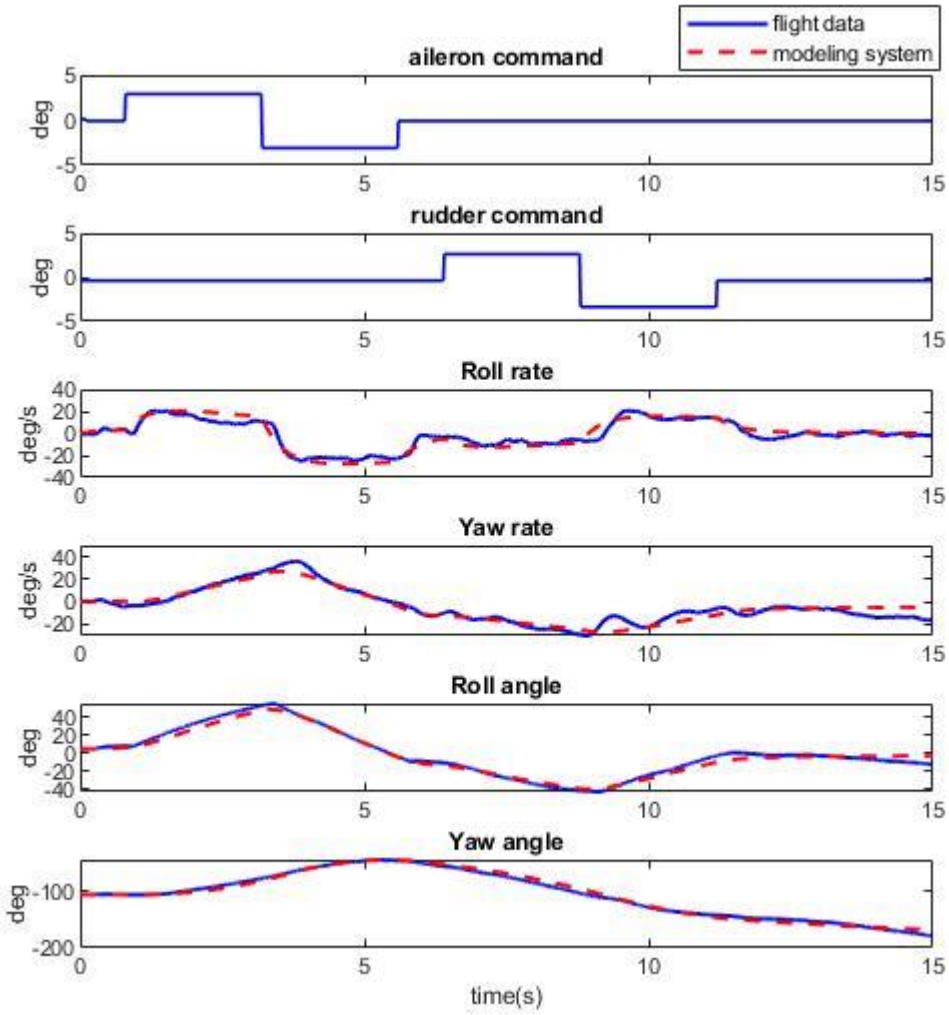
$$\begin{bmatrix}\dot{v}\\ \dot{p}\\ \dot{r}\\ \dot{\phi}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}25.8083 & 1366.9627 & -1494.9226 & 9.82 & 0\\ -0.3642 & -18.7697 & 20.7108 & 0 & 0\\ 0.1917 & 10.1885 & -11.1569 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}v\\ p\\ r\\ \phi\\ \psi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-1185.8908 & 167.2704\\ 18.2350 & -0.9858\\ -5.2563 & 0.7597\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_a\\ \delta_r\end{bmatrix} \tag{4.5}$$

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามสมการที่ เป็นระบบที่มีเสถียรภาพ (stable) ซึ่งมีค่า pole ของระบบแสดงดังตารางที่ 4.9

**ตารางที่ 4.9** ตำแหน่ง system poles ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม

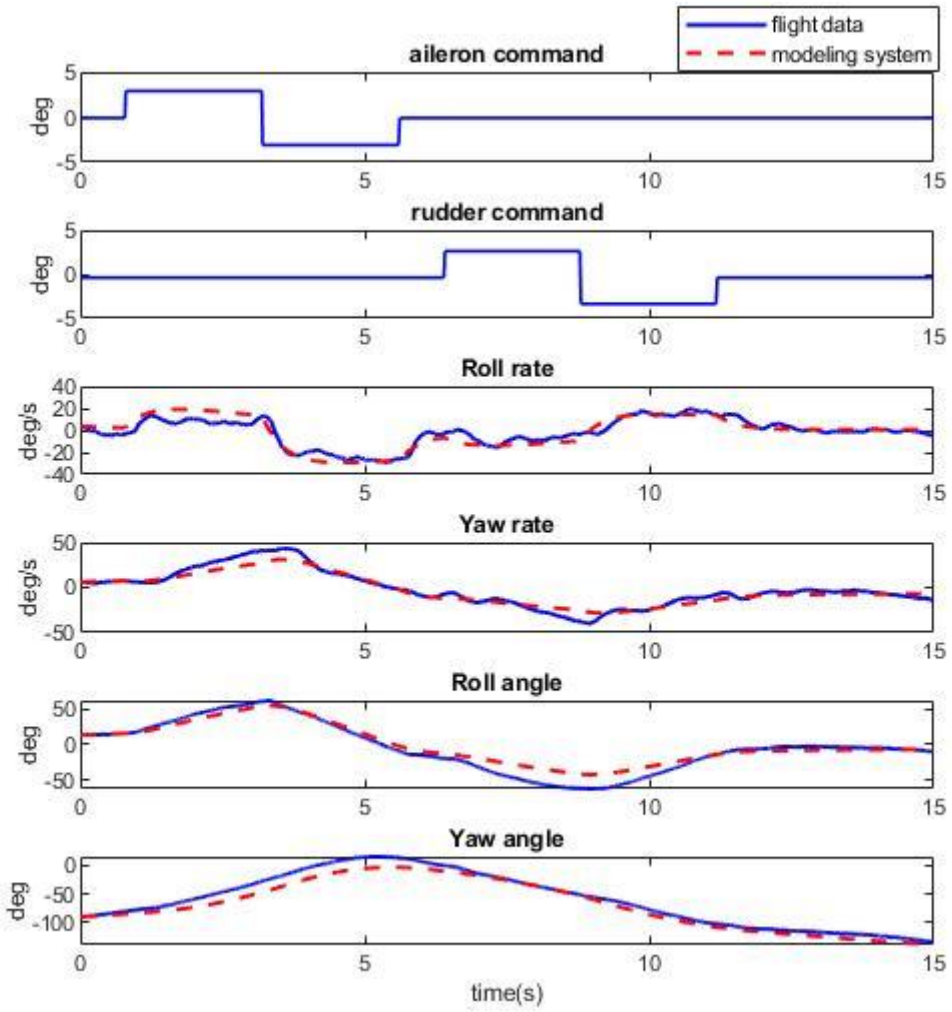
| ตำแหน่ง | System poles |
|---|---|
| 1 | 0.0000 + 0.0000i |
| 2 | -1.8652 + 2.3836i |
| 3 | -1.8652 - 2.3836i |
| 4 | -0.1939 + 0.2481i |
| 5 | -0.1939 - 0.2481i |

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟมจะถูกทดสอบด้วยสัญญาณ input ชุดที่ 1-4 สำหรับ lateral dynamic โดยใช้เวลาทั้งหมด 15 วินาทีเพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของระบบ พบว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic มีความใกล้เคียงกับข้อมูลที่เก็บได้จากการบินจริงโดย แสดงดังภาพที่ 4.10 ถึงภาพที่ 4.13



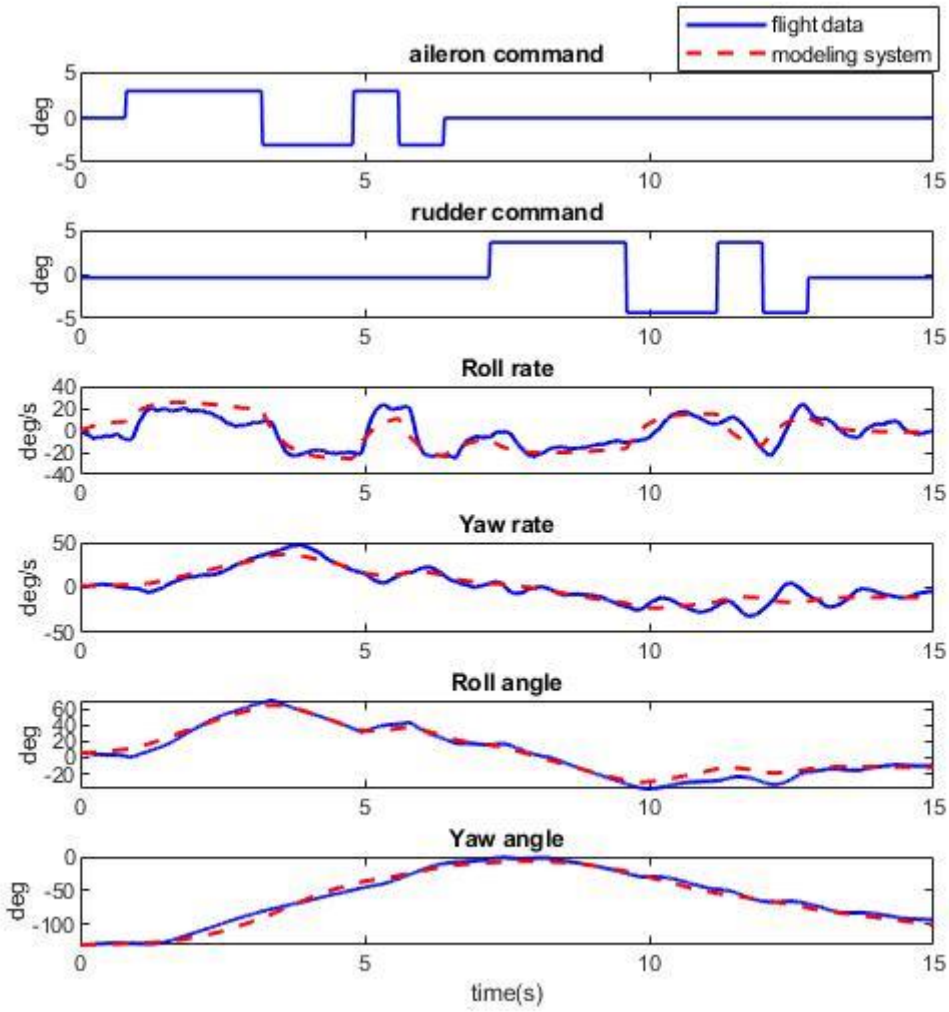

**ภาพที่ 4.10** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.10 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชุดที่ 1 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 87.433 %, Yaw rate 90.564 %, Roll angle 97.689 % และ Yaw angle 98.896 %



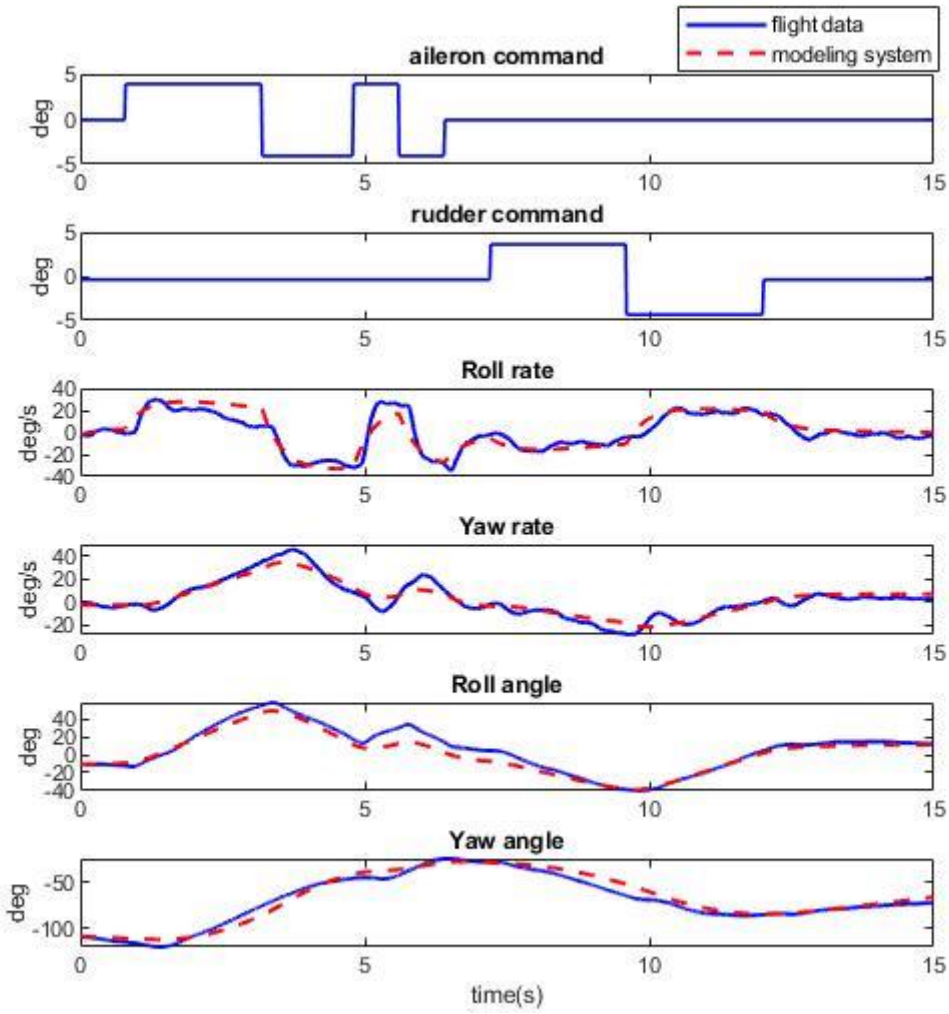

**ภาพที่ 4.11** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.11 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชุดที่ 1 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 79.768 %, Yaw rate 92.137 %, Roll angle 91.928 % และ Yaw angle 94.210 %




**ภาพที่ 4.12** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.12 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชุดที่ 3 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 61.966 %, Yaw rate 87.139 %, Roll angle 96.307 % และ Yaw angle 98.174 %




**ภาพที่ 4.13** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ซึ่งได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.13 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชุดที่ 1 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 82.022 %, Yaw rate 89.712 %, Roll angle 92.236 % และ Yaw angle 95.601 %

### 1.3 การออกแบบระบบควบคุม PID สำหรับเครื่องบินโฟม

การออกแบบระบบควบคุมของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงโดยใช้ระบบควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธี L-SHADE optimization algorithm เพื่อหาค่าของ พารามิเตอร์ ที่ทำให้ระบบมีเสถียรภาพมากที่สุดและหลังจากนั้นจะนำไปทดสอบการบินจริงเพื่อเปรียบเทียบผล ซึ่งผลการทดลองมีรายละเอียดดังนี้

1.3.1 ระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

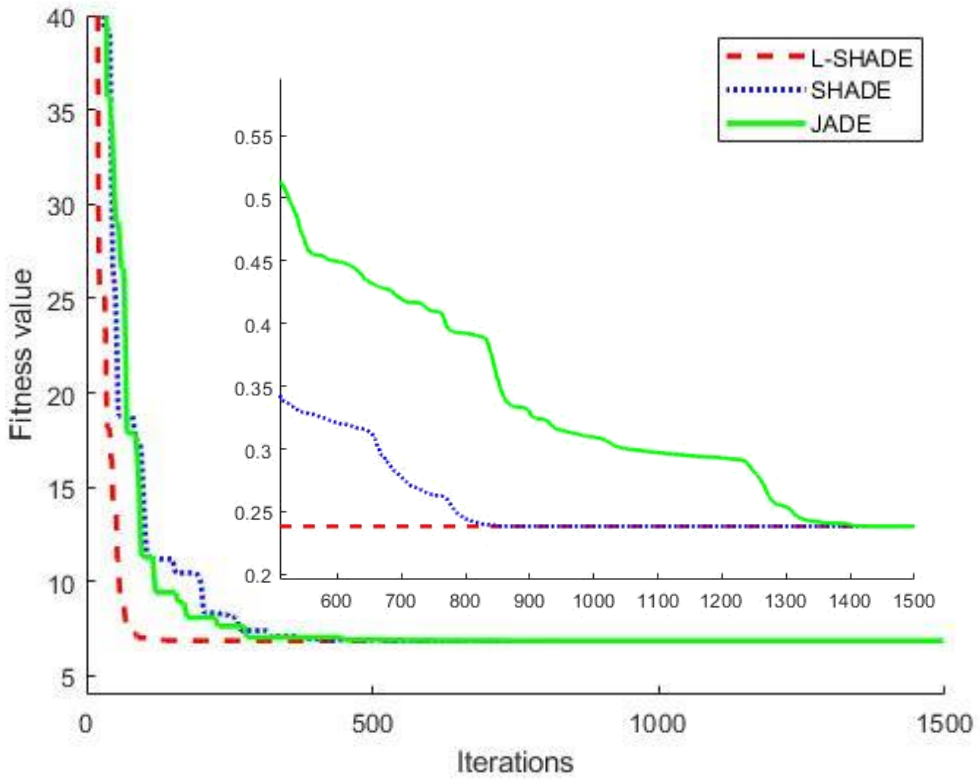
ผลการทดลองการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์แสดงดังตารางที่ 4.10

**ตารางที่ 4.10** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

| Algorithms | minimum | maximum | mean | STD | Freidman ranking |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 6.8654 | 7.3376 | 7.0793 | 0.1636 | 5.8 |
| ALO | 6.8810 | 8.0140 | 7.1239 | 0.3459 | 5.5 |
| GOA | 20.1112 | 160.2042 | 69.4231 | 31.6640 | 12.2 |
| GWO | 6.8852 | 10.5931 | 7.6145 | 1.3383 | 5.7 |
| MFO | 6.9826 | 11.3907 | 8.4347 | 1.8335 | 7.6 |
| SCA | 14.2853 | 51.6966 | 32.7788 | 15.6907 | 11.0 |
| SSA | 9.3959 | 41.3454 | 21.4548 | 10.2923 | 10.0 |
| WOA | 6.9680 | 16.5484 | 11.1792 | 2.8270 | 8.9 |
| L-SHADE | **6.8646** | **6.8646** | **6.8646** | **3.1306e-13** | **1.0** |
| DA | 7.1021 | 110.0293 | 14.4769 | 26.5548 | 9.1 |
| SHADE | **6.8646** | **6.8646** | **6.8646** | 1.9964e-08 | 2.7 |
| JADE | **6.8646** | **6.8646** | **6.8646** | 2.8060e-07 | 2.9 |
| CMAES | **6.8646** | 100.9975 | 13.8507 | 12.8214 | 8.6 |

จากตารางที่ 4.10 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ L-SHADE เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ minimum, maximum, mean, STD และ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำรับวัดประสิทธิภาพ นอกจากนั้นคำตอบของ algorithm ที่มีอันดับถัดมาได้แก่ SHADE และ

JADE และ CMAES ก็สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกับคำตอบที่ต่ำที่สุด อยู่ที่ 6.8646 สำหรับการแก้ปัญหานี้ algorithms ส่วนใหญ่สามารถหาคำตอบที่สามารถนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมได้ ยกเว้น GOA, SCA และ SSA อย่างไรก็ตาม GOA เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.14** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

ภาพที่ 4.14 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุดได้แก่ L-SHADE, SHADE และ JADE พบว่าค่าของ fitness value ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรก และค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า fitness value มากที่สุด ภาพขยายแสดงให้เห็นว่าทั้ง 3 algorithms สามารภหาคำตอบได้ใกล้เคียงกันมากแต่ L-SHADE สามารถหาคำตอบได้ก่อนอีก 2 algorithms อย่างไรก็ตามผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ จะใช้ค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่งได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็น

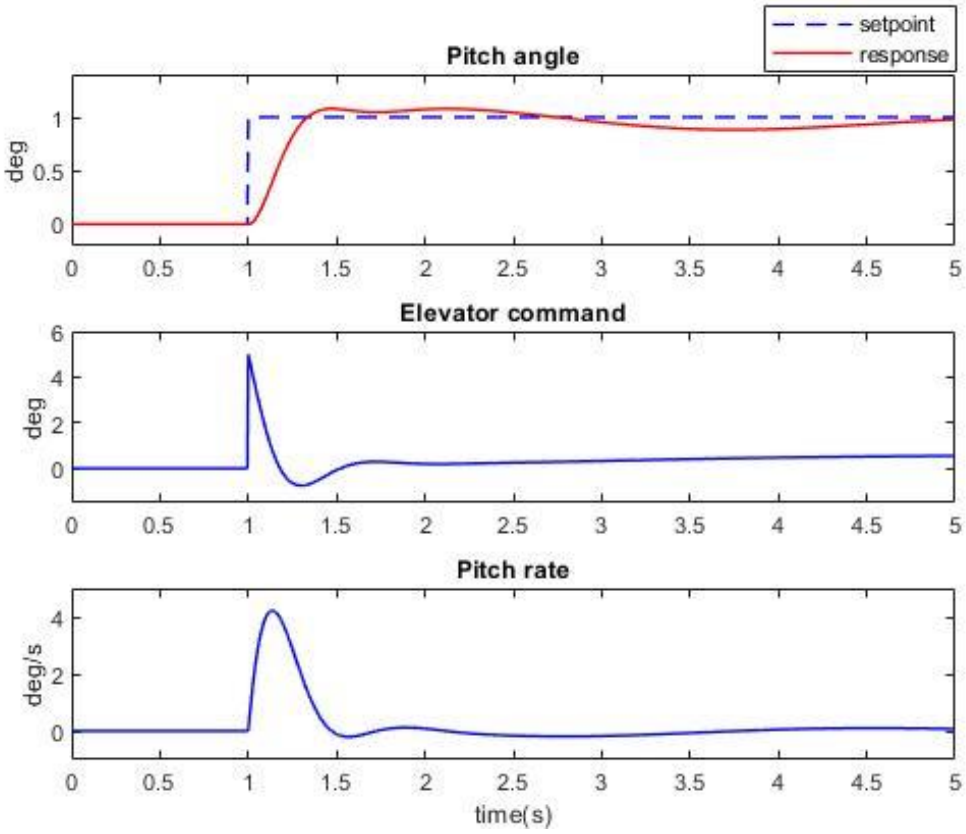
คำตอบของ L-SHADE algorithm โดยค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ทำให้ระบบมีผลการตอบสนองดีที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.11

**ตารางที่ 4.11** ค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

| พารามิเตอร์ | L-SHADE |
|---|---|
| $K_p$ | 0.4995 |
| $K_i$ | 2.3059 |
| $K_d$ | 0.5329 |
| $T_f$ | 0.1184 |

1.3.1.1 การทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ของ longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม

การทดสอบด้วยด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นการ simulation เพื่อดูผลการตอบสนองของระบบควบคุม ค่าพารามิเตอร์ PID ที่ถูกออกแบบไว้ตามตารางที่ 4.11 จะถูกทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ด้วย input แบบ step 1 หน่วย ตามลำดับ ซึ่งผลการตอบสนองสัญญาณทางเวลาของ longitudinal dynamic มีผลการตอบสนองสัญญาณทางเวลาแสดงดังภาพที่ 4.15 และ ภาพที่ 4.16

