

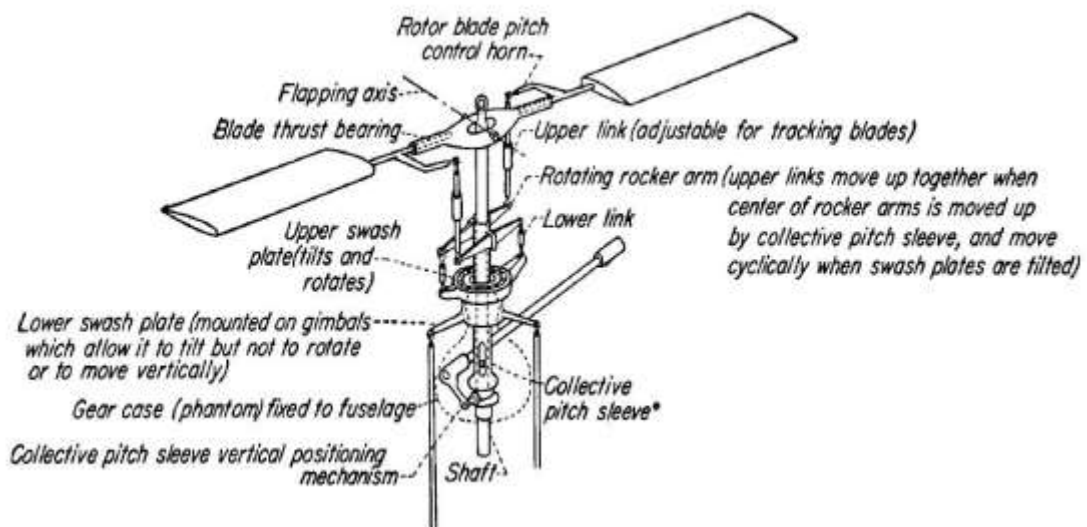
บทที่ 2 ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ในบทนี้จะกล่าวถึงความรู้เบื้องต้นเกี่ยวกับเฮลิคอปเตอร์ การบินเมื่อเกิดแรงภายนอกมากระทำกับใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ สมการจลศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์ การควบคุมแบบป้อนกลับ และผลงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้อง

2.1 ความรู้เบื้องต้นเกี่ยวกับเฮลิคอปเตอร์ [5]

โดยทั่วไปเฮลิคอปเตอร์สร้างแรงยกในการบินด้วย ชุดใบพัดหลัก (Main rotor) ส่วนชุดใบพัดหาง (Tail rotor) ใช้ในการหักล้างโมเมนต์จากชุดใบพัดหลัก ในหัวข้อนี้จะอธิบายถึงกลไกที่ใช้ควบคุมการเอียงตัวและทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ ดังรูปที่ 2.1

2.1.1 กลไกควบคุมการเอียงตัวและทิศทาง



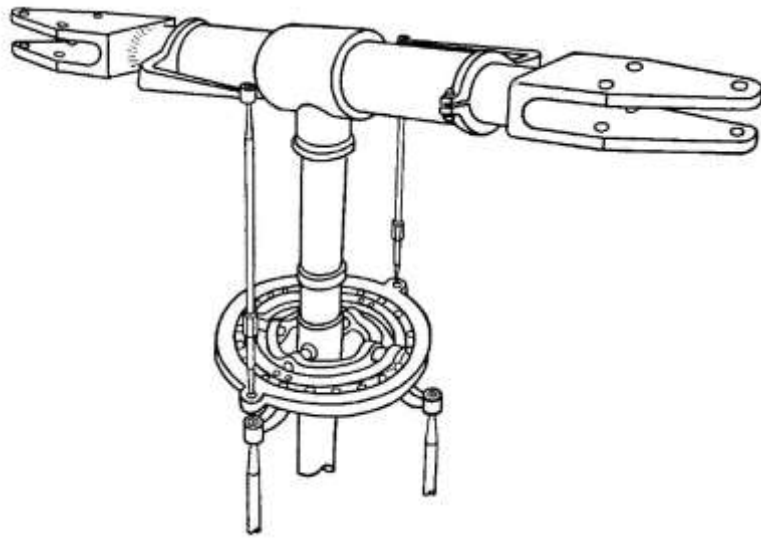
รูปที่ 2.1 แสดงระบบการบังคับพื้นฐานของใบพัดหลัก [5]

อุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็กนั้นจะมีองค์ประกอบคล้ายกับอุปกรณ์หลักในการควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์ โดยมีการควบคุมสองชนิดดังนี้

1. Collective pitch control และ Cyclic stick control
2. Tail rotor control หรือ Anti-torque pedals

1. Collective pitch control และ Cyclic stick control

การควบคุม Collective pitch และ Cyclic pitch เป็นการควบคุมใบพัดหลักของเฮลิคอปเตอร์ โดยมี ก้าน (Link) ที่เชื่อมต่อระหว่างโคนใบพัดแต่ละใบ ซึ่งเป็นกลไกกำหนดมุมบิดใบพัดขึ้นลง (pitch) เพื่อควบคุมแรงยกและระนาบการหมุนของใบพัด โดยใบพัดหลักจะหมุนรอบแกนแนวตั้งอย่างเป็นอิสระกับ Swash-Plate การควบคุม Collective pitch จะมีลักษณะของการควบคุมคือ ใช้ก้านยกตัว Swash-Plate ขึ้นในระดับที่เท่ากันทั้งระนาบทำให้ใบพัดหลักมีมุมปะทะ (Angle of attack) ที่เพิ่มขึ้นหรือลดลงเท่ากันทุกใบพัดส่งผลให้แรงยกเปลี่ยนแปลงอย่างสมมาตรกัน เฮลิคอปเตอร์จึงจะลอยตัวสูงขึ้นหรือต่ำลงโดยไม่เกิดการเอียงตัวนอกจากนี้ในขณะที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแรงยกจะส่งผลต่อความเร็วรอบของใบพัด ทำให้ต้องปรับความเร็วรอบของใบพัดหลักให้สัมพันธ์กัน



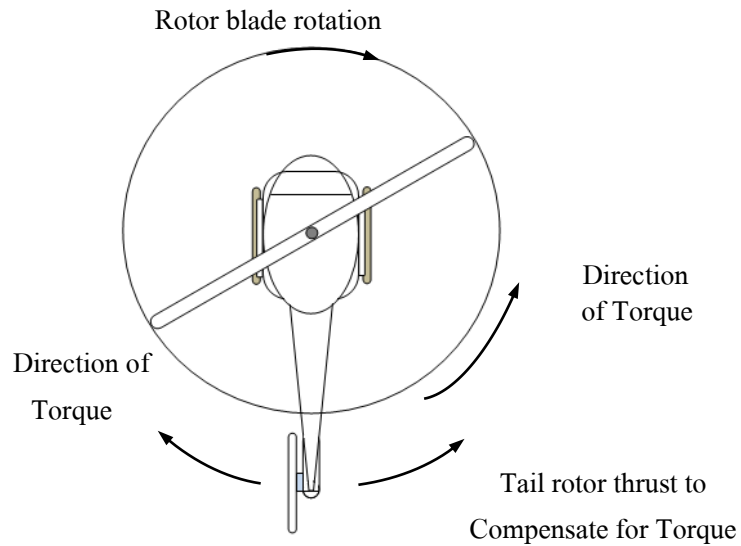
รูปที่ 2.2 แสดง Swash-Plate of Collective pitch and Cyclic stick control ของใบพัดหลัก [5]

ส่วนการควบคุม Cyclic pitch เป็นการใช้อีกก้านเชื่อมต่อทำให้ระนาบของ Swash-Plate เอียง ซึ่งจะทำให้ใบพัดด้านหนึ่งบิดเพิ่มมุมปะทะในขณะที่ใบพัดอีกด้านหนึ่งบิดลดมุมปะทะ แรงยกแต่ละด้านจึงไม่เท่ากันทำให้เกิด โมเมนต์ขึ้นที่จุดหมุนของใบพัดตามการเอียงของ Swash-Plate

