

การควบคุมตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระด้วยการจัดวงรอบสัญญาณแบบ เอชอินฟินิตี้

H_∞ Loop Shaping Control of a Two Degree of Freedom Helicopter Model

ภูวดล โพธิ์แดง^{1,2*}, บัณฑิต อินทรีย์มีศักดิ์¹ และ วิทิต ฉัตรรัตนกุลชัย¹

¹ห้องปฏิบัติการควบคุมหุ่นยนต์และการสั่นสะเทือน (CRV Lab) ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์
มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ จตุจักร กรุงเทพฯ 10900

²ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยธนบุรี หนองแขม กรุงเทพฯ 10160

*ติดต่อ:p.poedaeng@gmail.com, เบอร์โทรศัพท์ 09 0648 9995

บทคัดย่อ

ตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระประกอบด้วย มอเตอร์กระแสตรงสองตัว ทำหน้าที่ขับเคลื่อนตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระให้มีทิศทางตามมุมพิทช์ (Pitch angle) และมุมยอว์ (Yaw angle) ที่ต้องการ สัญญาณเอาต์พุตของมุมทั้งสองได้มาจากโพเทนชิโอมิเตอร์ (Potentiometer) ปัญหาสำคัญที่พบมากในการออกแบบระบบควบคุมของตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระ คือ ระบบดังกล่าวเป็นระบบที่ไม่มีเสถียรภาพ (Unstable) ที่มีความไม่เชิงเส้น (Nonlinearity) และยังเป็นระบบแบบหลายอินพุตหลายเอาต์พุต (Multi input multi output, MIMO) มีความอันตรกิริยา (Interaction) อยู่ภายใน นอกจากนี้การเลือกใช้โพเทนชิโอมิเตอร์มาวัดมุมอาจเกิดปัญหาด้านสัญญาณรบกวนจากการวัดขึ้นได้ งานวิจัยนี้นำเทคนิคการออกแบบตัวควบคุมการจัดวงรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้ (H_∞ loop shaping) มาแก้ปัญหาดังกล่าว ขั้นแรกทำการออกแบบฟังก์ชันน้ำหนัก (Weight function) เพื่อให้เมทริกซ์เอกฐาน (Singular value matrix) ของระบบวงรอบเปิด (Open loop system) มีลักษณะตามที่ต้องการ ต่อมาคำนวณหาตัวควบคุม (Compensator) จากการหาค่าที่เหมาะสมที่สุด (Optimization) และทำการเปรียบเทียบประสิทธิภาพระหว่างตัวควบคุมแบบการจัดวงรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้ กับ ตัวควบคุมแบบพีไอดี ผลการจำลองแสดงให้เห็นว่าตัวควบคุมที่นำเสนอในงานวิจัยสามารถทำงานได้ดี ไม่เกิดการพุ่งเกิน (Overshoot), ค่า Settling time ของระบบมีค่าต่ำกว่าตัวควบคุมแบบพีไอดี และสามารถลดอันตรกิริยาภายในได้อย่างมีประสิทธิภาพ

คำหลัก: ตัวควบคุมแบบททาน; ตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระ; การจัดวงรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้

Abstract

A two-degree-of-freedom helicopter model consists of two DC motors to drive the helicopter to follow the desired pitch angle and yaw angle. Both angle signals come from two potentiometers. Main problem, found in control system design for this helicopter model, is instability and nonlinearity of the system. The system is also multi-input-multi-output (MIMO) where interactions among inputs and outputs exist. Moreover, using the potentiometer to measure the angle may be subject to measurement noise. In this research, we propose using H_∞ loop shaping control to handle such problems. Design process is

DRC-19

divided into two steps. First, the weight function is designed so that the singular value matrix of the open-loop system has the desired characteristic. Second, H_∞ loop shaping controller is calculated from the optimization. Performance of the H_∞ loop shaping controller is compared to that of the PID controller. Simulation results show that the proposed controller can work well without overshoot. The system settling time is lower than the PID controller and can reduce internal interactions effectively.

Keywords: Robust control; a two degree of freedom helicopter; H_∞ loop shaping control.

1. บทนำ

ตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระเป็นชุดทดลองการควบคุมอากาศยานขนาดเล็กในลักษณะสองอินพุตสองเอาต์พุต สำหรับระบบดังกล่าวเป็นระบบที่ไม่มีเสถียรภาพ และ มีความอัตรากิริยาภายในที่สูง (Interaction) นอกจากนี้สิ่งรบกวน (Disturbance) ยังเป็นปัจจัยที่ส่งผลกระทบต่อประสิทธิภาพการทำงานของระบบโดยตรง เนื่องจากระบบดังกล่าวมีความอ่อนไหวต่อสิ่งรบกวนมาก ดังนั้นตัวควบคุมที่ใช้ต้องมีความทนทานต่อการเปลี่ยนแปลงของค่าตัวแปร และสามารถลดสิ่งรบกวนที่มากกระทำต่อระบบได้ดี

การออกแบบระบบควบคุมที่มีการนำเสนอมามากเป็นวิธีทางโดเมนเวลา (Time domain) เช่น ตัวควบคุมแบบเลื่อน [1] (Sliding mode control) และการควบคุมแบบ Model predictive control, MPC [2] เป็นต้น แต่ปัญหาของระบบควบคุมแบบเลื่อนคือการเกิด Chattering ระหว่างการทำงาน ซึ่งปัญหาดังกล่าวส่งผลกระทบต่ออายุการใช้งานของระบบขับเคลื่อนในตัวแขนกล ส่วนปัญหาหลักของตัวควบคุม MPC คือ ต้องใช้เวลาในการคำนวณมาก ดังนั้นตัวควบคุมดังกล่าวจึงเหมาะกับระบบที่มีผลตอบสนองช้า