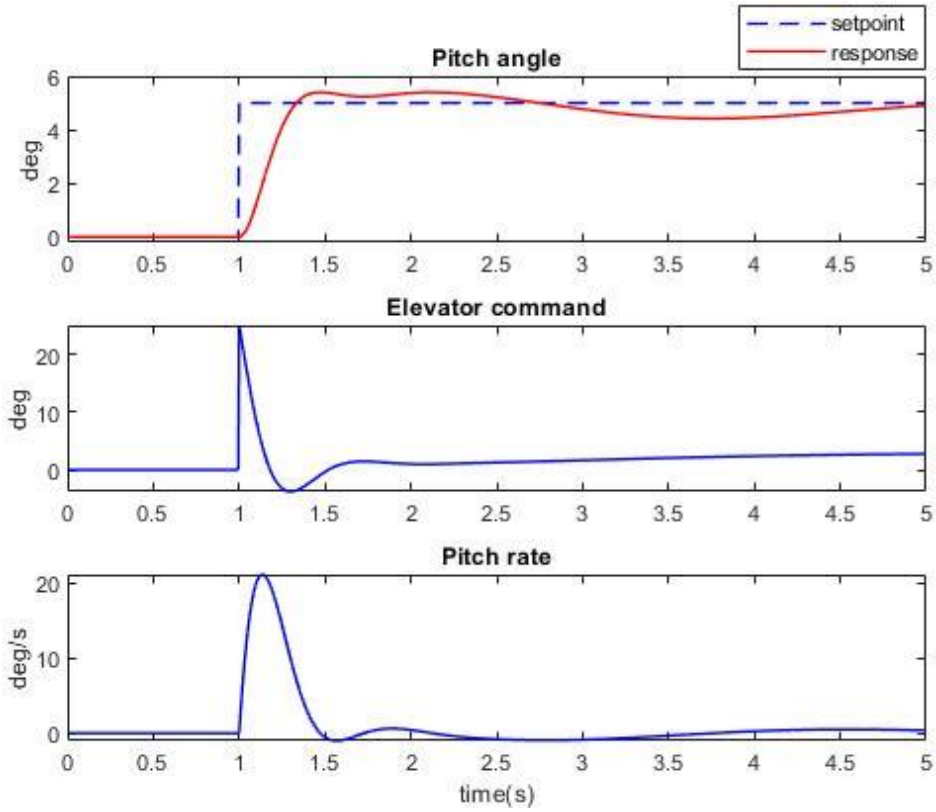



**ภาพที่ 4.15** ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม เมื่อใช้ input ชนิด unit step

ภาพที่ 4.15 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.12

**ตารางที่ 4.12** step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step

| Parameter | value |
|---|---|
| Rise Time | 0.2216 |
| Settling Time | 4.9950 |
| Settling Min | 0.8839 |
| Settling Max | 1.0794 |
| Overshoot | 7.9390 |
| Undershoot | 0 |
| Peak | 1.0794 |
| Peak Time | 1.4750 |




**ภาพที่ 4.16** ผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินโฟม เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย

ภาพที่ 4.16 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.13

**ตารางที่ 4.13** step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย

| **Parameter** | **value** |
|---|---|
| Rise Time | 0.2216 |
| Settling Time | 4.9950 |
| Settling Min | 4.4195 |
| Settling Max | 5.3969 |
| Overshoot | 7.9390 |
| Undershoot | 0 |
| Peak | 5.3969 |
| Peak Time | 2.1250 |

1.3.2 ระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม

ผลการทดลองการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์แสดงดังตารางที่ 4.14

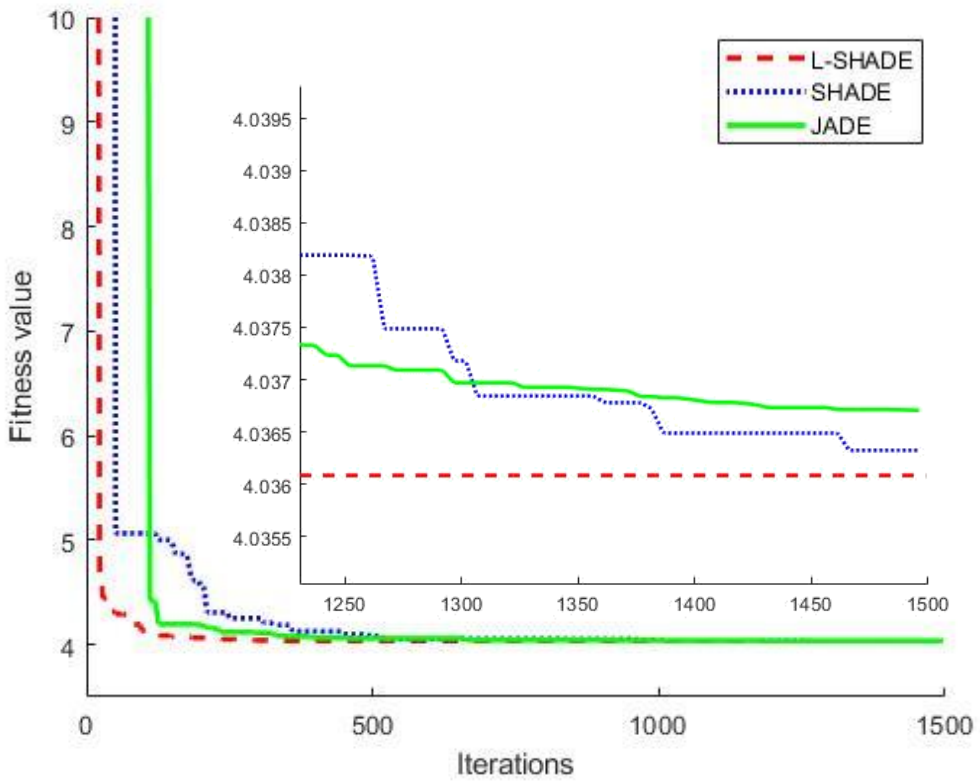
**ตารางที่ 4.14** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 4.0393 | 4.0984 | 4.0572 | 0.0228 | 5.1 |
| ALO | 4.0390 | 4.5322 | 4.2323 | 0.2047 | 8.1 |
| GOA | 4.0380 | 4.3456 | 4.0951 | 0.0936 | 6.3 |
| GWO | 4.0421 | 4.0730 | 4.0596 | 0.0101 | 6.3 |
| MFO | 4.0444 | 4.1056 | 4.0734 | 0.0190 | 7.2 |
| SCA | 4.4002 | 100.00192 | 10.0661 | 31.6004 | 12.7 |
| SSA | 4.0674 | 4.4431 | 4.3090 | 0.1384 | 10.1 |

**ตารางที่ 4.14** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม (ต่อ)

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WOA | 4.0762 | 9.2822 | 5.9671 | 3.5762 | 10.0 |
| L-SHADE | **4.0360** | **4.0369** | **4.0363** | **0.0003** | **1.3** |
| DA | 4.0725 | 17.9981 | 6.5752 | 5.6689 | 10.7 |
| SHADE | 4.0363 | 4.0378 | 4.0369 | 0.0005 | 2.1 |
| JADE | 4.0367 | 4.0452 | 4.0403 | 0.0030 | 3.3 |
| CMAES | 4.0362 | 4.4057 | 4.1413 | 0.1336 | 7.8 |

จากตารางที่ 4.14 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ L-SHADE เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ minimum, maximum, mean, STD และ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำรับวัดประสิทธิภาพ นอกจากนั้นคำตอบที่ดีที่สุดของ algorithm ที่มีอันดับถัดมาได้แก่ SHADE และ JADE ก็สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกับคำตอบที่ต่ำที่สุด สำหรับการแก้ปัญหานี้ algorithms ทั้งหมดสามารถหาคำตอบที่สามารถนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมได้ อย่างไรก็ตาม SCA เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.17** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID lateral dynamic เครื่องบินโฟม

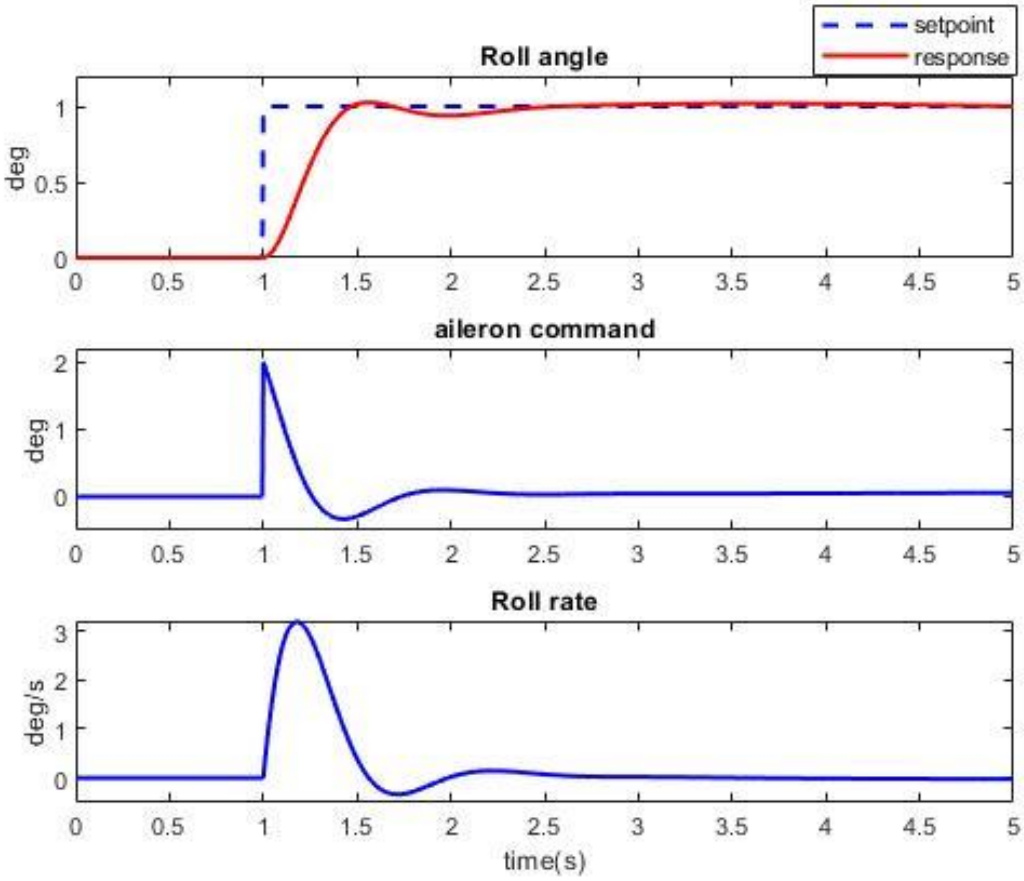
ภาพที่ 4.17 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุดได้แก่ L-SHADE, SHADE และ JADE ซึ่งกราฟแสดงให้เห็นว่า ค่า fitness value ของทั้ง 3 algorithms ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรก และค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า fitness value มากที่สุด และภาพขยายแสดงให้เห็นว่า L-SHADE สามารถหาคำตอบได้ต่ำกว่า อีก 2 algorithms อย่างไรก็ตามผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ จะใช้ค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่งได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นคำตอบของ L-SHADE algorithm โดยค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ทำให้ระบบมีผลการตอบสนองดีที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.15

**ตารางที่ 4.15** ค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม

| **พารามิเตอร์** | **L-SHADE** |
|---|---|
| $K_p$ | 0.4278 |
| $K_i$ | 0.2337 |
| $K_d$ | 0.3035 |
| $T_f$ | 0.1931 |

1.3.2.1 การทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ของ lateral dynamic เครื่องบินโฟม

ระบบควบคุมที่ถูกออกแบบโดยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์จะถูกทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ เพื่อดูผลตอบสนองทางเวลาของระบบ ซึ่งผลการตอบสนองของ lateral dynamic มีผลการตอบสนองสัญญาณทางเวลาแสดงดังภาพที่ 4.18 และภาพที่ 4.19

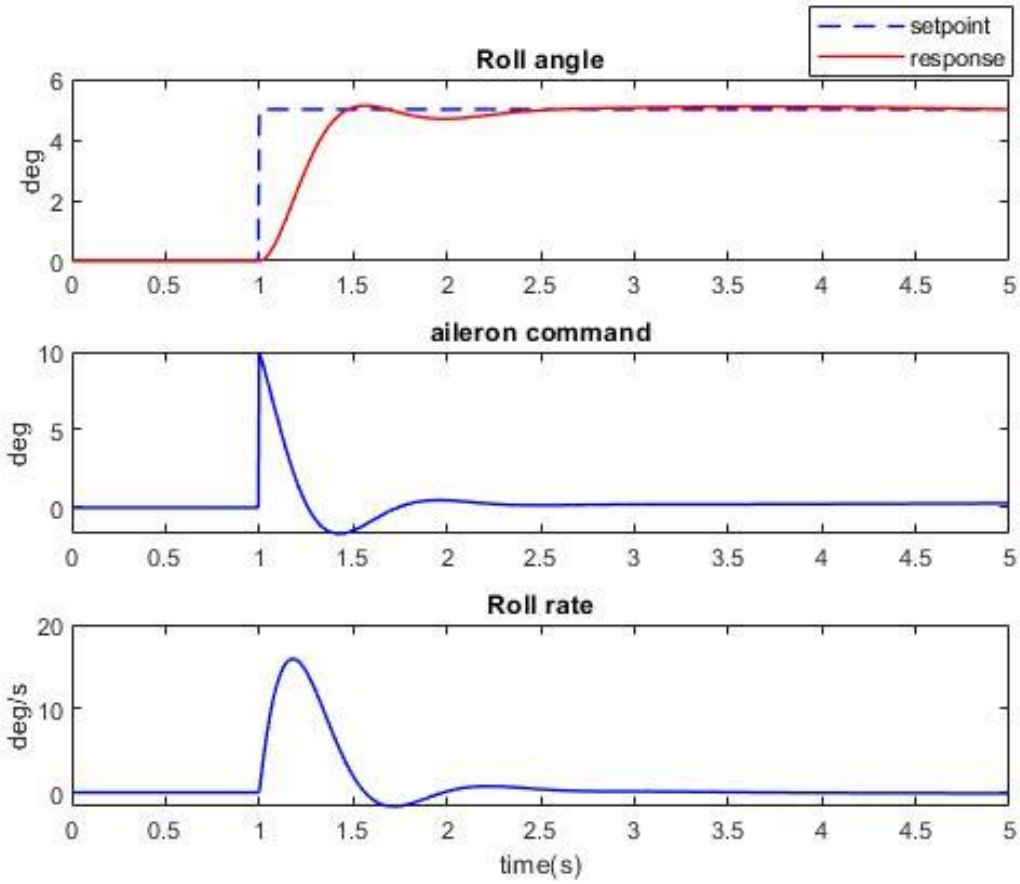



**ภาพที่ 4.18** ผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินโฟม เมื่อใช้ input ชนิด unit step

ภาพที่ 4.18 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.16

**ตารางที่ 4.16** step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step

| Parameter | value |
|---|---|
| Rise Time | 0.3 |
| Settling Time | 2.3481 |
| Settling Min | 0.9027 |
| Settling Max | 1.0258 |
| Overshoot | 2.5768 |
| Undershoot | 0 |
| Peak | 1.0258 |
| Peak Time | 1.5650 |




**ภาพที่ 4.19** ผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินโฟมเมื่อใช้ input ชนิด unit step

ภาพที่ 4.19 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.17

**ตารางที่ 4.17** step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย

| Parameter | value |
|---|---|
| Rise Time | 0.3 |
| Settling Time | 2.3481 |
| Settling Min | 0.9027 |
| Settling Max | 1.0258 |
| Overshoot | 2.5768 |
| Undershoot | 0 |
| Peak | 1.0258 |
| Peak Time | 1.5650 |

## 2. เครื่องบินน้ำมัน

### 2.1 การหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบิน

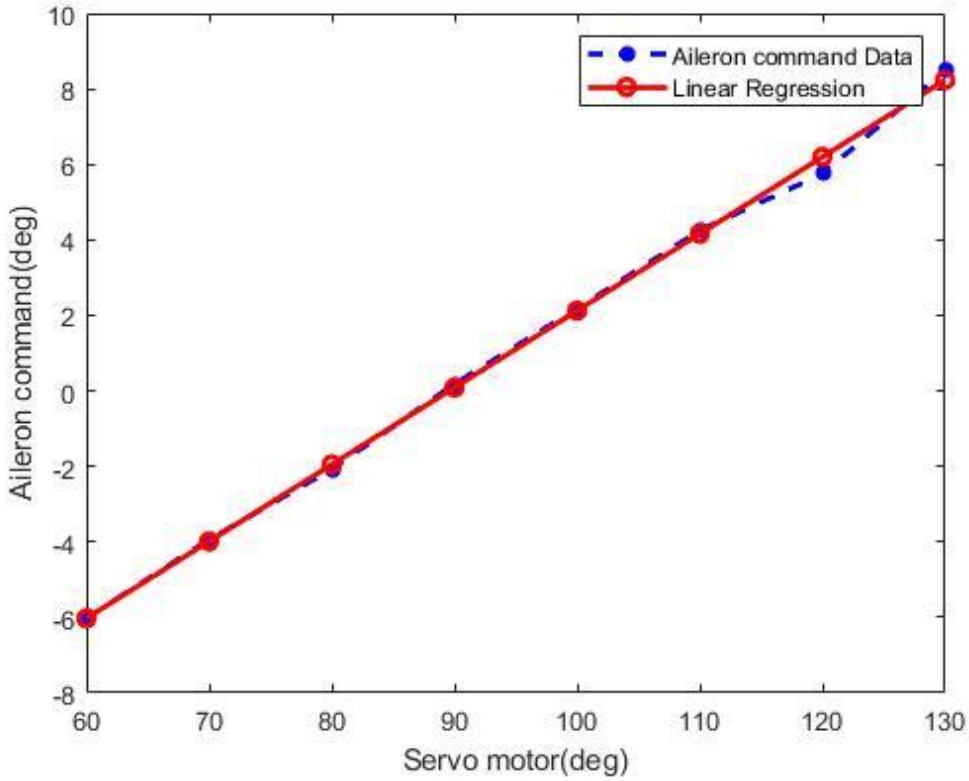
การควบคุมการบังคับทิศทางหรือลักษณะท่าบินการบินของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงจะต้องควบคุมปีกของเครื่องบิน 3 ส่วน ได้แก่ aileron, elevator และ rudder ซึ่งแต่ละส่วนจะถูกควบคุมด้วยเซอร์โวมอเตอร์ โดยมีความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีกเครื่องบินดังนี้

2.1.1 aileron command เครื่องบินน้ำมัน

aileron command เป็นส่วนที่ใช้สำหรับควบคุมการเอียงของเครื่องบินซึ่งจะติดตั้งอยู่บริเวณปีกทั้ง 2 ของเครื่องบิน ความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron แสดงดังตารางที่ 4.18

**ตารางที่ 4.18** ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ aileron command ของเครื่องบินน้ำมัน

| มุมของเซอร์โวมอเตอร์(องศา) | มุมของ aileron command (องศา) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | ครั้งที่ 1 | ครั้งที่ 2 | ครั้งที่ 3 | ครั้งที่ 4 | ครั้งที่ 5 | ค่าเฉลี่ย |
| 60 | -6.02 | -5.87 | -6.21 | -5.98 | -6.02 | -6.02 |
| 70 | -4.01 | -3.85 | -3.99 | -3.93 | -3.92 | -3.94 |
| 80 | -2.25 | -1.99 | -1.87 | -2.14 | -2.10 | -2.07 |
| 90 | 0 | 0.62 | 0.07 | 0.05 | 0.20 | 0.18 |
| 100 | 2.15 | 2.29 | 2.15 | 2.16 | 2.15 | 2.18 |
| 110 | 4.32 | 4.22 | 4.09 | 4.42 | 4.20 | 4.25 |
| 120 | 5.62 | 5.75 | 5.99 | 5.69 | 5.70 | 5.75 |
| 130 | 8.33 | 8.88 | 8.32 | 8.45 | 8.52 | 8.50 |




**ภาพที่ 4.20** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron ของเครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.20 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก aileron ของเครื่องบิน มุมทั้งสองมีความสัมพันธ์ตามสมการคณิตศาสตร์ดังนี้

$$a_{cmd} = 0.2037 \times P_{servo} - 18.246 \qquad (4.6)$$

เมื่อ

$a_{cmd}$ คือ มุมของปีก aileron

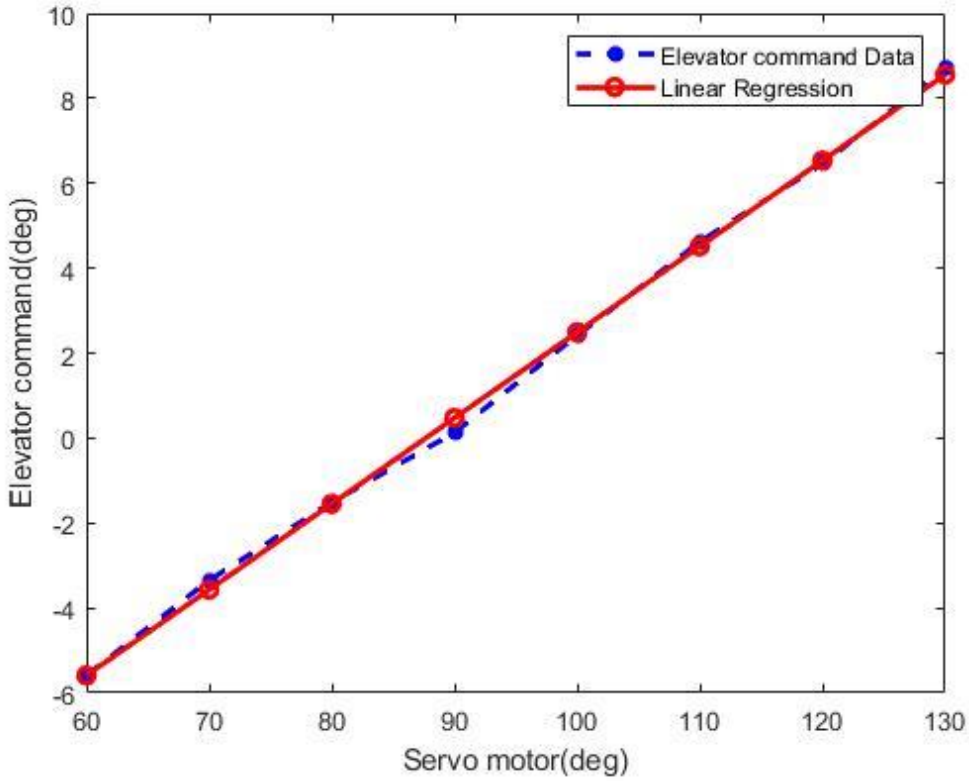
$P_{servo}$ คือ มุมของเซอร์โวมอเตอร์

2.1.2 elevator command เครื่องบินน้ำมัน

elevator command เป็นส่วนที่ใช้สำหรับควบคุมมุมเงยของเครื่องบิน ซึ่งจะถูกติดตั้งอยู่บริเวณหางของเครื่องบิน ความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator แสดงดังตารางที่ 4.19