2. Tail Rotor Control or Anti - Torque Pedals

จากกฎของนิวตันเกี่ยวกับแรงกิริยาและแรงปฏิกิริยา เมื่อใบพัดหลักหมุนเพื่อสร้างแรงยกกับเฮลิคอปเตอร์ การหมุนของใบพัดหลักนั้นจะทำให้เกิดโมเมนต์ ซึ่งมีผลทำให้ลำตัวของเฮลิคอปเตอร์หมุนไปในทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการหมุนของใบพัดหลัก ดังนั้นจำเป็นต้องมีการสร้างโมเมนต์ที่หักล้างพอดีกันกับโมเมนต์จากใบพัดหลัก จึงจะสามารถควบคุมเฮลิคอปเตอร์ไม่ให้หมุนได้ จึงมีการติดตั้งใบพัดอันเล็กที่สามารถปรับมุมปะทะได้ในแนวตั้งไว้ที่หาง เพื่อที่จะทำหน้าที่สร้างโมเมนต์

ไม่ให้ลำตัวของเฮลิคอปเตอร์หมุนเนื่องจากใบพัดหลักตั้งที่กล่าวมา นอกจากนี้ใบพัดขนาดเล็กที่หางยังใช้ในการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์อีกด้วย



รูปที่ 2.3 แสดงการใช้ใบพัดหางสร้างแรงบิดต้าน โมเมนต์ ที่เกิดจากการหมุนของใบพัดหลัก

2.1.2 ผลกระทบจากลมปะทะที่ใบพัด

แรงยกของใบพัดแต่ละใบในชุดใบพัดหลักของเฮลิคอปเตอร์สามารถพิจารณาได้ดังรูปที่ 2.4 และเขียนแสดงได้ด้วยสัมประสิทธิ์แรงยกดังสมการ (2.1)

$$F_L = C_L \frac{1}{2} \rho V^2 A_p \quad (2.1)$$

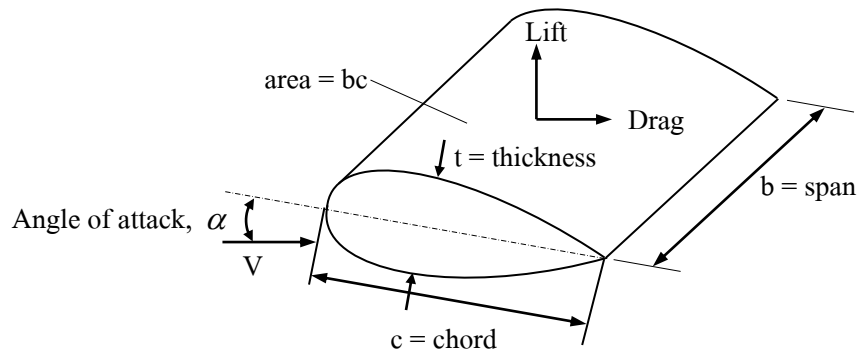
โดยที่ F_L : แรงยกของใบพัดแต่ละใบในชุดใบพัดหลัก (N)

C_L : สัมประสิทธิ์แรงยกของใบพัด

ρ : ความหนาแน่นของอากาศ (kg/m^3)

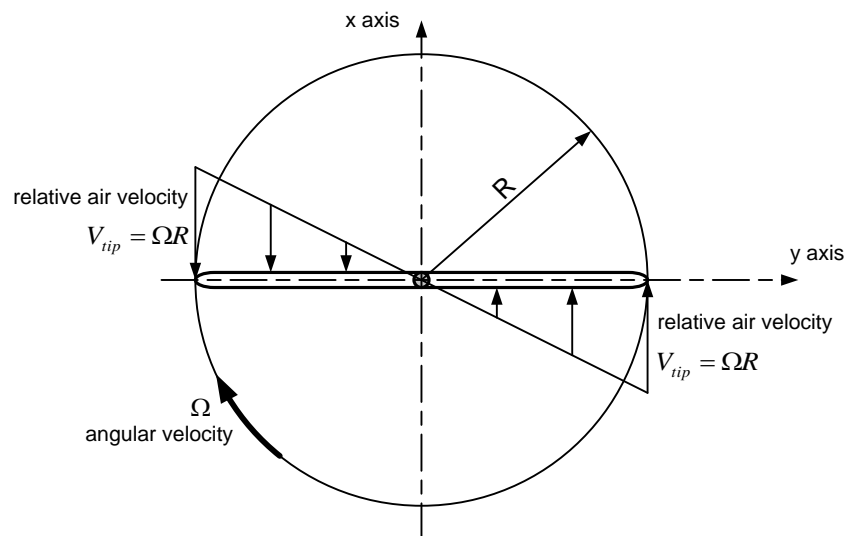
V : ความเร็วลัพธ์ของอากาศที่ปะทะใบพัด (m/s)

A_p : พื้นที่ของใบพัด (m^2)



รูปที่ 2.4 แสดงการพิจารณาแรงยกของใบพัดแต่ละใบ

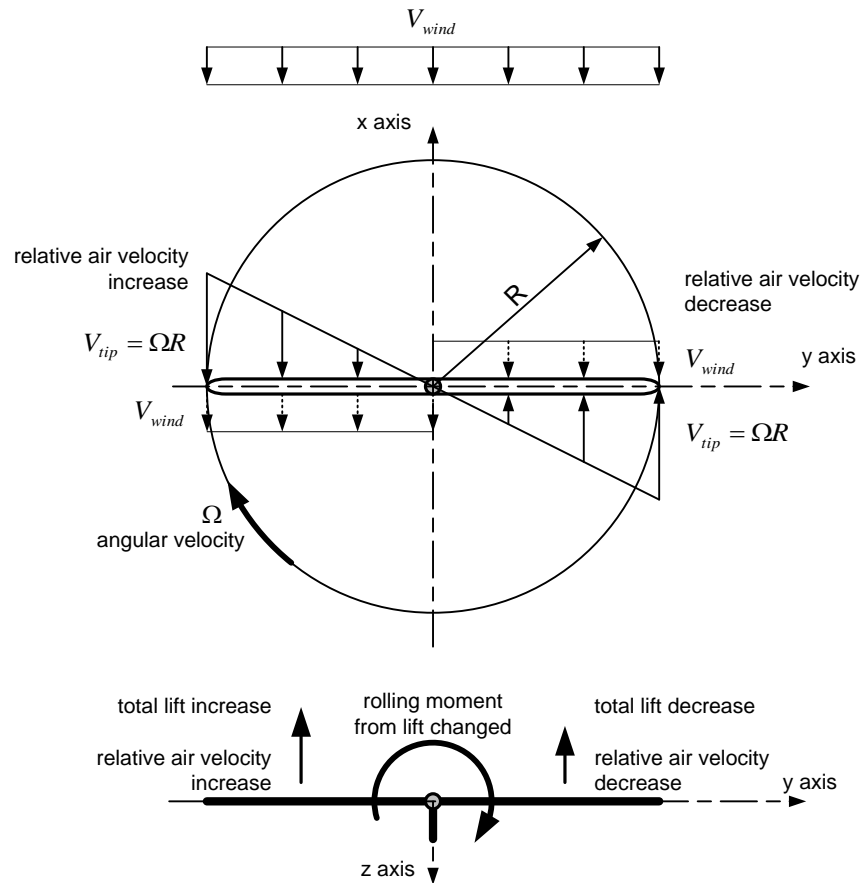
ขณะที่ชุดใบพัดหมุนด้วยความเร็วเชิงมุมค่าหนึ่งจะทำให้แต่ละตำแหน่งของใบพัดปะทะกับอากาศด้วยความเร็วเชิงเส้นที่แตกต่างกัน เมื่อพิจารณาเป็นความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่เข้ามาปะทะกับใบพัดจะมีการกระจายความเร็วในแนวรัศมีของชุดใบพัดดังรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 แสดงความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่ปะทะกับใบพัด

เมื่อมีลมจากภายนอกเข้ามาปะทะกับเฮลิคอปเตอร์ ตัวอย่างเช่น ลมปะทะที่มีความเร็วคงที่จากทางด้านหน้าดังรูปที่ 2.6 จะทำให้ความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่ปะทะกับใบพัดแต่ละตำแหน่งเปลี่ยนแปลงไป โดยช่วงที่ใบพัดหมุนเข้าหาลมจะมีความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่ปะทะกับใบพัดสูงขึ้น และช่วงที่ใบพัดหมุนออกจากลมจะมีความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่ปะทะกับใบพัดต่ำลง ดังนั้นการกระจายของความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่ปะทะกับใบพัดจะไม่สมมาตรกันในแนวแกน

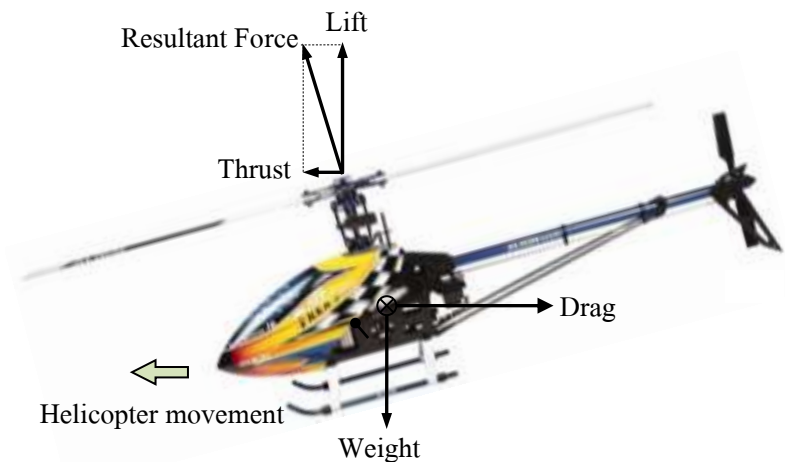
กลางของระนาบการหมุนของใบพัด ทำให้แรงยกไม่สมมาตรกันด้วย เป็นผลให้เกิดโมเมนต์ขึ้น สำหรับกรณีดังรูปที่ 2.6 นี้จะเกิดโมเมนต์รอบแกน x ของเฮลิคอปเตอร์



รูปที่ 2.6 แสดงความเร็วสัมพัทธ์ของอากาศที่ปะทะกับใบพัดเมื่อมีลมจากภายนอก

2.2 หลักการบินเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ [5]

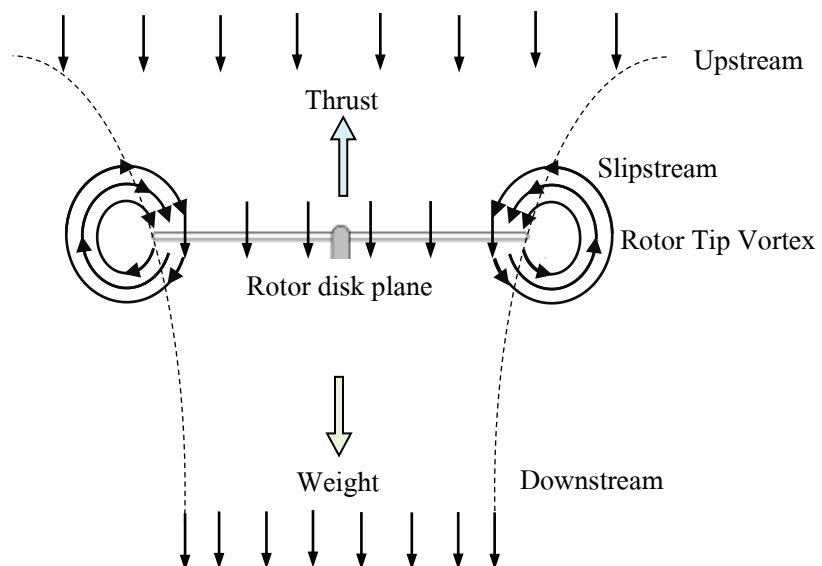
จากการที่ใบพัดหลักสร้างแรงยก แรงยกจะตั้งฉากกับแนวระนาบของใบพัด ถ้าระนาบของใบพัดหลักเอียงไปจากแนวระนาบ จะแยกส่วนประกอบของแรงได้ออกเป็นสองแรง (Lift – Thrust Forces) นั่นคือแรงในแนวอนแรงขับเคลื่อน (Thrust) และแรงในแนวตั้งคือแรงยก (Lift) จุดมุ่งหมายของ Cyclic stick control คือ การเอียงระนาบของใบพัดหลักไปตามทิศทางที่ต้องการ แนวแรงขับเคลื่อนจะดึงเฮลิคอปเตอร์ไปในทิศทางที่ใบพัดเอียงไป Cyclic stick control จะเป็นตัวควบคุมลักษณะท่าทางของการบินรวมถึงความเร็วของเฮลิคอปเตอร์ด้วย



รูปที่ 2.7 การเอียงของใบพัดหลัก ทำให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปในทิศทางที่ต้องการ

2.2.1 หลักการบินอยู่กับที่ของเฮลิคอปเตอร์

การฮอปเวอร์ริงหรือการบินอยู่กับที่ คือการบินโดยความเร็วในแนวระนาบและแนวตั้งเป็นศูนย์ โดยมีหลักการคือใบพัดหลักจะหมุนและเปิดมุมปะทะเพื่อสร้างแรงยก เมื่อแรงยกมีค่าเท่ากับน้ำหนักของตัวเฮลิคอปเตอร์แล้ว ตัวเฮลิคอปเตอร์ก็จะสามารถลอยนิ่งอยู่กลางอากาศได้



รูปที่ 2.8 แรงที่ใบพัดหลักสร้างแรงยก เท่ากับน้ำหนักของตัวเฮลิคอปเตอร์

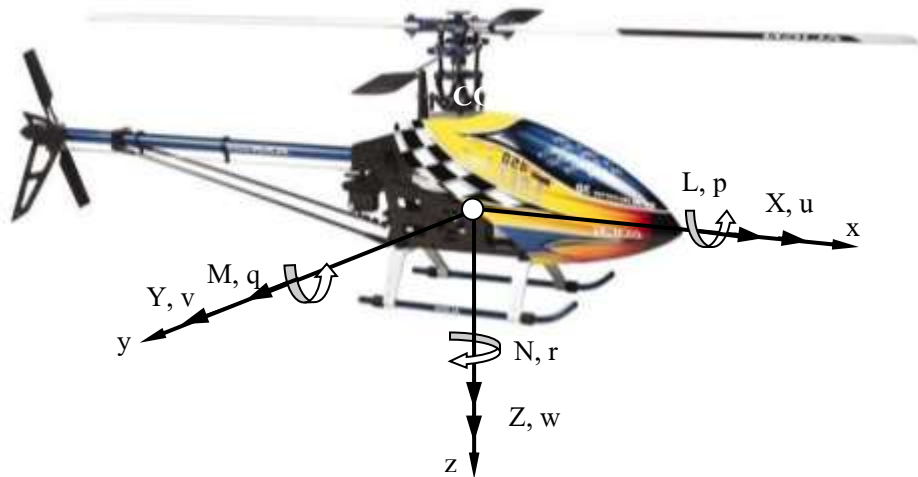
แต่ความจริงนั้น เมื่อใบพัดหลักหมุนย่อมเกิดแรงต่าง ๆ มากกระทำมากมายทั้งจากแรงที่เกิดจากใบพัดหลักเองและแรงจากภายนอก ดังนั้นการที่เราจะทำให้เฮลิคอปเตอร์สามารถรักษาสมดุลอยู่กับที่โดย

ไม่เอียงไปมาได้ ก็ด้วยการควบคุมมุมของใบพัดหลักให้สร้างแรงหักล้างกับแรงที่กระทำอยู่ ซึ่งในขณะที่ใบพัดหลักหมุนจะมีลมวนอยู่รอบๆ ปลายใบพัดหลัก เรียกว่า Rotor Tip Vortex

2.3 สมการจลศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์ [6]

2.3.1 การตั้งแกนและตัวแปรต่างๆ สำหรับเฮลิคอปเตอร์

ในงานวิจัยนี้จะใช้การตั้งแกนในระบบพิกัดคาร์ทีเซียนใน 3 มิติ ซึ่งจะประกอบไปด้วยแกน x, y และ z ทิศทางของแกนทั้ง 3 นั้นต้องตั้งฉากกัน และเป็นไปตามทิศทางของกฎมือขวา โดยจะตั้งจุดเริ่มต้นแกนอยู่ที่จุดศูนย์กลางมวลของเฮลิคอปเตอร์ (Center of Gravity: CG) โดยตั้งแกน x ทิศชี้ตามแนวลำตัวไปทางด้านหน้าของเฮลิคอปเตอร์ แกน y ตั้งฉากกับแกน x ทิศชี้ไปทางขวาของเฮลิคอปเตอร์ และแกน z ตั้งฉากกับระนาบ xy ทิศชี้ลงด้านล่าง ในการศึกษาเรื่องเฮลิคอปเตอร์สิ่งสำคัญคือต้องทำความเข้าใจคือเรื่องการตั้งแกน และตัวแปรต่างๆ ที่ใช้ ดังแสดงในรูปที่ 2.9



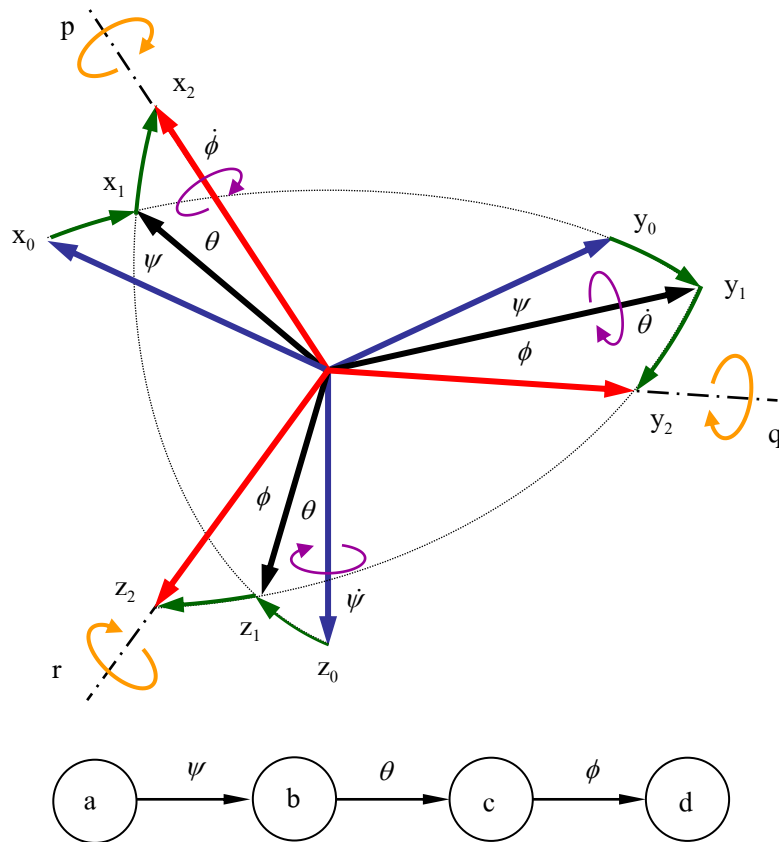
รูปที่ 2.9 แกนและตัวแปรต่างๆ ของเฮลิคอปเตอร์

โดยที่	CG	คือ จุดศูนย์กลางมวล (Center of Gravity: CG)
	x, y, z	คือ แกน x, y, z ของเฮลิคอปเตอร์
	L, M, N	คือ โมเมนต์รอบแกน x, y, z (N.m)
	p, q, r	คือ ความเร็วเชิงมุมของเฮลิคอปเตอร์ รอบแกน x, y, z (rad/s)
	X, Y, Z	คือ แรงตามแนวแกน x, y, z (N)
	u, v, w	คือ ความเร็วของเฮลิคอปเตอร์ ตามแนวแกน x, y, z (m/s)

2.3.2 การหมุนแบบมุมของออยเลอร์ (Euler angles)

ในรูปที่ 2.10 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมเอียงตัวต่างๆของเฮลิคอปเตอร์ โดยพิจารณาตามกระบวนการหมุนแกนยึดอ้างอิง (Fixed Frame) ไปยังแกนลำตัว (Body Frame) และสามารถอธิบายจากการหมุนรอบแกน 3 แกน โดยใช้กระบวนการหมุนจาก a-Frame ไปยัง d-Frame ตามลำดับดังนี้

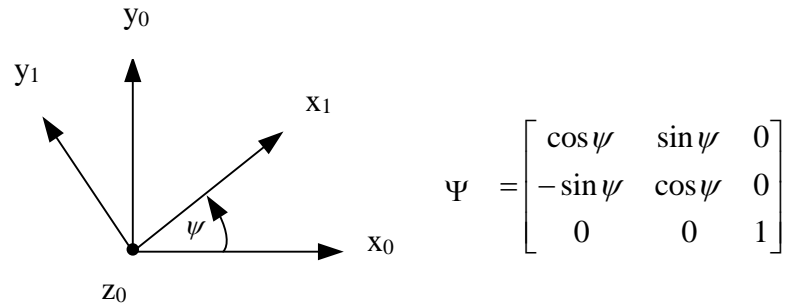
การหมุนครั้งที่ 1 มุมยอว์ (Yaw ψ) หมุนรอบแกน z ที่เคลื่อนที่ หรือแกน z_0
 การหมุนครั้งที่ 2 มุมพิทช์ (Pitch θ) หมุนรอบแกน y ที่เคลื่อนที่ หรือแกน y_1
 การหมุนครั้งที่ 3 มุมโรล (Roll ϕ) หมุนรอบแกน x ที่เคลื่อนที่ หรือแกน x_2



รูปที่ 2.10 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเชิงมุมและมุมเอียงในแกนลำตัวของเฮลิคอปเตอร์

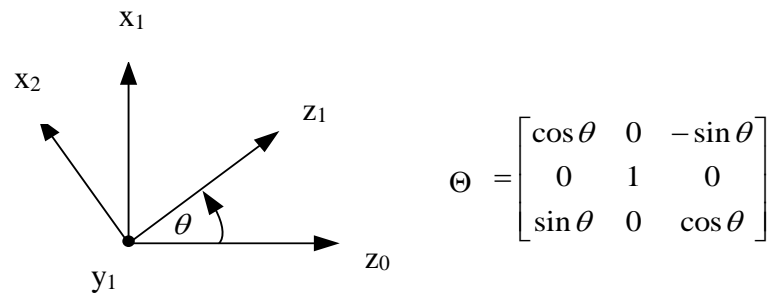
เมื่อหมุนแกนตามลำดับดังรูปที่ 2.11-2.13 แล้วจะได้การแปลงเมตริกซ์ (Transformation matrix: T) ระหว่างกรอบอ้างอิงในรูปของมุมของออยเลอร์ดังสมการที่ (2.2) - (2.4)

$$\begin{bmatrix} i_1 \\ j_1 \\ k_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_0 \\ j_0 \\ k_0 \end{bmatrix} \quad \text{or} \quad \{b\} = \Psi\{a\} \quad (2.2)$$



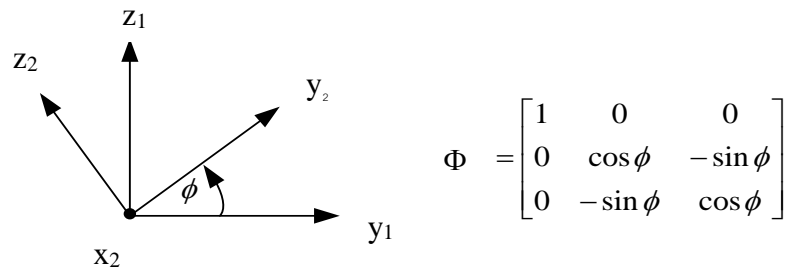
รูปที่ 2.11 ระนาบ a - Frame และการหมุนมุมยอว์ (Yaw ψ)
โดยแกน z_0 พุ่งออกจากกระดาษ

$$\begin{bmatrix} i_2 \\ j_1 \\ k_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_1 \\ j_1 \\ k_0 \end{bmatrix} \quad \text{or} \quad \{c\} = \Theta \{b\} \quad (2.3)$$



