

การพัฒนาระบบควบคุมการบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับ
แบบปรับเอียงใบพัดได้ในช่วงการบินเปลี่ยนเฟส



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2563

**DEVELOPING FLIGHT CONTROL SYSTEM FOR
TILTROTOR UAV IN TRANSITION FLIGHT MODE**



Sarul Sakulthong

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirement for the

Degree of Master of Engineering in Mechanical and Process

System Engineering

Suranaree University of Technology

Academic Year 2020

การพัฒนากระบวนการบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้
ในช่วงการบินเปลี่ยนเฟส

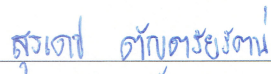
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(ผศ. ดร.ชโลธร ชรรวมแท้)

ประธานกรรมการ



(อ. ดร.สุรเดช ตัญตัยรัตน์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)




(รศ. ดร.จิระพล ศรีเสรีภูผล)

กรรมการ



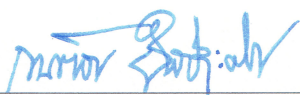
(ผศ. ดร.ชินภัทร ทิพย์โยภาส)

กรรมการ



(อ. ดร.อัษฎพล อริยฤทธิ)

กรรมการ



(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและพัฒนาความเป็นสากล



(รศ. ดร.พรศิริ จงกล)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

สรัด สกุลทอง : การพัฒนาระบบควบคุมการบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ในช่วงการบินเปลี่ยนเฟส (DEVELOPING FLIGHT CONTROL SYSTEM FOR TILTROTOR UAV IN TRANSITION FLIGHT MODE) อาจารย์ที่ปรึกษา : อาจารย์ ดร. สุรเดช ตัญจรัยรัตน์, 163 หน้า.

อากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้คือ อากาศยานที่สามารถทำการบินขึ้นลงในแนวตั้งเหมือนเฮลิคอปเตอร์และเปลี่ยนเป็นการบินไปข้างหน้าด้วยความเร็วสูงเหมือนเครื่องบินปีกตรึงได้ เรียกช่วงเปลี่ยนโหมดการบินนี้ว่า “ช่วงการบินเปลี่ยนเฟส (Transition)” โดยการปรับเอียงมุมใบพัดจากการวางตัวในแนวตั้งมาเป็นแนวระดับและในทางตรงกันข้าม ซึ่งช่วงการบินเปลี่ยนเฟสมีความสำคัญที่สุดเนื่องจากพลวัตของตัวอากาศยานมีการเปลี่ยนแปลงตลอดจากต้นจนจบ งานวิจัยชิ้นนี้มีวัตถุประสงค์คือ หาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่อธิบายพฤติกรรมทางพลวัตของอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ และทำการเทียบความแม่นยำของแบบจำลองกับข้อมูลการบินด้วยโปรแกรม MATLAB Simulink จากนั้นนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ไปออกแบบตัวควบคุมการบินแบบปรับตัวได้อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบปรับค่า Gain PID (MRAC/PID) เพื่อควบคุมอัตราการเปลี่ยนมุม Roll และ Pitch ของอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ ซึ่งตัวควบคุมนี้จะปรับค่า PID Gain ขึ้นอยู่กับความต่างของการตอบสนองของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ทำได้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference model) ซึ่งอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้สามารถรักษาสมดุลได้ในระหว่างการบินทดสอบบนการจำลอง (Simulation)

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล
ปีการศึกษา 2563

ลายมือชื่อนักศึกษา Saml
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา สุรเดช ตัญจรัยรัตน์

SARUL SAKULTHONG : DEVELOPING FLIGHT CONTROL SYSTEM
FOR TILTROTOR UAV IN TRANSITION FLIGHT MODE. THESIS

ADVISOR : SURADET TANTRAIRATN, Ph.D., 163 PP.

CONTROL SYSTEM/TILTROTOR UAV/ADAPTIVE CONTROL/MODELING/
SYSTEM IDENTIFICATION

Tiltrotor UAV is an aircraft which takeoffs and lands vertically like helicopter and then flies forward with high speed like fixed wing airplane. This process called Transition flight mode. The Transition flight mode is performed by tilting its rotor from vertical to horizontal and vice versa. This is the most significant flight phase to be considered due to the dynamic varying of tiltrotor UAV throughout transition period. This research is focusing on the determination of mathematic models which represents dynamic behaviors of tiltrotor UAV. Model accuracy was validated with actual flight test data using MATLAB Simulink software. Then these dynamic models were used to design flight control law, Model Reference Adaptive Control (MRAC) with Proportional-Integral-Derivative (PID) control scheme. MRAC was applied to control roll rate and pitch rate of tiltrotor UAV. This controller adapted control gains to force dynamic responses of tiltrotor UAV converging to reference model responses. This model responses are desired dynamic behaviors. In result of these simulations, those conducted on MATLAB Simulink software, showed that tiltrotor UAV could stabilize itself while controlled using MRAC control law.

School of Mechanical Engineering

Academic year 2020

Student's Signature Sarul

Advisor's Signature สุรเดช ตันไตรรัตน์

กิตติกรรมประกาศ

ในการที่วิทยานิพนธ์ชิ้นนี้เสร็จลุล่วงได้นั้น ผู้วิจัยต้องขอแสดงความขอบคุณต่อบุคคลผู้ให้คำปรึกษา ความช่วยเหลือ ตลอดจนคำแนะนำต่าง ๆ มากมาย ทั้งในด้านวิชาการ การประยุกต์ใช้ความรู้ และการดำเนินงานวิจัย

ขอขอบคุณ อาจารย์ ดร.สุรเดช ตัญจรัยรัตน์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ผู้ให้ทั้งการสอน วิชาการความรู้ทั้งในด้านการบินรวมถึงระบบควบคุมต่าง ๆ ให้คำปรึกษาชี้แนะแนวทาง ตลอดจนความช่วยเหลือทั้งในด้านการดำเนินงานวิจัย การส่งบทความทางวิชาการ และการจัดทำเล่มวิทยานิพนธ์จนสำเร็จลุล่วง

ขอขอบคุณ ดร.สุทธิพงษ์ ศรีกรรรมณ์ อาจารย์ผู้มอบโอกาสให้ผู้วิจัยได้ไปทำวิจัยระยะสั้นเป็นเวลา 1 เดือน ณ สถาบันเทคโนโลยีแห่งสิงคโปร์ ประเทศสิงคโปร์ ตลอดจนคำสอนและคำแนะนำต่าง ๆ ในการทำวิจัยครั้งนี้

ขอขอบคุณ บริษัท iCreativeSystems Co., Ltd ผู้สนับสนุนอากาศยานไร้คนขับแบบ Tiltrotor UAV ซึ่งใช้ในงานวิจัยครั้งนี้ ตลอดจนสนับสนุนการบินทดสอบ Tiltrotor UAV

ขอขอบคุณ คุณวัชรพล แสงเพชร วิศวกรรุ่นพี่ผู้คอยให้คำแนะนำ รวมไปถึงถ่ายทอดองค์ความรู้ต่าง ๆ ตลอดการวิจัยครั้งนี้

ขอขอบคุณ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่มอบทุนการศึกษาสำหรับผู้มีผลการเรียนดีเด่นให้กับผู้วิจัย ตลอดจนห้องทดลองและเครื่องมือที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัย

ขอขอบคุณบิดา มารดา และครอบครัวทุกคน ที่คอยเป็นกำลังใจและให้คำแนะนำ ผลักดันให้ผู้วิจัยทำงานวิจัยได้จนสำเร็จลุล่วง

สุดท้ายนี้ ผู้วิจัยขอขอบคุณท่านคณาจารย์ผู้อบรมสั่งสอนวิชาความรู้ เพื่อน พี่ น้อง และผู้มีส่วนเกี่ยวข้อง ซึ่งไม่ได้กล่าวนามไว้ ณ ที่นี้ ซึ่งมอบความช่วยเหลือให้ผู้วิจัยในด้านต่าง ๆ ไม่มากก็น้อย จนวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ประสบความสำเร็จ

สรัด สกุลทอง

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ฉ
สารบัญรูป.....	ญ
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ.....	ณ
บทที่	
1 บทนำ.....	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของงานวิจัย.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	4
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	4
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	4
2 ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	5
2.1 ความหมายของอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้.....	5
2.1.1 ประเภทของ TRUAV.....	5
2.1.2 การบินเปลี่ยนเฟส (Transition flight mode).....	6
2.2 กระบวนการออกแบบระบบควบคุม.....	7
2.2.1 ศึกษาคั่นคว้า.....	7
2.2.2 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Math modeling).....	8
2.2.3 การออกแบบกฎควบคุมการบิน.....	8
2.2.4 การทดสอบระบบควบคุมการบิน.....	8
2.3 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์.....	10
2.3.1 การระบุเอกลักษณ์ของระบบ (System identification).....	10
2.3.2 สมการการเคลื่อนที่ (Equation of motion).....	12

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

2.3.3	แรงโน้มถ่วง (Gravitational force)	18
2.3.4	แรงขับเคลื่อน (Propulsion force).....	18
2.3.5	อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic)	18
2.4	กฎการควบคุม (Control law)	22
2.4.1	ประวัติศาสตร์การควบคุม	22
2.4.2	ประเภทของกฎการควบคุม	23
2.5	ตัวอย่างกฎการควบคุมการบินที่ถูกประยุกต์ใช้ใน TRUAV	37
2.5.1	ตัวควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (Proportional-Integral-Derivative, PID)	37
2.5.2	Pole placement หรือ Eigenvalue assignment.....	37
2.5.3	Linear quadratic regulator (LQR)	37
2.5.4	Gain scheduling	37
2.5.5	Smooth switch control	38
2.5.6	การควบคุมแบบปรับตัวได้ (Adaptive control) ควบคู่กับ โครงข่ายประสาทเทียม (Artificial Neural Network, ANN).....	38
2.6	บอร์ดควบคุมการบิน.....	39
2.7	ซอฟต์แวร์ควบคุมการบินและซอฟต์แวร์จำลองการบิน	40
2.7.1	PX4	40
2.7.2	Qgroundcontrol.....	41
2.8	ซอฟต์แวร์ควบคุมการบินและซอฟต์แวร์จำลองการบิน	42
2.8.1	MATLAB และ MATLAB Simulink	42
3	วิธีดำเนินงานวิจัย.....	43
3.1	การเตรียมตัวลำอากาศยาน TRUAV	44
3.1.1	คุณลักษณะของ TRUAV.....	45
3.1.2	การวัดแรงขับเคลื่อน (Thrust) ของมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน	45
3.1.3	ขั้นตอนการประกอบ TRUAV	47
3.1.4	ซอฟต์แวร์สำหรับ TRUAV	47

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3.2	การบินเก็บข้อมูลการบิน	48
3.2.1	ขั้นตอนการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบิน.....	48
3.2.2	ตัวแปรที่ต้องทำการเก็บข้อมูลจากการบินทดสอบ	49
3.3	การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Math modelling)	50
3.3.1	การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของสมการ การเคลื่อนที่ (Equation of motion)	51
3.3.2	การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของอากาศ พลศาสตร์ (Aerodynamic).....	53
3.3.3	ระบบขับเคลื่อน (Propulsion system)	58
3.3.4	กฎการควบคุม (Control law).....	61
3.4	การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	64
3.5	การออกแบบตัวควบคุมการบิน (Flight control system design)	65
3.5.1	การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ (Plant).....	67
3.5.2	การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference model).....	69
3.5.3	การหากลไกการปรับตัวของค่า Gain (Adjustment mechanism) หรือกฎการปรับค่า Gain (Adaptive law).....	69
3.6	การทดสอบตัวควบคุมการบิน.....	70
3.7	สถานที่ทำการวิจัย.....	71
4	ผลการศึกษาและการวิเคราะห์ผล	72
4.1	ผลการเตรียมลำอากาศยาน TRUAV	72
4.1.1	คุณลักษณะของ TRUAV ลำทดสอบ	72
4.1.2	ผลวัดแรงขับเคลื่อน (Thrust) ของมอเตอร์ไร้เปล่งถ่าน.....	73
4.2	ผลการบินเก็บข้อมูลการบิน	74
4.3	ผลการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์.....	77
4.3.1	ผลการหาสมการการเคลื่อนที่ (Equation of motion).....	77
4.3.2	ผลการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของอากาศ พลศาสตร์ (Aerodynamic).....	78

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

4.3.3	ผลการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนระบบขับเคลื่อน (Propulsion).....	90
4.3.4	กฎการควบคุม (Control law).....	91
4.4	ผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model validation)	99
4.5	การออกแบบตัวควบคุมการบิน.....	100
4.5.1	ตัวควบคุมการบินแบบ MRAC/PID ที่ใช้กฎการปรับค่า Gain แบบ MIT Rule.....	100
4.5.2	ตัวควบคุมการบินแบบ MRAC/PID ที่ใช้กฎการปรับค่า Gain แบบ Lyapunov stability.....	106
4.6	การออกแบบตัวควบคุมการบิน.....	108
4.6.1	ผลการตอบสนองของ MRAC/PID ด้วยกฎการปรับตัวแบบ MIT Rule.....	108
4.6.2	ผลการตอบสนองของ MRAC/PID ด้วยกฎการปรับตัวแบบ Lyapunov stability.....	109
5	บทสรุปและข้อเสนอแนะ	121
5.1	สรุปผลการวิจัย	121
5.1.1	การจัดทำอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ (TRUAV) และบินเก็บข้อมูลการบิน.....	121
5.1.2	การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Dynamic model) สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้.....	122
5.1.3	การออกแบบตัวควบคุมการบินสำหรับช่วงการบินเปลี่ยนเฟส (Transition)	122
5.2	ข้อเสนอแนะ	122
	รายการอ้างอิง.....	123

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

ภาคผนวก

ภาคผนวก ก. อุปกรณ์ของ Tiltrotor UAV.....	127
ภาคผนวก ข. บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา.....	133
ประวัติผู้เขียน	163



สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
3.1	ตัวแปรของ PX4 ซึ่งเกี่ยวข้องกับช่วงการบินเปลี่ยนผ่าน (Transition) 49
3.2	ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินรูปนอกสำหรับ Multicopter..... 62
3.3	ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินรูปในสำหรับ Multicopter..... 63
3.4	ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินรูปนอกสำหรับ Fixed wing 63
3.5	ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินรูปในสำหรับ Fixed wing 64
3.6	รายละเอียดของสัญญาณขาเข้าแบบ Sine sweep..... 68
4.1	รายละเอียดของ TRUAV 72
4.2	ผลการวัดแรงขับของมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน 73
4.3	ผลการวัดทอร์คของมอเตอร์ 73
4.4	ตัวแปรของ PX4 ซึ่งเกี่ยวข้องกับช่วงการบินเปลี่ยนเฟส (Transition) 74
4.5	ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปนอกสำหรับ Multicopter 75
4.6	ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปในสำหรับ Multicopter 76
4.7	ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปนอกสำหรับ Fixed wing 76
4.8	ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปในสำหรับ Fixed wing 76
4.9	แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบปรับเอียงใบพัด..... 91

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
1.1	อากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรง (ซ้าย) อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุน (ขวา) 1
1.2	TRUAV รุ่น Bell Eagle eye model 918 2
1.3	สามช่วงการบินของ Tiltrotor UAV คือ เฮลิคอปเตอร์, ช่วงเปลี่ยนผ่าน และเครื่องบิน 2
2.1	Dual -TRUAV 5
2.2	การรบกวนทางอากาศพลศาสตร์บนปีกของ Dual-TRUAV 6
2.3	สัญญาณทดสอบแบบขั้นบันได 8
2.4	สัญญาณทดสอบแบบอิมพัลส์ 9
2.5	สัญญาณทดสอบแบบลาดเอียง 9
2.6	สัญญาณทดสอบแบบพาราโบลา 9
2.7	สัญญาณทดสอบแบบซ้ำคาบมูลฐาน 10
2.8	ตัวอย่างสัญญาณขาเข้าแบบกวาดความถี่ (บน) ตัวอย่างสถานะขาออก (ล่าง)..... 11
2.9	ระบบพิกัดแกนพื้นโลก..... 13
2.10	ระบบพิกัดแกนลำตัว 13
2.11	มุมปะทะของเครื่องบิน (Angle of attack)..... 19
2.12	มุมแฉลบ (Sideslip angle, β) 20
2.13	ภาพรวมของระบบควบคุมในปัจจุบัน 23
2.14	โครงสร้างของ PID Controller 24
2.15	โครงสร้างของ Pole placement..... 25
2.16	ตัวอย่างฟังก์ชันการควบคุมแบบ NDI..... 26
2.17	ฟังก์ชันการควบคุมตัวควบคุมแบบปรับตัวได้อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ แบบปรับค่า Gain PID 27
2.18	โครงข่ายประสาทเทียม..... 38
2.19	บอร์ด Pixhawk (บนซ้าย), Pixhawk 2.1 (บนขวา), Pixhawk 3 Pro (ล่างซ้าย), Pixhawk 4 (ล่างขวา)..... 39

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.20 ตัวอย่างอุปกรณ์ที่ใช้ร่วมกับ Pixhawk	40
2.21 ภาพรวมของ Flight stack.....	41
2.22 Qgroundcontrol	42
3.1 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV	43
3.2 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการเตรียมลำอากาศยาน TRUAV	44
3.3 ขั้นตอนการเตรียมอากาศยาน TRUAV สำหรับบินเก็บข้อมูล	44
3.4 แทนะวัตต์แรงขับ RCbenchmark Serie 1585.....	45
3.5 การวัดแรงขับของมอเตอร์ด้วยเครื่องวัดแรงขับ.....	45
3.6 โปรแกรม RCbenchmark GUI	46
3.7 E-flite Convergence Airframe ในซอฟต์แวร์ PX4	47
3.8 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการบินเก็บข้อมูลการบิน.....	48
3.9 ภาพแสดงลักษณะของแต่ละตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับการบินเปลี่ยนผ่านใน PX4	49
3.10 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	50
3.11 ขั้นตอนการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV.....	51
3.12 แผนภาพแสดงมุมบนของมอเตอร์ทั้งสี่.....	52
3.13 เมนู Direct Foil Design ในซอฟต์แวร์ XFLR5	55
3.14 ทิศทางและเครื่องหมายของภาคพื้นบังคับทั้งสาม	56
3.15 ภาพรวมของระบบขับเคลื่อนของ TRUAV	59
3.16 ฟังก์ชันการควบคุมท่าทางการบินของ Multicopter ใน PX4	62
3.17 ฟังก์ชันการควบคุมท่าทางการบินของ Fixed wing ใน PX4.....	63
3.18 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์	64
3.19 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการออกแบบตัวควบคุมการบิน	65

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.20	ขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมการบินแบบ MRAC/PID 66
3.21	ฟังก์ชันการควบคุมของอัตราการเปลี่ยนแปลงมุม Roll (Roll rate, p) 66
3.22	ฟังก์ชันการควบคุมของอัตราการเปลี่ยนแปลงมุม Pitch (Pitch rate, q) 67
3.23	สัญญาณขาเข้าแบบ Sine sweep 68
3.24	MATLAB System Identification Toolbox 68
3.25	ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วน ของการทดสอบตัวควบคุมการบิน 70
4.1	TRUAV หลังประกอบเสร็จในสภาพพร้อมบิน 72
4.2	ตัวแปรของ PX4 ที่เกี่ยวข้องกับช่วงเวลากลับเปลี่ยนเฟส 74
4.3	มุมซึ่งเกี่ยวข้องกับการเปลี่ยนเฟส 75
4.4	แผนภาพแสดงแนวแรงของ TRUAV 77
4.5	แผนภาพแสดงมุมมองบน (Top view) ของ TRUAV 77
4.6	เมนู XFOIL Direct Analysis ในซอฟต์แวร์ XFLR5 79
4.7	เมนู Wing and Plane Design ในซอฟต์แวร์ XFLR5 79
4.8	ความสัมพันธ์ระหว่าง C_D และ C_L จากซอฟต์แวร์ XFLR5 80
4.9	ความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ที่มุมภาคพื้นบังคับ เป็น 0 องศา 81
4.10	ความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ที่มุมของ Aileron เป็น -5 องศา และมุม Rudder เป็น 0 องศา 81
4.11	กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุม ของ Aileron เป็น 0 องศา และมุม Rudder เป็น 5 องศา 82
4.12	กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ α จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุม ของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา 83
4.13	กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ α จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุม Elevator เป็น -10 องศา มุมของ Aileron และ Rudder เป็น 0 องศา 83
4.14	กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุม ภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา 68

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.15 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_l และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้ มุม Aileron เป็น 5 องศา มุมของ Elevator และ Rudder ยังคงเป็น 0 องศา	85
4.16 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_l และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้ มุม Rudder เป็น 5 องศา มุมของ Elevator และ Aileron ยังคงเป็น 0 องศา	85
4.17 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_m และ α ณ มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมด เป็น 0 องศา	86
4.18 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_m และ α ณ ขณะ Elevator ทำมุม -10 องศา และ Rudder กับ Aileron ทำมุม 0 องศา	87
4.19 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ณ มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา	88
4.20 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ณ มุมของ Aileron 10 องศา และมุมของ Elevator กับ Rudder เป็น 0 องศา	88
4.21 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ณ มุมของ Rudder 10 องศา และมุมของ Elevator กับ Aileron เป็น 0 องศา	89
4.22 ฟังก์ชันการควบคุมท่าทางการบินของซอฟต์แวร์ PX4 สำหรับ Multicopter (บน) แบบจำลองการควบคุมท่าทางการบินลูปนอกสำหรับ Multicopter บน ซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (กลาง) และแบบจำลองการควบคุมท่าทาง การบินลูปในสำหรับ Multicopter บนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)	92
4.23 ฟังก์ชันการควบคุมท่าทางการบินของซอฟต์แวร์ PX4 สำหรับ เครื่องบินปีกตรึง (บน) แบบจำลองการควบคุมท่าทางการบินลูปนอก สำหรับเครื่องบินปีกตรึงบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (กลาง) และแบบจำลองการควบคุมท่าทางการบินลูปในสำหรับเครื่องบินปีกตรึง บนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)	93
4.24 ภาพรวมของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV (บน) และแบบจำลอง บนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)	94
4.25 ภาพรวมของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนหนึ่งของ TRUAV Dynamic Model (กลาง) และแบบจำลองบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)	95

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.26 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของแบบจำลองพลวัตการบิน (Flight Dynamic Model) (กลาง) และแบบจำลองบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง).....	96
4.27 ภาพรวมของระบบขับเคลื่อน (กลาง) และแบบจำลองบนโปรแกรม MATLAB Simulink ประกอบไปด้วยมอเตอร์ไร้แปดถ่าน, มอเตอร์เซอร์โว (ภาพพื้นบังคับ) และระบบปรับเอียงมุมใบพัด (ล่าง).....	97
4.28 ภาพรวมส่วนอากาศยานศาสตร์ (กลาง) และแบบจำลองบนโปรแกรม MATLAB Simulink (ล่าง).....	98
4.29 กราฟเปรียบเทียบระหว่าง Roll angle setpoint (Input เส้นสีแดง) และ Roll angle feedback (Output เส้นสีน้ำเงิน).....	99
4.30 กราฟเปรียบเทียบระหว่าง Pitch angle setpoint (Input เส้นสีแดง) และ Pitch Angle feedback (Output เส้นสีน้ำเงิน)	99
4.31 การตอบสนองเชิง Roll ในโหมดการบินเปลี่ยนเฟส (Transition flight mode).....	100
4.32 การตอบสนองเชิง Pitch ในโหมดการบินเปลี่ยนเฟส (Transition flight mode)	100
4.33 การตอบสนองของมุม Roll เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine	109
4.34 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Roll เมื่อเริ่มต้นปรับค่า Gain	110
4.35 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Roll หลังทำการปรับค่า Gain ไป 500 วินาที.....	110
4.36 การตอบสนองของอัตราการ Roll เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine.....	110
4.37 ความคลาดเคลื่อนระหว่างอัตราการ Roll ของ TRUAV กับอัตราการ Roll ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง.....	111
4.38 ค่า Gain K_p ของการควบคุมอัตราการ Roll	111
4.39 ค่า Gain K_i ของการควบคุมอัตราการ Roll.....	111
4.40 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์	112
4.41 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์	113
4.42 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์	114

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.43 การตอบสนองของมุม Pitch เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine	114
4.44 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Pitch เมื่อเริ่มต้นปรับค่า Gain.....	115
4.45 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Pitch หลังทำการปรับค่า Gain ไป 500 วินาที.....	115
4.46 การตอบสนองของอัตราการ Pitch เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine	115
4.47 ความคลาดเคลื่อนระหว่างอัตราการ Pitch ของ TRUAV กับอัตราการ Pitch ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง.....	116
4.48 ค่า Gain K_p ของการควบคุมอัตราการ Pitch.....	116
4.49 ค่า Gain K_i ของการควบคุมอัตราการ Pitch	116
4.50 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์.....	117
4.51 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์.....	118
4.52 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์.....	119
ก.1 Volantex RC Ranger EX Long Range FPV UAV	128
ก.2 แท่งคาร์บอนไฟเบอร์.....	128
ก.3 มอเตอร์ไร้แปรงถ่าน SunnySky X2820.....	129
ก.4 มอเตอร์เซอร์โวสำหรับการปรับเอียงใบพัด RDS3115 MG	129
ก.5 ESC XRotor-40A	129
ก.6 ใบพัด Gemfan 12×4.5.....	130
ก.7 แบตเตอรี่ Li-Po 4s 5200 mAh.....	130
ก.8 Pixhawk 3 Pro	130
ก.9 รีโมทบังคับวิทยุ FrSky Taranis X7	131
ก.10 FrSky L9R.....	131
ก.11 GPS Here GNSS (M8N)	131
ก.12 DR Telemetry 500 MW 915 MHz	132
ก.13 ท่อ Pitot-Static.....	132

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

$\dot{\phi}$	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน X หรืออัตราการ Roll ในระบบพิกัดแกนพื้นโลก (rad/s)
$\dot{\theta}$	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน Y หรืออัตราการ Pitch ในระบบพิกัดแกนพื้นโลก (rad/s)
$\dot{\psi}$	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน Z หรืออัตราการ Yaw ในระบบพิกัดแกนพื้นโลก (rad/s)
p	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน X หรืออัตราการ Roll ในระบบพิกัดแกนลำตัว (rad/s) ในระบบพิกัดแกนลำตัว
q	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน Y หรืออัตราการ Pitch ในระบบพิกัดแกนลำตัว (rad/s) ในระบบพิกัดแกนลำตัว
r	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน Z หรืออัตราการ Yaw ในระบบพิกัดแกนลำตัว (rad/s) ในระบบพิกัดแกนลำตัว
F	=	แรงที่กระทำกับอากาศยาน (N)
M	=	โมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางที่กระทำกับอากาศยาน (Nm)
mV	=	โมเมนต์เชิงเส้น (kg-m/s)
m	=	มวลของอากาศยาน (kg)
V	=	ความเร็วเชิงเส้นของอากาศยาน (m/s)
I_{ω}	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน Z หรืออัตราการ Yaw ในระบบพิกัดแกนพื้นโลก (rad/s)
ω	=	ความเร็วเชิงมุมรอบแกน Z หรืออัตราการ Yaw ในระบบพิกัดแกนพื้นโลก (rad/s)
I_x	=	โมเมนต์ความเฉื่อยด้านการหมุนในแนวแกน X รอบจุดศูนย์กลาง
I_y	=	โมเมนต์ความเฉื่อยด้านการหมุนในแนวแกน Y รอบจุดศูนย์กลาง
I_z	=	โมเมนต์ความเฉื่อยด้านการหมุนในแนวแกน Z รอบจุดศูนย์กลาง
I_{xz}	=	โมเมนต์ความเฉื่อยด้านการหมุนในแนวแกน Z รอบจุดศูนย์กลางในช่วงที่กำลังหมุนรอบแกน X
T	=	แรงขับจากเครื่องยนต์ (Thrust force, N)

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

L	=	แรงยก (N)
\bar{q}	=	ความดันจลน์ (Dynamic pressure, N/m^2 , Pa)
ρ	=	ความหนาแน่นของอากาศแปรผันตามความสูงและอุณหภูมิของอากาศ (kg/m^3)
V_a	=	ความเร็วของเครื่องบินที่แล่นผ่านอากาศ (Airspeed, m/s)
C_L	=	สัมประสิทธิ์แรงยกรวม
C_{L0}	=	สัมประสิทธิ์แรงยกในขณะที่ยุมปะทะเป็น 0 องศา
C_L^α	=	สัมประสิทธิ์แรงยกที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_L อันเนื่องมาจากมุมปะทะหรือเรียกอีกอย่างว่าความชันของแรงยก (Lift slope)
C_L^{of}	=	สัมประสิทธิ์แรงยกที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_L อันเนื่องมาจากการปรับมุมเอียงของ Flap (Flap deflection)
C_L^{oe}	=	สัมประสิทธิ์แรงยกที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_L อันเนื่องมาจากการปรับมุมเอียงของ Elevator (Elevator deflection)
C_L^α	=	สัมประสิทธิ์แรงยกที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_L อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะ
C_L^q	=	สัมประสิทธิ์แรงยกที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_L อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุม Pitch (Pitch rate)
C_L^M	=	สัมประสิทธิ์แรงยกที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_L อันเนื่องมาจากเลข Mach
α	=	มุมปะทะหรือมุมระหว่าง Chord ปีกกับอากาศที่ปะทะเครื่องบิน
δ_f	=	มุมเอียงของ Flap
δ_e	=	มุมเอียงของ Elevator
$\dot{\alpha}$	=	อัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะ
M	=	เลข Mach ซึ่งเป็นอัตราส่วนระหว่างความเร็วเครื่องบินและความเร็วเสียง, $M = (V_a/V_{sound})$
c	=	Mean aerodynamic chord
D	=	แรงต้าน (N)
C_D	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านรวม
C_{D0}	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านต่ำสุด (Minimum drag coefficient)
e	=	สัมประสิทธิ์ Oswald
b	=	ความยาวปีก (Wingspan)

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

S	=	พื้นที่ปีก (Wing planform area, m^2)
AR	=	อัตราส่วนลักษณะ (Aspect ratio) ซึ่งคืออัตราส่วนระหว่างแนวความยาวปีก (Wingspan) และพื้นที่ปีก $AR = b^2/S$
$C_D^{\delta_f}$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_D อันเนื่องมาจากการปรับมุมเอียงของ Flap
$C_D^{\delta_e}$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_D อันเนื่องมาจากการปรับมุมเอียงของ Elevator
$C_D^{\delta_a}$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_D อันเนื่องมาจากการปรับมุมเอียงของ Aileron
δ_a	=	มุมเอียงของ Aileron (Aileron deflection)
$C_D^{\delta_r}$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_D อันเนื่องมาจากการปรับมุมเอียงของ Rudder
δ_r	=	มุมเอียงของ Rudder (Rudder deflection)
C_D^M	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_D อันเนื่องมาจากเลข Mach
Y	=	แรงทางข้าง (N)
C_Y	=	สัมประสิทธิ์แรงทางข้างรวม
C_Y^β	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_Y อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมแฉลบ (Sideslip angle)
$C_Y^{\delta_a}$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_Y อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงของ Aileron
$C_Y^{\delta_r}$	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_Y อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงของ Rudder
C_Y^p	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_Y อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการ Roll (Roll rate)
C_Y^r	=	สัมประสิทธิ์แรงต้านที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_Y อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการ Yaw (Yaw rate)
L	=	โมเมนต์การ Roll อันเกิดจากแรงทางอากาศพลศาสตร์
C_l	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Roll รวม

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

C_1^β	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Roll ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_1 อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเฉล
$C_L^{\delta_a}$	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Roll ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_1 อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมของ Aileron
$C_L^{\delta_r}$	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Roll ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_1 อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุม Rudder
C_L^p	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Roll ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_1 อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการ Roll
C_1^r	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Roll ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_1 อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการ Yaw
M	=	โมเมนต์การ Pitch อันเนื่องมาจากแรงทางอากาศพลศาสตร์
C_m	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch รวม
C_{m0}	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ในขณะที่มุมปะทะเป็นศูนย์
C_m^α	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_m อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะ
$C_m^{\delta_f}$	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_m อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงของ Flap
$C_m^{\delta_e}$	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_m อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงของ Elevator
$C_m^{\dot{\alpha}}$	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_m อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการเปลี่ยนมุมปะทะ
C_m^q	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_m อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการ Pitch
C_m^M	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_m อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงเลข Mach
N	=	โมเมนต์การ Yaw อันเกิดจากแรงทางอากาศพลศาสตร์
C_n	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Yaw รวม
C_n^β	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_n อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเฉล

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

$C_n^{\delta_a}$	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_n อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงของ Aileron
$C_n^{\delta_r}$	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_n อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงของ Rudder
C_n^p	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_n อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการ Roll
C_n^r	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์การ Pitch ที่ส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลง C_n อันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงอัตราการ Yaw
K_p	=	คือเกนสัดส่วน (Proportional gain)
K_i	=	คือเกนปริพันธ์ (Integral gain)
TRUAV	=	อากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ (Tiltrotor UAV)
V_n	=	ความเร็วในแนวแกน X ซึ่งชี้ไปทางทิศเหนือ (North, N)
V_e	=	ความเร็วในแนวแกน Y ซึ่งชี้ไปทางทิศตะวันออก (East, E)
V_d	=	ความเร็วในแนวแกน Z ซึ่งชี้ลงด้านล่าง (Down, D)
u	=	ความเร็วในแนวแกน X ซึ่งชี้ไปทางจมูกเครื่องบิน
v	=	ความเร็วในแนวแกน Y ซึ่งชี้ไปทางปีกขวาของเครื่องบิน
w	=	ความเร็วในแนวแกน Z ซึ่งชี้ลงด้านล่าง
γ	=	Adaptive gain ซึ่งมีผลต่อความซ้ำเร็วของอัตราการเปลี่ยนแปลง PID Gain
F_A	=	แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับตัวอากาศยาน
F_T	=	แรงขับเคลื่อนอากาศยานที่เกิดจากเครื่องยนต์
F_G	=	แรงอันเนื่องมาจากแรงโน้มถ่วงของโลกกระทำต่ออากาศยาน
M_A	=	โมเมนต์อันเกิดจากผลของแรงทางอากาศพลศาสตร์
M_T	=	โมเมนต์อันเกิดจากผลของแรงจากเครื่องยนต์
M_R	=	ทอร์ก (Torque) ที่กระทำ ณ แกนกลางของใบพัดขณะทำการหมุน อันเนื่องมาจากแรงฉุด (Drag) ของใบพัด
k_q	=	สัมประสิทธิ์โมเมนต์ของใบพัด
Ω_n	=	ความเร็วการหมุนของใบพัดที่ n โดย n = 1, 2, 3, 4
l_{FL}	=	ระยะระหว่างกึ่งกลางมอเตอร์ซ้ายหน้าไปยังจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวแกน X ซึ่งคือ 41 ซม

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

I_{FR}	=	ระยะระหว่างกึ่งกลางมอเตอร์ขวาหน้าไปยังจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวแกน X ซึ่งคือ 41 ซม
I_{RL}	=	ระยะระหว่างกึ่งกลางมอเตอร์ซ้ายหลังไปยังจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวแกน X ซึ่งคือ 41 ซม
I_{RR}	=	ระยะระหว่างกึ่งกลางมอเตอร์ขวาหลังไปยังจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวแกน X ซึ่งคือ 41 ซม
I_{CGF}	=	ระยะระหว่างกึ่งกลางมอเตอร์คู่หน้าไปยังจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวแกน Y ซึ่งคือ 44.5 ซม
I_{CGR}	=	ระยะระหว่างกึ่งกลางมอเตอร์คู่หลังไปยังจุดศูนย์กลางถ่วงในแนวแกน Y ซึ่งคือ 44.5 ซม
T_{FL}	=	แรงขับจากมอเตอร์ซ้ายหน้า (N)
T_{FR}	=	แรงขับจากมอเตอร์ขวาหน้า (N)
T_{RL}	=	แรงขับจากมอเตอร์ซ้ายหลัง (N)
T_{RR}	=	แรงขับจากมอเตอร์ขวาหลัง (N)

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของงานวิจัย

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicle, UAV) คือ อากาศยานที่ไม่มีนักบินควบคุมจากภายในตัวอากาศยาน มักถูกนำมาแทนที่อากาศยานที่มีคนขับ (Manned aircraft) เพื่อใช้งานในภารกิจที่เสี่ยงอันตรายต่อมนุษย์ เช่น การโจมตีหรือการสอดแนมทางทหารในพื้นที่สงคราม หรือภารกิจที่ต้องการลดต้นทุน เช่น การทำแผนที่ภาพถ่ายทางอากาศ, การถ่ายทำภาพยนตร์ และการสำรวจทางธรณีวิทยา เป็นต้น ตลอดระยะเวลาหลายสิบปีที่ผ่านมา ความต้องการอากาศยานไร้คนขับเติบโตอย่างต่อเนื่อง โดยเฉพาะในตลาดต่างประเทศไม่ว่าจะเป็นเพื่อภารกิจทางการทหารหรือพลเรือน ในส่วนของประเทศไทยนั้นก็เริ่มมีหน่วยงานที่ตระหนักถึงความสำคัญของอากาศยานไร้คนขับแล้วเช่นกัน ตัวอย่างเช่น สำนักงานพัฒนาเทคโนโลยีอวกาศและภูมิสารสนเทศ (GISTDA) และสำนักงานนวัตกรรมแห่งชาติ (NIA) สังเกตได้จากภารกิจมีงานประกวดแข่งขัน UAV Startup เกิดขึ้นมากมาย เพื่อยกระดับขีดความมั่นคงทางการทหาร, งานสำรวจ, งานเกษตรกรรม, งานด้านกีฬาและสื่อสารมวลชน ฯลฯ



รูปที่ 1.1 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึง (ซ้าย) อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุน (ขวา)

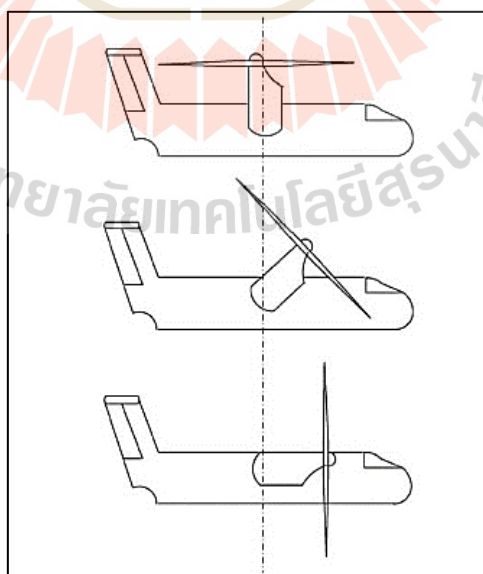
(ที่มา: www.aeroexpo.online)

แรกเริ่มนั้นอากาศยานไร้คนขับถูกแบ่งประเภทตามลักษณะการขับเคลื่อนได้สองประเภทดังแสดงในรูปที่ 1.1 คือ อากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึง (Fixed wing UAV) เช่น เครื่องบิน และ อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุน (Rotorcraft UAV) เช่น เฮลิคอปเตอร์ ซึ่งอากาศยานไร้คนขับแบบ

ปีกตรึงสามารถเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยความเร็วสูงและเสียงเบา แต่กลับมีข้อเสียคือ ไม่สามารถหยุดนิ่งอยู่กับที่ได้และต้องการระยะทางสำหรับในการขึ้นบิน โดยขึ้นกับขนาดและสมรรถนะของอากาศยาน ในขณะที่อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสามารถบินขึ้นลงในแนวดิ่ง (Vertical takeoff and landing, VTOL) และสามารถลอยหยุดนิ่งอยู่กับที่ได้ แต่ต้องแลกมาด้วยความเร็วเดินทาง (Cruise speed) และเวลาทำการบินนานสุด (Flight endurance) ที่ต่ำ สหรัฐอเมริกาเป็นประเทศแรกที่ผสมผสานข้อดีของอากาศยานทั้งสองแบบได้สำเร็จ เกิดเป็นอากาศยานไร้คนขับแบบใหม่ที่สามารถปรับเอียงมุมใบพัดได้ (Tiltrotor UAV, TRUAV) ดังแสดงในรูปที่ 1.2



รูปที่ 1.2 TRUAV รุ่น Bell Eagle eye model 918 (ที่มา: www.militaryfactory.com)



รูปที่ 1.3 สามช่วงการบินของ Tiltrotor UAV คือ เฮลิคอปเตอร์, ช่วงเปลี่ยนผ่าน และเครื่องบิน
(Liu Zhong และคณะ, 2016)

ซึ่งสามารถขึ้นลงในแนวดิ่งและลอยนิ่งอยู่กับที่ได้แบบเฮลิคอปเตอร์ และยังสามารถเปลี่ยนผ่านจากการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ไปเป็นการบินแบบอากาศยานปีกตรึง (Transition) โดยทำการปรับมุมใบพัดดังแสดงในรูปที่ 1.3 ส่งผลให้สามารถบินไปข้างหน้าเหมือนเครื่องบินปีกตรึง ทำความเร็วได้มากกว่าเฮลิคอปเตอร์ทำให้ TRUAV สามารถทำภารกิจที่ต้องการความเร็วสูง และพื้นที่สำหรับการบินขึ้นลงจำกัดได้ในขณะเดียวกัน แต่จากข้อดีข้างต้นต้องแลกกับความซับซ้อนทางกลไก ซึ่งใช้ในการปรับมุมใบพัด (Tilt mechanism) และความซับซ้อนของระบบควบคุม (Control system) โดยเฉพาะในส่วนของช่วงการบินเปลี่ยนผ่าน

จากบทความวรรณกรรมปริทัศน์ (Review article) ของ Liu Zhong และคณะ (2016) พบว่างานวิจัยด้านระบบควบคุมของ TRUAV มีมายาวนานกว่า 20 ปี แต่ทว่าความคืบหน้ายังคงอยู่ในขั้นตอนแรก ๆ เท่านั้น ซึ่งงานวิจัยที่สำเร็จส่วนใหญ่กระทำการทดสอบบนแบบจำลอง (Simulation) การบินทดสอบจริง (Flight test) เกิดขึ้นน้อยมาก นั่นหมายความว่าในทางปฏิบัติย่อมมีความคลาดเคลื่อน (Error) ระหว่างแบบจำลองกับการบินจริงเกิดขึ้นแน่นอน ตัวอย่างเช่น ความคลาดเคลื่อนของความเร็วใบพัด (Rotor speed error) เป็นต้น สำหรับ TRUAV นั้นความท้าทายมากสุดในงานวิจัยด้านนี้คือ การบินในช่วงการบินเปลี่ยนผ่าน เนื่องจากพลวัต (Dynamic) ของตัวอากาศยานเปลี่ยนแปลงตลอดเวลาในช่วงเปลี่ยนผ่าน สมการที่อธิบายการเคลื่อนที่จะเป็นแบบไม่เชิงเส้น (Nonlinear) มีความซับซ้อนค่อนข้างมาก หากระบบควบคุมไม่มีประสิทธิภาพ นั่นคือ ไม่สามารถตอบสนองได้เร็วพอ, เกิดความคลาดเคลื่อนขึ้น หรือสูญเสียเสถียรภาพ (Unstable) อาจส่งผลให้ TRUAV สูญเสียความสูงในระหว่างการเปลี่ยนช่วงการบิน ซึ่งเป็นสาเหตุนำไปสู่อุบัติเหตุทางการบินได้ ด้วยเหตุนี้การพัฒนาาระบบควบคุมเพื่อมารองรับการบินช่วงเปลี่ยนผ่านจึงมีความจำเป็นอย่างยิ่ง โดยระบบควบคุมที่เหมาะสมนั้นจะต้องทำให้ TRUAV ทำการบินเปลี่ยนผ่านจากการบินแบบเฮลิคอปเตอร์เป็นแบบเครื่องบินได้สำเร็จ โดยไม่สูญเสียความสูง, มีความคงทน (Robustness) เพื่อรองรับการเปลี่ยนแปลงทางพลวัต, และมีเสถียรภาพ ซึ่งจะต้องทำการทดสอบผ่านการบินทดสอบจริง

อย่างไรก็ตาม การจะได้มาซึ่งระบบควบคุมนั้น โดยส่วนใหญ่จะพัฒนามาบนพื้นฐานของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Mathematic model based) ดังนั้น การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Modeling) เพื่อจำลองพฤติกรรมช่วงการบินแบบเปลี่ยนผ่านก็จำเป็นเช่นเดียวกัน ซึ่งจะได้มาด้วยวิธีการต่าง ๆ เช่น การระบุเอกลักษณ์ของระบบ (System identification) และถ้าต้องการตัวควบคุม (Controller) ที่มีประสิทธิภาพจะต้องอาศัยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่แม่นยำ ซึ่งแบบจำลองที่แม่นยำนั้นมักจะมาพร้อมความยุ่งยากซับซ้อน การหาจุดกึ่งกลางระหว่างความแม่นยำและความเรียบง่ายนั้นก็เป็นเรื่องท้าทายอีกอย่างในงานวิจัยด้านนี้

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

- 1.2.1 เพื่อหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับ Tiltrotor UAV
- 1.2.2 เพื่อพัฒนาระบบควบคุมสำหรับ Tiltrotor UAV ในช่วงการบินแบบเปลี่ยนเฟส

1.3 ขอบเขตของการวิจัย

- 1.3.1 ใช้ตัวควบคุมแบบ PID สำหรับควบคุมท่าทางการบิน (Attitude) ช่วงการบินแบบเฮลิคอปเตอร์และแบบเครื่องบิน
- 1.3.2 ใช้บอร์ดควบคุม Pixhawk และเฟิร์มแวร์ PX4 ในการควบคุม TRUAV
- 1.3.3 ใช้ TRUAV ซึ่งขับเคลื่อนด้วยแบตเตอรี่ไฟฟ้าในการวิจัย
- 1.3.4 ใช้ซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ในการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และออกแบบตัวควบคุมการบิน

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.4.1 TRUAV สามารถรักษาสมดุลได้ในขณะทำการบินช่วงเปลี่ยนผ่านได้

บทที่ 2

ปริทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ในการพัฒนาระบบควบคุมสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ (Tiltrotor UAV, TRUAV) ผู้วิจัยได้ศึกษาค้นคว้างานวิจัย และวรรณกรรมที่เกี่ยวข้องเพื่อเป็นแนวทางในการวิจัย ตัวอย่างเช่น ผู้วิจัยได้ทำการศึกษาข้อมูลเกี่ยวกับ TRUAV การทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และตัวควบคุมการบินแต่ละแบบ รวมถึงความรู้เบื้องต้นที่ใช้ในการบินทดสอบผลการวิจัย ดังต่อไปนี้

2.1 ความหมายของอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้

จากบทความของ Liu Zhong และคณะ กล่าวว่า TRUAV คือ อากาศยานที่ผสมผสานระหว่างอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึง (Fixed wing UAV, FWUAV) และอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุน (Rotorcraft UAV) นั่นคือ รับเอาข้อดีมาจากอากาศยานทั้งสองแบบสามารถบินขึ้นลงในแนวตั้งได้ (Vertical takeoff and landing, VTOL) เหมือนเฮลิคอปเตอร์ แล้วทำการบินในแนวระดับไปข้างหน้าได้แบบเครื่องบินด้วยเครื่องยนต์ชุดเดียวกัน ส่งผลให้สามารถบินทำความเร็วได้มากกว่าเฮลิคอปเตอร์ บินได้นานกว่า ไกลกว่า และในขณะเดียวกัน ยังสามารถขึ้นลงในแนวตั้งในพื้นที่แคบได้เหมือนเฮลิคอปเตอร์อีกด้วย เป็นการรวมข้อดีของอากาศยานสองแบบเข้าด้วยกัน แต่ข้อเสียคือกลไกและระบบควบคุมมีความซับซ้อนมากกว่าอากาศยาน 2 แบบข้างต้น

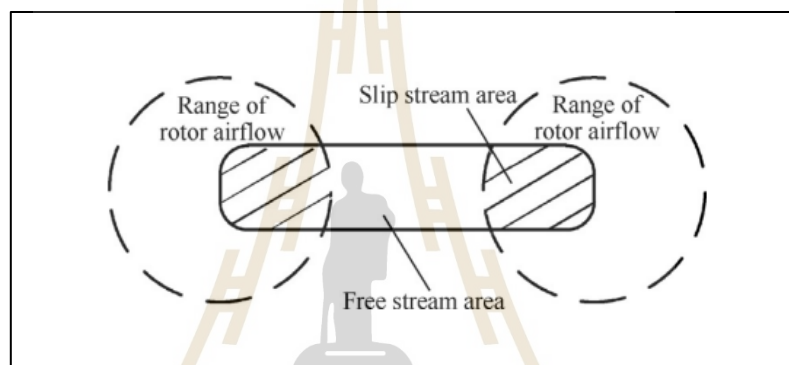
2.1.1 ประเภทของ TRUAV

TRUAV ยังแบ่งได้ 2 ประเภท คือ Dual-TRUAV และ Multi-TRUAV ดังแสดงในรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 Dual -TRUAV (ซ้าย ที่มา: www.militaryfactory.com) และ Multi-TRUAV (ขวา)

Dual-TRUAV คือ TRUAV ที่มี 2 เครื่องยนต์ติดตั้งอยู่ที่ปลายปีกจำเป็นต้องมีโครงสร้างซับซ้อน และมีแผ่น Swash plate ใช้ปรับมุมใบพัดได้เหมือนใบพัดเฮลิคอปเตอร์ หากมุมเอียง (Tilt angle) ไม่ใหญ่พอและความเร็วไม่มากพอ ปีกของ Dual-TRUAV จะถูกการล้างลง (Downwash) อันเป็นผลของอากาศจากใบพัดตกลงบนปีก แบ่งพื้นที่ปีกออกเป็น 2 ส่วนดังรูปที่ 2.2 คือ Free stream หรือส่วนที่ไม่ถูกการล้างลง และ Slip stream หรือส่วนที่ถูกผลกระทบของการล้างลง ปราบกฏการณ์นี้เรียกว่า “การรบกวนทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic interference)” ซึ่งส่งผลให้แรงยกที่ปีกมีค่าลดลง และยังผลให้พลวัตของตัวอากาศยานมีความซับซ้อน การทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ก็ทำได้ค่อนข้างยาก



รูปที่ 2.2 การรบกวนทางอากาศพลศาสตร์บนปีกของ Dual-TRUAV

Multi-TRUAV คือ TRUAV ที่มีเครื่องยนต์มากกว่า 2 เครื่องยนต์ขึ้นไป ดังรูปที่ 2.1 (ขวา) ซึ่ง Multi-TRUAV จะมีโครงสร้างที่เรียบง่ายกว่า Dual-TRUAV เนื่องจากเครื่องยนต์ไม่ได้อยู่ที่ปีกทั้งสองข้าง ส่งผลให้ลดการเกิดการรบกวนทางอากาศพลศาสตร์ได้

2.1.2 การบินเปลี่ยนเฟส (Transition flight mode)

การบินเปลี่ยนผ่าน คือ การปรับเครื่องยนต์จากการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ในแนวตั้งให้เอียงมาอยู่ในแนวระดับเพื่อทำการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง และสามารถปรับกลับคืนเป็นแนวตั้งได้เช่นเดียวกัน ซึ่งช่วงการบินเปลี่ยนผ่านนี้จะมีการเปลี่ยนแปลงทางพลวัตเกิดขึ้นตลอดเวลา ส่งผลให้การทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ค่อนข้างยากเนื่องจากพลวัตของระบบไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear) หากระหว่างบินเปลี่ยนผ่านหากมุมเอียงใหญ่เกินไปหรือความเร็วต่ำเกินไป อากาศยานจะสูญเสียความสูง ซึ่งอาจนำไปสู่การสูญเสียอากาศยานได้

2.2 กระบวนการออกแบบระบบควบคุม

จาก N. S. Nise, (2020) และ G. C. Goodwin, et al. (2011) กระบวนการออกแบบระบบควบคุม มีกระบวนการดังนี้

2.2.1 ศึกษาค้นคว้า

1. ฟิสิกส์ของระบบที่ต้องการควบคุม
สมการการเคลื่อนที่ของระบบ รวมไปถึงประเภทของแรงและโมเมนต์ที่กระทำต่อระบบ
2. เป้าหมายการควบคุม
ศึกษาว่าทำการควบคุมไปเพื่ออะไร อาทิเช่น ต้องการลดความผิดพลาด, ลดประมาณการใช้พลังงานของระบบ, ต้องการให้ระบบทำงานได้อย่างแม่นยำ หรือระบบทำงานได้รวดเร็วขึ้น ฯลฯ
3. เซนเซอร์
ศึกษาว่าในการควบคุม มีสถานะ (State) ใดต้องทำการวัดค่าเพื่อใช้ในการควบคุมบ้าง จากนั้นทำการศึกษาว่าเซนเซอร์ชนิดใดที่เหมาะสมกับการวัดค่าสถานะที่ต้องการ เช่น ใช้จโรสโคปในการวัดการเคลื่อนที่เชิงมุม เป็นต้น
4. ตัวกระตุ้นให้ทำงาน (Actuator)
ศึกษาตัวกระตุ้นที่ใช้ในการขับเคลื่อนระบบจากสถานะปัจจุบันไปหาสถานะที่ต้องการ เช่น การควบคุมเครื่องบินไร้คนขับขนาดเล็กให้บินไปยังตำแหน่งพิกัดที่ต้องการ จำเป็นต้องมีมอเตอร์เซอร์โวช่วยในการขับแผ่นพื้นบังคับ (Control surface) เพื่อเปลี่ยนท่าทางเครื่องบิน ดังนั้นจำเป็นต้องมีการศึกษาการทำงานของมอเตอร์เซอร์โว เป็นต้น
5. ระบบสื่อสาร (Communications)
ต้องศึกษาระบบสื่อสารซึ่งมีความจำเป็นในการส่งข้อมูลควบคุมระหว่างตัวกระตุ้นให้ทำงานกับเซนเซอร์ จาก G. C. Goodwin, et al. (2011) ตัวอย่างระบบสื่อสาร เช่น อีเธอร์เน็ต (Ethernet) เป็นต้น
6. คอมพิวเตอร์คำนวณ (Computing)
จาก G. C. Goodwin, et al. (2011) คอมพิวเตอร์เป็นส่วนที่สำคัญที่สุดในระบบที่ต้องการควบคุม โดยเฉพาะระบบควบคุมสมัยใหม่ (Modern control) เนื่องจากเป็นส่วนกลางเชื่อมระหว่างเซนเซอร์และตัวกระตุ้นให้ทำงาน ตัวอย่างคอมพิวเตอร์ในระบบควบคุม เช่น PLC (Programming logic controller), DCS (Distributed control systems) หรือ PC (Personal computer) เป็นต้น

2.2.2 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Math modeling)

การออกแบบกฎควบคุมการบินจำเป็นต้องรู้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบเพื่อใช้ในจุดประสงค์ด้านการออกแบบ และใช้ในการทดสอบตัวควบคุมการบินที่ออกแบบเสร็จก่อนจะนำตัวควบคุมไปใช้กับระบบจริงเช่น เครื่องบิน เพื่อลดการสูญเสียทั้งชีวิตและทรัพย์สินจาก N. S. Nise, (2020) กล่าวถึงตัวอย่างการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ 2 ประเภท

1. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนโดเมนความถี่ (Frequency domain) ในรูปฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer function) ซึ่งมีข้อดีในเรื่องการวิเคราะห์พฤติกรรมการตอบสนองแบบชั่วคราว (Transient response) รวมไปถึงเสถียรภาพของระบบ (Stability) ได้ง่าย แต่มีข้อเสียคือแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ประเภทนี้ครอบคลุมพฤติกรรมเพียงระบบเชิงเส้นที่ไม่แปรเปลี่ยนตามเวลา (Linear Time-Invariant)

2. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์บนโดเมนเวลา (Time domain) ในรูปของปริภูมิสถานะ (State space) สามารถครอบคลุมระบบที่มีความไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear) ได้ดี เช่น การอิ่มตัวของตัวกระตุ้นให้ทำงาน (Actuator saturation) หรือบริเวณไร้การตอบสนอง (Dead zone)