**ตารางที่ 4.19** ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ elevator command ของเครื่องบินน้ำมัน

| **มุมของเซอร์โวมอเตอร์(องศา)** | **มุมของ elevator command (องศา)** | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | **ครั้งที่ 1** | **ครั้งที่ 2** | **ครั้งที่ 3** | **ครั้งที่ 4** | **ครั้งที่ 5** | **ค่าเฉลี่ย** |
| 60 | -5.49 | -5.68 | -5.57 | -5.66 | -5.58 | -5.59 |
| 70 | -3.36 | -3.31 | -3.35 | -3.45 | -3.30 | -3.35 |
| 80 | -1.38 | -1.45 | -1.60 | -1.64 | -1.50 | -1.51 |
| 90 | 0.00 | 0.16 | 0.11 | 0.23 | 0.15 | 0.13 |
| 100 | 2.49 | 2.46 | 2.47 | 2.28 | 2.40 | 2.42 |
| 110 | 4.60 | 4.61 | 4.62 | 4.60 | 4.65 | 4.62 |
| 120 | 6.30 | 6.60 | 6.46 | 6.47 | 6.46 | 6.46 |
| 130 | 8.70 | 8.75 | 8.70 | 8.71 | 8.65 | 8.70 |




**ภาพที่ 4.21** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.21 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบิน มุมทั้งสองมีความสัมพันธ์ตามสมการคณิตศาสตร์ดังนี้

$$e_{cmd} = 0.2021 \times P_{servo} - 17.717 \qquad (4.7)$$

เมื่อ

$e_{cmd}$ คือ มุมของปีก elevator

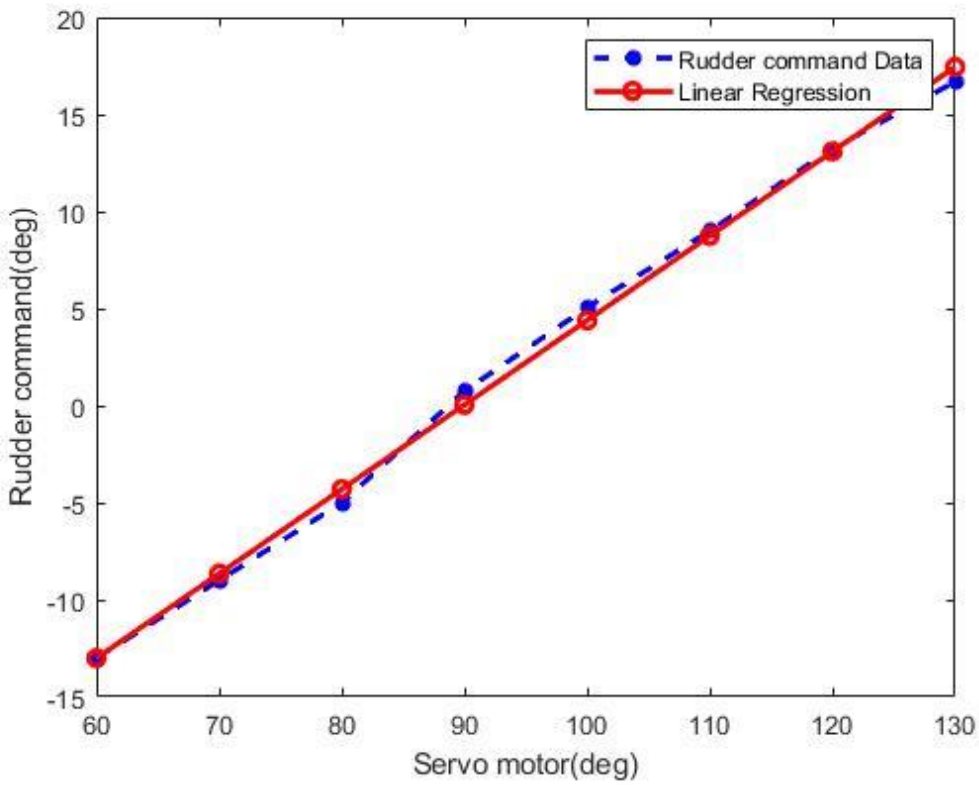
$P_{servo}$ คือ มุมของเซอร์โวมอเตอร์

2.1.3 rudder command เครื่องบินน้ำมัน

rudder command เป็นส่วนที่ใช้สำหรับควบคุมมุมเลี้ยวของเครื่องบิน ซึ่งจะถูกติดตั้งอยู่บริเวณหางของเครื่องบิน ความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator แสดงดังตารางที่ 4.20

**ตารางที่ 4.20** ความสัมพันธ์ระหว่างมุมเซอร์โวมอเตอร์และ rudder command ของเครื่องบินน้ำมัน

| มุมของเซอร์โวมอเตอร์(องศา) | มุมของ rudder command (องศา) | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | ครั้งที่ 1 | ครั้งที่ 2 | ครั้งที่ 3 | ครั้งที่ 4 | ครั้งที่ 5 | ค่าเฉลี่ย |
| 60 | -12.98 | -13.00 | -12.88 | -13.17 | -13.00 | -13.01 |
| 70 | -6.71 | -11.65 | -10.13 | -7.56 | -8.50 | -9.00 |
| 80 | -5.56 | -4.23 | -6.15 | -4.11 | -4.95 | -5.00 |
| 90 | 0 | 0.57 | 1.10 | 1.33 | 0.75 | 0.75 |
| 100 | 5.06 | 5.04 | 5.06 | 5.14 | 5.00 | 5.06 |
| 110 | 8.33 | 9.00 | 9.06 | 9.60 | 9.01 | 9.00 |
| 120 | 13.00 | 13.14 | 13.57 | 13.34 | 13.20 | 13.25 |
| 130 | 16.10 | 17.41 | 17.00 | 16.19 | 16.70 | 16.68 |




**ภาพที่ 4.22** กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก rudder ของเครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.22 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเซอร์โวมอเตอร์และมุมของปีก elevator ของเครื่องบินน้ำมัน โดยมุมทั้งสองมีความสัมพันธ์ตามสมการคณิตศาสตร์ดังนี้

$$r_{cmd} = 0.4350 \times P_{servo} - 39.105 \quad (4.8)$$

เมื่อ

$r_{cmd}$ คือ มุมของปีก elevator

$P_{servo}$ คือ มุมของเซอร์โวมอเตอร์

**2.2 การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินน้ำมัน**

การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงจะแยกระบบพลวัตกันโดยสิ้นเชิงระหว่าง longitudinal dynamic และ lateral dynamic และใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ หาค่า aerodynamic stability ซึ่งมีผลการทดลองดังต่อไปนี้

2.2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic ของเครื่องบินโฟมโดยใช้วิธี system identification ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ทั้ง 13 algorithms เพื่อหาค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่า output ที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และค่าที่ได้จากการเก็บข้อมูลจริงมีความผิดพลาดน้อยที่สุด ซึ่งผลการทดลองแสดงดังตารางที่ 4.21

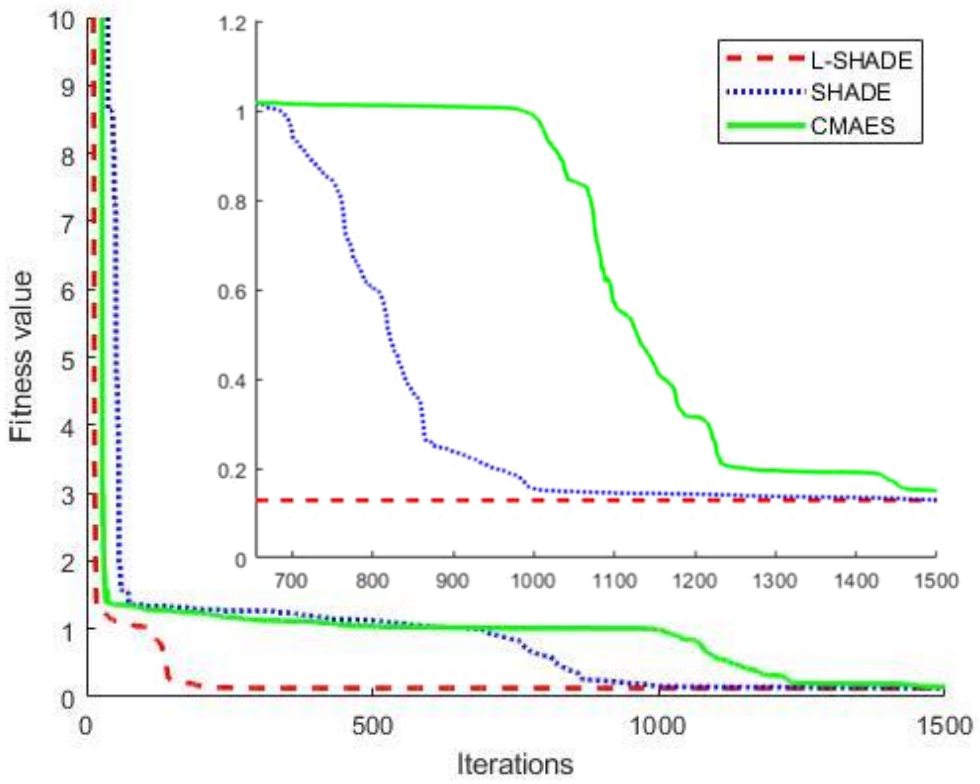
**ตารางที่ 4.21** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 0.8461 | 1.2085 | 1.0237 | 0.1073 | 6.0 |
| ALO | 1.1162 | 1.3875 | 1.2664 | 0.1159 | 9.9 |
| GOA | 1.4462 | 13.1095 | 5.7361 | 4.3689 | 12.2 |
| GWO | 0.2347 | 1.0201 | 0.8735 | 0.2333 | 4.3 |
| MFO | 0.9989 | 1.2718 | 1.1303 | 0.0749 | 8.0 |
| SCA | 1.1004 | 66.5147 | 9.4553 | 20.4014 | 10.8 |
| SSA | 1.0781 | 1.4868 | 1.2444 | 0.1596 | 9.3 |

**ตารางที่ 4.21** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน (ต่อ)

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WOA | 0.9362 | 6.9851 | 1.7370 | 1.8585 | 8.0 |
| L-SHADE | **0.1289** | **0.1406** | **0.1338** | **0.0049** | **1.3** |
| DA | 1.0435 | 11.1475 | 3.4563 | 3.5495 | 10.2 |
| SHADE | 0.1301 | 0.1529 | 0.1412 | 0.0085 | 1.7 |
| JADE | 0.8761 | 1.1167 | 1.0381 | 0.0759 | 6.3 |
| CMAES | 0.1496 | 0.9568 | 0.4746 | 0.2930 | **3.0** |

จากตารางที่ 4.21 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ L-SHADE เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ค่าของ minimum, maximum, mean, STD และ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำรับวัดประสิทธิภาพโดยมีค่า 0.1289, 0.1406, 0.1338, 0.0049 และ 1.3 ตามลำดับ นอกจากนั้นคำตอบของ algorithm ที่มีอันดับถัดมาได้แก่ SHADE และ CMAES ก็สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกับคำตอบที่ต่ำที่สุด สำหรับ algorithms อื่นๆยังไม่สามารถหาคำตอบที่ดีพอสำหรับนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมได้ อย่างไรก็ตาม GOW เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.23** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.23 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับ ได้แก่ L-SHADE, SHADE และ CAMES พบว่าค่า fitness value ของทั้ง 3 algorithms ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรก และค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น โดย L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า Fitness value มากที่สุด ภาพขยายแสดงให้เห็นว่า L-SHADE สามารถหาคำตอบที่ดีที่สุดได้อย่างรวดเร็วและสามารถหาคำตอบได้ต่ำกว่าอีก 2 algorithms ซึ่งผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อออกแบบระบบควบคุม PID จะใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่งได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นคำตอบของ L-SHADE algorithm โดยค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่าความผิดพลาดระหว่าง output จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และข้อมูลที่เก็บจากการบินจริงมีค่าน้อยที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.22

**ตารางที่ 4.22** ค่า aerodynamic stability ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| Coefficient | L-SHADE |
|---|---|
| $\boldsymbol{X_u}$ | -0.8784 |
| $\boldsymbol{X_w}$ | 2140.9017 |
| $\boldsymbol{X_q}$ | -726.4169 |
| $\boldsymbol{Z_u}$ | 0.0013 |
| $\boldsymbol{Z_w}$ | -3.6126 |
| $\boldsymbol{Z_q}$ | -0.1195 |
| $\boldsymbol{M_u}$ | 0.0075 |
| $\boldsymbol{M_w}$ | -19.4221 |
| $\boldsymbol{M_q}$ | 0.4706 |
| $\boldsymbol{u_0}$ | 0.0258 |
| $\boldsymbol{X_{\delta_e}}$ | 6771.1396 |
| $\boldsymbol{X_{\delta_t}}$ | -45.5616 |
| $\boldsymbol{Z_{\delta_e}}$ | -1.7681 |
| $\boldsymbol{Z_{\delta_t}}$ | 0.0137 |
| $\boldsymbol{M_{\delta_e}}$ | -20.2121 |
| $\boldsymbol{M_{\delta_t}}$ | 0.1328 |

จากตารางที่ 4.22 ค่าของ aerodynamic stability ที่ได้จาก L-SHADE algorithm สามารถนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปแบบของ state space model ซึ่งแสดงดังสมการที่ 4.9

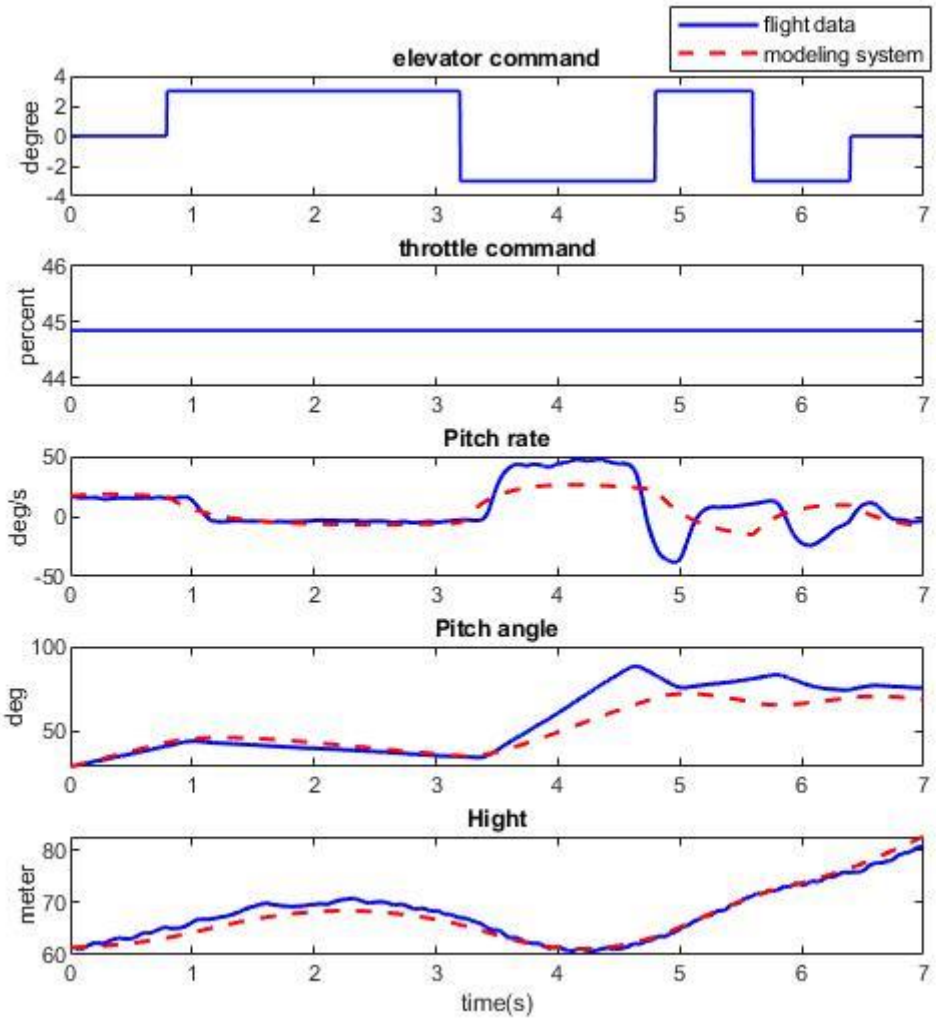
$$\begin{bmatrix}\dot{u}\\ \dot{w}\\ \dot{q}\\ \dot{\theta}\\ \dot{h}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-0.8784 & 2140.9017 & -726.4169 & -9.82 & 0\\ 0.0013 & -3.6126 & -0.1195 & 0 & 0\\ 0.0075 & -19.4221 & 0.4706 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0\\ 0 & -1 & 0 & 0.0258 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}u\\ w\\ q\\ \theta\\ h\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}6771.1396 & -45.5616\\ -1.7681 & 0.0137\\ -20.2121 & 0.1328\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_e\\ \delta_t\end{bmatrix} \quad (4.9)$$

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามสมการที่ เป็นระบบที่มีเสถียรภาพ (stable) ซึ่งมีค่า pole ของระบบแสดงดังตารางที่ 4.23

**ตารางที่ 4.23** ตำแหน่ง pole ของระบบ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

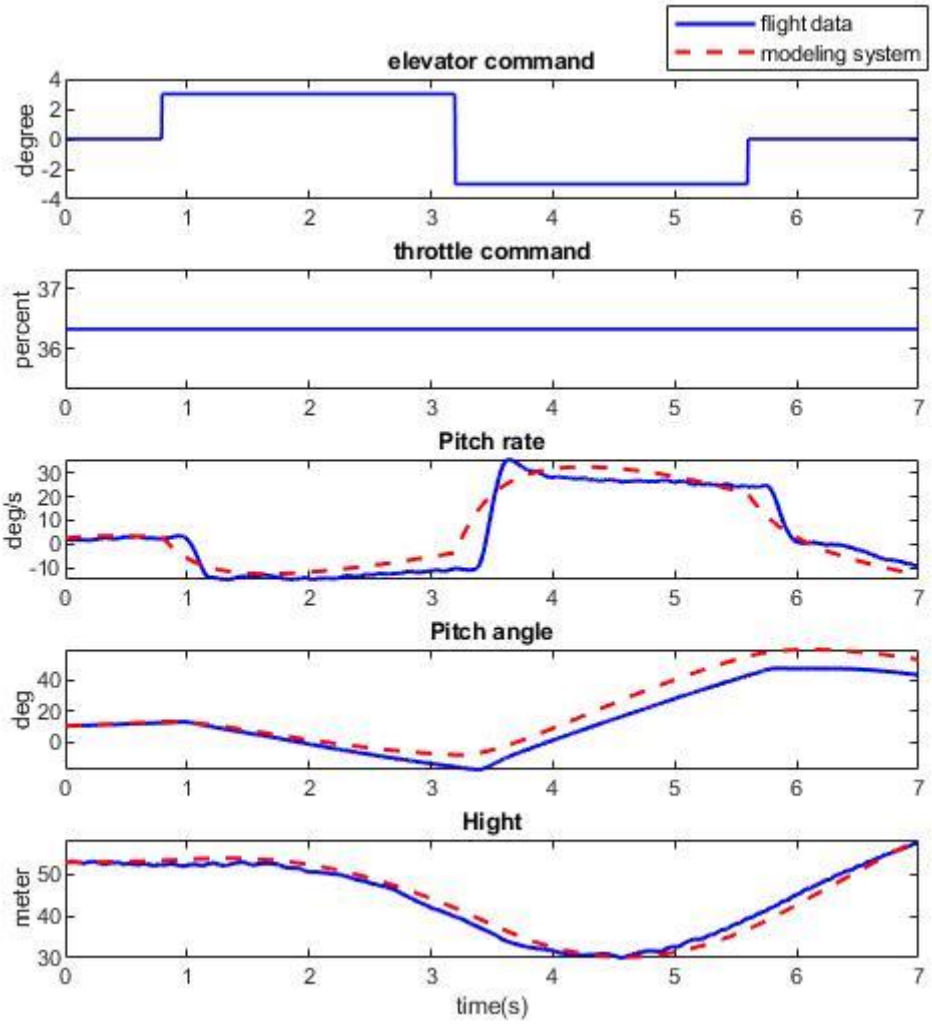
| ตำแหน่ง | System poles |
|---|---|
| 1 | 0.0000 + 0.0000i |
| 2 | -3.7157 + 0.0000i |
| 3 | -0.1439 + 0.4675i |
| 4 | -0.1439 - 0.4675i |
| 5 | -0.4759 + 0.0000i |

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน ตามสมการที่ จะถูกทดสอบด้วยสัญญาณ input ชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input สำหรับ elevator และ throttle โดยใช้เวลาทั้งหมด 7 วินาทีพบว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic มีความใกล้เคียงกับข้อมูลที่เก็บได้จากการบินจริงโดย แสดงดังภาพที่ 4.24 ถึงภาพที่ 4.27



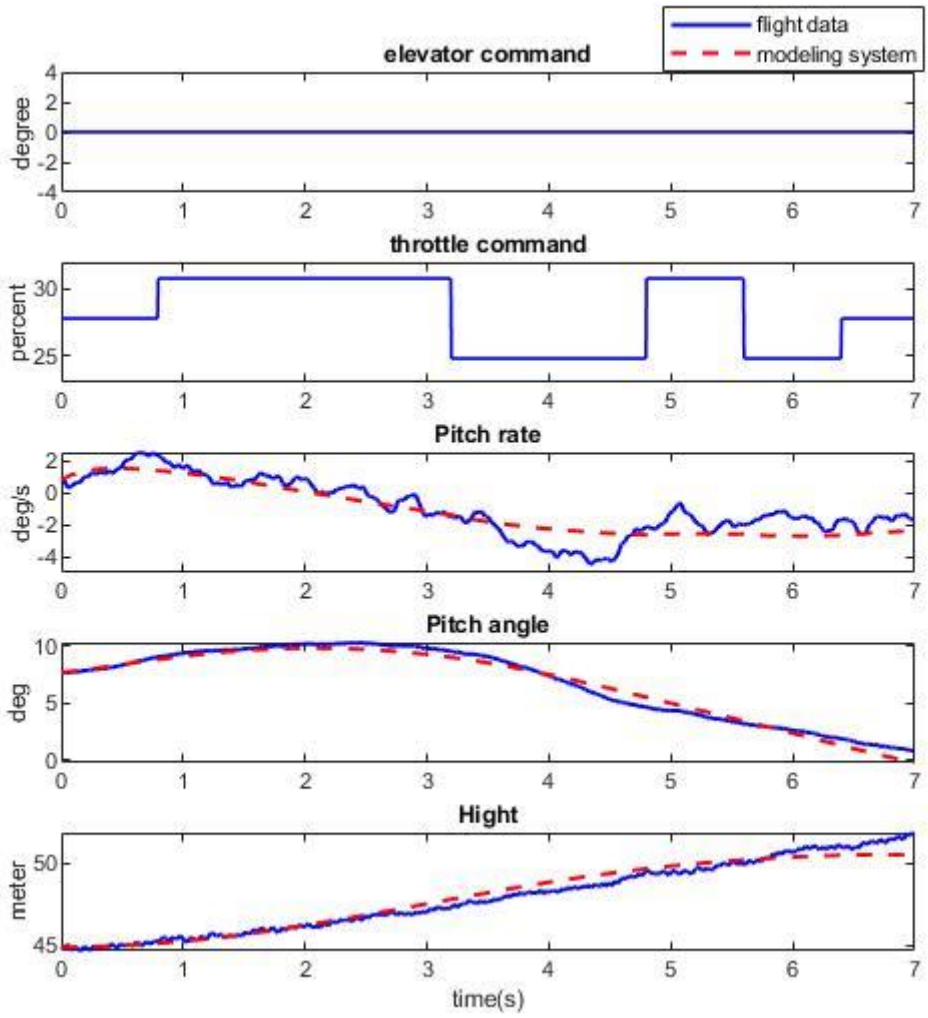

**ภาพที่ 4.24** ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.24 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 39.572 %, Pitch angle 80.866 % และ Hight 93.599 %



