CONFERNCE ON RESEARCH & CREATIVE INNOVATIONS
การประชุมวิชาการ วิจัยและนวัตกรรมสร้างสรรค์
CRCi

การออกแบบและพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ระบบควบคุมการบินของอากาศยานขนาดเล็กด้วยโปรแกรม Matlab & Simulink

ณรงค์กร เดินหลักคำ* เกดิษฐ์ ใจดี และวรธณ์ชพัฒน์ ฤทธิ์เลื่อน

ฝ่ายวิจัยและพัฒนา สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ
47/433 หมู่ 3 อาคารสำนักงานปลัดกระทรวงกลาโหม (แจ้งวัฒนะ) ถ.แจ้งวัฒนะ ต.บ้านใหม่ อ.ปากเกร็ด จ.นนทบุรี 11120

*E-mail: narongkorn.d@dti.or.th เบอร์โทรศัพท์: 089 782 9583

บทคัดย่อ

บทความนี้นำเสนอระเบียบวิธีการออกแบบเชิงจำลองแบบทางคณิตศาสตร์ (Model-Based Design) สำหรับระบบควบคุมการบินของอากาศยานขนาดเล็ก โดยใช้โปรแกรม Matlab & Simulink ในการออกแบบและประมวลผล เริ่มจากการหาแบบจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานขนาดเล็ก ทำการวิเคราะห์และประมวลผลแบบจำลองแบบเปิด จากนั้นออกแบบระบบควบคุมการบินด้วยการประยุกต์ใช้ระบบควบคุมแบบ PID (PID Control Design) ทำการวิเคราะห์และประมวลผลแบบจำลองระบบควบคุมแบบ PID จากผลการวิเคราะห์และประมวลผลพบว่า การออกแบบระบบควบคุมแบบ PID สามารถควบคุมการบินอากาศยานขนาดเล็กได้อย่างมีประสิทธิภาพและมีเสถียรภาพ ค่าการควบคุมอยู่ในเกณฑ์ดี สามารถตอบสนองต่อเวลาได้เป็นอย่างดี โดยใช้ระยะเวลาการตอบสนองน้อยกว่า 10 วินาที มีอัตราการพุ่งน้อยกว่า 5% และค่าความผิดพลาดในสภาวะคงตัวน้อยกว่า 2%

คำสำคัญ การออกแบบเชิงจำลองแบบ, ระบบควบคุมแบบ PID, Matlab & Simulink

Model-Based Design and Development for a Flight Control of Remote Control Airplane Using Matlab & Simulink

Narongkorn Doenlakkham* Kedit Jaidee and Watchaphat Ridluan

Research and Development Division, Defence Technology Institute
47/433 Moo 3 Office of the Permanent Secretary of Defence (Chaengwattana), Ban Mai, Pak Kret, Nonthaburi 11120

*E-mail: narongkorn.d@dti.or.th, Mobile phone: +66 89782 9583

Abstract

This paper presented the model-based design and development for flight control of the Remote Control Airplane (RCA) using the Matlab & Simulink software to assist and facilitate flight control design and process. For the dynamics modeling of RCA, the open-loop model was developed and numerically analyzed. Then, the flight control system was designed and developed using PID Control, which is the closed-loop model analysis and simulation. The results of analysis and simulation showed that the modeled and developed control system is able to control the RCA flight with efficiency and stability. The control values are within a good range. There is a very good time response, less than 10 seconds. The overshoot rate and steady-state error are less than 5% and 2%, respectively.