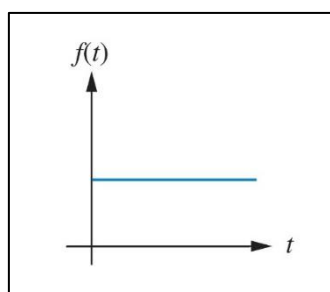
2.2.3 การออกแบบกฎควบคุมการบิน

จาก N. S. Nise, (2020) การออกแบบกฎควบคุมการบิน ทำขึ้นบนเงื่อนไขความต้องการในการควบคุม (Requirement) เช่น พฤติกรรมตอบสนอง (ช้าเร็วและความแม่นยำ) หรือประสิทธิภาพการทำงาน

2.2.4 การทดสอบระบบควบคุมการบิน

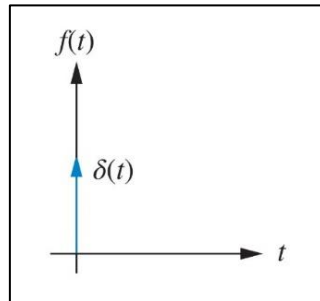
จาก N. S. Nise, (2020) การทดสอบระบบควบคุมที่ออกแบบเสร็จแล้วนั้นสามารถใช้สัญญาณทดสอบมาตรฐานรูปแบบต่าง ๆ เช่น

1. สัญญาณทดสอบแบบขั้นบันได (Step input signal)



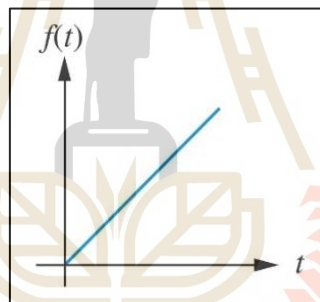
รูปที่ 2.3 สัญญาณทดสอบแบบขั้นบันได

2. สัญญาณทดสอบแบบอิมพัลส์ (Impulse input signal)



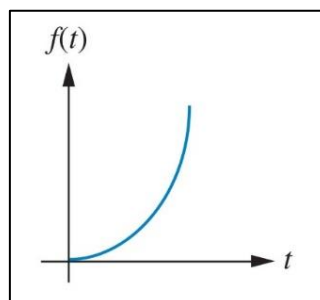
รูปที่ 2.4 สัญญาณทดสอบแบบอิมพัลส์

3. สัญญาณทดสอบแบบลาดเอียง (Ramp input signal)



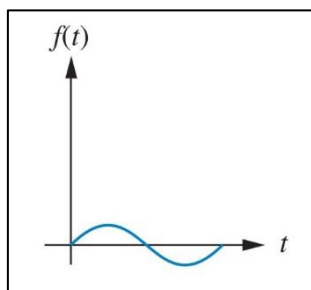
รูปที่ 2.5 สัญญาณทดสอบแบบลาดเอียง

4. สัญญาณทดสอบแบบพาราโบลา (Parabola input signal)



รูปที่ 2.6 สัญญาณทดสอบแบบพาราโบลา

5. สัญญาณทดสอบแบบซ้ำคาบมูลฐาน (Sinusoidal input signal)



รูปที่ 2.7 สัญญาณทดสอบแบบซ้ำคาบมูลฐาน

2.3 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

เนื่องจากพลวัตของ TRUAV เป็นแบบไม่เชิงเส้นในช่วงการบินแบบเปลี่ยนผ่าน ดังนั้นจึงจำเป็นต้องพึ่งพาตัวควบคุมการบินจากศาสตร์ตัวควบคุมการบินแบบไม่เชิงเส้น (Nonlinear flight controller) เพื่อช่วยให้ได้สมรรถนะทางการบินที่ดีเยี่ยม นั่นคือระบบตอบสนองได้รวดเร็ว และมีความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้นน้อยหรือไม่มีเลย ซึ่งตัวควบคุมการบินแบบไม่เชิงเส้นนั้นมักถูกออกแบบบนพื้นฐานของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model-based) การหาแบบจำลองจึงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างยิ่งในงานด้านระบบควบคุม

2.3.1 การระบุเอกลักษณ์ของระบบ (System identification)

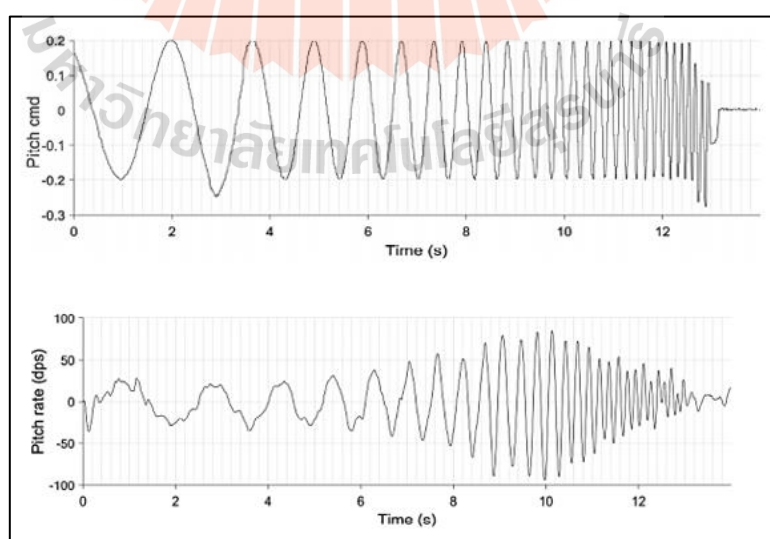
Nathan V. Hoffer และคณะ (2014) กล่าวว่าวิธีการระบุเอกลักษณ์เป็นกระบวนการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบทางพลวัต โดยการเก็บข้อมูลสัญญาณขาเข้า (Input) และสถานะขาออก (Output state) ของระบบ มีหลากหลายวิธีเช่น Prediction-error method (PEM), Least squares และ comprehensive identification from frequency response (CIFER) ซึ่งถูกคิดค้นโดย Mark B. Tischler และคณะ (2006) เป็นต้น

CIFER คือ โปรแกรมที่ช่วยในการทำการระบุเอกลักษณ์ของระบบ แบ่งเป็น 6 โปรแกรมย่อย ซึ่งใช้วิธีการคำนวณแบบการตอบสนองเชิงความถี่ (Frequency response) ดังต่อไปนี้

- FRESPID (Frequency response identification) นำข้อมูลที่เก็บได้จากการบินทดสอบมาคำนวณการตอบสนองเชิงความถี่แบบ 1 input 1 output (Single input single output, SISO) โดยใช้วิธีการคำนวณ Chirp z-transform (Advance fast fourier transform) ผ่านหน้าต่างความถี่ (Spectral window) หลายช่วง จากนั้นนำผลลัพธ์ไปเก็บในฐานข้อมูลการตอบสนองเชิงความถี่

- MISOSA (Multi-Input conditioning) จะอ่านผลลัพธ์ SISO จากฐานข้อมูลการตอบสนองเชิงความถี่ แล้วลบผลของ Input รอง (Secondary input) ออกจากการคำนวณ
- COMPOSITE (Window combination) ทำการหาค่าเหมาะสมที่สุดของแต่ละหน้าต่างความถี่ มารวมกันเป็นการตอบสนองเชิงความถี่ที่มีละเอียดสูง มีความคลาดเคลื่อนแบบสุ่ม (Random error) ต่ำ
- NAVFIT (Frequency response fitting) ช่วยสำหรับในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปของฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer function) ที่เหมาะสมกับการตอบสนองเชิงความถี่ที่ได้จาก COMPOSITE
- DERIVID (Derivative Identification) ช่วยสำหรับในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปของแบบจำลองปริภูมิสถานะ (State space)
- VERIFY (State space verification) ช่วยในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองปริภูมิสถานะบนการตอบสนองเชิงเวลา (Time domain response) เทียบกับข้อมูลการบิน

TRUAV เปรียบเสมือนอากาศยานที่มีลักษณะเป็นทั้งเฮลิคอปเตอร์และเครื่องบินปีกตรึงในลำเดียวกัน ดังนั้นการทำการศึกษาค้นคว้าพื้นฐานการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินปีกตรึงไร้คนขับและอากาศยานปีกหมุนไร้คนขับจึงมีความจำเป็นอย่างยิ่งจะช่วยให้การศึกษาค้นคว้าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV เข้าใจได้ง่ายยิ่งขึ้น โดยผู้วิจัยได้ทำการศึกษาค้นคว้าบทความทางวิชาการต่าง ๆ ดังนี้



รูปที่ 2.8 ตัวอย่างสัญญาณขาเข้าแบบกวาดความถี่ (บน) ตัวอย่างสถานะขาออก (ล่าง)

Watcharapol Saengphet และคณะ (2017), Paul M. Woodrow และคณะ (2013), Parth Kumar และคณะ (2015) ได้ใช้ CIFER ในการระบุเอกลักษณ์เพื่อหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเครื่องบินไร้คนขับแบบปีกตรึง (Fixed wing UAV) เริ่มจากการบินทดสอบเพื่อเก็บค่าสัญญาณขาเข้ากับสถานะขาออกของเครื่องบินไร้คนขับ โดยกระตุ้นเครื่องบินด้วยสัญญาณขาเข้าแบบการกวาดความถี่ (Frequency sweep input) ซึ่งความถี่ของสัญญาณเปลี่ยนจากความถี่ต่ำไปเป็นความถี่สูง จากนั้นนำข้อมูลการบินที่ได้ไปทำการวิเคราะห์ด้วยโปรแกรม CIFER จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปของฟังก์ชันถ่ายโอนหรือแบบจำลองปริภูมิสถานะ จากนั้นต้องทำการเปรียบเทียบแบบจำลองที่ได้กับข้อมูลการบินจริง โดยทำการจ่ายสัญญาณขาเข้าแบบเดียวกันกับการทดสอบบิน เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองที่ได้จาก CIFER ดังรูปที่ 2.8

นอกจากนี้ CIFER ยังถูกนำมาใช้ในการระบุเอกลักษณ์เพื่อหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อากาศยานไร้คนขับแบบสี่ใบพัด (Quadcopter UAV) โดยมีกระบวนการคล้ายคลึงกับการหาแบบจำลองของเครื่องบินไร้คนขับปีกตรึงข้างต้น ตัวอย่างเช่น Philipp Niermeyer และคณะ (2015), Paul Navarro และคณะ (2017), Wei Wei และคณะ (2017) และตัวผู้วิจัยเองนั้นได้ทำการทดสอบคล้าย ๆ กัน โดยเพิ่มเติมในส่วนการหา Gain ที่เหมาะสมของตัวควบคุมแบบ PID ให้กับ Quadcopter UAV

ในส่วนของ TRUAV นั้นก็มีการทดลองเพื่อหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เช่นเดียวกัน เช่น Chao Chen และคณะ (2016) ใช้วิธีการระบุเอกลักษณ์ (System identification) แบบ PEM เพื่อหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV, LU Ke และคณะ (2016) ใช้อากาศยาน XV-15 เป็นต้นแบบในการวิเคราะห์ โดยงานวิจัยนี้พัฒนาแบบจำลองทางพลวัตของ Tiltrotor โดยใช้สมการการเคลื่อนที่พื้นฐาน, Gerardo Flores และ R. Lozano (2013) ใช้สมการการเคลื่อนที่ในแกน longitudinal และสมการทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic) ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

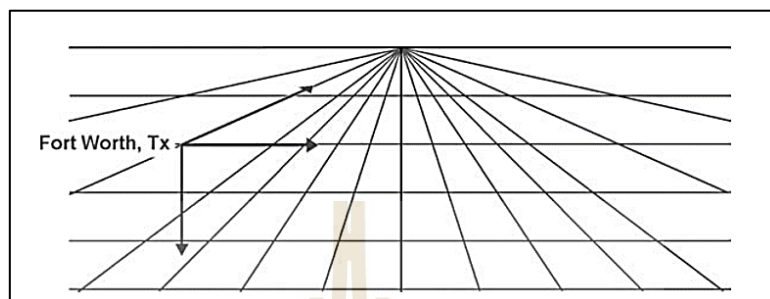
2.3.2 สมการการเคลื่อนที่ (Equation of motion)

1. ระบบพิกัดแกน (Axes system)
2. ระบบแกนที่ใช้ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV จะใช้ระบบ Earth axes หรือ Inertia axes จุดศูนย์กลางอยู่ ณ จุดใดก็ได้ที่ผู้สังเกตหยุดนิ่งไม่เคลื่อนที่ไปตามการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน M. E. Dreier, (2007) อีกระบบแกนที่ใช้ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้คือ ระบบ Body axes ซึ่งจุดศูนย์กลางตั้งอยู่ ณ ตำแหน่งจุดศูนย์กลางถ่วง (Center of gravity)

1) ระบบพิกัดแกนพื้นโลก (Earth axis)

ระบบพิกัดแกนพื้นโลก ซึ่งเรียกอีกอย่างว่า “กรอบอ้างอิงเฉื่อย (Inertial frame)” หรือ “กรอบอ้างอิงพื้นโลก (Global frame)” จุดกำเนิด (Origin) ของระบบพิกัดแกนพื้นโลก

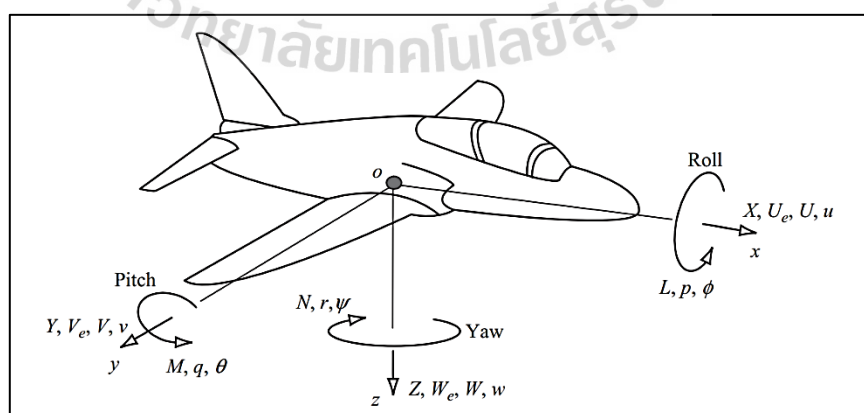
ซึ่งผู้สังเกตเฝ้ามองจะอยู่ ณ ตำแหน่งใดก็ได้ ขอเพียงไม่มีการเคลื่อนที่ตลอดการพิจารณา ระบบ นั้น ๆ โดยทิศทาง 3 มิติของระบบนี้จะชี้ไปทางทิศเหนือ (North, N) ทิศตะวันออก (East, E) และ ชีงลงล่าง (Down, D) เสมอ ดังที่แสดงในรูปต่อไปนี้



รูปที่ 2.9 ระบบพิกัดแกนพื้นโลก (M. E. Dreier, 2007)

2) ระบบพิกัดแกนลำตัว (Body axis)

ระบบพิกัดแกนลำตัวเป็นระบบพิกัดแกนที่มีจุดกำเนิดอยู่ที่จุดศูนย์กลางถ่วง (Center of gravity, CG) ของอากาศยาน ซึ่งในระบบนี้เมื่อเครื่องบินเคลื่อนที่ ผู้สังเกตซึ่งอยู่ ณ จุดกำเนิดจะเคลื่อนที่ไปกับเครื่องบิน ทำให้ไม่รู้สึกถึงการหมุนรอบแกนของเครื่องบินเลย หากเครื่องบินเอียง ผู้สังเกตก็จะเอียงด้วย (โดยใช้สมมติฐานว่าไม่คำนึงถึงสารเคมีต่าง ๆ ในสมอง ซึ่งรับรู้การเอียงของร่างกาย) แกน X ของ ระบบพิกัดแกนลำตัวจะชี้ไปทางจมูก (Nose) ของเครื่องบิน แกน Y จะชี้ไปทางปีกขวา แกน Z จะชี้ลงด้านล่าง ตามลำดับดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 2.10 ระบบพิกัดแกนลำตัว (M. V. Cook, 2012)

3. มุมออยเลอร์ (Euler angle)

มุมออยเลอร์เป็นมุมที่เกิดจากการหมุนรอบแกน X, Y, Z โดยมุมออยเลอร์จะแสดงความเอียงของเครื่องบินระหว่างพิกัดแกนลำตัวเทียบกับระบบพิกัดแกนพื้นโลก ซึ่งขึ้นอยู่กับที่มุมอันเกิดจากการหมุนรอบแกน X เรียกว่า “มุม Roll (Φ)” มุมอันเกิดจากการหมุนรอบแกน Y เรียกว่า “มุม Pitch (θ)” และมุมอันเกิดจากการหมุนรอบแกน Z เรียกว่า “มุม Yaw (ψ)” (M. V. Cook, 2012)

4. เมทริกซ์การแปลง (Transformation matrix)

เมทริกซ์การแปลงใช้ในการแปลงเวกเตอร์บนระบบพิกัดแกนพื้นโลกไปเป็นระบบพิกัดแกนลำตัว และในทางตรงกันข้ามจากระบบพิกัดแกนลำตัวกลับเป็นระบบพิกัดแกนพื้นโลก โดยจะแบ่งเป็น 2 ประเภทหลัก ๆ คือ เมทริกซ์การแปลงสำหรับการเลื่อนที่ (Translational transformation matrix) และเมทริกซ์การแปลงสำหรับการหมุนรอบแนวแกน (Rotational transformation matrix) (M. V. Cook, 2012) ตารางจะแสดงเวกเตอร์ของความเร็วในระบบพิกัดแกนพื้นโลกและระบบพิกัดแกนลำตัว ทั้งในแนวเลื่อนที่และในแนวการหมุน

1) เมทริกซ์การแปลงในการเลื่อนที่ (Translational transformation matrix)

เมทริกซ์การแปลงจะเป็นอยู่ในรูปฟังก์ชันของความเร็วมุมออยเลอร์ (R. C. Nelson, 1998) เมทริกซ์การแปลงจากระบบพิกัดแกนพื้นโลกไปสู่ระบบพิกัดแกนลำตัว และระบบพิกัดแกนลำตัวกลับไปสู่ระบบพิกัดแกนพื้นโลก เป็นดังสมการที่ 2.1 และสมการที่ 2.2 ตามลำดับ

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ S_\Phi S_\theta C_\psi - C_\Phi S_\psi & S_\Phi S_\theta S_\psi + C_\Phi C_\psi & S_\Phi C_\theta \\ C_\Phi S_\theta C_\psi + S_\Phi S_\psi & C_\Phi S_\theta S_\psi - S_\Phi C_\psi & C_\Phi C_\theta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$\begin{bmatrix} V_n \\ V_e \\ V_d \end{bmatrix} = (T_{BE})^T \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

โดย S_θ หมายถึง ค่า sine ของ θ ในขณะที่ C_θ หมายถึง ค่า cosine ของ θ และ T_{BE} คือ เมทริกซ์การแปลงจากสมการที่ 2.1

4) เมทริกซ์การแปลงในการหมุนรอบแนวแกน (Rotational transformation matrix)

เมทริกซ์การแปลงจะเป็นอยู่ในรูปฟังก์ชันของความเร็วเชิงมุมทั้ง 3 แกนกับมุมออยเลอร์ เมทริกซ์การแปลงจากระบบพิกัดแกนพื้นโลกไปสู่ระบบพิกัดแกนลำตัว และระบบพิกัดแกนลำตัวกลับไปสู่ระบบพิกัดแกนพื้นโลก เป็นดังสมการที่ 2.3 และสมการที่ 2.4 ตามลำดับ

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \Phi & \sin \Phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \Phi & \cos \Phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \Phi \tan \theta & \cos \Phi \tan \theta \\ 0 & \cos \Phi & -\sin \Phi \cos \theta \\ 0 & \sin \Phi / \cos \theta & \cos \Phi / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

5. สมการแรงและโมเมนต์ (Forces and moments equation)

จาก R. C. Nelson (1998), V. Klein and E. A (2006) สมการแรงและโมเมนต์ตามกฎข้อ 2 ของนิวตัน เป็นดังต่อไปนี้

$$F = \frac{d}{dt}(mV) \quad (2.5)$$

$$M = \frac{d}{dt}(I\omega) \quad (2.6)$$

สมการที่ 2.5 และสมการที่ 2.6 เป็นสมการที่อยู่บนกรอบอ้างอิงเฉื่อย (Inertial frame) หรือระบบพิกัดแกนพื้นโลก ค่าสถานะหลาย ๆ ค่าของเครื่องบินนั้นถูกทำการวัดบนระบบพิกัดแกนลำตัว นอกจากนี้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อย I มีค่าคงที่บนระบบพิกัดแกนลำตัว ในขณะที่บนระบบพิกัดแกนพื้นโลกค่าโมเมนต์ความเฉื่อยจะเป็นฟังก์ชันของเวลา แรงและโมเมนต์ใน 3 มิติสามารถเขียนในรูปของเมทริกซ์ดังนี้ (V. Klein and E. A, 2006)

$$F = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

$$V = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$M = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

$$I = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

$$\omega = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

เนื่องจากสมมติให้เครื่องบินเป็นวัตถุแข็งเกร็ง (Rigid body) ที่สมมาตรในแนวระนาบ XZ จะได้ว่า

$$I_{xy} = I_{yx} = I_{yz} = I_{zy} = 0 \quad (2.12)$$

จะได้เมทริกซ์จากสมการที่ 2.10 ใหม่ดังต่อไปนี้

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

$$I\dot{\omega} = \begin{bmatrix} I_x \dot{p} - I_{xz} \dot{r} \\ I_y \dot{q} \\ -I_{xz} \dot{p} + I_z \dot{r} \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

เพื่อแปลงให้สมการการเคลื่อนที่จากระบบพิกัดแกนพื้นโลกเป็นระบบพิกัดแกนลำตัว

$$F = m\dot{V} + \omega \times mV \quad (2.15)$$

$$M = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega \quad (2.16)$$

จะได้สมการแรงใน 3 มิติใหม่เป็น

$$F_x = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (2.17)$$

$$F_y = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (2.18)$$

$$F_z = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (2.19)$$

สมการโมเมนต์ใน 3 มิติใหม่เป็นดังนี้

$$M_x = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - qpI_{xz} \quad (2.20)$$

$$M_x = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz} \quad (2.21)$$

$$M_z = \dot{I}_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) + qrI_{xz} \quad (2.22)$$

สำหรับแรงที่กระทำกับอากาศยานนั้นประกอบไปด้วยแรงทางอากาศพลศาสตร์ แรงโน้มถ่วง และแรงจากระบบขับเคลื่อนหรือเครื่องยนต์ ส่วนโมเมนต์ประกอบไปด้วยโมเมนต์จากอากาศพลศาสตร์ และระบบขับเคลื่อน แรงโน้มถ่วงจะผ่านแนวของตำแหน่งจุดศูนย์กลาง ดังนั้นโมเมนต์อื่นเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของอากาศยานเป็นศูนย์ จะได้สมการการเคลื่อนที่ใหม่ดังนี้

$$F_A + F_T + F_G = m\dot{V} + \omega \times mV \quad (2.23)$$

$$M_A = I\dot{\omega} + \omega \times I\omega \quad (2.24)$$

2.3.3 แรงโน้มถ่วง (Gravitational force)

แรงโน้มถ่วงมีสมการทั้ง 3 มิติ ในรูปฟังก์ชันของน้ำหนักเครื่องบินกับมุมออยเลอร์ดังนี้

$$F_G = m \begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} -g \sin \theta \\ g \sin \Phi \cos \theta \\ g \cos \Phi \cos \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin \theta \\ mg \sin \Phi \cos \theta \\ mg \cos \Phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

2.3.4 แรงขับเคลื่อน (Propulsion force)

$$F_T = \begin{bmatrix} T \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

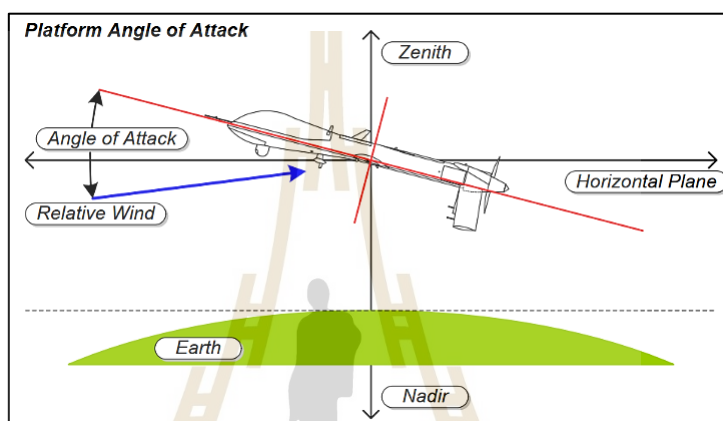
2.3.5 อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic)

1. แรงทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic forces)

แรงทางอากาศพลศาสตร์คือแรงอันเนื่องมาจากอากาศที่ไหลผ่านกระทำกับตัวอากาศยานแบ่งเป็น 3 ประเภท คือ แรงยก (Lift force), แรงต้าน (Drag force) และแรงทางข้าง (Side force) (J. D. Anderson Jr, 2010)

- แรงยก (Lift Force)

แรงยก คือ แรงที่พยุงเครื่องบินให้ลอยตัวอยู่ได้ในอากาศ มีทิศทางตั้งฉากกับแนวการไหลของอากาศเข้าปะทะเครื่องบิน (Free stream) แรงยกส่วนใหญ่ถูกสร้างขึ้นที่ปีกและแพนหางระดับ (Horizontal stabilizer) การปรับมุมปะทะของอากาศยาน (Angle of attack) ก็นำมาซึ่งการเกิดแรงยกเช่นเดียวกัน การจะทำให้เครื่องบินบินขึ้นไปในอากาศได้นั้น แรงยกที่เครื่องบินสร้างขึ้นจะต้องมีค่ามากกว่าน้ำหนักรวมของตัวเครื่องบินเอง



รูปที่ 2.11 มุมปะทะของเครื่องบิน (Angle of attack) (MISB, 2014)

สมการแรงยกเป็นดังต่อไปนี้

$$L = \bar{q} S C_L \quad (2.27)$$

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 \quad (2.28)$$

$$C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \cdot \alpha + C_L^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_L^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V_a} (C_L^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_L^q \cdot q) + C_L^M \cdot M \quad (2.29)$$

- แรงต้าน (Drag force)

จาก แรงต้านจะเป็นแรงที่ต้านการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของเครื่องบิน โดยจะมีทิศทางตรงกันข้ามกับแรงขับ (Thrust) แรงต้านสามารถเกิดได้จากหลายสาเหตุไม่ว่าจะเป็น

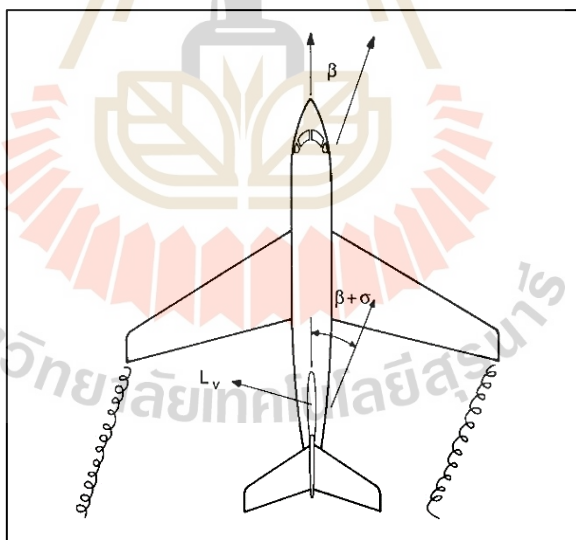
รูปร่างของเครื่องบินเอง (Parasite drag) แรงต้านอันเกิดจากแรงยก (Lift induced drag) หรือในกรณีเครื่องบินที่ทำการบินด้วยความเร็วสูงอาจจะมีแรงต้านอันเกิดจากเครื่องบินเคลื่อนที่ผ่านกำแพงเสียง (Wave drag) แรงต้านจะมีทิศทางขนานกับทิศทางที่อากาศเคลื่อนที่ปะทะเครื่องบินเสมอจาก สมการแรงต้านเป็นดังต่อไปนี้

$$D = \bar{q}SC_D \quad (2.30)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{(C_L - C_{L0})^2}{\pi e AR} + C_D^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_D^{\delta_e} \cdot \delta_e + C_D^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_D^{\delta_r} \cdot \delta_r + C_L^M \cdot M \quad (2.31)$$

- แรงทางข้าง (Side force)

แรงทางข้างคือคือแรงอันเนื่องจากอากาศกระทำต่อเครื่องบินจากทางด้านข้าง โดยส่วนใหญ่แรงทางข้างเกิดจากการเปลี่ยนแปลงของมุมแฉลบ (Sideslip angle)



รูปที่ 2.12 มุมแฉลบ (Sideslip angle, β) (R. C. Nelson, 1998)

แรงทางข้างมีสมการเป็นดังต่อไปนี้

$$Y = \bar{q}SC_Y \quad (2.32)$$

$$C_Y = C_D^\beta \cdot \beta + C_Y^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_Y^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_Y^p \cdot p + C_Y^r \cdot r) \quad (2.33)$$

2. โมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic moment)

โมเมนต์อันเกิดจากแรงทางอากาศพลศาสตร์ในทั้ง 3 แกน คือ Roll, Pitch และ Yaw แสดงรายละเอียดดังนี้

- โมเมนต์การ Roll (Roll moment)

$$L = \bar{q} S b C_1 \quad (2.34)$$

$$C_1 = C_1^\beta \cdot \beta + C_1^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_1^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_1^p \cdot p + C_1^r \cdot r) \quad (2.35)$$

- โมเมนต์การ Pitch (Pitch moment)

$$M = \bar{q} S c C_m \quad (2.36)$$

$$C_m = C_{m0} + C_m^\alpha \cdot \alpha + C_m^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_m^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V_a} (C_m^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_m^q \cdot q) + C_m^M \cdot M \quad (2.37)$$

- โมเมนต์การ Yaw (Yaw moment)

$$N = \bar{q} S b C_n \quad (2.38)$$

$$C_n = C_{n0} + C_n^\beta \cdot \beta + C_n^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_n^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_n^p \cdot p + C_n^r \cdot r) \quad (2.39)$$

2.4 กฎการควบคุม (Control law)

2.4.1 ประวัติศาสตร์การควบคุม

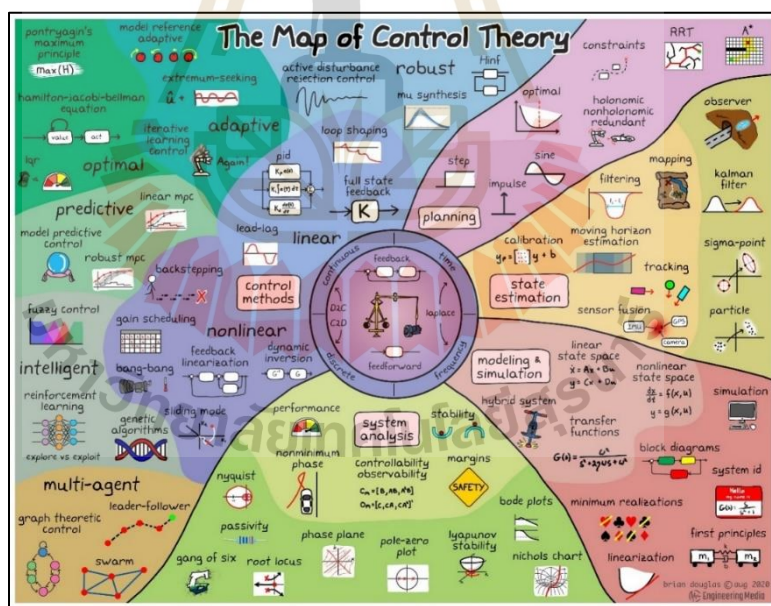
จาก N. S. Nise (2020) การควบคุมมีประวัติศาสตร์มาอย่างยาวนานควบคุมเกี่ยวกับมนุษยชาติ ย้อนไปตั้งแต่สมัยก่อนคริสตกาล โดยประวัติของการควบคุมเป็นดังนี้

1. การควบคุมระดับของเหลว (Liquid-level control)
 - 300 ปีก่อนคริสตกาล: Ktesibios ประดิษฐ์น้ำพิกาน้ำ
2. การควบคุมความดันไอน้ำและอุณหภูมิ
 - ค.ศ.1681: Denis Papin ประดิษฐ์วาล์วนิรภัย
 - คริสต์ศตวรรษที่ 17: Cornelis Drebbel ประดิษฐ์อุปกรณ์ควบคุมอุณหภูมิสำหรับการพอกไข่
3. การควบคุมความเร็ว
 - ค.ศ.1745: Edmund Lee นำการควบคุมความเร็วมาประยุกต์ใช้กับกังหันลม
 - คริสต์ศตวรรษที่ 18: James Watt ประดิษฐ์ลูกบอลตุ้มเหวี่ยงจิ้งหะ (Flyball Speed Governor) เพื่อควบคุมความเร็วของเครื่องจักรไอน้ำ
4. เสถียรภาพและการบังคับเลี้ยว (Stability and steering)
 - ค.ศ.1868: James Clerk Maxwell ตีพิมพ์เกี่ยวกับกฎเกณฑ์เสถียรภาพ (Stability Criterion) สำหรับระบบอันดับ 3 (Third order system)
 - ค.ศ.1877: Edward John Routh ตีพิมพ์บทความทางวิชาการในหัวข้อ "A treatise on the stability of a given state of motion" ซึ่งเนื้อหาข้างในคือสิ่งที่ปัจจุบันรู้จักกันในชื่อ Routh-Hurwitz criterion for stability
 - ค.ศ.1892: Alexandr Michailovich Lyapunov ต่อยอดงานของ Routh ให้ครอบคลุมระบบไม่เชิงเส้นในวิทยานิพนธ์ปริญญาเอกของเขาในหัวข้อ "The general problem of stability of motion"
5. การพัฒนาระบบควบคุมในช่วงศตวรรษที่ 19
 - คริสต์ศตวรรษที่ 1900: การพัฒนาระบบขับเคลื่อนอัตโนมัติของเรือประสบความสำเร็จ ซึ่งระบบควบคุมที่ทำมาใช้สืบเนื่องมาจากทฤษฎีของ Nicholas Minorsky ซึ่งปัจจุบันรู้จักกันในชื่อตัวควบคุมแบบสัดส่วนปริพันธ์-อนุพันธ์ (Proportional-Integral-Derivative, PID)
 - ปลายคริสต์ศตวรรษที่ 1920-ต้นคริสต์ศตวรรษที่ 1930: H. W. Bode และ H. Nyquist พัฒนาการวิเคราะห์และเชิงความถี่แบบซ้ำคาบ (Sinusoidal frequency analysis and design)

- ค.ศ.1948: Walter R. Evans พัฒนาการพล็อตกราฟของสมการระบบป้อนกลับ (Feedback system) ซึ่งรู้จักกันในชื่อปัจจุบันว่า Root Locus
- คริสต์ทศวรรษที่ 1950: กฎการควบคุมแบบปรับตัวได้ (Adaptive control) ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อปรับปรุงสมรรถนะของตัวควบคุมแบบค่าคงที่ โดยถูกนำไปใช้ในโครงการเครื่องบินความเร็วสูง X-15 (S. G. Anavatti, 2015; Z. T. Dydek, 2010)
- ค.ศ.1960-1980: ระบบควบคุมแบบเหมาะสมที่สุด (Optimal control) และระบบควบคุมแบบปรับตัวได้ถูกวิจัยและพัฒนาอย่างกว้างขวาง (K. Ogata and Y. Yang, 2002)
- ค.ศ.1980-1990: การค้นคว้าวิจัยด้านระบบควบคุมมุ่งเน้นไปที่ระบบควบคุมแบบคงทน (Robust control) (K. Ogata and Y. Yang, 2002)

2.4.2 ประเภทของกฎการควบคุม

กฎการควบคุมที่ใช้กันแพร่หลายในปัจจุบันแบ่งเป็นประเภทหลัก ๆ ดังนี้



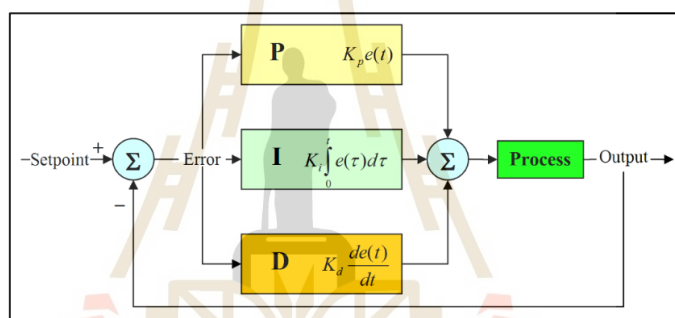
รูปที่ 2.13 ภาพรวมของระบบควบคุมในปัจจุบัน (Brian Douglas, 2018)

1. การควบคุมแบบเชิงเส้น (Linear control)

การควบคุมแบบเชิงเส้นหรือเรียกอีกแบบว่า “การควบคุมแบบดั้งเดิม (Classical control)” เป็นการควบคุมที่จัดการกับระบบเชิงเส้นที่ไม่แปรเปลี่ยนตามเวลา

(Linear time-invariant) และเป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับที่มีจำนวน 1 สัญญาณขาเข้า และ 1 สัญญาณขาออก (Single input single output, SISO) การออกแบบระบบควบคุมมักใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปของฟังก์ชันถ่ายโอนในการออกแบบ ตัวอย่างการควบคุมแบบเชิงเส้น ได้แก่

- ตัวควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (Proportional-Integral-Derivative, PID) เป็นตัวควบคุมแบบวงปิด (Close loop control) ที่ได้รับความนิยมและใช้งานในเชิงวิศวกรรมอย่างแพร่หลายที่สุด อันเนื่องมาจาก PID เป็นตัวควบคุมที่ไม่ต้องการความถูกต้องของแบบจำลองทางพลวัตมากนัก (Z. Liu et al, 2017) ซึ่ง PID จะเป็นตัวควบคุมที่ได้ผลดีที่สุดในการกรณีที่ไม่รู้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบทางพลวัต (K. Ogata and Y. Yang, 2002) PID จะพยายามปรับลดข้อผิดพลาด (Error) ระหว่างการตอบสนองขาออก (Output) กับค่าอ้างอิงที่ต้องการให้ระบบตอบสนอง (Reference setpoint)



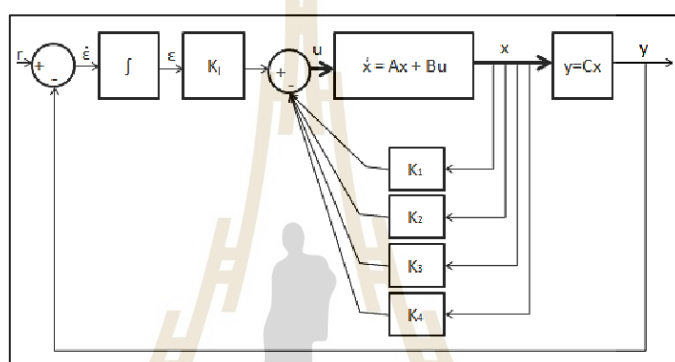
รูปที่ 2.14 โครงสร้างของ PID Controller

- ตัวควบคุมชดเชยแบบมูตามและมูมนำ (Lead-Lag compensator) จาก K. Ogata and Y. Yang (2002) ตัวควบคุมชดเชยแบบมูตามและมูมนำเป็นตัวควบคุมที่อาศัยการปรับพฤติกรรมการตอบสนองโดยการวาง Pole กับ Zero เพิ่มให้กับระบบ โดยการวาง Pole ให้กับระบบจะลดความเร็วของการตอบสนองรวมถึงเสถียรภาพของระบบ ในขณะที่การวาง Zero จะเพิ่มความเร็วในการตอบสนอง และเพิ่มเสถียรภาพในขณะเดียวกัน

ในตัวควบคุมชดเชยแบบมูตามและมูมนำนั้นเป็นการรวมผลของตัวชดเชย (Compensator) 2 ตัวคือตัวชดเชยแบบมูมนำ (Lead compensator) และตัวชดเชยแบบมูตาม (Lag compensator) โดยตัวชดเชยแบบมูมนำจะเพิ่มความเร็วการตอบสนองรวมถึงเสถียรภาพ ในขณะที่ตัวชดเชยแบบมูตามจะเพิ่มความแม่นยำในช่วงเข้าสู่สมดุล แต่ลดความเร็วในการตอบสนองลง (K. Ogata and Y. Yang, 2002)

3. การควบคุมแบบจัดสรรค่าเกน (Gain scheduling) คือ วิธีการแบ่งช่วงการบิน (Flight envelope) ออกเป็นช่วงเล็ก ๆ หลาย ๆ ช่วง ซึ่งพลวัตของช่วงเล็ก ๆ นี้จะเป็นแบบเชิงเส้น ทำให้สามารถประยุกต์ใช้ตัวควบคุมการบินแบบเชิงเส้นได้ (R. G. Hernandez-Garcia, 2015)

4. Pole placement หรือเรียกว่า “Eigenvalue assignment” เป็นตัวควบคุมสมัยใหม่ (Modern control) ที่กระทำบนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบปริภูมิสถานะ วิธีนี้จะทำการวางค่าลักษณะเฉพาะ (Eigenvalue) เพิ่มเข้าไปในระบบควบคุมแบบป้อนกลับ (Feedback control) โดยค่า Eigenvalue จะขึ้นอยู่กับคำตอบของระบบที่ต้องการ (Z. Liu et al, 2017)



รูปที่ 2.15 โครงสร้างของ Pole placement (V. Nath and R. Mitra, 2014)

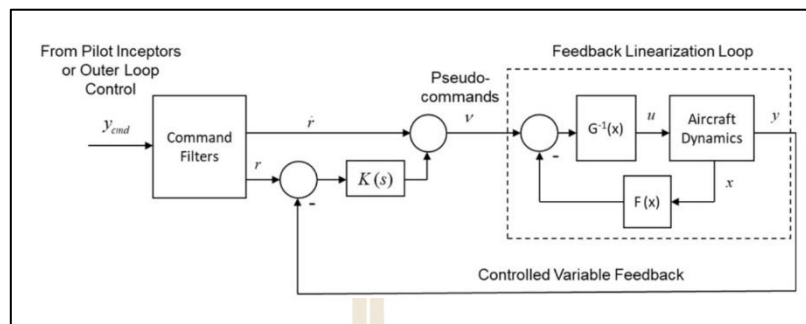
2. การควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear control)

การควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้นจะสามารถควบคุมในช่วงการตอบสนองที่กว้างกว่าแบบเชิงเส้น โดยระบบที่เข้าไปควบคุมสามารถเป็นได้ทั้งระบบไม่เชิงเส้นและแปรเปลี่ยนตามเวลาได้ (Time-Variant System) ตัวอย่างเช่น

ตัวควบคุมแบบผกผันทางพลวัตที่ไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear dynamic inversion, NDI) จาก J. F. Horn (2019) NDI คือ การควบคุมที่เกิดจากการกำจัดความไม่เป็นเชิงเส้นในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ด้วยส่วนผกผันเชิงพลวัต (Dynamic inversion) ของตัวระบบเอง ซึ่งการจะออกแบบตัวควบคุมแบบ NDI นั้นจะต้องทราบค่าสถานะ (State) ต่าง ๆ ของระบบ หากไม่มีข้อมูลของสถานะเหล่านี้จะไม่สามารถออกแบบตัวควบคุมนี้ได้ ตัวอย่างสถานะเช่น ตัวแปรควบคุมต่าง ๆ ในแกน Roll, Pitch และ Yaw โดยค่าสถานะทางพลวัตเหล่านี้ต้องอยู่ในรูปแบบปริภูมิ-สถานะดังนี้

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (2.40)$$

$$y = h(x) \quad (2.41)$$



รูปที่ 2.16 ตัวอย่างผังการควบคุมแบบ (NDI J. F. Horn, 2019)

จากรูป $G^{-1}(x)$ คือ ส่วนผกผันเชิงพลวัตของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของสถาปัตยกรรมการควบคุมการบิน (NDI J. F. Horn, 2019)

3. การควบคุมแบบเหมาะสมที่สุด (Optimal control)

จากหนังสือ K. Ogata and Y. Yang (2002) การควบคุมแบบเหมาะสมที่สุดคือกระบวนการควบคุมที่ทำการหาค่าตัวแปรควบคุมอันเหมาะสมที่สามารถลดดัชนีชี้วัดประสิทธิภาพ (Performance Index)

$$J = \int_0^{\infty} (x \cdot Qx + u \cdot Ru) dt \quad (2.42)$$

ตัวอย่างตัวควบคุมแบบเหมาะสมที่สุดเช่น

- ตัวควบคุมแบบกำลังสองเชิงเส้น (Linear quadratic regulator, LQR)

จาก K. Ogata and Y. Yang (2002) ตัวควบคุมแบบกำลังสองเชิงเส้น คือวิธีควบคุมแบบสมัยใหม่แบบเชิงเส้นอีกวิธีหนึ่งที่มีโครงสร้างการควบคุมเหมือน Pole placement ทุกประการ ต่างกันเพียงวิธีการได้มาซึ่งค่า K (gain) เพื่อใช้ในการควบคุมระบบทำ โดยการกำหนดเมทริกซ์ Q และ R มาคำนวณหา Gain จากสมการของ Riccati

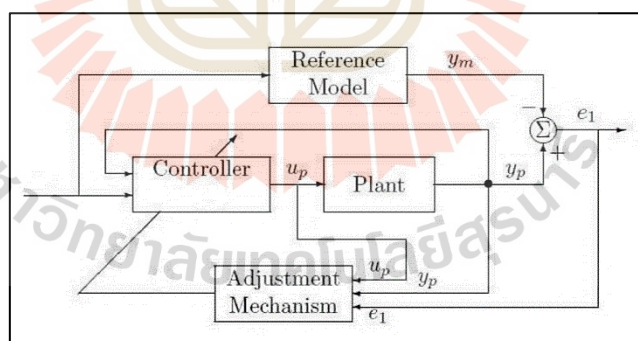
$$AP + PA + [TK - (T)^{-1}BP] \times [TK - (T)^{-1}BP] - PBR^{-1}BP + Q = 0 \quad (2.43)$$

4. การควบคุมแบบปรับตัวได้ (Adaptive control)

จากบทความของ S. G. Anavatti, (2015) ตัวควบคุมแบบปรับตัวได้ทำงานโดยการปรับค่าตัวแปรควบคุมตามเงื่อนไขเฉพาะที่กำหนด ตัวควบคุมชนิดนี้จะจัดการระบบที่มีตัวแปรเปลี่ยนแปลงไปตามเวลาอย่างช้า ๆ ได้ค่อนข้างดี เช่น ในกรณีอากาศยานที่ทำการบินในช่วงความเร็วและช่วงความสูงที่ค่อนข้างกว้าง ในขณะที่บินไปสักระยะ มวลของอากาศยานจะค่อย ๆ ลดลงอันเนื่องมาจากปริมาณน้ำมันที่ลดลง ซึ่งตัวควบคุมแบบปรับตัวได้นี้จะปรับตัวเองให้เข้ากับสถานะทางพลวัตใหม่ที่เกิดขึ้น ซึ่งในจุดนี้ตัวควบคุมประเภทอื่นที่ค่า Gain คงที่จะไม่สามารถทำได้

นอกจากนี้ตัวควบคุมแบบปรับตัวได้ยังมีข้อดีคือไม่จำเป็นต้องทราบค่าสถานะต่าง ๆ ของระบบทั้งหมด แต่ในขั้นตอนการออกแบบอาจจำเป็นต้องรู้รูปแบบคร่าว ๆ ของสมการทางคณิตศาสตร์ที่เป็นตัวแทนระบบ เช่น หากออกแบบด้วยรูปแบบฟังก์ชันถ่ายโอน จำเป็นต้องรู้จำนวน Zero และ Pole ของระบบ เพื่อนำไปใช้หาหลักการปรับตัว เป็นต้น ตัวอย่างตัวควบคุมแบบปรับตัวได้ เช่น

- ตัวควบคุมปรับตัวได้อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบปรับค่า Gain PID model reference adaptive control (MRAC)
- ตัวควบคุมแบบปรับตัวได้อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบปรับค่า Gain PID นั้นมีผังการควบคุม (Control diagram) ดังต่อไปนี้



รูปที่ 2.17 ผังการควบคุมตัวควบคุมแบบปรับตัวได้อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบปรับค่า Gain PID (S. Xiao et al, 2012)

จากรูปจะเห็นว่า MRAC/PID ประกอบไปด้วยตัวควบคุม (Controller), แบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference model), แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ (Plant) และกฎการปรับตัว (Adaptation rule หรือ Adjustment mechanism) โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

ตัวควบคุม (Controller) ที่ใช้ในกฎการควบคุมแบบ MRAC/PID จะเป็นตัวควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ หรือ PID

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ (Plant) คือ สมการทางคณิตศาสตร์แสดงพฤติกรรมของระบบ เช่น สมการการเคลื่อนที่, ฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer function) หรือแบบจำลองปริภูมิสถานะ (State-Space)

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference model) คือ สมการทางคณิตศาสตร์แสดงการตอบสนองทางพลวัตที่ผู้ออกแบบต้องการให้ระบบประพฤติกรรม (Desired dynamic response) อาจอยู่ในรูปของสมการการเคลื่อนที่, ฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer function) หรือแบบจำลองปริภูมิสถานะ (State-Space)

โดย y_m คือ ผลการตอบสนองอันเนื่องมาจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง
 y_p คือ ผลการตอบสนองอันเนื่องมาจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ
 e_1 คือ ความคลาดเคลื่อนระหว่างผลการตอบสนองอันเนื่องมาจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference model) และแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ (Plant)

กฎการปรับตัว (Adaptation rule หรือ Adjustment mechanism) คือส่วนสำคัญที่สุดใน MRAC/PID โดยกฎการปรับตัวจะทำหน้าที่ปรับเปลี่ยนค่า PID Gain มากน้อยขึ้นอยู่กับขนาดของ e_1 หาก e_1 มีขนาดใหญ่ อัตราการเปลี่ยนแปลง PID Gain ก็ยิ่งมาก ในทางตรงกันข้ามหาก e_1 มีขนาดเล็ก อัตราการเปลี่ยนแปลง PID Gain ก็จะมีขนาดเล็ก กฎการปรับตัวจะพยายามลดความคลาดเคลื่อนลงเท่าที่จะทำได้ (ในทางอุดมคติคือทำให้เป็นศูนย์ แต่ในทางปฏิบัติเป็นไปได้) เพื่อบังคับให้การตอบสนองเข้าใกล้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง หากกฎการปรับตัวทำงานถูกต้อง ค่า Gain จะลู่เข้าหาค่าคงที่ค่าหนึ่ง ตัวอย่างกฎการปรับตัว เช่น

(1) ใช้กฎการปรับตัว (Adaptation rule) แบบ MIT Rule

จากบทความวิจัยของ S. Xiao, (2012); X. Zhou, (2016); P. Kungwalrut, (2011) และ I. M. Mareels, (1986) MIT Rule เป็นกฎการปรับตัวที่พยายามทำให้ Cost function J มีค่าน้อยที่สุด โดย

$$J(\theta) = \frac{1}{2} e^2(\theta) \quad (2.44)$$

จาก MIT Rule (S. Xiao, 2012) อัตราการเปลี่ยนแปลงของ θ จะอยู่ในรูปแบบของ Negative gradient ของ J ดังสมการต่อไปนี้

$$\frac{d\theta}{dt} = -\gamma \frac{\partial J}{\partial J} = -\gamma \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial y_p} \right) \left(\frac{\partial y_p}{\partial \theta} \right) \quad (2.44)$$

(2) ใช้กฎการปรับตัว (Adaptation rule) แบบ Lyapunov stability

จาก S. Pankaj (2011) กฎการปรับตัวแบบ Lyapunov stability จะทำการปรับค่า Gain การควบคุมของระบบการควบคุมแบบปรับตัวได้ บนเงื่อนไขของค่าความคลาดเคลื่อนระหว่างการตอบสนองจริงของระบบกับการตอบสนองของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model error) หรือ e_1 ในรูปที่ 2.17

$$e_1 = Y - Y_m \quad (2.46)$$

กฎการปรับตัวด้วยวิธี Lyapunov stability จะใช้ทฤษฎี Lyapunov ทำให้มั่นใจว่าระบบมีเสถียรภาพ (Stable) และการันตีการลู่เข้าของ e_1 ซึ่งก็คือ มีแนวโน้มลดลงตามเวลาที่เปลี่ยนไป ซึ่งเป็นข้อเสียที่อาจเกิดขึ้นในวิธีการเคลื่อนลงตามความชัน (Gradient descent) อย่างเช่น MIT Rule (S.-E. Oltean, 2016; S. Anbu and N. Jaya, 2014)

จาก S.-E. Oltean, (2016) โดยทฤษฎีของ Lyapunov กล่าวไว้ว่าจุดสมดุล (Equilibrium point) $e_1 = 0$ ของระบบจะมีเสถียรภาพ ก็ต่อเมื่อฟังก์ชันพลังงานของระบบ (V) ซึ่งเป็นฟังก์ชันในรูปของ e_1 และค่า Gain ในการควบคุม $V(e_1, k)$ เป็นฟังก์ชันของ Lyapunov ซึ่งจะต้องผ่านเงื่อนไขดังนี้

- ฟังก์ชัน V เป็นศูนย์ ณ $e_1 = 0$ และค่า Gain การควบคุมเป็นค่าที่ถูกต้อง
- อนุพันธ์ของฟังก์ชัน V มีค่าน้อยกว่าศูนย์ $dV/Dt < 0$

หากฟังก์ชัน V ผ่านทั้งสองเงื่อนไขจะสามารถกล่าวได้ว่าฟังก์ชัน V เป็นฟังก์ชันของ Lyapunov ซึ่งมีเสถียรภาพ ณ จุดสมดุลแบบ Asymptotically stable ซึ่งปัญหาที่ยากที่สุดของกฎการปรับตัวแบบ Lyapunov stability คือ การหาฟังก์ชัน V ที่เหมาะสม เพราะต้องเป็นฟังก์ชันที่ผ่านทั้งสองเงื่อนไขข้างต้น

ตัวอย่างกระบวนการได้มาซึ่งกฎการปรับตัว (Adaptive law derivation) ด้วยวิธีการ Lyapunov stability โดยสาธิตจากระบบควบคุมอัตราการเปลี่ยนแปลงมุม Roll (Roll rate, p) ของอากาศยานขับเคลื่อนด้วยใบพัด (Rotorcraft)

เมื่ออ้างอิงจาก R. K. R. Mark B. Tischler (2006) อากาศยานขับเคลื่อนด้วยใบพัดจะใช้รูปแบบฟังก์ชันถ่ายโอนของการควบคุมอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch (Pitch rate, q) ที่มี 1 Zero และ 2 Poles ดังนี้

$$\frac{p}{\eta_{lat}} = \frac{s+A}{s^2 +Ds+E} \quad (2.47)$$

ตัวควบคุมที่นำมาสาธิตจะใช้ตัวควบคุมแบบปรับค่าเกน PI อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model reference adaptive PI control) โดยฟังก์ชันควบคุม PI มีสมการการควบคุมดังนี้

$$\eta_{lat} = K_p (p_{sp} - p_{FB}) + \frac{K_i}{s} (p_{sp} - p_{FB}) \quad (2.48)$$

และใช้แบบจำลองคณิตศาสตร์อ้างอิงรูปแบบเดียวกับอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch นั่นคือมีจำนวน 1 Zero และ 2 poles

$$\frac{p_{FB_m}}{p_{sp}} = \frac{A_m s + B_m}{s^2 + D_m s + E_m} \quad (2.49)$$

จากฟังก์ชันถ่ายโอนของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll

$$\ddot{p}_{FB} + D\dot{p}_{FB} + Ep_{FB} = A\dot{\eta}_{lat} + B\eta_{lat} \quad (2.50)$$

MRAC เพื่อปรับตัวหาค่า Gain โดยใช้ตัวควบคุมแบบ PI จะมีสมการดังนี้

$$\eta_{lat} = K_p (p_{sp} - p_{FB}) + \frac{K_i}{s} (p_{sp} - p_{FB}) \quad (2.51)$$

$$\eta_{lat} = K_p (p_{sp} - p_{FB}) + K_i \frac{(p_{sp} - p_{FB})}{s} \quad (2.52)$$

$$\eta_{lat} = K_p p_{sp} - K_p p_{FB} + K_i \int p_{sp} dt - K_i \int p_{FB} dt \quad (2.53)$$

ซึ่งจะได้อนุพันธ์ (Derivative) ของ η_{lat} ดังนี้

$$\dot{\eta}_{lat} = K_p \dot{p}_{sp} - K_p \dot{p}_{FB} + K_i p_{sp} - K_i p_{FB} \quad (2.54)$$

แทนสมการที่ 2.54 และสมการที่ 2.53 ลงในสมการที่ 2.50

$$\ddot{p}_{FB} + D\dot{p}_{FB} + Ep_{FB} = AK_p \dot{p}_{sp} - AK_p \dot{p}_{FB} + AK_i p_{sp} - AK_i p_{FB} + BK_p p_{sp} - BK_i p_{FB} + BK_i \int p_{sp} dt - BK_i \int p_{FB} dt \quad (2.55)$$

$$\ddot{p}_{FB} + (D + AK_p)\dot{p}_{FB} + (E + AK_i + BK_p)p_{FB} = AK_p \dot{p}_{sp} + (AK_i + BK_p)p_{sp} + BK_i \int p_{sp} dt - BK_i \int p_{FB} dt \quad (2.56)$$

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

$$\ddot{p}_{FB_m} + D_m \dot{p}_{FB_m} + E_m p_{FB_m} = A_m \dot{p}_{sp} + Bp_{sp} \quad (2.57)$$

เนื่องจากผลต่างระหว่างการตอบสนองของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิงเป็นดังสมการต่อไปนี้

$$e = p_{FB} - p_{FB_m} \quad (2.58)$$

$$p_{FB_m} = p_{FB} - e \quad (2.59)$$

$$\dot{e} = \dot{p}_{FB} - \dot{p}_{FB_m} \quad (2.60)$$

$$\dot{p}_{FB_m} = \dot{p}_{FB} - \dot{e} \quad (2.61)$$

จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิงเป็นดังสมการต่อไปนี้

$$\ddot{p}_{FB_m} + D_m (\dot{p}_{FB} - \dot{e}) + E_m (p_{FB} - e) = A_m \dot{p}_{sp} + B p_{sp} \quad (2.62)$$

$$\ddot{p}_{FB_m} + D_m \dot{p}_{FB} - D_m \dot{e} + E_m p_{FB} - E_m e = A_m \dot{p}_{sp} + B p_{sp} \quad (2.63)$$

นำสมการที่ 2.56 ลบด้วยสมการที่ 2.63 จะได้

$$\begin{aligned} & \ddot{p}_{FB} + (D + AK_p - D_m) \dot{p}_{FB} + D_m \dot{e} + (E + AK_i + BK_p - E_m) p_{FB} + E_m e \\ & = (AK_p - A_m) \dot{p}_{sp} + (AK_i + BK_p - B_m) p_{sp} + BK_i \int p_{sp} dt - BK_i \int p_{FB} dt \end{aligned} \quad (2.64)$$

ดังนั้นจะได้แบบจำลองความคลาดเคลื่อน (Error model)

$$\begin{aligned} \ddot{e} = & -(D + AK_p - D_m) \dot{p}_{FB} + D_m \dot{e} + (E + AK_i + BK_p - E_m) p_{FB} - E_m e \\ & + (AK_p - A_m) \dot{p}_{sp} + (AK_i + BK_p - B_m) p_{sp} + BK_i \int p_{sp} dt - BK_i \int p_{FB} dt \end{aligned} \quad (2.65)$$

ณ เวลาเข้าใกล้อนันต์ ($t \rightarrow \infty$) แบบจำลองความคลาดเคลื่อนจะมีค่าเข้าใกล้ 0 ($\ddot{e} \rightarrow 0$) ซึ่งจะเกิดขึ้นได้ก็ต่อเมื่อ

$$BK_i = 0 \quad (2.66)$$

$$K_i = 0 \quad (2.67)$$

และ

$$E + AK_i + BK_p - E_m = 0 \quad (2.68)$$

$$E + A(0) + BK_p - E_m = 0 \quad (2.69)$$

$$K_p = \frac{E - E_m}{B} \quad (2.70)$$

และ

$$AK_p - A_m = 0 \quad (2.71)$$

$$K_p = \frac{A_m}{A} \quad (2.72)$$

และ

$$D + AK_p - D_m = 0 \quad (2.73)$$

$$K_p = \frac{D_m - D}{A} \quad (2.74)$$

และ

$$AK_i + BK_p - B_m = 0 \quad (2.75)$$

$$A(0) + BK_p - B_m = 0 \quad (2.76)$$

$$K_p = \frac{B_m}{B} \quad (2.77)$$

จากสมการที่ 2.77 ส่งผลให้ได้สมการดังนี้

$$E + AK_i + BK_p - E_m = 0 \quad (2.78)$$

$$E + AK_i + B(B_m/B) - E_m = 0 \quad (2.79)$$

$$K_i = \frac{E_m - E - B_m}{A} \quad (2.80)$$

และ

$$AK_i + BK_p - B_m = 0 \quad (2.81)$$

$$AK_i + B(B_m/B) - B_m = 0 \quad (2.82)$$

$$K_i = \frac{B_m + E - E_m}{A} \quad (2.83)$$

เพราะฉะนั้น ณ เวลาเข้าใกล้อนันต์ ($t \rightarrow \infty$) จะได้ว่า

$$K_p = \frac{A_m}{A} = \frac{E_m - E}{B} = \frac{D_m - D}{A} \quad (2.84)$$

$$K_i = \frac{B_m + E - E_m}{A} = \frac{E_m - E - B_m}{A} = 0 \quad (2.85)$$

ฟังก์ชัน Lyapunov ที่ได้รับเลือก (Candidate Lyapunov function) เป็น
ดังสมการต่อไปนี้

$$V = \frac{1}{2}\dot{e}^2 + \frac{1}{2A\gamma_1}(AK_p - A_m)^2 + \frac{1}{2A\gamma_2}(AK_i + E_m - E - B_m)^2 + \frac{1}{2}E_m e^2 \quad (2.86)$$

ซึ่ง $V \geq 0$ อย่างแน่นอนก็ต่อเมื่อ E_m, A, γ_1 และ $\gamma_2 > 0$

อนุพันธ์ของฟังก์ชัน Lyapunov (V) เป็นดังสมการต่อไปนี้

$$\frac{dV}{dt} = \dot{e}(\dot{e}) + E_m e(\dot{e}) + \frac{1}{\gamma_1}(AK_p - A_m) \frac{dK_p}{dt} + \frac{1}{\gamma_2}(AK_i + E_m - E - B_m) \frac{dK_i}{dt} \quad (2.87)$$

จากสมการแบบจำลองความคลาดเคลื่อน (2.65) จะได้ $\dot{e}(\ddot{e})$ ดังสมการ
ต่อไปนี้เป็น

$$\begin{aligned} \dot{e}(\ddot{e}) = & -(D+AK_p - D_m)\dot{e}p_{FB} - D_m \dot{e}^2 - (E+AK_i - BK_p - E_m)\dot{e}p_{FB} - \\ & E_m \dot{e}p_{FB} + (AK_p - A_m)\dot{e}p_{sp} + (AK_i - BK_p - E_m)\dot{e}p_{sp} + \\ & BK_i \dot{e} \int (p_{sp} - p_{FB}) dt \end{aligned} \quad (2.88)$$

แทน $\dot{e}(\ddot{e})$ ในสมการที่ 2.87 จะได้สมการอนุพันธ์ของฟังก์ชัน Lyapunov
เป็น

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} = & -(D+AK_p - A_m)\dot{e}p_{FB} - D_m \dot{e}^2 - (E+AK_i + BK_p - E_m)\dot{e}p_{FB} - \\ & E_m e(\dot{e}) + (AK_p - A_m)\dot{e}p_{sp} + (AK_i - BK_p - B_m)\dot{e}p_{sp} + \\ & BK_i \dot{e} \int (p_{sp} - p_{FB}) dt + E_m e(\dot{e}) + \frac{1}{\gamma_1}(AK_p - A_m)\frac{dK_p}{dt} + \\ & \frac{1}{\gamma_2}(AK_i + E_m - E - B_m)\frac{dK_i}{dt} \end{aligned} \quad (2.89)$$

ณ เวลาเข้าใกล้อนันต์ ซึ่ง K_p และ K_i ดังสมการที่ 2.84 และสมการที่ 2.85
มีค่าเท่ากับ 0 จะเขียนสมการอนุพันธ์ของฟังก์ชัน Lyapunov ใหม่ได้ว่า

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} = & -(AK_p - A_m)\dot{e}p_{FB} - D_m \dot{e}^2 - (AK_i + E_m - E - B_m)\dot{e}p_{FB} + \\ & (AK_p - A_m)\dot{e}p_{sp} + (AK_i - BK_p - B_m)\dot{e}p_{sp} + \\ & (AK_i + E_m - E - B_m)\dot{e} \int (p_{sp} - p_{FB}) dt + E_m e(\dot{e}) + \\ & \frac{1}{\gamma_1}(AK_p - A_m)\frac{dK_p}{dt} + \frac{1}{\gamma_2}(AK_i + E_m - E - B_m)\frac{dK_i}{dt} \end{aligned} \quad (2.90)$$

$$\frac{dV}{dt} = \left[\frac{1}{\gamma_1} \frac{dK_p}{dt} - \dot{e}p_{FB} - \dot{e}p_{sp} + \dot{e}p_{sp} \right] (AK_p - A_m) \dot{e}p_{FB} - D_m \dot{e}^2 + \left[\frac{1}{\gamma_2} \frac{dK_i}{dt} - \dot{e}p_{FB} + \dot{e} \int (p_{sp} - p_{FB}) dt \right] (AK_i - BK_p - B_m) \quad (2.91)$$

เนื่องจาก $D_m > 0$ ดังนั้นหากต้องการให้ $dV/dt < 0$ ทำให้สมการที่ 2.91 เป็นฟังก์ชัน Lyapunov ที่มีเสถียรภาพแบบ Asymptotically stable ซึ่งหมายความว่า K_p, K_i จะถูกจำกัดขอบเขตไม่ให้เข้าไปสู่ความไม่สมดุล (Unstable) ซึ่งเสถียรภาพนี้จะเกิดขึ้นก็ต่อเมื่อ

$$\frac{1}{\gamma_1} \frac{dK_p}{dt} - \dot{e}p_{FB} + \dot{e}p_{FB} + \dot{e}p_{FB} = 0 \quad (2.92)$$

$$\frac{1}{\gamma_2} \frac{dK_i}{dt} - \dot{e}p_{FB} + \dot{e} \int (p_{sp} - p_{sp}) dt = 0 \quad (2.93)$$

ทำให้ได้กฎการปรับตัวของค่า Gain เป็นดังต่อไปนี้

$$\frac{dK_p}{dt} = \gamma_1 \dot{e} [\dot{p}_{FB} - \dot{p}_{sp} - p_{sp}] \quad (2.94)$$

$$\frac{dK_i}{dt} = \gamma_2 \dot{e} [p_{FB} - \int (p_{sp} - p_{sp}) dt] \quad (2.95)$$

5. การควบคุมเชิงทำนายแบบจำลอง (Model predictive control, MPC)

พฤติกรรมการตอบสนองที่เหมาะสมที่สุดของระบบในอนาคต โดยการควบคุมนี้ถูกใช้อย่างแพร่หลายในหลาย ๆ วงการ เช่น อุตสาหกรรมเคมี, อุตสาหกรรมยานยนต์, โลหะวิทยา รวมไปถึงการบินและอวกาศ โดย MPC ถูกต่อยอดรวมกับการควบคุมแบบอื่นอย่างหลากหลาย เช่น MPC แบบไม่เชิงเส้น (Nonlinear MPC) หรือ MPC แบบปรับตัวได้ (Adaptive MPC) เป็นต้น

6. การควบคุมแบบคงทน (Robust control)

การควบคุมแบบคงทนคือกระบวนการควบคุมที่สร้างขึ้นบนสมมติฐานว่าระบบที่ต้องการควบคุมมีความคลาดเคลื่อนในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับระบบจริงหรือมีความไม่แน่นอน (Uncertainty) เกิดขึ้นในระบบ เช่น ลม หรือการรบกวนอันเนื่องจากสัญญาณทางไฟฟ้า (K. Ogata and Y. Yang, 2002)

7. การควบคุมแบบอัจฉริยะ (Intelligent control)

จาก S. Vassilyev (2017) การควบคุมแบบอัจฉริยะคือกระบวนการควบคุมที่พยายามให้ระบบที่ต้องการควบคุมทำงานอัตโนมัติด้วยตัวเอง การควบคุมประเภทนี้มักข้องเกี่ยวกับปัญญาประดิษฐ์ (Artificial intelligent) ตัวอย่างเช่น โครงข่ายประสาทเทียม (Artificial neural network), วิถีเชิงพันธุกรรม (Genetic algorithm) และ Multi agent ฯลฯ

2.5 ตัวอย่างกฎการควบคุมการบินที่ถูกประยุกต์ใช้ใน TRUAV

มีงานวิจัยหลากหลายที่นำเอาตัวควบคุมการบินทั้งแบบเชิงเส้น (Linear) และไม่เชิงเส้น (Nonlinear) มาประยุกต์ใช้กับ TRUAV ทั้งในช่วงการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ ช่วงการบินเปลี่ยนเฟส และช่วงการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง ได้แก่

2.5.1 ตัวควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (Proportional-Integral-Derivative, PID)

ตัวอย่างงานวิจัยที่ประยุกต์ใช้ PID กับ TRUAV เช่น การนำ PID ไปควบคุมท่าทางการบินและควบคุมตำแหน่งของ TRUAV ในช่วงการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ (C. Papachristos, 2011)

2.5.2 Pole placement หรือ Eigenvalue assignment

ตัวอย่างงานวิจัยที่ใช้ Pole placement เช่น งานวิจัยของ Song Yanguo และคณะ (2009) ใช้วิธี Pole placement เพื่อควบคุมความเร็วเชิงมุม และตำแหน่งเชิงมุมของ TRUAV ในช่วงการบินแบบเฮลิคอปเตอร์

2.5.3 Linear quadratic regulator (LQR)

ตัวอย่างงานวิจัยที่ใช้วิธีนี้ ได้แก่ งานวิจัยของ Christos Papachristos และคณะ (2013) ใช้ LQR มาควบคุมท่าทางการบินและตำแหน่งในช่วงการบินแบบเฮลิคอปเตอร์

2.5.4 Gain scheduling

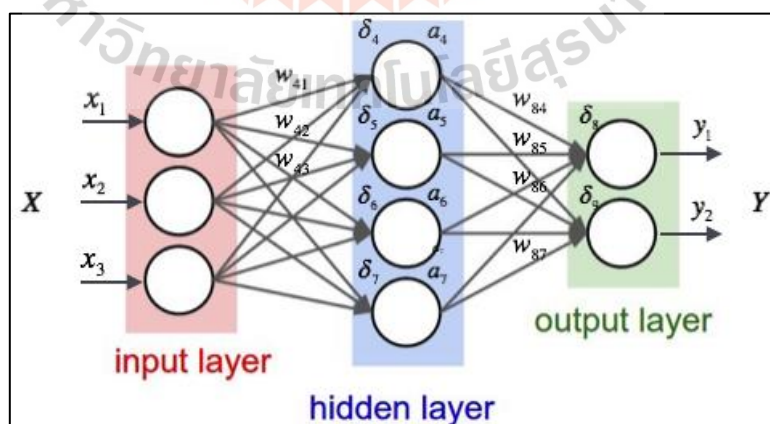
จากงานวิจัยของ Rogelio G. Hernandez-Garcia และ H. Rodriguez-Cortes (2015) ในช่วงการบินเปลี่ยนผ่านถูกแบ่งออกเป็น 15 ช่วงย่อย โดย 1 ช่วงย่อยเท่ากับมุมเอียงของเครื่องยนต์ทุก ๆ 6 องศา ดังนั้นจะได้จุดสมดุล (Equilibrium point) 15 จุด ซึ่งแต่ละจุดพลวัตเป็นแบบเชิงเส้น จากนั้นนำตัวควบคุมแบบเชิงเส้นมาควบคุมในแต่ละจุดสมดุล

2.5.5 Smooth switch control

ในช่วงการบินแบบเฮลิคอปเตอร์กับเครื่องบินปีกตรึงนั้นจะแยกตัวควบคุมการบินออกจากกันเป็นเอกเทศ แต่ในช่วงการบินเปลี่ยนผ่านตัวควบคุมทั้งสองชุดจะถูกนำมารวมเข้าด้วยกัน โดยใช้ฟังก์ชันน้ำหนักควบคุม (Control weight) เป็นตัวบอกว่าขณะนี้ควรเลือกใช้ตัวควบคุมตัวไหนมากกว่ากัน โดยขึ้นอยู่กับมุมเอียงของเครื่องยนต์ ดังตัวอย่างข้างล่าง (Z. Liu, 2007)

2.5.6 การควบคุมแบบปรับตัวได้ (Adaptive control) ควบคู่กับโครงข่ายประสาทเทียม (Artificial Neural Network, ANN)

ANN คือ ตัวควบคุมที่จำลองการทำงานมาจากโครงข่ายในสมองของมนุษย์มีส่วนที่เล็กสุดเรียกว่า “Neuron” ทำหน้าที่คำนวณสัญญาณขาเข้าที่ส่งเข้ามาผ่านการให้น้ำหนัก (Weight) ในแต่ละขา ซึ่งน้ำหนักมีค่าระหว่าง 0-1 โดยเริ่มจากการสุ่มค่า แล้วน้ำหนักจะค่อย ๆ ถูกปรับไปเรื่อย ๆ ตามการเรียนรู้ของ Neuron โดยใช้วิธีที่เรียกว่า Back propagation คำนวณความผิดพลาดของสัญญาณขาออก (Output) แล้วทำการปรับน้ำหนักย้อนกลับจากขาออกย้อนไปขาเข้า จนกว่าความผิดพลาดจะเป็นศูนย์ แต่ข้อเสียคือต้องใช้เวลาให้ ANN เรียนรู้ก่อนข้างานกว่าจะทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ ซึ่งการควบคุมแบบปรับตัวได้เข้ามามีบทบาทช่วยเหลือให้น้ำหนักของ ANN ปรับค่าแบบ Online ได้ ตัวอย่างงานวิจัยเช่น งานวิจัยของ Boo-Min Kim และคณะ (2007) และงานวิจัยของ Changjie Yu และคณะ (2005) ใช้ Dynamic model inversion ในการควบคุม TRUAV ทั้งสามช่วงการบิน และใช้ตัวควบคุมแบบปรับตัวได้ควบคู่กับโครงข่ายประสาทเทียมมาชดเชยข้อผิดพลาดของ Dynamic model inversion ในกรณีที่แบบจำลองไม่แม่นยำเพียงพอ



รูปที่ 2.18 โครงข่ายประสาทเทียม (V. Valkov, 2007)

2.6 บอร์ดควบคุมการบิน

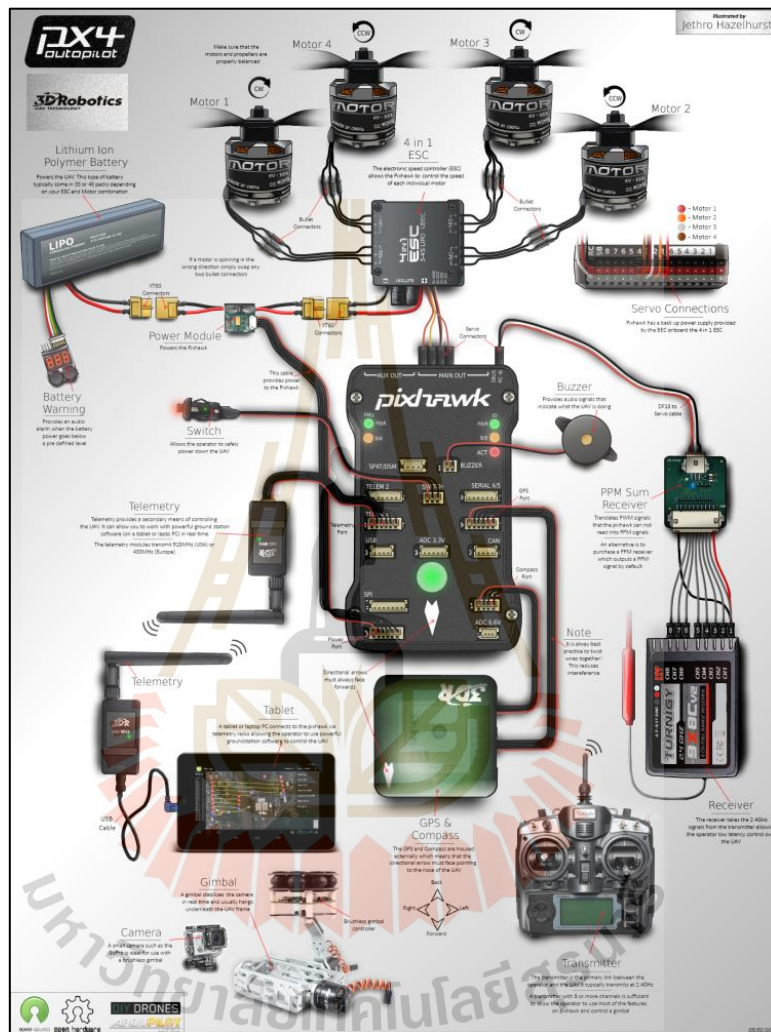
ปัจจุบันมีบอร์ดควบคุมการบินราคาถูกมากมายวางขายในท้องตลาด แต่มีสองค่ายหลัก ๆ ที่ทำงานด้วยซอฟต์แวร์ที่เป็นแบบเปิดเผยแพร่รหัสคำสั่ง (Open source) บุคคลทั่วไปสามารถเข้าถึงและพัฒนาได้นั้นคือ บอร์ด Pixhawk และ APM2.6 ซึ่งผู้วิจัยได้เลือกบอร์ด Pixhawk เป็นบอร์ดควบคุมการบิน เนื่องจากมีความเร็วการประมวลผล หน่วยความจำแฟลช (Flash memory) และหน่วยความจำหลัก (Random access memory, RAM) มากกว่า APM2.6 นอกจากนี้ Pixhawk ยังมีหน่วยความจำภายนอกหรือ SD card ทำให้สามารถบันทึกข้อมูลการบินได้มากขึ้น ในขณะที่ APM2.6 ไม่มี แต่ Pixhawk มีข้อเสียคือมีผู้ใช้งานน้อยกว่าเมื่อเทียบกับบอร์ด APM2.6 ส่งผลให้มีเอกสารคู่มือสำหรับศึกษาวิธีการใช้งานที่น้อยกว่า



รูปที่ 2.19 บอร์ด Pixhawk (บนซ้าย), Pixhawk 2.1 (บนขวา), Pixhawk 3 Pro (ล่างซ้าย), และ Pixhawk 4 (ล่างขวา)

Pixhawk คือ บอร์ดควบคุมการบินซึ่งทำงานด้วยหน่วยประมวลผลกลาง STM32 Cortex M4 ถูกพัฒนาขึ้นครั้งแรกในปี 2009 ที่ Computer Vision and Geometry Lab ณ สถาบันเทคโนโลยีแห่งสหพันธ์สวิสในซูริก (Swiss Federal Institute of Technology in Zurich) โดย Lorenz Meier เพื่อใช้ในการควบคุมอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก โดยในตัวบอร์ดจะประกอบไปด้วยเซนเซอร์

ตรวจวัดข้อมูลการบิน อันได้แก่ Gyroscope และ accelerometer ใช้ในการวัดท่าทางการบิน และ บารอมิเตอร์ในการตรวจวัดความสูงของอากาศยาน นอกจากนี้ยังสามารถทำงานร่วมกับ GPS เพื่อทำการบินอัตโนมัติออกไปนอกระยะสายตาได้ (Tech Insider, 2010)



รูปที่ 2.20 ตัวอย่างอุปกรณ์ที่ใช้ร่วมกับ Pixhawk

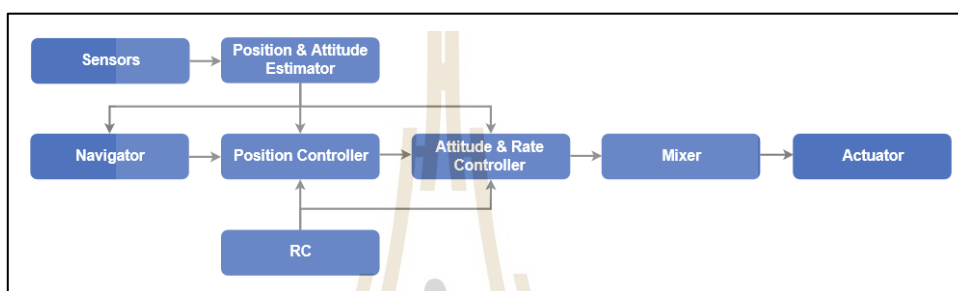
2.7 ซอฟต์แวร์ควบคุมการบินและซอฟต์แวร์จำลองการบิน

2.7.1 PX4

PX4 คือ ซอฟต์แวร์ที่ปฏิบัติการบนบอร์ด Pixhawk ถูกพัฒนาโดยนักวิจัยจากทั่วโลกทั้งจากภาคอุตสาหกรรมและภาคการศึกษาโดยทุกคนสามารถแบ่งปัน Source code ที่ตนเอง

พัฒนาได้ผ่านชุมชนออนไลน์ที่เชื่อมต่อกันทั่วโลก PX4 สามารถใช้ควบคุมได้ทั้งรถ เรือ เครื่องบิน ไปจนถึงเรือดำน้ำ

สถาปัตยกรรมของ PX4 แบ่งเป็น 2 ระดับ คือ Flight stack และ Middleware โดย Flight stack จะเป็นส่วนที่รับผิดชอบในเรื่องการนำร่อง (Navigation) และในส่วนของอัลกอริทึมควบคุมต่าง ๆ ไม่ว่าจะเป็นตัวควบคุมเครื่องบินปีกตรึง อากาศยานหลายใบพัดและอากาศยานขึ้นลงแนวตั้ง



รูปที่ 2.21 ภาพรวมของ Flight stack

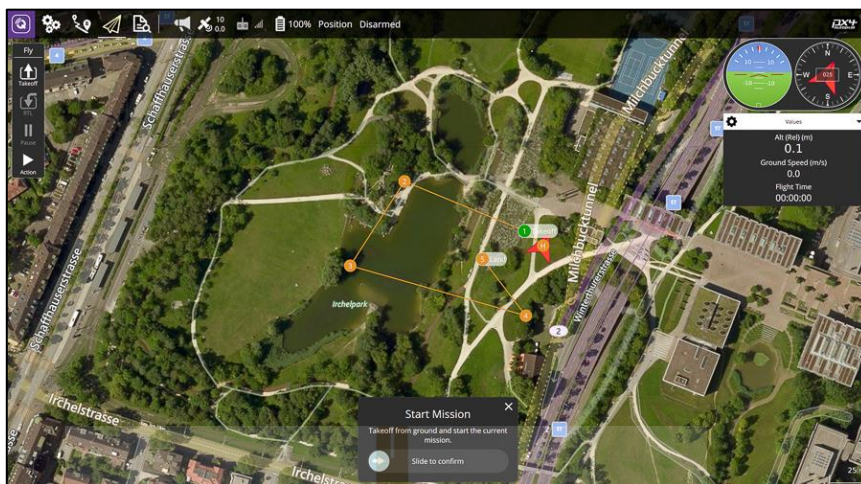
Estimator คือ ส่วนที่รับค่าจากเซนเซอร์ 1 ตัวขึ้นไป แล้วทำการคำนวณหาสถานะต่าง ๆ ของอากาศยาน เช่นการคำนวณท่าทางการบินจาก IMU sensor

Mixer คือ ส่วนที่รับคำสั่ง เช่น การเลี้ยวซ้าย มาแปลเป็นคำสั่งว่ามอเตอร์แต่ละตัวต้องทำอะไรเพื่อให้เกิดการเลี้ยวซ้ายขึ้นอย่างสมบูรณ์ รวมถึงคอยระวังไม่ให้ค่าบางค่าเกินขอบเขตที่รับได้ ซึ่งทั้งนี้ทั้งนั้นขึ้นอยู่กับชนิดของพาหนะที่ทำการควบคุมอยู่

ในส่วนของ Middleware นั้นคือ ส่วนที่ดูแลในเรื่องการติดต่อกับโลกภายนอก อากาศยาน เช่น การส่งข้อมูลการบินติดต่อกับสถานีภาคพื้น (Ground station) รวมไปถึงดูแลในเรื่องการทำการจำลองการบิน (Simulation) กับเครื่องบินจำลองในคอมพิวเตอร์อีกด้วย

2.7.2 Qgroundcontrol

Qgroundcontrol คือ โปรแกรมสำเร็จรูปที่ทำหน้าที่เป็นสถานีควบคุมภาคพื้นดิน (Ground control station) ให้อากาศยานไร้คนขับที่ทำงานด้วย PX4 ซึ่งข้อมูลการบินจะถูกส่งจากตัวอากาศยานลงมาที่ Qgroundcontrol ตามเวลาจริง (ซึ่งขึ้นอยู่กับคุณภาพของตัวส่งสัญญาณอย่าง Telemetry ด้วย) นอกจากนี้ Qgroundcontrol ยังมีความเป็นมิตรกับผู้ใช้งานควบคุมการบินในการกำหนดแผนการบินอัตโนมัติจากจุดหนึ่งไปยังอีกจุดหนึ่ง โดยยึดตามพิกัดของระบบบอกตำแหน่งบนพื้นโลก (GPS) อีกด้วย



รูปที่ 2.22 Qgroundcontrol

2.8 การออกแบบใช้คอมพิวเตอร์ช่วย (Computer-aided design)

จาก N. S. Nise (2020) ในการออกแบบระบบควบคุมสมัยใหม่ (Modern control system) คอมพิวเตอร์ความเร็วสูงและซอฟต์แวร์ช่วยออกแบบเข้ามามีบทบาทมากขึ้น ทำให้ช่วยแก้ปัญหาในขั้นตอนการออกแบบระบบควบคุมซึ่งเคยใช้แรงงานคนเยอะ และความแม่นยำถูกต้องค่อนข้างต่ำในอดีต ตัวอย่างเช่น

2.8.1 MATLAB และ MATLAB Simulink

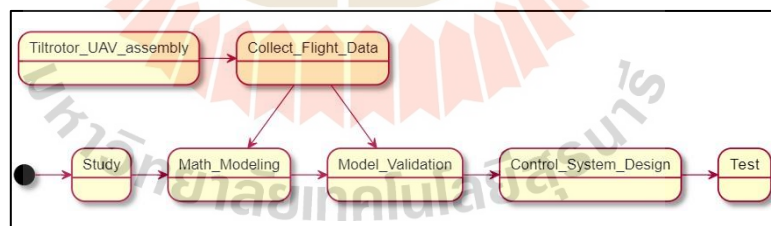
MATLAB เป็นซอฟต์แวร์ของบริษัท MathWorks ช่วยในการออกแบบระบบควบคุมรวมไปถึงการทดสอบจำลองการคำนวณต่าง ๆ ทั้งในโดเมนความถี่และโดเมนเวลา รวมถึงมีส่วนต่อประสานกราฟิกกับผู้ใช้ (Graphic User Interface, GUI) ซึ่งง่ายต่อการวิเคราะห์ประมวลผลข้อมูลต่าง ๆ (N. S. Nise, 2020)

บทที่ 3

วิธีดำเนินงานวิจัย

ในบทนี้จะนำเสนอกระบวนการพัฒนาระบบควบคุมการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ (TRUAV) ในช่วงการบินแบบเปลี่ยนผ่านจากการบินแบบเฮลิคอปเตอร์เป็นการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง (Transition flight mode) การออกแบบพัฒนาตัวควบคุมการบินสำหรับการบินช่วงเปลี่ยนผ่านจะกระทำบน MATLAB Simulink ซึ่งจะทำให้การทดสอบตัวควบคุมการบินด้วยแบบจำลอง TRUAV ผ่านโปรแกรม MATLAB Simulink ง่ายขึ้นได้มาซึ่งตัวควบคุมที่ตอบสนองได้เร็วและเกิด Steady-state error น้อยนั้น มักจะถูกพัฒนาบนพื้นฐานของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่แม่นยำ หลังจากได้ตัวควบคุมการบินที่เหมาะสมแล้วจะนำไปใช้กับ TRUAV ซึ่งถูกควบคุมการเคลื่อนที่ผ่านบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Pixhawk ที่ทำงานด้วย Firmware PX4 และทำการบินทดสอบโดยเชื่อมต่อกับโปรแกรม Qgroundcontrol ซึ่งเป็นโปรแกรมช่วยในการติดตามตรวจสอบระหว่างบิน

เมื่อนำกระบวนการออกแบบระบบควบคุมที่เขียนไว้ในบทที่ 2 มาประยุกต์ใช้ในการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV จะมีรายละเอียดขั้นตอนต่าง ๆ ดังนี้

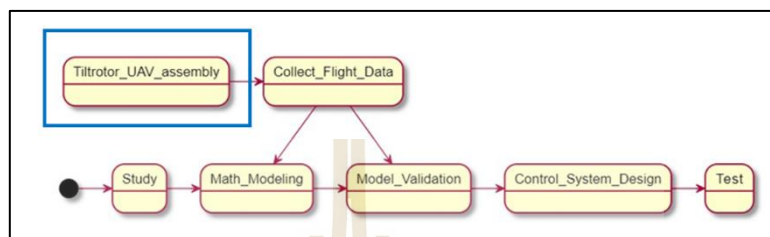


รูปที่ 3.1 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV

1. ประกอบตัวลำ TRUAV
2. บินเก็บข้อมูลการบินเพื่อมาทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Collect flight data)
3. ทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Math modeling)
4. ตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์กับตัวอากาศยานจริง (Model validation)

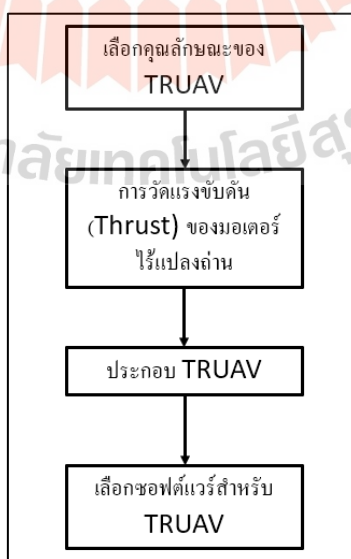
- 5) ออกแบบระบบควบคุม (Control system design)
- 6) การทดสอบระบบควบคุมการบิน (Test)

3.1 การเตรียมตัวลำอากาศยาน TRUAV



รูปที่ 3.2 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV
ในส่วนของการเตรียมตัวลำอากาศยาน TRUAV

TRUAV ถูกจัดทำขึ้นเพื่อเก็บข้อมูลการบิน (Flight test data) สำหรับเป็นแหล่งข้อมูลในการจัดทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และใช้ในการตรวจสอบ (Validation) เทียบความเสมือนระหว่างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และ TRUAV ลำจริง โดยขั้นตอนการเตรียมอากาศยาน TRUAV สำหรับเก็บข้อมูลมีดังต่อไปนี้



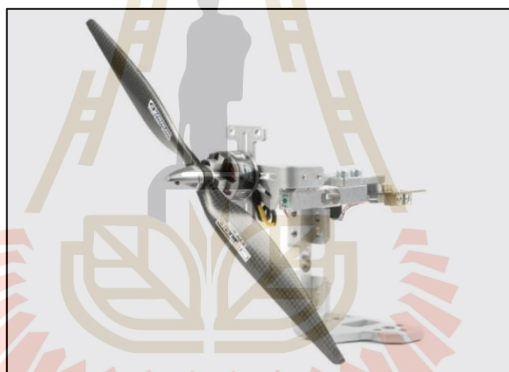
รูปที่ 3.3 ขั้นตอนการเตรียมอากาศยาน TRUAV สำหรับเก็บข้อมูล

3.1.1 คุณลักษณะของ TRUAV

TRUAV ซึ่งใช้ในงานวิจัยชิ้นนี้จะเป็น TRUAV แบบ Multi TRUAV นั่นคือ มีชุดเครื่องยนต์มากกว่า 2 เครื่องยนต์ (Z. Liu, 2017) โดยเครื่องยนต์จะเป็นมอเตอร์ไฟฟ้าไร้แปรงถ่านจำนวน 4 ตัว (Brushless motor) วางตัวสมมาตรเป็นรูปสี่เหลี่ยมจัตุรัสแบบ Quadrotor โดยมอเตอร์คู่หน้าสามารถปรับมุมเอียงได้ ในขณะที่มอเตอร์คู่หลังจะไม่สามารถปรับมุมเอียงได้ และจะหยุดการทำงานไปในโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง

3.1.2 การวัดแรงขับเคลื่อน (Thrust) ของมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน

แรงขับเป็นหนึ่งในปริมาณที่จำเป็นสำหรับการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และยังยากต่อการคำนวณอีกด้วย ก่อนจะนำมอเตอร์ไร้แปรงถ่านไปติดตั้งกับตัว TRUAV จึงต้องมีการทดสอบวัดค่าแรงขับและทอร์กเสียก่อน โดยจะทำด้วยเครื่องวัดของ RCbenchmark Serie 1585 ซึ่งมีโพลเซลล์สำหรับวัดแรงดึงของมอเตอร์ที่ติดตั้งกับตัวแทน ดังแสดงในรูปต่อไปนี้



รูปที่ 3.4 แทนวัดแรงขับ RCbenchmark Serie 1585



รูปที่ 3.5 การวัดแรงขับของมอเตอร์ด้วยเครื่องวัดแรงขับ

มอเตอร์ไร้แปรงถ่านของ TRUAV จะถูกนำไปติดตั้งกับแท่นวัดแรงขับ (Thrust stand) ดังแสดงในรูปที่ 3.5

ขั้นตอนการวัดแรงขับและทอร์คด้วย RCbenchmark Serie 1585 เป็นดังต่อไปนี้

- 1) ทำการติดตั้งมอเตอร์และใบพัดเข้ากับแท่นวัดแรงขับ
- 2) ยึดแท่นวัดแรงขับเข้ากับบริเวณที่มั่นคงและขนานกับพื้น
- 3) ต่อ Electronic speed control (ESC) เข้ากับมอเตอร์
- 4) เปิดโปรแกรม RCbenchmark GUI จากนั้นกด Connect เพื่อเชื่อมต่อชุดมอเตอร์ของ TRUAV เข้ากับตัวโปรแกรม

5) เลือก Automatic control ซึ่งเป็นโหมดสำหรับจ่ายสัญญาณ PWM ให้กับมอเตอร์โดยอัตโนมัติ โดยทำการตั้งค่าการจ่ายสัญญาณ PWM จาก 1,000 ไมโครวินาทีเป็นเวลา 3 วินาที จากนั้นเพิ่ม PWM อีก 100 เป็น 1,100 ไมโครวินาทีเป็นเวลา 3 นาที ทำซ้ำกระบวนการนี้จนกระทั่งสัญญาณ PWM ที่จ่ายให้มอเตอร์เป็น 2,000 ไมโครวินาที ซึ่งกระบวนการนี้คือการเร่ง Throttle จาก 0 – 100 % มอเตอร์จะเริ่มหมุนด้วยความเร็วรอบต่ำ ไปจนความเร็วรอบสูง แท่นวัดแรงขับจะทำการวัดแรงและทอร์คที่มอเตอร์ดึงโหลดเซลล์



รูปที่ 3.6 โปรแกรม RCbenchmark GUI

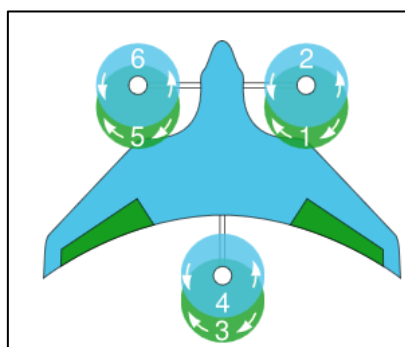
6) ทำการทดสอบซ้ำทั้งหมด 3 ครั้ง เพื่อหาค่าเฉลี่ยของผลที่ได้ แล้วจึงค่อยนำไปใช้ในการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

3.1.3 ขั้นตอนการประกอบ TRUAV

- 1) ถอดมอเตอร์ไฟฟ้าไร้แปรงถ่าน ซึ่งเป็นเครื่องยนต์ดั้งเดิมของ Ranger EX UAV ออก
- 2) ถอดล้อหน้าของ Ranger EX UAV ออก เพื่อทำการออกแบบใหม่ให้เหมาะสมกับการบินขึ้นลงในแนวดิ่ง
- 3) นำมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน SunnySky X2820 จำนวน 2 ตัว (สำหรับเป็นเครื่องยนต์คู่หน้า) ประกอบเข้ากับมอเตอร์เซอร์โวสำหรับการปรับเอียงใบพัด RDS3115 MG
- 4) นำมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน SunnySky X2820 จำนวน 2 ตัว (สำหรับเป็นเครื่องยนต์คู่หลัง) ประกอบเข้ากับแท่นวางมอเตอร์ซึ่งขยับไม่ได้
- 5) นำชุดมอเตอร์ในข้อ c) และ d) ประกอบเข้ากับแท่งคาร์บอนไฟเบอร์ โดยปลายด้านหนึ่งเป็นชุดมอเตอร์ในข้อ c) ในขณะที่ปลายอีกด้านของแท่งเป็นชุดมอเตอร์ในข้อ d)
- 6) นำแท่งคาร์บอนไฟเบอร์ทั้งสองแท่งที่ทำการติดตั้งชุดมอเตอร์เข้าไปแล้ว ไปติดตั้งได้ปีกทั้งสองข้าง
- 7) ทำการออกแบบและสร้างฐานล้อหน้าใหม่
- 8) ออกแบบและสร้างตัวยึดจับเพื่อเสริมความแข็งแรงให้ TRUAV
- 9) ทำการติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ ไม่ว่าจะเป็น GPS, ท่อ Pitot หรือ Telemetry ฯลฯ เข้ากับ TRUAV

3.1.4 ซอฟต์แวร์สำหรับ TRUAV

- a) Airframe
 - บอร์ด Pixhawk 3 Pro ใช้ซอฟต์แวร์ PX4 เป็นระบบปฏิบัติการโดยทำการเลือก Airframe ชื่อ E-flite Convergence ซึ่งเป็น Airframe ประเภท VTOL Tiltrotor (G. C. Goodwin, 2001)



รูปที่ 3.7 E-flite Convergence Airframe ในซอฟต์แวร์ PX4 (G. C. Goodwin, 2001)

Airframe มาตรฐาน E-flite Convergence จะเป็น TRUAV แบบเครื่องยนต์ 3 ชุด ด้านหน้า 2 ชุด และด้านหลังอีก 1 ชุด ในขณะที่ TRUAV สำหรับงานวิจัยชิ้นนี้เป็นแบบเครื่องยนต์ 4 ชุด โดยด้านหน้าจำนวน 2 ชุด และด้านหลังจำนวน 2 ชุด จึงต้องมีการปรับเปลี่ยน Source code ของ E-flite Convergence เพื่อให้เหมาะสมกับ TRUAV สำหรับการทดลองนี้

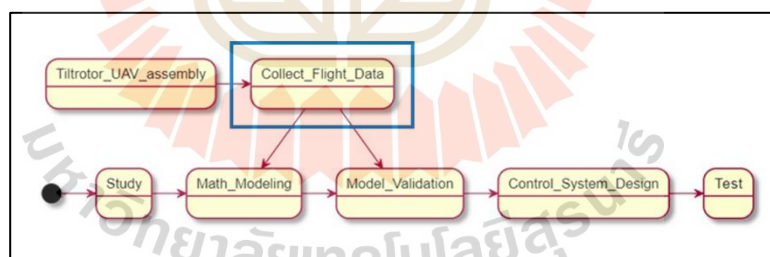
b) โหมดการบินของ PX4

โหมด STABILIZED ถูกเลือกเป็นโหมดหลักในการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบิน ซึ่งในโหมดการบินนี้ของ PX4 จะทำการควบคุมในส่วนของมุม Roll กับ Pitch ให้กลับมามีค่าคงที่หนึ่ง ๆ เช่น 0 องศาหลังจากนักบินปล่อยมือจากคันบังคับบนรีโมท โดยโหมดนี้จะไม่สนใจการรักษาสถานะอื่น ๆ เช่น ความสูง ความเร็ว หรือทิศทางที่อากาศยานหันหน้าเครื่องไปปล่อยให้สถานะเหล่านี้เป็นการควบคุมแบบวงเปิด (Open-loop control)

c) โปรแกรมควบคุมภาคพื้น (Ground control station)

Qgroundcontrol ถูกเลือกเป็นโปรแกรมควบคุมภาคพื้นในการบินทดสอบ โดยโปรแกรมนี้จะสามารถบอกค่าสถานะของเครื่องบินได้แบบทันที (Real time) ในขณะที่กำลังทำการบินอยู่ไม่ว่าจะเป็นความสูง ความเร็ว ตำแหน่ง ฯลฯ

3.2 การบินเก็บข้อมูลการบิน



รูปที่ 3.8 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการบินเก็บข้อมูลการบิน

3.2.1 ขั้นตอนการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบิน

- 1) ทำการตรวจสอบระบบก่อนขึ้นบิน (Preflight check) เพื่อให้มั่นใจว่าระบบทุกอย่างทำงานอย่างถูกต้องไร้ข้อผิดพลาด
- 2) ตั้งโหมดของ PX4 เป็น STABILIZED

3) บินขึ้นแนวตั้งในโหมดการบินแบบมัลติคอปเตอร์ (เฮลิคอปเตอร์) จนได้ความสูงที่ต้องการ

4) ทำการเปลี่ยนโหมดการบินเป็นการบินเปลี่ยนผ่าน โดย PX4 มีตัวเลือกให้ 2 ทางเลือกว่าจะทำการ Transition โดยปรับมุมเอียงตามความเร็ว หรือจะทำการปรับมุมเอียงตามการนับเวลา ซึ่งในการบินทดสอบเก็บข้อมูลครั้งนี้จะใช้วิธีนับเวลาหากมีสิ่งผิดปกติเกิดขึ้น ไม่ว่าจะเป็น การ Yaw รอบตัวเอง หรือสูญเสียความสูงแบบฉับพลันให้ทำการเปลี่ยนโหมดการบินกลับเป็นมัลติคอปเตอร์ ถ้าไม่มีสิ่งผิดปกติเกิดขึ้นให้ TRUAV บินจนกระทั่งเข้าสู่โหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง จาก N. V. Hoffer (2014) จะมีบางตัวแปรในซอฟต์แวร์ PX4 ที่เกี่ยวข้องกับการบินเปลี่ยนผ่าน

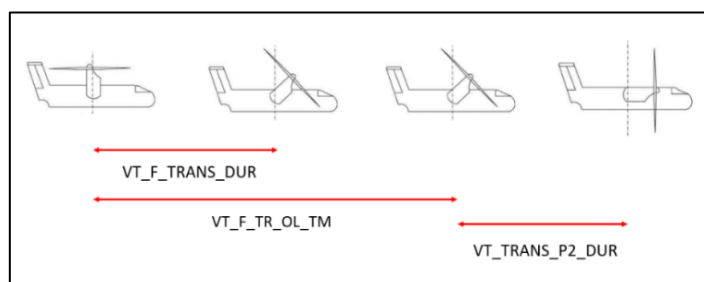
5) ทำการ Transition จากโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึงกลับเป็นมัลติคอปเตอร์ แล้วทำการบินลงจอดในแนวตั้ง

6) ทำการถอดข้อมูลการบิน (Flight log data) เพื่อนำไปวิเคราะห์และทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อไป

3.2.2 ตัวแปรที่ต้องทำการเก็บข้อมูลจากการบินทดสอบ

ตารางที่ 3.1 ตัวแปรของ PX4 ซึ่งเกี่ยวข้องกับช่วงการบินเปลี่ยนผ่าน (Transition)

ตัวแปร	คำอธิบาย
VT_F_TRANS_DUR	ระยะเวลาช่วงต้นของ Front transition
VT_F_TR_OL_TM	ระยะเวลาทั้งหมดของ Front transition
VT_TRANS_P2_DUR	ระยะเวลาของ Transition phase 2
VT_TILT_TRANS	ตำแหน่งของมุมเอียงใบพัดหลังจากพ้นระยะเวลา VT_F_TRANS_DUR
VT_TILT_FW	ตำแหน่งของมุมเอียงใบพัดในโหมดเครื่องบินปีกตรึง



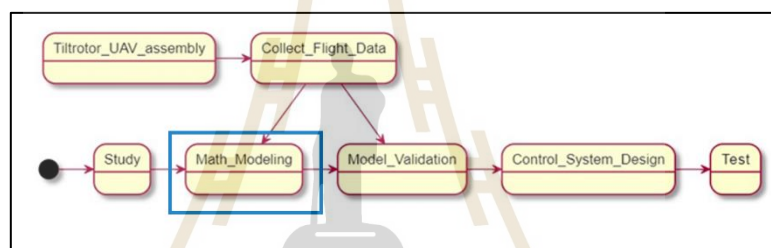
รูปที่ 3.9 ภาพแสดงลักษณะของแต่ละตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับการบินเปลี่ยนผ่านใน PX4

VT_F_TRANS_DUR คือ ระยะเวลาในการปรับมุมเอียงของใบพัดจากแนวตั้ง มาค้ำที่มุมหนึ่ง ๆ ซึ่งถูกกำหนดด้วยตัวแปร VT_TILT_TRANS

VT_F_TR_OL_TM คือ ระยะเวลาทั้งหมดนับตั้งแต่เริ่มปรับมุมเอียงใบพัด จากแนวตั้งมาค้ำที่มุม VT_TILT_TRANS และ TRUAV ทำการบินด้วยมุมนี้ต่อไปอีกเป็น ระยะเวลาเท่ากับ VT_F_TR_OL_TM - VT_F_TRANS_DUR

VT_TRANS_P2_DUR คือ ระยะเวลาในการปรับมุมเอียงจากมุม VT_TILT_TRANS มาเป็นแนวระดับ ซึ่งตำแหน่งมุมนี้ถูกกำหนดด้วยตัวแปร VT_TILT_FW โดย VT_TRANS_P2_DUR จะเริ่มนับหลังจาก VT_F_TR_OL_TM จบลง

3.3 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Math modelling)

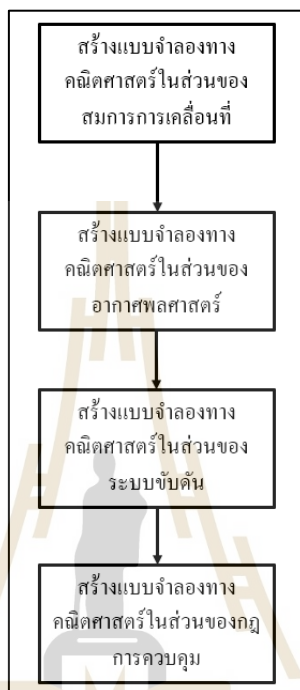


รูปที่ 3.10 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

หลังจากเสร็จสิ้นกระบวนการออกแบบตัวควบคุมการบิน การนำอัลกอริทึมนั้นเขียน ลงบอร์ดคอมพิวเตอร์ควบคุมการบินแล้วนำไปทำการบินทดสอบเหล่านั้นเป็นสิ่งที่อันตราย มีโอกาส สูญเสียทั้งตัวอากาศยาน ไร้คนขับและอาจเกิดอันตรายกับผู้ทดสอบได้ด้วย ด้วยเหตุนี้จึงจำเป็นต้อง มีการทดสอบจำลองการบิน (Simulation test) เสียก่อน เพื่อทดสอบความถูกต้องของ การออกแบบตัวควบคุมการบินจนมั่นใจแล้ว จึงจะนำไปสู่การบินทดสอบจริงต่อไป

ซึ่งการจะบินทดสอบในระบบจำลองได้นั้น ต้องทราบแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ที่ค่อนข้างแม่นยำเกี่ยวกับตัวอากาศยาน ไร้คนขับลำจริงเสียก่อน เพื่อจำลองว่าอากาศยานจะมี พฤติกรรมการตอบสนองเช่นไรต่อตัวควบคุมการบินที่ทำการออกแบบ ข้อมูลการบินต่าง ๆ ที่ทำการเก็บมาในบทที่ 3.3 จะถูกนำมาใช้เป็นต้นแบบในกระบวนการที่กำลังจะกล่าวถึง

แบบจำลองคณิตศาสตร์สำหรับ TRUAV ประกอบไปด้วย สมการการเคลื่อนที่ (Equation of motion), อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic), ระบบขับเคลื่อนหรือเครื่องยนต์ (Propulsion system), ระบบปรับเอียงใบพัด (Tilting system) และตัวควบคุมการบิน (Flight control law)



รูปที่ 3.11 ขั้นตอนการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV

3.3.1 การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของสมการการเคลื่อนที่

สมการการเคลื่อนที่ที่ใช้สำหรับ TRUAV เป็นแบบ 6 องศาอิสระ (Degrees of freedom, DoFs) ซึ่งประกอบไปด้วยการเคลื่อนที่ (Translational motion) อันเกิดจากแรงลัพธ์ในแนวแกน 3 แกน X, Y, Z และการหมุนรอบแกน 3 แกน X, Y, Z (Rotational motion) โดยการหมุนรอบแกน X เรียกว่า “Roll”, การหมุนรอบแกน Y เรียกว่า “Pitch” และการหมุนรอบแกน Z เรียกว่า “Yaw TRUAV” ถ้ามีสมการการเคลื่อนที่ดังต่อไปนี้

1. แรงลัพธ์ในแนวแกน X, Y, Z

จาก R. K. R. Mark B. (2006) แรงในแต่ละแกนประกอบไปด้วยแรงจากส่วนต่าง ๆ ดังต่อไปนี้

$$\text{Total Force} = F_A + F_T + F_G \quad (3.1)$$

แรงในแต่ละแกนมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

แกน X: แรงลัพธ์ที่พาอากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้าหรือข้างหลัง

$$F_x = \text{แรงจากมอเตอร์ซ้ายหน้า} + \text{แรงจากมอเตอร์ขวาหน้า} - \text{แรงโน้มถ่วง} - \text{แรงลุด}$$

แกน Y: แรงลัพธ์ที่กระทำด้านข้างของอากาศยาน

$$F_y = \text{แรงโน้มถ่วง} + \text{แรงจากด้านข้าง}$$

แกน Z: แรงลัพธ์ที่กระทำกับอากาศยานในแนวดิ่ง

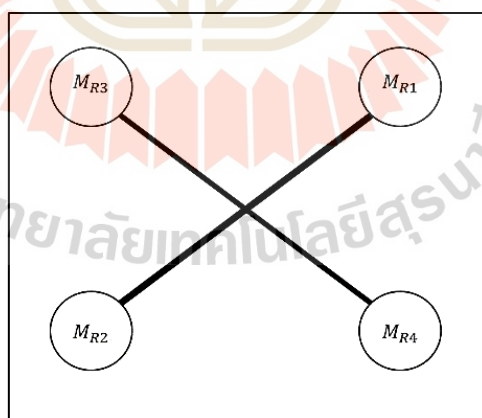
$$F_z = \text{แรงโน้มถ่วง} + \text{แรงจากมอเตอร์ซ้ายหน้า} - \text{แรงจากมอเตอร์ขวาหน้า} - \text{แรงจากมอเตอร์ซ้ายหลัง} - \text{แรงจากมอเตอร์ขวาหลัง} - \text{แรงยก}$$

2. โมเมนต์ลัพธ์ซึ่งหมุนรอบแนวแกน X, Y, Z

จาก R. K. R. Mark B (2016) นอกจากแรงที่กระทำต่อ TRUAV ให้เกิดการเคลื่อนที่ใน 3 มิติแล้วนั้น ยังมีโมเมนต์ซึ่งก่อให้เกิดการหมุนรอบแกนใน 3 มิติอีกด้วย โดยโมเมนต์ลัพธ์นั้นประกอบไปด้วยโมเมนต์จาก 3 ส่วนดังนี้

$$\text{Total Moment} = M_A + M_T + M_R \quad (3.2)$$

$$M_R = M_{R1} + M_{R2} - M_{R3} - M_{R4} \quad (3.3)$$



รูปที่ 3.12 แผนภาพแสดงมุมบนของมอเตอร์ทั้งสี่

จาก W. Saengphet (2017) ทอร์กมีความสัมพันธ์กับความเร็วการหมุนของมอเตอร์ดังต่อไปนี้

$$M_{Rn} = k_q \Omega_n^2 \quad (3.4)$$

ในทางปฏิบัติ นั้น k_q มักจะเป็นตัวแปรที่ไม่รู้ค่า การคำนวณหา Ω_n ให้แม่นยำ นั้นก็ทำได้ค่อนข้างยาก ดังนั้นค่า M_R ที่นำมาใช้ในการทำแบบจำลองทางพลวัตของ TRUAV จึงเป็นค่าที่ได้จากเครื่องมือวัดทอร์คของมอเตอร์ สามารถวัดทอร์คในหน่วย N.m ได้ ซึ่งรายละเอียด จะถูกกล่าวถึงในส่วนของเรื่องระบบขับเคลื่อน

ในแต่ละแกนจะมีรายละเอียดของโมเมนต์ดังต่อไปนี้

แกน X: Roll moment

$$M_x = \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ซ้ายหน้า} - \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ขวาหน้า} - \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ซ้ายหลัง} - \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ขวาหลัง} - \text{โมเมนต์ Roll จากแรงทางอากาศพลศาสตร์} + \text{ทอร์ค} \quad (3.5)$$

แกน Y: Pitch moment

$$M_y = \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ซ้ายหน้า} - \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ขวาหน้า} - \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ซ้ายหลัง} - \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ขวาหลัง} - \text{โมเมนต์ Pitch จากแรงทางอากาศพลศาสตร์} + \text{ทอร์ค} \quad (3.6)$$

แกน Z: Yaw moment

$$M_z = \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ซ้ายหน้า} - \text{โมเมนต์จากมอเตอร์ขวาหน้า} + \text{ทอร์คของมอเตอร์ขวาหน้า} + \text{ทอร์คของมอเตอร์ซ้ายหลัง} - \text{ทอร์คของมอเตอร์ซ้ายหน้า} - \text{ทอร์คของมอเตอร์ขวาหลัง} + \text{โมเมนต์ Yaw จากแรงทางอากาศพลศาสตร์} \quad (3.7)$$

3.3.2 การสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic)

ในส่วนของอากาศพลศาสตร์จะมีผลอย่างมากในโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง เนื่องจากแรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์จะกลายเป็นกำลังหลักในการเคลื่อนที่ของ TRUAV แทนมอเตอร์ไร้แปรงถ่านทั้ง 4 ตัว จาก P. Woodrow (2013) และ P. Kumar (2015) พบว่า แรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์เป็นดังสมการต่อไปนี้

1. องค์ประกอบของสมการทางอากาศพลศาสตร์
แรงทางอากาศพลศาสตร์

$$\text{Drag} = F_D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3.8)$$

$$\text{Side force} = F_{\text{side}} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_Y \quad (3.9)$$

$$\text{Lift} = F_L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.10)$$

โมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_l \quad (3.11)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S c C_m \quad (3.12)$$

$$N = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_n \quad (3.13)$$

โดยสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ C_D, C_Y, C_L, C_l, C_m และ C_n เป็น
ดังสมการดังต่อไปนี้

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (3.14)$$

$$C_Y = C_Y^\beta \cdot \beta + C_Y^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_Y^{\delta_r} \cdot \delta_r \quad (3.15)$$

$$C_L = C_{L0} = C_L^\alpha \cdot \alpha + C_Y^{\delta_c} \cdot \delta_c \quad (3.16)$$

$$C_1 = C_1^\beta \cdot \beta + C_1^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_1^{\delta_r} \cdot \delta_r \quad (3.17)$$

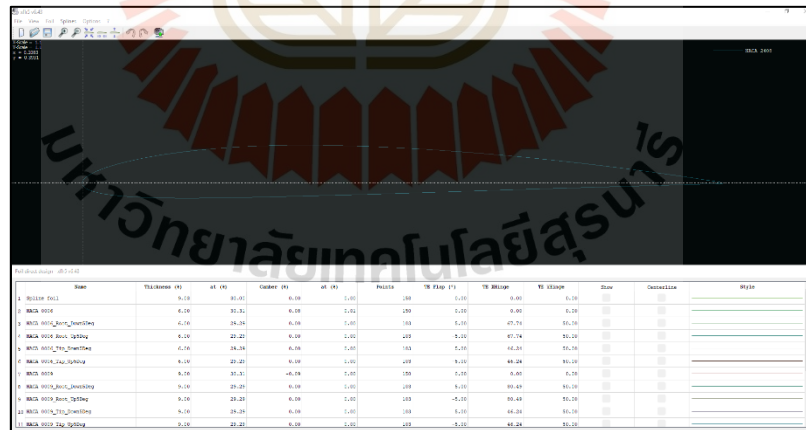
$$C_m = C_{m0} = C_m^\alpha \cdot \alpha + C_m^{\delta_c} \cdot \delta_c \quad (3.18)$$

$$C_n = C_n^\beta \cdot \beta + C_n^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_n^{\delta_r} \cdot \delta_r \quad (3.19)$$

2. วิธีการหาค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์บนซอฟต์แวร์ XFLR5 ขั้นตอนในการหาค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์เป็นดังต่อไปนี้

a) เตรียม XFLR5 ให้พร้อมสำหรับการหาค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์

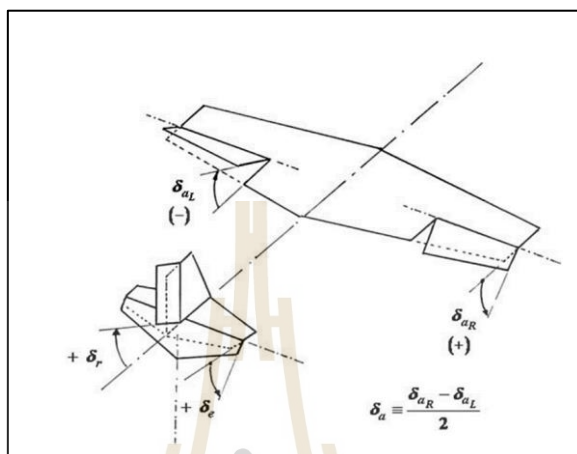
(1) กำหนดแผนอากาศ (Airfoil) สำหรับใช้ในการจำลอง (Simulation) อันได้แก่ NACA2408 สำหรับปีก, NACA0006 สำหรับแพนหางระดับ (Horizontal stabilizer) และ NACA0009 สำหรับแพนหางระดับ (Vertical stabilizer) โดยใช้เมนู Direct Foil Design



รูปที่ 3.13 เมนู Direct Foil Design ในซอฟต์แวร์ XFLR5

(2) หากกราฟความสัมพันธ์ทางอากาศพลศาสตร์ต่าง ๆ เช่น C_L - C_D , C_L - α เป็นต้น ณ เลขเรย์โนลด์ (Reynold's number) ต่าง ๆ กันของแพนอากาศทั้งสามในข้อ (1) ผ่านเมนู XFOil Direct Analysis เพื่อเป็นข้อมูลในการจำลองทางอากาศพลศาสตร์

(3) กำหนดตำแหน่งปีก, แพนหางระดับ, แพนหางตั้ง และอุปกรณ์ต่าง ๆ ของ TRUAV ในลักษณะของก้อนมวลตามรายละเอียดในหัวข้อที่ 3.1.1 โดยใช้เมนู Wing and Plane Design



รูปที่ 3.14 ทิศทางและเครื่องหมายของภาคพื้นบังคับทั้งสาม (R. K. R. Mark B, 2006)

b) การหาสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient)

- (1) ตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 2 (Fixed Lift) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Airspeed) 15 m/s ช่วงมุมปะทะ (Angle of attack) ระหว่าง -2 ถึง 9.8 องศา
- (2) นำกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L - C_D จาก XFLR5 ไปคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงต้าน

c) การหาสัมประสิทธิ์แรงจากด้านข้าง (Side force coefficient)

- (1) ตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Airspeed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip Angle) ระหว่าง -14 ถึง 14 องศา
- (2) ตั้งค่าให้มุมของ Aileron เป็น -5 องศา และมุมของ Elevator กับ Rudder เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip angle) ระหว่าง -14 ถึง 14 องศา

(3) ตั้งค่าให้มุมของ Rudder เป็น 5 องศา และมุมของ Elevator กับ Aileron เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip angle) ระหว่าง -13.5 ถึง 13 องศา

(4) นำกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y - β จาก XFLR5 ในข้อ (1), (2) และ (3) ไปคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงจากด้านข้าง

d) การหาสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient)

(1) ตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 2 (Fixed lift) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Airspeed) 15 m/s ช่วงมุมปะทะ (Angle of attack) ระหว่าง -1.2 ถึง 9.5 องศา

(2) ตั้งค่าให้มุมของ Elevator เป็น -10 องศา และมุมของ Aileron กับ Rudder เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 2 (Fixed lift) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมปะทะ (Angle of attack) ระหว่าง -0.7 ถึง 9.8 องศา

(3) นำกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L - α จาก XFLR5 ในข้อ (1) และ (2) ไปคำนวณหาสัมประสิทธิ์แรงยก

e) การหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Roll (Roll moment coefficient)

(1) ตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Airspeed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip Angle) ระหว่าง -14 ถึง 13.5 องศา

(2) ตั้งค่าให้มุมของ Aileron เป็น 5 องศา และมุมของ Elevator กับ Rudder เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip angle) ระหว่าง -13.8 ถึง 14 องศา

(3) ตั้งค่าให้มุมของ Rudder เป็น 5 องศา และมุมของ Elevator กับ Aileron เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip angle) ระหว่าง -13.5 ถึง 14 องศา

(4) นำกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_l - β จาก XFLR5 ในข้อที่ (1), (2) และ (3) ไปคำนวณหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Roll

f) การหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Pitch (Pitch moment coefficient)

(1) ตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 2 (Fixed lift) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมปะทะ (Angle of attack) ระหว่าง -1.2 ถึง 9.5 องศา

(2) ตั้งค่าให้มุมของ Elevator เป็น -10 องศา และมุมของ Aileron กับ Rudder เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 2 (Fixed lift) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมปะทะ (Angle of attack) ระหว่าง -0.7 ถึง 9.8 องศา

(3) นำกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_m - α จาก XFLR5 ในข้อ (1) และ (2) ไปคำนวณหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Pitch

g) การหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Yaw (Yaw moment coefficient)

(1) ตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Airspeed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip Angle) ระหว่าง -13.5 ถึง 13.5 องศา

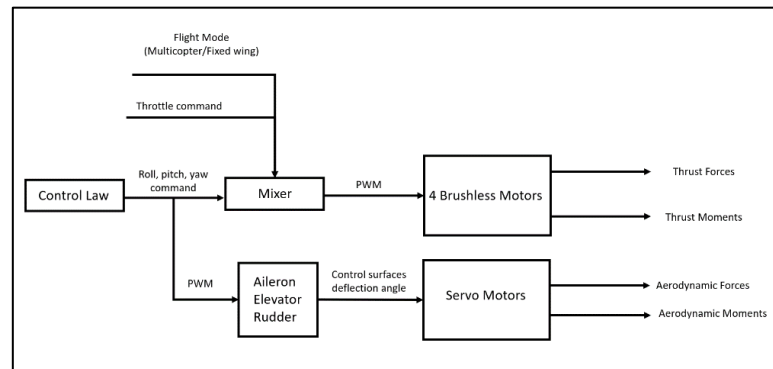
(2) ตั้งค่าให้มุมของ Aileron เป็น 10 องศา และมุมของ Elevator กับ Rudder เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip angle) ระหว่าง -13.5 ถึง 13 องศา

(3) ตั้งค่าให้มุมของ Rudder เป็น 10 องศา และมุมของ Elevator กับ Aileron เป็น 0 องศา ทำการวิเคราะห์ผ่านเมนู Define an Analysis เลือกการวิเคราะห์แบบ Type 5 (Beta range) โดยทำการวิเคราะห์ที่ความเร็ว (Air speed) 15 m/s ช่วงมุมแฉลบ (Sideslip angle) ระหว่าง -13.5 ถึง 13.5 องศา

(4) นำกราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n - β จาก XFLR5 ในข้อที่ (1), (2) และ (3) ไปคำนวณหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Yaw

3.3.3 ระบบขับเคลื่อน (Propulsion System)

ระบบขับเคลื่อนเป็นอีกหนึ่งระบบที่สำคัญมากของ TRUAV ดังนั้นการให้ความสำคัญกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนนี้จึงมีความสำคัญเป็นอย่างยิ่ง โดยระบบขับเคลื่อนของ TRUAV นั้นแบ่งเป็นสองจำพวกด้วยกัน นั่นคือมอเตอร์ไร้แปดถ่าน (Brushless motor) ซึ่งเป็นส่วนต้นกำลังหลักที่ใช้ในการขับเคลื่อนอากาศยาน ทั้งในแนวตั้งสำหรับ โหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์และแนวระดับในโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง ส่วนที่สองนั้นคือมอเตอร์เซอร์โว (Servo motor) ซึ่งใช้ในการขยับภาคพื้นบังคับ (Control surfaces) และปรับมุมเอียงของมอเตอร์ในระบบปรับเอียงใบพัด (Tilt system) ซึ่งทั้งสองส่วนดังกล่าวจะมีรายละเอียดดังต่อไปนี้



รูปที่ 3.15 ภาพรวมของระบบขับเคลื่อนของ TRUAV

1. มอเตอร์ไร้แปลงถ่าน

มอเตอร์ทั้ง 4 ตัวของ TRUAV ล้วนเป็นโหมคการบินแบบเฮลิคอปเตอร์และโหมคการบินแบบเครื่องบินปีกตรึงนั้นจะมีหลักการทำงานที่แตกต่างกันดังต่อไปนี้

1) โหมคการบินแบบเฮลิคอปเตอร์

ในโหมคการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งเป็นโหมคสำหรับการบินขึ้นลงในแนวดิ่ง (Z. Liu, 2017) ในโหมคเฮลิคอปเตอร์นี้ ภาคน้ำหนักซึ่งก่อให้เกิดแรงทางอากาศพลศาสตร์ไม่ส่งผลกับการบินมากนัก เนื่องจาก ความเร็วของเครื่องบิน (Air speed) ยังไม่มากพอ ดังนั้นมอเตอร์ไร้แปลงถ่านจึงเป็นต้นกำลังหลักในการบิน

ท่าทางการบินต่าง ๆ ไม่ว่าจะเป็น Roll, Pitch, Yaw หรือการไต่-ลดระดับ (Heave) เกิดจากการที่บอร์ดควบคุมการบินรับคำสั่ง Roll, Pitch, Yaw, Throttle จากรีโมตบังคับวิทยุ จากนั้นทำการแบ่งน้ำหนักความสำคัญ (Weighting) ผ่านฟังก์ชันน้ำหนัก (Weight function) ซึ่งอยู่ในรูปเมทริกซ์ เรียกว่า Mixer โดย Mixer จะเป็นตัวจัดลำดับความสำคัญว่ามอเตอร์ตัวไหนควรหมุนด้วยความเร็วเชิงมุมเท่าไรขึ้นอยู่กับคำสั่งที่รับเข้ามา สำหรับ TRUAV ที่ใช้ในงานวิจัยนี้มีรูปแบบการจัดวางตัวของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว เป็นแบบสมมาตร เมทริกซ์ Mixer ซึ่งใช้ในเฟิร์มแวร์ PX4 ของบอร์ด Pixhawk เป็นดังต่อไปนี้

$$\begin{bmatrix} PWM_1 \\ PWM_2 \\ PWM_3 \\ PWM_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.707107 & 0.707107 & 1 & 1 \\ 0.707107 & -0.707107 & 1 & 1 \\ 0.707107 & 0.707107 & -1 & 1 \\ -0.707107 & -0.707107 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Roll_cmd \\ Pitch_cmd \\ Yaw_cmd \\ Throttle_cmd \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

PWM (Pulse width modulation) คือ ความเร็วรอบการหมุนของใบพัดสำหรับมอเตอร์แต่ละตัว ซึ่งมีค่าความกว้างพัลส์อยู่ระหว่าง 1,000 ถึง 2,000 ไมโครวินาที

ในการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบขับเคลื่อนนั้น ต้องใช้แรงและทอร์กจากมอเตอร์ไร้แปรงถ่านซึ่งอยู่ในหน่วยนิวตัน (N) และนิวตัน-เมตร (N-m) ตามลำดับ แต่การคำนวณเพื่อหาค่าแรงขับและทอร์กนั้นค่อนข้างยาก และใช้เวลานานหากต้องการค่าที่แม่นยำ ดังนั้นการทดสอบวัดค่าด้วยเครื่องมือวัดจึงมีความเหมาะสมและทำได้ง่ายกว่า ซึ่งค่าแรงขับที่วัดได้ในบทที่ 3.2 จะถูกนำมาใช้ในการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

2) โหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง

ในโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึงนั้น มอเตอร์ไร้แปรงถ่านคู่หลังทั้งสองตัวจะหยุดทำงาน ส่วนมอเตอร์ไร้แปรงถ่านคู่หน้าจะปรับมุมเอียงชี้ไปข้างหน้า ทำหน้าที่เป็นต้นกำลังสำหรับสร้างแรงขับเคลื่อน TRUAV ไปข้างหน้า (Z. Liu, 2017) การคำนวณแรงขับเคลื่อน (Thrust) จะไม่ได้ผ่านเมทริกซ์ Mixer เหมือนกับการคำนวณแรงขับในโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ การคำนวณทำโดยการเทียบค่า (Mapping) Throttle command ซึ่งมีค่าอยู่ในช่วง 0-1 ให้กลายเป็น PWM ซึ่งมีค่าอยู่ในช่วง 1,000-2,000 ไมโครวินาที

2. มอเตอร์เซอร์โว

ในโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์และโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึงนั้น มอเตอร์เซอร์โวจะมีบทบาทเป็นอุปกรณ์ควบคุมในส่วนของภาคพื้นบังคับ (Control surfaces) อันได้แก่ Aileron (ภาคพื้นบังคับบริเวณปีก), Elevator (ภาคพื้นบังคับบริเวณหางระดับ) และ Rudder (ภาคพื้นบังคับบริเวณหางตั้ง) ซึ่งเป็นอุปกรณ์สร้างแรงและโมเมนต์ทางอากาศพลศาสตร์ในการเคลื่อนที่ของ TRUAV แต่เนื่องจากในโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์นั้นความเร็วของเครื่องบิน (Airspeed) ยังไม่มากพอ ทำให้ผลของแรงและโมเมนต์อันเกิดจากภาคพื้นบังคับมีไม่มากนัก แต่ในโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง มอเตอร์เซอร์โวเป็นส่วนหลักในการบังคับท่าทางการบิน

จากการวัดขีดจำกัดการขยับขึ้นลงของภาคพื้นบังคับทั้ง Aileron, Elevator และ Rudder ของ TRUAV ด้วยไมโครเมตรเตอร์ ทำให้ได้ทราบขีดจำกัดของแต่ละภาคพื้นบังคับได้แก่

Elevator มีช่วงของมุมในการกวาดตั้งแต่ -30 ถึง 30 องศา

Aileron มีช่วงของมุมในการกวาดตั้งแต่ -19.47 ถึง 19.47 องศา

Rudder มีช่วงของมุมในการกวาดตั้งแต่ -25.38 ถึง 25.38 องศา

จากขอบเขตการเคลื่อนตัวของมอเตอร์เซอร์โวดังกล่าวจะถูกนำไปสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปของสมการ

$$\text{Control Surface Angle} = a \cdot \text{PWM} + b \quad (3.21)$$

3. ระบบปรับเอียงใบพัด (Tilt system)

จากการบินเก็บข้อมูลการบินในบทที่ 3.1.1 คาดหวังจะทำให้ได้ทราบขั้นตอนการบินเปลี่ยนผ่านที่เหมาะสม ซึ่งเงื่อนไขดังกล่าวจะถูกนำมาทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในรูปของสมการเส้นตรงเพื่อเป็นตัวแทนอธิบายพฤติกรรมของสถานะมอเตอร์คู่หลัง และมุมเอียงใบพัด (Tilt angle) โดยสมการจะอยู่ในรูปของเวลาดังแสดงด้านล่าง

$$\text{Tilt Angle} = a \cdot \text{Time} + b \quad (3.22)$$

$$\text{Rear Motor Status} = C \cdot \text{Time} + d \quad (3.23)$$

โดย Rear Motor Status จะมีค่าอยู่ระหว่าง 0-1 โดยในโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ Rear Motor Status = 1 ในทางตรงกันข้ามโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง Rear Motor Status = 1 และ $0 < \text{Rear Motor Status} < 1$ ในโหมดการบินเปลี่ยนผ่าน ค่าตัวแปรนี้ถูกคูณเข้ากับแรงขับในส่วนของมอเตอร์ไร้แรงถ่วงคู่หลัง เนื่องจากในโหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึงนั้น มอเตอร์ไร้แรงถ่วงคู่หลังจะหยุดการทำงาน แรงขับที่เกิดขึ้นในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จึงต้องถูกคูณด้วย 0

ตามทฤษฎี มุมเอียงของใบพัด (Tilt angle) จะมีค่าอยู่ระหว่าง 0-90 องศา โดย 0 องศา คือ ใบพัดวางตัวชี้ขึ้นบน และ 90 องศา คือ มอเตอร์วางตัวชี้ไปข้างหน้า

ในการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนระบบปรับเอียงใบพัดนั้นจะใช้ตัวแปร 2 ค่า Transition status ซึ่งเป็นสถานะบอกว่าอยู่ในโหมดการบินเปลี่ยนผ่านหรือไม่ มีค่าระหว่าง 0 – 1 (0 คือ ไม่มีการบินเปลี่ยนผ่าน และ 1 คือ มีการเรียกใช้โหมดการบินเปลี่ยนผ่าน) และ Rotary wing status ซึ่งเป็นตัวบอกสถานะว่าอยู่ในโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์หรือไม่ มีค่าระหว่าง 0-1 (0 คือ โหมดการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง และ 0 คือ โหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์) โดยตัวแปรทั้งสองเป็นตัวแปรในอัลกอริทึมของซอฟต์แวร์ PX4 (N. V. Hoffer, 2014)

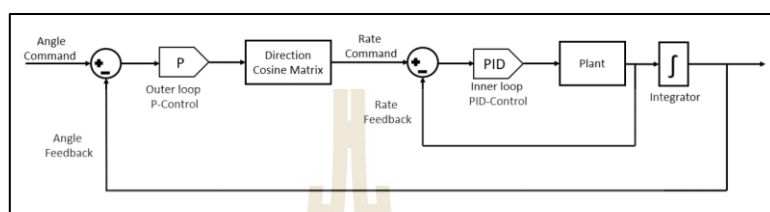
3.3.4 กฎการควบคุม (Control law)

PX4 มีกฎการควบคุมดั้งเดิมสำเร็จรูปมาให้กับผู้ใช้งานบอร์ด Pixhawk หลังจากทำการเลือก Airframe PX4 จะทำการจัดแจงกฎการควบคุมที่เหมาะสมกับ Airframe ที่ถูกเลือก

มาให้ จาก Airframe E-flite Convergence ซึ่งเป็น TRUAV นั้น จะมีชุดกฎการควบคุมทั้งหมด 2 ชุด นั่นคือ ชุดกฎการควบคุมสำหรับ Multicopter และ Fixed wing

จากการศึกษา Source code ของ PX4 พบว่า กฎการควบคุมสำหรับท่าทางการบิน (Attitude control) ของ Multicopter และ Fixed wing ในโหมด STABILIZED มีรูปแบบดังต่อไปนี้

1. กฎการควบคุมสำหรับท่าทางการบิน (Attitude control) ของ Multicopter



รูปที่ 3.16 ฟังก์ชันการควบคุมท่าทางการบินของ Multicopter ใน PX4

สำหรับในส่วนกฎการควบคุมสำหรับท่าทางการบินของ Multicopter นั้น ประกอบไปด้วยสองส่วน คือ ลูปนอก ซึ่งควบคุมมุม Roll และ Pitch ซึ่งมี Controller gain ตัวเดียว คือ ตัวควบคุมแบบสัดส่วน (Proportional, P-controller) ถูกกำหนดโดยตัวแปรต่าง ๆ แสดงดังตารางต่อไปนี้

ตารางที่ 3.2 ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินลูปนอกสำหรับ Multicopter (N. V. Hoffer, 2014)

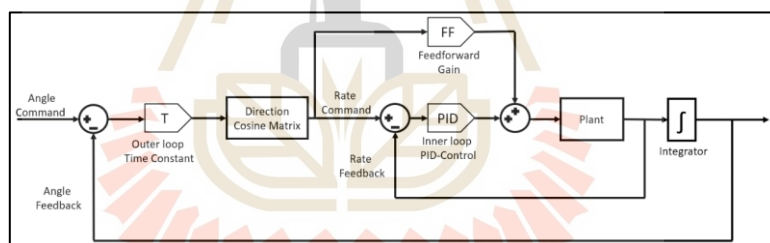
ตัวแปร	นิยาม	ค่าเริ่มต้น
MC_PITCH_P	K_p gain สำหรับควบคุมมุม Pitch	6.5 /s
MC_ROLL_P	K_p gain สำหรับควบคุมมุม Roll	6.5 /s

ส่วนลูปในทำหน้าที่ควบคุมอัตราเร็วเชิงมุม (Angular rate) อันได้แก่ อัตราการ Roll, Pitch และ Yaw จึงจำเป็นต้องมีความถี่สูงกว่าลูปนอก ตัวควบคุมที่ใช้จะเป็นตัวควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (Proportional-Integral-Derivative) หรือ PID ถูกกำหนดโดยตัวแปรต่าง ๆ ดังตารางต่อไปนี้

ตารางที่ 3.3 ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินลูปในสำหรับ Multicopter (N. V. Hoffer, 2014)

ตัวแปร	นิยาม	ค่าเริ่มต้น
MC_ROLLRATE_P	K_p gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.15
MC_ROLLRATE_I	K_i gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.05
MC_ROLLRATE_D	K_d gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.003
MC_PITCHRATE_P	K_p gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.15
MC_PITCHRATE_I	K_i gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.05
MC_PITCHRATE_D	K_d gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.003
MC_YAWRATE_P	K_p gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.2
MC_YAWRATE_I	K_i gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.1
MC_YAWRATE_D	K_d gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.0

2. กฎการควบคุมสำหรับท่าทางการบิน (Attitude control) ของ Fixed wing



รูปที่ 3.17 ผังกฎการควบคุมท่าทางการบินของ Fixed wing ใน PX4

กฎการควบคุมสำหรับท่าทางการบินของ Fixed wing นั้น ประกอบไปด้วยสองส่วนเหมือนกับกฎการควบคุมของ Multicopter คือ ลูปนอกซึ่งควบคุมมุม Roll และ Pitch ซึ่งมี Controller gain ตัวเดียวคือ ค่าคงที่ของเวลาถูกกำหนดโดยตัวแปรต่างๆดังตารางต่อไปนี้

ตารางที่ 3.4 ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินลูปนอกสำหรับ Fixed wing (N. V. Hoffer, 2014)

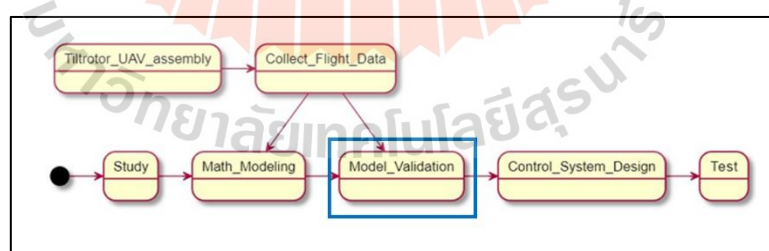
ตัวแปร	นิยาม	ค่าเริ่มต้น
FW_P_TC	Pitch time constant	0.4 s
FW_R_TC	Roll time constant	0.4 s

ตารางที่ 3.5 ตัวแปรสำหรับการควบคุมท่าทางการบินดูป็นสำหรับ Fixed wing (N. V. Hoffer, 2014)

ตัวแปร	นิยาม	ค่าเริ่มต้น
FW_RR_P	K_p gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.05 %/rad/s
FW_RR_I	K_i gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.01 %/rad
FW_RR_FF	K_{ff} gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.5 %/rad/s
FW_PR_P	K_p gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.08 %/rad/s
FW_PR_I	K_i gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.02 %/rad
FW_PR_FF	K_{ff} gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.5 %/rad/s
FW_YR_P	K_p gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.05 %/rad/s
FW_YR_I	K_i gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.01 %/rad
FW_YR_FF	K_{ff} gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.3 %/rad/s

จากตารางที่ 3.4-3.6 ข้างต้น ค่า Gain เริ่มต้น (Default) ดังปรากฏในตาราง อาจไม่ได้เหมาะสมสำหรับ TRUAV ดังนั้นในการบินทดสอบตามหัวข้อที่ 3.1 จำเป็นต้องมีการปรับค่า Gain ของตัวควบคุมให้เหมาะสมอีกครั้ง ซึ่งค่า Gain ที่เหมาะสมจากการบินทดสอบจะถูกนำไปใช้ในการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่อไป

3.4 การตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

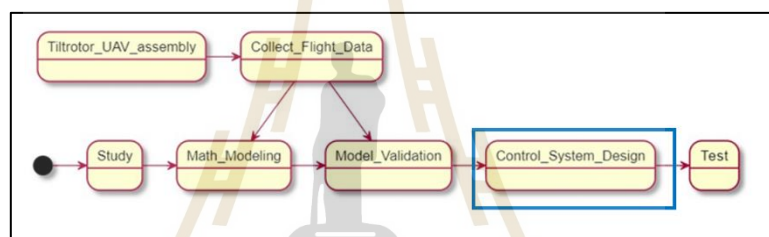


รูปที่ 3.18 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

การตรวจสอบความถูกต้องแม่นยำของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่กระทำขึ้นในบทที่ 3.4 มีขั้นตอนดังนี้

- 1) เตรียมข้อมูลที่ได้จากการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบินให้อยู่ในรูปแบบที่ใช้งานได้ ซึ่งข้อมูลที่ใช้จะเป็นประเภทสัญญาณขาเข้า และสถานะขาออกของอากาศยาน TRUAV
- 2) ป้อนสัญญาณขาเข้าที่ใช้จริงในการบินเก็บข้อมูลจากข้อ 1) เข้าสู่แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ซึ่งทำขึ้นด้วยซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ในบทที่ 3.4
- 3) เทียบสถานะขาออกของการบินในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่จัดทำขึ้นในบทที่ 3.4 กับสถานะขาออกจากข้อมูลการบินทดสอบ ผลการตอบสนองที่ได้ควรจะใกล้เคียงกัน หากได้ผลตามนี้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่จัดทำขึ้นก็มีความแม่นยำเพียงพอสำหรับการออกแบบตัวควบคุมการบินในลำดับต่อไป

3.5 การออกแบบตัวควบคุมการบิน (Flight control system design)



รูปที่ 3.19 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการออกแบบตัวควบคุมการบิน

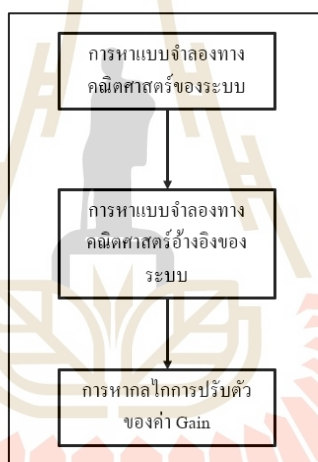
เนื่องจาก PID เป็นตัวควบคุมแบบเชิงเส้น (Linear controller) ซึ่งทำการควบคุมช่วงการบิน เปลี่ยนเฟสที่มีพฤติกรรมทางพลวัตเป็นแบบไม่เชิงเส้น (Nonlinear) ได้ไม่ดีเท่าที่ควร ในงานวิจัยชิ้นนี้จึงมีการพัฒนาตัวควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้นขึ้นมาเพื่อจัดการกับพฤติกรรมการบินในช่วงนี้

ตัวควบคุมปรับตัวได้อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบปรับค่า Gain PID (Model reference adaptive control (MRAC) with adaptive PID) ถูกเลือกใช้เป็นตัวควบคุมหลักในงานวิจัยชิ้นนี้เนื่องจาก MRAC สามารถจัดการกับการที่พฤติกรรมทางพลวัตเปลี่ยนแปลงได้ค่อนข้างดี โดยอาศัยการปรับค่า Gains ของตัวควบคุม

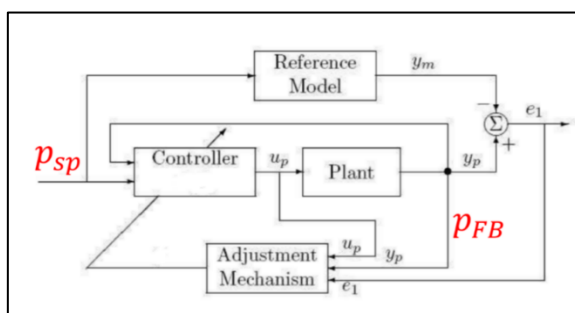
ในการควบคุมท่าทางการบิน (Attitude control) ของ TRUAV นั้นจะแบ่งรูปการควบคุมเป็น 2 รูปคือ รูปควบคุมภายใน (Inner loop) ซึ่งมีหน้าที่ทำการควบคุมอัตราการเคลื่อนที่เชิงมุม (Angular rate control) และรูปควบคุมภายนอก (Outer loop) ซึ่งมีหน้าที่ทำการควบคุมตำแหน่งเชิงมุม (Angle control) ซึ่งในงานวิจัยชิ้นนี้จะใช้ MRAC/PID ในการควบคุมท่าทางการบิน ในส่วน

การตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนแปลงมุม Roll (Roll rate) และอัตราการเปลี่ยนแปลงมุม Pitch (Pitch rate) ซึ่งเป็นลูปควบคุมภายใน โดยตัวควบคุม MRAC/PID จะถูกใช้ควบคุมเฉพาะในส่วนลูปการควบคุมภายในของการบินแบบ Multicopter เท่านั้น เนื่องจากในช่วงการบินเปลี่ยนเฟสนั้น TRUAV ต้องทำการบินด้วยการบินแบบ Multicopter ในขณะที่การบินแบบเครื่องบินปีกตรึง (Fixed wing) จะถูกใช้หลังการบินเปลี่ยนเฟสเสร็จสิ้นอย่างสมบูรณ์แล้ว ในลูปควบคุมภายนอกของ Multicopter และลูปควบคุมในส่วนเครื่องบินปีกตรึงยังคงเป็นตัวควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ หรือ PID ตามสถาปัตยกรรมเดิมของซอฟต์แวร์ PX4

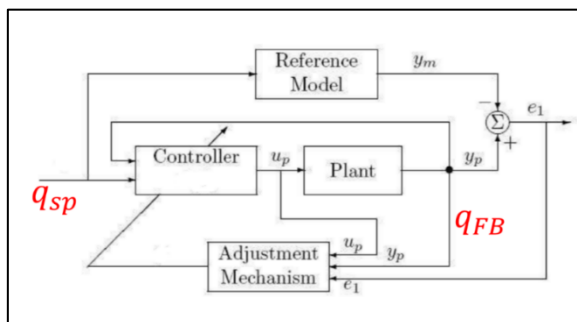
ในการออกแบบ MRAC/PID จะมีขั้นตอนการออกแบบส่วนประกอบต่าง ๆ อันได้แก่ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ (Plant), แบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference model) และกลไกปรับค่า Gain (Adjustment mechanism หรือ Adaptive gain) ดังรายละเอียดต่อไปนี้



รูปที่ 3.20 ขั้นตอนการออกแบบตัวควบคุมการบินแบบ MRAC/PID



รูปที่ 3.21 ฟังก์ชันการควบคุมของอัตราการเปลี่ยนแปลงมุม Roll (Roll rate, p) (P. Niermeyer, 2015)



รูปที่ 3.22 ฟังก์ชันการควบคุมของอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch (Pitch rate, q) (P. Niermeyer, 2015)

3.5.1 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ (Plant)

ในกระบวนการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับออกแบบ MRAC/PID นั้น จะอยู่ในรูปของฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer function) ซึ่งมีรูปแบบดังต่อไปนี้

การตอบสนองเชิง Roll

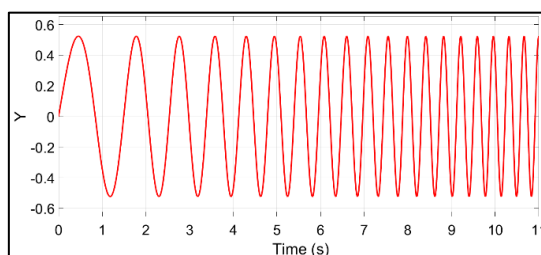
$$\frac{p_{FB}}{\eta_{lat}} = \frac{a \cdot z}{z^2 + a \cdot z + c} \quad (3.24)$$

การตอบสนองเชิง Pitch

$$\frac{q_{FB}}{\eta_{lon}} = \frac{a \cdot z}{z^2 + a \cdot z + c} \quad (3.25)$$

ซึ่งการหาฟังก์ชันถ่ายโอนดังกล่าวมีขั้นตอนดังต่อไปนี้

- 1) ระบุทวนระบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV บนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine sweep ซึ่งเป็นสัญญาณที่มีความถี่ไม่คงที่ อาจเพิ่มความถี่ต่ำไปความถี่สูงหรือลดจากความถี่สูงไปความถี่ต่ำก็ได้ มีลักษณะดังต่อไปนี้



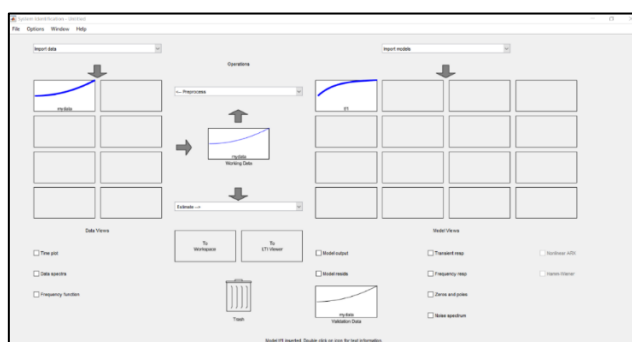
รูปที่ 3.23 สัญญาณขาเข้าแบบ Sine sweep

ตารางต่อไปนี้จะแสดงรายละเอียดของสัญญาณขาเข้าแบบ Sine sweep ซึ่งใช้ในการรบกวนระบบทั้ง Roll และ Pitch

ตารางที่ 3.6 รายละเอียดของสัญญาณขาเข้าแบบ Sine sweep

การตอบสนอง	แอมพลิจูด (rad)	ความถี่ต่ำสุด (Hz)	ความถี่สูงสุด (Hz)	ระยะเวลาในการรบกวน (วินาที)
Roll	0.87	0.5	3	11
Pitch	0.5	0.5	3	11

2. หลังจากการรบกวนระบบด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine sweep เป็นเวลา 11 วินาทีแล้ว ทำการเก็บค่าตัวแปร p_{FB} และ η_{lat} สำหรับการตอบสนองเชิง Roll และ q_{FB} และ η_{lon} สำหรับการตอบสนองเชิง Pitch ไปทำการหาฟังก์ชันถ่ายโอนผ่านซอฟต์แวร์ MATLAB System Identification Toolbox ซึ่งมีลักษณะดังภาพข้างล่าง



รูปที่ 3.24 MATLAB System Identification Toolbox

3.5.2 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference Model)

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิงขึ้นอยู่กับความต้องการทางพลวัต (Desired dynamic) ไม่ว่าจะเป็น % Overshoot หรือเวลาในการเข้าสู่สมดุล (Settling time) ซึ่งต้องเลือกให้เหมาะสมกับพฤติกรรมของระบบ ไม่มากไม่น้อยจนเกินไป

3.5.3 การหากลไกการปรับตัวของค่า Gain (Adjustment mechanism) หรือกฎการปรับค่า Gain (Adaptive law)

1. กฎการปรับค่า Gain แบบ MIT Rule

ในการออกแบบ MRAC/PID ในงานวิจัยชิ้นนี้จะใช้กฎการปรับค่า Gain แบบวิธี MIT Rule (P. Niermeyer, 2015) ซึ่งมีรายละเอียดต่าง ๆ ดังในบทที่ 2 ซึ่งเป็นอัลกอริทึมที่พยายามทำให้ Cost function ของข้อผิดพลาดกำลังสอง (Square error) มีค่าน้อยที่สุด

$$J(K_p) = \frac{1}{2} e^2(K_p) \quad (3.26)$$

$$J(K_i) = \frac{1}{2} e^2(K_i) \quad (3.27)$$

$$J(K_d) = \frac{1}{2} e^2(K_d) \quad (3.28)$$

กฎการปรับค่า Gain ของ MRAC/PID จะอยู่ในรูปสมการต่อไปนี้

$$\frac{dK_p}{dt} = -\gamma_p \frac{\partial J}{\partial K_p} = -\gamma_p \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial y_p} \right) \left(\frac{\partial y_p}{\partial K_p} \right) \quad (3.29)$$

$$\frac{dK_i}{dt} = -\gamma_i \frac{\partial J}{\partial K_i} = -\gamma_i \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial y_i} \right) \left(\frac{\partial y_i}{\partial K_i} \right) \quad (3.29)$$

$$\frac{dK_d}{dt} = -\gamma_d \frac{\partial J}{\partial K_d} = -\gamma_d \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial y_d} \right) \left(\frac{\partial y_d}{\partial K_d} \right) \quad (3.30)$$

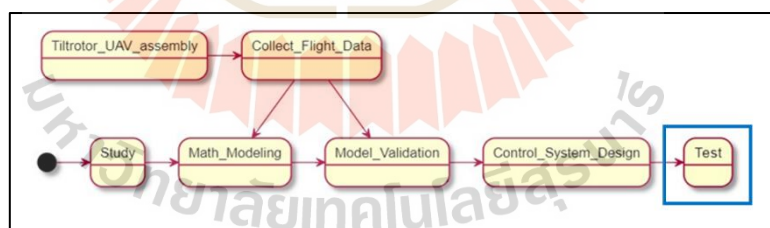
2. กฎการปรับค่า Gain แบบ Lyapunov

การหากฎการปรับค่า Gain แบบ Lyapunov สำหรับ MRAC/PID จะได้ PID Gain ในรูปแบบที่มีค่าไม่คงที่ปรับตัวตลอดเวลาเหมือนกับกฎการปรับค่า Gain แบบ MIT Rule แต่จะมีข้อแตกต่างจากกฎการปรับค่า Gain แบบ MIT Rule คือ กฎการปรับค่า Gain แบบ Lyapunov นั้นไม่จำเป็นต้องรู้ค่าของตัวแปรในฟังก์ชันถ่ายโอน ขอเพียงรู้อันดับ (Order) ของตัวเศษ (Numerator) และตัวส่วน (Denominator) ว่ามีจำนวน Pole และ Zero จำนวนเท่าใด (ทราบจำนวนรากของ S) เป้าหมายในการหากฎการควบคุมแบบ Lyapunov นั้นคือ การแก้สมการหาอัตราการปรับตัวของค่า Gain ที่ทำให้ค่าความคลาดเคลื่อนระหว่างการตอบสนองของระบบกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model error) เป็นศูนย์ โดยกฎการปรับตัวแบบ Lyapunov Stability จะได้มาตามวิธีที่ได้แสดงไปแล้วในบทที่ 2.4 ซึ่งจะได้รูปแบบสมการดังต่อไปนี้

$$\frac{dK_{p,i}}{dt} = \gamma_x e^Y \quad (3.32)$$

โดย Y คือ สถานะ (State) ต่าง ๆ ของระบบ ในที่นี้หมายถึง p_{FB} , p_{SP} , q_{FB} และ q_{SP}

3.6 การทดสอบตัวควบคุมการบิน



รูปที่ 3.25 ภาพรวมของกระบวนการออกแบบระบบควบคุมของ TRUAV ในส่วนของการทดสอบตัวควบคุมการบิน

ในงานวิจัยชิ้นนี้จะใช้ซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ในการทดสอบตัวควบคุมการบิน สำหรับการจำลองการบิน โดยมีขั้นตอนดังนี้

- 1) ป้อนสัญญาณทดสอบรูปแบบ Sine ที่มีแอมพลิจูดและความถี่คงที่

2) เปรียบเทียบผลการตอบสนองของตัวควบคุมการบินเดิมกับตัวควบคุมการบินใหม่ที่พัฒนาขึ้นในซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink

3.7 สถานที่ทำการวิจัย

- มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อ.เมือง จ.นครราชสีมา
- Maker Space อ.เมือง จ.นครราชสีมา
- สนามบิน Airplane Park อ.เมือง จ.นครราชสีมา



บทที่ 4

ผลการศึกษาและการวิเคราะห์ผล

ในบทนี้จะนำเสนอผลการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งอธิบายพฤติกรรมทางพลวัตของอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงมุมใบพัดได้ (TRUAV) และผลการออกแบบตัวควบคุมการบินสำหรับใช้ในระหว่างการบินแบบเปลี่ยนผ่าน (Transition flight mode)

4.1 ผลการเตรียมลำอากาศยาน TRUAV

หลังการประกอบตัวอากาศยานไร้คนขับจนพร้อมบินทดสอบเก็บข้อมูลการบินเป็นดังรูปภาพต่อไปนี้

4.1.1 คุณลักษณะของ TRUAV ลำทดสอบ



รูปที่ 4.1 TRUAV หลังประกอบเสร็จในสภาพพร้อมบิน

ตารางที่ 4.1 รายละเอียดของ TRUAV

ความยาวปีก	1.98 ม.	ความยาว	1.17 ม.
น้ำหนักรวม	3.64 กก	มอเตอร์ไฟฟ้า	4× SunnySky X2820
ตัวควบคุมความเร็วใบพัด	4× ESC XRotor-40A	ใบพัด	Gemfan 12x4.5E&R
บอร์ดควบคุมการบิน	Pixhawk 3 Pro	แบตเตอรี่	Li-Po 4s 5200 mAh

4.1.2 ผลวัดแรงขับเคลื่อน (Thrust) ของมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน

ตารางที่ 4.2 ผลการวัดแรงขับเคลื่อนของมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน

Throttle (%)	PWM (μ s)	แรงขับเคลื่อนเฉลี่ย 3 การทดสอบ (N)
0	1000	0.002
10	1100	1.089
20	1200	2.896
30	1300	4.720
40	1400	6.741
50	1500	8.909
60	1600	11.826
70	1700	15.000
80	1800	18.484
90	1900	22.069
100	2000	23.672

ตารางที่ 4.3 ผลการวัดทอร์กของมอเตอร์

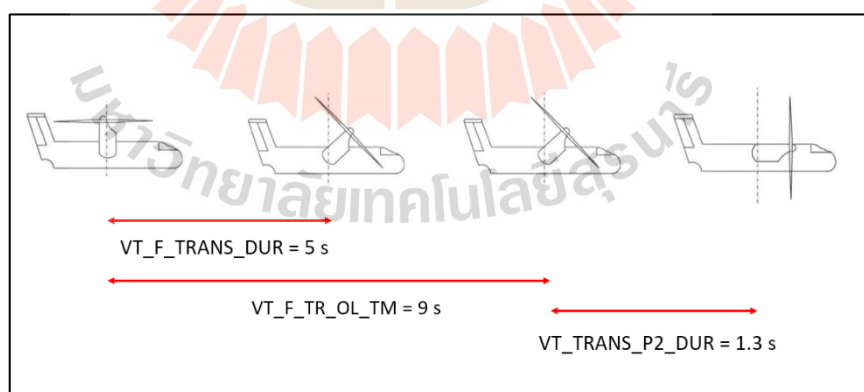
Throttle (%)	PWM (μ s)	ทอร์กเฉลี่ย 3 การทดสอบ (N-m)
0	1000	0.0002
10	1100	0.0260
20	1200	0.0559
30	1300	0.0914
40	1400	0.1301
50	1500	0.1755
60	1600	0.2359
70	1700	0.2989
80	1800	0.3698
90	1900	0.4400
100	2000	0.4771

4.2 ผลการบินเก็บข้อมูลการบิน

จากการบินทดสอบเพื่อเก็บข้อมูลการบินพบว่า ช่วงแรก ๆ ของการบินทดสอบ TRUAV ไม่สามารถทำการเปลี่ยนเฟสจากโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ไปเป็นเครื่องบินปีกตรึงได้ เนื่องจาก TRUAV จะเสถียรและหมุนรอบตัวเองในแกน Z (Yaw) ซึ่งเป็นผลมาจากติดตั้งกลไกปรับมุมใบพัดที่อาจไม่แม่นยำมากพอ รวมไปถึงตัวแปรในซอฟต์แวร์ PX4 ที่เกี่ยวข้องกับการเปลี่ยนเฟสอาจเป็นค่าไม่เหมาะสม หลังจากทำการปรับตั้งกลไกและตัวแปรใน PX4 แล้วทำการบินใหม่หลายครั้ง TRUAV สามารถเปลี่ยนเฟสการบินได้สำเร็จโดยไม่เสถียรหรือ Yaw รอบตัวเอง ซึ่งจะต้องทำการตั้งค่าตัวแปรต่าง ๆ ดังนี้

ตารางที่ 4.4 ตัวแปรของ PX4 ซึ่งเกี่ยวข้องกับช่วงการบินเปลี่ยนเฟส (Transition)

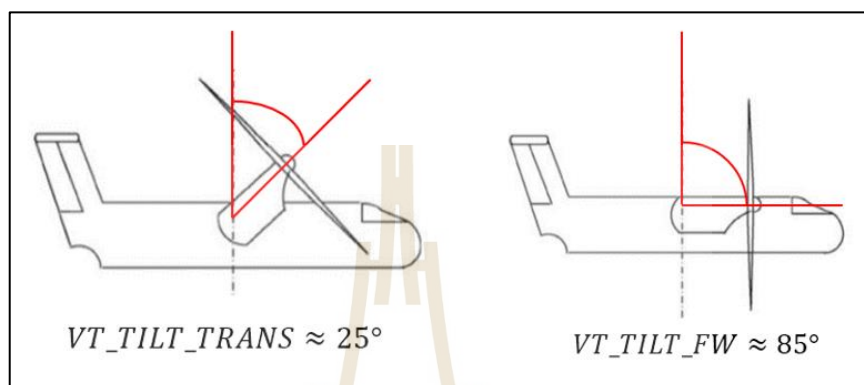
ตัวแปร	ค่า
VT_F_TRANS_DUR	5 วินาที
VT_F_TR_OL_TM	9 วินาที
VT_TRANS_P2_DUR	1.3 วินาที
VT_TILT_TRANS	0.22
VT_TILT_FW	0.78



รูปที่ 4.2 ตัวแปรของ PX4 ที่เกี่ยวข้องกับช่วงเวลาการบินเปลี่ยนเฟส

เนื่องจากอัลกอริทึมของ PX4 นั้นไม่มีการส่งค่ามุมเอียงใบพัด (Tilt angle) กลับมาคำนวณความผิดพลาด (Error) เพื่อปรับตัวควบคุม (Controller) หรือเรียกอีกอย่างว่าเป็นการควบคุมแบบวงเปิด (Open-loop control) ทำให้ไม่สามารถป้อนค่ามุมลงไปในตัวแปร VT_TILT_TRANS

และ VT_TILT_FW ได้โดยตรง ทำได้เพียงกรอกเลขระหว่าง 0 – 1 ลงไปในตัวแปรทั้งสองผ่านโปรแกรม Qgroundcontrol ซึ่งเป็นโปรแกรมควบคุมภาคพื้น (Ground control station) ในขณะที่เครื่องบินอยู่กับพื้น แล้วเฝ้ามองการขยับตัวของมอเตอร์เซอร์โว RDS3115 MG ว่าเป็นไปในมุมที่ต้องการหรือไม่ ซึ่งจากค่าในตารางที่ 4.2 เป็นดังต่อไปนี้



รูปที่ 4.3 มุมซึ่งเกี่ยวข้องกับการเปลี่ยนเฟส

จากค่าเริ่มต้นของ PX4 มุม VT_TILT_TRANS จะอยู่ประมาณ 45 องศา ในขณะที่มุม VT_TILT_FW จะวางตัวประมาณ 90 องศา แต่ TRUAV ลำวิจัยนี้ไม่ประสบความสำเร็จในการบินเปลี่ยนเฟสด้วยมุมทั้งสองได้อันเนื่องมาจากการติดตั้งกลไกที่ไม่แม่นยำเพียงพอ จากการลองผิดลองถูกอยู่หลายเที่ยวบินจึงพบว่ามุมที่เหมาะสมในการทำให้การบินเปลี่ยนเฟสประสบความสำเร็จคือ VT_TILT_TRANS ที่ 25 และ VT_TILT_FW ที่ 85 องศาตามลำดับ

ซึ่งจากการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบินดังกล่าวว่า Gain ควบคุมที่เหมาะสมสำหรับ TRUAV ลำนี้เป็นดังตารางต่อไปนี้ โดยจะแบ่งเป็นค่า Gain สำหรับเฟสการบินแบบ Multicopter และเฟสการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง

ตารางที่ 4.5 ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปนอกสำหรับ Multicopter

ตัวแปร	นิยาม	ค่า Gain ที่เหมาะสม
MC_PITCH_P	K_p gain สำหรับควบคุมมุม Pitch	6.2 /s
MC_ROLL_P	K_p gain สำหรับควบคุมมุม Roll	6.1 /s

ตารางที่ 4.6 ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปในสำหรับ Multicopter

ตัวแปร	นิยาม	ค่า Gain ที่เหมาะสม
MC_ROLLRATE_P	K_p gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.14
MC_ROLLRATE_I	K_i gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.06
MC_ROLLRATE_D	K_d gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.003
MC_PITCHRATE_P	K_p gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.12
MC_PITCHRATE_I	K_i gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.06
MC_PITCHRATE_D	K_d gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.003
MC_YAWRATE_P	K_p gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.36
MC_YAWRATE_I	K_i gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.15
MC_YAWRATE_D	K_d gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.0

ตารางที่ 4.7 ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปนอกสำหรับ Fixed wing

ตัวแปร	นิยาม	ค่า Gain ที่เหมาะสม
FW_P_TC	Pitch time constant	0.4 s
FW_R_TC	Roll time constant	0.4 s

ตารางที่ 4.8 ค่า Gain ที่เหมาะสมในการควบคุมท่าทางการบินรูปในสำหรับ Fixed wing

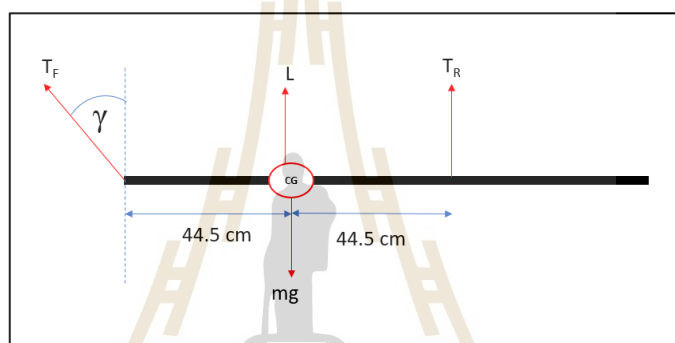
ตัวแปร	นิยาม	ค่า Gain ที่เหมาะสม
FW_RR_P	K_p gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.04 %/rad/s
FW_RR_I	K_i gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.01 %/rad
FW_RR_FF	K_{ff} gain สำหรับควบคุม Roll rate	0.35 %/rad/s
FW_PR_P	K_p gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.06 %/rad/s
FW_PR_I	K_i gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.02 %/rad
FW_PR_FF	K_{ff} gain สำหรับควบคุม Pitch rate	0.4 %/rad/s
FW_YR_P	K_p gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.05 %/rad/s
FW_YR_I	K_i gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.0 %/rad
FW_YR_FF	K_{ff} gain สำหรับควบคุม Yaw rate	0.3 %/rad/s

4.3 ผลการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

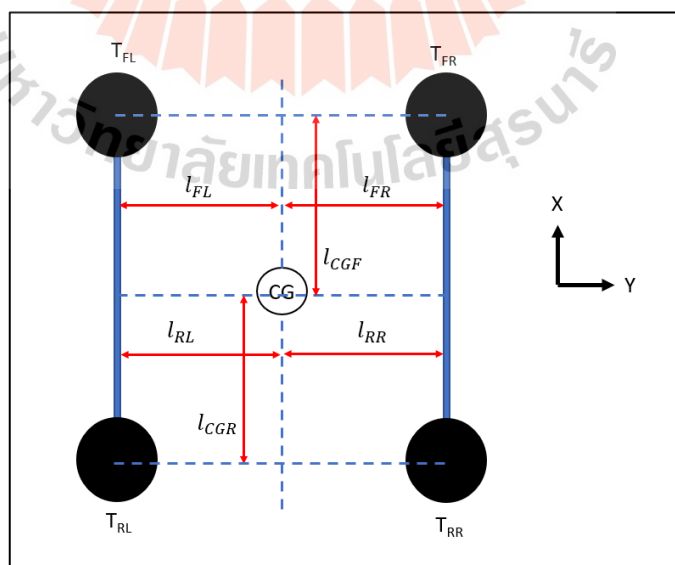
แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับ TRUAV ในงานวิจัยนี้จะประกอบไปด้วยส่วนของกฎการควบคุม (Control law), ระบบขับเคลื่อน (Propulsion), อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic) และสมการ ซึ่งแทนพฤติกรรมทางพลวัตการบินของ TRUAV เอง (Flight dynamic model, FDM) ซึ่งผลจากการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

4.3.1 ผลการหาสมการการเคลื่อนที่ (Equation of motion)

รูปภาพต่อไปนี้เป็นแผนภาพแสดงแนวแรงของ TRUAV ในมุมมองด้านบน (Top view) และมุมมองด้านข้าง (Side view)



รูปที่ 4.4 แผนภาพแสดงแนวแรงของ TRUAV



รูปที่ 4.5 แผนภาพแสดงมุมมองบน (Top view) ของ TRUAV

1. สมการแสดงการเคลื่อนที่เชิงเส้นของ TRUAV ตามแนวแกน X, Y, Z

$$F_X = T_{FL} \sin \gamma_L + T_{FR} \sin \gamma_R - mg \sin \theta - F_D \quad (4.1)$$

$$F_Y = mg \cos \theta \sin \phi - F_{side} \quad (4.2)$$

$$F_Z = mg \cos \theta \sin \phi - T_{FL} \cos \gamma_L + T_{FR} \sin \gamma_R - T_{RL} - T_{RR} - F_L \quad (4.3)$$

โดย F_D คือ แรงจุด (Drag force) ซึ่งเป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ซึ่งต้านการเคลื่อนที่ของอากาศยานในแนวแกน X มีทิศทางตรงข้ามกับแรงขับ

F_{side} คือ แรงจากด้านข้าง (Side force) ซึ่งเป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับอากาศยานในแนวแกน Y

F_L คือ แรงยก (Lift force) ซึ่งเป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำกับอากาศยานในแนวแกน Z แรงยกจะมีทิศทางตรงข้ามกับแรงโน้มถ่วงเสมอ โดยแรงยกหลัก ๆ จะได้มาจากปีกของอากาศยาน

2. สมการแสดงการเคลื่อนที่เชิงมุมของ TRUAV ตามแนวแกน X, Y, Z

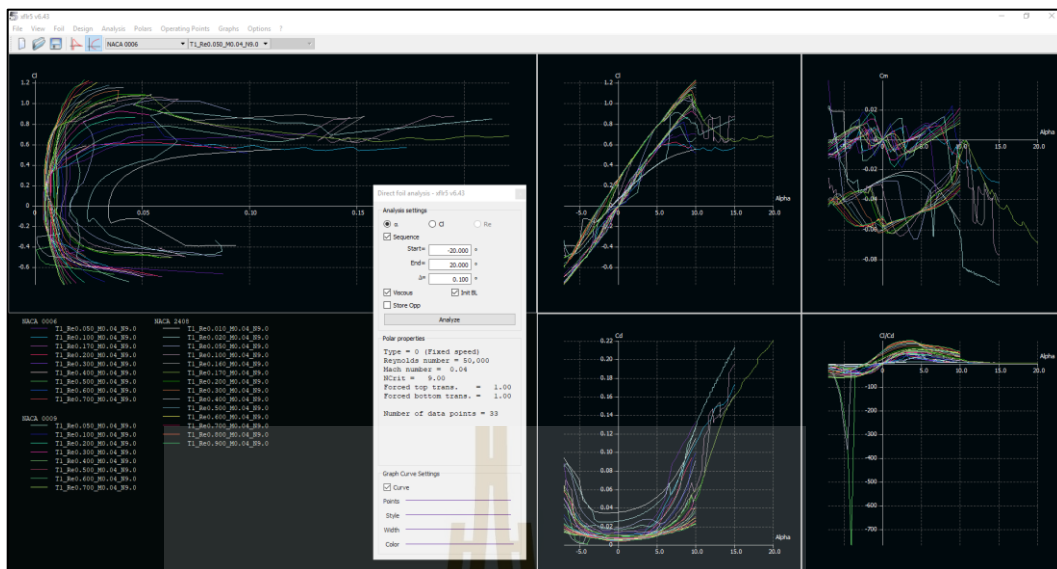
$$M_X = T_{FL} l_{FL} \cos \gamma_L - T_{FR} l_{FR} \cos \gamma_R - mg \sin \theta + T_{RL} l_{RL} - T_{RR} l_{RR} + M_{roll} + M_{r1} + M_{r1} - M_{r3} + M_{r4} \quad (4.4)$$

$$M_Y = T_{FL} l_{CGF} \cos \gamma_L - T_{FR} l_{CGF} \cos \gamma_R - T_{RL} l_{CGF} - T_{RR} l_{CGF} + M_{pitch} + M_{r1} + M_{r1} - M_{r3} + M_{r4} \quad (4.5)$$

$$M_Z = T_{FL} l_{FL} \sin \gamma_L - T_{FR} l_{FR} \sin \gamma_R + M_{yaw} + M_{r1} + M_{r1} - M_{r3} + M_{r4} \quad (4.6)$$

4.3.2 ผลการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic)

จากการประมวลผลอากาศพลศาสตร์ผ่านเมนู XFOIL Direct Analysis และ Wing and Plane Design ได้ผลต่าง ๆ ดังนี้

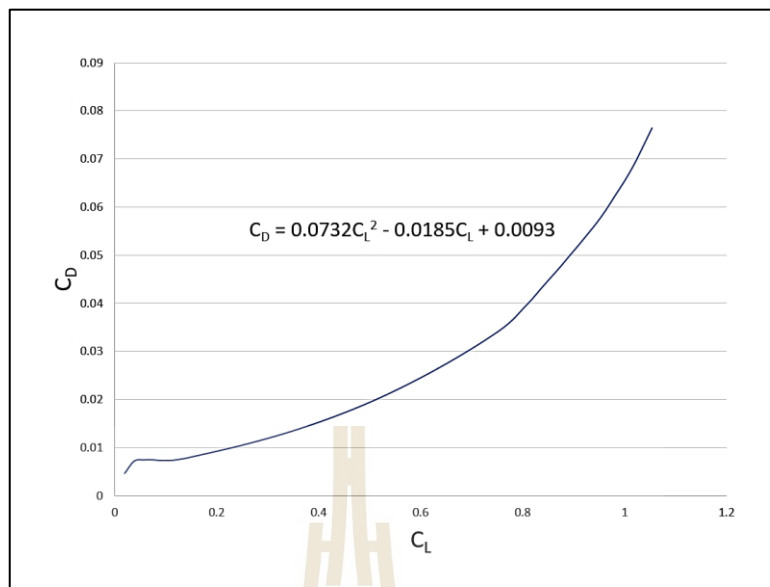


รูปที่ 4.6 เมนู XFOil Direct Analysis ในซอฟต์แวร์ XFLR5



รูปที่ 4.7 เมนู Wing and Plane Design ในซอฟต์แวร์ XFLR5

1. ผลการหาสัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag coefficient)
 ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 โดยตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ C_D ดังรูปต่อไปนี้



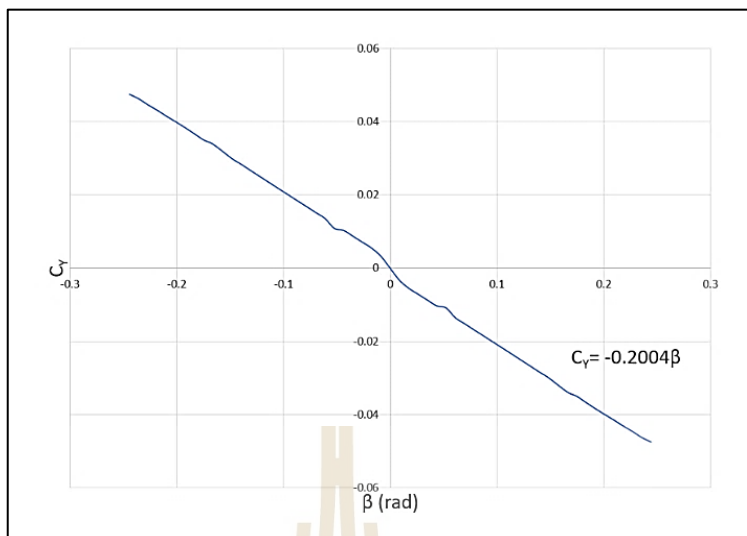
รูปที่ 4.8 ความสัมพันธ์ระหว่าง C_D และ C_L จากซอฟต์แวร์ XFLR5

จากสมการที่ 3.14 เมื่อทำการคำนวณเทียบกับสมการ $C_D - C_L$ ในกราฟจะได้ว่า $C_{D0} = 0.0076$ ดังนั้นสมการที่ 3.14 เปลี่ยนรูปเป็นดังนี้

$$C_{D0} = 0.0076 + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (4.7)$$

2. ผลการหาสัมประสิทธิ์แรงจากด้านข้าง (Side force coefficient)

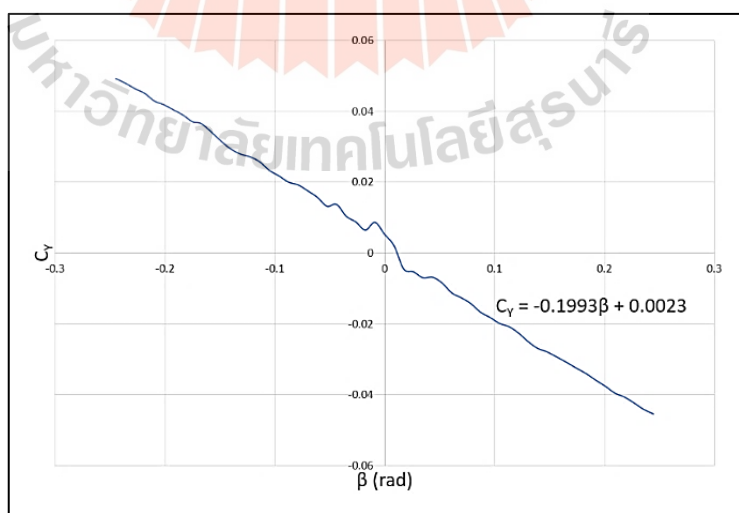
ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.9 ความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ที่มุมภาคพื้นบังคับเป็น 0 องศา

จากสมการที่ 3.15 เมื่อทำการคำนวณเทียบกับสมการ $C_Y - \beta$ ข้างต้นหากมุมของ Aileron และ Rudder เป็น 0 องศา จะได้ว่า $C_Y^\beta = -0.2004$

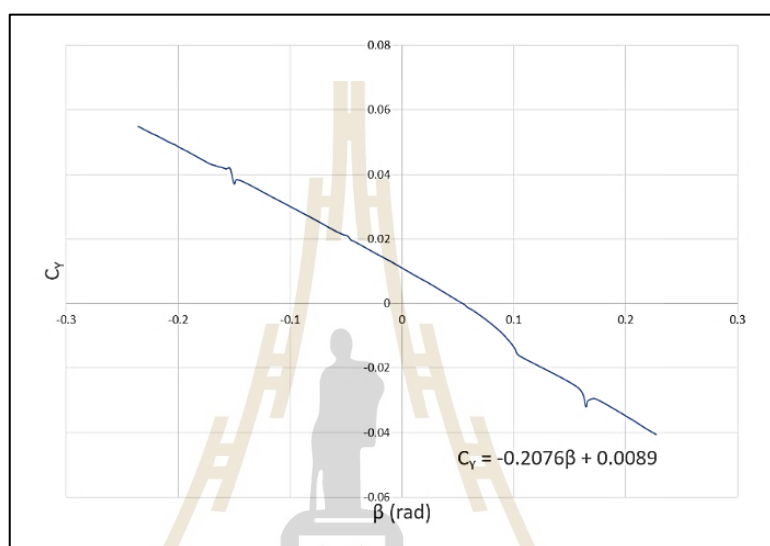
ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุมของ Aileron เป็น -5 องศา ในขณะที่มุมของ Elevator และ Rudder เป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.10 ความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ที่มุมของ Aileron เป็น -5 องศา และมุม Rudder เป็น 0 องศา

จากรูปข้างต้นเมื่อเทียบค่าสมการที่ 3.15 กับสมการ $C_Y - \beta$ ในรูปและแทนค่า $C_Y^\beta = -0.2004$ จะได้ว่า $C_Y^{\delta_a} = -0.02636$

ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุมของ Rudder เป็น 10 องศา ในขณะที่มุมของ Elevator และ Aileron เป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β ดังรูปต่อไปนี้



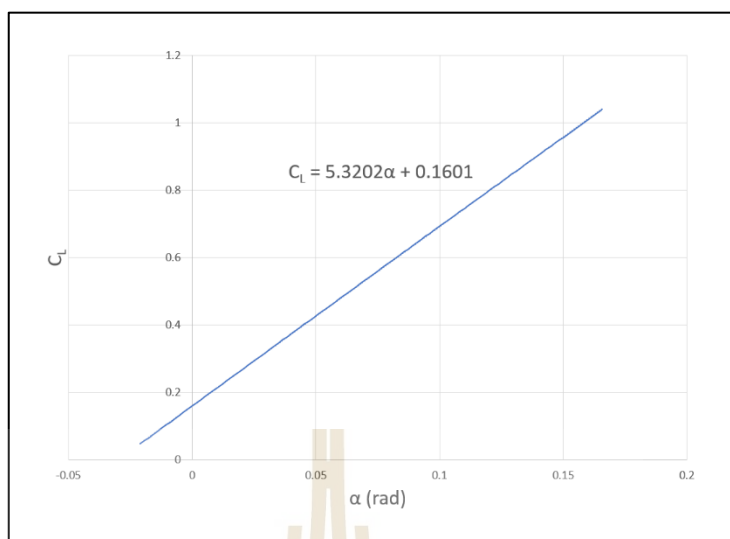
รูปที่ 4.11 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_Y และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุมของ Aileron เป็น 0 องศา และมุม Rudder เป็น 5 องศา

จากรูปข้างต้นเมื่อเทียบค่าสมการที่ 3.15 กับสมการ $C_Y - \beta$ ในรูปและแทนค่า $C_Y^\beta = -0.2004$ และ $C_Y^{\delta_a} = -0.02636$ จะได้ว่า $C_Y^{\delta_r} = 0.101986$ ดังนั้นสมการที่ 3.15 เปลี่ยนรูปสมการเป็นดังนี้

$$C_Y = -0.2004\beta - 0.2004\delta_a + 0.101986\delta_r \quad (4.8)$$

3. ผลการหาสัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient)

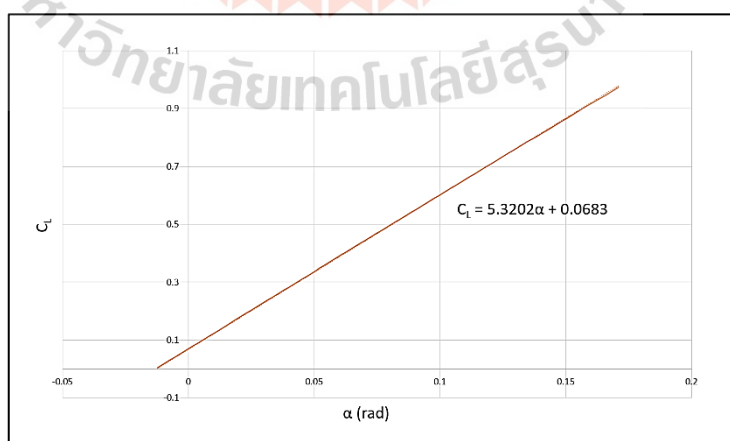
ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ α ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.12 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ α จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา

จากสมการที่ 3.16 พบว่าหากมุมของ Elevator เป็น 0 องศา และเทียบกับสมการ C_L - α ในรูป จะได้ว่า $C_L = 0.1601$ และ $C_L^\alpha = 5.3202$

ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุม Elevator เป็น -10 องศา มุมของ Aileron และ Rudder เป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ α ดังรูปต่อไปนี้



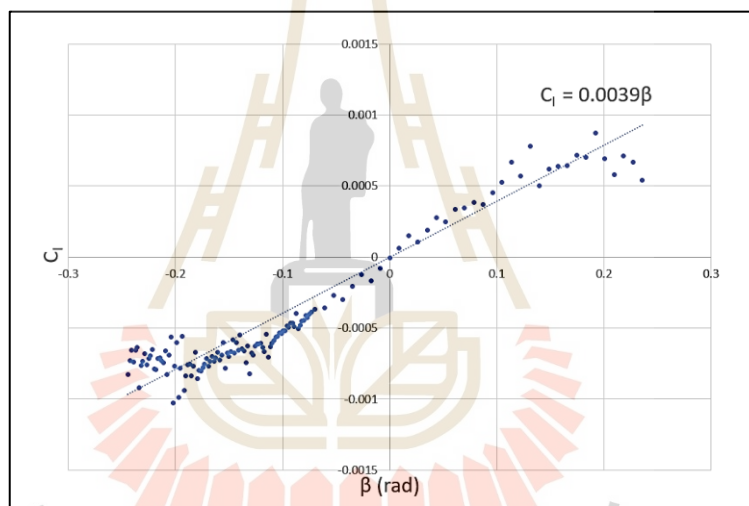
รูปที่ 4.13 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_L และ α จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุม Elevator เป็น -10 องศา มุมของ Aileron และ Rudder เป็น 0 องศา

เมื่อแทนค่า C_{L0} กับ C_L^α ลงในสมการที่ 3.16 และเมื่อคำนวณเทียบกับสมการ C_L^α ในกราฟจะได้ $C_L^{\delta_c} = 0.525975$ โดยหลังจากแทนค่า C_{L0} , C_L^α และ $C_L^{\delta_c}$ ลงในสมการที่ 3.16 จะได้สมการที่แปลงรูปแล้วเป็น

$$C_L = 0.1601 + 5.3202 \cdot \alpha + 0.525875 \cdot \delta_c \quad (4.9)$$

4. ผลการหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Roll (Roll moment coefficient)

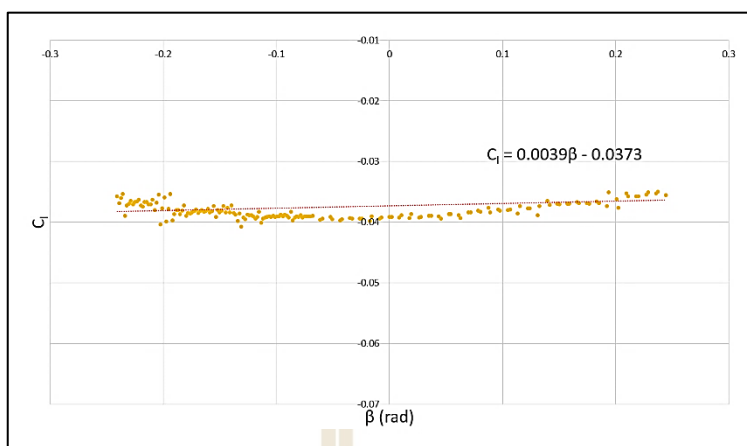
ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_l และ β ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.14 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_l และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้มุมภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา

จากสมการที่ 3.17 หากมุมของภาคพื้นบังคับเป็น 0 องศา และคำนวณเทียบกับสมการ C_l - β ในกราฟ จะได้ว่า $C_l^\beta = 0.0039$

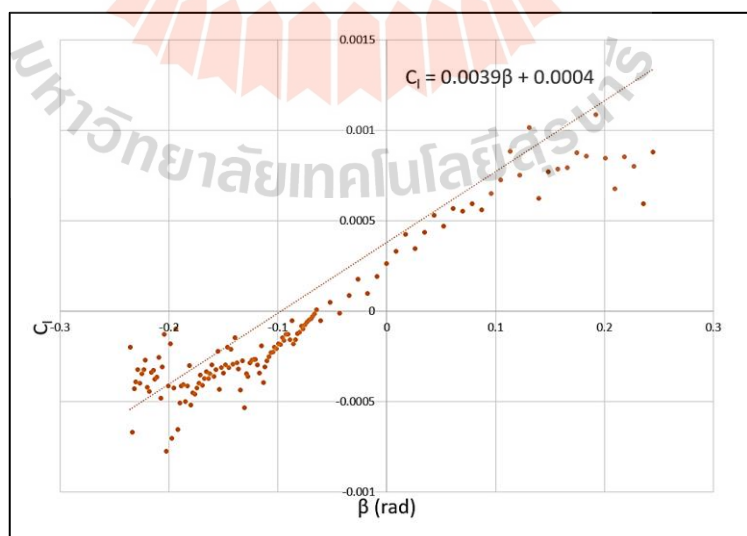
ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุม Aileron เป็น 5 องศา มุมของ Elevator และ Rudder เป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_l และ β ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.15 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_1 และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้ มุม Aileron เป็น 5 องศา มุมของ Elevator และ Rudder ยังคงเป็น 0 องศา

หลังจากคำนวณเทียบระหว่างสมการที่ 3.17 กับสมการ C_1 - β ในกราฟ โดยให้ มุม Aileron เป็น 5 องศา ในขณะที่ภาคพื้นบังคับที่เหลือเป็น 0 องศา จะได้ $C_1^{\delta_a} = 0.426281$

ผลการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ด้วยซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่า ให้มุม Rudder เป็น 5 องศา มุมของ Elevator และ Aileron เป็น 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ ระหว่าง C_1 และ β ดังรูปต่อไปนี้



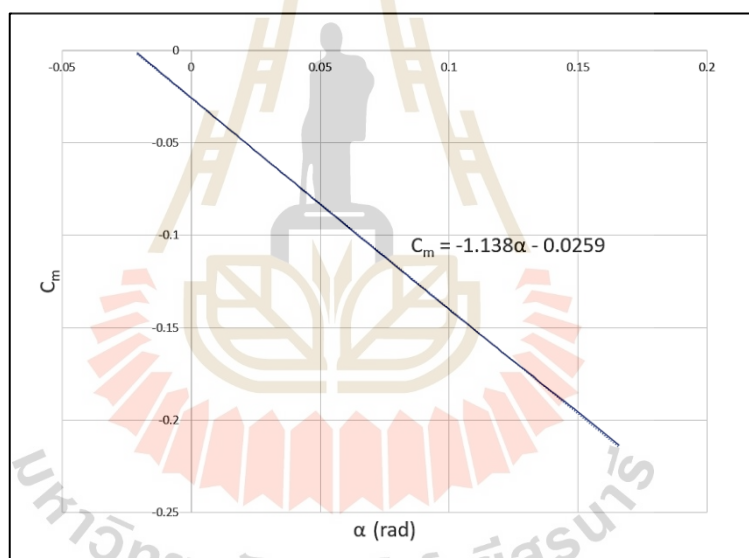
รูปที่ 4.16 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_1 และ β จากซอฟต์แวร์ XFLR5 ซึ่งตั้งค่าให้ มุม Rudder เป็น 5 องศา มุมของ Elevator และ Aileron ยังคงเป็น 0 องศา

จากสมการ C_l - β ในกราฟ เมื่อคำนวณเทียบกับสมการที่ 3.17 ในขณะที่มุมของ Rudder เป็น 5 องศาจะได้ $C_l^{\delta_r} = 0.0045837$
สมการที่ 3.17 จะแปลงรูปเป็น

$$C_l = 0.0039 \cdot \beta + 0.426281 \cdot \delta_a + 0.0045837 \cdot \delta_r \quad (4.10)$$

5. ผลการหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Pitch (Pitch moment coefficient)

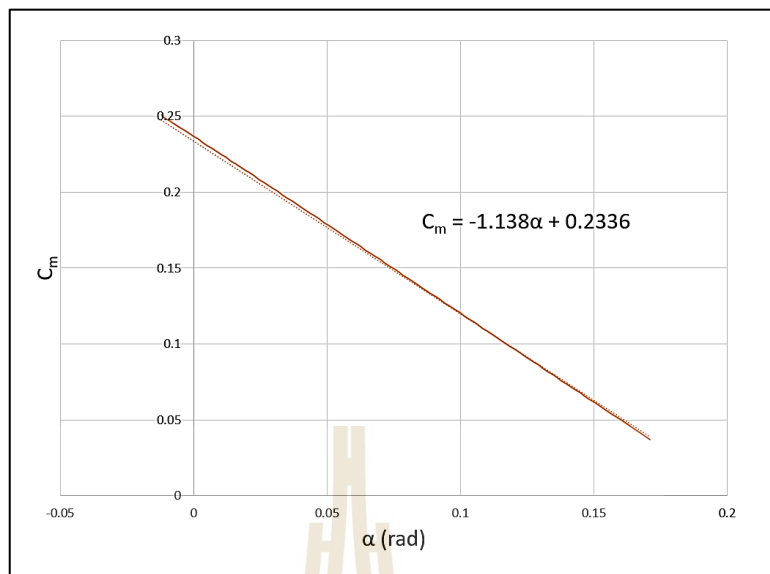
ผลจากการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ผ่านซอฟต์แวร์ XFLR5 โดยตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา จะได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_m และ α ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.17 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_m และ α ณ มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา

เมื่อคำนวณสมการที่ 3.18 ณ ขณะมุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา เทียบกับสมการ C_m - α ในรูป จะได้ $C_m = -0.0259$ และ $C_m^\alpha = -1.138$

ผลจากการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ผ่านซอฟต์แวร์ XFLR5 โดยตั้งค่าให้มุมของ Elevator เป็น -10 องศา ส่วน Aileron และ Rudder ทำมุม 0 องศา ได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_m และ α ดังรูปภาพต่อไปนี้



รูปที่ 4.18 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_m และ α ณ ขณะ Elevator ทำมุม -10 องศา และ Rudder กับ Aileron ทำมุม 0 องศา

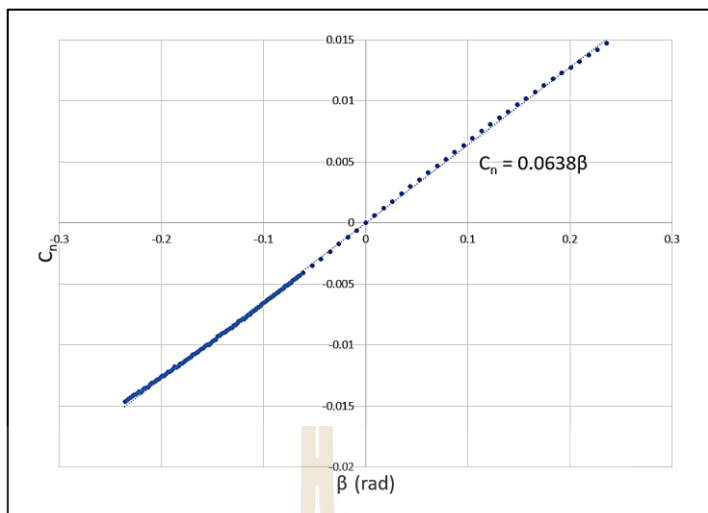
เมื่อคำนวณสมการ C_m - α จากกราฟเทียบกับสมการที่ 3.18 ในขณะที่ Elevator ทำมุม -10 องศา และ Aileron กับ Rudder ทำมุม 0 องศา จะได้ว่า $C_m^{\delta_e} = -1.486825$

เมื่อแทนค่า C_{m0} , C_m^α และ $C_m^{\alpha_e}$ ยังผลให้สมการที่ 3.18 เปลี่ยนรูปเป็น

$$C_m = -0.0259 - 1.138 \cdot \alpha - 1.486825 \cdot \delta_e \quad (4.11)$$

6. ผลการหาสัมประสิทธิ์โมเมนต์ Yaw (Yaw moment coefficient)

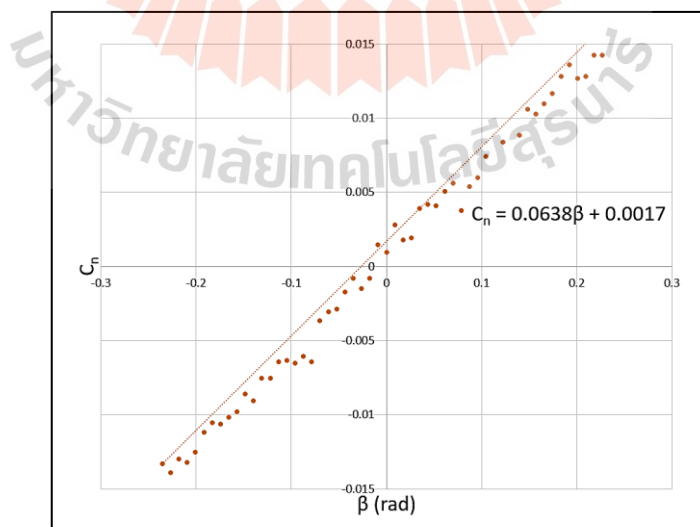
ผลจากการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ผ่านซอฟต์แวร์ XFLR5 โดยตั้งค่าให้มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา จะได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ดังรูปภาพต่อไปนี้



รูปที่ 4.19 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ณ มุมของภาคพื้นบังคับทั้งหมดเป็น 0 องศา

เมื่อคำนวณสมการ C_n - β จากกราฟเทียบกับสมการที่ 3.19 ในขณะที่ภาคพื้นบังคับทั้งหมดทำมุม 0 องศา จะได้ว่า $C_n^\beta = 0.0638$

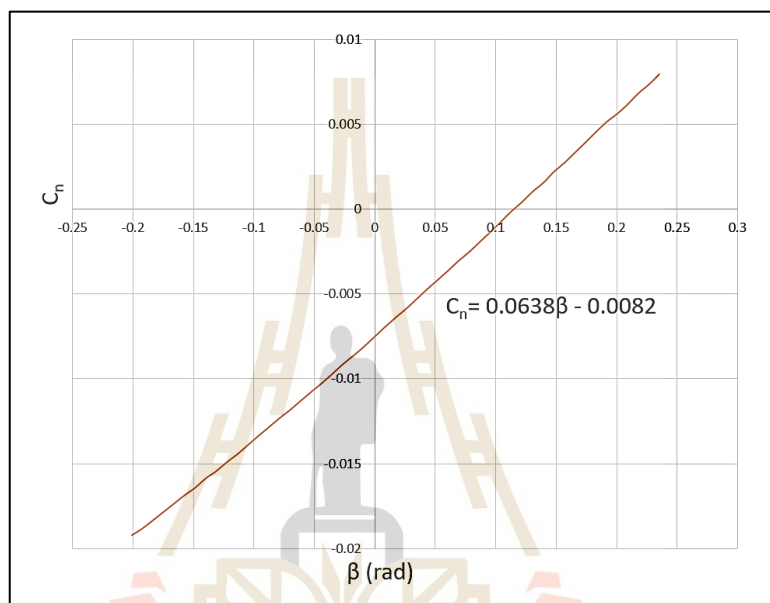
ผลจากการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ผ่านซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุมของ Aileron เป็น 10 องศา ในขณะที่ Elevator และ Rudder ยังคงเป็น 0 องศา จะได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ดังรูปภาพต่อไปนี้



รูปที่ 4.20 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ณ มุมของ Aileron 10 องศา และมุมของ Elevator กับ Rudder เป็น 0 องศา

ผลจากการคำนวณสมการระหว่าง C_n และ β ในกราฟเทียบกับสมการที่ 3.19 จะได้ว่า $C_n^{\delta_a} = 0.00974028$

ผลจากการจำลองทางอากาศพลศาสตร์ผ่านซอฟต์แวร์ XFLR5 หลังจากตั้งค่าให้มุมของ Rudder เป็น 10 องศา ในขณะที่ Elevator และ Aileron เป็น 0 องศา จะได้กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ดังรูปภาพต่อไปนี้



รูปที่ 4.21 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ณ มุมของ Rudder 10 องศา และมุมของ Elevator กับ Aileron เป็น 0 องศา

จากการคำนวณสมการความสัมพันธ์ระหว่าง C_n และ β ณ มุม Rudder 10 องศา ส่วน Elevator และ Aileron 0 องศาเทียบกับสมการที่ 3.19 จะได้ $C_n^{\delta_r} = -0.046983$

หลังจากแทนค่าสัมประสิทธิ์ทางอากาศพลศาสตร์ของโมเมนต์ Yaw สมการที่ 3.19 จะเปลี่ยนรูปเป็น

$$C_n = 0.0638 \cdot \beta + 0.00974028 \cdot \delta_a - 0.046983 \cdot \delta_r \quad (4.12)$$

4.3.3 ผลการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนระบบขับเคลื่อน (Propulsion)

1. มอเตอร์ไร้แปรงถ่าน (Brushless motor)

ข้อมูลจากตารางแรงขับ 4.2 และทอร์ก 4.3 จะได้สมการซึ่งใช้ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของแรงและโมเมนต์โดยหลังจากที่ Roll, Pitch, Yaw, Throttle command ถูกป้อนผ่าน Mixer เพื่อคำนวณหารอบการหมุนของมอเตอร์แต่ละตัวในรูปของ PWM แล้วดังนี้

$$\text{Thrust} = (1.28 \times 10^{-5}) \cdot \text{PWM}^2 - 1.283 \cdot \text{PWM} \quad (4.13)$$

$$\text{Torque} = 0.0005 \cdot \text{PWM}^2 - 0.5412 \quad (4.14)$$

2. มอเตอร์เซอร์โว (Servo motor)

ผลการคำนวณหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของมอเตอร์เซอร์โวในรูปของ PWM กับมุมของภาคพื้นบังคับเป็นดังสมการต่อไปนี้

มุมของ Aileron

$$\delta_a (\text{rad}) = 0.00663 \cdot \text{PWM} - 0.9945 \quad (4.15)$$

มุมของ Elevator

$$\delta_e (\text{rad}) = 0.001047 \cdot \text{PWM} - 1.5705 \quad (4.16)$$

มุมของ Rudder

$$\delta_r (\text{rad}) = 0.000873 \cdot \text{PWM} - 1.3095 \quad (4.17)$$

3. ผลการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของระบบปรับเอียงใบพัด (Tilting system)

จากตารางที่ 4.2 ในบทที่ 4.2 เป็นเงื่อนไขที่ทำให้ขั้นตอนการบินเปลี่ยนผ่าน (Transition flight mode) เป็นไปอย่างสมบูรณ์ ซึ่งผลจากการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนสถานะมอเตอร์ไร้แปรงถ่านคู่หลัง และมุมเอียงใบพัดเป็นดังตารางต่อไปนี้

จากตารางที่ 4.2 ในบทที่ 4.2 เป็นเงื่อนไขที่ทำให้ขั้นตอนการบินเปลี่ยนผ่าน (Transition flight mode) เป็นไปอย่างสมบูรณ์ ซึ่งผลจากการทำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของสถานะมอเตอร์ไร้แปรงถ่านคู่หลัง และมุมเอียงใบพัดเป็นดังตารางต่อไปนี้

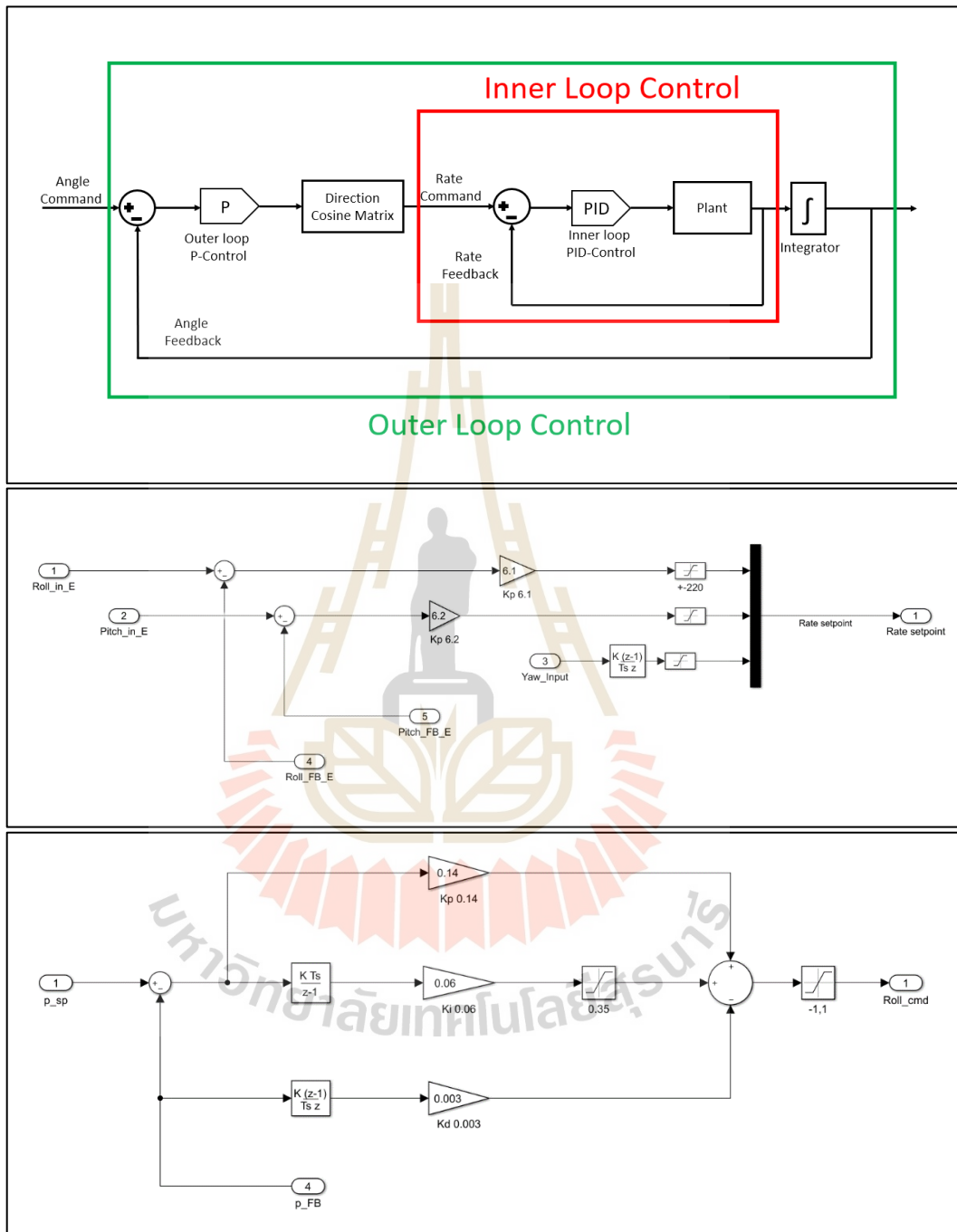
ตารางที่ 4.9 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบปรับเอียงใบพัด

โหมดการบิน	Rotary wing status	Transition status	มุมเอียงใบพัด	Rear motor status
เฮลิคอปเตอร์	1	0	0 องศา	1
Front transition	1	$0 < \text{Tran} \leq 1$	$0.0873(\text{Time} - \text{Act}_{\text{Time}})$ [rad]	1
Open-loop transition	1	1	25 องศา	1
Transition phase 2	$0 < \text{RW} \leq 1$	$0 < \text{Tran} \leq 1$	$0.8055(\text{Time} - \text{EndOL}_{\text{Time}}) + 0.4363$ [rad]	$-0.7692(\text{Time} - \text{EndP2}_{\text{Time}})$
เครื่องบินปีกตรึง	0	0	85 องศา	0

4.3.4 กฎการควบคุม (Control law)

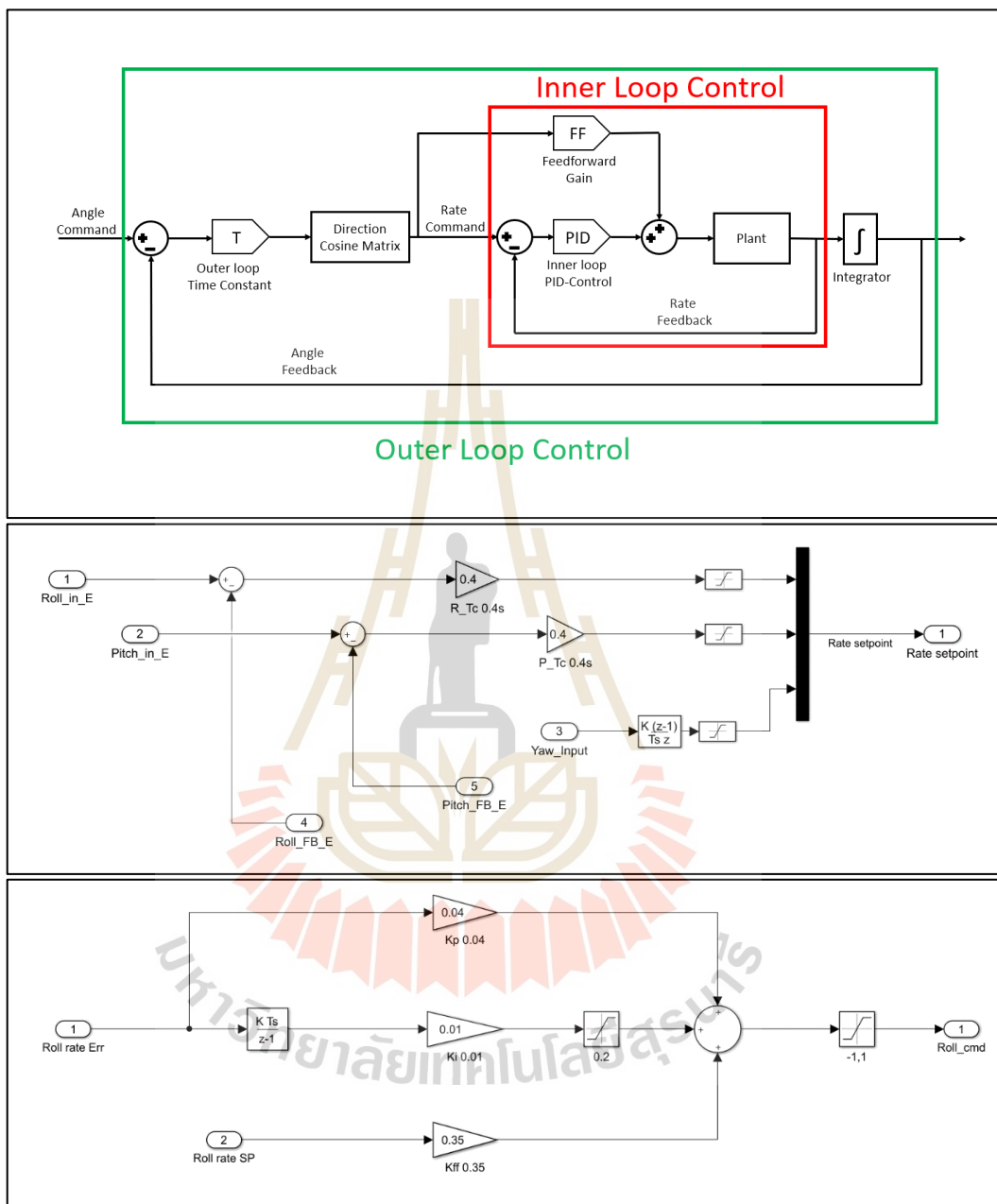
เนื่องจากก่อนทำการออกแบบกฎการควบคุมใหม่นั้น ซอฟต์แวร์ของ PX4 มีกฎการควบคุมเริ่มต้นเป็นตัวควบคุมแบบ PID จากการบินทดสอบเพื่อเก็บข้อมูลการบิน ทำให้ได้ทราบค่า Gain ที่เหมาะสมแต่ละตัว ดังแสดงต่อไปนี้

1. กฎการควบคุมสำหรับท่าทางการบิน (Attitude control) ของ Multicopter



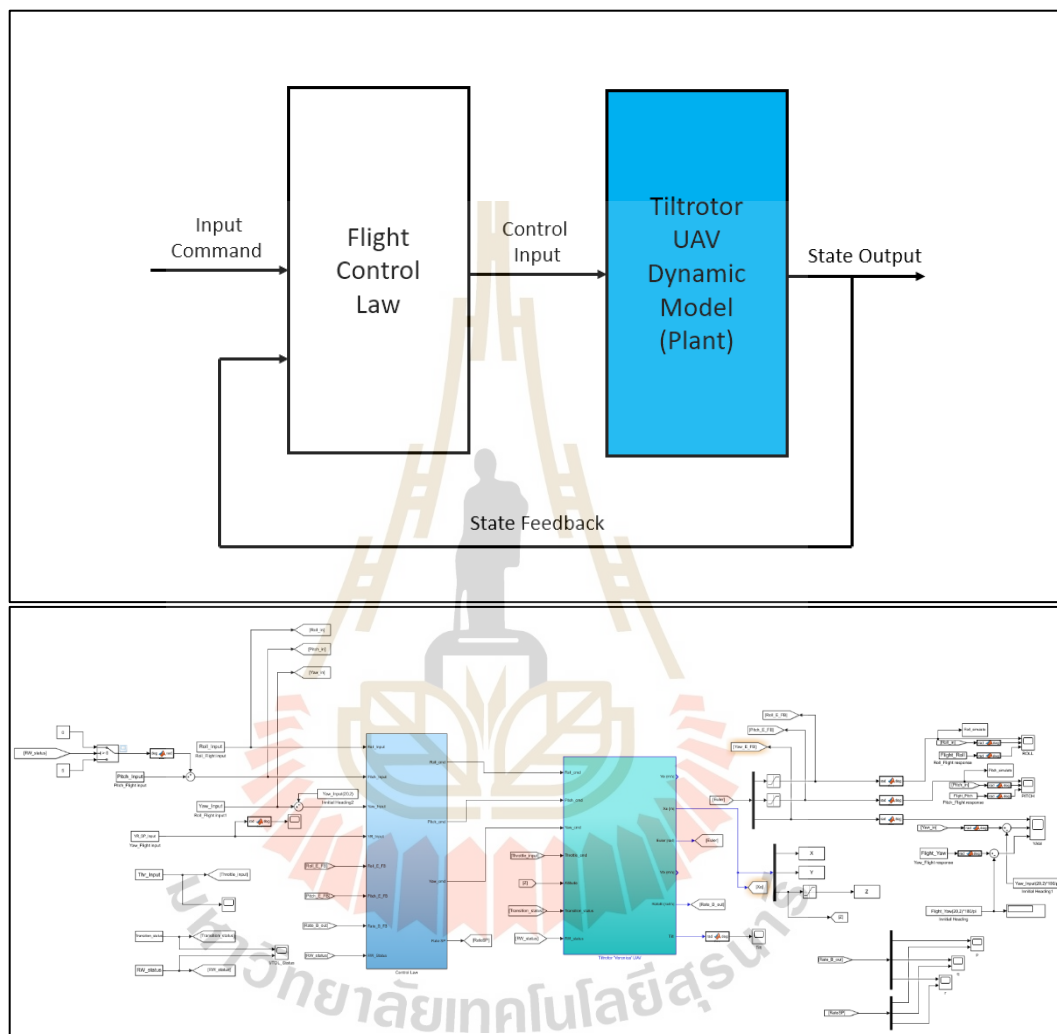
รูปที่ 4.22 ฟังก์ชันการควบคุมท่าทางการบินของซอฟต์แวร์ PX4 สำหรับ Multicopter (บน) แบบจำลองการควบคุมท่าทางการบินแบบนอกสำหรับ Multicopter บนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (กลาง) และแบบจำลองการควบคุมท่าทางการบินแบบในสำหรับ Multicopter บนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)

2. กฎการควบคุมสำหรับท่าทางการบิน (Attitude control) ของ Fixed wing



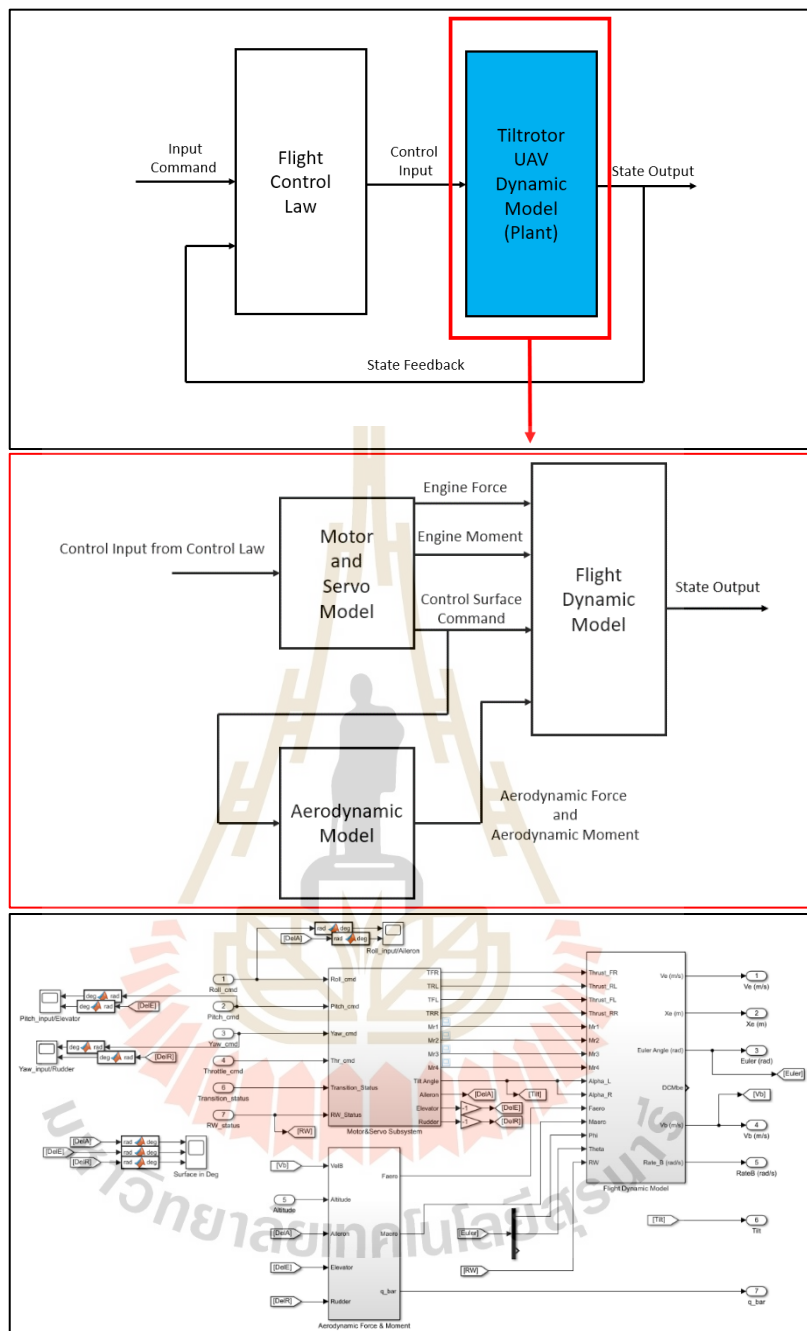
รูปที่ 4.23 ฟังก์ชันการควบคุมการควบคุมท่าทางการบินของซอฟต์แวร์ PX4 สำหรับเครื่องบินปีกตรึง (บน) แบบจำลองการควบคุมท่าทางการบินแบบนอกสำหรับเครื่องบินปีกตรึงบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (กลาง) และแบบจำลองการควบคุมท่าทางการบินแบบในสำหรับเครื่องบินปีกตรึงบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)

จากรายละเอียดการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ข้างต้น เมื่อนำไปสร้างแบบจำลองบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink จะได้องค์ประกอบต่าง ๆ ภาพกว้างเป็นดังรูปภาพต่อไปนี้



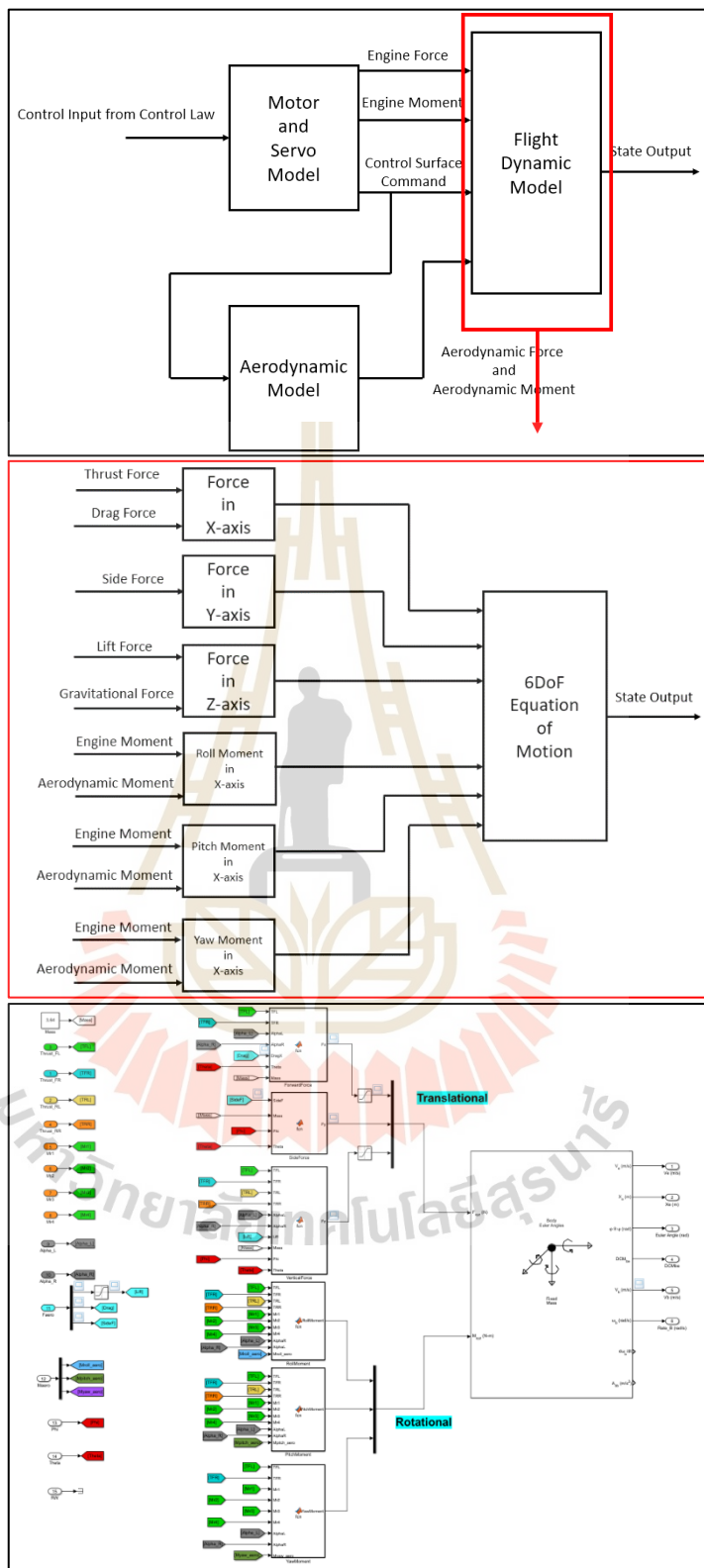
รูปที่ 4.24 ภาพรวมของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV (บน) และแบบจำลองบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)

ซึ่งเมื่อเจาะลึกเข้าไปในส่วนของ Tiltrotor UAV Dynamic Model (Plant) นั้น แบ่งเป็นส่วนต่าง ๆ ดังรูปต่อไปนี้

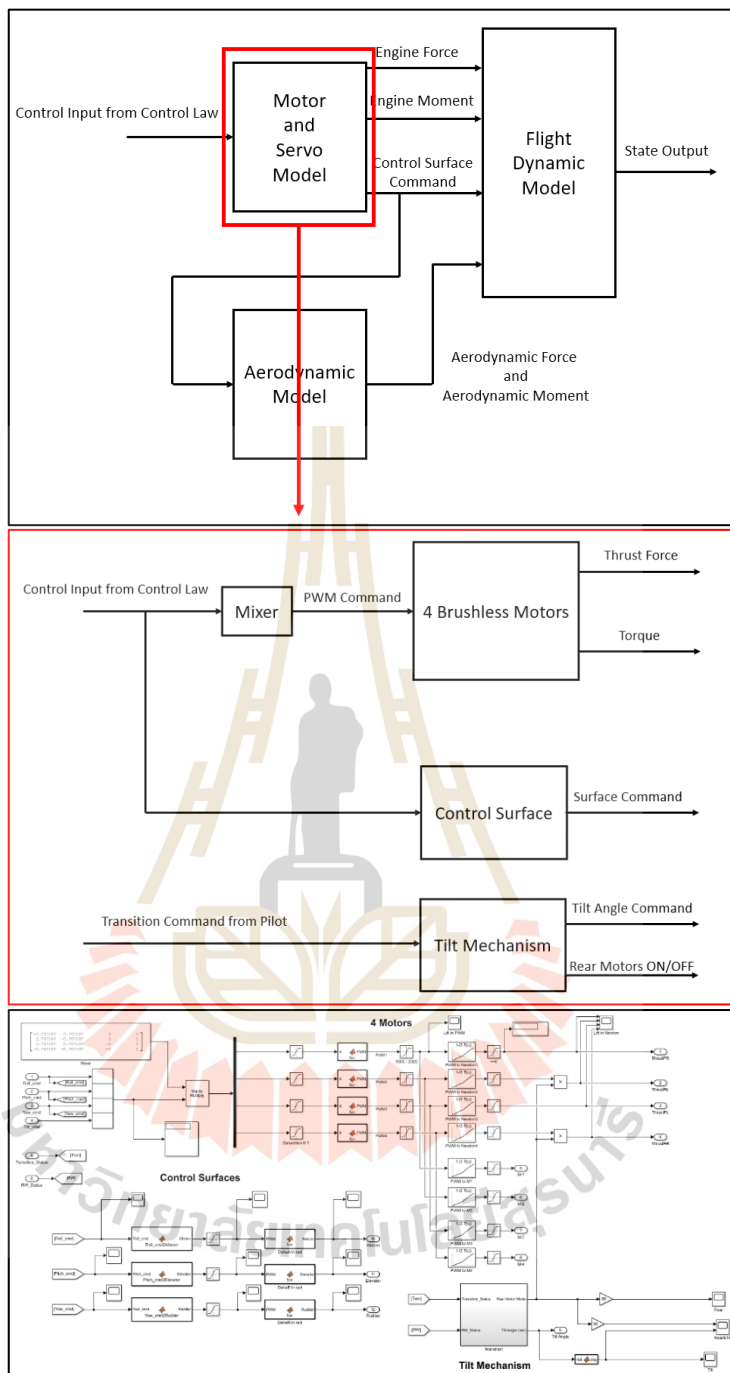


รูปที่ 4.25 ภาพรวมของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนของ TRUAV Dynamic Model (กลาง) และแบบจำลองบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)

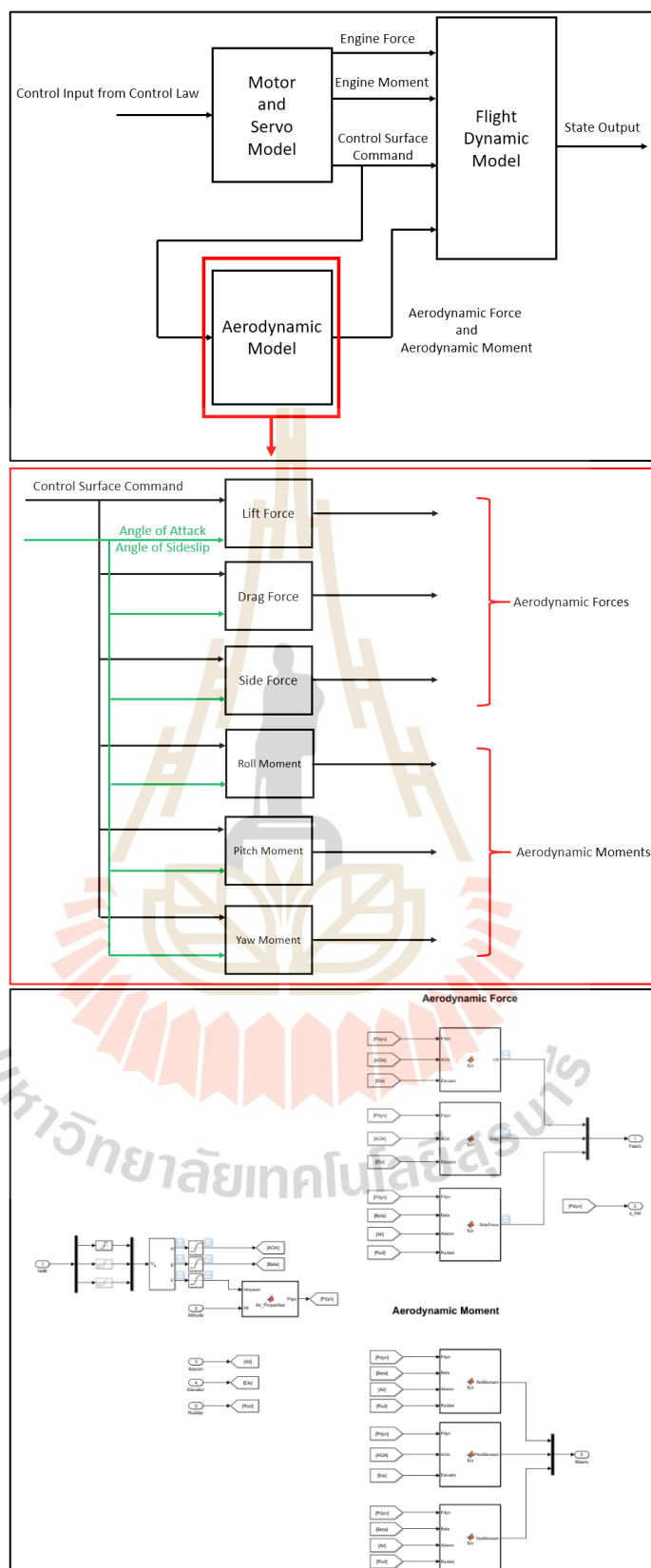
Tiltrotor UAV Dynamic Model ประกอบไปด้วยส่วน 3 ส่วน คือ แบบจำลองพลวัตการบิน แบบจำลองระบบขับเคลื่อน และ แบบจำลองในส่วนของอากาศพลศาสตร์ ซึ่งหากจะคลิกเข้าไปด้านในแต่ละบล็อกจะมีรายละเอียดดังรูปภาพต่อไปนี้



รูปที่ 4.26 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ในส่วนองแบบจำลองพลวัตการบิน (Flight Dynamic Model) (กลาง) และแบบจำลองบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink (ล่าง)



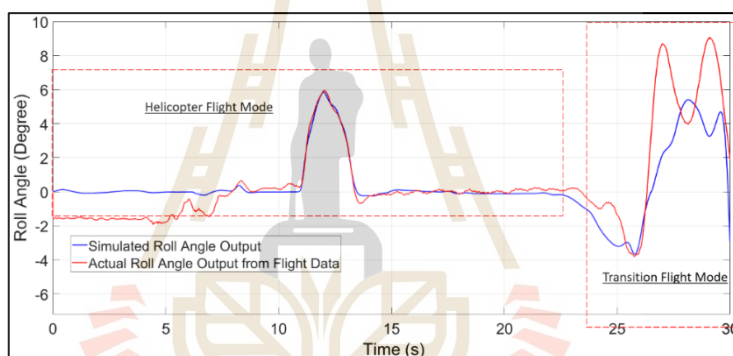
รูปที่ 4.27 ภาพรวมของระบบขับเคลื่อน (กลาง) และแบบจำลองบนโปรแกรม MATLAB Simulink ประกอบไปด้วยมอเตอร์ไร้แปลงถ่าน, มอเตอร์เซอร์โว (ภาพพื้นบังคับ) และระบบปรับเอียงมุมใบพัด (ล่าง)



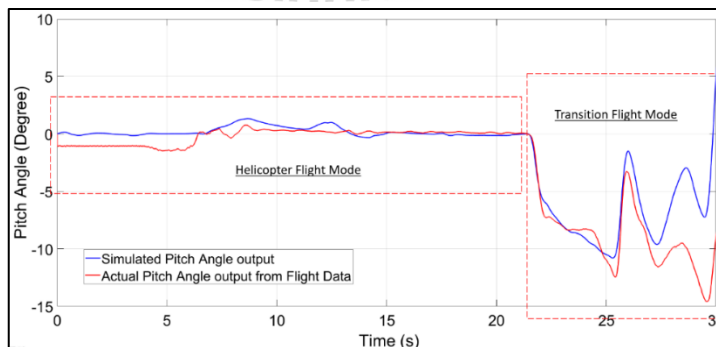
รูปที่ 4.28 ภาพรวมส่วนอากาศพลศาสตร์ (กลาง) และแบบจำลองบนโปรแกรม MATLAB Simulink (ล่าง)

4.4 ผลการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model Validation)

ในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Flight test data) ทำได้โดยการป้อนสัญญาณขาเข้า หรือ Input signal (ที่ถูกสร้างขึ้นโดยซอฟต์แวร์ PX4 ซึ่งป้อนสั่งการผ่านบอร์ด Pixhawk 3 Pro ไปหาอุปกรณ์ ได้แก่ มอเตอร์ไร้แปรงถ่านทั้ง 4 ตัว และภาคพื้นบังคับไม่ว่าจะเป็น Aileron, Elevator, Rudder ระหว่างบินทดสอบ) ให้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แล้วเทียบผลสัญญาณการตอบสนอง (Output response) กับสัญญาณการตอบสนองข้อมูลจากการบินทดสอบ ในงานวิจัยนี้จะทำการเทียบท่าทางการบิน (Attitude) ในโหมด STABILIZED ซึ่งผลการตอบสนองทาง Roll และ Pitch ถูกควบคุมไว้ โดยสัญญาณขาเข้าที่ป้อนให้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะเป็น Roll angle command และ Pitch angle command โดยจะให้สัญญาณการตอบสนองเป็น Roll angle feedback และ Pitch angle feedback โดยให้ผลดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.29 กราฟเปรียบเทียบระหว่าง Roll angle setpoint (Input เส้นสีแดง) และ Roll angle feedback (Output เส้นสีน้ำเงิน)



รูปที่ 4.30 กราฟเปรียบเทียบระหว่าง Pitch angle setpoint (Input เส้นสีแดง) และ Pitch angle feedback (Output เส้นสีน้ำเงิน)

จากทั้งสองภาพข้างต้น จะเห็นว่าสัญญาณการตอบสนองของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ กับสัญญาณการตอบสนองจากข้อมูลการบินไปในแนวโน้มเดียวกัน แต่ก็มีความผิดพลาด (Error) ให้เห็นอยู่บ้าง เช่น ในส่วนโหมดการบินเปลี่ยนเฟส (Transition) เนื่องจากความซับซ้อน โดยธรรมชาติของพฤติกรรมทางพลวัต (Dynamic behavior) ของ TRUAV ในช่วงการบินเฟสนี้มีค่อนข้างสูง การจะจำลองให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เหมือนตัวอากาศยานจริง ๆ 100% จึงทำได้ค่อนข้างยาก แต่ตัวแบบจำลองนี้ก็แม่นยำพอจะนำไปทำการออกแบบตัวควบคุมการบินที่เหมาะสมสำหรับโหมดการบินเปลี่ยนเฟสในลำดับต่อไป

4.5 การออกแบบตัวควบคุมการบิน

4.5.1 ตัวควบคุมการบินแบบ MRAC/PID ที่ใช้กฎการปรับค่า Gain แบบ MIT Rule

1. ผลการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบ (Plant)

จากการระบุเอกลักษณ์ในบทที่ 3.6.1 ได้ฟังก์ชันถ่ายโอนแบบไม่ต่อเนื่อง (Discrete transfer function) ที่มีเวลาสุ่ม (Sampling time) 0.001 วินาที ดังต่อไปนี้

การตอบสนองเชิง Roll

$$\frac{p_{FB}}{\eta_{lat}} = \frac{0.003884 \cdot z}{z^2 + 1.927 \cdot z + 0.9271} \quad (4.18)$$

การตอบสนองเชิง Pitch

$$\frac{q_{FB}}{\eta_{lon}} = \frac{0.01736 \cdot z}{z^2 - 1.867 \cdot z + 0.8672} \quad (4.19)$$

2. ผลการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference Model)

5% Overshoot และเวลาในการเข้าสู่สมดุล (Settling time, T_s) 2 วินาที ถูกเลือกเป็นจุดประสงค์ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิงจากสมการดังนี้

$$T_s = \frac{4}{\zeta \omega_n} \quad (4.20)$$

$$\%OS = 100 \cdot e^{\frac{-\zeta\pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}} \quad (4.21)$$

จะได้ค่าความถี่ธรรมชาติ (Natural frequency, ω_n) และอัตราส่วนหน่วง (Damping ratio, ζ) ดังต่อไปนี้

$$\omega_n = 5.8 \text{ rad/s} \quad (4.22)$$

$$\zeta = 0.69 \text{ rad/s} \quad (4.23)$$

และจากรูปแบบฟังก์ชันถ่ายโอน

$$\frac{p_{FB}}{p_{sp}} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (4.24)$$

$$\frac{q_{FB}}{q_{sp}} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (4.25)$$

จะได้ว่า

$$\frac{p_{FB}}{p_{sp}} = \frac{33.6}{s^2 + 8s + 33.6} \quad (4.26)$$

$$\frac{q_{FB}}{q_{sp}} = \frac{33.6}{s^2 + 8s + 33.6} \quad (4.27)$$

3. ผลการหาผลการปรับค่า gain

จากการออกแบบกลไกปรับค่า gain ของ MRAC/PID ได้ผลดังต่อไปนี้
การตอบสนองเชิง Roll

$$\frac{dK_p}{dt} = -\gamma_p \frac{\partial J}{\partial K_p} = -\gamma_p \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial p_{FB}} \right) \left(\frac{\partial p_{FB}}{\partial K_p} \right) \quad (4.28)$$

$$\frac{\partial J}{\partial e} = e \quad (4.29)$$

$$\frac{\partial e}{\partial p_{FB}} = 1 \quad (4.30)$$

$$\frac{\partial p_{FB}}{\partial K_p} = \left[\frac{0.003884z^2 - 0.003884z}{z^3 - 2.927z^2 + 2.8541z - 0.9271} \right] (p_{sp} - p_{FB}) \quad (4.31)$$

$$\frac{dK_p}{dt} = -\gamma_p (p_{FB} - p_{ref}) \left[\frac{0.003884z^2 - 0.003884z}{z^3 - 2.927z^2 + 2.8541z - 0.9271} \right] (p_{sp} - p_{FB}) \quad (4.32)$$

โดย γ_p เท่ากับ 0.015

$$\frac{dK_i}{dt} = -\gamma_i \frac{\partial J}{\partial K_i} = -\gamma_i \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial p_{FB}} \right) \left(\frac{\partial p_{FB}}{\partial K_i} \right) \quad (4.33)$$

$$\frac{\partial J}{\partial e} = e \quad (4.34)$$

$$\frac{\partial e}{\partial p_{FB}} = 1 \quad (4.35)$$

$$\frac{\partial p_{FB}}{\partial K_i} = \left[\frac{0.001 \times 0.003884z}{z^3 - 2.927z^2 + 2.8541z - 0.9271} \right] (p_{sp} - p_{FB}) \quad (4.36)$$

$$\frac{dK_i}{dt} = -\gamma_i (p_{FB} - p_{ref}) \left[\frac{0.001 \times 0.003884z}{z^3 - 2.927z^2 + 2.8541z - 0.9271} \right] (p_{sp} - p_{FB}) \quad (4.37)$$

โดย γ_i เท่ากับ 0.015

$$\frac{dK_d}{dt} = -\gamma_d \frac{\partial J}{\partial K_d} = -\gamma_d \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial p_{FB}} \right) \left(\frac{\partial p_{FB}}{\partial K_d} \right) \quad (4.38)$$

$$\frac{\partial J}{\partial e} = e \quad (4.39)$$

$$\frac{\partial e}{\partial p_{FB}} = 1 \quad (4.40)$$

$$\frac{\partial p_{FB}}{\partial K_d} = \left[\frac{-0.003884z^2 + 0.003884z}{0.001z^3 - 1.927 \cdot 0.001z^2 + 0.9271 \cdot 0.001z} \right] (p_{sp} - p_{FB}) \quad (4.41)$$

$$\frac{dK_d}{dt} = -\gamma_d (p_{FB} - p_{ref}) \left[\frac{-0.003884z^2 + 0.003884z}{0.001z^3 - 1.927 \cdot 0.001z^2 + 0.9271 \cdot 0.001z} \right] (p_{sp} - p_{FB}) \quad (4.42)$$

โดย γ_d เท่ากับ 0.015

การตอบสนองเชิง Pitch

$$\frac{dK_p}{dt} = -\gamma_p \frac{\partial J}{\partial K_p} = -\gamma_p \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial q_{FB}} \right) \left(\frac{\partial q_{FB}}{\partial K_p} \right) \quad (4.43)$$

$$\frac{\partial J}{\partial e} = e \quad (4.44)$$

$$\frac{\partial e}{\partial q_{FB}} = 1 \quad (4.45)$$

$$\frac{\partial q_{FB}}{\partial K_p} = \left[\frac{0.01736z^2 - 0.01736z}{z^3 - 2.8672z^2 + 2.7344z - 0.8672} \right] (q_{sp} - q_{FB}) \quad (4.46)$$

$$\frac{dK_p}{dt} = -\gamma_p (q_{FB} - q_{ref}) \left[\frac{0.01736z^2 - 0.01736z}{z^3 - 2.8672z^2 + 2.7344z - 0.8672} \right] (q_{sp} - q_{FB}) \quad (4.47)$$

โดย γ_p เท่ากับ 0.015

$$\frac{dK_i}{dt} = -\gamma_i \frac{\partial J}{\partial K_i} = -\gamma_i \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial q_{FB}} \right) \left(\frac{\partial q_{FB}}{\partial K_i} \right) \quad (4.48)$$

$$\frac{\partial J}{\partial e} = e \quad (4.49)$$

$$\frac{\partial e}{\partial q_{FB}} = 1 \quad (4.50)$$

$$\frac{\partial q_{FB}}{\partial K_i} = \left[\frac{0.001 \times 0.01736z}{z^3 - 2.8672z^2 + 2.7344z - 0.8672} \right] (q_{sp} - q_{FB}) \quad (4.51)$$

$$\frac{dK_i}{dt} = -\gamma_i (q_{FB} - q_{ref}) \left[\frac{0.001 \times 0.01736z}{z^3 - 2.8672z^2 + 2.7344z - 0.8672} \right] (q_{sp} - q_{FB}) \quad (4.52)$$

โดย γ_i เท่ากับ 0.015

$$\frac{dK_d}{dt} = -\gamma_d \frac{\partial J}{\partial K_d} = -\gamma_d \left(\frac{\partial J}{\partial e} \right) \left(\frac{\partial e}{\partial q_{FB}} \right) \left(\frac{\partial q_{FB}}{\partial K_d} \right) \quad (4.53)$$

$$\frac{\partial J}{\partial e} = e \quad (4.54)$$

$$\frac{\partial e}{\partial q_{FB}} = 1 \quad (4.55)$$

$$\frac{\partial q_{FB}}{\partial K_d} = \left[\frac{-0.01736z^2 + 0.01736z}{0.001z^3 - (1.8672 \times 0.001z^2) + (0.8672 \times 0.001z)} \right] (q_{sp} - q_{FB}) \quad (4.56)$$

$$\frac{dK_d}{dt} = -\gamma_d (q_{FB} - q_{ref}) \left[\frac{-0.01736z^2 \times 0.01736z}{0.001z^3 - 1.8672 \cdot 0.001z^2 + 0.8672 \cdot 0.001z} \right] (q_{sp} - q_{FB}) \quad (4.57)$$

โดย γ_d เท่ากับ 0.015

4.5.2 ตัวควบคุมการบินแบบMRAC/PID ที่ใช้กฎการปรับค่า Gain แบบ Lyapunov Stability

ในส่วนของกฎการปรับตัวแบบ Lyapunov ที่ใช้ในการทดสอบจะเป็นแบบตัวควบคุมสัดส่วน-ปริพันธ์ปรับตัวได้ (Adaptive PI controller) โดยจะยังมีตัวควบคุมแบบอนุพันธ์ (D-Controller) อยู่ด้วย แต่จะเป็นค่าคงที่ โดยใช้ค่าคงที่ที่เหมาะสมจากผลการบินทดสอบอากาศยาน TRUAV

1. ผลการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference Model)

5% Overshoot และเวลาในการเข้าสู่สมดุล (Settling time, T_s) 1 วินาที ถูกเลือกเป็นจุดประสงค์ในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง.

$$T_s = \frac{4}{\zeta\omega_n} \quad (4.58)$$

$$\%OS = 100 \cdot e^{\frac{-\zeta\pi}{\sqrt{1-\zeta^2}}} \quad (4.59)$$

จะได้ค่าความถี่ธรรมชาติ (Natural frequency, ω_n) และอัตราส่วนหน่วง (Damping ratio, ζ) ดังต่อไปนี้

$$\omega_n = 5 \text{ rad/s} \quad (4.60)$$

$$\zeta = 0.8 \text{ rad/s} \quad (4.61)$$

โดยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิงจากรูปแบบฟังก์ชันถ่ายโอน

$$\frac{p_{FB}}{p_{sp}} = \frac{A_m}{s^2 + B_m s + D_m} \quad (4.62)$$

$$\frac{q_{FB}}{q_{sp}} = \frac{A_m}{s^2 + B_m s + D_m} \quad (4.63)$$

จะได้ว่า

$$\frac{p_{FB}}{p_{sp}} = \frac{s+25}{s^2+9.25s+25} \quad (4.64)$$

$$\frac{q_{FB}}{q_{sp}} = \frac{s+25}{s^2+9.25s+25} \quad (4.65)$$

2. ผลการหาการปรับค่า Gain

การตอบสนองเชิง Roll

จากการได้มาซึ่งกฎการปรับตัวแบบวิธี Lyapunov Stability ในบทที่ 2.4 ทำให้ได้กฎการปรับตัวของค่า Gain เป็นดังต่อไปนี้

$$\frac{dK_p}{dt} = \gamma_1 \dot{e} [\dot{p}_{FB} - \dot{p}_{sp} - p_{sp}] \quad (4.66)$$

$$\frac{dK_i}{dt} = \gamma_2 \dot{e} \left[p_{FB} - \int (p_{sp} - p_{sp}) dt \right] \quad (4.67)$$

ในส่วนของค่า Adaptive Gain γ จะต้องใช้ค่าน้อย ๆ เนื่องจากการปรับตัวของค่า Gain PI โดยวิธี Lyapunov Stability จะค่อนข้างอ่อนไหวง่าย (High sensitivity) หากค่า γ มีค่าสูงเกินไป ค่า Gain PI มีโอกาสปรับตัวจนมีค่ามาก ซึ่งส่งผลให้เกิดความไม่สมดุลกับระบบได้

จะได้ว่า $\gamma_1 = 0.0001$ และ $\gamma_2 = 0.001$ โดยไม่สามารถมีค่าเป็นลบได้ เนื่องจากจะเกิดการละเมิดฟังก์ชัน Lyapunov ที่ $V \geq 0$ ต่อเมื่อ $\gamma_1, \gamma_2 > 0$ ใช้ค่า $K_u = 0.003$ คงที่

การตอบสนองเชิง Pitch

ด้วยหลักการได้มาซึ่งสมการด้วยวิธีเดียวกันกับการตอบสนองเชิง Roll จะได้กฎการปรับตัวหาค่า PI Gain สำหรับการตอบสนองเชิง Pitch ดังสมการต่อไปนี้

$$\frac{dK_q}{dt} = \gamma_1 \dot{e} [\dot{q}_{FB} - \dot{q}_{sp} - q_{sp}] \quad (4.68)$$

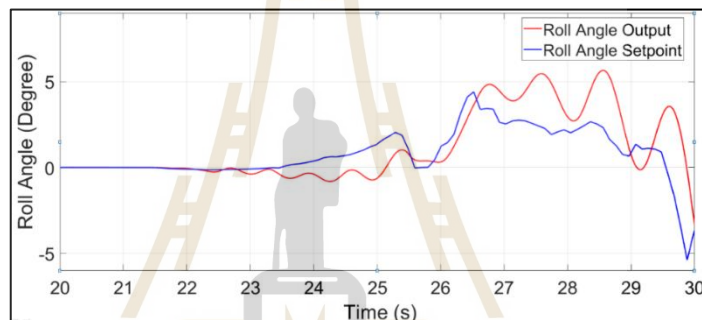
$$\frac{dK_i}{dt} = \gamma_2 \dot{e} \left[q_{FB} - \int (q_{sp} - q_{sp}) dt \right] \quad (4.69)$$

โดย $\gamma_1 = 0.005$ และ $\gamma_2 = 0.005$ ใช้ค่า $K_d = 0.003$ คงที่

4.6 ผลการทดสอบตัวควบคุมการบิน

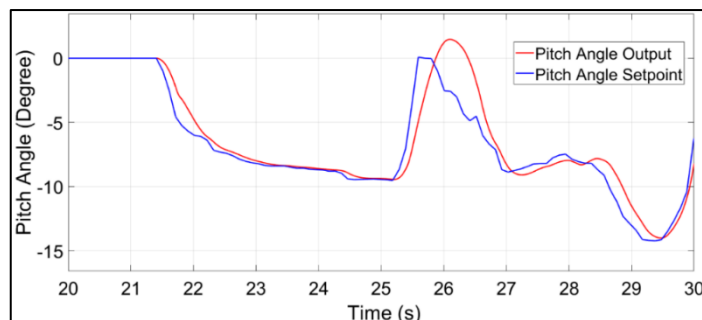
4.6.1 ผลการตอบสนองของ MRAC/PID ด้วยกฎการปรับตัวแบบ MIT Rule

จากการป้อนสัญญาณขาเข้า (Input Signal) จากผลการบินทดสอบให้กับแบบจำลองของ TRUAV ในซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ได้ผลการตอบสนองดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.31 การตอบสนองเชิง Roll ในโหมดการบินเปลี่ยนเฟส (Transition flight mode)

การตอบสนองเชิง Roll ในโหมดการบินเปลี่ยนเฟส (Transition flight mode) เมื่อใช้กฎปรับตัวแบบ MIT Rule แสดงดังรูปที่ 4.31 เส้นสีน้ำเงิน คือ Setpoint ของมุม Roll และเส้นสีแดง คือ สัญญาณขาออกของมุม Roll



รูปที่ 4.32 การตอบสนองเชิง Pitch ในโหมดการบินเปลี่ยนเฟส (Transition flight mode)

เมื่อใช้กลไกปรับตัวแบบ MIT Rule เส้นสีน้ำเงินคือ Setpoint ของมุม Pitch และเส้นสีแดงคือสัญญาณขาออกของมุม Pitch

จากกราฟข้างต้นพบว่า หลังจากประยุกต์ใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID ที่มีกฎการปรับตัวแบบ MIT Rule กับแบบจำลองของ TRUAV นั้น การตอบสนองสัญญาณขาออกของมุม Roll และ Pitch สามารถเกาะไปในแนวทางเดียวกับ Setpoint ได้ ซึ่งหมายความว่า TRUAV สามารถรักษาสมดุลได้ในขณะทำการบิน

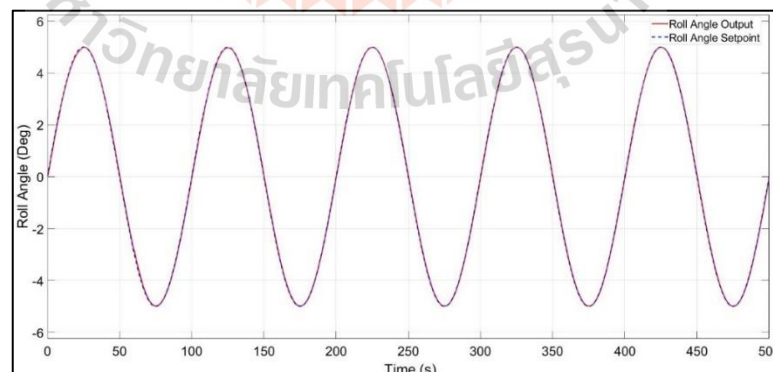
4.6.2 ผลการตอบสนองของ MRAC/PID ด้วยกฎการปรับตัวแบบ Lyapunov stability

เพื่อพิสูจน์ว่าตัวควบคุมการบินแบบ MRAC/PID สามารถทำการควบคุมด้วยกฎการปรับตัวแบบ Lyapunov Stability ได้อย่างถูกต้องเหมาะสม จึงต้องมีการทดสอบด้วยสัญญาณขาเข้า (Input signal) หลาย ๆ แบบ ดังกรณีทดสอบต่อไปนี้

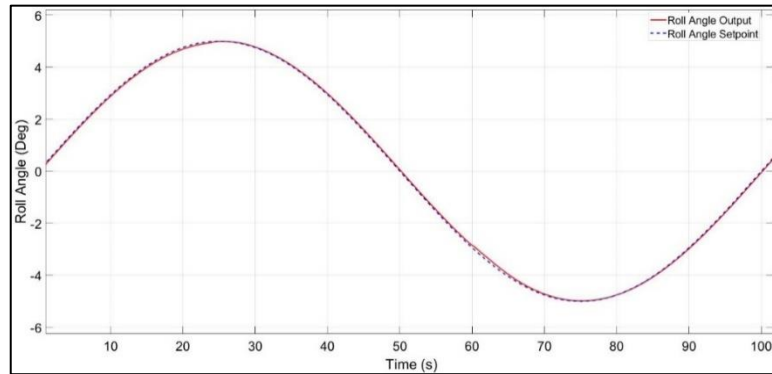
1. การตอบสนองเชิง Roll

a) สัญญาณขาเข้าแบบคลื่น Sine ความถี่คงที่ 0.01 Hz ขนาด ± 5 องศา

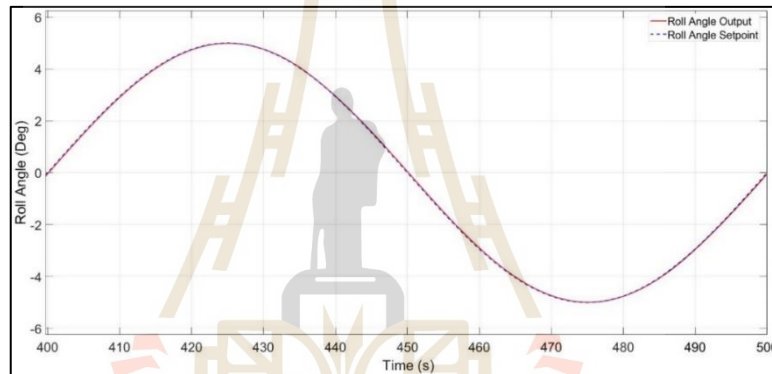
ณ ซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ในขณะที่ TRUAV (ในรูปแบบจำลองทางคณิตศาสตร์) ทำการบินด้วยโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ในแนวตั้งด้วย Throttle ประมาณ 50% ซึ่งเป็นเปอร์เซ็นต์ที่เหมาะสมในการบินค้างนิ่งๆ กลางอากาศในแนวตั้ง (เทียบกับ TRUAV ล้ำทดสอบ) สัญญาณ Sine ถูกจ่ายให้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV ในรูปแบบของคำสั่งมุม Roll (Roll angle command) แบบคลื่น Sine ความถี่คงที่ 0.01 Hz ขนาด ± 5 องศา ในขณะที่เดียวกันคำสั่งมุม Pitch คงที่ 0 องศา ถูกจ่ายให้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เช่นกัน โดยมีรายละเอียดและผลการทดสอบดังต่อไปนี้



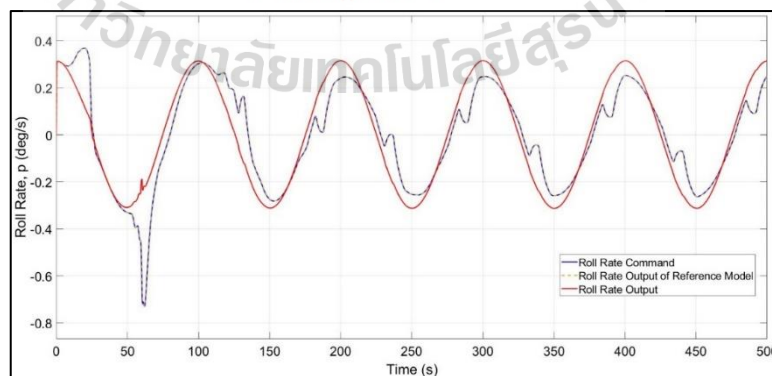
รูปที่ 4.33 การตอบสนองของมุม Roll เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine



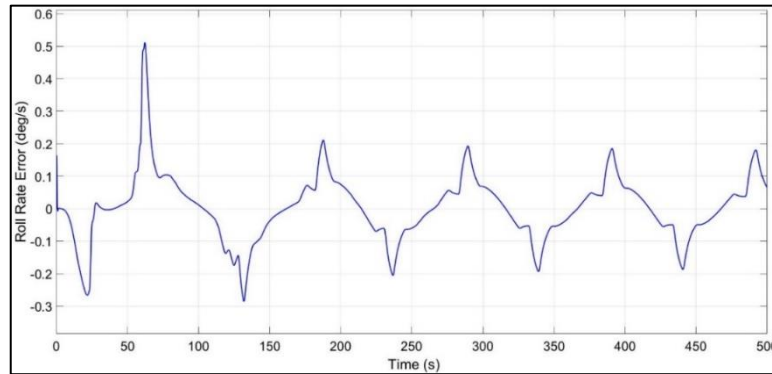
รูปที่ 4.34 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Roll เมื่อเริ่มต้นปรับค่า Gain



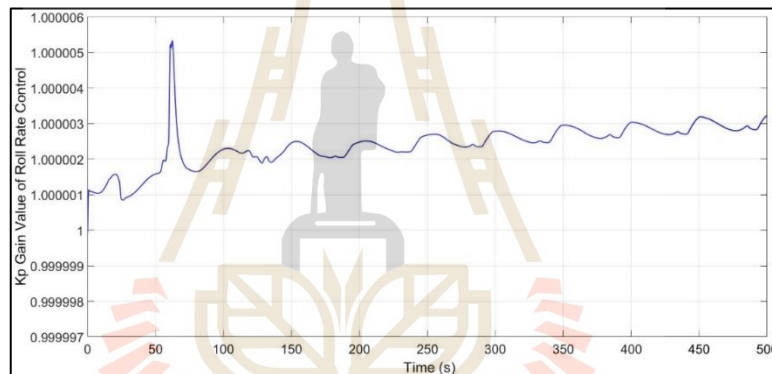
รูปที่ 4.35 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Roll หลังทำการปรับค่า Gain ไป 500 วินาที



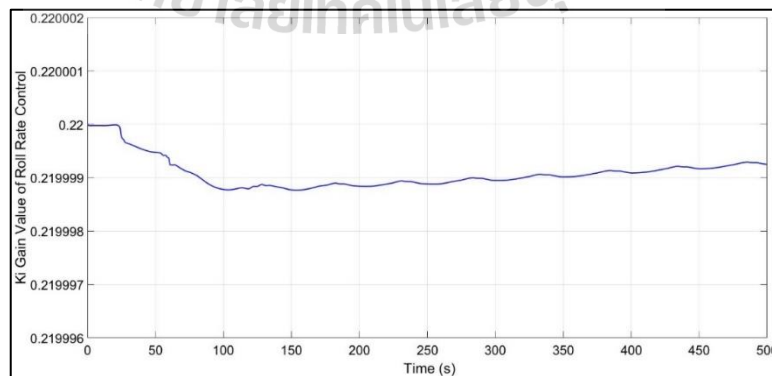
รูปที่ 4.36 การตอบสนองของอัตราการ Roll เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine



รูปที่ 4.37 ความคลาดเคลื่อนระหว่างอัตราการ Roll ของ TRUAV กับอัตราการ Roll ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง



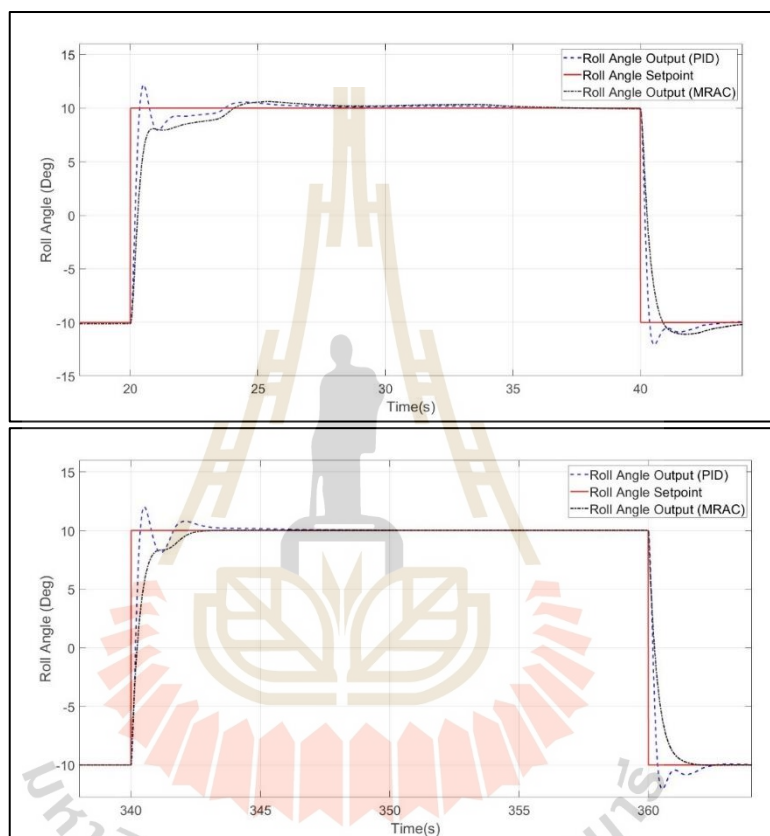
รูปที่ 4.38 ค่า Gain K_p ของการควบคุมอัตราการ Roll



รูปที่ 4.39 ค่า Gain K_i ของการควบคุมอัตราการ Roll

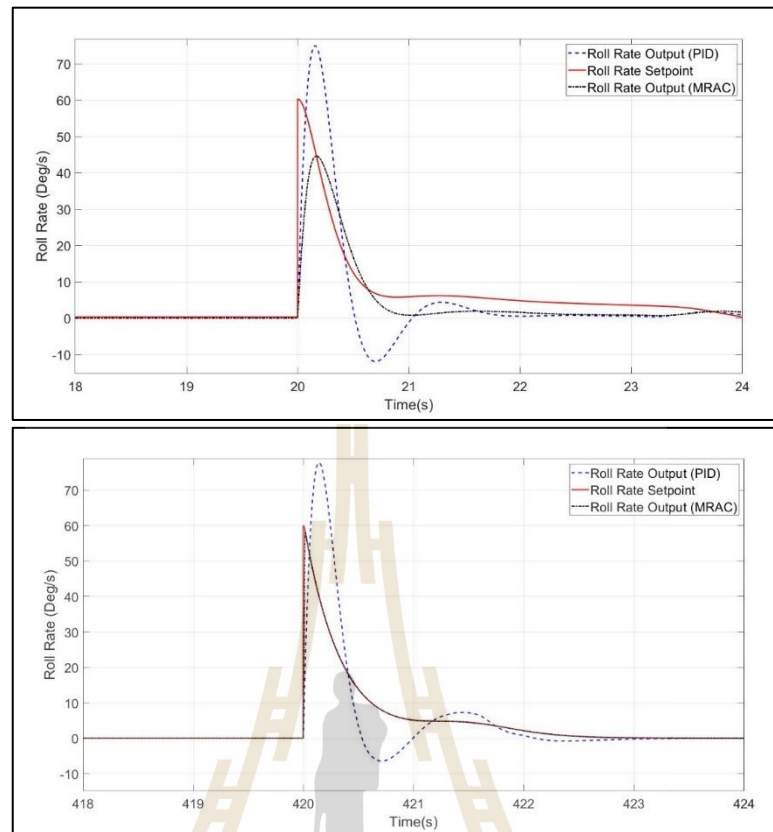
b) เปรียบเทียบผลการตอบสนองของตัวควบคุมการบิดงอเดิมกับตัวควบคุมการบิดงอใหม่ที่พัฒนาขึ้นในซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink

หลังจากทำการป้อนสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมแบบสัญญาณรูปสี่เหลี่ยมเข้าสู่แบบจำลองการบิดงอในซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ในส่วนการควบคุมมุม Roll ซึ่งผลการบิดงอทดสอบผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้ผลดังต่อไปนี้



รูปที่ 4.40 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์

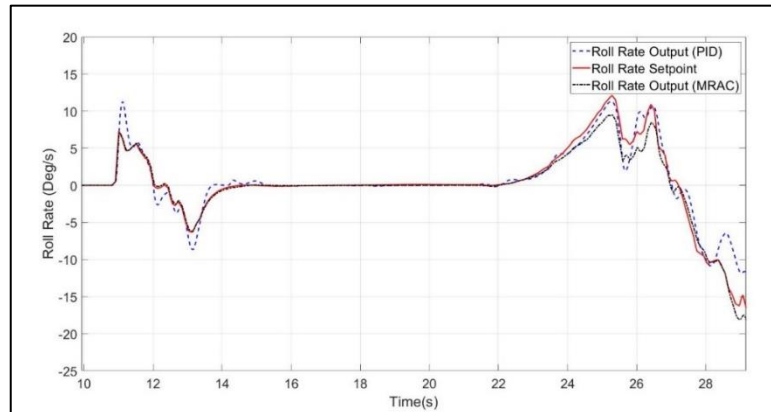
จากรูปที่ 4.40 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID หลังจากทดสอบด้วยสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมจากคลื่นสัญญาณรูปสี่เหลี่ยมและการตอบสนองของมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ PID ภาพบน คือ ขณะ MRAC/PID เริ่มทำการปรับตัว และภาพล่าง คือ ขณะ MRAC/PID ทำการปรับตัวไประยะเวลาหนึ่ง



รูปที่ 4.41 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์

จากรูปที่ 4.41 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID หลังจากทดสอบด้วยสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมจากคลื่นสัญญาณรูปสี่เหลี่ยม และการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ PID ภาพบน คือ ขณะ MRAC/PID เริ่มทำการปรับตัว และภาพล่าง คือ ขณะ MRAC/PID ทำการปรับตัวไประยะเวลาหนึ่ง

จากนั้นทำการป้อนสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุม (Roll และ Pitch) ด้วยสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมจากผลการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบินเข้าสู่แบบจำลองการบินบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ซึ่งผลการบินทดสอบผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้ผลดังต่อไปนี้



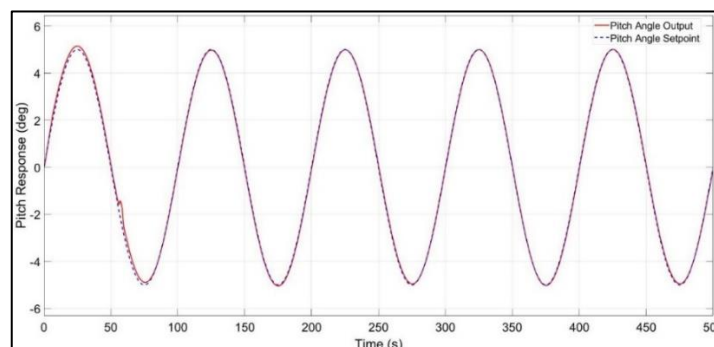
รูปที่ 4.42 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์

จากรูปที่ 4.42 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID หลังจากทดสอบด้วยสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมจากผลการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบิน และอัตราการเปลี่ยนมุม Roll จากข้อมูลการบินทดสอบ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ PID ในขณะที่ทำการบินด้วยโหมดการบินเปลี่ยนเฟส

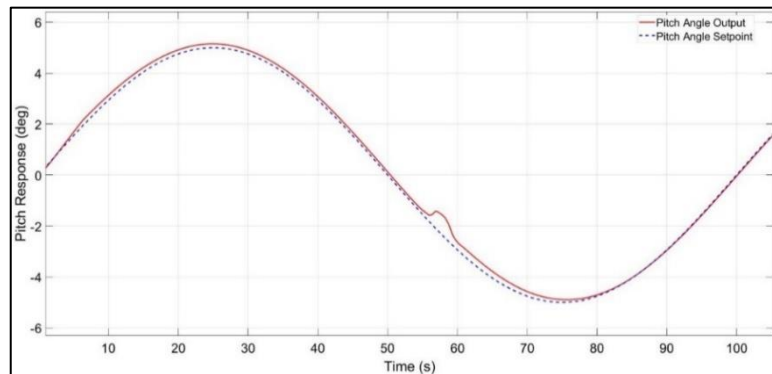
2. การตอบสนองเชิง Pitch

- a) สัญญาณขาเข้าแบบคลื่น Sine ความถี่ถึงที่ 0.01 Hz ขนาด ± 5 องศา

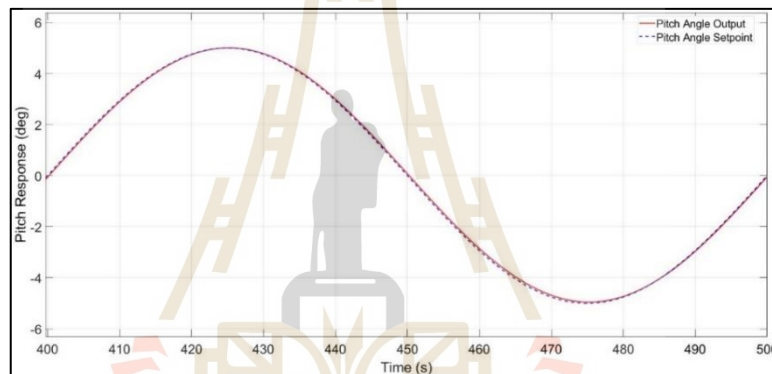
วิธีคล้ายกับการบินในเชิง Roll คำสั่งมุม Pitch ถูกป้อนให้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV ในรูปของสัญญาณขาเข้าแบบคลื่น Sine ความถี่ถึงที่ 0.01 Hz ขนาด ± 5 องศา ขณะทำการบินด้วยโหมดการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ในแนวตั้งด้วย Throttle ประมาณ 50% ซึ่งเป็นค่าที่เหมาะสมในการบินค้างนิ่งๆ กลางอากาศในแนวดิ่ง ที่คำสั่งมุม Roll มีค่าคงที่ 0 องศา



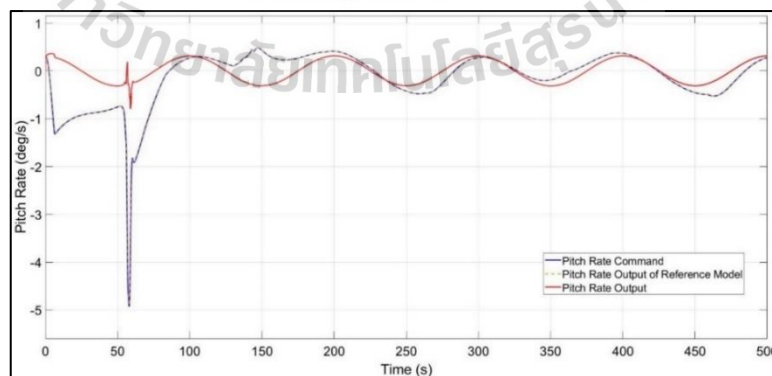
รูปที่ 4.43 การตอบสนองของมุม Pitch เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine



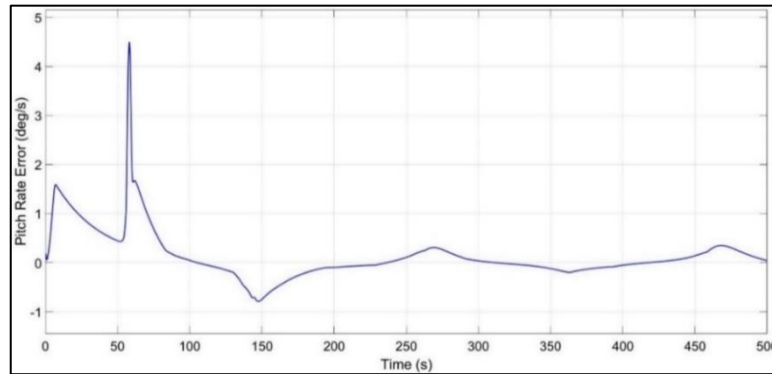
รูปที่ 4.44 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Pitch เมื่อเริ่มต้นปรับค่า Gain



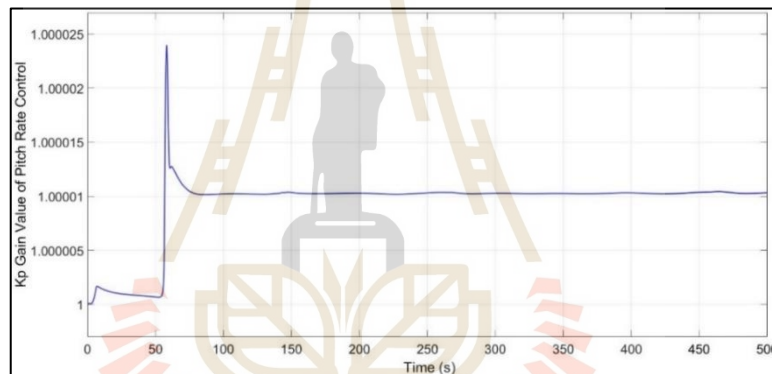
รูปที่ 4.45 ภาพขยายการตอบสนองของมุม Pitch หลังทำการปรับค่า Gain ไป 500 วินาที



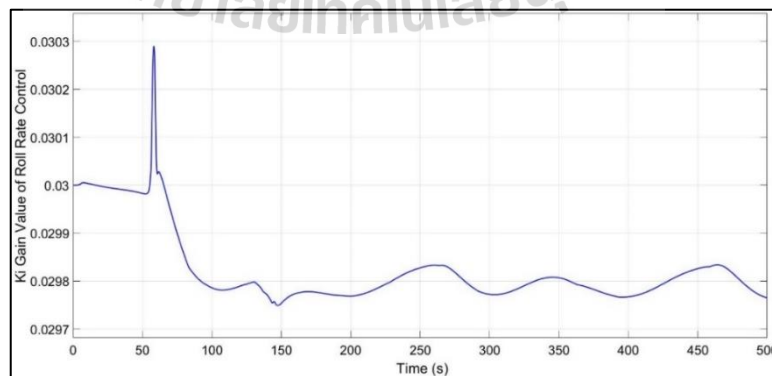
รูปที่ 4.46 การตอบสนองของอัตราการ Pitch เมื่อถูกกระตุ้นด้วยสัญญาณขาเข้าแบบ Sine



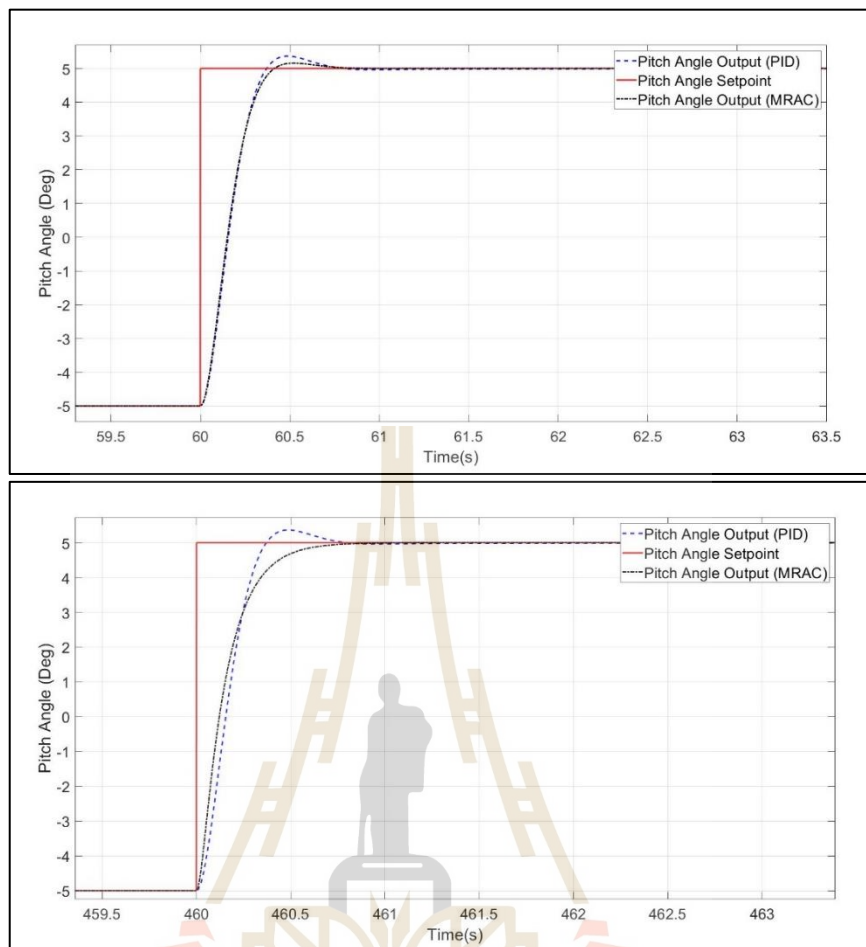
รูปที่ 4.47 ความคลาดเคลื่อนระหว่างอัตราการ Pitch ของ TRUAV กับอัตราการ Pitch ของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง



รูปที่ 4.48 ค่า Gain K_p ของการควบคุมอัตราการ Pitch

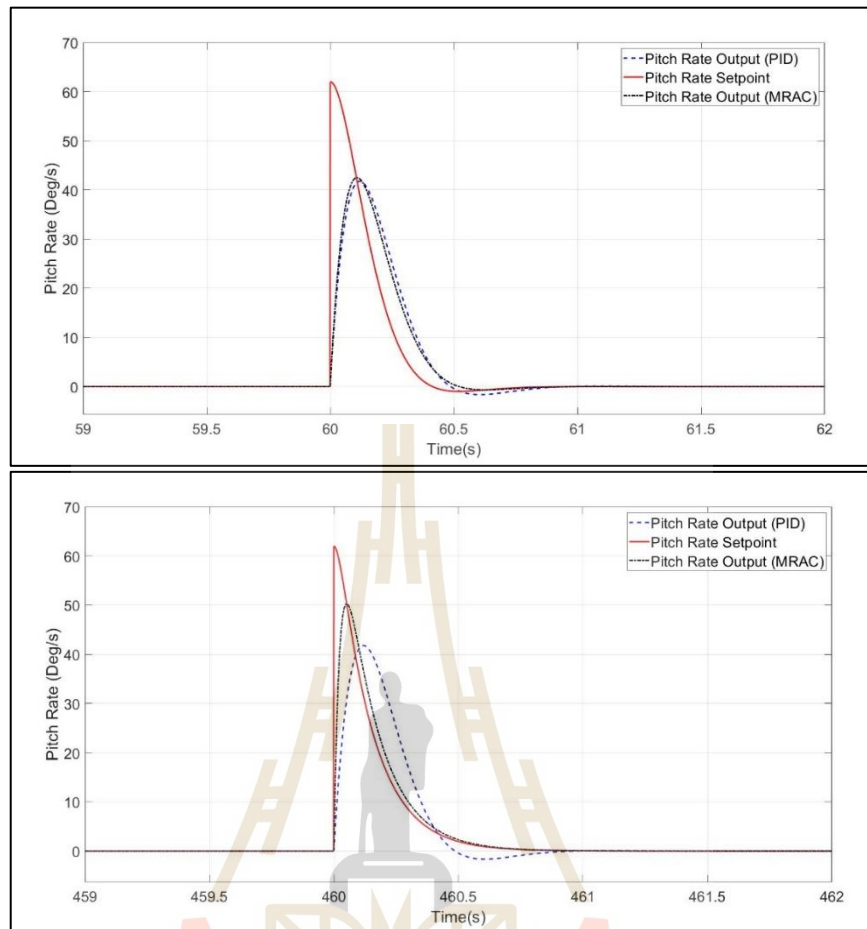


รูปที่ 4.49 ค่า Gain K_i ของการควบคุมอัตราการ Pitch



รูปที่ 4.50 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์

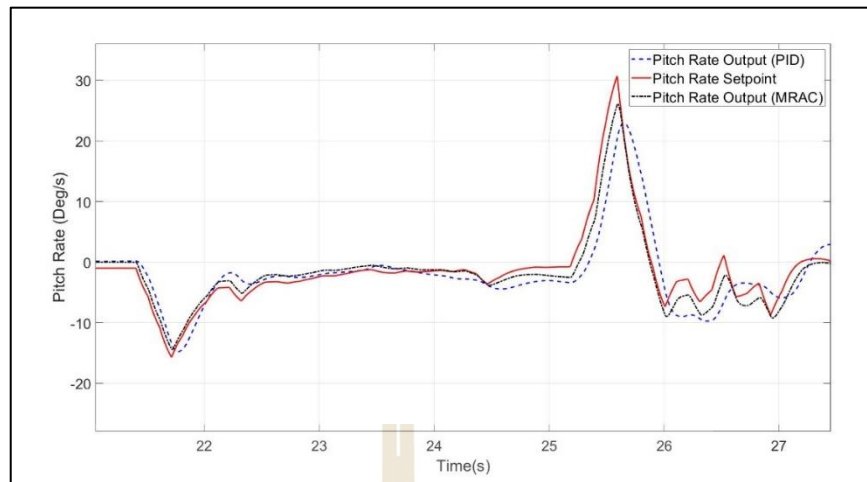
จากรูปที่ 4.50 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID หลังจากทดสอบด้วยสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมจากคลื่นสัญญาณรูปสี่เหลี่ยม และการตอบสนองของมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ PID ภาพบนคือขณะ MRAC/PID เริ่มทำการปรับตัว และภาพล่างคือ ขณะ MRAC/PID ทำการปรับตัวไประยะเวลาหนึ่ง



รูปที่ 4.51 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์

จากรูปที่ 4.51 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID หลังจากทดสอบด้วยสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมจากคลื่นสัญญาณรูปสี่เหลี่ยม และการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ PID ภาพบน คือ ขณะ MRAC/PID เริ่มทำการปรับตัว และภาพล่าง คือ ขณะ MRAC/PID ทำการปรับตัวไประยะเวลาหนึ่ง

จากนั้นทำการป้อนสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุม (Roll และ Pitch) จากข้อมูลการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบินเข้าสู่แบบจำลองการบินบนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ในขณะที่ทำการบินด้วยโหมดการบินเปลี่ยนเฟส ซึ่งผลการบินทดสอบผ่านแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้ผลดังต่อไปนี้



รูปที่ 4.52 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์

จากรูปที่ 4.52 เปรียบเทียบผลการตอบสนองของอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch จากผลการจำลองทางคณิตศาสตร์ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID หลังจากทดสอบด้วยสัญญาณขาเข้าคำสั่งเชิงมุมจากผลการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบิน และอัตราการเปลี่ยนมุม Pitch จากข้อมูลการบินทดสอบ ซึ่งใช้ตัวควบคุมแบบ PID ในขณะที่ทำการบินด้วยโหมดการบินเปลี่ยนเฟส

จากการกระตุ้น TRUAV ด้วยคำสั่งมุม Roll และ Pitch ในรูปแบบสัญญาณ Sine ความถี่คงที่ จะเห็นว่า MRAC/PID สามารถทำการควบคุมอัตราการ Roll และอัตราการ Pitch ได้เหมาะสม จากรูปที่ 4.32 กับรูปที่ 4.33 และรูปที่ 4.40 กับรูปที่ 4.41 ในช่วงแรกที่ค่า Gain เริ่มมีการปรับตัวใหม่ ๆ การตอบสนองเชิง Roll และ Pitch จะไม่ดีเท่าในช่วงที่การปรับตัวของค่า Gain กระทำไประยะเวลาหนึ่งแล้ว (ในรูปคือผ่านไป 500 วินาที) กฎการปรับตัวจะค่อย ๆ ทำการปรับค่า Gain K_p และ K_i ไปตามขนาดของความคลาดเคลื่อนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model Error) ความคลาดเคลื่อนมีขนาดลดลงเมื่อเวลาผ่านไปนอกจากนี้จะสังเกตเห็นว่าหลังจากการปรับตัวไปเป็นระยะเวลาหนึ่ง ๆ ค่า Gain K_p และ K_i จะลู่เข้าหาค่าคงที่ค่าหนึ่งที่เหมาะสมสำหรับการควบคุม ไม่เพิ่มขึ้นหรือลดลงเรื่อย ๆ จนส่งผลให้ระบบเสถียรเหมือนกฎการปรับตัวแบบ MIT Rule

ในส่วนของการกระตุ้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของ TRUAV บนซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink ด้วยสัญญาณขาเข้าจากข้อมูลการบินทดสอบนั้นจะคล้ายกับ MRAC/PID ที่ใช้กฎปรับตัวแบบ MIT Rule กราฟทั้งสองข้างต้นในรูปที่ 4.68 และรูปที่ 4.46 พบว่า หลังจากประยุกต์ใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID ที่มีกฎการปรับตัวแบบ Lyapunov stability

กับแบบจำลองของ TRUAV นั้น การตอบสนองของมุม Roll และ Pitch สามารถเกาะไปในแนวทางเดียวกับ Setpoint ได้ ซึ่งหมายความว่า TRUAV สามารถรักษาสมดุลได้ในขณะทำการบิน

นอกจากนี้เมื่อเทียบพฤติกรรมการตอบสนองของ TRUAV จากการใช้ตัวควบคุมแบบ PID กับ MRAC/PID ในแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ผ่านซอฟต์แวร์ MATLAB Simulink พบว่า การตอบสนองเชิง Roll และ Pitch ทั้งการตอบสนองเชิงมุมและอัตราการเปลี่ยนมุมนั้น ในช่วงแรกที่ MRAC/PID เริ่มทำการปรับตัวนั้น ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID จะให้พฤติกรรมการตอบสนองที่ยังไม่ดีเท่าไรนัก ยังคงมีความคลาดเคลื่อน ณ จุดสมดุลเทียบกับ Setpoint (Steady state error) และ Overshoot อยู่ แต่หลังจากตัวควบคุม MRAC/PID ทำการปรับตัวไปสักระยะเวลาหนึ่ง Overshoot และความคลาดเคลื่อน ณ จุดสมดุลจะค่อยๆลดลง การตอบสนองจะใกล้เคียง Setpoint ในขณะที่ตัวควบคุมดั้งเดิมแบบ PID จะยังคงมี Overshoot และความคลาดเคลื่อน ณ จุดสมดุลอยู่ นอกจากนี้พฤติกรรมการตอบสนองที่ได้จาก PID จะเข้าหา Setpoint ได้ไม่ดีเท่า MRAC/PID



บทที่ 5

บทสรุปและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการวิจัย

จากการพัฒนาตัวควบคุมการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ (TRUAV) จะต้องเริ่มจากการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เชิงพลวัต (Dynamic model) ซึ่งใช้ในการอธิบายพฤติกรรมเชิงพลวัตของ TRUAV โดยการจะได้มาซึ่งแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่แม่นยำนั้นจะต้องนำข้อมูลจากการบินทดสอบ (Flight test data) มาช่วยในการคำนวณและเปรียบเทียบ ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้เลือก TRUAV แบบ 4 ใบพัดเป็นอากาศยานทดสอบ ใบพัดคู่หน้าสามารถปรับมุมเอียงใบพัดได้ เพื่อเปลี่ยนเฟสการบินจากเฮลิคอปเตอร์เป็นการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง ส่วนใบพัด 2 คู่หลัง จะตรึงแน่นอยู่กับที่ช่วยรักษาสมดุลในช่วงการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ แต่จะหยุดการทำงานในช่วงการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง หลังจากได้ค่าตัวแปรต่าง ๆ จากการบินทดสอบเก็บข้อมูลการบิน แบบจำลองทางคณิตศาสตร์จะถูกคำนวณตามหลักทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง โดยใช้ค่าตัวแปรที่เก็บค่าได้จากการบินทดสอบมาช่วยในการคำนวณแม่นยำขึ้น รวมไปถึงใช้ในการเทียบความแม่นยำของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Model validation) หลังจากที่ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่แม่นยำเพียงพอแล้ว จึงทำการออกแบบตัวควบคุมการบินแบบปรับตัวได้อ้างอิงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์แบบปรับค่า Gain PID (Model Reference Adaptive Control (MRAC) with adaptive PID, MRAC/PID) ซึ่งออกแบบบนเงื่อนไขความต้องการควบคุมที่เหมาะสม (Control requirement) เพื่อควบคุมอัตราการเปลี่ยนมุม Roll และ Pitch ของ TRUAV โดยใช้กฎการปรับตัว (Adaption rule) 2 แบบ คือ MIT Rule และ Lyapunov stability จากนั้นทำการทดสอบตัวควบคุมกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์

5.1.1 การจัดทำอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้ (TRUAV) และบินเก็บข้อมูลการบิน

ผลการบินทดสอบ TRUAV ทำให้ได้ค่าตัวแปรสำคัญสำหรับนำไปออกแบบตัวควบคุมการบิน คือ

1. ระยะเวลาในการปรับมุมเอียงใบพัดไปค้ำที่มุม VT_TILT_TRANS เพื่อสร้างแรงยก (VT_F_TRANS_DUR) มีค่า 5 วินาที
2. ระยะเวลาทั้งหมดในช่วงการบินเปลี่ยนเฟส (VT_F_TR_OL_TM) มีค่า 9 วินาที

3. ระยะเวลา นับตั้งแต่ใบพัดไปเอียงค้างที่มุม VT_TILT_TRANS มีค่า 1.3 วินาที
4. มุมเอียงที่ไปค้างเพื่อไม่ให้เสียแรงยก VT_TILT_TRANS มีค่า 25 องศาเทียบกับแนวระดับชี้ขึ้น
5. มุมเอียงใบพัดขณะที่อยู่ในช่วงการบินแบบเครื่องบินปีกตรึง VT_TILT_FW มีค่า 85 องศาเทียบกับแนวระดับชี้ขึ้น

5.1.2 การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Dynamic model) สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปรับเอียงใบพัดได้

ผลการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ทำให้ได้สมการการเคลื่อนที่ใน 6 องศาอิสระ ซึ่งประกอบไปด้วยสมการของแรง 3 สมการ และสมการของโมเมนต์อีก 3 สมการ โดยสมการทั้ง 6 นี้ประกอบไปด้วยแรงและโมเมนต์ อันเกิดจากอากาศพลศาสตร์ ระบบขับเคลื่อน แรงโน้มถ่วง และเมื่อทำการทดสอบป้อนสัญญาณขาเข้าซึ่งได้มาจากการบินทดสอบให้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่หาได้ พบว่าได้การตอบสนองของแบบจำลองที่ใกล้เคียงกับ TRUAV ถ้าทดสอบนั้นหมายความว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้มีความแม่นยำในระดับที่น่าไปออกแบบตัวควบคุมการบินได้

5.1.3 การออกแบบตัวควบคุมการบินสำหรับช่วงการบินเปลี่ยนเฟส (Transition)

ผลของการออกแบบตัวควบคุมการบินแบบ MRAC/PID ทั้งแบบกลไกปรับตัวชนิด MIT Rule และ Lyapunov stability ได้ตัวควบคุมการบินที่ทำการปรับค่า Gain ตามความต่างของการตอบสนองของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่หาได้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์อ้างอิง (Reference model) ยิ่งความต่างมีขนาดใหญ่ อัตราการเปลี่ยนแปลงค่า PID Gain ยิ่งมีขนาดใหญ่ตามไปด้วย จากนั้นทำการป้อนสัญญาณขาเข้าซึ่งได้มาจากการบินทดสอบให้กับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่หาได้ ซึ่งถูกควบคุมด้วยตัวควบคุมแบบ MRAC/PID พบว่าการตอบสนองเชิง Pitch และ Roll ของ TRUAV สามารถเกาะไปกับ Setpoint ได้ แสดงให้เห็นว่าในผลการจำลอง (Simulation) TRUAV สามารถรักษาสมดุลขณะทำการบินได้

5.2 ข้อเสนอแนะ

การประยุกต์ใช้ตัวควบคุมแบบ MRAC/PID ในงานวิจัยนี้ถูกทำขึ้นบนการจำลอง (Simulation) เท่านั้น ในการต่อยอดงานวิจัยสามารถนำ MRAC/PID ไปประยุกต์ใช้กับ TRUAV ล้ำทดสอบ และทำการบินทดสอบเพื่อดูผลการตอบสนองของตัวควบคุมการบิน

รายการอ้างอิง

- A. BLOCKSET. (1995). Version 1.2 User's Guide Unmanned Dynamics, LLC No. 8 Fourth St. **Hood River, OR, 9703(503). 329-3126.**
- B. M. Kim, K. C. Choi, and B. S. Kim. (2007). Trajectory tracking controller design using neural networks for tiltrotor UAV. **In AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 2007, 6460.**
- C. Chen, L. Shen, D. Zhang, and J. Zhang. (2016). Identification and control of a hovering tiltrotor uav. **In 2016 12th World Congress on Intelligent Control and Automation (WCICA), 2016: IEEE. 2226-2231.**
- C. Papachristos, K. Alexis, and A. Tzes. (2011). Design and experimental attitude control of an unmanned tilt-rotor aerial vehicle. **In 2011 15th International Conference on Advanced Robotics (ICAR), 2011: IEEE. 465-470.**
- C. Papachristos, K. Alexis, and A. Tzes. (2013). Linear quadratic optimal trajectory-tracking control of a longitudinal thrust vectoring-enabled unmanned Tri-TiltRotor. **In IECON 2013-39th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, 2013: IEEE. 4174-4179.**
- G. C. Goodwin, S. F. Graebe, and M. E. Salgado. (2001). **Control system design.** Prentice hall New Jersey, 2001.
- G. Flores and R. Lozano. (2013). Transition flight control of the quad-tilting rotor convertible MAV. **In 2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013: IEEE. 789-794.**
- I. M. Mareels, B. D. Anderson, R. R. Bitmead, M. Bodson, and S. S. Sastry. (1987). Revisiting the MIT rule for adaptive control. **In Adaptive Systems in Control and Signal Processing 1986: Elsevier, 1987. 161-166.**
- J. F. Horn. (2019) Non-linear dynamic inversion control design for rotorcraft. **Aerospace, 6(3). 38.**
- J. D. Anderson Jr. (2010). **Fundamentals of aerodynamics.** Tata McGraw-Hill Education, 2010.
- K. Lu, C. Liu, Z. Wang, and W. Wang. (2016). Modeling and control of tilt-rotor aircraft. **In 2016 Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 2016: IEEE. 550-553.**

- K. Ogata and Y. Yang. (2002). **Modern control engineering**. London, 2002.
- M. E. Dreier. (2007). **Introduction to helicopter and tiltrotor flight simulation**. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- M. V. Cook. (2012). **Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control**. Butterworth-Heinemann, 2012.
- N. S. Nise. (2020). **Control systems engineering**. John Wiley & Sons, 2020.
- N. V. Hoffer, C. Coopmans, A. M. Jensen, and Y. Chen. (2014). A survey and categorization of small low-cost unmanned aerial vehicle system identification. **Journal of Intelligent & Robotic Systems**. 74(1-2). 129-145.
- P. Kumar, J. E. Steck, and S. G. Hagerott. (2015). System Identification, HIL and Flight Testing of an Adaptive Controller on a Small-Scale Unmanned Aircraft. **In AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2015**. 1803.
- P. Kungwalrut, M. Thumma, V. Tipsuwanporn, A. Numsomran, and P. Boonsrimuang. (2011). Design MRAC PID control for fan and plate process. **In SICE Annual Conference 2011, 2011: IEEE**. 2944-2948.
- P. Niermeyer, T. Raffler, and F. Holzapfel. (2015). Open-loop quadrotor flight dynamics identification in frequency domain via closed-loop flight testing. **In AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2015**. 1539.
- P. Woodrow, M. Tischler, G. Mendoza, S. G. Hagerott, and J. Hunter. (2013). Low-cost flight-test platform to demonstrate flight dynamics concepts using frequency-domain system identification methods. **In AIAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference, 2013**. 4739.
- R. C. Nelson. (1998). **Flight stability and automatic control**. WCB/McGraw Hill New York, 1998.
- R. G. Hernandez-Garcia and H. Rodriguez-Cortes. (2015). Transition flight control of a cyclic tiltrotor UAV based on the gain-scheduling strategy. **In 2015 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2015: IEEE**. 951-956.
- R. K. R. Mark B. Tischler. (2006). **Aircraft and Rotorcraft System Identification Engineering Methods with Flight-Test Examples 1ed**. Reston. VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 69-81.

- S. Anbu and N. Jaya. (2014). Design of adaptive controller based on Lyapunov stability for a CSTR. **World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Electronics and Communication Engineering**. 8(1). 176-179.
- S. Bhandari, P. Navarro, and A. Ruiz. (2017). Flight Testing, Data Collection, and System Identification of a Multicopter UAV. **In AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2017**. 1558.
- S.-E. Oltean, M. Dulau, and A.-V. Duka. (2016). Model reference adaptive control design for slow processes. a case study on level process control. **Procedia Technology**. 22. 629-636.
- S. G. Anavatti, F. Santoso, and M. A. Garratt. (2015). Progress in adaptive control systems: past, present, and future. **In 2015 International Conference on Advanced Mechatronics, Intelligent Manufacture, and Industrial Automation (ICAMIMIA), 2015: IEEE**, 1-8.
- S. J. Qin and T. A. Badgwell. (1997). An overview of industrial model predictive control technology. **In AIChE symposium series: New York, American Institute of Chemical Engineers**. 93(316), 232-256.
- S. Pankaj, J. S. Kumar, and R. Nema. (2011). Comparative analysis of MIT rule and Lyapunov rule in model reference adaptive control scheme. **Innovative Systems Design and Engineering**. 2(4). 154-162.
- ST 0601.8. (2014). **UAS Datalink Local Set**, M. I. S. B. (MISB), 2014.
- S. Vassilyev, A. Y. Kelina, Y. I. Kudinov, and F. Pashchenko. (2017). Intelligent control systems. **Procedia Computer Science**. 103. 623-628.
- S. Xiao, Y. Li, and J. Liu. (2012). A model reference adaptive PID control for electromagnetic actuated micro-positioning stage. **In 2012 IEEE International Conference on Automation Science and Engineering (CASE), 2012: IEEE**. 97-102.
- S. Yanguo and W. Huanjin. (2019). Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft. **Chinese Journal of Aeronautics**. 22(3). 250-256.
- V. Klein and E. A. Morelli. (2006). **Aircraft system identification: theory and practice**. American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston, VA, 2006.
- V. Nath and R. Mitra. (2014). Robust pole placement using linear quadratic regulator weight selection algorithm. **Indian Institute of Technology, Roorkee**, 3. 329-333.
- V. Valkov. (2017). **Creating a Neural Network from Scratch-Tensor Flow for Hackers (Part IV)**.

- W. Saengphet, S. Tantrairatn, C. Thumtae, and J. Srisertpol. (2017). Implementation of system identification and flight control system for UAV. **In Control, Automation and Robotics (ICCAR), 2017 3rd International Conference on, 2017: IEEE.** 678-683.
- W. Wei, M. B. Tischler, and K. Cohen. (2017). System identification and controller optimization of a quadrotor unmanned aerial vehicle in hover. **Journal of the American Helicopter Society.** 62(4). 1-9.
- X. Zhou, C. Yang, and T. Cai. (2016). A model reference adaptive control/PID compound scheme on disturbance rejection for an aerial inertially stabilized platform. **Journal of Sensors,** 2016.
- Z. Chen, C. Yu, and J. Yang. (2005). Dynamic modeling using cascade-correlation RBF networks for tilt rotor aircraft platform. **In 2005 International Conference on Neural Networks and Brain, 2005, vol. 1: IEEE.** 26-31.
- Z. Liu, Y. He, L. Yang, and J. Han. (2017). Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review. **Chinese Journal of Aeronautics.** 30(1). 135-148.
- Z. T. Dydek, A. M. Annaswamy, and E. Lavretsky. (2010). Adaptive control and the NASA X-15-3 flight revisited. **IEEE Control Systems Magazine,** 30(3). 32-48.



ภาคผนวก ก

อุปกรณ์ของ Tiltrotor UAV

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ก.1 อุปกรณ์ของ Tiltrotor UAV

1. Volantex RC Ranger EX Long Range FPV UAV



รูปที่ ก.1 Volantex RC Ranger EX Long Range FPV UAV

Ranger EX เป็นอากาศยานไร้คนขับแบบเครื่องบินปีกตรึง (Fixed wing UAV) สำหรับบินระยะไกลด้วยมุมมองบุคคลที่ 1 ผ่านกล้องวิดีโอ (First person view, FPV) มีเครื่องยนต์มอเตอร์ไฟฟ้าจำนวน 1 เครื่องยนต์

2. แท่งคาร์บอนไฟเบอร์ความยาว 89 เซนติเมตร จำนวน 2 แท่ง



รูปที่ ก.2 แท่งคาร์บอนไฟเบอร์

3. มอเตอร์ไร้แปรงถ่าน (Brushless motor) SunnySky X2820 จำนวน 4 ตัว



รูปที่ ก.3 มอเตอร์ไร้แปรงถ่าน SunnySky X2820

4. มอเตอร์เซอร์โวสำหรับการปรับเชิงใบพัด RDS3115 MG จำนวน 2 ตัว



รูปที่ ก.4 มอเตอร์เซอร์โวสำหรับการปรับเชิงใบพัด RDS3115 MG

5. Electronic Speed Control (ESC) XRotor-40A จำนวน 4 ตัว



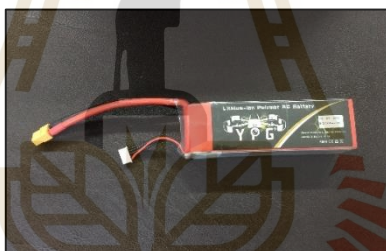
รูปที่ ก.5 ESC XRotor-40A

6. ใบพัด Gemfan 12×4.5 จำนวน 4 ใบ



รูปที่ ก.6 ใบพัด Gemfan 12×4.5

7. แบตเตอรี่ Li-Po 4s 5200 mAh จำนวน 1 ก้อน



รูปที่ ก.7 แบตเตอรี่ Li-Po 4s 5200 mAh

8. บอร์ดควบคุมการบิน (Flight Control Computer, FCC) Pixhawk 3 Pro



รูปที่ ก.8 Pixhawk 3 Pro

9. รีโมทบังคับวิทยุ FrSky Taranis X7



รูปที่ ก.9 รีโมทบังคับวิทยุ FrSky Taranis X7

10. ตัวรับสัญญาณจากรีโมทวิทยุ (Radio receiver) FrSky L9R



รูปที่ ก.10 FrSky L9R

11. GPS Here GNSS (M8N)



รูปที่ ก.11 GPS Here GNSS (M8N)

12. 3DR Telemetry 500MW 915 MHz

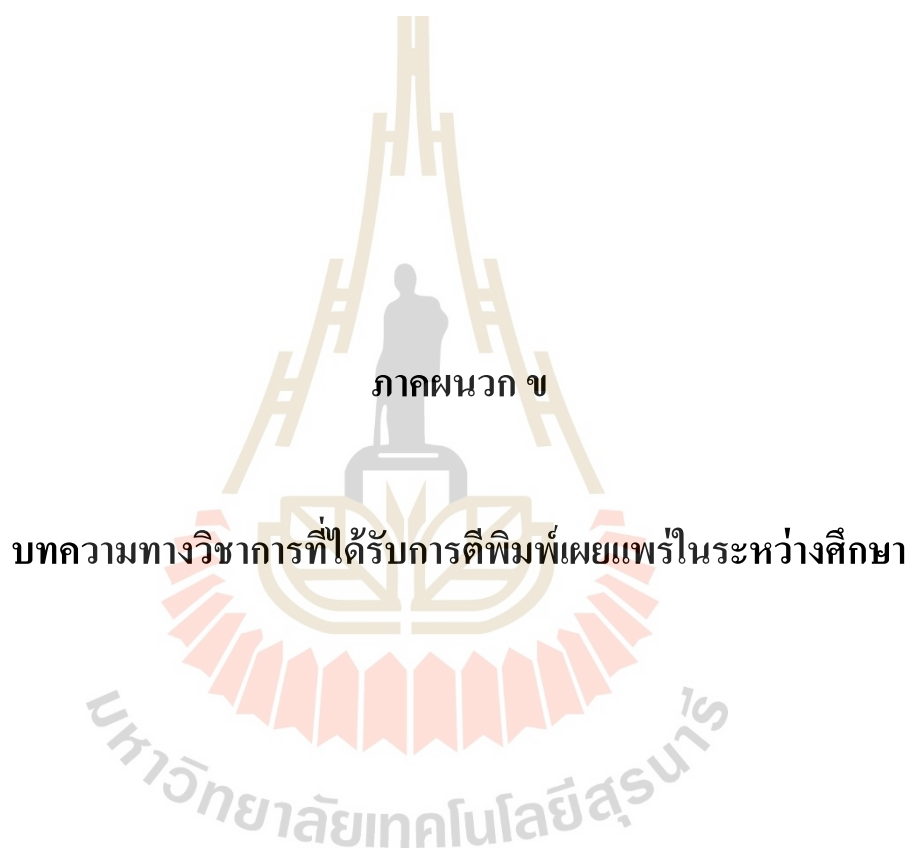


รูปที่ ก.12 DR Telemetry 500 MW 915 MHz

13. ท่อ Pitot-Static



รูปที่ ก.13 ท่อ Pitot-Static



ภาคผนวก ข

บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

รายชื่อบทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

- สร้อย สกลทอง, สุรเดช ตัญญูรัตน์, และวัชรพล แสงเพชร. (2561). Frequency Response System Identification and Flight Controller Tuning for Quadcopter UAV. การประชุมวิชาการ **International Conference on Engineering Science and Innovative Technology 2018 (ESIT 2018)**. ณ โรงแรม JW Marriott Khao Lak Resort & Spa จังหวัดพังงา.
- สุทธิพงษ์ ศรีกรรรมณ์, Florian Holzapfel, และคณะ. (2562). Development of UGS-TUM Vertical Take Off & Landing (VTOL) Drone with Flight Control. การประชุมวิชาการ **AIAA Aviation 2019 Forum**. Dallas, Texas.
- Shawndy Michael Lee Jin Lun, สร้อย สกลทอง, และสุทธิพงษ์ ศรีกรรรมณ์. (2562). Wind disturbance control for V-tail Y-shape quadcopter. การประชุมวิชาการ **First International Symposium on Instrumentation, Control, Artificial Intelligence, and Robotics (ICA-SYMP)**. IEEE, 2019. จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย กรุงเทพมหานคร.

Frequency Response System Identification and Flight Controller Tuning for Quadcopter UAV

Sarul Sakulthong, Suradet Tantrairatn, Watcharapol Saengphet
School of Mechanical Engineering, Institute of Engineering
Suranaree University of Technology
Nakhon Ratchasima, Thailand

e-mail: Sarul.S@hotmail.com, suradetj@sut.ac.th, w.saengphet@hotmail.com

Abstract—This paper presents methodology to determine dynamic models and the suitable controllers for FY450 Firefly quadcopter. Frequency response system identification technique via software package Comprehensive Identification from Frequency Response (CIFER) was applied in this research. Pixhawk hardware with PX4 Flight stack firmware was implemented as a flight controller. The measurement of inputs and outputs during hovering flight maneuver with frequency sweep input was utilized to determine the unknown parameters of SISO mathematical model. Then after mathematical models were identified, the dynamic models of roll, pitch and yaw response respectively were employed to tuning the gains of PX4 controller structure with globally offline optimization technique. With this presented method, satisfied flight dynamics meets the desired performances without the requirement of numerous in-flight tuning.

Keywords—System Identification, PID, Quadcopter, Frequency Response.

I. INTRODUCTION

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have become a new trend to take place manned aircrafts in some missions that not suitable for manned aircrafts due to high cost or hazard condition. Especially multirotor UAVs are in great demand according to their low cost, easy to operate and various types of application. Furthermore low cost flight controllers, such as APM and Pixhawk, are available with open source software that make it comfortable for users to implement [1]. Due to naturally unstable configuration of multirotors, flight control system must be developed to stabilize and maintain handling quality [2].

According to [3], system identification is a methodology that often use to determine mathematical model by analyzing input signals (such as step input, frequency-sweep input, doublet input, etc.) and output state, which are measured from real dynamic system. Test data is also used to validate the model, usable models must have the same or similar behavior to a real dynamic system. There are so many system identification methods that were adopted in a present time e.g. linear regression, prediction-error method and least squares etc [3].

Software package Comprehensive Identification from Frequency Response (CIFER) which is developed by Mark B. Tischler et al. CIFER contains system identification tools, e.g. FRESPIID, COMPOSITE and NAVFIT etc, for analyzing test data and acquiring dynamic models in transfer function or state space form [4]. System identification has been used successfully in order to obtain dynamic model of quadcopter UAVs. [2], [5] and [6] are examples of system identification experiment that implemented with quadcopter using CIFER to determine models. Furthermore, CIFER was also applied with many low cost fixed wing UAVs to determine dynamic models through system identification as well such as [1] and [7].

In this paper, FY450 Firefly quadcopter was selected as experimental platform, using Pixhawk 3 Pro as a flight controller to present system identification methodology. Then after mathematical models were identified, the dynamic models that represent roll, pitch and yaw response respectively are utilized for tuning controller gains of PX4 controller structure with globally offline optimization technique. Overview of FY450 Firefly quadcopter UAV, Pixhawk 3 Pro flight controller and PX4 autopilot software are described in Section II. In section III, frequency response system identification with CIFER is presented. Section IV illustrates optimization results of controller gain tuning via dynamic models and comparison between flight test responses before and after gain tuning. Finally, the summary is concluded in Section V.

II. HARDWARE OVERVIEW

A. FY450 Firefly quadcopter and Pixhawk 3 Pro





Fig.1. FY450 Firefly quadcopter (top) and Pixhawk 3 Pro flight controller (bottom)

TABLE I. FY450 FIREFLY QUADCOPTER PARAMETER

Parameter	Value	Parameter	Value
Total Weight	1.2 kg	Motor	UFO4010 – 850 KV
Propeller	1045R	Flight Controller	Pixhawk 3 Pro
Width	45 cm	Height	11 cm
ESC	Hobbywing X-Rotor 40 A	Battery	LiPo 3s – 3000 mAh

B. Pixhawk 3 Pro Flight Controller

Pixhawk 3 Pro is autopilot flight controller based on project Pixracer FMUv4, which runs open source software PX4 Flight stack with 32-bit STM32F469 CPU[8]. There are 14 PWM output ports that use to control actuators. Important sensors for flying were integrated in this flight controller including rate gyroscope, accelerometer, magnetometer and barometer. Pixhawk 3 Pro can perform autopilot mission with external GPS. Furthermore, they also have micro SD card to record and storage data along the flights.

C. PX4 Software

PX4 is an open source autopilot system that allows pilots to fly out of sight with autonomous control. During the mission, flight data was sent back to show real time for monitoring via ground station e.g. Qgroundcontrol software. "Multicopter attitude control" is source code module in PX4 flight stack which controls both angle (roll, pitch and yaw angle) and angular rate (roll, pitch and yaw rate) by feedback control loop with feed-forward and PID controller. Roll and pitch angle control have the same control structure, angle error was multiplied by angle p-gain (K_p) then become angular rate set-point. Rate set-point was converted to actuator control by summation between angular rate error multiplied by PID controller and rate set-point multiplied by feed forward gain. For yaw control, angular rate set-point is a summation between rate set-point itself and yaw feed forward rate, others points have the same structure to roll and pitch. Decoupling between axes was assumed, so SISO control loops were shown in the figures below.

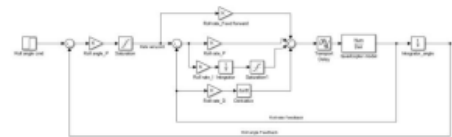


Fig.2. Quadcopter roll control loop

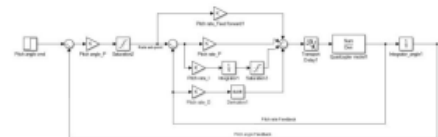


Fig.3. Quadcopter pitch control loop

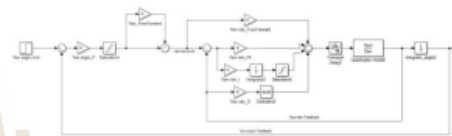


Fig.4. Quadcopter yaw control loop

III. SYSTEM IDENTIFICATION

For this experiment, frequency-sweep was selected as input signal to excite the quadcopter during hover, in stabilize flight mode, in order to get dynamic response individually between longitudinal, lateral and directional axes due to decoupling assuming. Frequency-sweep signal is very flexible and useful due to characteristic of signal that can collect data in various range of frequency from low to high. Computer-generated sweep was programmed into Pixhawk 3 Pro by adding these equations from [4] as shown below in actuator control parameter.

$$\delta_{sweep} = A \sin(\omega t) \quad (1)$$

$$\theta(t) = \int_0^{T_{rec}} \omega(t) dt \quad (2)$$

$$\omega = \omega_{min} + K(\omega_{max} - \omega_{min}) \quad (3)$$

$$K = C_2 [\exp(C_1 t / T_{rec}) - 1] \quad (4)$$

$$C_1 = 4 \text{ And } C_2 = 0.0187 \quad (5)$$

Time-history data that got from several flight tests was analyzed in CIFER software, which describe in section 1, SISO frequency response was computed through FRESPIID module (Frequency Response Identification) with various length of spectral windows by using chirp-z transform. Next, SISO

frequency responses were sent to COMPOSITE module (Multiple Window Averaging) for optimizing multiple spectral windows to achieve final frequency response with high accuracy. In order to obtain dynamic models in low order transfer function form, frequency response data was sent to analyze with NAVFIT module (Low-order Transfer Function Fitting). According to [4], good identified model can be verified through cost function (J).

$$J = \frac{20}{n_\omega} \sum_{\omega_1}^{\omega_{n_\omega}} W_r [W_g (|\hat{T}_c| - |T|)^2 + W_p (\angle \hat{T}_c - \angle T)^2]$$

If $J \leq 100$, identified models are acceptable and if $J \leq 50$ models are in excellent accuracy, models' behavior should be the same as the real dynamic systems [4].

Furthermore, coherence function is weighting function can be used to determine an accuracy of the models. Coherence function can be expressed as a function of output noise to signal ratio, range are between 0-1. If coherence is equal or more than 0.6, frequency response accuracy is acceptable. So both cost and coherence function must pass the qualified in order to obtain efficient model [4].

The table below will show detail about frequency range and sweep amplitude.

TABLE II FREQUENCY-SWEEP INPUT DETAIL

	Minimum Frequency	Maximum Frequency	Amplitude	T_{int} (sec)
Roll	0.4 Hz	5 Hz	0.06	10
Pitch	0.4 Hz	5 Hz	0.06	10
Yaw	0.4 Hz	5 Hz	0.06	10

A. Frequency-sweep input

Since decoupling axes were assumed, quadcopter's lateral, longitudinal and directional axes were excited by frequency-sweep input (increasing slightly from low to high frequency) respectively in order to achieve roll, pitch and yaw response by getting flight test data between deflection command (input) and angular rate (output).

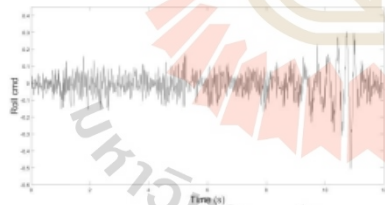


Fig.5. Roll frequency-sweep input

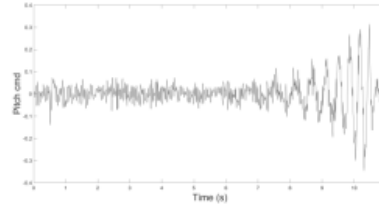


Fig.6. Pitch frequency-sweep input

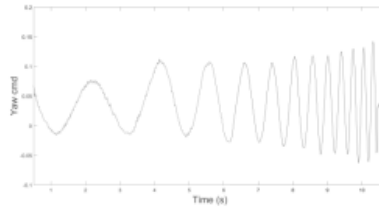


Fig.7. Yaw frequency-sweep input

B. Low order transfer function

After Time-history data that recorded in SD card from three axes were sent and analyzed through CIFER, low-order transfer functions were computed via NAVFIT. Cost functions were calculated as well in order to verify models' accuracy.

- Roll response has frequency range 0.8 – 4.5 Hz.

$$\frac{p}{\delta_{lat}}(s) = \frac{130.052se^{-0.028s}}{s^2 + 3.91128x10^{-7}s + 7.50875} \text{ (rad/s)/(%lat)}$$

$$J = 80.073$$

- Pitch response has frequency range 0.8 – 4.5 Hz.

$$\frac{q}{\delta_{lon}}(s) = \frac{155.275se^{-0.028s}}{s^2 + 2.51263} \text{ (rad/s)/(%lon)}$$

$$J = 38.405$$

- Yaw response has frequency range 1 – 3.2 Hz.

$$\frac{r}{\delta_{dir}}(s) = \frac{107.44}{s + 18.3322} \text{ (rad/s)/(%dir)}$$

$$J = 73.518$$

According to these transfer function, for roll and yaw cost function are acceptable ($J \leq 100$). For pitch, cost are in excellent accuracy ($J \leq 50$).

C. Frequency response

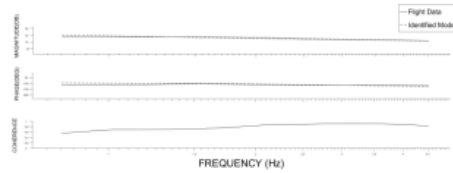


Fig. 8. Lateral frequency response

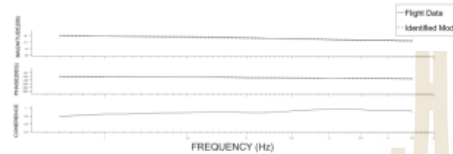


Fig. 9. Longitudinal frequency response

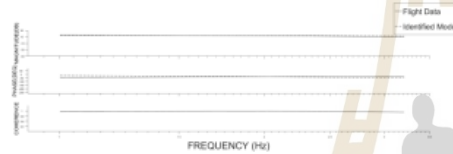


Fig. 10. Directional frequency response

According to Fig 10 – 12, for roll and pitch response has good coherence (more than 0.6) at frequency range 0.8 – 4.5 Hz. For yaw, good coherence is at 1 – 3.2 Hz.

D. Model verification

The following figures below will show comparison between flight test responses and identified model responses after excited real systems and models with the same input signal.

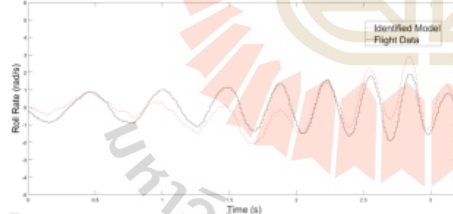


Fig.11. Roll response

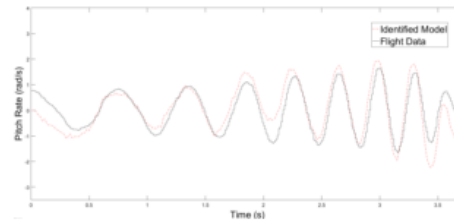


Fig.12. Pitch response

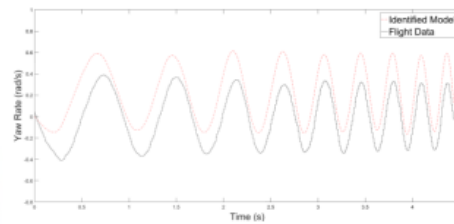


Fig.13. Yaw response

IV. OPTIMIZATION RESULT

MATLAB software provides Simulink Design Optimization toolbox for PID controller gain tuning via SISO transfer functions, which achieved from section III, in order to satisfy efficient flying performance. The following table will present controlled requirement for roll, pitch and yaw response individually. Each gain values must be reasonable, non-optimal gain will cause quadcopter uncontrollable and might crash in the worst case scenarios.

TABLE III. CONTROLLED REQUIREMENT

	Setting time (s)	Rise Time (s)	%Overshoot
Roll	1.5	1	5
Pitch	1	0.8	2
Yaw	3	2.5	3

The figure below has shown an example of tuning constraint.



Fig.14. Roll tuning constraint

If reasonable requirements were applied, after several iterations occurred, response would converge into white area as shown above to satisfy required controller. Tuned PID gains were overwritten inside Pixhawk 3 Pro via ground station software, Qgroundcontrol.

TABLE IV. PID GAIN TUNING RESULT

	K_p	K_i	K_d	optimization time (s)
Roll	0.18	0.0787	0.003	20
Pitch	0.1603	0.0472	0.003	22
Yaw	0.25	0.0798	0	19

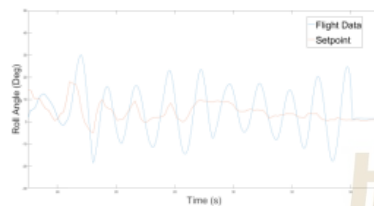


Fig.15. Roll response without optimized tuning

From figure above, without proper tuning quadcopter's response was not good. Error and overshoot were occurred significantly. Figures below will show flight test responses with model-based optimized gain tuning.

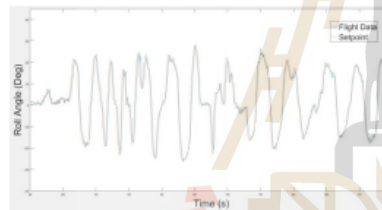


Fig.16. Roll response

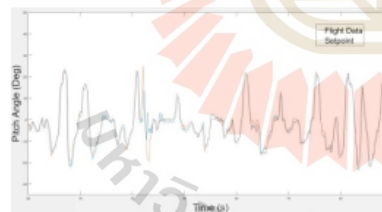


Fig.17. Pitch response

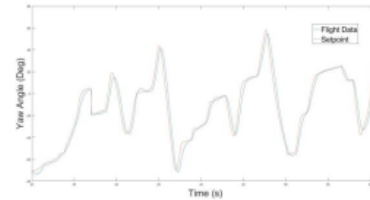


Fig.18. Yaw response

From fig. 17 – 19, quadcopter's response can track all three set points. Even though small overshoot and error still occurred but can be accepted because it is not effect flying quality, quadcopter is still controllable and easy to handle. Model-based tuning will save a lot of time instead of performing manual trial & error that will cost amount of time and may lead quadcopter to an accident.

V. CONCLUSION AND FUTURE WORK

This paper demonstrated system identification technique with CIFER and achieved dynamics models to represent roll, pitch and yaw responses. Then optimized PID gain tuning were done by MATLAB Design Optimization toolbox. With these optimized gains, quadcopter UAV could track set point successfully and flew efficiently.

For further development, determining model in state-space form is a good option due to its flexibility. According to axes coupling in quadcopter, modern control can be develop as well in order to get better control performance and acquire better flying quality.

REFERENCES

- [1] W. Saengphet, S. Tantrairatn, C. Thumtse, and J. Srisertpol, "Implementation of system identification and flight control system for UAV," in Control, Automation and Robotics (ICCAR), 2017 3rd International Conference on, 2017, pp. 678-683: IEEE.
- [2] W. Wei, M. B. Tischler, S. Nicholas, and K. Cohen, "Frequency-Domain System Identification and Simulation of a Quad rotor Controller," in AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2014, p. 1342.
- [3] N. V. Hoffer, C. Coopmans, A. M. Jensen, and Y. Chen, "A survey and categorization of small low-cost unmanned aerial vehicle system identification," Journal of Intelligent & Robotic Systems, vol. 74, no. 1-2, p. 129, 2014.
- [4] R. K. R. Mark B. Tischler, Aircraft and Rotorcraft System Identification Engineering Methods With Flight-Test Examples 1ed. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006, pp. 69-81.
- [5] S. Bhandari, P. Navarro, and A. Ruiz, "Flight Testing, Data Collection, and System Identification of a Multicopter UAV," in AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2017, p. 1558.
- [6] T. R. Philipp Niemeyer, and Florian Holzzapfel, "Open-Loop Quadrotor Flight Dynamics Identification in Frequency Domain via Closed-Loop Flight Testing," AIAA, p. 1539, 2015.
- [7] A. Dorobantu et al., "Frequency domain system identification for a small, low-cost, fixed-wing uav," in AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, 2011, p. 6719.
- [8] PX4DevTeam. (2018). Pixhawk 3 Pro. Available: https://docs.px4.io/en/flight_controller/pixhawk3_pro.html.

- [9] Ahmed, Syed Faiz. "A new approach in Industrial automation application" Embedded system design for Injection Molding Machine". In Multitopic Conference, 2007. INMIC 2007. IEEE International, pp. 1-5. IEEE, 2007.
- [10] Ahmed, S. F., & Azim, C. F. (2010, May). Embedded control system design for "novel micro-fluidic sensor" for the measurement of dynamic liquid interfacial tension. In Computer Communication Control and Automation (3CA), 2010 International Symposium on (Vol. 1, pp. 189-195). IEEE.
- [11] Joyo, M. K., Ahmed, S. F., Bakar, M. I. A., & Ali, A. (2018). Horizontal Motion Control of Underactuated Quadrotor Under Disturbed and Noisy Circumstances. In Information and Communication Technology (pp. 63-79). Springer, Singapore
- [12] Joyo, M. K., Ahmed, S. F., Bakar, M. I. A., & Ali, A. (2018). Horizontal Motion Control of Underactuated Quadrotor Under Disturbed and Noisy Circumstances. In Information and Communication Technology (pp. 63-79). Springer, Singapore
- [13] Joyo, M. K., Hazry, D., Ahmed, S. F., Tanveer, M. H., Warsi, F. A., & Hussain, A. T. (2013, December). Altitude and horizontal motion control of quadrotor UAV in the presence of air turbulence. In Systems, Process & Control (ICSPC), 2013 IEEE Conference on (pp. 16-20). IEEE
- [14] Ahmed, S. F., Kushsairy, K., Bakar, M. I. A., Hazry, D., & Joyo, M. K. (2015, April). Attitude stabilization of Quad-rotor (UAM) system using Fuzzy PID controller (an experimental test). In Computing Technology and Information Management (ICCTIM), 2015 Second International Conference on (pp. 99-104). IEEE



มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



UGS-SIT-TUM Vertical Take Off & Landing (VTOL) Drone with Flight Control

Andre Novianto Wan¹, Glendon Mao Shen Sim², Ryan Wee Lun Koh³, Ryan Kok Fong Koh⁴, Gibson Tubiba Teo⁵,
Thian Hong Yap⁶, Tin Nilju⁷ and Sutthiphong Srigrarom⁸
University of Glasgow in partnership with Singapore Institute of Technology, Singapore

Florian Holzappel¹⁰, Valentin Marvakov¹¹ and Pranav Bhadwaj¹²
Technical University of Munich, Munich, Germany

Suradet Tantrairath¹³ and Sarul Sakulthong¹⁴
Suranaree University of Technology, Nakorn Ratchasima, Thailand

This paper presents the design a fixed-wing Vertical Take-off and Landing (VTOL) UAV with tiltrotor for the transition to forward flight. With fixed-wing VTOL aircraft can achieve longer flight time and range and able take-off/land at any terrain without runways. The design of the fixed-wing VTOL UAV will consist of four motors similar to a quadcopter after take-off to a certain altitude the front two the motors will slowly tilt to almost 90 degrees for forwarding flight. The focus is on the study of the manoeuvre flight characteristics, such as the roll, pitch, yaw and elevation control input and output of the fixed-wing VTOL UAV. MATLAB and Simulink will be used to develop a control system by using the equation of motion (EOM). This paper also gives a better understanding of how the fixed-wing VTOL UAV works, how it transits from quad mode to a wing-borne forward flight mode while utilising the tilt rotors.

Keywords— Fixed-wing Vertical Take Off & Landing (VTOL) UAV, Autonomous Aerial Vehicle Challenge (AAVC).

I. Introduction

In 2018, a team of joint UGS-SIT-TUM students developed a VTOL UAV with tiltrotor for the AAVC competition held by Chiangmai University, Thailand. The overview of the VTOL UAV used in the competition shown in Figure 1. This work aims to design and construct a fixed-wing aircraft that has VTOL capabilities coupled with a tilt rotor mechanism which enables it to be deployed quickly. It exploits the effectiveness of a helicopter while retaining the ability of an aircraft in flight.

¹ BEng final year student, Aeronautical Engineering.

² BEng final year student, Aerospace Systems.

³ BEng final year student, Aeronautical Engineering.

⁴ BEng final year student, Aerospace Systems.

⁵ BEng final year student, Aeronautical Engineering.

⁶ BEng final year student, Aerospace Systems.

⁷ BEng final year student, Aerospace Systems.

⁸ Associate Professor, Aerospace System, AIAA member.

¹⁰ Professor, Institute of Flight System Dynamics, AIAA Fellow.

¹¹ PhD Candidate, Institute of Flight System Dynamics, AIAA member.

¹² PhD Candidate, Institute of Flight System Dynamics, AIAA member.

¹³ Assistant Professor, Institute of Engineering, AIAA member.

¹⁴ PhD student, Institute of Engineering, AIAA student member.



Fig. 1 Overview of the VTOL UAV with Tiltrotor

The objective is to complete a SAR mission in this Autonomous Aerial Vehicle Challenge (AAVC) 2018. The UAV must be able to carry one payload (1 kilogram), drop it on a target that evaluates the accuracy and precision of the drone, through autonomous mode or First-Person View (FPV) mode while flying manually. A dummy patient will be placed in the vicinity of the target to simulate the delivery of medical supplies to a wounded soldier and the SAR UAV must be able to identify and note any physical injury (laceration, dislocation etc.) on the patient.

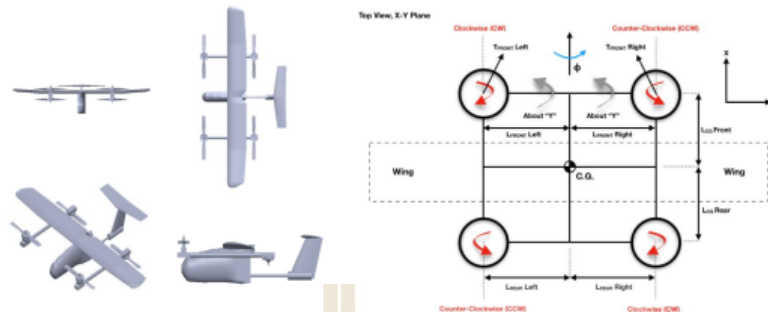
Hence the current study/project is based on this platform to fulfil this industry needs and shortcomings. The concept of the VTOL Drone is the same, regardless of the size difference. The VTOL Drone can transit from a multi-copter to fixed wing autonomously via a fly-by-wire system controlled with either a simple computer programme or a flick of a switch on the Radio Controller. This enables the VTOL Drone to take off like a helicopter and fly like a plane when in cruise or transit to speed up its process of flight. This also eliminates the need for a runway as take-off can be done in a small constraint space. i.e. access to accident sites due to blockage of traffic.

II. Design Concept

All The conceptual idea was to utilise an existing glider design and improve on it. The Volantex design of an existing platform was taken and modified to be able to not only carry a payload but also transit to a fixed wing which would help it in the long haul and improve on its flight range and endurance.

The main tilt rotor system which enables the switch from a Quadcopter to a fixed wing is powered by individual servos. In particular, the tilt rotor system is applied to the front two rotors only for the first stage of study. Subsequent studies will investigate the probability of having the rear rotors also simultaneously tilting to generate thrust to speed up the flight and transit. In turn this provides a maximum of 80° Degree tilt movement which enables the VTOL to transform to a complete fixed wing. An independent servo powers each motor to prevent a full failure of the tilt motion. The servos achieve synchronised tilt through a Power distribution board embedded within the drone systems. The Mainframe, PIXHAWK will control the systems onboard along with the electrical distribution.

The 3D views of fixed wing with quad rotors drone are represented in the figure below.



III. Mission Capabilities

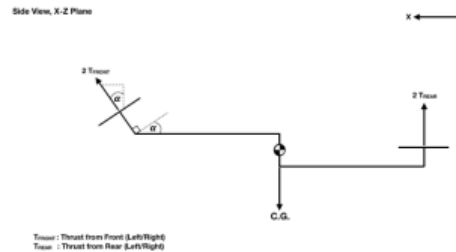
Having a tilt rotor capability unlocks multiple potential in its deployment. One of such potential gains is to achieve a better endurance as well as a longer range when executing missions such as search and rescue or even reconnaissance missions which normally require a big endurance in flight time or long-range flight.

Since the mission objective was to search and drop supplies for the injured in a catastrophic environment. Our drone was designed to fulfil that objective. From deployment, the drone will perform a direct launch vertically if taking off from constraint space or even a diagonal launch towards its intended path if space permits. This eliminates the need for a runway, mimicking the aspect of a helicopter. From which, the drone will transit from a quadcopter to a fixed wing propeller aircraft. This can be done in altitude gain or when the altitude is successfully achieved. All this is done while accounting for drift compensation caused by the wind or other disturbances. After establishing contact with the site, the drone will hover in place with drift compensation while it drops its payload of supplies. Keeping in mind that the Centre of gravity (CG) point remains unchanged. This precise hover will ensure an accurate location drop since the location site is catastrophic and chaotic.

A payload system is mounted below the drone to carry out the supply drop mission. This subsystem has two arms for deployment for two supply drops. The payload system is also controlled by the PIXHAWK, made possible by the Power Distribution Board, PDB. Servos make up each deployment arm to reduce the risk of total system failure. In which case, should one deployment arm malfunctions, the other deployment arm will still be able to operate without cause. Overall, the payload system also caters for space to carry an additional fuel load. This additional fuel load comes in the form of a battery pack which further prolongs its battery life and consequently extends the Drone flight time.

IV. Flight Mechanics Modelling

As from the innovative design based on the mixed configurations between fixed wing plane and quad rotors, the flight mechanic of this model needed to be developed including flight dynamic models (equation of motion) of both force and moment equations. The diagrams of this model, shown in figure 2 and 3, relatively support derived equations (1) to (6) in which the coordinate system of x, y and z-axes are applied as North-West-Down respectively. Note that the centre of gravity is assumed to be located at the intersection of the diagonal lines of both pairs of quad rotors such that the rotor can be ignored and it reduces time consumption in equation of motion (EOM) estimation.



Downloaded by UNIVERSITY OF MINNESOTA on August 1, 2019 | http://arc.aiaa.org | DOI: 10.2514/6.2019-1140

1. Linear

equations

x-axis:

$$F_x = T_{RL} \sin \alpha_L + T_{FR} \sin \alpha_R - N_{AL} \sin \delta_{AL} - N_{AR} \sin \delta_{AR} - 2N_E \sin \delta_E - Drag_x$$

y-axis:

$$F_y = N_V - Drag_y$$

z-axis:

$$F_z = -T_{RL} \cos \alpha_L - T_{FR} \cos \alpha_R - L_{WL} - L_{WR} - T_{RL} - T_{RR} - 2N_E \cos \delta_E - Drag_z + mg \tag{1}$$

2. Rotation equations

about x-axis (ϕ angle)

$$M_x = T_{FL} l_{FL} \cos \alpha_L - T_{FR} l_{FR} \cos \alpha_R + T_{RL} l_{RL} - T_{RR} l_{RR} + N_{AL} l_{AL} \cos \delta_{AL} - N_{AR} l_{AR} \cos \delta_{AR} - C_\phi \dot{\phi} - K_\phi \phi$$

about y-axis (θ angle)

$$M_y = T_{FL} l_{CG,Front} \cos \alpha_L + T_{RR} l_{CG,Front} \cos \alpha_R - T_{RL} l_{CG,Rear} - T_{RR} l_{CG,Rear} - L_{WL} l_{CG,Wing} - L_{WR} l_{CG,Wing} - N_{AL} l_{CG,AL} \cos \delta_{AL} - N_{AR} l_{CG,AR} \cos \delta_{AR} - 2N_E l_{CG,E} \cos \delta_E - C_\theta \dot{\theta} - K_\theta \theta$$

about z-axis (ψ angle)

$$M_z = T_{FL} l_{FL} \sin \alpha_L - T_{FR} l_{FR} \sin \alpha_R - N_{AL} l_{AL} \sin \delta_{AL} + N_{AR} l_{AR} \sin \delta_{AR} - N_V l_V - C_\psi \dot{\psi} - K_\psi \psi \tag{2}$$

3. Rigid body dynamics equation

$$\begin{aligned} F_x - mg \sin \theta &= m(\dot{u} + qw - rv) \\ F_y + mg \cos \theta \sin \phi &= m(\dot{v} + ru - pw) \\ F_z + mg \cos \theta \cos \phi &= m(\dot{w} + pv - qu) \end{aligned} \tag{3}$$

$$\begin{aligned} M_x &= I_{xx} \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{xz}pq \\ M_y &= I_{yy} \dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \\ M_z &= -I_{xz} \dot{p} + I_{zz} \dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xz}(p^2 - r^2) \end{aligned} \tag{4}$$

4. Kinematic equation

$$\begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \theta \sin \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \sin \theta \cos \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & -\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \tag{5}$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \tag{6}$$

Where $l_{CG,Front}$ and $l_{CG,Rear}$ refer to length from the centre of gravity to front and rear rotor respectively, and l_{FL} and l_{FR} refer to length from the centre line to the front left and right rotors respectively while l_{RL} and l_{RR} refer to length from the centre line to the rear left and right rotors respectively.

These all equations above indicate 18 non-linear ordinary differential equations (1) to (6) for 18 variables, including linear positions in global coordinates (x,y,z) ; linear velocities in body-frame coordinate (u,v,w) ; angular positions in global coordinates (ϕ, θ, ψ) ; and angular velocities in body-frame coordinate (p, q, r) subjected to forces (F_x, F_y, F_z) and moments (M_x, M_y, M_z) . All non-linear ordinary differential equations are investigated and solved by utilizing MATLAB and Simulink software.

5. Coordinates transformation

The sets of flight dynamics equations (1) to (6) for force and moments applied on the Black Wing Tiltrotor and referenced to the Black Wing Tiltrotor, i.e. body coordinates. The coordinates and position input are, however, in global (inertial frame), as well as the wind disturbance from the environment. Therefore, we need the transfer matrices from global to body axes are below.

The transformation of angular rates in global frame (p, q, r) to body frame $(\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$ are

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (7)$$

And, the transformation of angular rates from body frame back to global frame are

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin \phi \tan \theta & \cos \phi \tan \theta \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi \sec \theta & \cos \phi \sec \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (8)$$

Translational velocities $(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$ in global frame can also be transform to body frame (u, v, w) .

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (9)$$

The reverse transfer matrices from body back to global coordinates can be done by inverse equations (7)-(9).

V. Hardwares and Softwares Components

The Volantex 742-5 Phoenix Evolution 1600mm Glider design of an existing platform was taken and modified.

Individual servos power the main tilt rotor system which enables the switch from a quad-mode to a fixed wing. In particular, the Black Wing Tiltrotor system will be applied to the front two rotors only for the first stage of the study. Subsequent studies will investigate the probability of having the rear rotors also simultaneously tilting to generate thrust to speed up the flight and transit. In turn, this provides a maximum of 80° Degree tilt movement which enables the VTOL to transform to a complete fixed wing. An independent servo powers each motor to prevent a full failure of the tilt motion. The servos achieve synchronized tilt through a Power distribution board embedded within the drone systems. The Mainframe, PIXHAWK will control the systems onboard along with the electrical distribution.

A. Components in the VTOL with Tiltrotor UAV

The following Table 1 is the equipment used in the process of building the VTOL with Black Wing Tiltrotor UAV:

Items	Quantity	Description
Main body frame	1	Volantex 742-5 Phoenix Evolution 1600mm 2600mm 2 in 1 RC Glider Airplane (KIT)
Motors	4	PDS 5215 360KV Brushless DC
Electronic Speed Controller (ESC)	4	Hobbywing Xrotor Pro 60A
Flight controller with GPS	1	Bixhawk PX4 Gen1
Telemetry	1	433Mhz (Air) by 3DR robotics
Propellers (CCW+CW)	4	PDS T-Style 17 inches with 5.5 pitch
Battery	1	22.2V, 6 cells Li-Po battery, 10000mAh
Flight Camera	1	Turnigy Eclipse 2k Cam
First person view Camera	1	FX DV08 FPV Cam
Servo	7	Four servos for primary flight control, two for tilt-rotor and one for payload system
Carbon Rod	8	For structural frame and support
Carbon fibre plates	21	
Aluminum pieces	5	
3-D Printed Joints and Adapters	25	

1. Main Body with Quad Arm Mounted

The main body of the VTOL UAV was constructed by using the Volantex 1680 V6-Wingspan 1720mm platform and mounted the quad arm with a pair of carbon rod and carbon fiber plate to the wing as shown in Figure 4.

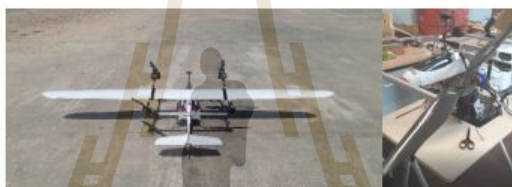


Figure 2 (left): VTOL UAV
Figure 3 (right): Black Wing Tiltrotors system

2. Black Wing Tiltrotor System

Individual servos power the Black Wing Tiltrotor system which enables the transition from a quad-mode to a wing-borne flight. With fixed-wing VTOL UAV can achieve longer flight time and range and able take-off/land at any terrain without runways. The design of the fixed-wing VTOL will consist of four motors similar to a quadcopter after take-off to a certain altitude the front of the motor will slowly tilt to almost 90 degrees for forwarding flight.

3. Flight Controller System (FCS)

The flight control system is the principal segment that controls the flight attributes and solidness of the VTOL and encourages in self-sufficient flight. The FCS gets the pilot's information orders and incorporates it with inbuilt sensors, for example, accelerometers, magnetometers and gyroscopes. These order inputs are prepared into legitimate information which will be conveyed to singular engines to play out the coveted flight execution.

4. GPS/Compass and Radio Telemetry Kit

The GPS/Compass was used to lock on to the satellites and received the Latitude (LAT) and Longitude (LON) data for autonomous flight.

The radio telemetry set is wireless communication between the VTOL UAV and the Ground Control Stations (GCS). The purpose is to transmit flight data such as roll, pitch and yaw angles, altitude and attitude to the GCS and the GCS able to transmit data such flight plan to the air station.



Figure 4(left): Pixhawk PX4
Figure 5 (center): GPS Module
Figure 6 (right): 433Mhz Telemetry Set

5. Radio Controller (RC) Transmitter and Receiver

The transmitter is an electronic communication device that transmits an ultra high-frequency signal wave (900Mhz) to the receiver. The analogue signal will translate the pilot's input for the FCS to process



Figure 7 (left): Fr-Sky Taranis QX7S
Figure 8 (center left): R9 Slim Rx
Figure 9 (center right): PDS 5215 360KV Brushless DC Front view
Figure 10 (right): PDS 5215 360KV Brushless DC Side view

6. Motors

Brushless DC electric motors convert electrical energy into mechanical energy. The motor uses current pulses to the motor winding to generate or control the torque and speed of the moto. The brushless motor was used because the advantages are lightweight, high power and speed and electronics controls compare to brush motor.

7. Electronic Speed Control (ESC)

The Electronic Speed Control (ESC) is a device that received a signal from the FCS and sends to the motor to controls the speed for the VTOL UAV flight control such as the roll, pitch, yaw and elevation or hover.



Figure 11 (left): Hobbywing Xrotor Pro 60A
Figure 12 (center): PDS T-style 1755 Propellers
Figure 13 (right): Airspeed Sensor

8. Propellers

The propellers have an aerofoil geometry, and when spun fast enough, it will produce thrust. The choice of ropellers is based on the specifications of the motor. If the motor is "over-propped", it can damage the motor, but if

“under propped”, there will be efficiency losses. The propellers used in this project is made from carbon fibre, T-style by PDS, with a diameter of 17 inches and a pitch of 5.5 inches.

9. Airspeed Sensor

The Airspeed sensor is the essential part of the transition from quad mode to wing-borne as it takes a reference to the airspeed. Therefore, it is critical to making sure the airspeed sensor was calibrated correctly before flying. Once the airspeed reaches 11m/s, it will automatically transit to wing-borne for faster and low energy consumption flight.

10. First Person View (FPV) System

The FVP system is an onboard camera that has a real-time video feed for the pilot to fly and know where the UAV is heading when the flight is out of sight. This system has been used in the civil or military sector for surveying building or SAR mission. In Figure 14 shows the FPV video feed send from the air system to the ground station.



Figure 14 (left): FPV system Ground and Air
 Figure 15 (center): Turnigy Eclipse 2k Cam
 Figure 16 (right): Payload Release Mechanism

11. Flight Camera (Turnigy Eclipse 2K Cam)

A flight camera system was mounted shown in Figure 14 for HD recording purpose in the SAR mission and area surveying. After the UAV landed, the recorded video would be taken for terrain analysis.

12. Payload System

The payload system mechanism is designed to hold at least one kilograms of payload needed for the SAR mission. A servo was used for the quick release of the payload.

13. Lithium – Polymer Battery

A lithium polymer (Li-Po) battery is the primary source of electrical energy that supplies to all electronics device in VTOL UAV. Each Li-Po cells will have 4.2V at a maximum charge and can go as low as 3.3V before causing damage to the Li-Po cell. Therefore, for safety reason, it is best to land the UAV at 3.5V

14. Electronics Layout

In Figure 17 shows the overview of the electronics layout for the VTOL UAV with Black Wing Tiltrotor system. The system was powered by a six cells Li-Po which is 22.2V. Therefore a Universal Battery Elimination Circuit (UBEC) must be used to regulate the voltage to 5V-6V for the pixhawk and other onboard electronics components.

There are two communication between GCS and FCS which uses the radio telemetry, RC transmitter and receiver. The final product is shown in figure 18.

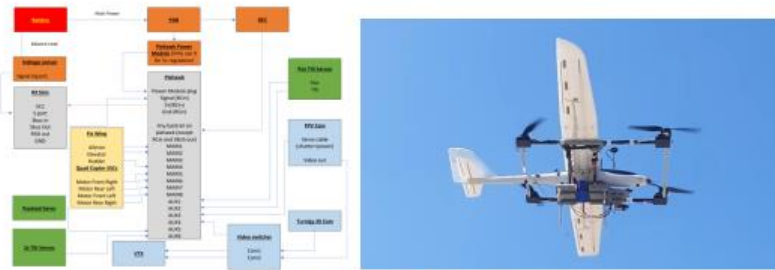


Figure 17 (left): Overview of Electronics Layout
 Figure 18 (right): Completed Black Wing Tiltrotor in flight.

VI. Simulink Simulations

The flight dynamics analysis of this Black Wing Tiltrotor is the following, as illustrated in figure 19 below.

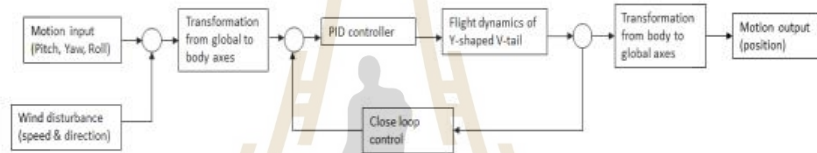


Figure 19: Flight dynamics control diagram

Firstly, the operator and/or the flight path planning algorithm gives in the input to the Black Wing Tiltrotor as in the desired pitch, yaw, roll and elevation. The output will be the desired velocities of the Black Wing Tiltrotor in global (initial) frames. At this stage, the wind disturbance can be fed into the input by direct addition to the freestream.

$$\vec{U} = \vec{U}_x + \vec{U}_{wind} \quad (10)$$

Secondly, the desired velocities of the Black Wing Tiltrotor in global (initial) frames (x, y, z) in global frame are transformed into the body frames (u, v, w) of the Black Wing Tiltrotor by means of transformation matrices as indicated in equation (9) above. This is because the motor executions are with the Black Wing Tiltrotor in this body frame. The velocities are converted back to yaw, pitch and roll of the vehicle in body frame.

Thirdly, the PID control is introduced in the model to gains $(K_p, K_i, \text{ and } K_d)$ are tuned initially by Ziegler-Nichols method then auto-tuned in flight. The control is in terms of yaw, pitch and roll of the Black Wing Tiltrotor in body frame.

Fourthly, the yaw, pitch and roll input will be converted into the applied forces and moments especially for the Black Wing Tiltrotor as indicated in equations (1)-(6). The output will also be the thrust and torques of the 4 motors of the Black Wing Tiltrotor, resulting in movement of the Black Wing Tiltrotor.

Next, the motion of the Black Wing Tiltrotor in terms of velocities in the body frame will be converted to the global (initial frames) by means of inverse transformation matrices as indicated in equations (7)-(9). This completes the flight dynamics of the Black Wing Tiltrotor. If needed, the output can be fed back to the very initial input as the feedback for path planning (not shown in the diagram).

Simulink

In this work, Simulink (MATLAB R2017b) is used to create the appropriate Flight Control Firmware for the Black Wing Tiltrotor UAV, based on the flight dynamics control block diagram just presented. The results collected from the Simulink programme were analyzed and used to investigate on the behavior and responses of the Black Wing Tiltrotor UAV. In this part, block diagrams from the flight control firmware will be shown.

Tiltrotor Systems: overview and subsystems

Figure 20 shows the overview the primary system, which consists of the PID controller, Motor subsystem and Tiltrotor subsystem that built according to equations of motion (1)-(6).

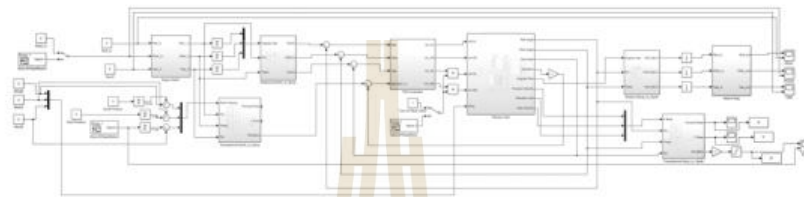


Figure 10: Overview of Black Wing Tiltrotor UAV system block diagram

Figures 21 and 22 show the block diagram for Black Wing Tiltrotor model itself. The major part is the Roll, Pitch, Yaw, Elevation, Forward and Side-slip motion sub-systems. Figures 23-28 show each of the sub-systems, following equations (1)-(6). The input signals, consist of the four motors, provide output such as roll, pitch, yaw angle, altitude and angular rate.

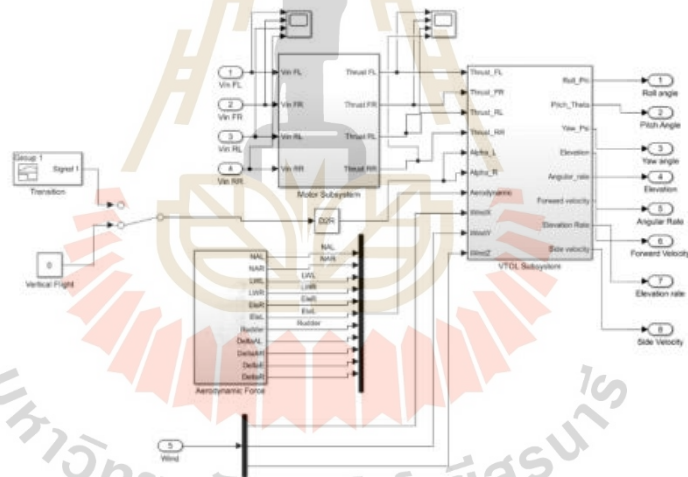


Figure 2: Black Wing Tiltrotor model block diagram

Downloaded by UNIVERSITY OF MINNESOTA on August 3, 2019 | http://arc.aiaa.org | DOI: 10.2514/6.2019-1140

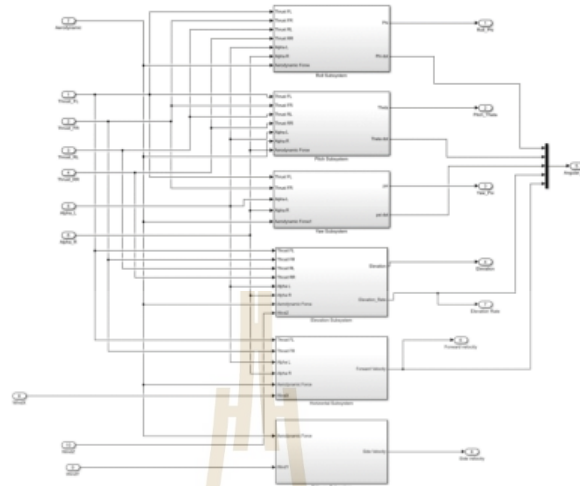


Figure 3: Black Wing Tiltrotor Roll, Pitch, Yaw, Elevation, Forward and Side-slip motion sub-systems block diagrams

Simulink results

Here, we present the Simulink results. The Tiltrotor is assumed to undergo vertical take-off and hover flight with negligible inertia, drag and frictions in the air, hence we can drop the stiffness and damping factors (k and c) in equations (1) and (2). Subsequently, these neglected k and c factors can be brought back in consideration by means of later flight test data and post-flight parameter estimation (curve-fitting). Under this take-off, climb and hover condition, and that, the ramp-up and constant elevation (z) is input to the Black Wing Tiltrotor as shown in figure 23.

The blue line is the desired input and yellow line is the response. The result from Simulink shows that the Black Wing Tiltrotor has initial delay in response at the start (yellow line), but this lasts only less than a second. Then, during the transition to hover (altitude hold, z elevation is a constant), there is a small overshoot in the response, but the Black Wing Tiltrotor is able to follow the hold command and hover accordingly.

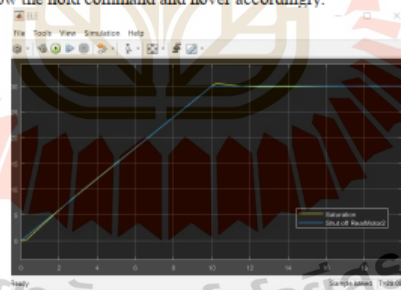


Figure 23: The ramp-up and constant elevation (z) input (blue) to simulate vertical take-off, climb and hover condition, and the response (yellow)

During this vertical climb and hold phase, the Tiltrotor exhibits small pitch and roll responses, during take-off and transition to hold as shown in figures 24 and 25. The amount of overshoot are at 0.2 radians maximum. During the rest of the time, the Black Wing Tiltrotor is mostly in level flight (no pitch nor roll) motions.

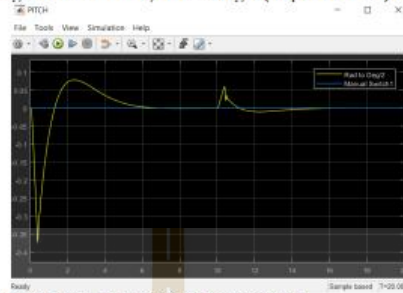


Figure 24: The yaw response (yellow) during vertical take-off, climb and hover condition.

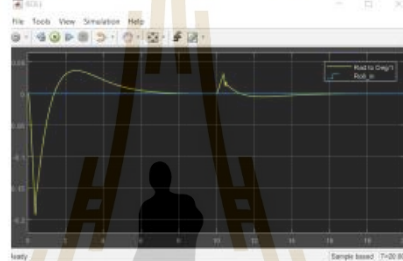


Figure 25: The roll response (yellow) during vertical take-off, climb and hover condition.

During this vertical climb and hold phase, the Tiltrotor exhibits very small (indeed negligible) yaw response as shown in figure 26. The amount of overshoot is at 0.006 radians maximum. The non-zero value is due to cumulative truncation error.

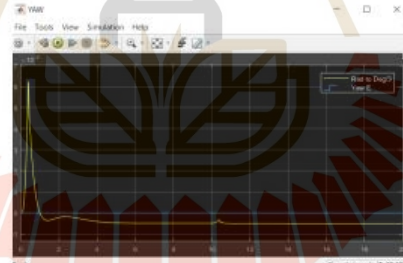


Figure 26: The yaw response (yellow) during vertical take-off, climb and hover condition.

Figure 27 shows the 3D trajectory of the Black Wing Tiltrotor during vertical take-off, climb and hover condition. It travels almost straight line as expected with very small at the order of $O(10^{-3})$ meter drifting sideways only.

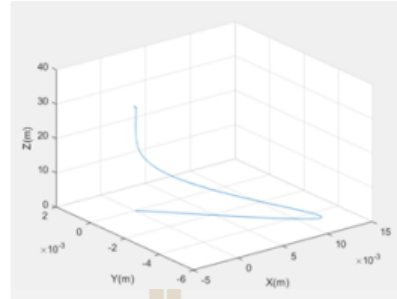


Figure 27: The simulated 3D trajectory of the Black Wing Tiltrotor during vertical take-off, climb and hover condition.

VII. Field Test of Transition Flights

During 22-24 November 2018, the Black Wing Tiltrotor was used to compete in the Autonomous Aerial Vehicle Challenge 2018 (AAVC) 2018 at Chiangmai University in Chiangmai, Thailand [1]. One of the missions was to fly 1km to the desired location, loiter, and then fly back within a stipulated time of 8 minutes. The Black Wing Tiltrotor completed the total distance of 2km within 5 minutes. The following link are video clips of its flights:

<https://youtu.be/1hm8CpMSU5c>

<https://youtu.be/wnhmAx0WcBg>

<https://youtu.be/97Xf7wCEV5w>

<https://youtu.be/LennTGuOOrw>

<https://youtu.be/FE-bKZY96Uk> (transition from rotary wing to fixed-wing modes)

<https://youtu.be/YHa8eK7IUZY> (transition from fixed-wing back to rotary wing modes).

In addition to the competition, we conducted flight test to see whether this VTOL Black Wing Tiltrotor is able to do transitional flight from rotary wing to fixed wing modes and vice versa. The flight tests were conducted in the open-air field, during this Autonomous Aerial Vehicle Challenge (AAVC) 2018. First, the aircraft took off as in rotary-wing mode, performed vertical climb to certain altitude. Then, the aircraft underwent automatic transition to fixed-wing mode and performed forward flight. Subsequently, the aircraft performed the backward transition from fixed-wing to rotary-wing modes for vertical landing. The 3D and 2D trajectory plots showing two major flight stages, consisting of take-off, cruise and landing, are illustrated in the figures 28 and 29.

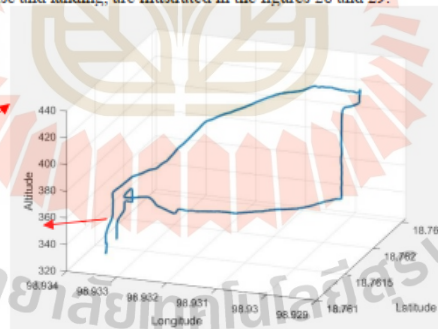


Figure 28: 3D trajectory plot of Black Wing Tiltrotor in AAVC 2018.



Figure 29 (left): 2D trajectory plot of Black Wing Tiltrotor from Mission planner.
 Figure 30 (right): Footage of the image taken at target area per AAVC 2018 mission.

As shown in figure 36, the aircraft performed vertical take-off, from the take-off location. Then, it underwent forward transition from rotary-wing to fixed-wing types and did forward flight. Then, it climbed while flying as fixed-wing and gained altitude. Then, it loitered at destination (search area). Then, it performed backward (reverse) transition from fixed-wing to rotary-wing and hover at the target location. To achieve better searching, the aircraft descended at lower altitude, until it could capture images and drop payload as required in AAVC 2018 mission (see figure 30), under rotary-wing mode. Once the image was taken, the aircraft did another forward transition from rotary wing to fixed-wing and flew back to the base (take-off location). When reached the base, the aircraft performed another backward transition from fixed wing to rotary wing modes for vertical landing.

Altogether, this shows the Black Wing Tiltrotor could do forward transition from rotary wing to fixed wing modes, for vertical take-off and cruise, as well as backward transition from fixed wing back to rotary wing modes, for hovering and vertical landing. These transitions can be done back and forth a few times automatically in flight.

VIII. Conclusions

UGS-SIT-TUM has developed the Black Wing Tiltrotor which aimed for a Search and Rescue (SAR) mission in the Thailand AAVC 2018. This aircraft has a more complicated dynamics and kinematics than conventional quad-copter configuration. The flight simulations are created with the current parameter of the Black Wing Tiltrotor to simulate a mission before using the aircraft for a real flight test is carried out. Eventually, the Black Wing Tiltrotor has performed a full transition flight and completed the SAR mission for AAVC 2018.

References

- 1) Autonomous Aerial Vehicle Challenge (AAVC) 2018 Official website, <http://aavc2018.eng.cmu.ac.th>, [accessed on November 8, 2018]
- 2) A. L. Salih, M. Moghavvemi, H. A. F. Mohamed and K. S. Gaeid, "Flight PID controller design for a UAV quadrotor," *Scientific Research and Essays*, vol. 5, no. 23, pp. 3660-3667, 2010.
- 3) P. Doherty, "Advanced Research with Autonomous Unmanned Aerial Vehicles," Linköping University, Sweden, 2004.
- 4) A. Vuruskon, B. Yüksək, U. Özdemir, A. Yükselen and G. Inalhan, "Dynamic Modeling of a Fixed-Wing TILTROTOR UAV," in 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Orlando, FL, USA, 2014.
- 5) A. Chapman, "Types of Drones: Multi-Rotor vs Fixed-Wing vs Single Rotor vs Hybrid TILTROTOR," *The Australian DRONE magazine*, no. 3, 2016.
- 6) P. Segui-Gasco, Y. Al-Rihani, H.-S. Shin and A. Savvaris, "A Novel Actuation Concept for a Multi Rotor UAV," *Springer Science+Business Media Dordrecht* 2013, UK, 2013.
- 7) P. Srivastava, J. Ninawe, C. Puthran and V. Nirkude, "Quadcopter for Rescue Missions and Surveillance," *IOSR Journal of Computer Engineering (IOSR-JCE)*, pp. 48-52.
- 8) W. Li, "Design of a Hybrid Fuzzy Logic Proportional Plus Conventional Integral-Derivative Controller," *FUZZY SYSTEMS*, vol. 6, no. 4, p. 1, 1998.
 Z.-L. Gaing, "A Particle Swarm Optimization Approach for Optimum Design of PID Controller in AVR System," *IEEE TRANSACTIONS ON ENERGY CONVERSION*, vol. 19, no. 2, pp. 384-391, 2004.

Wind disturbance control for V-tail Y-shape quadcopter

Shawndy Michael Lee Jin Lun⁽¹⁾, Sarul Sakulthong⁽²⁾ and
Sutthiphong Srigrarom⁽³⁾

Abstract— The flight control with wind disturbance predictive model for the University of Glasgow Singapore (UGS) Lynxmotion Hunter Y-shape V-Tail 500 are presented. The V-Tail has the capability of high directional manoeuvre by the tilted (angled) hind rotors arms. However, the drawbacks of this design are that it causes instability during strong crosswind and structural instability at the rear. As such, the development of a new flight control system with wind correction is required to assist in making this platform stable. The previous phase of this work was to understand the needs and objectives of this project, source for the right configuration and constructing of the V-Tail for the investigation of its flight behaviour. The subsequent phase was to recreate a flight control firmware using Simulink with analysis results. The current phase is to integrate the wind correction model. With the new developed wind disturbance control, the model can be flown on course despite strong wind. This can be used for future research into tiltrotor initiatives or even use it to recreate a robust location correction in auto mode without the use of GPS localization.

Keywords— V-tail Y-shape quadcopter, wind disturbance control, Unmanned Aerial Vehicle (UAV).

I. INTRODUCTION

IN this work, we develop a robust flight control system for Y-shaped V-tail quadcopter. Dryden model is used to model wind gusts acting on the vehicle and these disturbances are included in the dynamic model of the vehicle, by means of simple addition to stream velocities. Thus, aerodynamic disturbances are inherently integrated into the system model. The gain of the closed-loop control is adjusted by means of auto-tuning from actual flight tests. As a result, a linear dynamical model with nominal parameters has been obtained. PID type controllers are employed to achieve robust hovering. This proposed approach is verified by simulations and experiments, and its performance has been found quite satisfactory.

II. UGS V-TAIL (Y4) UAV

In 2017, a group of 5 UGS researchers had developed a V-Tail surveillance quad-copter UAV. The uniqueness of the quad-copter UAV lies in the ability of increased yaw manoeuvrability from the rear motor pairs to achieve a better yaw input and speed as compared to a conventional multi-rotor UAV. This development enabled the UAV to

perform various flight manoeuvres during waypoint tracking mission in the recent Thailand Aeronautical University UAS Challenge (AUUC) 2017 [1].



Figure 1: UGS V-Tail surveillance quad-copter UAV



Figure 2: V-Tail Top View

The distinct feature of this UAV is its V-Tail. The rear of the UAV is fitted with a structure that has two arms tilted at an angle. This defers from the usual lateral-levelled motor arms, which only produced one thrust component. With this new V-Tail, the rear motors produce two more additional thrust vectors (Green and Blue). This in turn gives the UAV more manoeuvrability from its V-Tail which enhances the flight characteristics. In this case, increased yaw performance due to the presence of the horizontal component (Blue).

The basic structure of this platform is a Tri-copter (Y). The benefits of this design are that it is universal as the rear arm is modular which allows the user to make changes to the V-Tail for improvements.



Figure 3: V-Tail UAV Back View (On Ground)

¹Author is a PhD student at Singapore University of Technology and Design (SUTD), Singapore (email: shawnmlee93@gmail.com)

²Author is a Master student at Suranaree University of Technology (SUT), Nakorn Ratchasima, Thailand (email: sarul.s@hotmail.com)

³Author is an associate professor in aerospace system at Singapore Institute of Technology -University of Glasgow Singapore (SIT-UGS) (e-mail: spot.srigrarom@glasgow.ac.uk)



Figure 4: V-Tail UAV Back View (Airborne)

Figure 5 shows the overview of the system layout of the V-Tail UAV. The signal input to the on-board X8R receiver transmits from the RC transmitter via a 2.4GHz wireless communication link. The receiver sends the input control data to the FCB for processing. In the construction of this UAV prototype, the default Flight Control firmware for this configuration was not entirely compatible with this V-Tail.



Figure 5: V-Tail System Layout

The following Table 1 states the list of components that were used in the construction of this V-Tail (Y4) UAV:

Table 1: Components were used in the construction of this V-Tail (Y4) UAV:

Items	Quantity	Description
Flight Controller Board with GPS	01	Pixhawk and GPS by 3DR (configured and calibrated via Mission Planner)
Electronic Speed Controller (ESCs)	04	30Amp Lynxmotion
GemFan Propellers (CW+CCW)	04	Composite Nylon, 8/10inches with 4.5 pitch
Frame (Lynxmotion)		Carbon Fibre board (designed, cut and imported)
Universal Battery Eliminator Circuit	01	3DR
Telemetry	01	3DR 433MHz (Airborne) Telemetry
Battery	01	11.1V, 3cells Li-Po battery, 5000mAh
Servo	01	9g Digital Servo for Payload delivery

During the initial tests, the V-Tail UAV has 375-400g battery was strapped onto the V-Tail which amounted the total weight of the UAV to 1.8kg. The flight data was recorded by

Flight Controller Board FCB (Pixhawk) these values shown below were extracted from the data logs during testing. Maximum Take-Off Weight (MTOW) was tested by adding additional payload for a takeoff. Max endurance and range are tested by allowing a fully-charged V-Tail to cruise in a specified flight path. These tests were conducted twice to thrice in manual and auto flight, the following are the average values from the tests.

Table 2: Weight and performance of V-Tail (Y4) UAV:

Maximum Take-Off Weight (MTOW)	2.5kg
Max Endurance	25mins
Hover (Flight) Duration	20mins
Max Range	1.5km
Max Forward Speed	8m/s
Cruising Speed	5m/s

Initial flight dynamics of this Y-shaped V-tail quadcopter was reported in [2]. Here is the excerpt of this analysis

III. EQUATIONS OF MOTIONS

Motor Equations

Electrical Equation

$$V_{in} = L_m \dot{I} + K_e \Omega + R_m I \quad (1)$$

where V_{in} = Input Voltage

$K_e \Omega$ = Back EMF

\dot{I} = Rate of Change of Current (A/s)

I = Current (A)

Ω = Angular velocity of Motor

Mechanical Equation

$$J_m \dot{\Omega} = K_T I - K \Omega \quad (2)$$

where J_m = Motor Inertia (kgm²)

K = Damping

$K_T I$ = Torque due to current

Thrust Equation

$$T = C_T \rho n^2 D^4 \quad (3)$$

where: T = Thrust (N)

C_T = Coefficient of Thrust

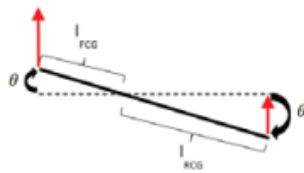
ρ = Air Density (kg/m³)

n = Revolution/Sec = $\frac{\Omega}{2\pi}$

D = Diameter of props (m)

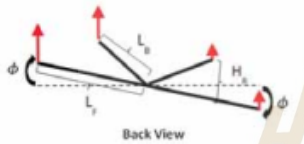
Flight Dynamics for V-tail

In this study, the UGS V-Tail (Y4) UAV is an unconventional build as compared to the usual Tri-copters (Y3) and Quad-copters (X4 or +4). Hence, in order to recreate an appropriate flight control firmware on Simulink, there is a need to understand the fundamental equations that governs this V-Tail UAV's flight characteristics. The equations below acts as the foundation for this self-programmed (Simulink) firmware. For small θ, ϕ, ψ angles, $\cos \theta \sim 1$, $\cos \phi \sim 1$ and $\cos \psi \sim 1$

Forces and moments**Pitch:**

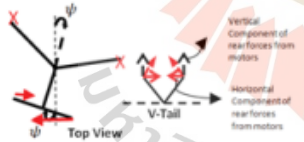
$$\begin{aligned} \sum M_y &= I_\theta \ddot{\theta} \\ \sum M_y &= (F_{R1} + F_{R2})l_{FCG} \cos \theta - (F_{R1} + F_{R2})l_B \cos \alpha l_{RCG} \cos \theta + c\theta + k\theta \end{aligned} \quad (4)$$

l_{FCG} : Length of the front arm to the CG
 l_{RCG} : Length of the V-Tail to the CG
 α : Angle of elevation of the V-Tail from the vertical
 θ : Pitch angle

Roll:

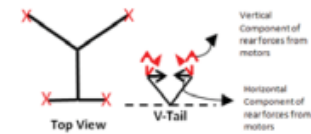
$$\begin{aligned} \sum M_x &= I_\phi \ddot{\phi} \\ \sum M_x &= (F_{R2} - F_{R1})l_F \cos \phi + (F_{R2} - F_{R1})l_B \cos \alpha \cos \phi + (F_{R2} - F_{R1})H_r \cos \alpha + c\phi + k\phi \end{aligned} \quad (5)$$

l_{Fr} : Distance of the front arm to the CG
 H_r : Height of the V-Tail motors to the CG
 ϕ : Roll angle

Yaw:

$$\begin{aligned} \sum M_z &= I_\psi \ddot{\psi} \\ \sum M_z &= (F_{R1} - F_{R2})l_{RCG} \cos \psi \sin \alpha + c\psi \end{aligned} \quad (6)$$

Z : axis pointing down
 ψ : Yaw angle

Elevation :

$$\begin{aligned} \sum F_z &= m\ddot{z} \\ \sum F_z &= (F_{R1} + F_{R2})l_{RCG} \cos \alpha + (F_{R1} + F_{R2})l_{FCG} \end{aligned} \quad (7)$$

m : Total weight

Kinematic Equations of 6-DOF (Translational)

$$F_x - mg \sin \theta = m(\dot{u} + qw - rv) \quad (8)$$

$$F_y + mg \cos \theta \sin \phi = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (9)$$

$$F_z + mg \cos \theta \cos \phi = m(\dot{w} + pv - qu) \quad (10)$$

where F_x , F_y and F_z are forces in body frames

Kinematics Equations of 6-DOF (Rotational)

$$M_x = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{xz}pq \quad (11)$$

$$M_y = I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xz}(p^2 - r^2) \quad (12)$$

$$M_z = -I_{xz}\dot{p} + I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})q + I_{xz}qr \quad (13)$$

where M_x , M_y and M_z are moments in body frames.

Coordinates transformation

The coordinates and position input are in global (inertial frame), however the actual force and moments applied on the V-tail are in body frame, the transfer matrices from global to body axes and vice versa used below.

The transformation of angular rates in global frame (p, q, r) to body frame ($\dot{\theta}, \dot{\phi}, \dot{\psi}$) are

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta\cos\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (14)$$

And, the transformation of angular rates from body frame back to global frame are

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\theta\tan\theta & \cos\theta\tan\theta \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta\sec\theta & \cos\theta\sec\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (15)$$

Translational velocities ($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$) in global frame can also be transform to body frame (u, v, w).

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\phi & \cos\theta\sin\phi & -\sin\theta \\ \sin\theta\sin\phi - \cos\theta\sin\psi & \sin\theta\sin\phi\sin\psi + \cos\theta\cos\psi & \sin\theta\cos\phi \\ \cos\theta\sin\phi\cos\psi & \cos\theta\sin\phi\sin\psi - \sin\theta\cos\psi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} \quad (16)$$

Wind disturbance consideration

The basic tasks for an autonomously flying quadrotor/helicopter is to hover or move in space to desired position despite the external disturbances. In most cases, such disturbances are by the wind.

Several researchers have addressed this. For position hold Hoffmann et al. [3] use thrust vectoring with PID structure for quadrotors. This requires extra power to supply the thrust vectoring. In the work of Meister et al. [4], a sensor fusion algorithm for stable attitude and position estimation using GPS, IMU and compass modules together, is presented, and the control algorithms for position hold and waypoint tracking are developed. This also requires further sensors. Hoffmann et al. [5] develop an autonomous trajectory tracking algorithm through cluttered environments and a novel algorithm for dynamic trajectory generation. This requires extensive computation onboard.

Here we treat the wind disturbance as another velocity fluctuations and introduce closed loop control. This requires no extra thrust vectoring, additional sensors or computationally expensive correcting control algorithm. Using the proposed algorithm, the vehicle is able to keep positions above given destinations as well as to navigate between waypoints while minimizing trajectory errors.

IV. CONTROL DIAGRAM

The flight dynamics analysis of this Y-shape V-tail quadcopter is the following, as illustrated in figure 6 below.



Figure 6: Flight dynamics control diagram

Firstly, the operator and/or the flight path planning algorithm gives in the input to the V-tail as in the desired pitch, yaw, roll and elevation. The output will be the desired velocities of the V-tail in global (initial) frames. At this stage, the wind disturbance can be fed into the input by direct addition to the freestream.

$$\vec{U} = \vec{U}_a + \vec{U}_{wind} \quad (17)$$

Secondly, the desired velocities of the V-tail in global (initial) frames ($\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$) in global frame are transformed into the body frames (u, v, w) of the V-tail by means of transformation matrices as indicated in equation (24) above. This is because the motor executions are with the V-tail in this body frame. The velocities are converted back to yaw, pitch and roll of the vehicle in body frame.

Thirdly, the PID control is introduced in the model to gains (K_p, K_i and K_d) are tuned initially by Ziegler-Nichols method

then auto-tuned in flight. The control is in terms of yaw, pitch and roll of the V-tail in body frame.

Fourthly, the yaw, pitch and roll input will be converted into the applied forces and moments especially for the V-tail as indicated in equations (4)-(7). The output will also be the thrust and torques of the 4 motors of the V-tail, resulting in movement of the V-tail.

Next, the motion of the V-tail in terms of velocities in the body frame will be converted to the global (initial frames) by means of inverse transformation matrices as indicated in equations (14)-(16). This completes the flight dynamics of the V-tail. If needed, the output can be fed back to the very initial input as the feedback for path planning (not shown in the diagram).

Simulink

In this work, Simulink is used to create the appropriate Flight Control Firmware for the V-Tail UAV, based on the flight dynamics control block diagram just presented. The results collected from the Simulink programme were analyzed and used to investigate on the behavior and responses of the V-Tail UAV. In this part, block diagrams from the flight control firmware will be shown.

Overview of the Flight Control firmware Block Diagram

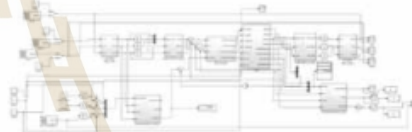


Figure 7: Overview of V-Tail UAV Firmware Block Diagram (MATLAB R2017b Simulink)

Figure 7 shows an overview of the entire Flight Control System firmware, with inclusion of wind disturbance model. This follows closely the flight dynamics control block diagram presented in the previous section. It consists of an input signal block to simulate a transmitter input, two converters, a PID controller and the flight characteristics (EOMs) of the V-Tail UAV in the 'V-Tail' subsystem. The flight characteristics of the V-Tail UAV consist of the roll, pitch, yaw and elevation of the system.

PID Controller

Figure 8 shows a standard PID model that was modelled in Simulink. The PID controller model comprises of a Proportional (K_p), an Integral (K_i) and a Derivative Gain element, hence the name PID. These are commonly used in most control systems requiring feedback control. By understanding the effects of each parameter, the PID controller gain values were initially coarse-tuned and fine-tuned to obtain an ideal response with respect to an input signal for the three rotations.

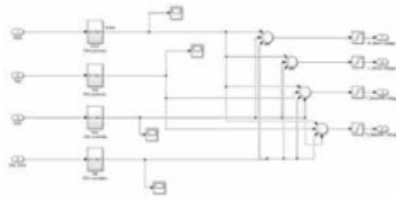


Figure 8: Standard employment of PID Controller Model for Pitch, Roll & Yaw

Table 3: V-Tail Flight Control Firmware PID Gain Values

	K_p	K_i	K_d
Elevation	10.2	4	100
Pitch	8.3	16.4	8.73
Yaw	30	5	2
Roll	30	50	10

V-Tail Block Diagram

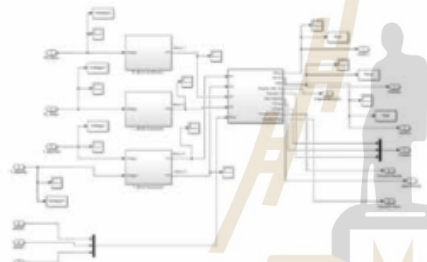


Figure 9: Overview of V-Tail Block Diagrams from motor voltages to forces

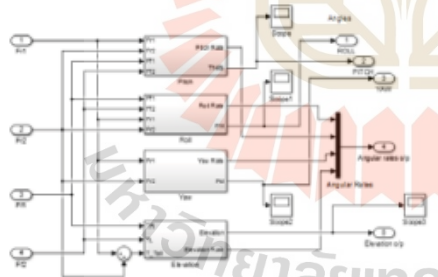


Figure 10: Overview of V-Tail Block Diagrams from forces to roll, pitch, yaw and elevations

Figures 9 and 10 V-Tail Block Diagrams from forces of the UGS V-Tail UAV. It comprises of the motor subsystems and the V-Tail subsystem which produce moments for rotational motion (Pitch, Roll, Yaw and forces for translational motion

such as position in x-axis, position in y-axis and position in z-axis (Elevation).

Motor subsystem

The motor subsystem is employed for all on-board motors. The yellow rectangle shows the model for the electrical equations of the motor (1)-(2) while the blue rectangle shows the model for the mechanical equation. And the green box consists of the model for the thrust equation. The model in the yellow rectangle converts the input voltage into current using the electrical equation. This current is fed into the blue rectangle which converts it into angular velocity. The output from the mechanical equation, Revolutions Per Second (RPS), is then multiplied with the thrust equation (3) to obtain the output thrust.

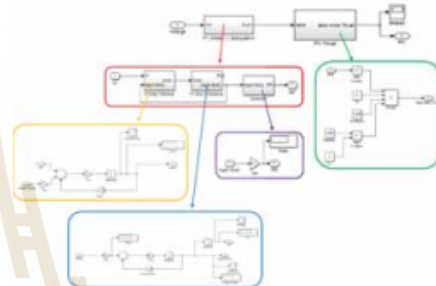


Figure 11: Motor Subsystem and its components

V-Tail subsystem

The V-Tail subsystem holds four other subsystems (Pitch, Roll, Yaw and Elevation), each of the subsystem is built in accordance with their individual equation of motion. The respective motor thrust values are fed to these subsystems and they produce two kinds of output: angles and angular rates. The angles provide the results to the amount of rotation the V-Tail UAV is subjected to, with respect to the (transmitter) input from the user. The angular rates are used as a form of feedback known as rate feedback to the PID controller. A rate feedback benefits the system by improving the system damping.

Pitch Subsystem

The Pitch subsystem is used to derive the Pitch angle (θ) and Pitch Rate using equation (4).

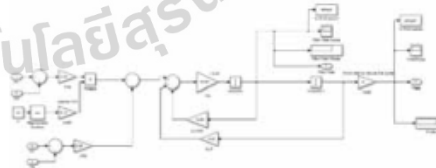


Figure 12: Pitch Subsystem

Roll Subsystem

With reference to equation 5, the Roll subsystem is derived and used to obtain the Roll angle (ϕ) and Roll rate.

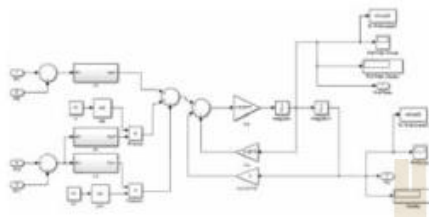


Figure 13: Roll Subsystem

Yaw Subsystem

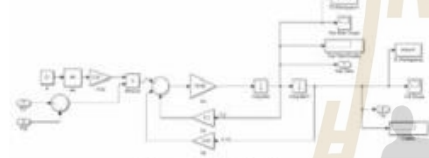


Figure 14: Yaw Subsystem

The Yaw subsystem is used to derive the Yaw angle (ψ) and Yaw Rate using equation 6.

Elevation Subsystem

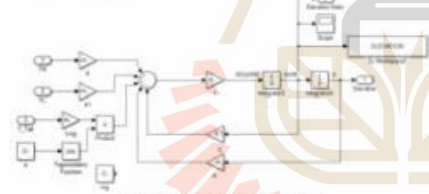


Figure 15: Elevation Subsystem

The Elevation subsystem uses equation 7 to derive the Elevation and its Elevation rate used to control the altitude (hover), in terms of meters (m).

Transfer from global to body axes and vice versa

The transfer of both linear and angular velocities from global to body axes follow equations (14)-(16).

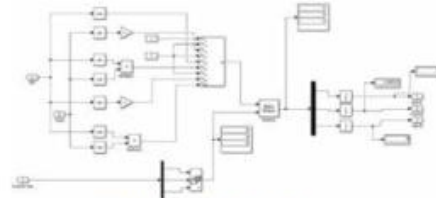


Figure 16: Transfer from global to body axes

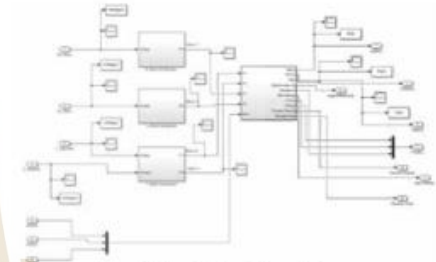


Figure 17: Transfer from body to global axes

V. WIND DISTURBANCE CORRECTION

In order to correct wind disturbance that effects the movement of the V-tail, wind model must be known which would take very long time of calculation or experiment. Therefore, we perform simple close-loop wind disturbance correction estimation, in equation 18.

$$U_{\infty,corrected} = H_w(U_{\infty} + V_{wind,y} - k_1 G_w) \quad (18)$$

G_w is observer and H_w is estimated wind model. State observer is used by measuring velocity output of V-tail after effected by wind gust, then subtracted to velocity input as shown in figure 18.

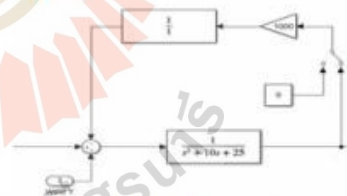


Figure 18: Wind disturbance close loop control

Refer to equation 18, the gains values of $G_w = 1$, $k_1 = 1000$, $H_w = 10$ and 25 are obtained from the previous actual flight test data [2]. Hence, these are the values that could make V-tail stable.

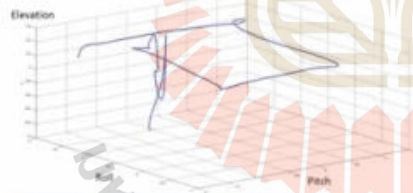
VI. RESULTS AND DISCUSSION

Physical flight test [2] was conducted to compare with the simulation results to test the accuracy of the two different firmware. The Pitch and Roll showed idealistic responses while the Yaw and Elevation had slightly lower stability as compared to the other two. Prior to the development of this Simulink firmware, the following assumptions are made:

- Conventional aerodynamics axes used
- Negligible Anti-Torque
- Point Load (i.e. model mass acting on the CG)
- Negligible disturbance (i.e. ground effects like downwash, side-slips and vortices)
- Ideal condition (i.e. constant air density, temperature and no EMI interferences)
- The following simulation results are based on a hovering condition at an altitude of 1m above mean sea-level (AMSL).

Here, the V-tail was flown manually without the wind correction model. The flight tests were split into 2 segments: line-of-sight (LOS) manual flight and autonomous flight. A good number of LOS flight trials were done in at the author's based office in Singapore at the open field, and inside the Opti-track (motion-tracking) lab [1]. Whereas the autonomous flight was only done at Suranaree University of Technology (SUT), Korat, Thailand as there is a limit to the allowable airspace that can be flown in Singapore.

The aircraft shown strong sensitivity under wind disturbance as shown in figure 19 below. The V-tail took off manually, transitioned into hover, stabilized, rolled left, pitched forward, transitioned from pitch to roll, rolled right and pitched back as shown in the table.



Samples	Motion	Linear Velocities	Remarks
0-500	On Ground		Motors Rolling
500-1000	Take-off	w	UAV takes off
1000-1500	Transition	w	Transitioning into hover
1500-2000	Hover	w	Stabilising
2000-2500	Roll	v	Rolling left
2500-3000	Pitch	u	Pitching forward
3000-3500	Transition	u, v	Transitioning from Pitch to Roll
3500-4000	Roll	v	Rolling right
4000-4500	Pitch	u	Pitching back

Figure 19: V-Tail UAV flight path in Opti-track

Simulink model

We applied the flight dynamics control (Simulink) model just presented to the V-tail. The initial result for the no wind condition are shown in figures 20 and 21. We gave input to the V-tail platform to take off to 10m elevation and hold at that altitude for 20 second. The Simulink results show this case accordingly. Besides, due to the geometry of the V-tail, this requires the V-tail to pitch down to 5 degree, so that, the tail rotors can rise up. There is short oscillation due to this PID control.

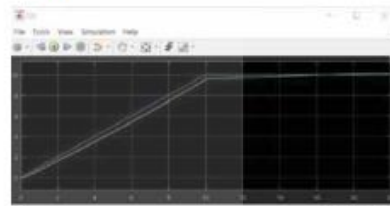


Figure 20: Elevation input (blue line) and output (yellow line)

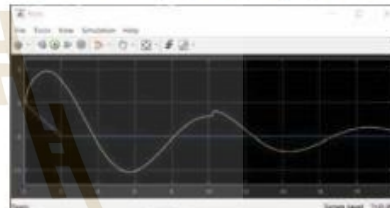


Figure 21: Pitch input (blue line) and output (yellow line)

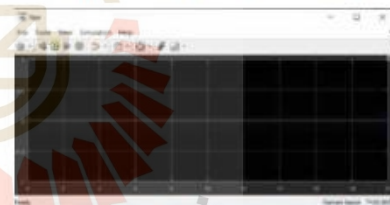


Figure 22: No yaw input (blue line) and output (yellow line)



Figure 23: No roll input (blue line) and output (yellow line)

There is lagging of elevation as expected for PID control. There is no yaw nor roll during this maneuvering as shown figures 22 and 23

The 3D flight path is shown in figure 24. It shows the V-tail pitches up, moves back a bit in x-direction, and then, moves forward in x-direction, as well as gaining altitude (z-direction).

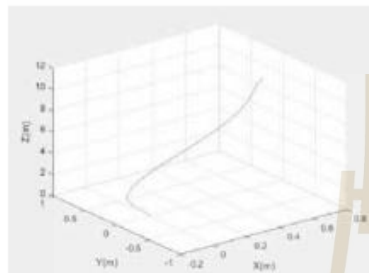


Figure 24: Simulated V-Tail UAV flight path during take-off and forward motion, under no wind condition.

Next, we tested the model by introduce the wind disturbance to the V-tail. The result with side wind condition (y-direction) at 10 m/s are shown below. This causes the V-tail to just drift side way. The 3D flight path is shown in figure 25. The large drifting response is expected as there is no control nor wind correction. The pitch, yaw, roll and elevation remain similar to the previous no wind case.



Figure 25: Simulated V-Tail UAV flight path during take-off and forward motion, under 10m/s cross wind, without wind correction

Next, after close loop control to the model as wind eliminator, the side drift is minimized from 10-20m to 1-2m, i.e., 10 time reduction in drifting distance. Therefore this close loop control wind correction helps V-tail maintain trajectory and flight path. This UAV could keep trajectory better against wind disturbance. The corresponding simulated 3D flight path is shown in figure 26.

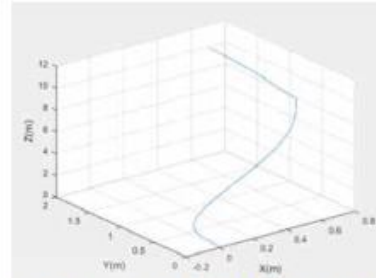


Figure 26: Simulated V-Tail UAV flight path during take-off and forward motion, under 10m/s cross wind, with wind correction

VII. CONCLUSIONS

This paper presents the improved the flight dynamics control firmware for the UGS V-Tail UAV with the inclusion of wind disturbance. The simple closed-loop wind disturbance views the wind disturbance as another velocity fluctuations and introduce closed loop control. The gain is adjusted from actual flight test. With the improved closed-loop control algorithm, the V-tail demonstrates vertical take-off, and altitude hold under wind condition.

References

- [1] Showdy Michael Lee Jin Lan, Aaron Kua Xiang Leng, Muhammad Deafiq Bin Afandi, Kevin Ho Kejin, Milven Lim Jun Hong, Sutthiphong Srigranon, *Development of Quadrotor V-tail UAV*, *International Journal of Intelligent Unmanned Systems (IJUIS)*, April 2017.
- [2] Showdy Michael Lee Jin Lan and Sutthiphong Srigranon, *Development of UGS Quadrotor V-tail UAV - Electrical and Autonomous Lead*, *International Journal of Intelligent Unmanned Systems (IJUIS)*, August 2018.
- [3] Gabriel M. Hoffmann, Haomin Huang, Steven L. Waslander, and Claire J. Tomlin, *Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment*, in *Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, South Carolina, August, 2007.
- [4] O. Meister, R. Mrikek, J. Wendel, N. Fritsch, C. Schalle, G. F. Trommer, *Development of a GPS/INS/MAG navigation system and waypoint navigator for a VTOL UAV*, *ISPIE Unmanned Systems Technology IX*, Orlando, FL, USA, April 9-12, 2007, vol. 6561, p. 65611D.
- [5] G. M. Hoffmann, S. L. Waslander, and C. J. Tomlin, *Quadrotor helicopter trajectory tracking control*, in *2008 AIAA Guidance, Navigation and Control and Exhibit*, Honolulu, Hawaii, USA, August 2008.

ประวัติผู้เขียน

นายสร้อย สกุดทอง ชื่อเล่น ตูน เกิดวันที่ 6 ตุลาคม พ.ศ. 2537 มีภูมิลำเนาอยู่จังหวัดสุรินทร์ สำเร็จการศึกษาระดับประถมศึกษาจากโรงเรียนอนุบาลสุรินทร์ จังหวัดสุรินทร์เมื่อปี พ.ศ. 2550 สำเร็จการศึกษาระดับมัธยมศึกษาตอนต้นและตอนปลายจากโรงเรียนสุรวิทยาคาร จังหวัดสุรินทร์ เมื่อปี พ.ศ. 2556 จากนั้นเข้าศึกษาระดับปริญญาตรี หลักสูตรวิศวกรรมอากาศยาน สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา และจบการศึกษาในปี พ.ศ. 2560

ในปี พ.ศ. 2560 เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ หลักสูตร วิศวกรรมเครื่องกลและระบบกระบวนการ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี มีผลงานวิจัยดังต่อไปนี้

ปี พ.ศ. 2561 เสนอบทความและเข้าร่วมนำเสนอบทความในงานประชุมทางวิชาการ International Conference on Engineering Science and Innovative Technology 2018 (ESIT 2018) ณ โรงแรม JW Marriott Khao Lak Resort & Spa จังหวัดพังงา ในหัวข้อ “Frequency Response System Identification and Flight Controller Tuning for Quadcopter UAV”

ปี พ.ศ. 2562 ร่วมทำวิจัยระยะสั้น ณ สถาบันเทคโนโลยีแห่งสิงคโปร์ (Singapore Institute of Technology, SIT) และส่งบทความเข้าร่วมงานประชุมทางวิชาการทั้งสิ้น 2 บทความ ดังนี้

1. งานประชุมทางวิชาการ First International Symposium on Instrumentation, Control, Artificial Intelligence, and Robotics 2019 (ICA-SYMP 2019) ซึ่งจัดขึ้น ณ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย ในหัวข้อ “Wind disturbance control for V-tail Y-shape quadcopter” ในฐานะผู้ร่วมวิจัย

2. งานประชุมทางวิชาการ ICA-SYMP 2019 เช่นเดียวกับฉบับที่ 1 ในหัวข้อ “Development of UGS-TUM Vertical Take Off & Landing (VTOL) Drone with Flight Control” ในฐานะผู้ร่วมวิจัย ซึ่งต่อมาบทความฉบับนี้ถูกตีพิมพ์ใน AIAA Aviation 2019 Forum ซึ่งเป็นงานประชุมทางวิชาการ ที่จัดขึ้น ณ เมือง Dallas, Texas ประเทศสหรัฐอเมริกา โดยสถาบันการบินและอวกาศแห่งอเมริกา (American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA)

ปี พ.ศ. 2562 เสนอบทความและเข้าร่วมนำเสนอบทความในงานประชุมทางวิชาการ The 10th Thai Society of Mechanical Engineers, International Conference on Mechanical Engineering (TSME-ICoME 2019) ณ โรงแรม A-One The Royal Cruise เมืองพัทยา ในหัวข้อ “Modelling and Attitude Control for Tiltrotor UAV during Transition Flight Mode” และได้รับรางวัล Best Paper Award สำหรับหมวด Dynamic Systems, Robotics and Controls (DRC).