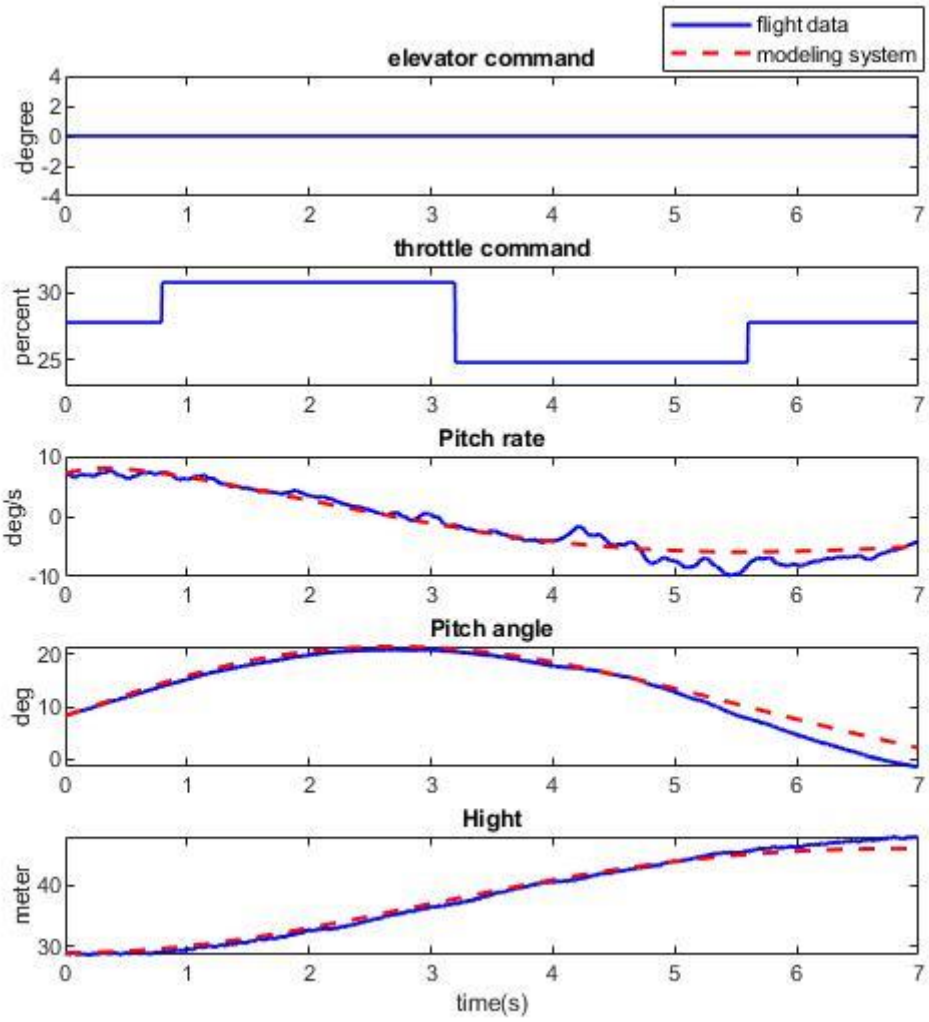

**ภาพที่ 4.25** ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.25 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 89.402 %, Pitch angle 84.593 % และ Hight 96.973 %




**ภาพที่ 4.26** ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.26 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 77.542 %, Pitch angle 97.589 % และ Hight 96.143 %




**ภาพที่ 4.27** ผลตอบสนองทางเวลา longitudinal dynamic ของระบบที่ได้จาก L-SHADE algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.27 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ longitudinal dynamic ของเครื่องบินน้ำมันเมื่อใช้ input ชุดที่ 4 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Pitch rate 94.592 %, Pitch angle 94.087 % และ Hight 98.833 %

2.2.2 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

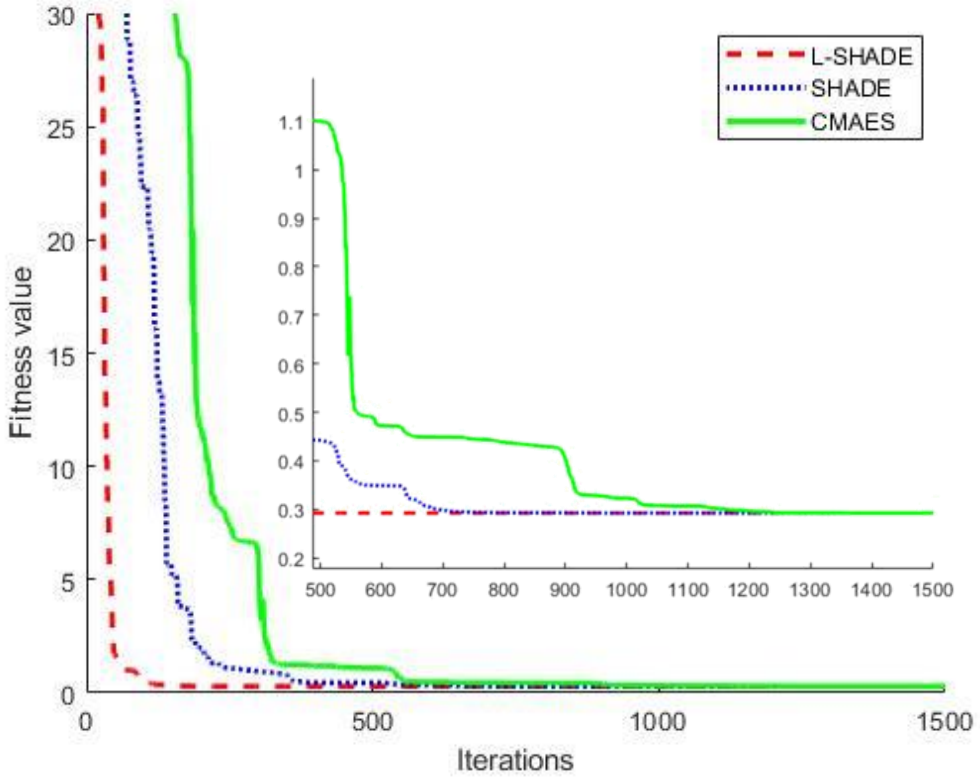
การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic ของเครื่องบินโฟมโดยใช้วิธี system identification ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ทั้ง 13 algorithm เพื่อหาค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่า output ที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และค่าที่ได้จากการเก็บข้อมูลจริงมีความแตกต่างกันน้อยที่สุด ซึ่งผลการทดลองแสดงดังตารางที่ 4.24

**ตารางที่ 4.24** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่า aerodynamic stability ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 1.1860 | 29.5805 | 10.1178 | 12.6392 | 6.6 |
| ALO | 27.7464 | 32.4020 | 30.0377 | 1.8855 | 10 |
| GOA | 24.5102 | 52.3795 | 39.6970 | 8.9555 | 11.7 |
| GWO | 0.3270 | 28.2260 | 4.0863 | 8.7414 | 4.8 |
| MFO | 0.4598 | 38.5328 | 16.1805 | 16.3366 | 7.4 |
| SCA | 8.6303 | 33.6455 | 22.6391 | 8.7254 | 9.1 |
| SSA | 1.1651 | 27.9809 | 11.5034 | 10.4689 | 7 |
| WOA | 4.2849 | 52.9115 | 28.0631 | 16.3926 | 10.3 |
| L-SHADE | **0.2920** | 0.3404 | 0.2997 | 0.0165 | 2.9 |
| DA | 18.3174 | 50.2771 | 39.9219 | 10.0557 | 11.8 |
| SHADE | **0.2920** | **0.2920** | **0.2920** | 9.0469e-06 | 1.7 |
| JADE | 1.2146 | 13.5557 | 5.3245 | 5.1552 | 6.2 |
| CMAES | **0.2920** | **0.2920** | **0.2920** | **3.0607e-08** | **1.5** |

จากตารางที่ 4.24 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ CMAES เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ค่าของ minimum, maximum, mean, STD และ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำรับวัดประสิทธิภาพโดยมีค่า 0.2920, 0.2920, 0.2920 และ 1.5ตามลำดับ โดย CMAES และ SHADE สามารถหาคำตอบที่ดีที่สุดได้เท่ากัน ที่ 0.2920 ในทุกเรอบของการหาคำตอบ แต่ CMAES มีค่า STD ที่ต่ำกว่า ทำให้เมื่อใช้ Freidman ranking เป็นเครื่องมือวัดประสิทธิภาพ CMAES

จึงมีประสิทธิภาพสูงกว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ นอกจากนั้น algorithms ในลำดับถัดมาได้แก่ L-SHADE สามารถหาค่าของค่าต่ำที่สุดได้เท่ากับ CMAES และ SHADE เช่นเดียวกัน สำหรับ algorithms อื่นๆยังไม่สามารถหาคำตอบที่ดีพอสำหรับนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมได้ อย่างไรก็ตาม GOW เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.28** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.28 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรกได้แก่ L-SHADE, SHADE และ CAMES ค่า fitness value ของทั้ง 3 algorithms ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรก และค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น โดย L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า fitness value มากที่สุด อย่างไรก็ตามภาพขยายแสดงให้เห็นว่าทั้ง 3 algorithm สามารถหาค่าของคำตอบที่ต่ำที่สุดได้ใกล้เคียงกันมาก ซึ่งผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อออกแบบระบบควบคุม PID จะใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่งได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นคำตอบของ CMAES

algorithm โดยค่าของ aerodynamic stability ที่ทำให้ค่าความผิดพลาดระหว่าง output จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และข้อมูลที่เก็บจากการบินจริงมีค่าน้อยที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.25

**ตารางที่ 4.25** ค่า aerodynamic stability ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| Coefficient | CMAES |
|---|---|
| $\boldsymbol{Y_v}$ | -1.5992 |
| $\boldsymbol{Y_p}$ | 39.8729 |
| $\boldsymbol{Y_r}$ | 8.3036 |
| $\boldsymbol{L_v}$ | -0.2147 |
| $\boldsymbol{L_p}$ | -2.2012 |
| $\boldsymbol{L_r}$ | 3.4195 |
| $\boldsymbol{N_v}$ | 0.0924 |
| $\boldsymbol{N_p}$ | -0.3598 |
| $\boldsymbol{N_r}$ | -1.5741 |
| $\boldsymbol{Y_{\delta_a}}$ | -253.8754 |
| $\boldsymbol{Y_{\delta_r}}$ | 308.6857 |
| $\boldsymbol{L_{\delta_a}}$ | 22.0394 |
| $\boldsymbol{L_{\delta_r}}$ | 6.4122 |
| $\boldsymbol{N_{\delta_a}}$ | 5.1652 |
| $\boldsymbol{N_{\delta_r}}$ | -9.9813 |

จากตารางที่ 4.25 ค่าของ aerodynamic stability ที่ได้จาก CMAES algorithm สามารถนำมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปแบบของ state space model ซึ่งแสดงดังสมการที่ 4.9

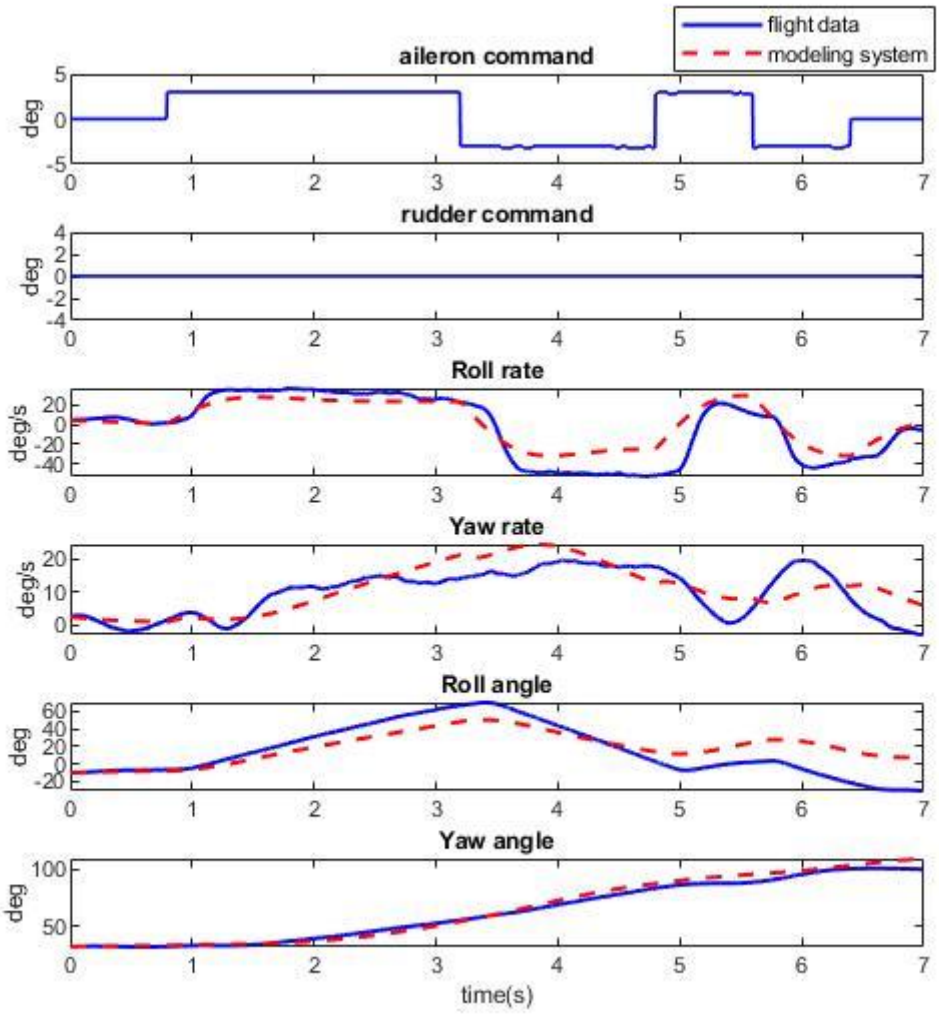
$$\begin{bmatrix}\dot{v}\\ \dot{p}\\ \dot{r}\\ \dot{\phi}\\ \dot{\psi}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}-1.5993 & 39.8729 & 8.3036 & 9.82 & 0\\ -0.214 & -2.2012 & 3.4195 & 0 & 0\\ 0.0924 & -0.3598 & -1.5741 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}v\\ p\\ r\\ \phi\\ \psi\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}-253.8754 & 308.6857\\ 22.0394 & 6.4122\\ 5.1652 & -9.9813\\ 0 & 0\\ 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta_a\\ \delta_r\end{bmatrix} \qquad (4.9)$$

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ตามสมการที่ เป็นระบบที่มีเสถียรภาพ (stable) ซึ่งมีค่า pole ของระบบแสดงดังตารางที่ 4.26

**ตารางที่ 4.26** ตำแหน่ง system poles ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

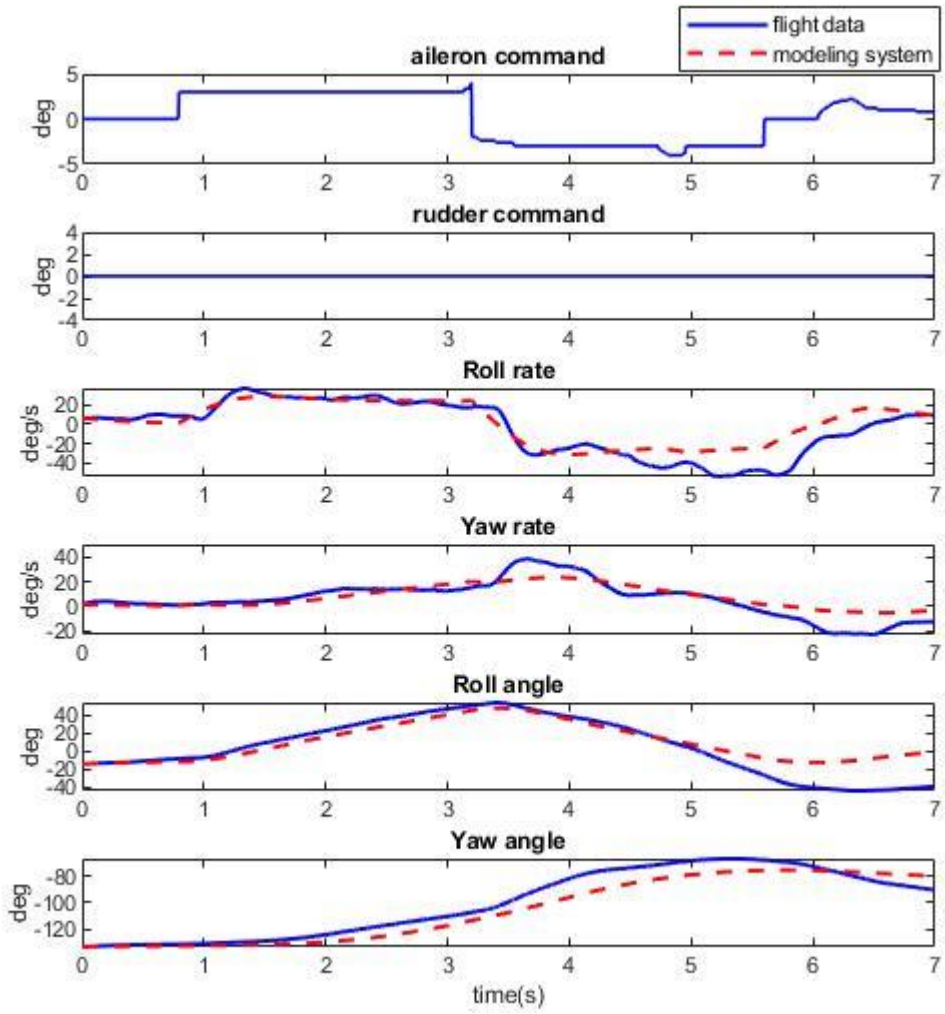
| **ตำแหน่ง** | **System poles** |
|---|---|
| 1 | 0.0000 + 0.0000i |
| 2 | -2.4353 + 3.1826i |
| 3 | -2.4353 - 3.1826i |
| 4 | -0.0281 + 0.0000i |
| 5 | -0.4759 + 0.0000i |

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ lateral dynamic ของเครื่องบินน้ำมันตามสมการที่ จะถูกทดสอบด้วยสัญญาณ input ชุดที่ 1-4 สำหรับ lateral dynamic โดยใช้เวลาทั้งหมด 7 วินาทีเพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของระบบ พบว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic มีความใกล้เคียงกับข้อมูลที่เก็บได้จากการบินจริงโดย แสดงดังภาพที่ 4.29 ถึงภาพที่ 4.32



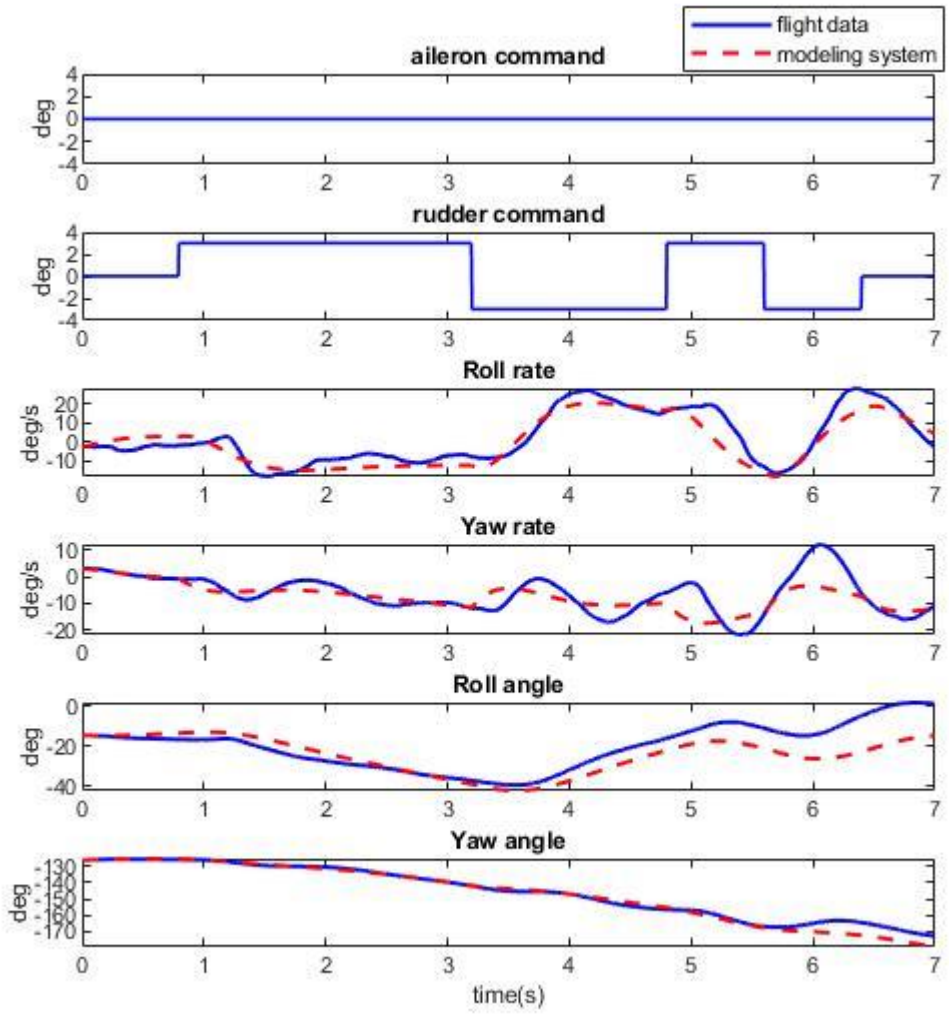

**ภาพที่ 4.29** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.29 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชุดที่ 1 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 79.314 %, Yaw rate 49.748 %, Roll angle 58.698 % และ Yaw angle 97.859 %