Keywords: Model-Based Design, PID Control, Matlab & Simulink

1. บทนำ

การออกแบบระบบควบคุมการบิน (Flight Control System) มีความจำเป็นต้องทำการหาแบบจำลองของอากาศยาน ซึ่งมีความยุ่งยาก ซับซ้อน มีหลายพารามิเตอร์และหลายตัวแปรที่ต้องพิจารณา ต้องใช้หลักการทางวิศวกรรมศาสตร์หลายสาขามาช่วยในการวิเคราะห์และออกแบบ โดยการออกแบบต้องเริ่มจากการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (MathWorks, 2024) ซึ่งสามารถหาได้ 3 แนวทาง คือ การทดสอบในอุโมงค์ลม (Wind Tunner Test) การทดสอบบินจริง (Flight Test) และการทำนายเชิงวิเคราะห์ (Prediction Analytical) ซึ่งสองแนวทางแรกต้องใช้ต้นทุนสูง เช่น ตัวเครื่องบิน อุปกรณ์ทดสอบ/ทดลอง และเครื่องมือวัดต่างๆ เพื่อที่จะหาแบบจำลองและคุณลักษณะของอากาศยาน (Aerodynamic Characteristics) และยังใช้เวลานานในการดำเนินการ จึงเหมาะสำหรับอุตสาหกรรมขนาดใหญ่เท่านั้น เช่น บริษัทผลิตเครื่องบิน หน่วยงานวิจัยขนาดใหญ่ที่พัฒนาอุตสาหกรรมการบินและอวกาศ เป็นต้น ส่วนภาคการศึกษาและสถาบันวิจัยที่ไม่มีเงินทุนจำนวนมากก็นิยมใช้วิธีการทำนายเชิงวิเคราะห์ในการหาแบบจำลองของอากาศยาน เพื่อนำมาออกแบบระบบควบคุมการบิน เนื่องจากมีต้นทุนที่ต่ำกว่าสองแนวทางแรกอย่างมาก และใช้เวลาไม่มากในการดำเนินการ เพราะเป็นการใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ในการวิเคราะห์และการออกแบบทั้งหมด รวมทั้งมีความปลอดภัยและลดการสูญเสียจากการทดสอบ/ทดลองจริง เช่น การบินทดสอบจริง เป็นต้น

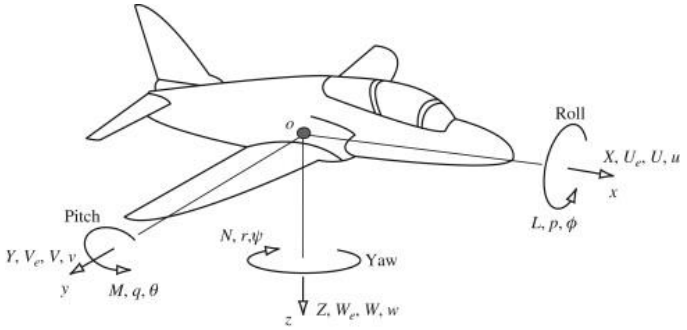
การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยใช้แนวทางการออกแบบเชิงจำลองแบบ (Model-Based Design) คือ กระบวนการออกแบบเชิงคณิตศาสตร์ และเชิงรูปภาพกระบวนการ โดยใช้คอมพิวเตอร์ในการจำลองแบบที่ซับซ้อน ซึ่งงานวิจัยนี้ได้นำมาประยุกต์ใช้กับการออกแบบเชิงจำลองแบบ (MathWorks, 2024) ของอากาศยานขนาดเล็ก (Remote Control Airplane) ดังแสดงตามรูปที่ 1 และใช้โปรแกรม Matlab & Simulink (Ashish Tewari, 2003) ช่วยในการออกแบบและประมวลผล โดยเริ่มจากการหาแบบจำลอง การวิเคราะห์แบบจำลองแบบเปิด การออกแบบระบบควบคุมแบบ PID จากนั้นวิเคราะห์ผลระบบควบคุมแบบปิด โดยรายละเอียดจะกล่าวในหัวข้อวิธีดำเนินการวิจัย อภิปรายผลการวิจัย และสรุปผลการวิจัย ในหัวข้อสุดท้าย

รูปที่ 1 การสร้างอากาศยานขนาดเล็ก (Remote Control Airplane)

2. แนวคิดและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 ระบบแกนและเครื่องหมาย (System of axes and Notation)

ระบบแกนและเครื่องหมายของอากาศยาน (Michael V. Cook, 2013) เพื่อใช้อธิบายคุณลักษณะท่าทางการบินตามหลักวิศวกรรมอากาศยาน ดังนี้



รูปที่ 2 ภาพแสดง Motion variables notation (Michael V. Cook, 2013)

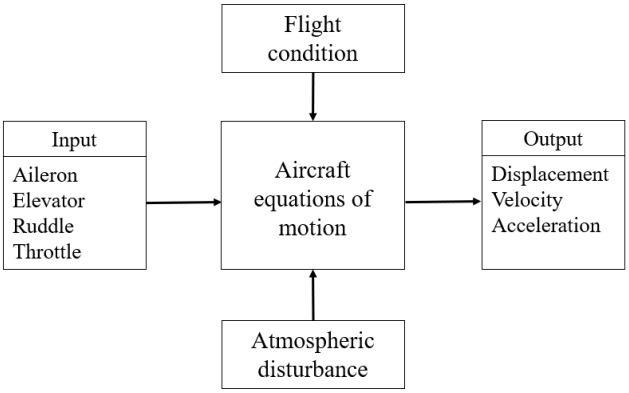
ตารางที่ 1 นิยามของ Motion variables notation (Michael V. Cook, 2013)

X	Axis “drag” force	The sum of the components of aerodynamic, thrust, and weight forces.
Y	Slide force	
Z	Normal “lift” force	
L	Rolling moment	The sum of the components of aerodynamic, thrust, and weight moments.
M	Pitching moment	
N	Yawing moment	
p	Roll rate	Components of angular velocity.
q	Pitch rate	
r	Yaw rate	
U	Axial velocity	Total linear velocity components of the CG.
V	Lateral velocity	
W	Normal velocity	

2.2 การออกแบบระบบควบคุมการบิน (Flight Control System)

การออกแบบระบบควบคุมการบิน เป็นการออกแบบทางวิศวกรรมขั้นสูง ต้องใช้หลักการทางวิศวกรรมหลายสาขา ต้องพิจารณาหลายแกน หลายระบบพิกัด เช่น ระบบพิกัดโลก (Earth coordinate system) ระบบพิกัดอากาศยาน (Aircraft body coordinate system) ระบบ Aerodynamic เป็นต้น เพื่อหาแบบจำลองของอากาศยาน แล้วนำมาวิเคราะห์และประมวลผลหาคุณลักษณะของอากาศยาน จากนั้นจึงออกแบบระบบควบคุม ประมวลผล ก่อนทำการทดสอบจริง โดยหลักการออกแบบระบบควบคุมการบิน

(Michael V. Cook, 2013) ได้สรุปการพิจารณาถึงตัวแปรต่างๆ ทางด้านอินพุต สภาวะของการบิน ความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศ และค่าเอาต์พุตที่ทำการควบคุม ดังแสดงตามรูปที่ 3



รูปที่ 3 ภาพแสดง Basic control-response relationships (Michael V. Cook, 2013)

จากความซับซ้อนของการออกแบบระบบควบคุมการบินของอากาศยาน สามารถลดความซับซ้อนได้จากการออกแบบโดยมีการประมาณการค่าตัวแปรในสภาวะเงื่อนไขที่ไม่ซับซ้อน (Lubna Moin et al., 2011), (N. Wahid et al., 2017) เพื่อลดความยุ่งยากของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ โดยกำหนดให้เป็นการบินที่สภาวะความสูงคงที่ (Constant attitude) ความเร็วคงที่ (Constant velocity) สภาวะแรงในแนวแกน XY มีความสมดุล (Thrust, Drag, Weight, Lift) เป็นต้น งานวิจัยนี้ก็ใช้หลักการนี้ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานขนาดเล็ก จึงได้แบบจำลองในรูปของสมการดิฟเฟอร์เรนเชียล ตามสมการที่ (1)-(3)

$$\dot{\alpha} = \mu\Omega\sigma[-(C_L + C_D)\alpha + \frac{1}{(\mu - C_L)}q - (C_W \sin\gamma)\theta + C_L] \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{\mu\Omega}{2i_{yy}}[[C_M - \eta(C_L + C_D)]\alpha + [C_M + \sigma C_M(1 - \mu C_L)]q + (\eta C_W \sin\gamma)\delta] \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = \Omega q \quad (3)$$

เมื่อ α คือ มุมของอากาศยาน (Angle of Aircraft) C_L คือ Lift coefficient

q คือ อัตรามุมเงย (Pitch rate) C_D คือ Drag coefficient

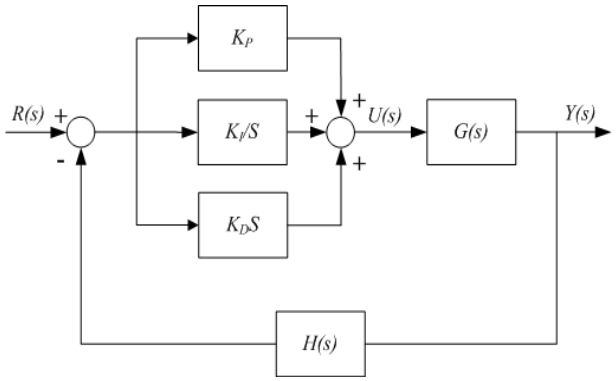
θ_p คือ มุมเงย (Pitch angle) C_w คือ Wing lift coefficient

θ_d คือ Elevator deflection angle C_M คือ Pitching moment coefficient

2.3 การออกแบบระบบควบคุม PID (PID Control Design)

ระบบควบคุม PID เป็นระบบที่ใช้กันอย่างแพร่หลาย มีส่วนประกอบตามรูปที่ 4 และมีสมการตามสมการที่ (4)-(6) สามารถนำมาประยุกต์ใช้กับการควบคุมการบิน (Arkadiy Turevskiy et al., 2007) โดยใช้การควบคุมแบบ P ในการปรับอัตราการขยายให้มากขึ้น เข้าใกล้ค่าเป้าหมายได้เร็วขึ้น ส่วนการควบคุมแบบ I ใช้สำหรับปรับค่าผิดพลาดในช่วงสภาวะคงตัวให้มีค่าเข้าใกล้ศูนย์มากที่สุด และการควบคุมแบบ D ใช้สำหรับ

ปรับปรุงคุณลักษณะของสัญญาณช่วงชั่วขณะให้ดีขึ้น แต่งานวิจัยดังกล่าวได้การคำนวณหาค่า PID ในเชิงคณิตศาสตร์ ซึ่งต้องใช้เวลามากในการวิเคราะห์ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้นำมาต่อยอดโดยการหาค่าควบคุมของระบบควบคุมแบบ PID ด้วยการปรับอัตโนมัติของ Matlab & Simulink โดยจะแสดงรายละเอียดในหัวข้อ 3.4



รูปที่ 4 แผนภาพบล็อกไดอะแกรมระบบควบคุมแบบ PID

จากส่วนประกอบสามารถหาสมการของระบบควบคุมได้ดังนี้

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int e(t)\,dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \tag{4}$$

เมื่อแปลงให้อยู่ใน S-Domain โดย Laplace Transform

$$U(s) = (K_P + \frac{K_I}{S} + K_D S)E(s) \tag{5}$$

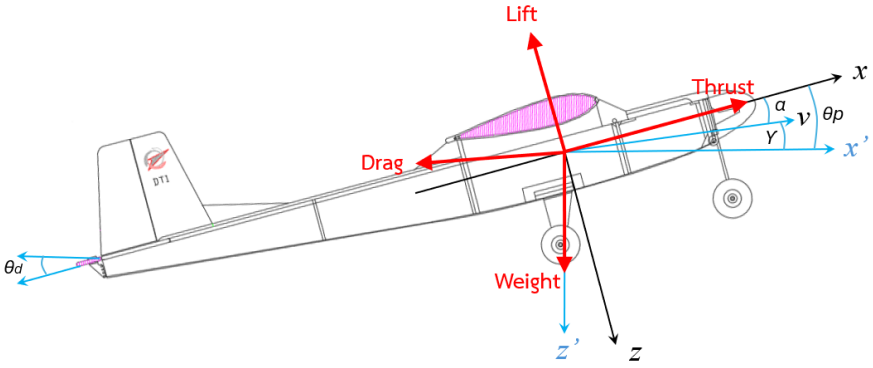
ดังนั้นจะได้ PID Controller Transfer function

$$\frac{U(s)}{E(s)} = (K_P + \frac{K_I}{S} + K_D S) \tag{6}$$

3. วิธีดำเนินการวิจัย

3.1 การออกแบบเชิงจำลองแบบ (Model-Based Design)

งานวิจัยนี้ได้หาแบบจำลองอย่างง่ายของอากาศยานขนาดเล็ก (RCA) โดยประมาณการค่าตัวแปรในสภาวะเงื่อนไขที่ไม่ซับซ้อน และจากข้อมูลการประมวลผลของทีมนักวิจัยที่หาแบบจำลอง โดยเลือกพิจารณา 3 ตัวแปรปริภูมิสถานะก่อน ดังแสดงตามรูปที่ 5 เพื่อเน้นให้เข้าใจหลักการพื้นฐานของกระบวนการวิเคราะห์และออกแบบระบบควบคุมของอากาศยานขนาดเล็ก ดังนั้นจึงสามารถหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปของสมการดิฟเฟอเรนเชียล ตามสมการที่ (7)-(9) และสมการในรูปของแบบจำลองปริภูมิสถานะ (State space model) ตามสมการที่ (10)-(11)



รูปที่ 5 แสดงแบบอากาศยานขนาดเล็กและตัวแปรปริภูมิสถานะ

$$\dot{\alpha} = 0.328\alpha - 48.2q + 0.234\theta_d \tag{7}$$

$$\dot{q} = 0.0141\alpha - 0.424q + 0.0205\theta_d \tag{8}$$

$$\dot{\theta p} = 56.7q \tag{9}$$

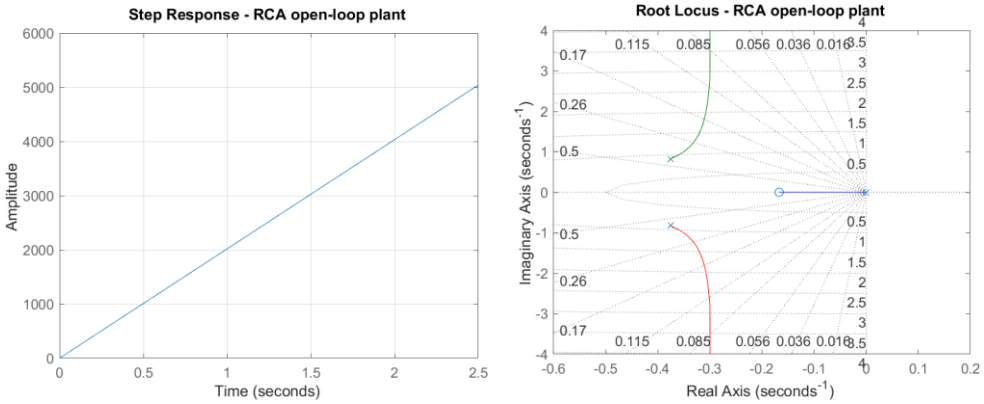
สามารถแปลงให้อยู่ในรูปของเมทริกซ์แบบจำลองปริภูมิสถานะ ดังแสดงในสมการที่ (10)-(11)

$$\begin{bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta}_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.328 & 48.2 & 0 \\ -0.0141 & -0.424 & 0 \\ 0 & 48.2 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta_p \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.234 \\ 0.0205 \\ 0 \end{bmatrix} \theta_d \tag{10}$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta_p \end{bmatrix} \tag{11}$$

3.2 การวิเคราะห์เสถียรภาพของระบบเปิด (Stability Analysis of Open-loop System)

แบบจำลองของอากาศยานขนาดเล็ก สามารถนำมาวิเคราะห์เสถียรภาพ ตามหลักระบบควบคุม (Norman S. Nise, 2015), (Robert C. Nelson, 2009) โดยใช้โปรแกรม Matlab มาวิเคราะห์ ดังแสดงตามรูปที่ 6 พบว่าเอาต์พุตที่ได้ไม่ลู่เข้า ถือว่าเป็นระบบเปิดที่ไม่มีเสถียรภาพ

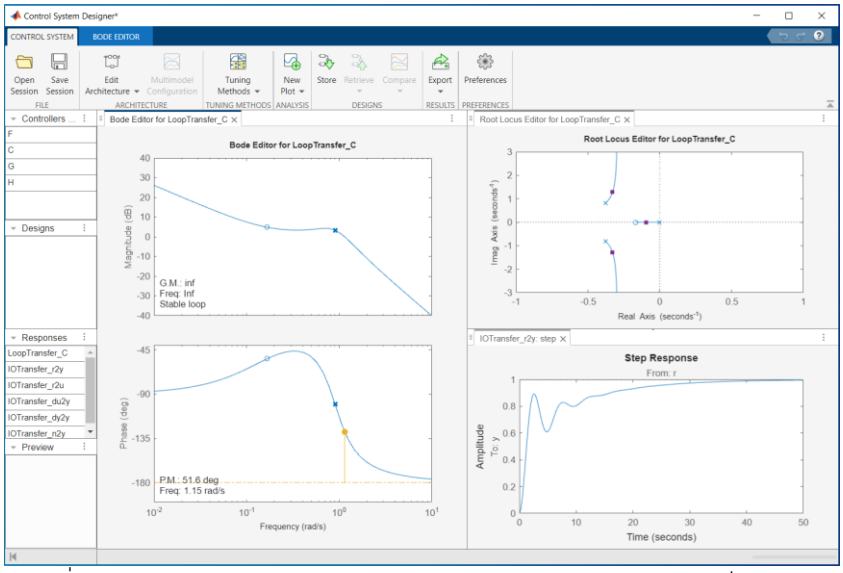


(ก) การตอบสนองต่อสัญญาณอิพุทแบบ Unit step (ข) Root Locus ของระบบเปิด

รูปที่ 6 การประมวลผลของแบบจำลองแบบเปิดของอากาศยานขนาดเล็ก (RCA)

3.3 การวิเคราะห์เสถียรภาพของของระบบปิด (Stability Analysis of Closed-loop System)

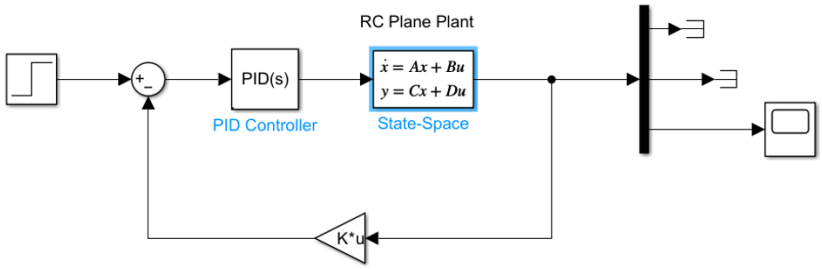
ขั้นตอนนี้จะนำแบบจำลองแบบที่ได้มาวิเคราะห์การควบคุมแบบปิด โดยใช้โปรแกรม Matlab มาใช้ประมวลผลการตอบสนองแบบ Step response การวิเคราะห์ทางเดินรากแบบ Root locus และการวิเคราะห์การตอบสนองต่อความถี่แบบ Bode พบว่าสัญญาณเอาต์พุตที่ได้ลู่เข้าสู่สภาวะคงตัวที่เวลา 50 วินาที ถือว่าเป็นระบบปิดที่มีเสถียรภาพ แต่ก็ยังมีระยะเวลาการตอบสนองที่ช้า แสดงรายละเอียดตามรูปที่ 7



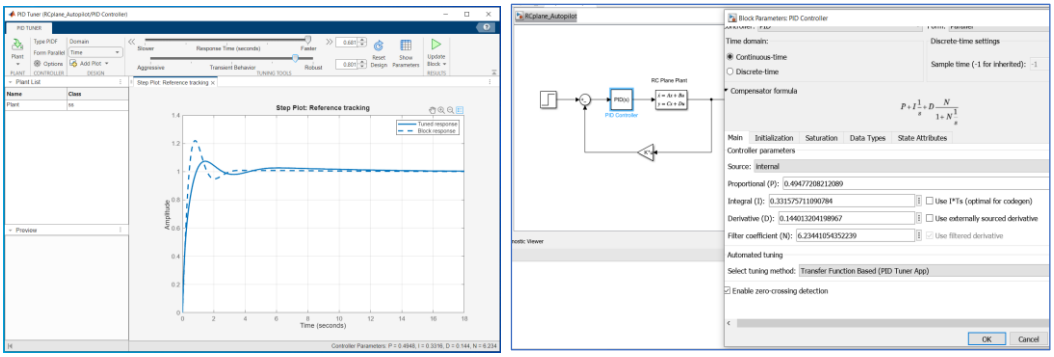
รูปที่ 7 ผลการประมวลผลของแบบจำลองแบบปิดของอากาศยานขนาดเล็ก (RCA)

3.4 การออกแบบระบบควบคุมแบบ PID (PID Control Design)

จากระบบควบคุมแบบปิดเดิมตามข้อ 3.3 ที่มีเสถียรภาพ แต่มีการตอบสนองต่อเวลาที่ช้า งานวิจัยนี้จึงได้นำเสนอการปรับปรุงระบบควบคุมเพื่อให้มีการตอบสนองให้เร็วขึ้น ด้วยระบบควบคุมแบบ PID โดยใช้โปรแกรม Matlab & Simulink ช่วยในการออกแบบ ดังแสดงวงจรควบคุม ตามรูปที่ 8 และเลือกใช้การปรับค่า PID อัตโนมัติด้วยฟังก์ชัน PID TUNER หลังจากปรับเลือกค่า PID ให้ได้ตามค่าที่ออกแบบไว้ จากนั้นทำการ Update Block ลงในโปรแกรม ซึ่งจะได้ค่า P = 0.4948, I = 0.3316, D = 0.144 ดังแสดงตามรูปที่ 9



รูปที่ 8 แบบจำลองระบบควบคุมแบบปิดของอากาศยานขนาดเล็ก (RCA) ด้วย Simulink

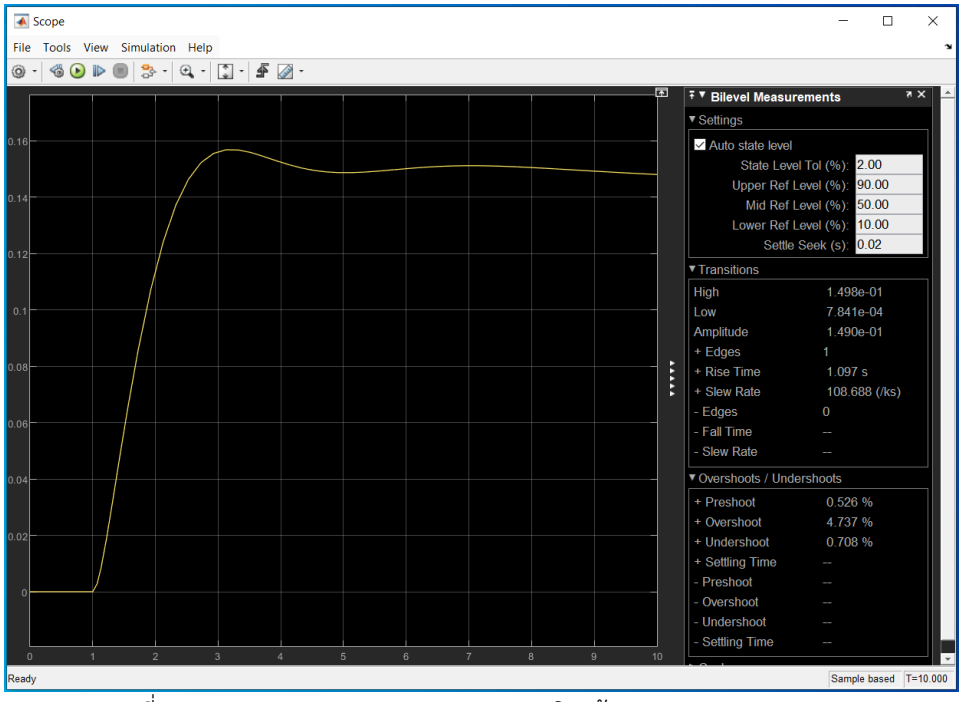


(ก) การปรับค่า PID อัตโนมัติ (ข) การ Update Block ค่า PID ลงในโปรแกรม Simulink

รูปที่ 9 การปรับค่า PID อัตโนมัติด้วยฟังก์ชัน PID TUNER

4. ผลการวิจัย

ผลการวิจัยจากการประมวลผล (Simulation Result) ของระบบควบคุมที่ได้ปรับปรุงโดยการเพิ่มระบบควบคุมแบบ PID แล้วปรับหาค่าอัตโนมัติให้ได้สัญญาณเอาต์พุตตามเกณฑ์ที่ต้องการ ผลปรากฏว่าระบบควบคุมมีเสถียรภาพ และสามารถควบคุมการบินได้ ด้วยค่าอัตราการพุ่ง (overshoot) ที่ 4.737% เวลาเข้าสู่สภาวะคงตัว (steady state) น้อยกว่า 10 วินาที และค่าความผิดพลาดในสภาวะคงตัว (steady-state error) น้อยกว่า 2% ซึ่งถือว่าอยู่ในเกณฑ์ที่ดี มีการตอบสนองต่อเวลาดีขึ้น ดังแสดงผล ตามรูปที่ 10



รูปที่ 10 ผลการประมวลผลระบบควบคุมแบบปิด ด้วยระบบควบคุมแบบ PID

5. สรุปและอภิปรายผล

จากการนำเสนอกระบวนการออกแบบระบบควบคุมการบินของอากาศยานขนาดเล็ก โดยเริ่มจากการหาแบบจำลองระบบเปิด การวิเคราะห์และประมวลผลระบบเปิด การออกแบบปรับปรุงระบบควบคุมแบบปิดด้วยระบบควบคุมคุมแบบ PID สรุปผลได้ว่าการออกแบบระบบควบคุมสามารถควบคุมการบินได้ และมีเสถียรภาพ ด้วยค่าการควบคุมอยู่ในเกณฑ์ที่ดี มีการตอบสนองต่อเวลาดีขึ้น ถือได้ว่าอยู่เกณฑ์ยอมรับได้

สุดท้ายในขั้นตอนต่อไปของงานวิจัยนี้ จะพัฒนาแบบจำลองให้เสมือนจริงมากขึ้น มีความซับซ้อนมากขึ้น เพื่อนำไปสู่การสร้างต้นแบบจริงและบินทดสอบระบบควบคุมจริงต่อไป

เอกสารอ้างอิง

The MathWorks, Inc. (2024). Matlab Help Center - Lightweight Airplane Design, Retrieved 20 June 2024 from https://www.mathworks.com/help/aeroblks/lightweight-airplane-design.html

The MathWorks, Inc. (2024). Model-Based Design, Retrieved 20 June 2024 from https://www.mathworks.com/products/simulink.html.

Ashish Tewari. (2003). *Modern Control Design with Matlab and Simulink*, Indian Institute of Technology, Kanpur, India: John Wiley & Sons Inc.

Michael V. Cook. (2013). *Flight Dynamic Principles; A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control* (3rd Edition). Butterworth-Heinemann, USA: Elsevier.

Lubna Moin, Aman-uz-Zaman Baig, and Vali Uddin. (2017). State Space Modern of an Aircraft Using Simulink. *International Journal of System Modelling and Simulation*. 2(4), pp.1-6.

N. Wahid, N. Hassan, M.F. Rahmat, and S. Mansor. (2011). Application of Intelligent Controller in Feedback Control Loop for Aircraft Pitch Control. *Australian Journal of Basic and Applied Sciences*, 5(12), pp. 1065–1074.

Arkadiy Turevskiy, Stacey Gage, and Craig Buhr. (2007). Modern-based Design of a New Lightweight Aircraft. *AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics Paper 2007-6371,* Hilton Head, South Carolina, Aug. 20-23, 2007.

Norman S. Nise. (2015). *Control Systems Engineering* (7th Edition). California State Polytechnic University, Pomona: John Wiley & Sons Inc.

Robert C. Nelson. (2009). *Flight Stability and Automatic Control* (2nd Edition). Department of Aerospace and Mechanical Engineering, University of Notre Dame: McGraw-Hill.