นอกจากนี้ยังมีการนำเครือข่ายประสาทเทียม (Neural network) [3] มาใช้ควบคุมระบบโดยตรง เนื่องจากตัวควบคุมลักษณะนี้ไม่จำเป็นต้องใช้โมเดลของระบบเพื่อออกแบบตัวควบคุม อีกทั้งยังมีการนำเครือข่ายประสาทเทียมมาใช้เป็นตัวชดเชยในส่วนของสัญญาณรบกวน หรือ Noise ของระบบ [4] แต่วิธีการดังกล่าวยังมีข้อจำกัดในการทำงานอยู่มาก

สำหรับการควบคุมตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระที่กล่าวมาในขั้นต้น ยังมีวิธีในทางโดเมน

ความถี่ (Frequency domain) สำหรับออกแบบระบบควบคุมในระบบที่เป็นหลายอินพุตหลายเอาต์พุต (Multi-input multi-output system) โดยตรง วิธีการดังกล่าวเป็นการหาขนาดนอร์ม (Norm) ของอัตราการขยาย และคิดเฉพาะในกรณีที่เลวร้ายที่สุด (Worst case) ทำให้ตัวควบคุมที่ได้มีเสถียรภาพ (Stability) และความทนทาน (Robustness) จึงสามารถลดผลกระทบจากการเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ในระบบ และลดผลกระทบของสิ่งรบกวนที่เข้ามาในระบบได้ดี

สำหรับตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระมีนักวิจัยได้นำตัวควบคุมแบบ DK iteration [5] มาประยุกต์ใช้งาน แต่ตัวควบคุมดังกล่าวนำไปใช้ได้ยาก อีกทั้งการออกแบบยังมีความซับซ้อนมาก ดังนั้นผู้วิจัยได้เลือกวิธีการออกแบบระบบควบคุมด้วยวิธีการจัดวงรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้ในแบบหนึ่งองศาอิสระ [6] เนื่องจากขั้นตอนการออกแบบระบบควบคุมไม่มีความซับซ้อน, ตัวควบคุมที่ได้มีเสถียรภาพความทนทาน และนำไปใช้งานได้ง่าย

งานวิจัยส่วนที่ 2 แสดงการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระ ส่วนที่ 3 แสดงพื้นฐานการออกแบบระบบควบคุมด้วยวิธีการจัดวงรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้ ส่วนที่ 4 แสดงวิธีการออกแบบระบบควบคุมส่วนที่ 5 แสดงผลการจำลองการทำงานด้วยคอมพิวเตอร์ และส่วนสุดท้ายคือ สรุปผล และวิจารณ์ผลการทดลอง

2. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของตัวแบบ

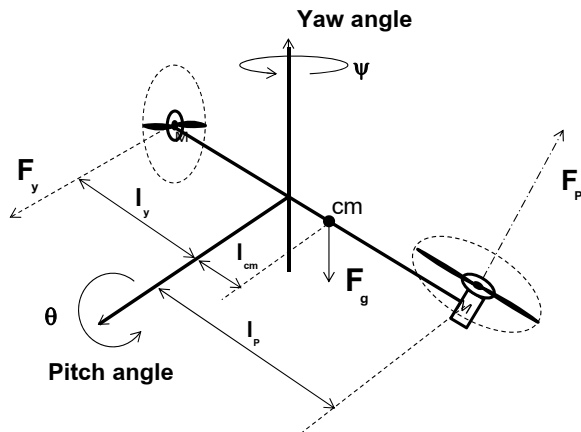
เฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระ

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ใช้สำหรับงานวิจัยนี้เป็นแบบจำลองของชุดทดลองสำหรับใช้ศึกษาเรื่อง การควบคุมอากาศยานขนาดเล็ก เป็นชุดทดลองของ

DRC-19

บริษัท Quanser [7] สามารถแสดงไดอะแกรมได้ตามรูปที่ 1 เมื่อพิจารณาการทำงานของระบบพบว่า ระบบดังกล่าวประกอบด้วยมอเตอร์สองตัว คือ มอเตอร์พิทช์ และมอเตอร์ยอร์

มอเตอร์พิทช์ทำหน้าที่สร้างแรง F_p ที่เกิดจากการหมุนของตัวใบพัด เพื่อให้ระบบเคลื่อนที่ตามมุมพิทช์ที่ต้องการ แต่ผลที่ตามมา คือ ทอร์กที่เกิดจากการหมุนใบพัดของมอเตอร์พิทช์มีความอันตรกิริยากับมุมยอร์ของระบบ เช่นเดียวกันการหมุนของมอเตอร์ยอร์ทำให้เกิดแรง F_y ทำให้ระบบเคลื่อนที่ตามมุมยอร์ แต่การหมุนของมอเตอร์ดังกล่าวย่อมส่งผลกระทบต่อมุมพิทช์ด้วยเช่นกัน



รูปที่ 1 แสดงไดอะแกรมของตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระ

สมการการเคลื่อนที่สำหรับระบบไม่เชิงเส้นแสดงได้ตามสมการ (1) เมื่อ J_p และ J_y คือค่าโมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกนพิทช์และยอร์ตามลำดับ, θ คือมุมพิทช์ของระบบ, ψ คือมุมยอร์ของระบบ, B_p และ B_y คือ Viscous damping รอบแกนพิทช์ และแกนยอร์ตามลำดับ, m_{heli} คือมวลรวมของตัวแบบเฮลิคอปเตอร์, K_{pp} คือค่าคงที่ของทอร์กที่ขับจากมอเตอร์ในแนวแกนพิทช์, K_{yy} คือค่าคงที่ของทอร์กที่ขับจากมอเตอร์ในแนวแกนยอร์, K_{py} คือค่าคงที่ของทอร์กของแนวแกนพิทช์ที่ส่งผลกระทบต่อมุมยอร์, K_{yp} คือค่าคงที่ของทอร์กของแกนยอร์ที่ส่งผลกระทบต่อมุมพิทช์, V_{my} คือค่าความต่างศักย์ที่ป้อนเข้าสู่มอเตอร์ยอร์, V_{mp} คือค่าความต่างศักย์ที่ป้อนเข้าสู่

มอเตอร์พิทช์ และ I_{cm} คือระยะจากจุดศูนย์กลางมวลถึงจุดหมุนในแนวแกนพิทช์

$$\begin{aligned} (J_p + m_{heli} I_{cm}^2) \ddot{\theta} &= K_{pp} V_{mp} + K_{Py} V_{my} - m_{heli} g I_{cm} \cos \theta \\ &\quad - B_p \dot{\theta} - m_{heli} I_{cm}^2 \sin \theta \cos \theta \dot{\psi}^2 \\ (J_y + m_{heli} I_{cm}^2 \cos \theta) \ddot{\psi} &= K_{yy} V_{my} + K_{yP} V_{mp} - B_y \dot{\psi} \\ &\quad + 2m_{heli} I_{cm}^2 \sin \theta \cos \theta \dot{\psi} \dot{\theta} \end{aligned} \quad (1)$$

สำหรับค่าระยะ I_{cm} สามารถแสดงได้ตามสมการ (2) ตัวแปร m_p และ m_y คือมวลของมอเตอร์พิทช์ และมอเตอร์ยอร์ตามลำดับ, I_p คือระยะที่วัดจากจุดหมุนไปยังจุดศูนย์กลางมวลของมอเตอร์พิทช์ และ I_y คือระยะที่วัดจากจุดหมุนไปยังจุดศูนย์กลางมวลของมอเตอร์ยอร์

$$I_{cm} = \frac{m_p I_p + m_y I_y}{m_p + m_y} \quad (2)$$

ตารางที่ 1 แสดงค่าตัวแปรของตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระ [7]

Symbol	Description	Value	Unit
J_p	Moment of inertia about pitch axis	0.0178	kg.m ²
J_y	Moment of inertia about yaw axis	0.0084	kg.m ²
m_{heli}	Mass of helicopter	1.3872	kg
I_{cm}	Center of mass length along pitch axis	0.186	m
B_p	Viscous damping about pitch axis	0.8	N/V
B_y	Viscous damping about yaw axis	0.318	N/V
K_{pp}	Torque constant of pitch motor	0.204	N.m/V
K_{Py}	Torque constant acting on pitch axis from yaw axis	0.0068	N.m/V
K_{yy}	Torque constant of yaw motor	0.072	N.m/V
K_{yP}	Torque constant acting on yaw axis from pitch axis	0.0219	N.m/V

การออกแบบระบบควบคุมด้วยวิธีการจัดวงรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้ ทำการออกแบบจากระบบเชิงเส้น (Linear system) ดังนั้นก่อนทำการออกแบบต้อง Linearization เพื่อให้ระบบไม่เชิงเส้นตามสมการ (1) อยู่ในรูประบบเชิงเส้นตามสมการ (3) ผลจากการ Linearization สามารถแสดงได้ตามสมการ (3)

DRC-19

$$(J_p + m_{hel} l_{cm}^2) \ddot{\theta} + B_p \dot{\theta} + m_{hel} g l_{cm} \theta = K_{pp} V_{mP} + K_{py} V_{my} \quad (3)$$

$$(J_y + m_{hel} l_{cm}^2) \ddot{\psi} + B_y \dot{\psi} = K_{yy} V_{my} + K_{yP} V_{mP}$$

ค่าพารามิเตอร์ของตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระสามารถแสดงได้ตามตารางที่ 1 ต่อมาทำการแปลงระบบเชิงเส้นในสมการ (3) ให้อยู่ในรูปสมการปริภูมิสแตต (State space equation)

3. พื้นฐานการออกแบบระบบควบคุมด้วยวิธีการจัดวางรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้

การออกแบบระบบควบคุมแบบการจัดวางรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้แบบหนึ่งองศาอิสระ (H_∞ loop shaping : 1 DOF) สามารถแบ่งได้ 2 ขั้นตอน ขั้นแรกทำการจัดวางรอบสัญญาณของระบบวงรอบเปิดโดยใช้ Pre-compensation และ Post-compensation เพื่อทำให้ระบบวงรอบเปิดมีคุณสมบัติตรงตามเมทริกซ์เอกฐานที่ต้องการ ต่อมานำระบบที่ได้ทำการจัดวางรอบสัญญาณมาหาค่าตัวควบคุมด้วยวิธีการเอชอินฟินิตี้แบบเหมาะสมที่สุด (H_∞ Optimization) ขั้นตอนดังกล่าวสามารถแยกพิจารณาได้ที่ละส่วนดังนี้

3.1 การจัดวางรอบสัญญาณ (Loop-shaping design)

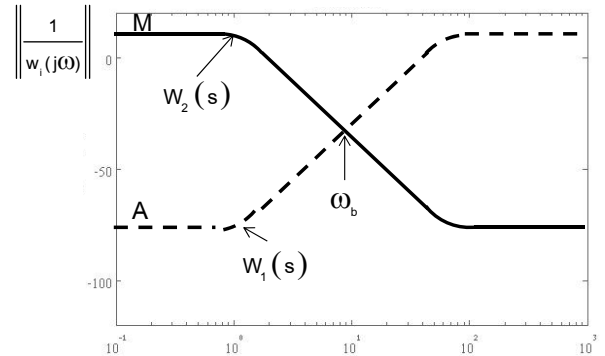
การจัดวางรอบสัญญาณของระบบวงรอบเปิดก่อนการออกแบบตัวควบคุม สามารถทำได้โดยนำ Pre-compensation และ Post-compensation มาใช้ ซึ่งก็คือฟังก์ชันน้ำหนัก (Weight function) ที่แทนด้วย $W_2(s)$ และ $W_1(s)$ ตามลำดับ แสดงได้ตามสมการ (4) โดยที่ ω_b คือค่า Bandwidth ของระบบ, M คือค่าจำนวนเต็มบวกที่มีค่ามากกว่า 1 และ A คือ อัตราการขยายในช่วงความถี่ต่ำ

$$W_1(s) = \frac{(s + \omega_b M)}{M(s + \omega_b A)} \quad (4)$$

$$W_2(s) = \frac{(s + \omega_b / M)}{A(s + \omega_b / A)}$$

เมื่อนำฟังก์ชันน้ำหนักไปเขียนบนแผนภูมิโบเด (Bode plot) ค่าอัตราการขยายที่ได้มีลักษณะตามรูปที่ 2 ฟังก์ชัน $W_1(s)$ ทำหน้าที่จัดรูปของระบบวงรอบเปิดในช่วงความถี่ต่ำ เพื่อลดสัญญาณรบกวนของระบบ

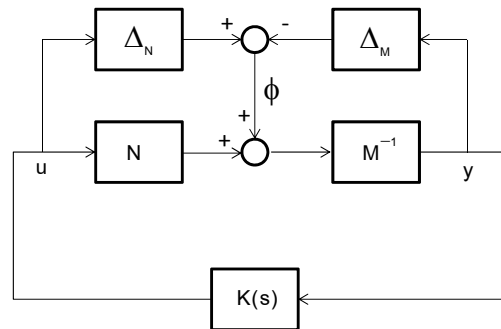
ส่วน $W_2(s)$ มีอัตราการขยายที่ความถี่ต่ำสูง และมีความลาดเอียงที่ Bandwidth มีค่า 20 dB/dec ซึ่งที่ค่าความถี่สูงความเอียงดังกล่าวจะมีค่าเพิ่มมากขึ้น



รูปที่ 2 แสดงฟังก์ชันน้ำหนักบนแผนภูมิโบเด

3.2 เสถียรภาพความทนทาน (Robust stability)

สำหรับปัญหาด้านเสถียรภาพความทนทานสามารถแสดงได้ตามรูปที่ 3 เมื่อ Δ_N และ Δ_M คือความไม่แน่นอนระบบ, u คือสัญญาณตัวควบคุม, y คือเอาต์พุตของระบบ, และ $K(s)$ คือตัวควบคุม



รูปที่ 3 แสดงภาพปัญหาด้านเสถียรภาพความทนทาน

สำหรับระบบ G มี Normalized left coprime factorization เป็น $G=M^{-1}N$ เมื่อมีการนำค่าความไม่แน่นอนมาคำนวณรวมกับ Nominal plant พบว่าสมการที่ได้มีลักษณะตามสมการ (5) ตัวแปร ϵ คือขนาด Stability margin และต้องมีค่ามากกว่าศูนย์

$$G = \left((M + \Delta_M)^{-1} (N + \Delta_N) : \left\| \begin{bmatrix} \Delta_N & \Delta_M \end{bmatrix} \right\| < \epsilon \right) \quad (5)$$

เมื่อพิจารณาค่าเสถียรภาพความทนทานของระบบวงรอบปิด (Closed-loop system) พบว่าค่า Nominal plant ของระบบต้องมีเสถียรภาพ เพื่อที่จะได้ค่า γ_k จากสมการ (6) ที่มีค่าน้อยที่สุด ส่งผลให้ค่า Stability margin (ϵ) มีค่ามากที่สุด

DRC-19

$$\gamma_k \square \left\| \begin{bmatrix} K \\ I \end{bmatrix} (I - GK)^{-1} M^{-1} \right\|_{\infty} \leq \frac{1}{\epsilon} \quad (6)$$

ค่า Stability margin มากที่สุดแทนด้วย ϵ_{\max} หาได้จากสมการ (7) เมื่อ $\|\square\|_H^2$ คือ ค่า Hankel norm ของระบบ, ρ คือ Spectral radius, สำหรับตัวแปร X และตัวแปร Y สามารถหาได้จากคำตอบของสมการ Algebraic Riccati equation ตามสมการ (8,9) เมื่อ A, B, C และ D คือสแตตเมทริกซ์, อินพุตเมทริกซ์, เอาต์พุตเมทริกซ์ และ เมทริกซ์ของสิ่งรบกวนของโมเดลแบบปริภูมิสแตต (State space model) ตามลำดับ คำตอบของสมการ Algebraic Riccati equation ดังกล่าวต้องมีค่าเป็นบวก

$$\gamma_{\min} = \epsilon_{\max}^{-1} = \left(1 - \left\| \begin{bmatrix} N \\ M \end{bmatrix} \right\|_H^2 \right)^{-\frac{1}{2}} \quad (7)$$

$$= (1 + \rho(XZ))^{\frac{1}{2}}$$

$$(A - BS^{-1}D^TC)^T X + X(A - BS^{-1}D^TC) \quad (8)$$

$$-XBS^{-1}B^TX + C^TR^{-1}C = 0$$

$$(A - BS^{-1}D^TC)^T Z + Z(A - BS^{-1}D^TC)^T \quad (9)$$

$$-ZC^TR^{-1}CZ + BS^{-1}B^T = 0$$

เมื่อเมทริกซ์ R และ S มีค่าตามสมการ (10,11)

$$R = I + DD^T \quad (10)$$

$$S = I + D^TD \quad (11)$$

ผลจากการใช้วิธีหาค่าเหมาะสมที่สุดทำให้ตัวควบคุมที่คำนวณได้ มีเสถียรภาพ สามารถแสดงได้ตามสมการ (12)

$$\left\| \begin{bmatrix} K \\ I \end{bmatrix} (I - GK)^{-1} M^{-1} \right\|_{\infty} \leq \gamma \quad (12)$$

สำหรับตัวควบคุมสามารถหาได้จากสมการ (13) โดยที่เมทริกซ์ F และ L มีค่าตามสมการ (14) ซึ่งตัวควบคุมที่ได้มีลักษณะเป็นเมทริกซ์

$$K_s = \begin{bmatrix} A + BF + \gamma^2(L^T)^{-1}ZC^T(C + DF) & \gamma^2(L^T)^{-1}ZC^T \\ B^TX & -D^T \end{bmatrix} \quad (13)$$

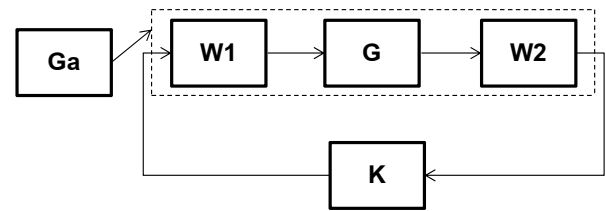
$$F = -S^{-1}(D^TC + B^TX) \quad (14)$$

$$L = (1 - \gamma^2)I + XZ$$

วิธีการจัดวางรอบสัญญาณของระบบกับฟังก์ชันนำหน้า สามารถพิจารณาได้ตามไดอะแกรมในรูปที่ 4 เมื่อ Ga คือระบบวงรอบเปิดที่ได้รับการปรับวงรอบสัญญาณให้มีค่าตามเมทริกซ์เอกฐานมีลักษณะตามสมการ (15) โดยมี Ka เป็นตัวควบคุมของระบบ โดยที่ W1 และ W2 คือฟังก์ชันนำหน้าที่มีคุณสมบัติตามหัวข้อ 3.1

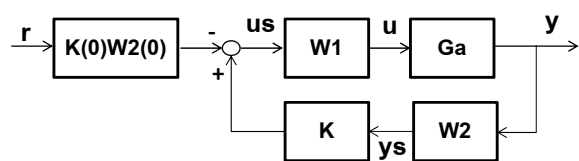
$$Ga = W2GW1 \quad (15)$$

สำหรับตัวควบคุม K ถูกคำนวณมาจากการแก้ปัญหาด้านความมีเสถียรภาพโดย Normalized left coprime factorization ของระบบ Ga ส่งผลให้ตัวควบคุมแบบวงรอบปิดของระบบ G มีค่าเท่ากับ $Ka = W1KW2$



รูปที่ 4 แสดงไดอะแกรมของการปรับลักษณะระบบและตัวควบคุม

การนำตัวควบคุมที่ได้ไปใช้งานจริงสามารถทำได้ตามไดอะแกรมในรูปที่ 5 เมื่อ r คือสัญญาณอ้างอิง, us คือสัญญาณควบคุมของระบบเมื่อผ่าน Post-compensator, u คือสัญญาณควบคุมของระบบ, ys คือสัญญาณเอาต์พุตที่ผ่าน Post-compensator และ K(0)W2(0) คือ ตัวกรองสัญญาณของระบบที่ทำให้ อัตราการขยายในสถานะอยู่ตัวให้มีค่าเท่ากับ 1 เพื่อการลดการกระตุ่นของสัญญาณอ้างอิงที่ถูกกระตุ่นโดยตัวควบคุม K



รูปที่ 5 แสดงการประยุกต์ใช้งานของตัวควบคุมในระบบจริง

DRC-19

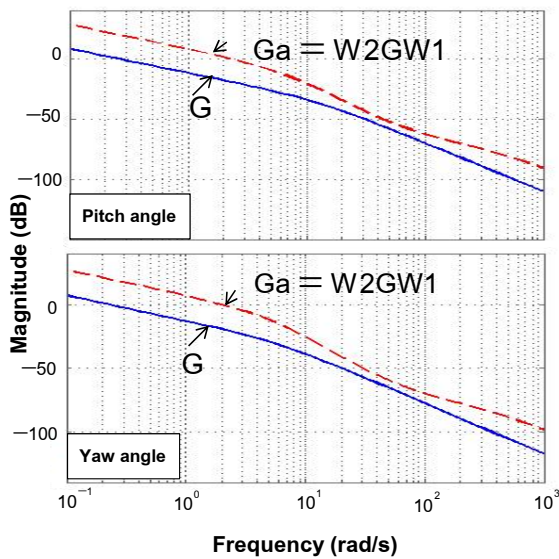
4. การออกแบบระบบควบคุม

ออกแบบค่าฟังก์ชันน้ำหนักเพื่อนำมาปรับให้ระบบวงรอบเปิดมีคุณสมบัติตามที่ต้องการ ซึ่งฟังก์ชันน้ำหนักที่ใช้ในงานวิจัยนี้ สามารถแสดงได้ตามสมการ (16, 17) และมีลักษณะเป็น Diagonal matrix

$$W1 = \left\{ \frac{s + 500}{10s + 500}, \frac{s + 325}{6.5s + 3.25} \right\} \quad (16)$$

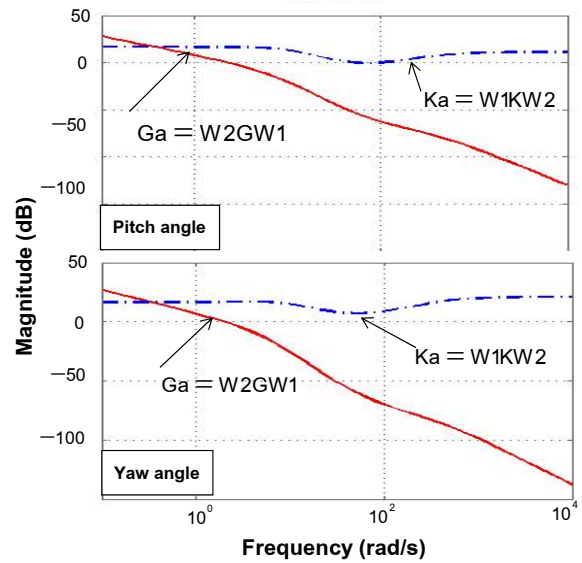
$$W2 = \left\{ \frac{s + 5}{s + 50}, \frac{s + 7.692}{s + 50} \right\} \quad (17)$$

ระบบตัวแบบเฮลิคอปเตอร์แบบสององศาอิสระที่ใช้ศึกษาเป็นระบบที่มี 2 อินพุตและ 2 เอาต์พุต ดังนั้นเมทริกซ์ของฟังก์ชันถ่ายโอน G จึงมีขนาด 2×2 แต่นำเสนออัตราการขยายบนแผนภูมิโบเดเฉพาะส่วนของมุมพิทช์ และมุมยอร์ ตามรูปที่ 6 เมื่อ G คือระบบก่อนทำการจัดรูปวงรอบสัญญาณ แทนด้วยเส้นทึบสีน้ำเงิน และ G_a คือระบบที่ทำการจัดรูปวงรอบสัญญาณตามสมการ (15) แทนด้วยเส้นประสีแดง

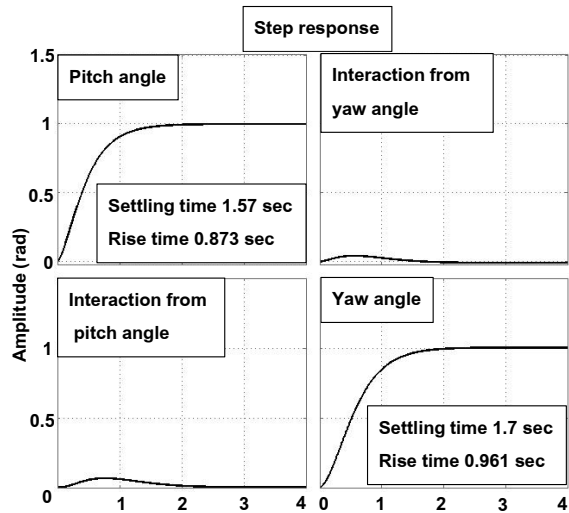


รูปที่ 6 แสดงการจัดรูปวงรอบสัญญาณของระบบ ต่อมาทำการออกแบบตัวควบคุม โดยตัวควบคุมที่ได้ ออกแบบมาจากระบบ G_a วิธีการออกแบบสามารถใช้คำสั่ง `ncfsyn` ใน Robust control toolbox [8] ของโปรแกรม Matlab หรือสามารถเขียนคำสั่งเป็น Command line ตามสมการในหัวข้อที่ 3.2 ซึ่งตัว

ควบคุมที่ได้คือ K_a แทนด้วยเส้นไขว้ปลาสีน้ำเงินในรูปที่ 7



รูปที่ 7 แสดงลักษณะของระบบ G_a และตัวควบคุม K_a บนแผนภูมิโบเด



รูปที่ 8 แสดงผลตอบสนองของระบบเมื่อป้อนสัญญาณแบบ

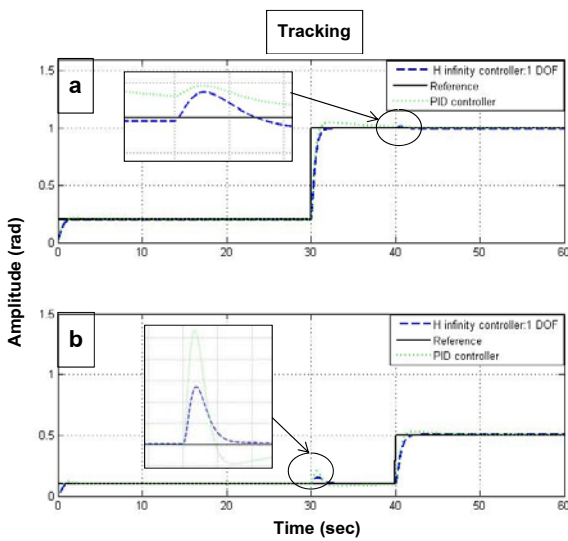
5. ผลการจำลอง

การจำลองการทำงาน เริ่มแรกทำการทดสอบผลตอบสนองของระบบ เมื่อป้อนสัญญาณแบบขั้นบันได แกนตั้ง คือ ขนาดแอมพลิจูดมีหน่วยเป็น rad และ แกนนอน คือ เวลาของระบบมีหน่วยเป็น วินาที แสดงได้ตามรูปที่ 8 ที่มุมพิทช์ Settling time ของระบบมีค่า 1.57 วินาที, Rise time มีค่า 0.873

DRC-19

วินาที และ ไม่มีการพุ่งเกิน (Overshoot) ของระบบ เช่นเดียวกับมูมยอร์แต่มูมยอร์มีผลตอบสนองที่ช้ากว่า คือ Settling time ของระบบอยู่ที่ 1.7 วินาที และ Rise time อยู่ที่ 0.961 วินาที

ในส่วนของ Interaction ระหว่างแกนมีผลกระทบค่อนข้างน้อย ผลกระทบของมูมยอร์ที่ส่งผลต่อมูมพิทซ์มีขนาดแอมพลิจูดเท่ากับ 0.0417 rad และผลกระทบของมูมพิทซ์ที่ส่งผลต่อมูมยอร์มีขนาดแอมพลิจูดเท่ากับ 0.0669 rad

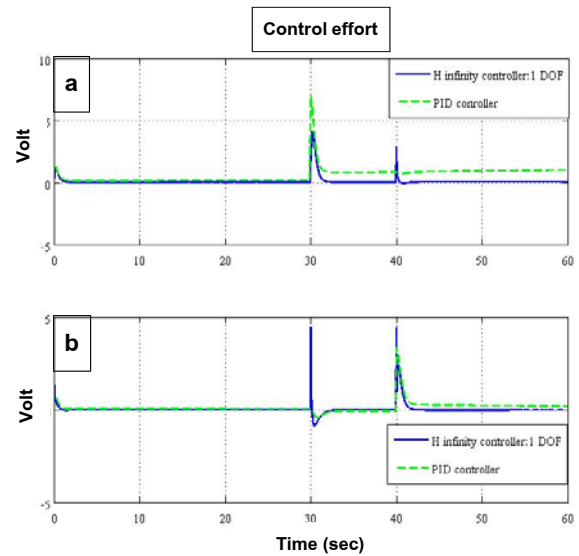


รูปที่ 9 แสดงผลการจำลองด้านการเคลื่อนที่ตามสัญญาณอ้างอิง: (a) การเคลื่อนที่ในแนวแกนพิทซ์, (b) การเคลื่อนที่ในแนวแกนยอร์

การจำลองการทำงานในส่วนนี้ทำการเปรียบเทียบผลการจำลองระหว่างตัวควบคุมที่นำเสนอกับตัวควบคุมพีไอดีที่ทำการปรับจูนผลตอบสนองที่ดีที่สุดและมีลักษณะผลตอบสนองคล้ายกับตัวควบคุมที่นำเสนอ

การเคลื่อนที่ตามสัญญาณอ้างอิง จะทำการป้อนสัญญาณอ้างอิงเข้าสู่ระบบพร้อมกัน ทั้งมูมพิทซ์ และมูมยอร์แสดงได้ตามรูปที่ 9 โดยที่ 9a เป็นการเคลื่อนที่ในมูมพิทซ์ พบว่าตัวควบคุมที่นำเสนอสามารถทำงานได้ดี ในขณะที่ตัวควบคุมแบบพีไอดีมีส่วนพุ่งเกินอยู่ที่ 5% ทำให้ตัวควบคุมแบบพีไอดีเข้าสู่สถานะอยู่ตัวได้ช้ากว่า ถึงแม้จะมี rise time ต่ำกว่าก็ตาม

สำหรับ Interaction ของมูมพิทซ์ในวินาทีที่ 40 เมื่อมีการเปลี่ยนองศา มูมยอร์ พบว่าผลของ Interaction มีปริมาณที่น้อยใกล้เคียงกัน รูปที่ 9b เป็นการเคลื่อนที่ในมูมยอร์ มีลักษณะคล้ายกับรูปที่ 9a แต่ขนาดของ Interaction ที่วินาทีที่ 30 เมื่อมูมพิทซ์มีการเปลี่ยนแปลง พบว่าของตัวควบคุมที่นำเสนอมีขนาดแอมพลิจูดน้อยกว่าตัวควบคุมแบบพีไอดีถึง 20 เปอร์เซ็นต์ แสดงให้เห็นว่าตัวควบคุมที่นำเสนอสามารถลดผลกระทบของ Interaction ได้ดี



รูปที่ 10 แสดงผลการจำลองของสัญญาณควบคุมที่ป้อนเข้าสู่ระบบ : (a) สัญญาณควบคุมที่ป้อนให้มอเตอร์พิทซ์, (b) สัญญาณควบคุมที่ป้อนให้มอเตอร์ยอร์

เมื่อพิจารณาสัญญาณควบคุม u ที่ป้อนเข้าสู่ระบบ รูปที่ 10a แสดงสัญญาณควบคุมที่ใช้ปรับมุมพิทซ์มีหน่วยเป็นโวลต์ (Volt) จากรูปแสดงให้เห็นว่าตัวควบคุมที่นำเสนอมีอัตราการใช้พลังงานที่ต่ำกว่าตัวควบคุมแบบพีไอดี สำหรับรูปที่ 10b ในวินาทีที่ 30 พบว่าระบบควบคุมที่นำเสนอมีการใช้พลังงานที่มากกว่าตัวควบคุมแบบพีไอดี เนื่องจากต้องนำพลังงานส่วนนี้ไปชดเชย Interaction ที่เกิดจากการเคลื่อนที่ของมูมพิทซ์

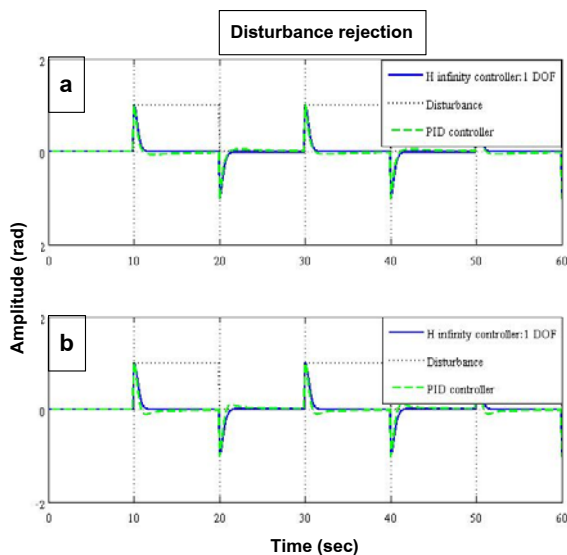
เมื่อพิจารณาความสามารถในด้านการลดสิ่งรบกวนจากภายนอกที่มากกระทำต่อระบบ ของมูมพิทซ์ และมูมยอร์แสดงได้ตามรูปที่ 11a และ 11b

DRC-19

ตามลำดับ ผลการจำลองมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกัน เมื่อสิ่งรบกวนที่ป้อนเข้าสู่ระบบ แทนด้วยเส้นไซปลาสต้า ซึ่งสิ่งรบกวนดังกล่าว คือ สัญญาณแบบ Square wave ที่มีขนาดแอมพลิจูด 1 rad และมี ความถี่ 0.05 Hz จากภาพตัวควบคุมที่นำเสนอ สามารถลดสิ่งรบกวนได้ดี ทำให้เอาต์พุตของระบบเข้าสู่สถานะอยู่ตัวได้โดยไม่เกิดการพุ่งเกินแต่อย่างใด

6. สรุปผลการทดลอง

ประสิทธิภาพของตัวควบคุมที่ออกแบบจากการจัดวางรอบสัญญาณแบบเอชอินฟินิตี้แบบหนึ่งองศาอิสระที่ได้นำเสนอในงานวิจัยนี้ ขึ้นตรงกับประสิทธิภาพของฟังก์ชันนำหน้าที่ใช้เป็น Pre-compensator และ Post-compensator ของระบบ ถึงแม้งานวิจัยนี้เลือกใช้ฟังก์ชันนำหน้าแบบพื้นฐาน แต่ตัวควบคุมที่ได้สามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ เมื่อเทียบกับตัวควบคุมแบบพีไอดีที่ได้รับการปรับจูนให้มีประสิทธิภาพดีที่สุด ทั้งในด้านผลตอบสนองของระบบ, การพุ่งเกิน และการลด Interaction ที่เกิดขึ้นภายในระบบ



รูปที่ 11 แสดงผลการจำลองด้านการลดสัญญาณรบกวนที่ Plant output ของระบบ: (a) การลดสัญญาณรบกวนในแนวแกนพิทช์, (b)การลดสัญญาณรบกวนในแนวแกนยอร์

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Gwo-Ruey, Y. and Hsuan-Tsung, L. (2005). Sliding Mode Control of a Two Degree of Freedom Helicopter Via Linear Quadratic regulator, *IEEE International Conference on System, Man and Cybernetics*, vol. 4, 10-12 october 2005, pp.3299-3304.
- [2] Dutka, A.S., Ordys, A.W. and Grimble, M.J. (2003). Non-linear Predictive Control of 2 DOF Helicopter Model, *IEEE Conference on Decision and Control*, vol. 4, December 2003, pp. 3954-3959.
- [3] M. Hernandez-Gonzalez, A.Y. Alanis and E.A. Hernandez-Vargas (2012). Decentralized Discrete-time Neural Control for a Quanser 2-DOF Helicopter, *Applied Soft Computing*, vol. 12, March 2012, PP. 2462-2469.
- [4] Bidyyadhar, S. and Debashisha, J. (2009). Nonlinear System Identification of a Twin Rotor MIMO System, paper present in *IEEE Region 10 Conference 2009*, Singapore.
- [5] Jose Guillermo Guarnizo, M., Cesar Leonardo rujillo, R. and Javier Antonio Guacaneme, M. (2010). Modeling and Control of a Two DOF Helicopter Using a Robust Control Design Based on DK Iteration, paper present in *36th Annual Conference on IEEE Industrial Electronics Society*, 7-10 November 2010, Arizona.
- [6] Sigurd, S. and Ian, P. (2005). *Multivariable Feedback Control : Analysis and Design*, 2nd Edition, ISBN: 0470011688, Wiley-Interscience, West Sussex, England.
- [7] Quanser 2 DOF Helicopter. *User and Control Manual*, Quanser Inc. February 2006.
- [8] Gary, B., Richard C., Andy P and Michael, S. (2014). *Robust control toolbox: User's guide*, The Mathwork Inc, March 2014.