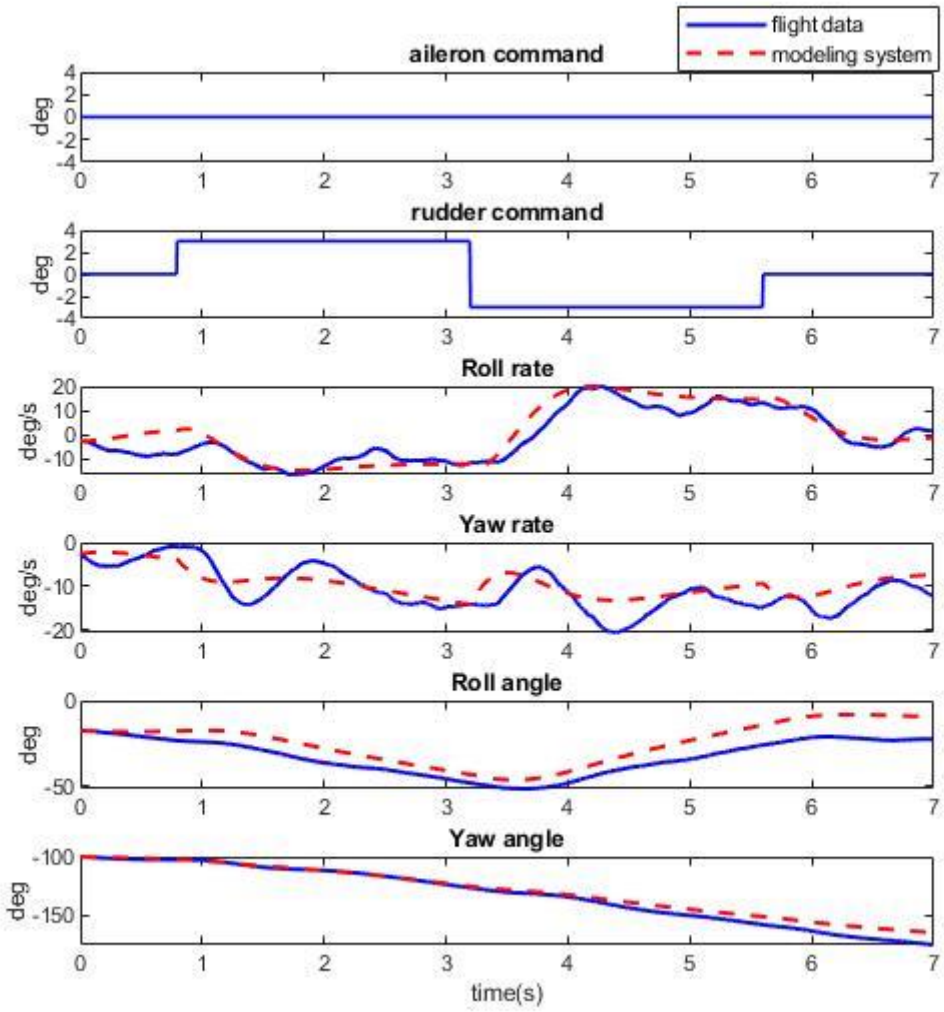

**ภาพที่ 4.30** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.30 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชุดที่ 2 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 78.059 %, Yaw rate 72.521 %, Roll angle 75.177 % และ Yaw angle 90.074 %




**ภาพที่ 4.31** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.31 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชุดที่ 3 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 81.573 %, Yaw rate 47.778 %, Roll angle 47.734 % และ Yaw angle 96.518 %




**ภาพที่ 4.32** ผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ที่ได้จาก CMAES algorithm เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.32 แสดงผลตอบสนองทางเวลาของระบบ lateral dynamic ของเครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชุดที่ 4 แสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความใกล้เคียงกับผลที่ได้จากการบินจริงและมีแนวโน้มไปในทางเดียวกัน โดยมีรายละเอียดดังนี้ Roll rate 81.943 %, Yaw rate 50.672 %, Roll angle 28.817 % และ Yaw angle 96.217 %

### 2.3 การออกแบบระบบควบคุม PID สำหรับเครื่องบินน้ำมัน

การออกแบบระบบควบคุมของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงโดยใช้ระบบควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธี optimization algorithm เพื่อหาค่าของ พารามิเตอร์ ที่ทำให้ระบบมีเสถียรภาพมากที่สุดและหลังจากนั้นจะนำไปทดสอบการบินจริงเพื่อเปรียบเทียบผล ซึ่งผลการทดลองมีรายละเอียดดังนี้

2.3.1 ระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

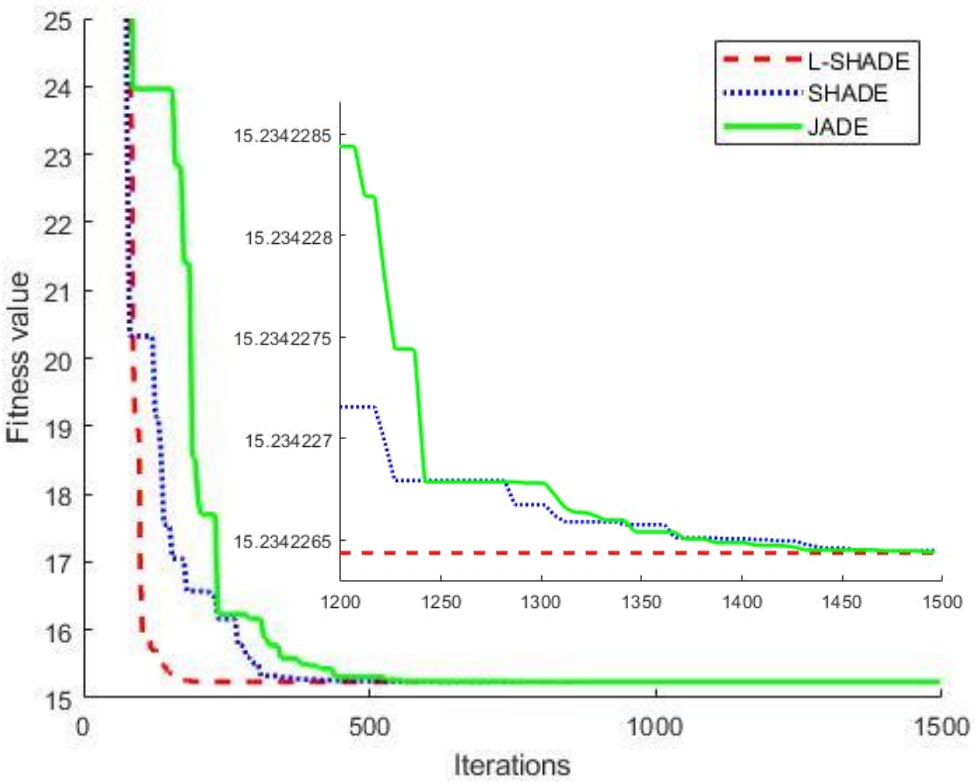
ผลการทดลองการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์แสดงดังตารางที่ 4.27

**ตารางที่ 4.27** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 15.2464 | 38.0986 | 20.4565 | 9.2456 | 6.9 |
| ALO | 15.2448 | 36.6772 | 27.1710 | 7.6393 | 8.6 |
| GOA | 89.3736 | 122.0115 | 100.1185 | 31.6226 | 13.0 |
| GWO | 15.2522 | 16.4522 | 15.6804 | 0.5057 | 5.3 |
| MFO | 15.7753 | 36.7891 | 19.6291 | 6.9098 | 6.7 |
| SCA | 24.8568 | 45.6049 | 27.3622 | 14.0787 | 7.7 |
| SSA | 25.2515 | 72.0486 | 39.9074 | 13.1874 | 10.9 |
| WOA | 24.6176 | 52.0398 | 24.8750 | 14.3036 | 7.9 |
| L-SHADE | **15.2342** | 36.6110 | 17.3719 | 6.7599 | **2.3** |
| DA | 16.3413 | 41.1733 | 26.5156 | 10.6547 | 8.9 |
| SHADE | **15.2342** | **15.3347** | **15.2625** | **0.0337** | 2.8 |
| JADE | **15.2342** | 15.4293 | 15.3064 | 0.0674 | 3.6 |
| CMAES | **15.2342** | 36.6110 | 26.0328 | 11.1552 | 6.4 |

จากตารางที่ 27 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ L-SHADE เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำรับวัดประสิทธิภาพโดยมีค่าเท่ากับ 2.3 นอกจากนั้นคำตอบของ algorithm ที่มีอันดับถัดมาได้แก่ SHADE JADE และ CMAES ก็

สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกับคำตอบที่ต่ำที่สุดซึ่งมีค่าอยู่ที่ 15.2342 แต่ SADE เป็น algorithm ที่มีค่า maximum, mean และ STD ต่ำที่สุด สำหรับ algorithms อื่นๆยังไม่สามารถหาคำตอบที่ดีพอสำหรับนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมได้ อย่างไรก็ตาม GOW เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.33** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

ภาพที่ 4.33 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุดได้แก่ L-SHADE, SHADE และ JADE พบว่าค่า fitness value ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรกและค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า fitness value มากที่สุด ภาพขยายแสดงให้เห็นว่าทั้ง 3 algorithms สามารถหาคำตอบตอบได้ใกล้เคียงกันมาก อย่างไรก็ตามผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ จะใช้ค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่ง

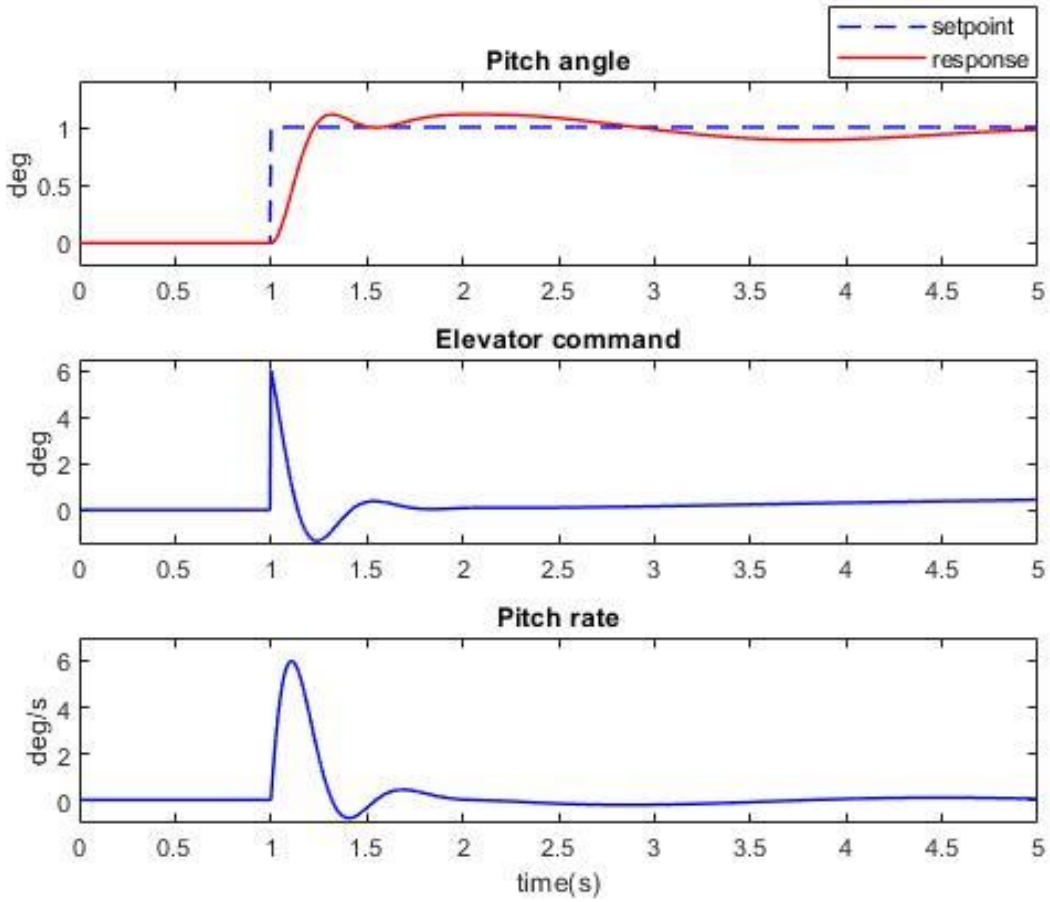
ได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นคำตอบของ L-SHADE algorithm โดยค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ทำให้ระบบมีผลการตอบสนองดีที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.28

**ตารางที่ 4.28** ค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| พารามิเตอร์ | L-SHADE |
|---|---|
| $K_p$ | 0.3993 |
| $K_i$ | 3.2871 |
| $K_d$ | 0.7184 |
| $T_f$ | 0.1275 |

2.3.1.1 การทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

การทดสอบด้วยเทคนิค soft in the loop เป็นการ simulation เพื่อดูผลการตอบสนองของระบบควบคุม ค่าพารามิเตอร์ PID ที่ถูกออกแบบไว้ตามตารางที่ 26 จะถูกทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งผลการตอบสนองสัญญาณทางเวลาของ longitudinal dynamic มีผลการตอบสนองสัญญาณทางเวลาแสดงดังภาพที่ 4.34 และภาพที่ 4.35




**ภาพที่ 4.34** ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชนิด unit step

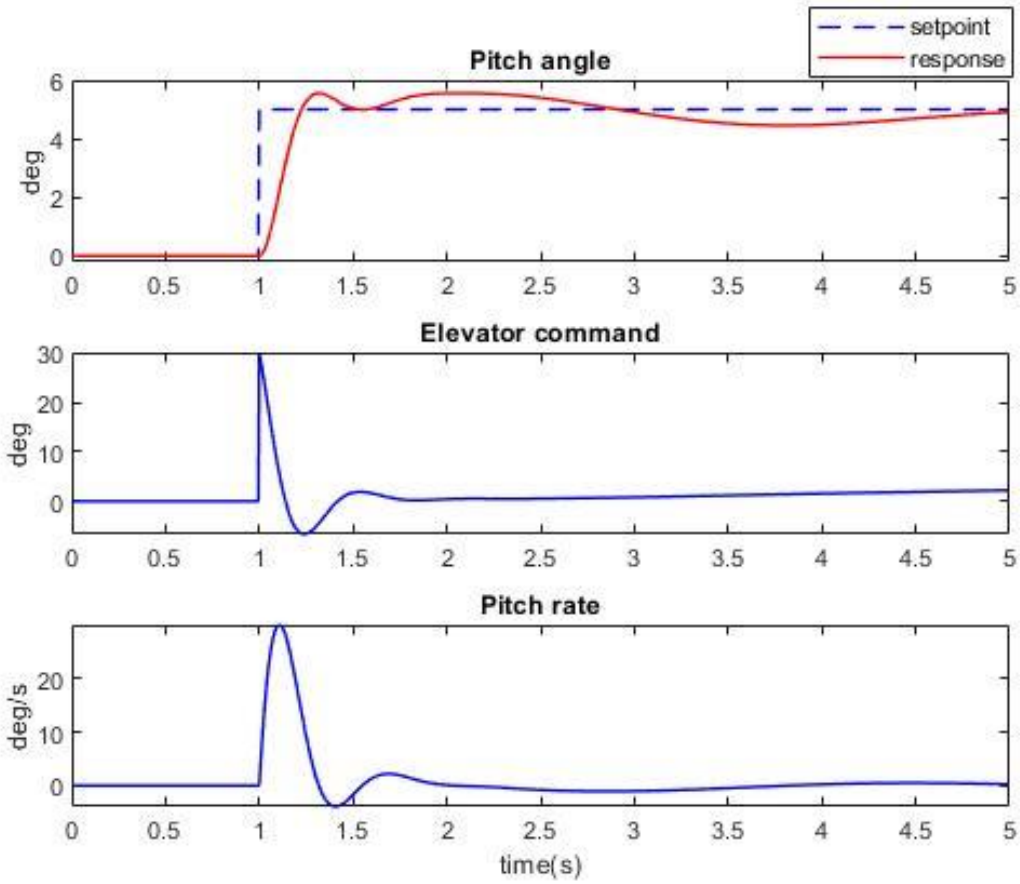
ภาพที่ 4.34 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.29

**ตารางที่ 4.29** step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step

| Parameter | value |
|---|---|
| Rise Time | 0.1514 |
| Settling Time | 4.9950 |
| Settling Min | 0.8909 |
| Settling Max | 1.1111 |
| Overshoot | 11.1078 |

**ตารางที่ 4.29** step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step (ต่อ)

| Parameter | value |
|---|---|
| Undershoot | 0 |
| Peak | 1.1111 |
| Peak Time | 2.0550 |




**ภาพที่ 4.35** ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย

ภาพที่ 4.35 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.30

**ตารางที่ 4.30** step response characteristic of longitudinal dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย

| Parameter | value |
|---|---|
| Rise Time | 0.1514 |
| Settling Time | Nan |
| Settling Min | 4.4543 |
| Settling Max | 5.5554 |
| Overshoot | 11.1078 |
| Undershoot | 0 |
| Peak | 5.5554 |
| Peak Time | 2.0550 |

2.3.2 ระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic

ผลการทดลองการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์แสดงดังตารางที่ 4.31

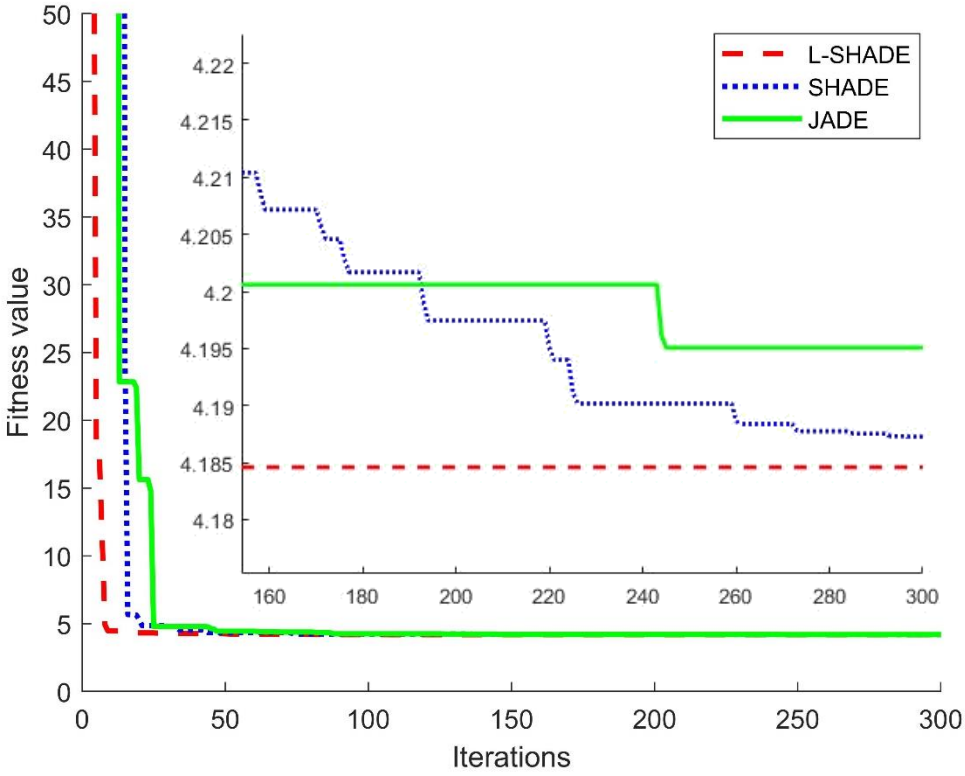
**ตารางที่ 4.31** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| Algorithms | minimum | maximum | mean | STD | Freidman ranking |
|---|---|---|---|---|---|
| WCA | 4.1872 | 4.3418 | 4.2329 | 0.0446 | 3.6 |
| ALO | 4.2067 | 928.2913 | 280.8849 | 445.3643 | 8.1 |
| GOA | 4.2335 | 1371.3722 | 706.1055 | 501.8942 | 11.5 |
| GWO | 4.2060 | 4.4445 | 4.2906 | 0.1021 | 6.2 |
| MFO | 4.1888 | 4.4412 | 4.3240 | 0.0734 | 6.95 |
| SCA | 4.5521 | 4.9854 | 4.71234 | 0.1388 | 11.3 |
| SSA | 4.2522 | 4.3523 | 4.3285 | 0.0281 | 7.7 |
| WOA | 4.2075 | 5.4252 | 4.5032 | 0.3444 | 8.8 |
| L-SHADE | **4.1845** | 4.2177 | **4.1987** | 0.0129 | **2.2** |

**ตารางที่ 4.31** ผลการทดลองการใช้เมตาฮิวริสติกส์หาค่าพารามิเตอร์ PID ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน (ต่อ)

| **Algorithms** | **minimum** | **maximum** | **mean** | **STD** | **Freidman ranking** |
|---|---|---|---|---|---|
| DA | 4.3292 | 5.5757 | 4.6121 | 0.4959 | 9.75 |
| SHADE | 4.1872 | **4.2139** | 4.2040 | **0.0088** | 2.6 |
| JADE | 4.1950 | 4.2297 | 4.2121 | 0.0115 | 3.4 |
| CMAES | 4.2080 | 925.0435 | 280.4797 | 444.6656 | 8.9 |

จากตารางที่ 4.31 พบว่าสำหรับการแก้ปัญหานี้ L-SHADE เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพสูงสุดเมื่อใช้ค่า minimum, mean และ Freidman ranking เป็นเครื่องมือสำรับวัดประสิทธิภาพโดย L-SHADE algorithm มีค่าของ minimum, mean และ Freidman ranking ที่ 4.1845, 4.1987 และ 2.2 ตามลำดับ นอกจากนั้นคำตอบของ algorithm ที่มีอันดับถัดมาได้แก่ SHADE CMAES และ JADE ก็สามารถหาคำตอบได้ใกล้เคียงกับคำตอบที่ต่ำที่สุด แต่ SHADE เป็น algorithm ที่มีค่า STD ต่ำที่สุดนั่นแสดงให้เห็นถึง SHADE algorithm สามารถหาคำตอบได้เท่ากันสม่ำเสมอในทุกรอบของการคำนวณ อย่างไรก็ตาม GOW เป็น algorithm ที่มีประสิทธิภาพต่ำที่สุดสำหรับการแก้ปัญหานี้




**ภาพที่ 4.36** ค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุด 3 อันดับแรก PID lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน

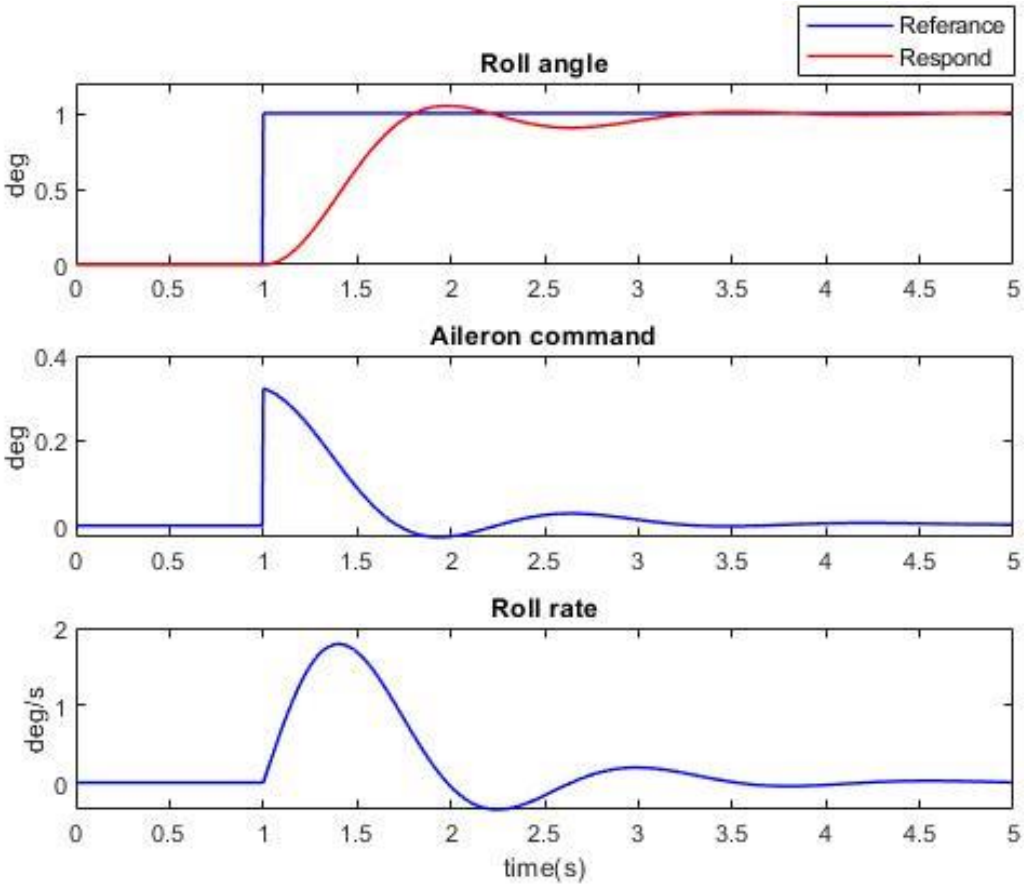
ภาพที่ 4.36 แสดงค่า fitness value ของ algorithms ที่ดีที่สุดได้แก่ L-SHADE, SHADE และ JADE พบว่าค่า fitness value ลดลงอย่างรวดเร็วสำหรับการหาคำตอบในช่วงแรก และค่อยๆมีอัตราการหาคำตอบที่ช้าลงเมื่อรอบของการหาคำตอบสูงขึ้น L-SHADE เป็น algorithm ที่มีอัตราการลดลงของค่า fitness value มากที่สุด และภาพขยายแสดงให้เห็นว่า L-SHADE สามารถหาคำตอบได้ต่ำกว่า SHADE และ JADE อย่างไรก็ตามผลการทดลองที่จะถูกไปใช้เพื่อทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ จะใช้ค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ให้ค่าของฟังก์ชันเป้าหมายต่ำที่สุดซึ่งได้แก่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เป็นคำตอบของ L-SHADE algorithm โดยค่าของพารามิเตอร์ PID ที่ทำให้ระบบมีผลการตอบสนองดีที่สุดแสดงดังตารางที่ 4.32