รูปที่ 2.12 ระนาบ b - Frame และการหมุนมุมพิทช์ (Pitch θ)
โดยแกน y_1 พุ่งออกจากกระดาษ

$$\begin{bmatrix} i_2 \\ j_2 \\ k_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_1 \\ j_1 \\ k_1 \end{bmatrix} \quad \text{or} \quad \{d\} = \Phi \{c\} \quad (2.4)$$



รูปที่ 2.13 ระนาบ c - Frame และการหมุนมุมโรล (Roll ϕ)
โดยแกน x_2 พุ่งออกจากกระดาษ

เพราะฉะนั้นสามารถสร้างองค์ประกอบกับจุดเริ่มต้นการหมุนของระบบแกนลำตัวที่สัมพันธ์กันได้ ดังนี้

$$\{d\} = \Phi \Theta \Psi \{a\} = \Gamma \{a\} \quad (2.5)$$

แสดงเป็น Transformation matrix ดังสมการที่ (2.6)

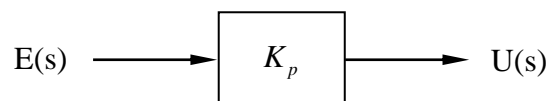
$$\Gamma = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

2.4 หลักการควบคุมแบบป้อนกลับ (Principles Feedback Control System) [7]

การควบคุมแบบป้อนกลับ (Feedback Controller) หรือการควบคุมแบบวงปิด (Closed-Loop) การควบคุมแบบอัตโนมัตินี้จะทำการเปรียบเทียบสัญญาณที่วัดได้จริงจากระบบด้วยเซ็นเซอร์ (Sensor) แล้วนำมาเปรียบเทียบกับค่าที่ต้องการพิจารณาการเปลี่ยนแปลงที่เกิดขึ้น เพื่อสร้างสัญญาณควบคุมที่สามารถลดความผิดพลาดที่เกิดขึ้นให้มีค่าเป็นศูนย์หรือมีค่าน้อยที่สุด โดยงานวิจัยนี้พิจารณาตัวควบคุมที่ใช้กันอย่างแพร่หลายคือ PID Controller มาใช้กับระบบที่ทำการวิจัย ซึ่งเลือกใช้ตัวควบคุมแบบ PD มาควบคุม ทั้งนี้ตัวควบคุมต้องยังคงที่จะรักษาคุณสมบัติต่างๆ ที่ต้องการได้อย่างครบถ้วน โดยสามารถแบ่งระบบควบคุมได้ดังนี้

2.4.1 การควบคุมแบบสัดส่วน (Proportional Control, P-Control)

การควบคุมระบบแบบป้อนกลับโดยใช้ตัวควบคุมแบบสัดส่วนนั้น สัญญาณควบคุม $U(s)$ จะเป็นสัดส่วนโดยตรงกับค่าสัญญาณความผิดพลาด $E(s)$ ที่เกิดจากผลต่างระหว่างค่าสัญญาณอ้างอิงกับสัญญาณเอาต์พุตของระบบที่ทำการควบคุมนั้นดังแสดงในแผนภาพบล็อกข้างล่างนี้



รูปที่ 2.14 สัญญาณอินพุต-เอาต์พุตของการควบคุมเชิงสัดส่วน

ความสัมพันธ์ระหว่างเอาต์พุตจากตัวควบคุมและสัญญาณผิดพลาดที่ส่งเข้าไปในระบบสามารถเขียนได้ดังนี้

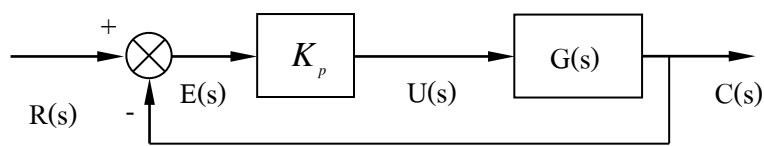
$$u(t) = K_p e(t) \quad (2.7)$$

- เมื่อ $u(t)$ คือ อินพุตที่ป้อนให้กับระบบ
 $e(t)$ คือ ค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้น
 K_p คือ อัตราขยายที่กำหนดการทำงานของเอาต์พุตให้เป็นสัดส่วนกับค่าความคลาดเคลื่อนของระบบ

ถ้าเขียนอยู่ในรูปแบบผลการแปลงลาปลาซ จะได้ว่า

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \quad (2.8)$$

ซึ่งสามารถเขียนเป็นรูปบล็อกไดอะแกรมของการควบคุมได้ดังรูปที่ 2.15

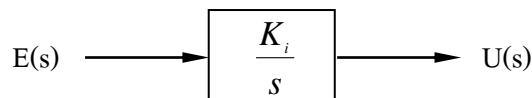


รูปที่ 2.15 บล็อกไดอะแกรมของการควบคุมแบบ P-Control

- เมื่อ $U(s)$ คือ อินพุตที่ป้อนให้กับระบบ
 $E(s)$ คือ ค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้น $= R(s) - C(s)$
 $R(s)$ คือ ค่าอินพุตที่ต้องการให้ระบบทำงาน
 $C(s)$ คือ ค่าเอาต์พุตที่วัดได้จากเซ็นเซอร์

2.4.2 การควบคุมแบบอินทิกรัล (Integral Control, I-Control)

การควบคุมแบบอินทิกรัล (Integral Controller) มีรูปสมการดังนี้



รูปที่ 2.16 สัญญาณอินพุต-เอาต์พุตของการควบคุมแบบอินทิกรัล

ความสัมพันธ์ระหว่างเอาต์พุตจากตัวควบคุมและสัญญาณผิดพลาดที่ส่งเข้าไปในระบบสามารถเขียนได้ดังนี้

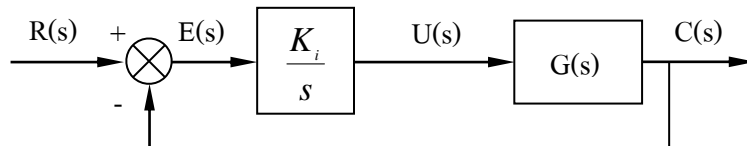
$$u(t) = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (2.9)$$

เมื่อ K_i คือ อัตราขยายที่กำหนดการทำงานของเอาต์พุตให้อยู่ในสภาวะอยู่ตัวของระบบซึ่งมีผลทำให้ค่าความคลาดเคลื่อนในสภาวะอยู่ตัวมีค่าเป็นศูนย์

นำสมการ (2.9) มาแปลงรูปลาปลาซ

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_i}{s} \quad (2.10)$$

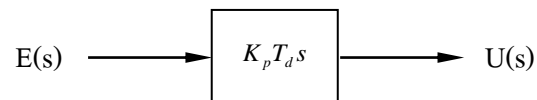
นำมาเขียนเป็นรูปบล็อกไดอะแกรมของการควบคุมได้ดังรูปที่ 2.17



รูปที่ 2.17 บล็อกไดอะแกรมของการควบคุมแบบ I-Control

2.4.3 การควบคุมแบบอนุพันธ์ (Derivative Control, D-Control)

การควบคุมแบบอนุพันธ์ (Derivative Controller) มีรูปสมการดังนี้



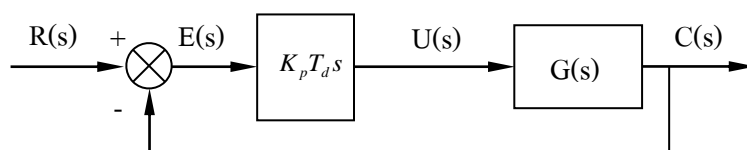
รูปที่ 2.18 สัญญาณอินพุต-เอาต์ของการควบคุมแบบอนุพันธ์

$$u(t) = K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.11)$$

เมื่อ T_d คือ ช่วงเวลาอนุพันธ์ นำสมการ (2.11) มาแปลงรูปลาปลาซ

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p T_d s \quad (2.12)$$

นำมาเขียนเป็นรูปบล็อกไดอะแกรมของการควบคุมได้ดังรูปที่ 2.19



รูปที่ 2.19 บล็อกไดอะแกรมของการควบคุมแบบ D-Control

ซึ่งการควบคุมแบบอนุพันธ์ (Derivative Controller) มักจะใช้ร่วมกับตัวควบคุมตัวอื่นเช่นการควบคุมแบบสัดส่วนเป็นต้น ทั้งนี้เมื่อเราต้องการใช้การควบคุมแบบ P I และ D ตัวใดตัวหนึ่งหรือจับคู่รวมกันเช่น การควบคุมแบบ PD (PD-Control) การควบคุมแบบ PI (PI-Control) และการควบคุมแบบ PID (PID-Control) ได้ดังนี้

2.4.4 การควบคุมแบบสัดส่วนบวกกับแบบอนุพันธ์ (PD-Control)

ตัวควบคุมแบบ PD นั้นใช้เพื่อปรับปรุง การตอบสนองชั่วคราวของระบบให้ดีขึ้น โดยลดการเกิดโอเวอร์ชูตของระบบ ขณะที่เสถียรภาพของระบบก็จะต้องดีด้วยหรืออยู่ในระดับที่ยอมรับได้

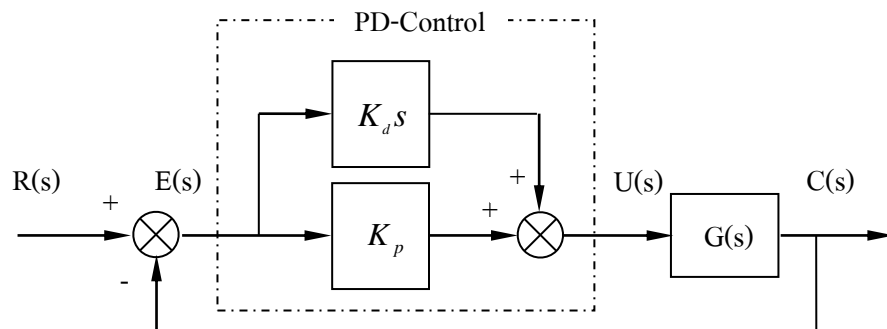
การควบคุมแบบสัดส่วนบวกกับแบบอนุพันธ์ (PD-Control) มีรูปสมการดังนี้

$$u(t) = K_p e(t) + K_d \frac{de}{dt} \quad (2.13)$$

นำสมการ (2.13) มาแปลงรูปลาปลาซ

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p + K_d s \quad (2.14)$$

นำมาเขียนเป็นรูปบล็อกไดอะแกรมของการควบคุมได้ดังรูปที่ 2.20



รูปที่ 2.20 บล็อกไดอะแกรมของการควบคุมแบบ PD-Control

2.4.5 การควบคุมแบบสัดส่วนบวกกับแบบอินทิกรัล (PI-Control)

ตัวควบคุมแบบ PI นั้นเป็นการนำคุณสมบัติที่ดีของชุดควบคุมทั้งสองมาใช้ คือ มีการตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณค่าผิดพลาด (Error signal) เร็วกว่าการชดเชยแบบอินทิกรัล แต่ช้ากว่าการชดเชยแบบสัดส่วน และความเสถียรภาพที่สถานะอยู่ตัว (Steady State) ของระบบอยู่ในระดับที่ยอมรับได้

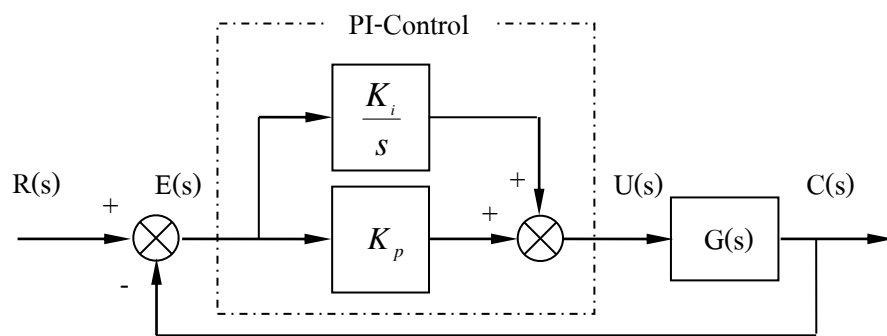
การควบคุมแบบสัดส่วนบวกกับแบบอินทิกรัล (PI-Control) มีรูปสมการดังนี้

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt \quad (2.15)$$

นำสมการ (2.15) มาแปลงรูปลาปลาซ

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p + \frac{K_i}{s} \quad (2.16)$$

นำมาเขียนเป็นรูปบล็อกไดอะแกรมของการควบคุมได้ดังรูปที่ 2.21



รูปที่ 2.21 บล็อกไดอะแกรมของการควบคุมแบบ PI-Control

2.4.6 การควบคุมแบบสัดส่วนบวกอินทิกรัลบวกอนุพันธ์ (PID-Control)

ตัวควบคุมแบบ PID นั้นเป็นการนำคุณสมบัติที่ดีของทั้ง สามตัวที่กล่าวมาข้างต้นมาปรับใช้กับระบบ ให้ได้การตอบสนองที่เพียงพอต่อความต้องการ

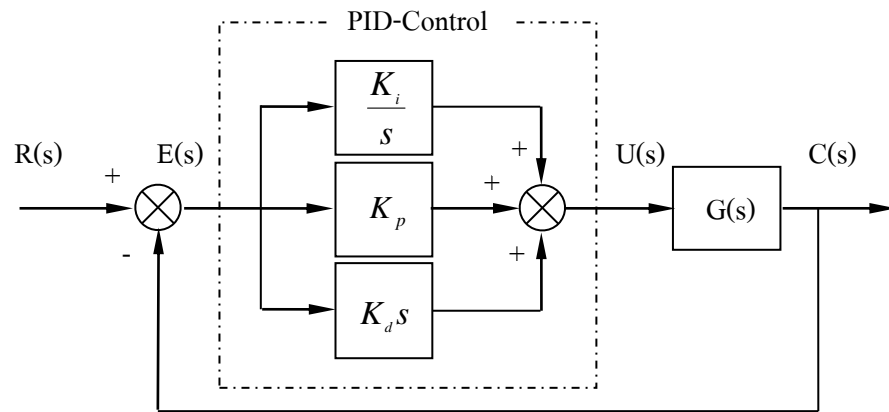
การควบคุมแบบสัดส่วนบวกอินทิกรัลบวกอนุพันธ์ (PID-Control) มีรูปสมการดังนี้

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de}{dt} \quad (2.17)$$

นำสมการ (2.17) มาแปลงรูปลาปลาซ

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (2.18)$$

นำมาเขียนเป็นรูปบล็อกไดอะแกรมของการควบคุมได้ดังรูปที่ 2.22



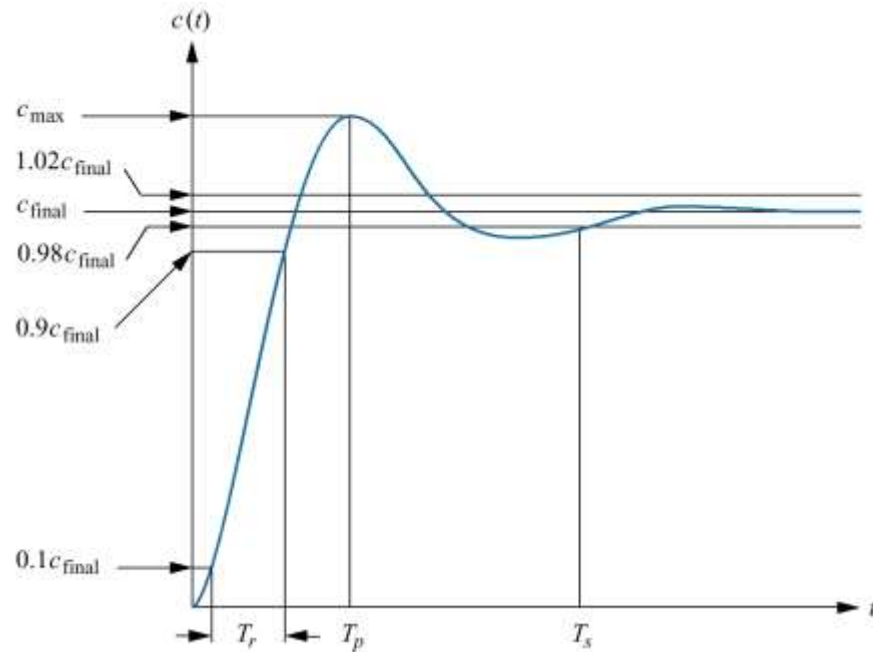
รูปที่ 2.22 บล็อกไดอะแกรมของการควบคุมแบบ PID-Control

จากสมการการควบคุม จะเห็นได้ว่าค่าอินพุตที่ป้อนให้ระบบ จะขึ้นอยู่กับค่าเกน K_p , K_i และ K_d ดังนั้นการออกแบบตัวควบคุมจำเป็นที่จะต้องเลือกค่าอัตราขยายต่างๆของตัวควบคุมนั้น การเลือกค่าอัตราขยายหรือการคำนวณหาอัตราขยายนั้นก็ขึ้นอยู่กับคุณสมบัติเฉพาะของการตอบสนองในช่วงภาวะชั่วคราว

ดังนั้นการนำการควบคุมแบบต่างๆ และในการเลือกใช้ตัวควบคุมแบบใดนั้นหรือว่าจะจับคู่กับการควบคุมเช่น PI, PD หรือ PID ในการใช้การควบคุมแบบไหนนั้นระบบต้องยังคงที่จะรักษาคุณสมบัติที่ต้องการได้

2.4.7 ผลการตอบสนองในโดเมนเวลา (Time Response Specification)

การตอบสนองในโดเมนเวลาของระบบควบคุมเป็นสิ่งพึงประสงค์ของงานวิจัย เพื่อเราจะสามารถทราบและออกแบบตัวควบคุมให้เหมาะสมกับระบบที่ทำการทดสอบ ทั้งนี้ผลการตอบสนองในการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ ที่ต้องการนั้นจะต้องมีความเหมาะสม โดยพิจารณาจากลักษณะการบังคับของเฮลิคอปเตอร์จากผู้บังคับที่มีความชำนาญและไม่ทำให้เฮลิคอปเตอร์เสียการทรงตัว ระบบที่ใช้อ้างอิงคือระบบอันดับที่สอง ต่อการตอบสนองสัญญาณอินพุตแบบขั้นบันไดหนึ่งหน่วย สามารถกำหนดคุณสมบัติบางประการของระบบควบคุม โดยผลการตอบสนองจะแสดงในลักษณะดังรูปที่ 2.23



รูปที่ 2.23 การตอบสนองต่ออินพุตแบบขั้นบันไดหนึ่งหน่วยของระบบควบคุม [7]

จากรูปที่ 2.23 การตอบสนองโดยรวมประกอบด้วย 2 ส่วน ได้แก่ การตอบสนองชั่วคราว และการตอบสนองในสภาวะอยู่ตัว

ในส่วนของการตอบสนองในสภาวะอยู่ตัวนั้น ค่าที่จะใช้พิจารณาความสามารถของการควบคุมในการวิจัยนี้ คือ ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว (steady state error, e_{ss}) ซึ่งแสดงถึงความแม่นยำของการรักษาการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ โดยกำหนดให้อยู่ในช่วง $\pm 2 \text{ deg}$

2.4.8 ค่าผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว(Steady-State Error)

ความหมายของค่าผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวคือ ความแตกต่างระหว่างอินพุตกับเอาต์พุต ($E(s)$) เมื่อป้อนสัญญาณรูปแบบต่างๆที่ใช้ในการทดสอบเข้าไปที่อินพุตของระบบ แล้วตรวจสอบความแตกต่างที่เวลาที่ระบบอยู่ในสภาวะอยู่ตัว โดยระบบวงปิดสามารถช่วยลดผลกระทบจากการผันแปรในแบบจำลองระบบ และการรบกวนจากภายนอก แต่ระบบวงปิดก็มีสมบัติเฉพาะตัวที่พึงระวังคือ ค่าผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว (Steady-State Error) ใช้สัญลักษณ์ e_{ss}

$$E(s) = R(s) - B(s)$$

$$E(s) = R(s) - H(s)C(s)$$

$$\begin{aligned} \frac{E(s)}{R(s)} &= 1 - H(s) \left[\frac{G(s)}{1 + GH(s)} \right] \\ &= \frac{1}{1 + GH(s)} \end{aligned}$$

ดังนั้นจะได้

$$E(s) = \frac{1}{1 + GH(s)} R(s) \quad (2.19)$$

$$e_{ss} = e(s) \Big|_{t \rightarrow \infty} = \lim_{s \rightarrow 0} s E(s) = \lim_{s \rightarrow 0} \frac{sR(s)}{1 + GH(s)} \quad (2.20)$$

2.5 ผลงานวิจัยในอดีตที่เกี่ยวข้อง

จากผลงานวิจัยที่ผ่านมาการควบคุมของเฮลิคอปเตอร์ โดยอัตโนมัติมีการใช้การควบคุมแบบพื้นฐานอย่างเดียวไปจนถึงการใช้การควบคุมที่มีความซับซ้อนมากขึ้นในลักษณะต่างๆ เพื่อปรับปรุงผลการควบคุมให้มีความแม่นยำและมีเสถียรภาพที่ดีขึ้น ดังตัวอย่างงานวิจัยที่ได้เสนอนี้

ปี ค.ศ. 2001 B. Kadmiry, P. Bergsten และ D. Driankov ได้วิจัยการควบคุมทิศทางและการเอียงตัวอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์ โดยเฮลิคอปเตอร์รุ่น APID MK-III ถูกนำมาใช้ในงานวิจัยนี้ การทดสอบใช้การควบคุมแบบ FGS (Fuzzy Gain Scheduling) ทำการปรับค่าตัวแปร ในตัวควบคุมให้เหมาะสมกับสภาวะของการควบคุม ณ เวลานั้นๆ ซึ่งผลจากการจำลองทางคณิตศาสตร์ (Simulation) แสดงให้เห็นว่า สามารถควบคุมมุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ได้ในช่วงที่กว้างขึ้นคือ ทำมุมในการเอียงตัวของมุมโรลและมุมพิทช์ได้ ± 45 องศา และมุมยอร์สามารถหมุนในช่วง ± 180 องศา ได้อย่างมีเสถียรภาพโดยมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยอยู่ในช่วงประมาณ ± 1 deg แต่เฮลิคอปเตอร์จะใช้เวลา 6 วินาทีในการกลับเข้าสู่มุมพิทช์และมุมโรล และ 3 วินาทีในการกลับเข้าสู่มุมยอร์ที่กำหนดไว้ จากนั้นปี ค.ศ. 2005 Sanchez, E.N. และคณะ ได้เลือกใช้วิธีการควบคุมแบบฟัซซี่-PID โดยใช้ฟัซซี่ลอจิกแบบ Mamdani ในการอนุมานค่า และนำไปปรับแต่งค่าตัวแปรของการควบคุมแบบ PID และระบบยังสามารถที่จะปรับแต่งค่าอัตราขยาย (gain) โดยอัตโนมัติ เพื่อปรับปรุงความแม่นยำและทำให้ผลการควบคุมมีประสิทธิภาพดีขึ้น ในการทดสอบระบบจะอยู่ภายใต้การรบกวนจากลมในแต่ละแกนการหมุนของเฮลิคอปเตอร์ที่มีความเร็วลม 1 m/s จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ (Simulation)

สามารถควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์โดยมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยของมุมโรลและมุมพิทช์อยู่ในช่วงประมาณ ± 6 deg โดยไม่เกิดการสั่นอย่างรุนแรงเกิดขึ้น ต่อมาปี ค.ศ. 2007 Morteza Mohammadzaheri วิธีการควบคุมแบบฟัซซี่ลอจิกแบบ Mamdani (MFC) และแบบ Takagi-Sugeno (SFC) ในการควบคุมทิศทางของแบบจำลองเฮลิคอปเตอร์ และใช้การหยุดและลดการป้อนข้อมูลของการควบคุมแบบฟัซซี่ลอจิกแบบ Takagi-Sugeno (SFCB) ก่อนการเปลี่ยนทิศทางถึงมุมที่ต้องการ โดยเรียกว่า “Fuzzy Brake” เพื่อลดหรือป้องกันการเกิดการพุ่งเกินที่เกิดจากการเปลี่ยนทิศทางจากการควบคุมทั้งสองแบบ การควบคุมด้วยวิธีนี้สามารถลดค่าการพุ่งเกินจาก 10% ลดลงจนไม่เกิดการพุ่งเกินขึ้น

ตัวอย่างงานวิจัยที่ใช้การควบคุมแบบอื่นๆ ที่ไม่ใช้การควบคุมแบบ PID ได้แก่ ปี ค.ศ. 2008 Yi Chao. และคณะ ได้เสนอวิธีการควบคุมทิศทางและการเอียงตัวด้วยพื้นฐานของการปรับการควบคุมแบบโครงข่ายประสาทเทียม เพื่อลดการหมุนตัวและการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ไร้คนขับ โดยใช้ค่าผิดพลาดจากสมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างขึ้นมาออกแบบการชดเชยการควบคุมด้วยโครงข่ายประสาทเทียม ผลการควบคุมแสดงให้เห็นว่าระบบที่ออกแบบในวิธีการนี้จะสามารถรักษาทิศทางและการเอียงตัวได้ โดยการรักษาทิศทางมีค่าความผิดพลาดอยู่ในช่วง 3-5 องศา นอกจากนี้ปี ค.ศ. 2009 A. Barrientos และคณะ ได้วิจัยการควบคุมการเอียงตัวของอากาศยานไร้คนขับ (mini helicopter) ด้วยการควบคุมแบบ LQG (Linear Quadratic Gaussian) เปรียบเทียบกับการควบคุมแบบพื้นฐาน PID โดยการควบคุมแบบ LQG คือวิธีการควบคุมแบบเหมาะสมที่สุดสำหรับปัญหาที่เป็นระบบเชิงเส้น ซึ่งใช้ร่วมกับตัวกรองคาลมาน (Kalman Filter) ซึ่งเป็นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับประมาณสถานะของระบบที่เปลี่ยนแปลงตามเวลา โดยการทดสอบจะมีการรบกวนระบบควบคุมแบบชั่วขณะ (impulse) เพื่อสังเกตผลตอบสนองที่เกิดขึ้น จากผลการทดสอบการควบคุมโดยใช้ LQG ในการวิจัยนี้แสดงให้เห็นว่าระบบอากาศยานสามารถรักษาเสถียรภาพในการทรงตัวได้โดยมีค่าความผิดพลาดสูงสุดของมุมพิทช์และมุมโรลประมาณ ± 1 องศา แสดงให้เห็นว่าสามารถควบคุมได้ แต่เฮลิคอปเตอร์จะใช้เวลา 4 วินาทีในการกลับเข้าสู่มุมพิทช์และมุมโรลที่กำหนดไว้เมื่อมีการรบกวนเกิดขึ้น และในส่วนของผลการควบคุมโดยใช้การควบคุมแบบ PID แสดงให้เห็นว่าสามารถรักษาเสถียรภาพในการทรงตัวได้ มีค่าความผิดพลาดสูงสุดของมุมพิทช์และมุมโรลประมาณ ± 2 องศา เฮลิคอปเตอร์จะใช้เวลา 2.5 วินาทีในการกลับเข้าสู่มุมพิทช์และมุมโรลที่กำหนดไว้เมื่อมีการรบกวนเกิดขึ้น

ส่วนการวิจัยเกี่ยวกับการควบคุมอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์ในประเทศไทยนั้น ได้แก่ ปี พ.ศ. 2547 สุคนธ์ พันธุ์เณร และ มนุกิจ พาณิชกุล ได้วิจัยการควบคุมทิศทางและความสูงในการบินของหุ่นยนต์บินที่มีลักษณะเป็นเฮลิคอปเตอร์ ในงานวิจัยได้พัฒนาระบบควบคุมโดยการประยุกต์ใช้การปรับการควบคุมแบบไฮบริด (Hybrid Adaptive) ร่วมกับการทำงานของระบบควบคุมนิวรอล-ฟัซซี่ (Neuron-

Fuzzy) ใช้ควบคุมเฮลิคอปเตอร์ในการรักษาตำแหน่ง ทิศทางการเคลื่อนที่ จากลักษณะของวิธีการปรับปรุงการควบคุมของเฮลิคอปเตอร์จะความคล้ายกับการควบคุมแบบ PID ด้วย Fuzzy Gain Scheduler คือการนำ Fuzzy Rules และ Reasoning ไปกำหนดค่า Parameter สำหรับการควบคุม ผลจากการทดสอบแสดงให้เห็นว่าสามารถควบคุมหุ่นยนต์บินได้อย่างมีประสิทธิภาพ โดยการควบคุมความสูงมีค่าความผิดพลาด 10 cm และการควบคุมทิศทางมีค่าความผิดพลาดประมาณ ± 5 deg จากนั้นปี พ.ศ. 2551 เอกลักษณ์ ศุภมณี และ ถวิดา มณีวรรณ ได้วิจัยการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็กโดยอัตโนมัติ ด้วยการควบคุมแบบ Fuzzy-PID ที่มีการปรับค่าได้ สามารถรักษาทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ได้ ดีกว่าการควบคุมแบบ PID เพียงวิธีเดียว ตัวอย่างงานวิจัยนี้แสดงให้เห็นว่าในการควบคุมแบบ Fuzzy-PID ที่มีการปรับค่าได้ จะทำให้ผลการควบคุมการหันทิศทางมีค่าความผิดพลาดเฉลี่ยในสถานะอยู่ตัวลดลงอยู่ในช่วง ± 2 deg โดยที่การควบคุมแบบ PID เพียงอย่างเดียวนั้นจะทำให้ผลการควบคุมการหันทิศทางมีค่าความผิดพลาดเฉลี่ยในสถานะอยู่ตัวลดลงอยู่ในช่วงประมาณ ± 7 deg แต่การควบคุมแบบฟัซซี่ลอจิก มีข้อเสียคือถ้าในระหว่างการบินเกิดผลการควบคุมต่างไปจากกฎการควบคุมที่ได้ออกแบบไว้หรืออากาศพลศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์เปลี่ยนแปลงไปการควบคุมที่ใช้ก็จะไม่เหมาะสมได้

นอกจากนี้การวิจัยเกี่ยวกับผลกระทบของลมปะทะที่มีต่อการควบคุมอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์นั้น ปี พ.ศ. 2553 สุรชัย เหมหิรัญ และ อรรณพ เรืองวิเศษ ได้วิจัยการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ในขณะที่มีลมเข้ามาปะทะ โดยใช้การควบคุมพื้นฐานแบบ PID ในการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ โดยวิธีการทดสอบจะใช้การควบคุมแบบ PD และใช้การ เปิด/ปิด การควบคุมแบบ I ในการลดค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวเฉลี่ยโดยไม่เกิดการพุ่งเกินของมุมยอร์ โดยสร้างสมการทำนายค่าความผิดพลาดมาใช้ในการ เปิด/ปิด การควบคุมแบบ I ในขณะที่มีลมเข้ามาปะทะ ผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่าสามารถควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ในสถานะที่มีลมเข้ามาปะทะได้ โดยผลตอบสนองจะมีการพุ่งเกินและการสั่นในสถานะอยู่ตัวขึ้นแต่จะน้อยกว่าการใช้การควบคุมแบบ PID ตลอดเวลา และค่าความผิดพลาดสูงสุดและต่ำสุดในสถานะอยู่ตัวยังอยู่ในช่วง ± 2 deg ที่ยอมรับได้