**ตารางที่ 4.32** ค่าพารามิเตอร์ PID ของ longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน

| พารามิเตอร์ | L-SHADE |
|---|---|
| $K_p$ | 0.2530 |
| $K_i$ | 0.0086 |
| $K_d$ | 0.0325 |
| $T_f$ | 0.46938 |

2.3.2.1 การทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

ระบบควบคุมที่ถูกออกแบบโดยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์จะถูกทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ เพื่อดูผลตอบสนองทางเวลาของระบบ ซึ่งผลการตอบสนองของ lateral dynamic มีผลการตอบสนองสัญญาณทางเวลาแสดงดังภาพที่ 4.37 และภาพที่ 4.38

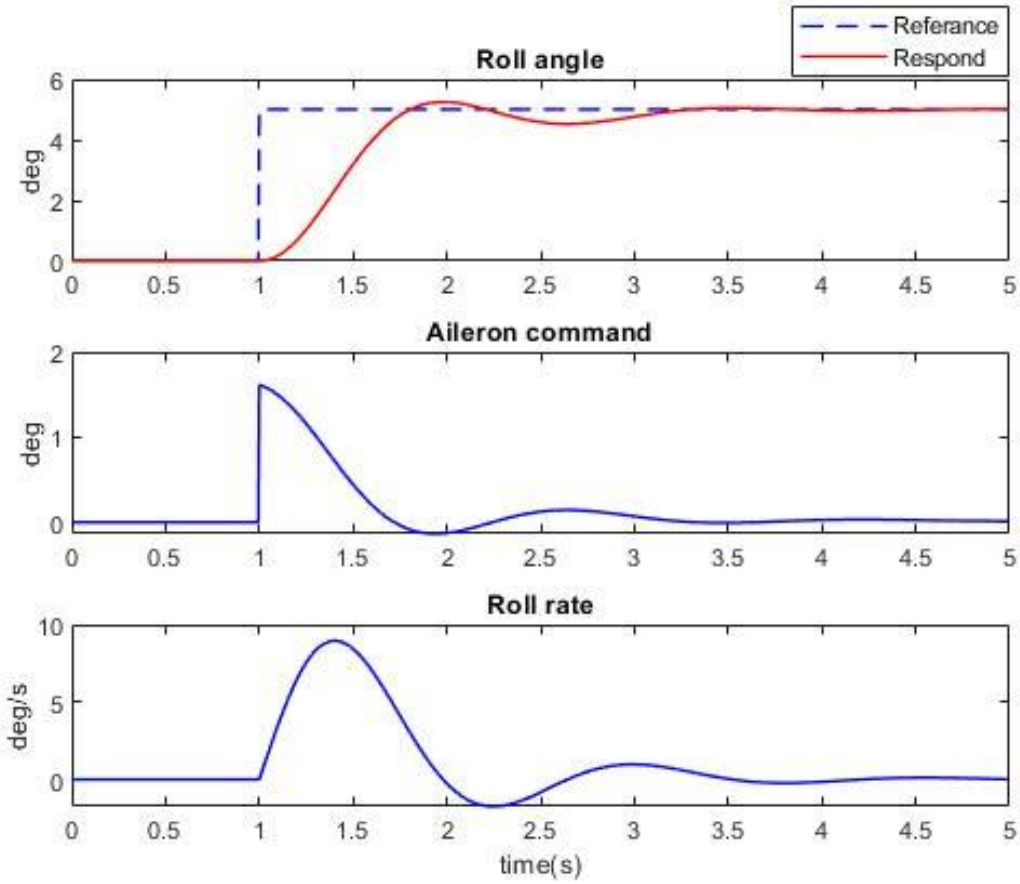



**ภาพที่ 4.37** ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน เมื่อใช้ input ชนิด unit step

ภาพที่ 4.37 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.33

**ตารางที่ 4.33** step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด unit step

| Parameter | value |
|---|---|
| Rise Time | 0.5156 |
| Settling Time | 3.1504 |
| Settling Min | 0.9050 |
| Settling Max | 1.0500 |
| Overshoot | 5.0000 |
| Undershoot | 0 |
| Peak | 1.0500 |
| Peak Time | 1.9800 |




**ภาพที่ 4.38** ผลตอนสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม lateral dynamic เครื่องบินน้ำมันเมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย

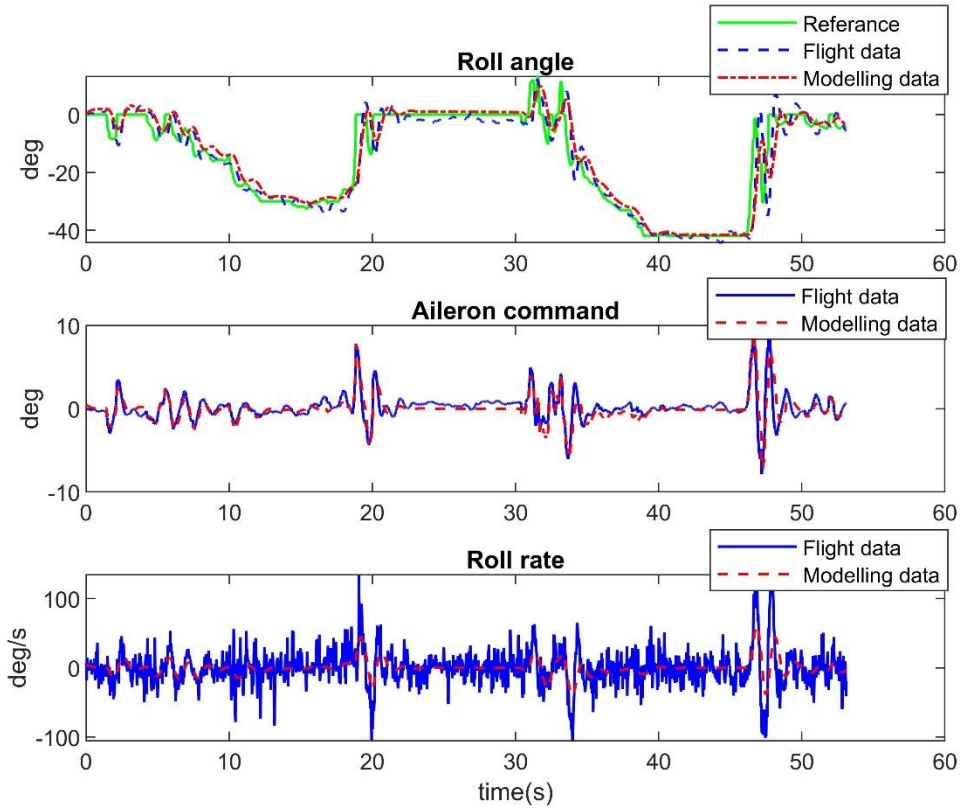
ภาพที่ 4.38 แสดงผลตอบสนองสัญญาณทางเวลาของระบบควบคุม longitudinal dynamic ซึ่งมี step response characteristics แสดงดังตารางที่ 4.34

**ตารางที่ 4.34** step response characteristic of lateral dynamic เมื่อใช้ input ชนิด step 5 หน่วย

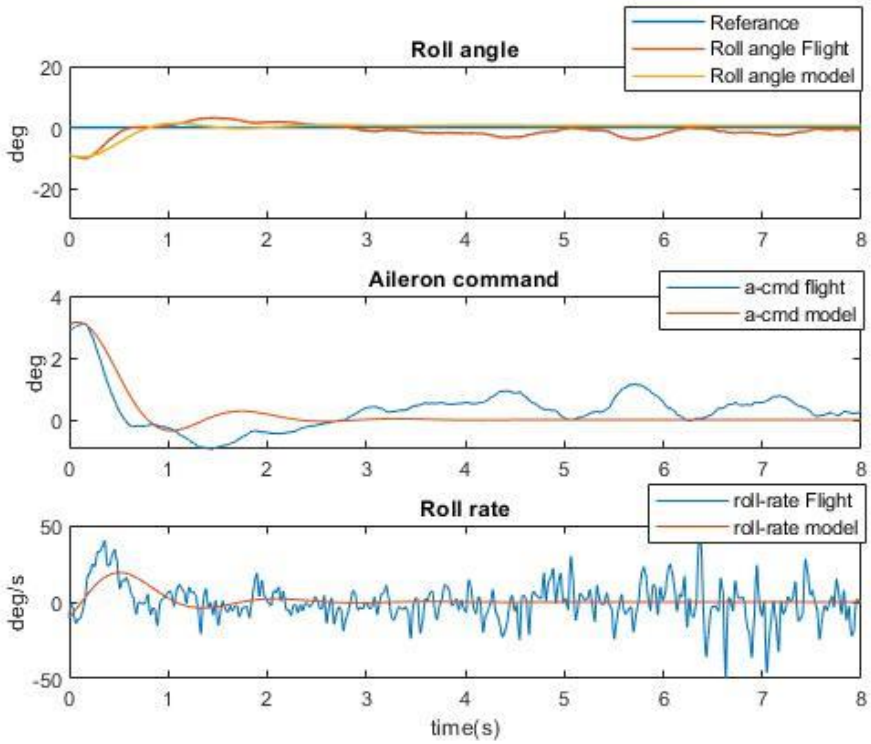
| **Parameter** | **value** |
|---|---|
| Rise Time | 0.5156 |
| Settling Time | 3.1504 |
| Settling Min | 4.5250 |
| Settling Max | 5.2500 |
| Overshoot | 5.0000 |
| Undershoot | 0 |
| Peak | 5.2500 |
| Peak Time | 1.9800 |

2.3.2.2 การทดสอบด้วยการบินจริง

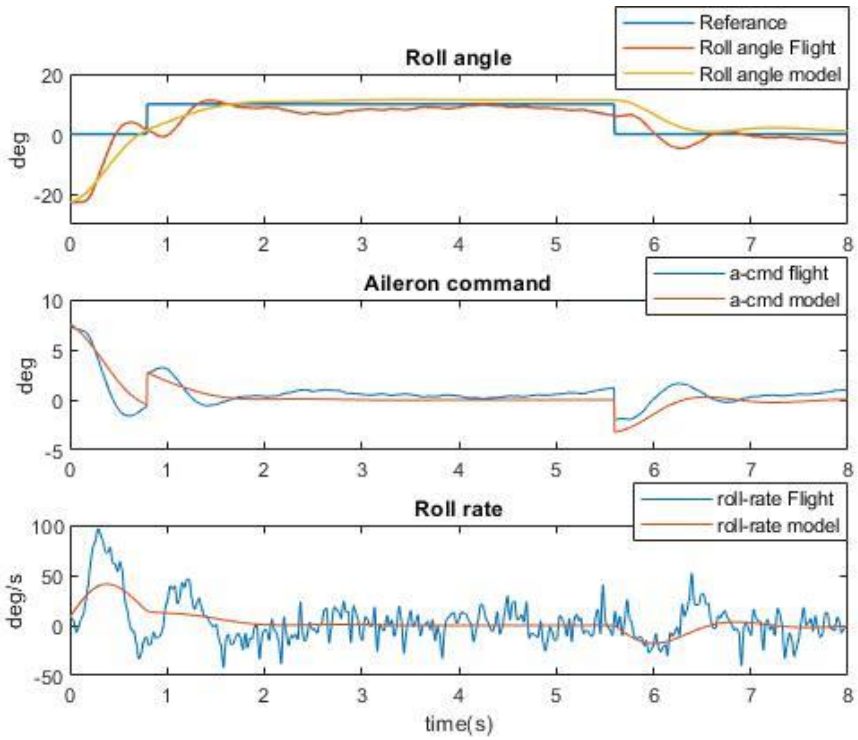
ระบบควบคุมของ lateral dynamic ที่ถูกออกแบบโดยวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ จะถูกทดสอบผลการตอบสนองของสัญญาณทางเวลาด้วยการบินจริง แสดงดังภาพที่ 4.39 ถึงภาพที่ 4.42



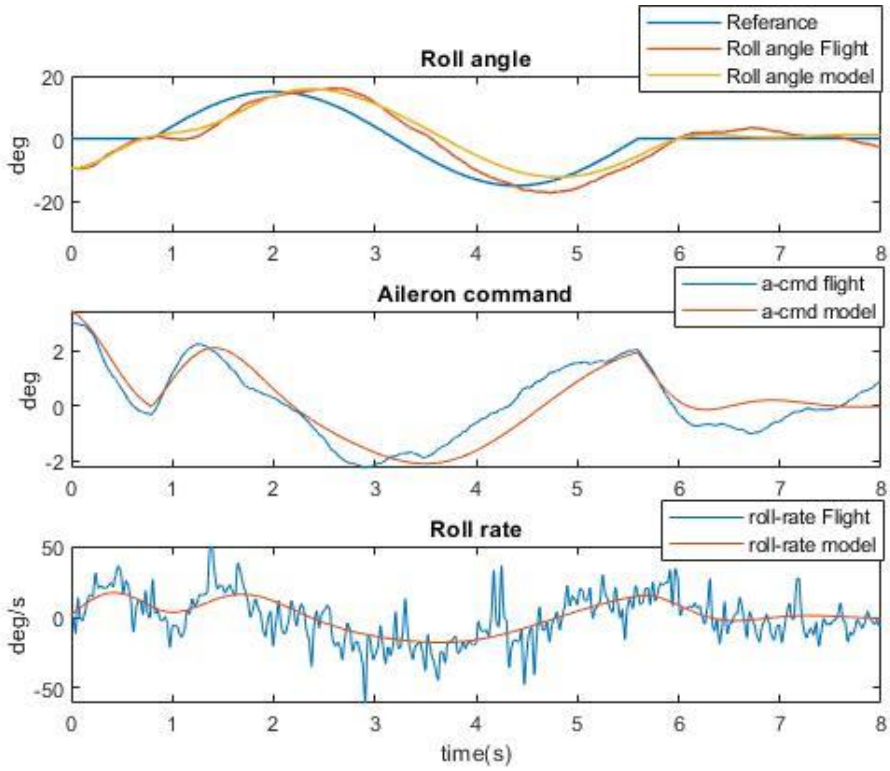

**ภาพที่ 4.39** ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมันเมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงจากรีโมทวิทยุ




**ภาพที่ 4.40** ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมันเมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงเป็นสัญญาณคงที่ 0 องศา




**ภาพที่ 4.41** ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมันเมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงเป็น input step 10 องศา




**ภาพที่ 4.42** ผลการทดสอบด้วยการบินจริงของเครื่องบินน้ำมันเมื่อใช้สัญญาณอ้างอิงเป็น sine wave

ภาพที่4.39 ถึงภาพที่ 4.42 แสดงผลการบินของเครื่องบินน้ำมันสำหรับระบบควบคุมมุมเอียงของเครื่องบิน ซึ่งพบว่าเครื่องบินสามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงได้อย่างต่อเนื่อง นอกจากนี้มุมเอียงของเครื่องบินและมุม aileron ของเครื่องบินมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับผลการ simulation สัญญาณด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ แต่ยังมีความแตกต่างของสัญญาณ เนื่องจากปัจจัยภายนอกที่ไม่สามารถควบคุมได้ เช่น ลม เป็นต้น สำหรับอัตราการเปลี่ยนแปลงความเร็วเชิงมุมพบว่ายังคงมีสัญญาณรบกวณอยู่เนื่องจากการสั่นสะเทือนของเครื่องยนต์ขณะบิน แต่อย่างไรก็ตามจากผลการทดลองพบว่าผลการตอบสนองของระบบที่ได้จากทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และผลตอบสนองที่ได้จากการบินจริงมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน

# บทที่ 5
# สรุปและข้อเสนอแนะ

งานวิจัยนี้มุ่งเน้นด้านการออกแบบและพัฒนาอุปกรณ์ controller โดยใช้บอร์ด Arduino mega 2560 ร่วมกับบอร์ด Raspberry Pi 3b+ เพื่อสร้างแบบจำลองทางคณิศาสตร์และออกแบบระบบควบคุมชนิด PID สำหรับเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึง (UAV) ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ จำนวน 2 ลำ ได้แก่เครื่องบินโฟม และเครื่องบินน้ำมัน โดยจะแยกเป็นระบบ 2 ระบบได้แก่ longitudinal dynamic และ lateral dynamic ซึ่งระบบพลวัตทั้งสองไม่เกี่ยวข้องกันอย่างสิ้นเชิง

การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงจะเริ่มจากการเก็บข้อมูลจากการบินจริง ซึ่งจะกระตุ้นระบบด้วย input ชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input จำนวน 4 ชุดสำหรับ longitudinal dynamic และinput จำนวน 4 ชุดสำหรับ lateral dynamic จากนั้นนำผลตอบสนองที่ได้จากการบินจริงมาสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ร่วมกับวิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดเพื่อหาค่า aerodynamic stability ของเครื่องบินที่ทำให้ค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นระหว่างข้อมูลที่เก็บจากการบินจริงของเครื่องบินและสัญญาณที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีค่าน้อยที่สุด (Output error method) จากนั้นนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เหมาะสมมาออกแบบระแบบควบคุมโดยใช้ระบบควบคุมชนิด PID ร่วมกับวิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์และทดสอบระบบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และนำระบบควบคุมที่ได้จากการออกแบบมาทดสอบบินจริงสำหรับเครื่องบินน้ำมัน โดยสำหรับเครื่องบินโฟมจะทดสอบด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ เท่านั้น ซึ่งการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID จะใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุด 13 วิธี เพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของกระบวนการการหาค่าเหมาะสมที่สุด ผลการวิจัยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1) การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของเครื่องบินโฟมมีรายละเอียดของงานวิจัยดังนี้

1.1) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic คือ L-SHADE algorithm และเมื่อทดสอบการกระตุ้นระบบด้วยสัญญาณชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองที่มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับข้อมูลที่ได้จากการบินจริง โดยเมื่อเปรียบเทียบข้อมูลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และ

ข้อมูลที่ได้จากการบินจริงพบว่าโดยส่วนใหญ่ระบบมีความถูกต้องอยู่ในช่วง 60-90 % โดยมีค่าต่ำสุดที่ 21.538 % และมีค่าสูงสุดอยู่ที่ 93.233 %

1.2) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic คือ CAMES algorithm และเมื่อทดสอบการกระตุ้นระบบด้วยสัญญาณชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองที่มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับข้อมูลที่ได้จากการบินจริง โดยเมื่อเปรียบเทียบข้อมูลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และข้อมูลที่ได้จากการบินจริงพบว่าโดยส่วนใหญ่ระบบมีความถูกต้องอยู่ในช่วง 80-95 % มีค่าต่ำสุดที่ 61.966 % และมีค่าสูงสุดอยู่ที่ 98.896 %

1.3) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic คือ L-SHADE algorithm โดยเมื่อกระตุ้นระบบด้วย step input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองทางเวลาของ Rise time 0.2216 วินาที, Settling time 4.9950 วินาที และมี Overshoot 7.9390 %

1.4) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic คือ L-SHADE algorithm โดยเมื่อกระตุ้นระบบด้วย step input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองทางเวลาของ Rise time 0.300 วินาที, Settling time 2.3481 วินาที และมี Overshoot 2.5768%

2) การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของเครื่องบินน้ำมันมีรายละเอียดของงานวิจัยดังนี้

2.1) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ longitudinal dynamic คือ L-SHADE algorithm และเมื่อทดสอบการกระตุ้นระบบด้วยสัญญาณชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองที่มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับข้อมูลที่ได้จากการบินจริง โดยเมื่อเปรียบเทียบข้อมูลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และข้อมูลที่ได้จากการบินจริงพบว่าโดยส่วนใหญ่ระบบมีความถูกต้องอยู่ในช่วง 75-96 % โดยมีค่าต่ำสุดที่ 39.572 % และมีค่าสูงสุดอยู่ที่ 98.833 %

2.2) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ lateral dynamic คือ CAMES algorithm และเมื่อทดสอบการกระตุ้นระบบด้วยสัญญาณชนิด 3-2-1-1 input และ doublet input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองที่มีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับข้อมูลที่ได้จากการบินจริง โดยเมื่อเปรียบเทียบข้อมูลที่ได้จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และข้อมูลที่ได้จากการบินจริงพบว่าโดยส่วนใหญ่ระบบมีความถูกต้องอยู่ในช่วง 50-90 % มีค่าต่ำสุดที่ 28.817 % และมีค่าสูงสุดอยู่ที่ 98.896 %

2.3) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ longitudinal dynamic คือ L-SHADE algorithm โดยเมื่อกระตุ้นระบบด้วย step input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองทางเวลาของ Rise time 0.1514 วินาที Settling time 4.9950 วินาที และมี Overshoot 11.1078 %

2.4) วิธีที่เหมาะสมที่สุดสำหรับการออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic คือ L-SHADE algorithm โดยเมื่อกระตุ้นระบบด้วย step input พบว่าระบบมีผลการตอบสนองทางเวลาของ Rise time 0.5156 วินาที Settling time 3.1504 วินาที และมี Overshoot 5.000%

สำหรับการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และออกแบบระบบควบคุมชนิด PID ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงร่วมกับกระบวนการการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ พบว่าโดยส่วนใหญ่แล้ววิธีที่สามารถหาคำตอบได้คือ L-SHADE และ CAMES นอกจากนี้การออกแบบระบบควบคุมชนิด PID โดยใช้วิธีการหาค่าเหมาะสมที่สุดแบบเมตาฮิวริสติกส์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึงนั้นสามารถนำมาใช้ในการบินได้จริง ซึ่งงานวิจัยนี้ได้นำระบบควบคุมชนิด PID ของ lateral dynamic เครื่องบินน้ำมัน มาทดสอบบินจริงโดยใช้รีโมทวิทยุเป็นสัญญาณอ้างอิงของระบบพบว่าเครื่องบินสามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงได้อย่างต่อเนื่อง นอกจากนี้ความเร็วเชิงมุมของเครื่องบินและมุมของ aileron command ของเครื่องบินน้ำมันยังมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับผลการ simulation สัญญาณด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

ข้อเสนอแนะสำหรับงานวิจัย

1) งานวิจัยในอนาคต การทำงานวิจัยในขั้นต่อไปคือการนำระบบควบคุมชนิด PID longitudinal dynamic เครื่องบินน้ำมัน มาทดสอบบินจริง และนำระบบนำทาง (Navigation) มาประยุกต์ใช้เพื่อให้เครื่องบินสามารถบินแบบอัตโนมัติได้อย่างสมบูรณ์

2) การออกแบบระบบ Hardware ที่มีขนาดเล็กและมีความกะทัดรัดมากขึ้น

3) การใช้รีโมทบังคับวิทยุที่มีเสถียรภาพสูงขึ้น

4) การติดตั้ง sensor LIDAR เพื่อวัดความสูงขณะ take off หรือ landing

5) การใช้แท่นวางเครื่องยนต์แบบลดการสั่นสะเทือน เพื่อลดสัญญาณรบกวนของเครื่องยนต์

6) สำหรับการออกแบบระบบควบคุมควรคำนึงถึงพารามิเตอร์ภายใน นอกเหนือจากตัวแปรสถานะที่ต้องการออกแบบว่ามีผลกระทบต่อระบบหรือไม่

# เอกสารอ้างอิง


1. Bristeau PJ, Callou F, Vissière D, Petit N. **The Navigation and Control technology inside the AR.Drone micro UAV [Internet].** IFAC Proceedings Volumes, 2011: pp. 1477–1484.
2. Barton JD. Fundamentals of small unmanned aircraft flight. **Johns Hopkins APL Tech Dig (Applied Phys Lab).** 2012; 31: 132–49.
3. Liu M, Egan G, Ge Y. **Identification of Attitude Flight Dynamics for An Unconventional UAV.** In: 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems; 2006.
4. Korkmaz H, Ertin OB, Kasnakoğlu C, Kaynak Ü. Design of a Flight Stabilizer System for a Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle using System Identification. **IFAC Proc Vol.** 2013; 1: 145–9.
5. Lu H, Harris J, Goecks VG, Bowden E, Valasek J. **Flight test instrumentation system for small UAS system identification.** In: 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS); 2017.
6. Saengphet W, Tantrairatn S, Thumtae C, Srisertpol J. **Implementation of system identification and flight control system for UAV.** In: 2017 International Conference on Control, Automation and Robotics (ICCAR); 2017.
7. Cristhian Lima de Oliveira E, Araujo J, Fonseca Silva O, Silveira A, Vidal JF, de França Silva A. **Quadrotor Black-Box System Identification using Metaheuristics**. [n.p.]: 2019.
8. Bennett S. Development of the PID controller. **IEEE Control Syst Mag.** 1993; 13: 58–62.
9. Whitley D. A genetic algorithm tutorial. **Stat Comput [Internet].** 1994; 4: 65–85.
10. Cetin E, Kutay AT. **System Identification and Control of a Fixed Wing Aircraft By Using Flight Data Obtained From X-Plane Flight Simulator.** Metu; 2018.
11. Mirjalili S. The ant lion optimizer. **Adv Eng Softw [Internet].** 2015; 83: 80–98.

12. Mirjalili S. Dragonfly algorithm: a new meta-heuristic optimization technique for solving single-objective, discrete, and multi-objective problems. **Neural Comput Appl.** 2016; 27: 1053–73.

13. Mirjalili SZ, Mirjalili S, Saremi S, Faris H, Aljarah I. Grasshopper optimization algorithm for multi-objective optimization problems. **Appl Intell.** 2018; 48: 805–20.

14. Mirjalili S, Mirjalili SM, Lewis A. Grey Wolf Optimizer. **Adv Eng Softw [Internet].** 2014; 69: 46–61.

15. Mirjalili S. Moth-flame optimization algorithm: A novel nature-inspired heuristic paradigm. **Knowledge-Based Syst [Internet].** 2015; 89: 228–49.

16. Mirjalili S, Gandomi AH, Mirjalili SZ, Saremi S, Faris H, Mirjalili SM. Salp Swarm Algorithm: A bio-inspired optimizer for engineering design problems. **Adv Eng Softw.** 2017; 114: 163–91.

17. Mirjalili S, Lewis A. The Whale Optimization Algorithm. **Adv Eng Softw.** 2016; 95: 51–67.

18. Mirjalili S. SCA: A Sine Cosine Algorithm for solving optimization problems. **Knowledge-Based Syst.** 2016; 96: 120–33.

19. Eskandar H, Sadollah A, Bahreininejad A, Hamdi M. Water cycle algorithm - A novel metaheuristic optimization method for solving constrained engineering optimization problems. **Comput Struct [Internet].** 2012; 110–111: 151–66.

20. Tanabe R, Fukunaga AS. Improving the search performance of SHADE using linear population size reduction. **IEEE Congr Evol Comput CEC.** 2014; 1658–65.

21. Viktorin A, Pluhacek M, Senkerik R. Success-history based adaptive differential evolution algorithm with multi-chaotic framework for parent selection performance on CEC2014 benchmark set. **IEEE Congr Evol Comput CEC.** 2016; 1303: 4797–803.

22. Hansen N, Müller SD, Koumoutsakos P. Reducing the time complexity of the derandomized evolution strategy with covariance matrix adaptation (CMA-ES). **Evol Comput.** 2003; 11: 1–18.

23. Zhang J, Sanderson AC. JADE: Adaptive differential evolution with optional external archive. **IEEE Trans Evol Comput.** 2009; 13: 945–58.

24. Kabaila P. On output-error methods for system identification. **IEEE Trans Automat Contr.** 1983; 28: 12–23.

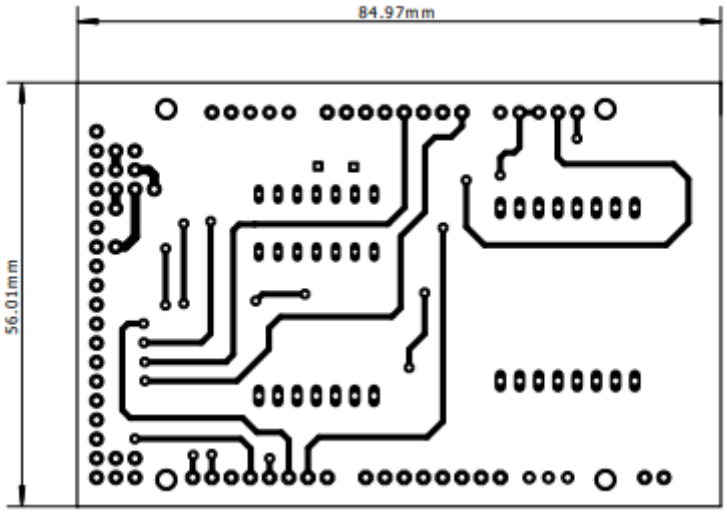
25. Valasek J, Timothy W. **Small Unmanned Aircraft Theory and Practice**. Journal of Guidance Control and Dynamics; 2013.

26. สุจินต์ บุรีรัตน์. **การหาค่าเหมาะที่สุดของระบบทางวิศวกรรมเครื่องกล เล่ม 1**. ขอนแก่น: มหาวิทยาลัยขอนแก่น; 2556.

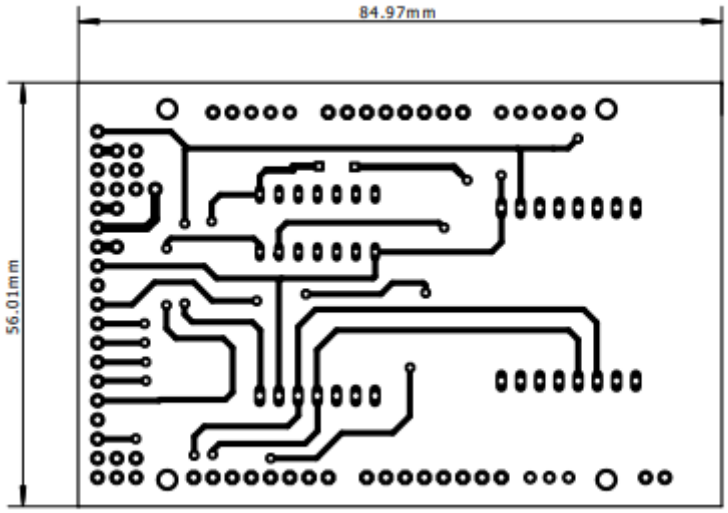
# ภาคผนวก

# ภาคผนวก ก

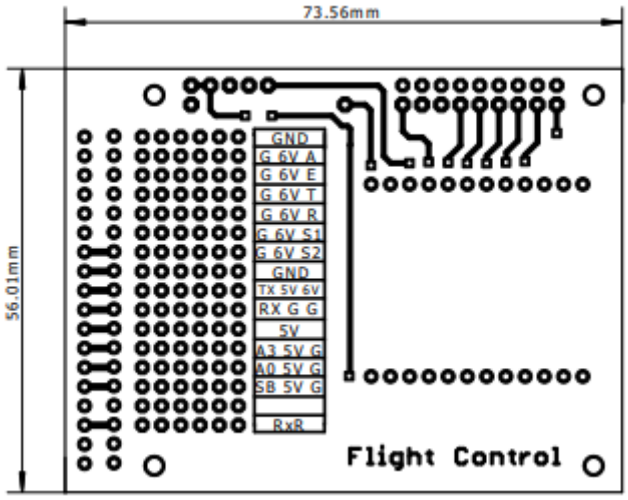
# ลายวงจรบอร์ด controller hat



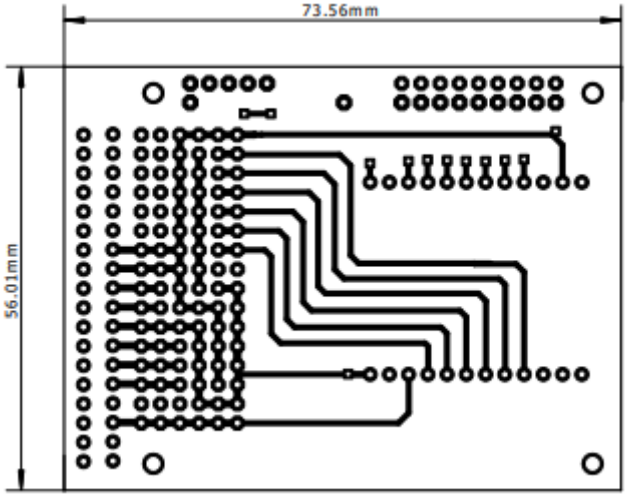

**ภาพที่ ก1** ลายวงจรด้านบนสำหรับ Arduino mega 2560 Hat




**ภาพที่ ก2** ลายวงจรด้านล่างสำหรับ Arduino mega 2560 Hat




**ภาพที่ ก3** ลายวงจรด้านบนสำหรับ Raspberry Pi3b+ Hat



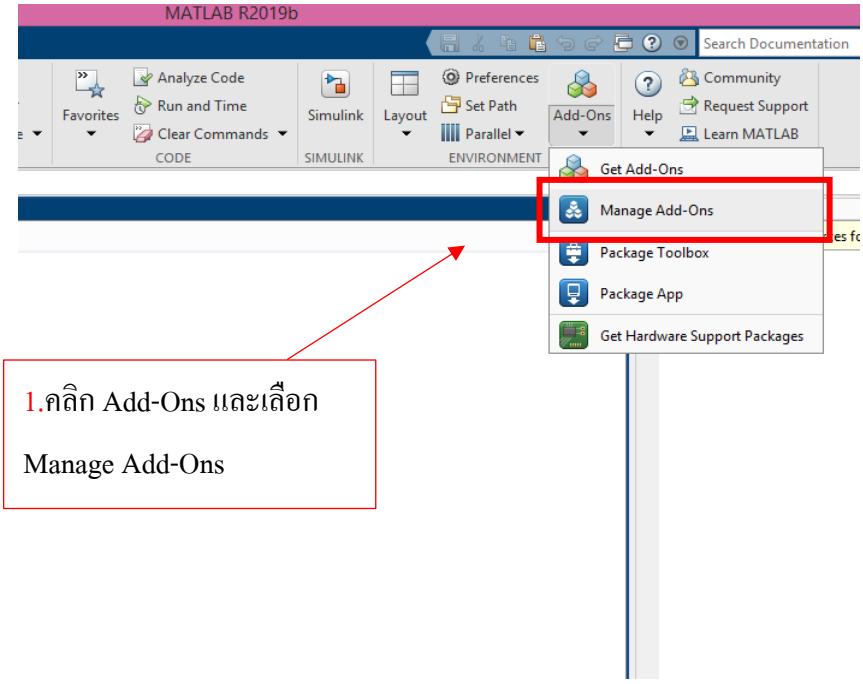

**ภาพที่ ก4** ลายวงจรด้านล่างสำหรับ Raspberry Pi3b+ Hat

# ภาคผนวก ข

# การติดตั้ง Hardware support package ของ Raspberry Pi 3b+

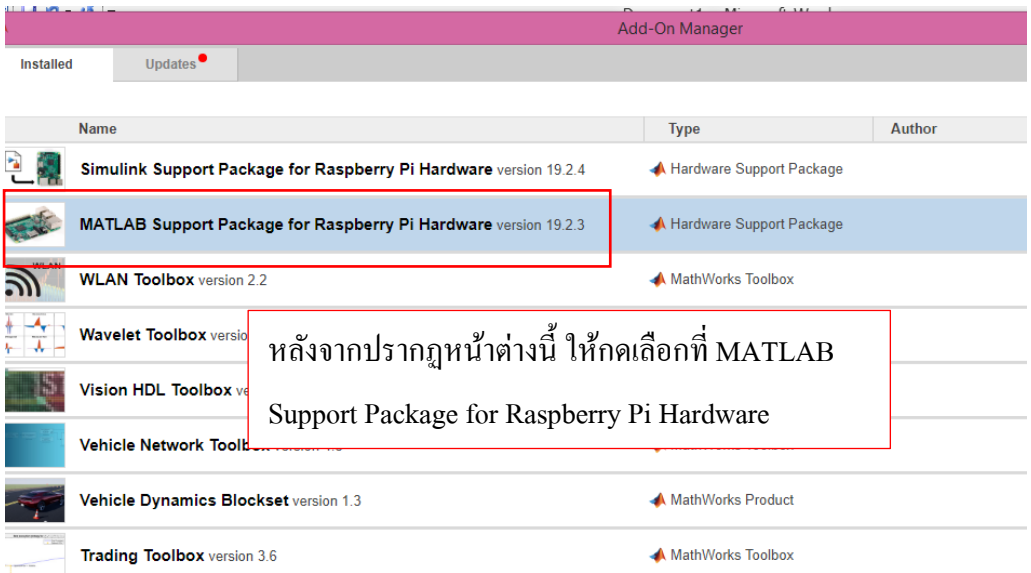
การติดตั้ง Hardware support package ของ Raspberry Pi 3b+

1. เปิด Add-Ons และเลือก Manage Add-Ons



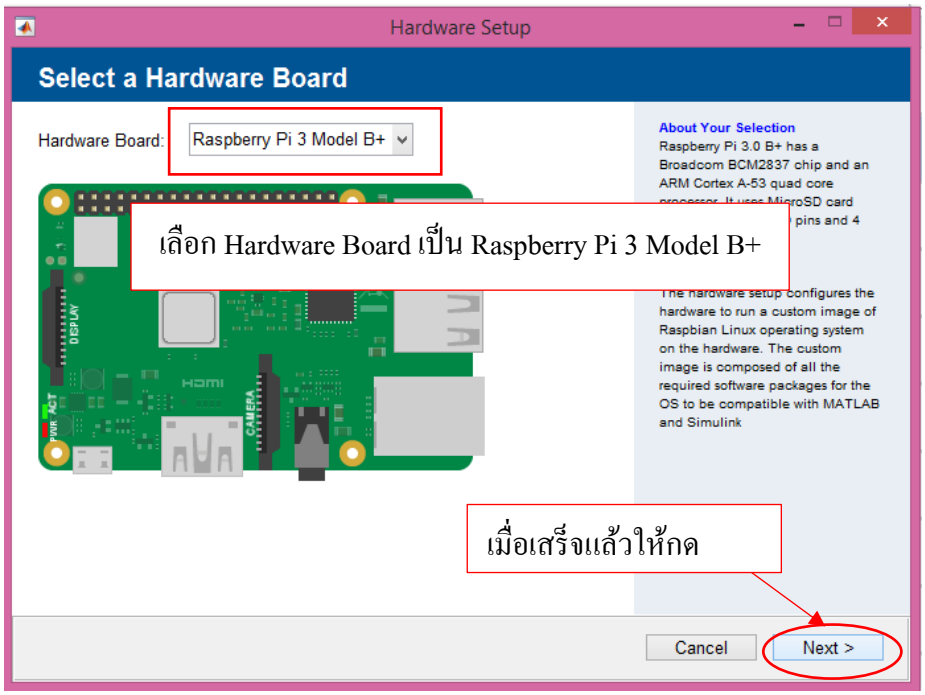

**ภาพที่ ข1** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 1

2. เลือก MATLAB Support Package for Raspberry Pi Hardware



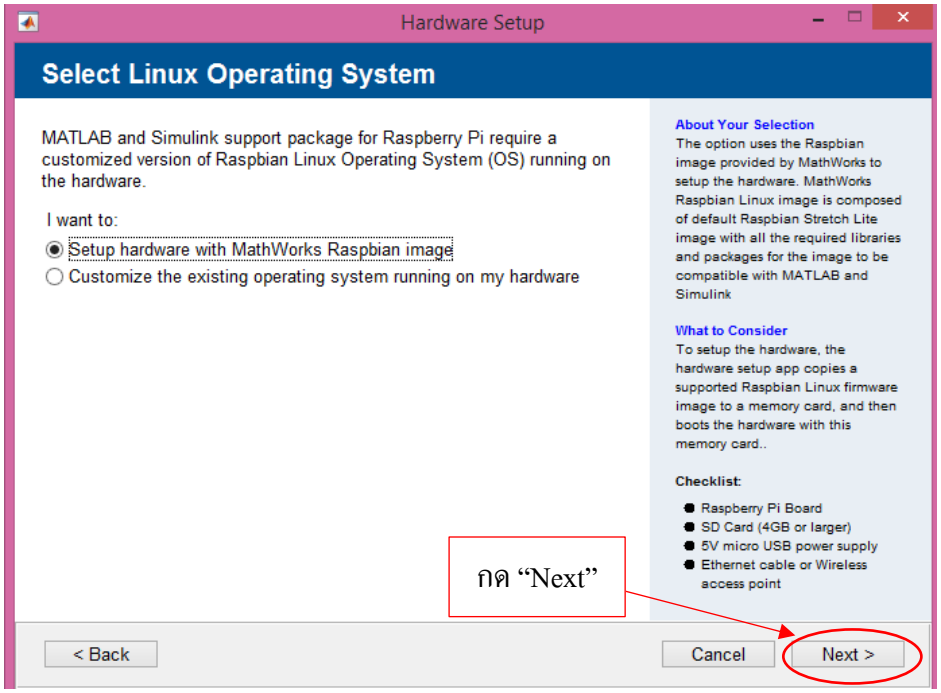

**ภาพที่ ข2** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 2

3. เมื่อปรากฏหน้าต่างนี้ คลิกเลือก Raspberri Pi 3 Model B+ และกด Next



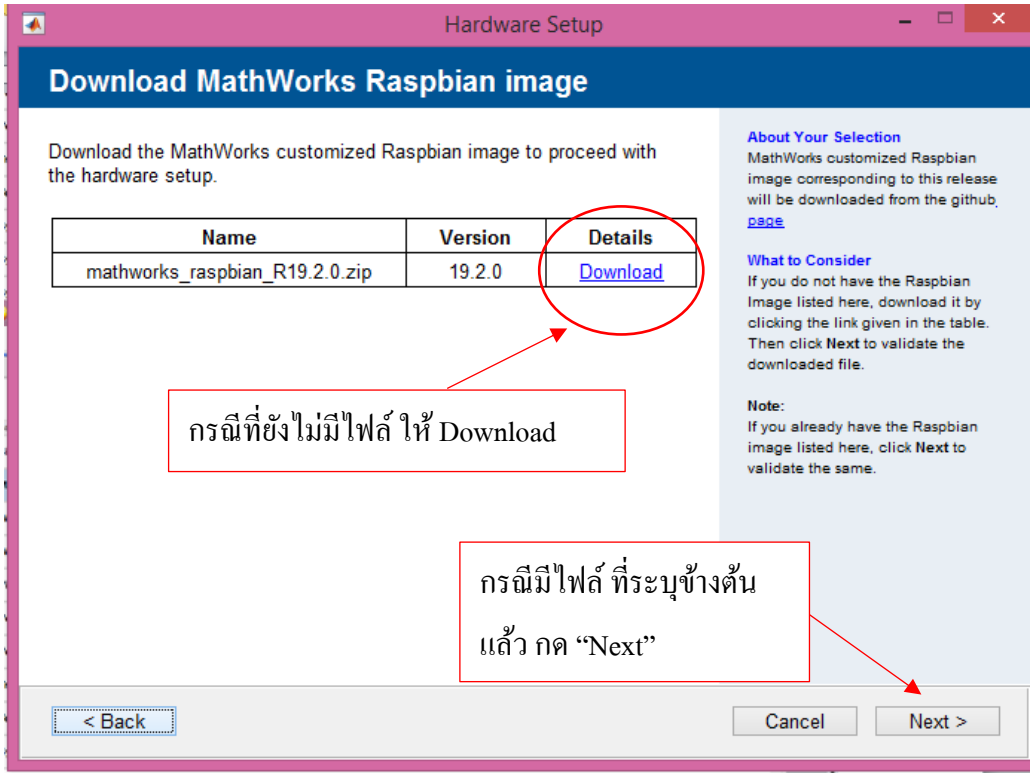

**ภาพที่ ข3** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 3

4. เลือก Setup hardware with MathWirks Raspbian image ตามรูป แล้วกด Next



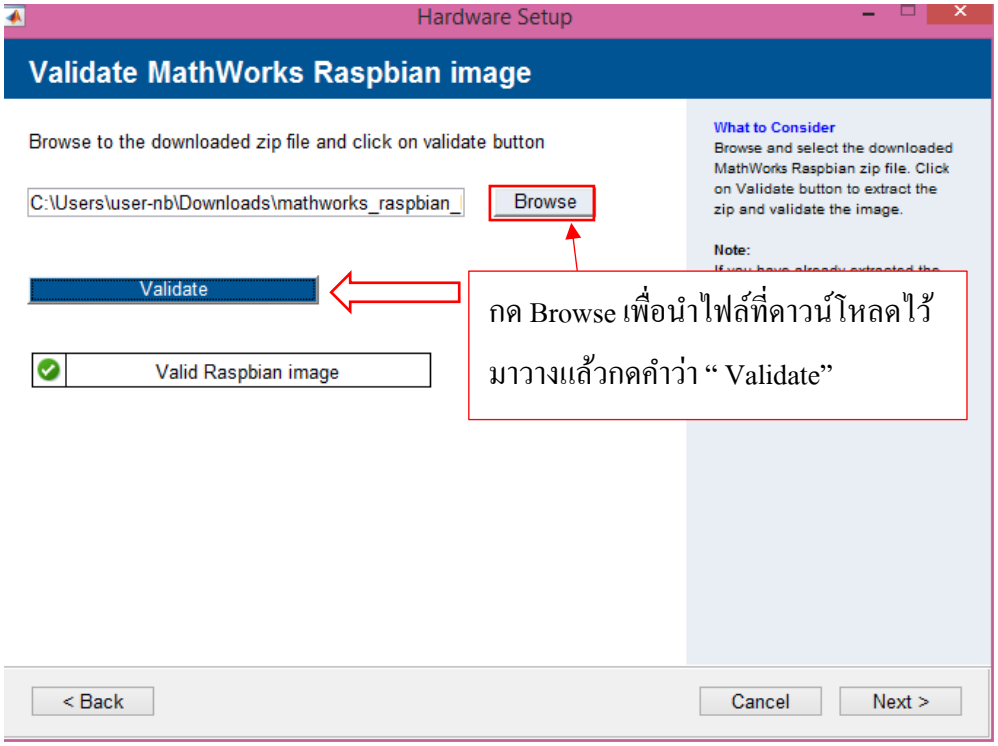

**ภาพที่ ข4** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 4

5. กรณีที่ยังไม่มี file Raspbian ให้ทำการ Download เพื่อติดตั้งก่อน และกด Next



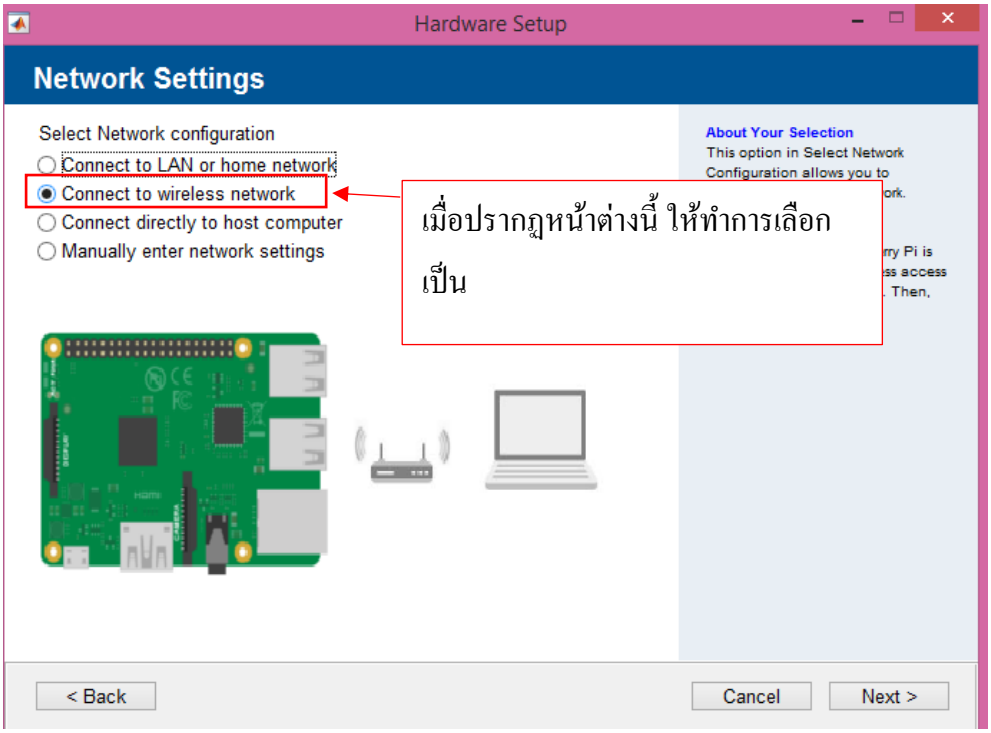

**ภาพที่ ข5** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 5

6. กด Browse เพื่อเลือก file Raspbian ที่ต้องการติดตั้ง จากนั้นกด Validate และกด Next



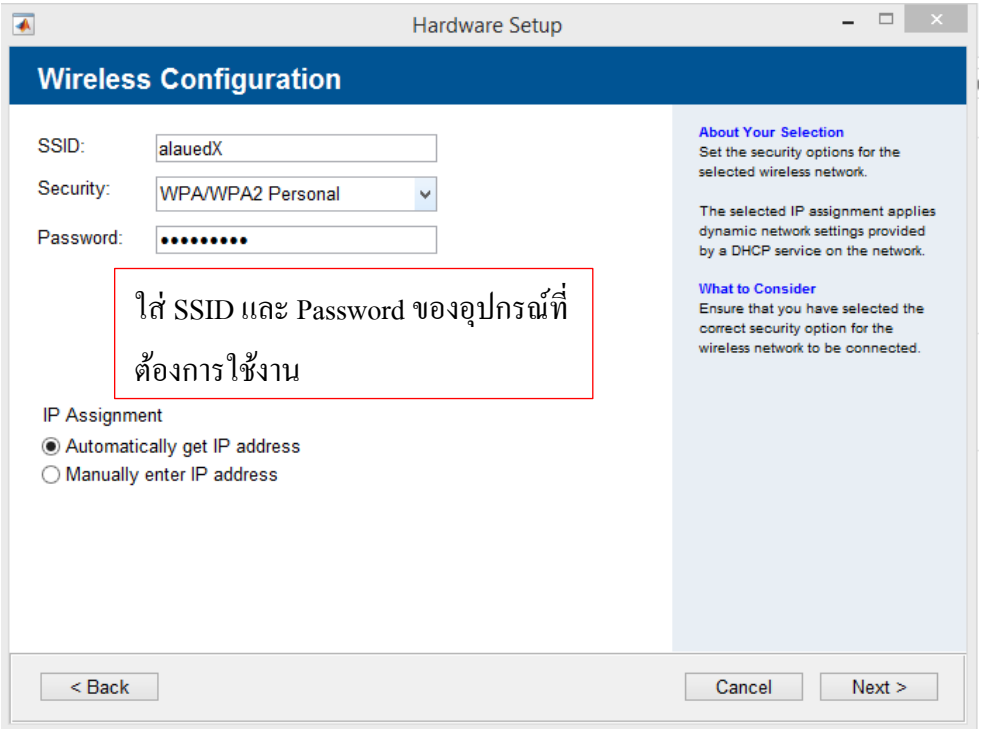

**ภาพที่ ข6** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 6

7. เลือก Connect to wireless network แล้วกด next



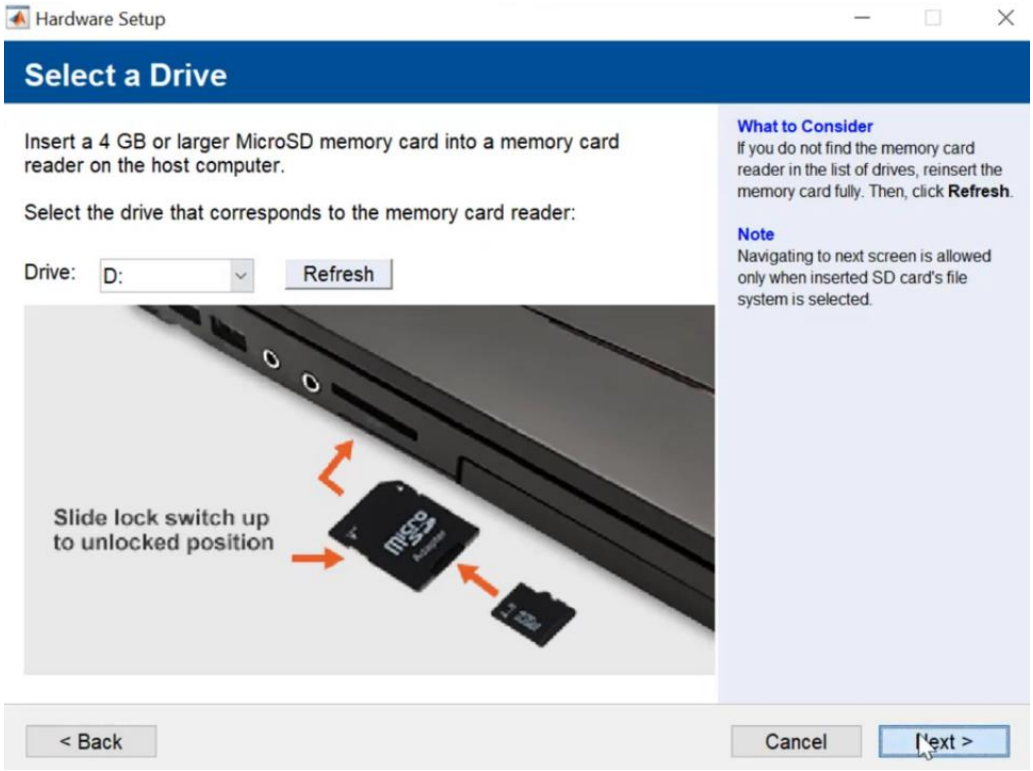

**ภาพที่ ข7** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 7

8. ใส่ SSID และ Password ของอุปกรณ์ และกด Next



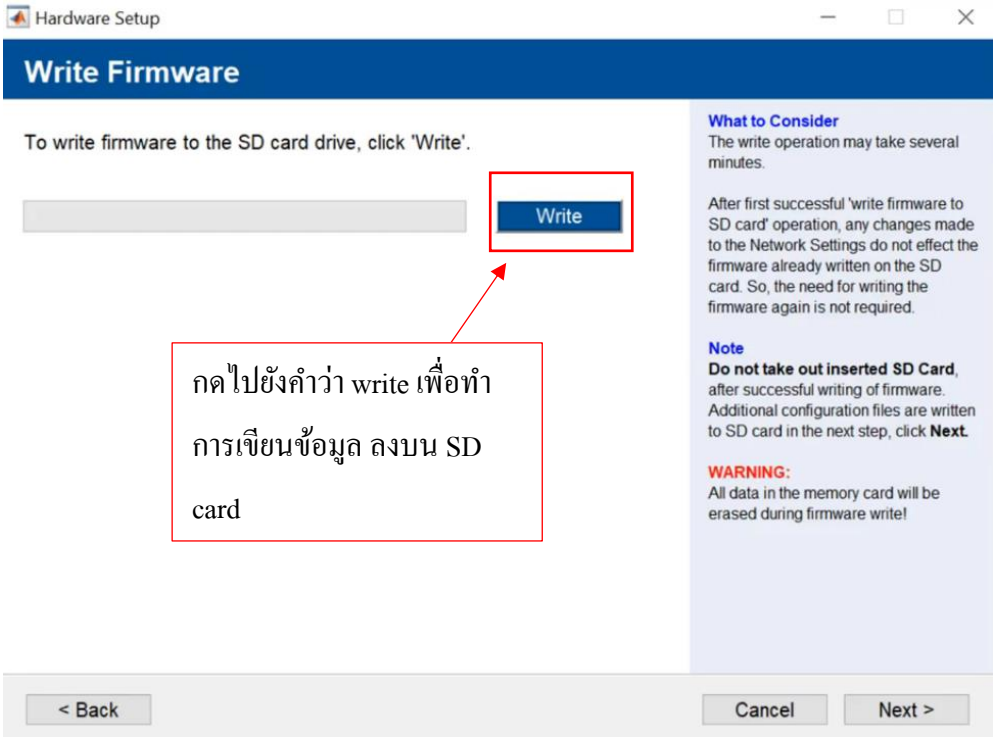

**ภาพที่ ข8** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 8

9. เชื่อมต่อ SD card กับ คอมพิวเตอร์ และเลือก drive ในการลงระบบปฏิบัติการของบอร์ด



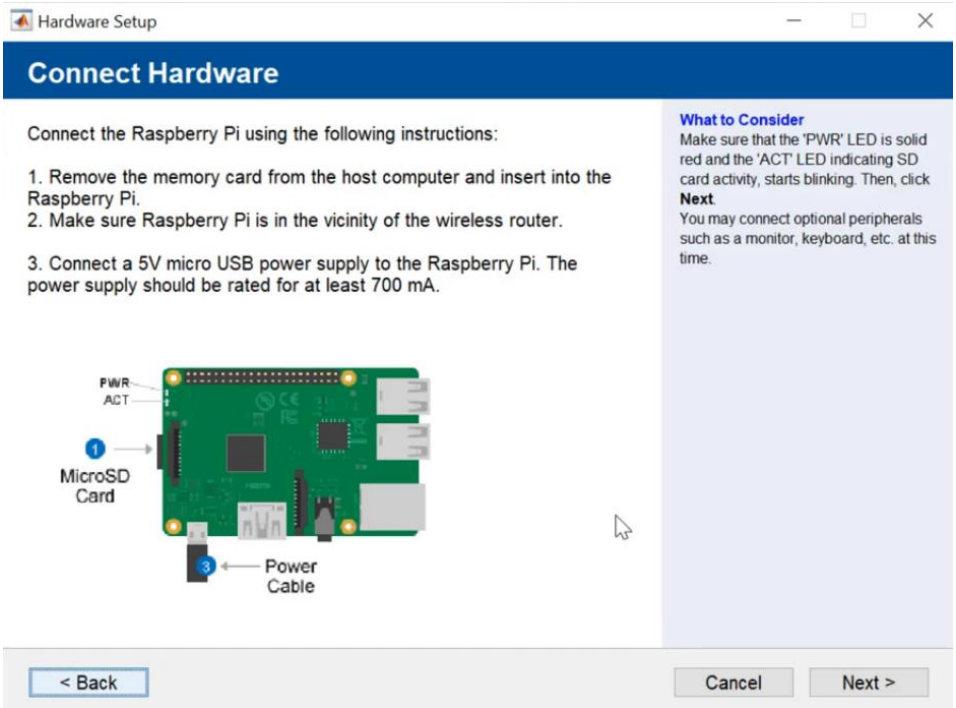

**ภาพที่ ข9** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 9

10. กด Write เพื่อทำการเขียนข้อมูลลงบนบอร์ด แล้วกด Next



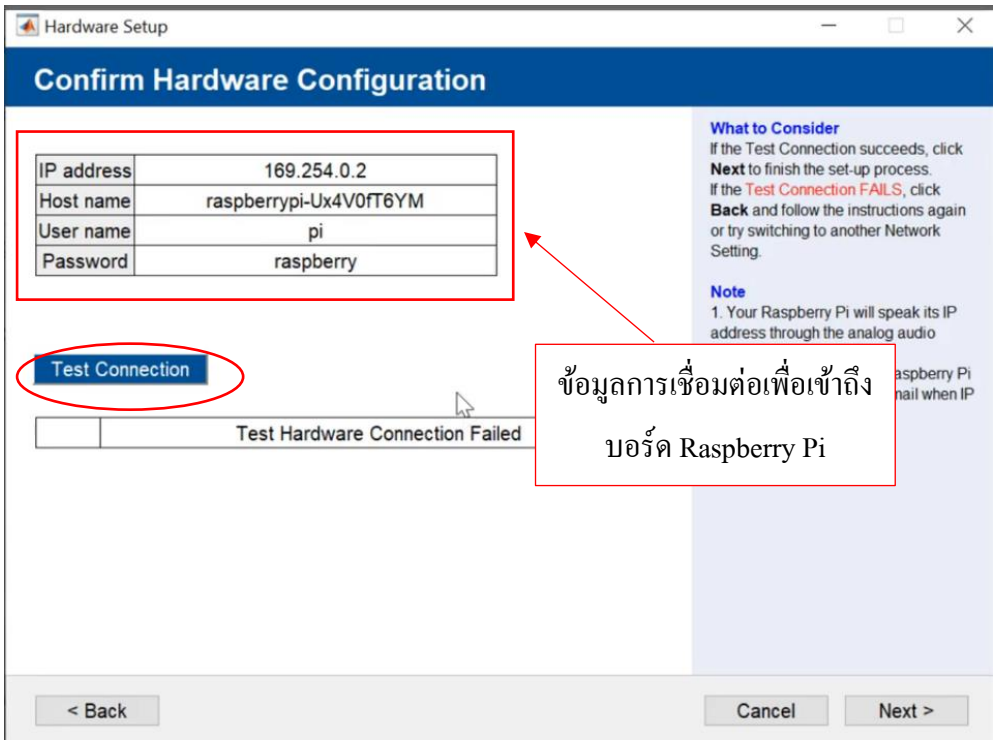

**ภาพที่ ข10** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 10

11. ถอด SD card จาก computer และเสียบใส่บอร์ด raspberry pi จากนั้นกด next



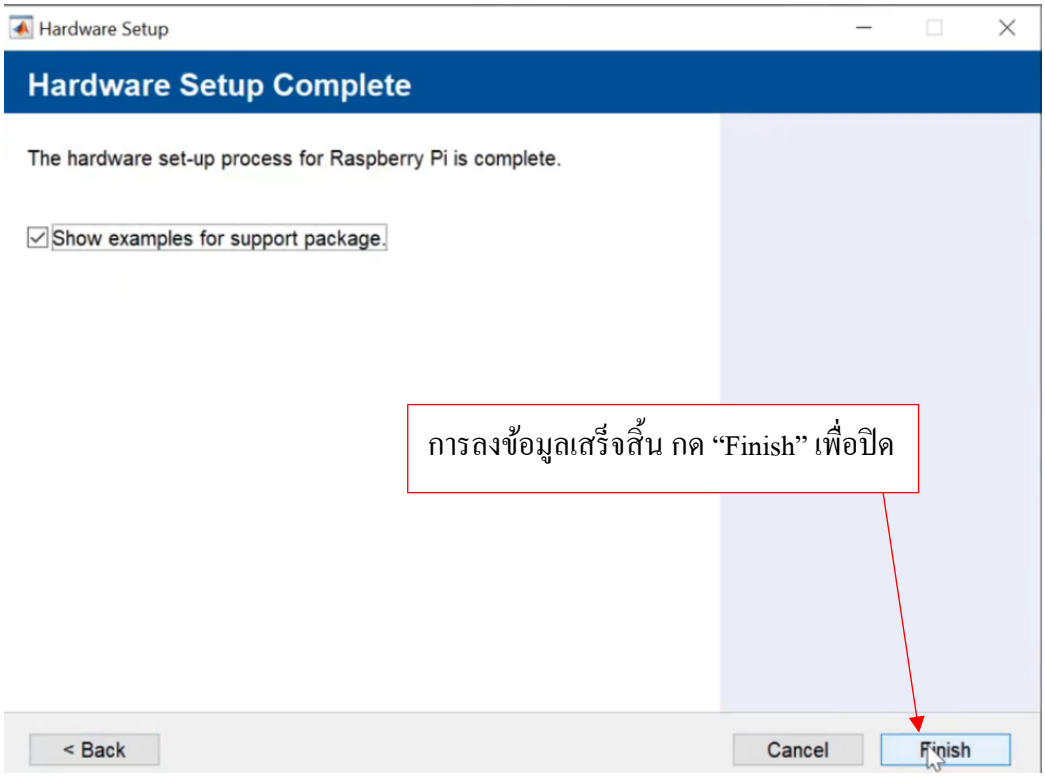

**ภาพที่ ข11** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 11

12. กด Test connection เพื่อทดสอบการสื่อสารระหว่าง Raspberry Pi และ Computer จากนั้นกด Next




**ภาพที่ ข12** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 12

13. กด Finish หลังลงโปรแกรมเสร็จ

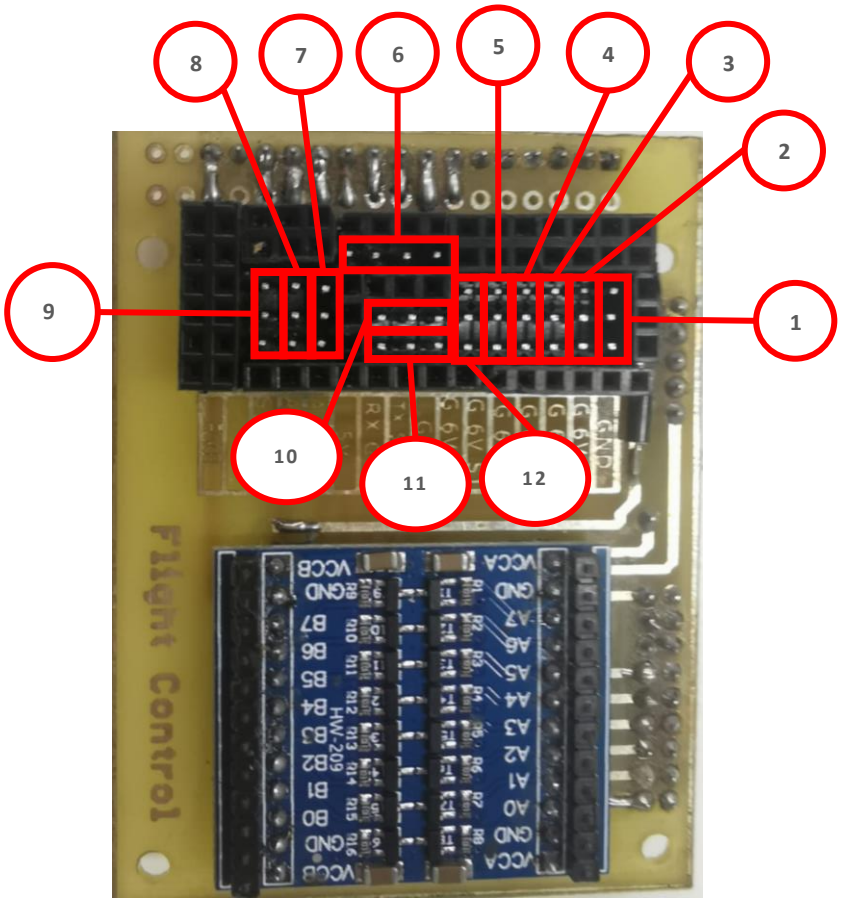



**ภาพที่ ข13** การติดตั้ง Hardware support package ขั้นตอนที่ 13

# ภาคผนวก ค

# การเชื่อมต่ออุปกรณ์ Hardware

## การเชื่อมต่ออุปกรณ์ Hardware




**ภาพที่ ค1** การเชื่อมต่ออุปกรณ์ Hardware

| | | | | | | | | | | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | | | | | | | | | | | | | | | |
| | | | | 5V | RX | TX | G | | | | | | | | |
| | Sb | AR | AL | | | | | G | G | G | G | G | G | | |
| | 5V | 5V | 5V | | G | 6V | 6V | 6V | 6V | 6V | 6V | 6V | 6V | | |
| | G | G | G | | G | 5V | | Spare | LED | R | T | E | A | | |
| | | | | | | | | | | | | | | | |

**ภาพที่ ค2** รายละเอียดการเชื่อมต่อ Hardware

หมายเลขแสดงตำแหน่งเพื่อใช้แสดงถึง Hardware ที่มาเชื่อมต่อกับ Board มีรายละเอียดดังนี้

1.Aileron servo

2. Elevator servo

3. Throttle servo

4. Rudder servo

5. LED light for Status Sensor

6. GPS sensor

7. Air speed sensor ตัวที่ 1

8. Air speed sensor ตัวที่ 2

9. ช่อง SBUS

10. ไฟเลี้ยง 6 volt

11. ไฟเลี้ยง 5 volt

12. Spare servo

## การเผยแพร่ผลงานวิทยานิพนธ์

**A. Nonut** and P. Nantiwat, “A small-low cost fixed-wing UAV system identification using metaheuristics”. advances in computational design (2021)

# ประวัติผู้เขียน

นายอภิวัฒน์ โนนุตร เกิดเมื่อวันที่ 24 เมษายน 2538 จบการศึกษาระดับปริญญาตรี วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต มหาวิทยาลัยขอนแก่น ภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์ เมื่อปีการศึกษา 2560 ปัจจุบันกำลังศึกษาอยู่ วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต มหาวิทยาลัยขอนแก่น สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล