การออกแบบและควบคุมอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้ 2 ทิศทาง

นายศุภโชค ตันติวิวัทน์

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล
คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
ปีการศึกษา 2566

Design and Control of a Novel Penta-Rotor UAV with Two-DOFs Tilting Coaxial Propellers.

Mr. Supachock Tuntivivat

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

A Dissertation Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements
for the Degree of Doctor of Philosophy in Mechanical Engineering
Department of Mechanical Engineering
Faculty Of Engineering
Chulalongkorn University
Academic Year 2023

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การออกแบบและควบคุมอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้ 2 ทิศทาง
โดย	นายศุภโชค ตันติวิวัทน์
สาขาวิชา	วิศวกรรมเครื่องกล
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก	รองศาสตราจารย์ ดร.พงศ์แสน พิทักษ์วัชระ

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

.... คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์

(ศาสตราจารย์ ดร.สุพจน์ เตชวรสินสกุล)

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

.... ประธานกรรมการ

(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ปรัชญา เปรมปราณีรัชต์)

.... อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก

(รองศาสตราจารย์ ดร.พงศ์แสน พิทักษ์วัชระ)

.... กรรมการ

(รองศาสตราจารย์ ดร.นภดนัย อาชวาคม)

.... กรรมการ

(อาจารย์ ดร.รีนา เซย์)

.... กรรมการ

(รองศาสตราจารย์ ดร.รัชทิน จันทร์เจริญ)

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

ศุภโชค ตันติวิวัทน์ : การออกแบบและควบคุมอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้ 2 ทิศทาง. (Design and Control of a Novel Penta-Rotor UAV with Two-DOFs Tilting Coaxial Propellers.) อ.ที่ปรึกษาหลัก : รศ. ดร.พงศ์แสน พิทักษ์วัชระ

การเคลื่อนที่ของอากาศยานแบบไร้คนขับชนิด 4 ใบพัดตรึงนั้น ถูกจำกัดเนื่องด้วยใช้โรเตอร์แบบตรึงเพียงสี่ตัวเท่านั้น งานวิจัยฉบับนี้จึงขยายขีดความสามารถของอากาศยานไรคนขับนี้ด้วยการออกแบบอากาศยานชนิด 5 ใบ โดยพัฒนามาจากแบบ 4 ใบพัดตรึงด้วยการเพิ่มใบพัดที่ตำแหน่งตรงกลางอากาศยานที่ติดตั้งบนกลไกกิมบอลเพื่อควบคุมทิศทางของแรงผลัก โดยแรงผลักจากโรเตอร์เดิมและโรเตอร์ใหม่รวมกันทำให้เกิดแรงที่ใช้ในการควบคุมการเคลื่อนที่ไปด้านข้าง และการเอียงตัวของอากาศยานได้ดีขึ้น ในการออกแบบระบบการควบคุมอากาศยานได้เสนอตัวคุมคุมแบบพีไอดีแบบไม่เชิงเส้น (nonlinear PID controller) เพื่อใช้ในการควบคุมอากาศยานให้เคลื่อนที่ตามเส้นทางที่ต้องการ โดยตัวควบคุมดังกล่าวได้ใช้อินทิกรัลแบบพิเศษ นอกจากนี้แล้วงานวิจัยฉบับนี้ยังใช้เทคนิคการปรับให้เหมาะสม (optimization technique) เพื่อจัดสรรแรงขับของโรเตอร์ โดยพิจารณาจากไดนามิกส์ของกิมบอลและขีดจำกัดของโรเตอร์ ในส่วนของการทดลองได้มีการจำลองเพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของข้อผิดพลาดอินทิกรัลแบบพิเศษ ตรวจสอบช่วงการเอียงตัวของอากาศยาน และสาธิตการติดตามการเคลื่อนที่บนเส้นโค้งสามมิติรูปเลขแปด (3D-Lissajous curve)

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

สาขาวิชา	วิศวกรรมเครื่องกล	ลายมือชื่อนิสิต	
ปีการศึกษา	2566	ลายมือชื่อ อ.ที่ปรึกษาหลัก	

6171446721 : MAJOR MECHANICAL ENGINEERING
KEYWORD: Aerial systems: mechanics and control, UAV design, nonlinear PID controller, optimal thrust force allocation

Supachock Tuntivivat : Design and Control of a Novel Penta-Rotor UAV with Two-DOFs Tilting Coaxial Propellers.. Advisor: Assoc. Prof. PHONGSAEN PITAKWATCHARA, Ph.D.

The movement of a 4 fixed-propellers unmanned aircraft is limited because of the setting up of 4 fixed-rotors. This research aims to improve a capability of the unmanned aircraft by designing an additional propeller for the aircraft. The additional propeller is installed at the middle of the aircraft. It is mounted on a gimbal mechanism to control the thrust direction. The combination force of all thrusters is used for a sideways and a tilt movement of the aircraft. To improve these movements, a nonlinear PID with a special integral controller was proposed to control the aircraft moving along the desired path. In the meanwhile, the optimization technique was applied to the new thruster by considering the gimbal dynamics and the limitation of all rotors. The experiments were conducted to compare the error of special integral technique with the reference. The demonstration of the tilt movement and tracking along a 3D-Lissajous curve were performed.

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

Field of Study: Mechanical Engineering		Student's Signature ....
Academic Year: 2023		Advisor's Signature ....

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จได้ ผู้เขียนขอกราบขอบพระคุณ รศ.ดร.พงศ์แสน พิทักษ์วัชระ อาจารย์ที่ปรึกษาอย่างสูง ที่ได้ให้คำปรึกษาในการทำวิจัย ตลอดจนเสนอแนะแนวทางในการแก้ปัญหาและอุปกรณ์การวิจัยต่างๆ พร้อมทั้งดูแลสอบถามความก้าวหน้าของวิทยานิพนธ์อย่างต่อเนื่อง ทำให้ผู้เขียนทำงานได้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

ขอขอบคุณกรรมการสอบวิทยานิพนธ์ รศ.ดร.นภดนัย อาชวาคม รศ.ดร.รัชทิน จันทร์เจริญ และ ดร.รีนา เซย์ พร้อมทั้งประธาน ผศ.ดร.ปรัชญา เปรมปราณีรัชต์ ที่ได้สละเวลาในการให้คำแนะนำเพิ่มเติม เพื่อให้วิทยานิพนธ์ฉบับนี้มีความสมบูรณ์มากยิ่งขึ้น

ขอขอบพระคุณอาจารย์ประจำภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและบุคลากรทุกท่าน ที่ได้เอื้อเฟื้ออุปกรณ์และเครื่องมือในการทำวิจัย การอำนวยความสะดวกให้แก่ผู้เขียนได้ทำวิจัยได้อย่างราบรื่น พร้อมทั้งมอบกำลังใจ ตลอดจนสอบถามความคืบหน้าระหว่างการดำเนินงานวิจัย

ศุภโชค ตันติวิวัทน์

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย ..... ค

บทคัดย่อภาษาอังกฤษ ..... ง

กิตติกรรมประกาศ ..... จ

สารบัญ ..... ฉ

สารบัญรูป 1

บทที่ 1 บทนำ 3

1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์ 3

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย 4

1.3 ขอบเขตการวิจัย 4

1.4 ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์ 4

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ 4

บทที่ 2 ปริทัศน์วรรณกรรม 5

บทที่ 3 แนวคิดในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับ และสมการการเคลื่อนที่ 15

3.1 แนวคิดในการออกแบบอากาศยาน (Conceptual Design) 15

3.2 สมการการเคลื่อนที่ (Equations of Motion) 15

3.3 สมการ closed-loop dynamics 17

3.4 อินทิกรัลแบบพิเศษ 18

3.5 Nonlinear PID controller 19

3.6 Special integral error 20

3.7 Control allocation 22

3.7 Admissible trajectories of UAV 25

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

3.8 ออกแบบและสร้างต้นแบบของอากาศยาน สำหรับการทดสอบจริง..................................... 26

3.9 การเชื่อมต่ออุปกรณ์ระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ 27

บทที่ 4 ผลการทดลอง... 29

4.1 การทดสอบหาค่าแรงของใบพัด 29

4.1.1 การทดสอบหาค่าแรงของใบพัดสำหรับโรเตอร์แบบตรึง.. 29

4.1.2 การทดสอบหาค่าแรงของใบพัดสำหรับโรเตอร์แบบคู่ควบ 30

4.2 การทดลองพลศาสตร์ของอากาศยาน.. 30

บทที่ 5 สรุปผลการทดลอง ปัญหาที่พบในการทดลองและข้อเสนอแนะ 40

5.1 สรุปผลการทดลอง 40

5.2 ข้อเสนอแนะ 41

บรรณานุกรม... 42

ประวัติผู้เขียน... 45

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

สารบัญรูป

รูปที่ 2.1 อากาศยานแบบสี่โรเตอร์ทรงสามเหลี่ยม 5

รูปที่ 2.2 อากาศยานแบบ 6 ใบพัด ที่ออกแบบให้มีการปรับมุมใบพัดเอียงอย่างเหมาะสม 6

รูปที่ 2.3 อากาศยานไร้คนขับแบบ 8 ใบพัดหมุน ซึ่งมีทิศทางของแรงใบพัดทั้ง 8 เรียงตัวเป็นโครงสร้างทรงลูกบาศก์ 6

รูปที่ 2.4 อากาศยานที่ใช้โรเตอร์แบบสองทิศทางจำนวน 8 ตัว ที่ใช้ตัวขับแบบกลับทิศทางของโรเตอร์ได้ ... 7

รูปที่ 2.5 อากาศยานไร้คนขับที่ใช้ใบพัดคู่แกนหมุนร่วม โดยมีกลไกลบานพับข้อต่อหมุน 8

รูปที่ 2.6 กลไกบานพับที่เพิ่มข้อต่อหมุนของชุดใบพัดคู่แกนหมุนร่วม 8

รูปที่ 2.7 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุนที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โว ซึ่งขนานกับแขนของอากาศยาน 9

รูปที่ 2.8 มอเตอร์เซอร์โวที่ถูกติดตั้งขนานตามแนวแกนเพื่อควบคุมทิศทางของแรงใบพัด 9

รูปที่ 2.9 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โว ซึ่งตั้งฉากกับแขนของอากาศยาน 9

รูปที่ 2.10 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดได้สองแกน 10

รูปที่ 2.11 อากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวซึ่งขนานกับแขนของอากาศยาน 10

รูปที่ 2.12 อากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดหมุน แบบโคแอกเซียลที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวซึ่งขนานกับแขนของอากาศยาน 11

รูปที่ 2.13 อากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดหมุน ที่ใช้มอเตอร์เซอร์โวเพียงตัวเดียวในการควบคุมทิศทางของแรงใบพัดทั้งหมด 11

รูปที่ 2.14 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวสองตัวผ่านกลไก 12

รูปที่ 2.15 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวสองตัวผ่านกลไกข้อต่อแบบพาสซีฟ 12

รูปที่ 2.16 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ประกอบด้วยควอดคอปเตอร์ภายในกิมบอล 13

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

รูปที่ 3.1 ต้นแบบของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้ 16

รูปที่ 3.2 FBD ต้นแบบของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้ 16

รูปที่ 3.3 ผลของการอินทิกรับแบบพิเศษเทียบกับการอินทิกรัลแบบทั่วไป 18

รูปที่ 3.4 interpolation ของ special integral error........ 22

รูปที่ 3.5 แรงขับที่ใบพัดของอากาศยานที่เกิดจากการหมุนของโรเตอร์ 23

รูปที่ 3.6 ต้นแบบอากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดตรึง ที่มีทั้งหมด 6 ใบพัด และใบพัดคู่ควบตรงกลางสามารถปรับทิศทางของแรงยกได้ 26

รูปที่ 3.7 การเชื่อมต่อการสื่อสารของระบบควบคุมอุปกรณ์ของต้นแบบอากาศยานไร้คนขับ 27

รูปที่ 4.1 การติดอุปกรณ์ทดสอบการวัดแรงของโรเตอร์แบบตรึง 29

รูปที่ 4.2 การติดอุปกรณ์ทดสอบการวัดแรงและแรงบิดของโรเตอร์แบบคู่ควบ 30

รูปที่ 4.3 เปรียบเทียบผลตอบสนองของอินทิกรัลแบบทั่วไป อินทิกรัลแบบพิเศษ และอินทิกรัลแบบพิเศษที่มีการ interpolation 32

รูปที่ 4.4 การเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรง 33

รูปที่ 4.5 ตำแหน่งการเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงและค่าความคลาดแคลื่อนของตำแหน่ง 33

รูปที่ 4.6 องศาการหมุนของเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงและค่าความคลาดแคลื่อนของการหมุน 35

รูปที่ 4.7 การเคลื่อนที่แบบทั่วไป 36

รูปที่ 4.8 ตำแหน่งการเคลื่อนที่แบบทั่วไปและค่าความคลาดแคลื่อนของตำแหน่ง 37

รูปที่ 4.9 องศาการหมุนของการเคลื่อนที่แบบทั่วไปและค่าความคลาดเคลื่อนของการหมุน........ 37

รูปที่ 4.10 ผลการทดลองการบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous........ 38

รูปที่ 4.11 ผลการทดลองการเคลื่อนที่และการหมุนของการบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous ในแกนต่าง ๆ 39

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์

ในปัจจุบันนี้อากาศยานไร้คนขับ (UAVs: Unmanned Aerial Vehicles) หรือโดรน (Drones) เป็นทางเลือกหนึ่งที่นำมาใช้ในงานด้านต่าง ๆ เช่น เกษตรกรรม การรักษาความปลอดภัย การถ่ายภาพ การขนส่ง และการทหาร เป็นต้น โดยเหตุผลที่สำคัญในการเลือกอากาศยานไร้คนขับมาทำงานเหล่านี้ ได้แก่ ความสะดวกรวดเร็ว ลดค่าใช้จ่ายในการจ้างแรงงานคน ลดความผิดพลาดที่เกิดจากการทำงานของคน

อากาศยานไร้คนขับที่นำมาใช้งานในปัจจุบันนี้สามารถแบ่งได้เป็น 3 ประเภท คือ แบบใบพัดตรึง (Fixed Wing) แบบใบพัดหมุนหรือมัลติโรเตอร์ (Multirotor) และแบบขึ้นลงแนวดิ่ง (VTOL: Vertical Take-off and Landing) แต่ละแบบมีจุดแข็งและข้อสังเกตตามลักษณะทางกายภาพและพลศาสตร์ดังนี้ อากาศยานไร้คนขับแบบใบพัดตรึงสามารถเคลื่อนได้รวดเร็ว ใช้พลังงานน้อย แต่ไม่สามารถลอยอยู่กับที่ได้จึงจำเป็นต้องบินวนเป็นวงกลม ต้องใช้พื้นที่ในการบินขึ้น และลงจอดเพื่อเร่งความเร็วให้ได้แรงยกปีกที่เพียงพอ อากาศยานไร้คนขับแบบมัลติโรเตอร์จะเคลื่อนที่ได้ช้าและใช้พลังงานมากกว่าแบบแรก แต่สามารถลอยอยู่กับที่ได้ สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบขึ้นลงแนวดิ่งนั้นได้นำจุดแข็งของทั้งสองแบบก่อนหน้ามารวมกันทำให้สามารถบินขึ้นลงในแนวดิ่งได้ เคลื่อนที่ไปข้างหน้าได้รวดเร็ว และลอยอยู่เฉย ๆ ก็ได้ ทว่าอากาศยานประเภทนี้มีโครงสร้างระบบควบคุมรวมถึงขั้นตอนการสร้างที่ซับซ้อนขึ้น

รูปแบบอากาศยานไร้คนขับแบบใบพัดหมุนที่นำมาใช้งานโดยทั่วไปจะเป็นแบบ 4 ใบพัด (Quadrotor) และ 6 ใบพัด (Hexarotor) เนื่องจากมีความยืดหยุ่นสูงในการนำมาใช้งานจริง แต่ก็มีข้อจำกัดที่สำคัญคืออากาศยานไม่สามารถที่จะบินเอียงตัวลอยอยู่กับที่ได้ หรืออากาศยานไม่สามารถเคลื่อนที่ไปในแนวเส้นตรงโดยไม่เอียงตัวได้ ที่ผ่านมามีงานวิจัยที่ศึกษาและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับให้สามารถบินในลักษณะดังกล่าวได้ เช่น การติดตั้งมอเตอร์เซอร์โว (Servo Motor) ที่แขนของอากาศยานเพื่อควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการเพิ่มองศาอิสระ (DOF: Degree of Freedom) ในการควบคุม ส่งผลให้อากาศยานสามารถบินได้หลายรูปแบบมากขึ้น หรือการเพิ่มกลไกที่ตัวอากาศยานให้สามารถควบคุมทิศทางของแรงใบพัดได้ หรือการจัดวางและการเรียงตัวของแรงใบพัดอย่างเหมาะสม เป็นต้น

จากข้อมูลข้างต้นจึงเป็นที่มาของงานวิจัยที่นำเสนอรูปแบบอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนที่สามารถเคลื่อนที่ได้ทั้งการเลื่อน (Translate) และการหมุน (Rotate) ได้อย่างสมบูรณ์ ณ ตำแหน่ง (Position) และทิศทางการหมุน (Orientation) ใด ๆ

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1. ออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน ที่สามารถควบคุมทิศทางการเอียงตัวของใบพัดคู่ควบตรงกลางได้สองทิศทาง

2. พัฒนาความสามารถในการควบคุมให้มีองศาอิสระในการเคลื่อนที่มากกว่าแบบ 4 ใบพัด

3. ออกแบบระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ

4. สร้างต้นแบบอากาศยานไร้คนขับที่สามารถเคลื่อนที่ตามเส้นทางที่ต้องการได้ในสเปซยูคลิเดียนแบบพิเศษ (Special Euclidean Space in Three Dimensions; SE(3))

1.3 ขอบเขตการวิจัย

1. แบบจำลองพลศาสตร์ที่ไม่พิจารณาความคลาดเคลื่อนจากการวัดค่าตัวแปรต่าง ๆ และผลกระทบจากสิ่งรบกวน เช่น ความปั่นป่วนของแรงลม

2. ต้นแบบอากาศยานไร้คนขับที่ใช้ระบบกล้องในการติดตามการเคลื่อนที่ (Motion Capture System) เพื่อนำข้อมูลตำแหน่งและทิศทางการหมุนมาใช้ในระบบควบคุมแบบป้อนกลับ (Feedback Control)

3. ทดสอบการบินอากาศยานในห้องทดสอบแบบปิด ที่ไม่มีการรบกวนจากการไหลของอากาศ

1.4 ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์

1. ศึกษางานวิจัยที่สอดคล้องกับวัตถุประสงค์พร้อมวิเคราะห์และสังเคราะห์ข้อมูล เพื่อใช้เป็นฐานข้อมูลประกอบการตัดสินใจในการจำลองระบบทางพลศาสตร์ และออกแบบตัวควบคุม

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

2. จำลองระบบทางพลศาสตร์

3. ออกแบบตัวควบคุม

4. จำลองลักษณะการบินในโปรแกรมคอมพิวเตอร์

5. ออกแบบและสร้างต้นแบบอากาศยานไร้คนขับสำหรับการทดสอบจริง

6. ทดสอบรูปแบบการบินต่าง ๆ ของอากาศยานไร้คนขับ

7. วิเคราะห์และสรุปผลการทดลอง

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

อากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนรูปแบบใหม่ที่สามารถเคลื่อนที่ได้ทั้งการเลื่อน และการหมุนอย่างสมบูรณ์ ณ ตำแหน่งและทิศทางการหมุนใด ๆ

บทที่ 2
ปริทัศน์วรรณกรรม

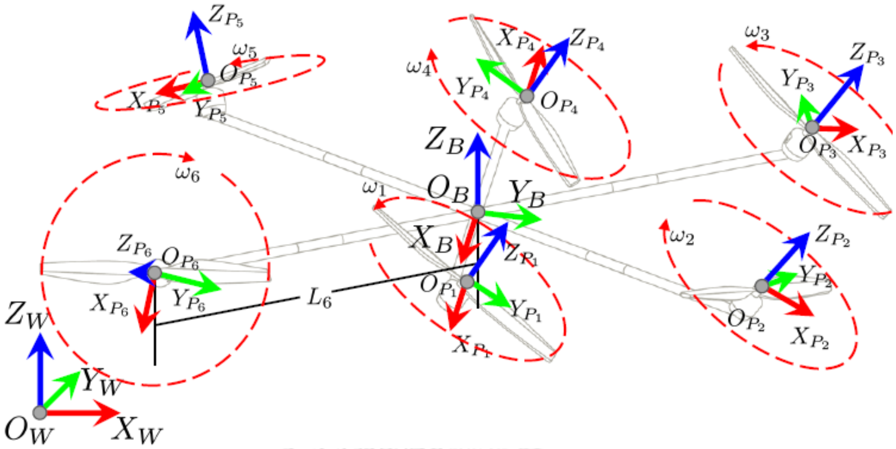
บทนี้เป็นการทบทวนงานวิจัยที่เกี่ยวข้องของการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบใบพัดหมุน ที่สามารถเคลื่อนที่ได้ทั้งการเลื่อนขนานและการหมุนใน SE(3)

อากาศยานไร้คนขับแบบใบพัดตรึงเป็นประเภทที่ใช้อย่างแพร่หลายในปัจจุบัน โดยมีการออกแบบและการควบคุมในรูปแบบที่เรียบง่าย ทำให้สามารถเคลื่อนตัวในแนวตั้งและทำภาระกิจที่ต้องการได้ อย่างไรก็ตามการเคลื่อนที่ของอากาศยานถูกจำกัดด้วยการขับเคลื่อนของโรเตอร์ 4 ตัว ทำให้ไม่สามารถเคลื่อนที่ไปในแนวเส้นตรงโดยไม่เอียงตัวได้ ดังนั้นหากต้องการให้อากาศยานเคลื่อนที่ในช่องทางที่จำกัด เช่น ท่อ อุโมงที่มีขนาดเล็ก อาจต้องใช้ทักษะการขับเคลื่อนเพื่อควบคุมอากาศยานค่อนข้างสูง โดยต้องบังคับอากาศยานให้บินที่ความเร็วต่ำ และเคลื่อนที่แล้วหยุดซ้ำ ๆ เพื่อให้สามารถทำภาระกิจดังกล่าวได้ นอกจากนี้แล้วอากาศยานแบบใบพัดตรึงไม่สามารถรักษาการลอยตัวและการเอียงตัวพร้อมกันได้ ดังนั้นจึงมีหลายงานวิจัยที่ได้นำเสนอการออกแบบอากาศยานในรูปแบบใหม่ เพื่อปรับปรุงความสามารถในการควบคุมอากาศยานแบบไร้คนขับ

[1] ได้นำเสนอการออกแบบอากาศยานสี่โรเตอร์รูปแบบใหม่ เพื่อปรับปรุงประสิทธิภาพของอากาศยาน โดยออกแบบอากาศยานแบบ 4 ใบพัด ทรงสามเหลี่ยมที่ประหยัดพลังงาน ในลักษณะที่มีการติดตั้งโรเตอร์ขนาดใหญ่อยู่ตรงกลางอากาศยาน และโรเตอร์ขนาดเล็ก 3 ตัว สำหรับใช้ในการควบคุมการเคลื่อนที่ไปในทิศทางตามต้องการ แสดงดังรูปที่ 2.1

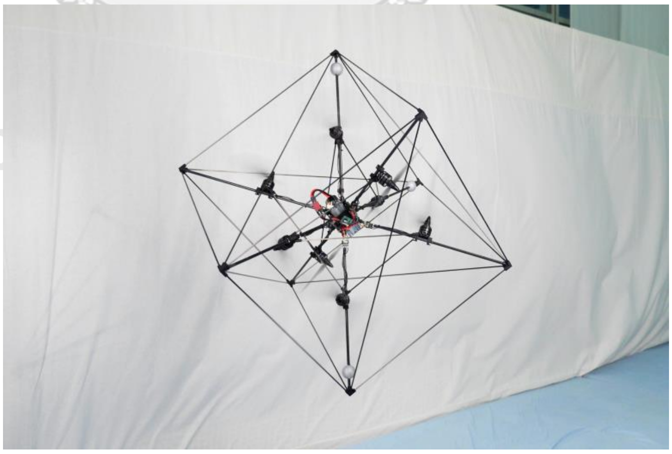
รูปที่ 2.1 อากาศยานแบบสี่โรเตอร์ทรงสามเหลี่ยม

นอกจากนี้ยังมีงานวิจัยในกลุ่มที่ศึกษาการขยายพื้นที่การบินให้เต็ม SE(3) ได้แก่ [2] ได้ออกแบบอากาศยานแบบ 6 ใบพัด ที่ออกแบบให้มีการปรับมุมโรเตอร์เอียงอย่างเหมาะสม ดังรูปที่ 2.2 โดยไม่ใช้อุปกรณ์ที่ช่วยในการปรับมุม หรือกล่าวได้ว่าเป็นการออกแบบอากาศยานแบบ 6 ใบพัด ที่อาศัยการจัดเรียงของมุมโรเตอร์ในการสร้างแรงขับใบพัด เพื่อใช้ในการควบคุมตำแหน่งและทิศทางของอากาศยานตามต้องการ



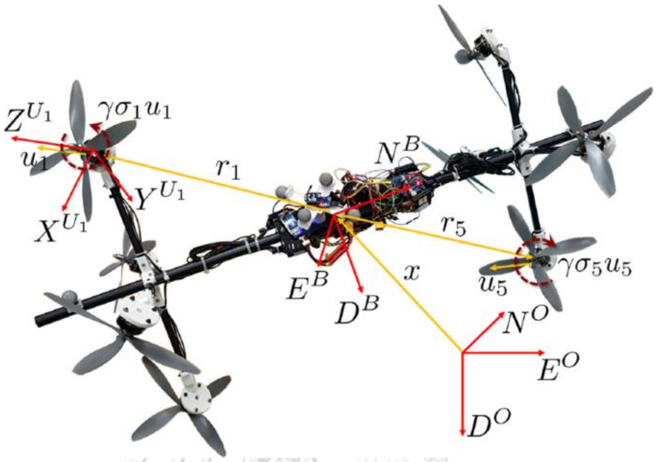
รูปที่ 2.2 อากาศยานแบบ 6 ใบพัด ที่ออกแบบให้มีการปรับมุมใบพัดเอียงอย่างเหมาะสม

[3] ออกแบบและสร้างอากาศยานไร้คนขับแบบ 8 ใบพัด หมุนโดยมีทิศทางของโรเตอร์ทั้ง 8 เรียงตัวเป็นโครงสร้างทรงลูกบาศก์ ดังรูปที่ 2.3 ทำให้สามารถสั่งการแรงและแรงบิดได้ตามต้องการ



รูปที่ 2.3 อากาศยานไร้คนขับแบบ 8 ใบพัดหมุน ซึ่งมีทิศทางของแรงใบพัดทั้ง 8 เรียงตัวเป็นโครงสร้างทรงลูกบาศก์

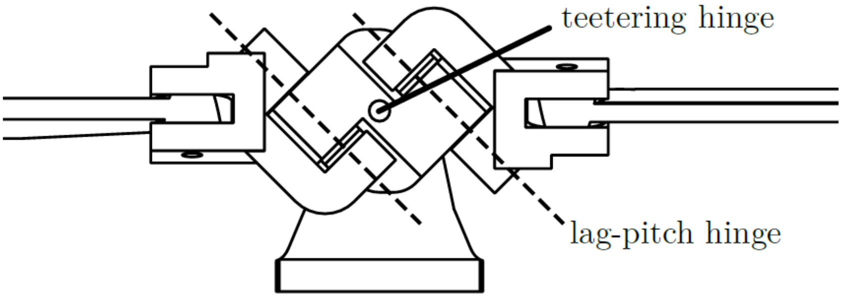
[4] พิสูจน์เชิงทฤษฎีเกี่ยวกับอากาศยานแบบไร้คนขับที่ใช้โรเตอร์แบบทิศทางเดียวและยึดอยู่กับที่ในการออกแบบอากาศยานมัลติโรเตอร์ให้สามารถออกแรงในการขับเคลื่อนอย่างมีประสิทธิภาพเท่าเทียมกันในทุก ๆ ทิศทางนั้น ต้องอาศัยโรเตอร์ที่ใช้ในการขับเคลื่อนอย่างน้อย 7 โรเตอร์ [5] ได้ออกแบบอากาศยานที่ใช้โรเตอร์แบบสองทิศทางจำนวน 8 ตัว และใช้ตัวขับโรเตอร์ที่มีความสามารถกลับทิศทางการหมุนของโรเตอร์เพื่อสร้างแรงบิดและการเคลื่อนที่ในทุกทิศทาง ดังรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 อากาศยานที่ใช้โรเตอร์แบบสองทิศทางจำนวน 8 ตัว ที่ใช้ตัวขับแบบกลับทิศทางของโรเตอร์ได้

จากงานวิจัยที่ศึกษาการขยายพื้นที่การบินให้เต็ม SE(3) ที่กล่าวถึงไปนั้น จะเห็นได้ว่าการควบคุมอากาศยานต้องมีโรเตอร์ที่ยึดอยู่กับที่อย่างน้อย 6 ตัว เพื่อให้เกิดแรงลัพธ์และโมเมนต์ใน SE(3) แต่นอกจากงานวิจัยที่กล่าวถึงนั้น [6] ได้ออกแบบโรเตอร์แบบโคแอกเชียลเพียง 2 ตัว ที่ติดตั้งใบพัดกับข้อต่อหมุน (Revolute Joint) ให้กับชุดใบพัดคู่แกนหมุนร่วมด้วย ดังรูปที่ 2.5 ซึ่งกลไกลดังกล่าวทำให้สามารถควบคุมทิศทางของแรงใบพัดบนและล่างแยกกันได้ ส่งผลให้สามารถควบคุมแรงและแรงบิดรวมได้ กล่าวคืออากาศยานสามารถเอียงลำตัวในระหว่างลอยอยู่กับที่ได้ หรือสามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระ

รูปที่ 2.5 อากาศยานไร้คนขับที่ใช้ใบพัดคู่แกนหมุนร่วม โดยมีกลไกลบานพับข้อต่อหมุน

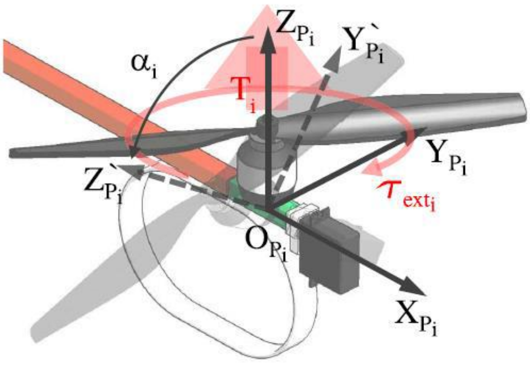


รูปที่ 2.6 กลไกบานพับที่เพิ่มข้อต่อหมุนของชุดใบพัดคู่แกนหมุนร่วม

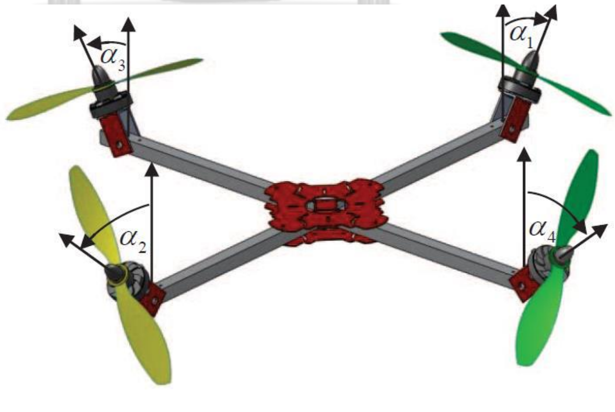
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

นอกจากนี้แล้วมีการออกแบบอากาศยานที่ใช้มอเตอร์เซอร์โวเพื่อปรับทิศทางของโรเตอร์เพื่อให้ได้แรงขับในลักษณะที่ได้แรงลัพธ์ และแรงบิดตามที่ต้องการ โดยมีตัวอย่างงานวิจัยดังนี้ [7] ได้ออกแบบอากาศยานโดยติดตั้งมอเตอร์เซอร์โวขนานตามแนวแขนของอากาศยานดังรูปที่ 2.7 เพื่อควบคุมทิศทางของแรงใบพัด

รูปที่ 2.7 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุนที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โว ซึ่งขนานกับแขนของอากาศยาน



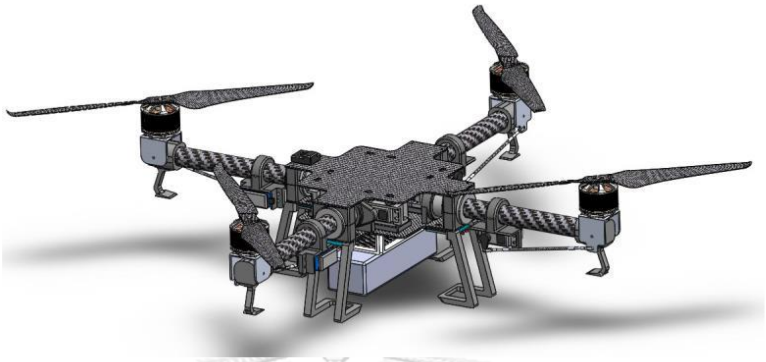
รูปที่ 2.8 มอเตอร์เซอร์โวที่ถูกติดตั้งขนานตามแนวแกนเพื่อควบคุมทิศทางของแรงใบพัด



รูปที่ 2.9 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โว ซึ่งตั้งฉากกับแขนของอากาศยาน

[8] พัฒนาอากาศยานไร้คนขับที่คล้ายกับ [7] แต่แกนหมุนของมอเตอร์เซอร์โวตั้งฉากกับแขนของอากาศยานแทน ดังรูปที่ 2.9 เพื่อเพิ่มความคล่องแคล่วในการเคลื่อนที่ [9] ต่อยอดด้วยการทำให้แต่ละใบพัด

หมุนสามารถบิดเอียงได้สองแกน ดังรูปที่ 2.10 เปรียบเสมือนการนำ [7] และ [8] มารวมกัน ซึ่งจะทำให้อากาศยานสามารถเคลื่อนที่ได้หลากรูปแบบมากขึ้น เหมาะสำหรับการนำไปใช้งานในบริเวณที่มีพื้นที่การบินจำกัด



รูปที่ 2.10 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดได้สองแกน

[10] ได้ออกแบบสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัด และ [11] ได้ออกแบบสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดแบบโคแอกเซียล โดยทั้งสองงานได้มีการใช้มอเตอร์เซอร์โวเพื่อควบคุมทิศทางของแรงใบพัดเช่นเดียวกันกับแบบ 4 ใบพัดหมุน โดยติดตั้งให้แกนหมุนของมอเตอร์เซอร์โวขนานกับแขนของอากาศยาน ดังรูปที่ 2.11 และ รูปที่ 2.12 ตามลำดับ

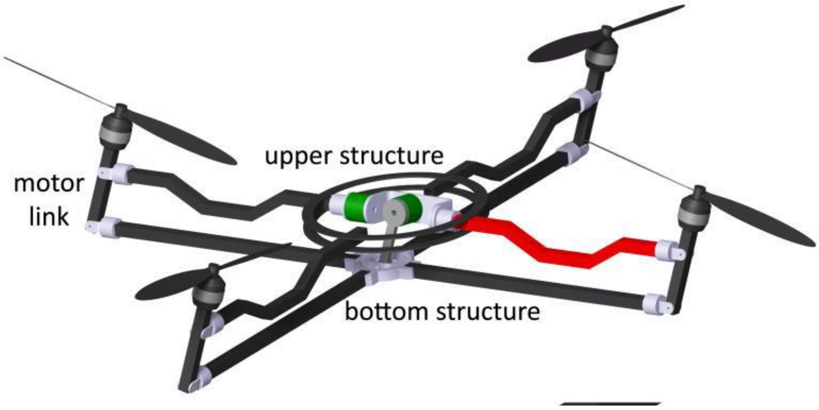
รูปที่ 2.11 อากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวซึ่งขนานกับแขนของอากาศยาน

รูปที่ 2.12 อากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดหมุน แบบโคแอกเซียลที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวซึ่งขนานกับแขนของอากาศยาน

ในบางการออกแบบโรเตอร์อาจเอียงแบบซิงโครนัสเพื่อลดจำนวนมอเตอร์เซอร์โว [12] พัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดหมุนที่ใช้มอเตอร์เซอร์โวเพียงแค่ตัวเดียวในการควบคุมทิศทางของแรงใบพัดทั้ง 6 ผ่านกลไกซึ่งมีความซับซ้อน ดังรูปที่ 2.13

รูปที่ 2.13 อากาศยานไร้คนขับแบบ 6 ใบพัดหมุน ที่ใช้มอเตอร์เซอร์โวเพียงตัวเดียวในการควบคุมทิศทางของแรงใบพัดทั้งหมด

[13] ใช้มอเตอร์เซอร์โวเพียงสองตัว โดยมีกลไกส่งผ่านการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวไปควบคุมทิศทางของแรงใบพัดทั้งสี่ ดังรูปที่ 2.14 ทว่างานนี้เป็นเพียงการจำลองในโปรแกรมคอมพิวเตอร์เท่านั้น [14] ได้ออกแบบอากาศยานโดยใช้กลไกลข้อต่อแบบพาสซีฟในการควบคุมมอเตอร์เซอร์โวเพียงสองตัว เพื่อควบคุมองศาการหมุนของโรเตอร์ทั้งสี่ ดังรูปที่ 2.15 โดยอากาศยานดังกล่าวได้ออกแบบและทำการทดลองการบินจริง

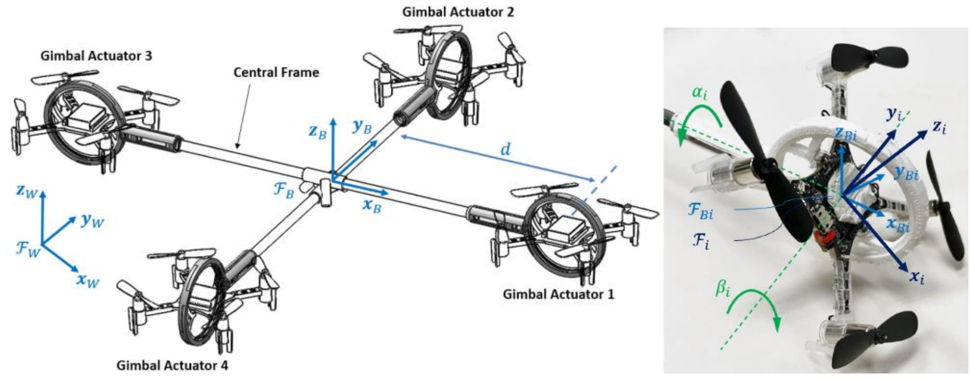


รูปที่ 2.14 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวสองตัวผ่านกลไก

รูปที่ 2.15 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ที่ควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวสองตัวผ่านกลไกข้อต่อแบบพาสซีฟ

CHULALONGKORN UNIVERSITY

ในการควบคุมอากาศยานมัลติโรเตอร์แบบ 4 ใบพัด และแบบ 6 ใบพัดที่สามารถปรับการหมุนของตัวโรทั้งนี้ต้องใช้มอเตอร์เซอร์โวในการควบคุมองศาการหมุนของตัวโรเตอร์ทั้งสิ้น แต่มีงานวิจัยโดย [15] ได้ออกแบบอากาศยานแบบไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดที่ใบพัดหมุนแต่ละตัวประกอบด้วยควอดคอปเตอร์ (Quadcopter) ภายในกิมบอลที่มีข้อต่อแบบพาสซีฟสองข้อต่อ รูปที่ 2.16 ทำให้สามารถให้แรงขับได้รอบทิศทาง โดยไม่ต้องใช้มอเตอร์เซอร์โวในการควบคุม



รูปที่ 2.16 อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน ประกอบด้วยควอดคอปเตอร์ภายในกิมบอล

จากปัญหาการควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับด้วยโรเตอร์แบบตรึงจำนวน 4 ตัว นั้น จะเห็นได้ว่าอากาศยานไม่สามารถเคลื่อนที่ไปในแนวเส้นตรงโดยไม่เอียงตัวได้ อีกทั้งไม่สามารถรักษาการลอยตัวพร้อมทั้งการเอียงตัวในตำแหน่งที่ต้องการได้ หรือกล่าวได้ว่าอากาศยานมีข้อจำกัดรูปแบบการเคลื่อนที่ใน SE(3) จากการทบทวนวรรณกรรม จะเห็นได้ว่าปัญหาดังกล่าวสามารถแก้ไขได้โดยตรงด้วยการเพิ่มจำนวนโรเตอร์แบบตรึง และต้องจัดเรียงมุมโรเตอร์ของอากาศยาน เพื่อให้ได้แรงและแรงบิดรอบทิศทางตามต้องการ ข้อดีของการออกแบบด้วยการเพิ่มจำนวนโรเตอร์แบบตรึงคืออากาศยานสามารถออกแรงขับของโรเตอร์แต่ละตัว เพื่อให้ได้แรงลัพธ์ที่จะขับเคลื่อนอากาศยานไปในทิศทางที่ต้องการได้อย่างทันที แต่การออกแบบในรูปแบบดังกล่าว มีข้อเสียคือ การเพิ่มจำนวนโรเตอร์นั้นทำให้น้ำหนักของอากาศยานมากขึ้นตามจำนวนโรเตอร์ และมุมการจัดเรียงของโรเตอร์แต่ละตัวมีโอกาสเกิดการหักล้างของแรงใบพัดที่อยู่ฝั่งตรงข้ามกันได้ จากข้อเสียที่กล่าวมานั้นยังส่งผลต่อการใช้พลังงานที่เพิ่มขึ้นอีกด้วย อีกวิธีที่ใช้ในการแก้ปัญหาข้อจำกัดการเคลื่อนที่ของอากาศยานคือ การติดตั้งมอเตอร์เซอร์โวเพื่อใช้ปรับมุมของโรเตอร์ให้ได้แรงลัพธ์ในการขับเคลื่อนอากาศยานตามต้องการ ข้อดีของวิธีนี้คือ ไม่จำเป็นต้องเพิ่มโรเตอร์ทำให้อากาศยานมีน้ำหนักเบา เนื่องจากตัวมอเตอร์เซอร์โวที่เพิ่มเข้าไปนั้นจะมีน้ำหนักที่น้อยกว่าเมื่อเทียบกับตัวโรเตอร์ อีกทั้งยังประหยัดพลังงานกว่าการเพิ่มโรเตอร์ เนื่องจากมอเตอร์เซอร์โวใช้พลังงานน้อยกว่าโรเตอร์ แต่วิธีการดังกล่าวมีข้อเสียคือ ไม่สามารถออกแรงผลักอากาศยานในทิศทางที่ต้องการได้ทันที เนื่องจากต้องใช้เวลาในการหมุนของมอเตอร์เซอร์โวเพื่อควบคุมมุมโรเตอร์ นอกจากนี้แล้วอาจมีการสูญเสียของแรงขับของโรเตอร์ได้ในบางตำแหน่ง อันเนื่องมาจากมุมของโรเตอร์อยู่ในทิศทางที่แรงของใบพัดแต่ละตัวเกิดการหักล้างกันได้ หากเกิดกรณีดังกล่าวส่งผลทำให้อากาศยานต้องใช้พลังงานเพิ่มขึ้นจากการสูญเสียพลังงานโดยไม่เกิดแรงขับ

งานวิจัยนี้จึงมีแนวคิดในการออกแบบเพื่อแก้ปัญหาการสูญเสียแรงขับจากการเอียงหรือหมุนตัวของโรเตอร์ในทิศที่ก่อให้เกิดการหักล้างของแรงใบพัดแต่ละตัว ซึ่งการแก้ปัญหาดังกล่าวสามารถทำได้ด้วยการ

ออกแบบอากศยานในรูปแบบที่มีโรเตอร์แบบตรึงจำนวน 4 ตัว ที่ติดตั้งรอบลำของอากาศยาน และมีโรเตอร์คู่ควบที่สามารถปรับการเอียงได้ โดยติดตั้งที่ตรงกลางของอากาศยานด้วยกลไกกิมบอลในการปรับมุมให้สามารถหมุนได้รอบทิศ ทำให้แรงใบพัดไม่เกิดการหักล้าง ส่งผลให้ช่วยลดการสูญเสียพลังงาน แต่การออกแบบดังกล่าวมีการใช้โรเตอร์ที่ปรับมุมหมุนเอียงได้ จึงมีข้อจำกัดที่ไม่สามารถออกแรงใบพัดในทิศที่ต้องการได้อย่างทันที่ เนื่องจากต้องใช้เวลาในการหมุนตัวของโรเตอร์ ดังนั้นจึงกล่าวได้ว่าการออกแบบอากาศยาน ในงานวิจัยนี้สามารถแก้ปัญหาการสูญเสียแรงที่เกิดจากการหักล้างอันเนื่องมาจากทิศทางการจัดเรียงโรเตอร์ หรือการหมุนตัวของมอเตอร์เซอร์โวเพื่อปรับมุมโรเตอร์ แต่ยังคงมีข้อจำกัดในส่วนของการออกแรงผลักในทิศที่ต้องการได้อย่างทันทีทันใด

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

บทที่ 3
แนวคิดในการออกแบบอากาศยานไร้คนขับ และสมการการเคลื่อนที่

บทนี้จะกล่าวถึงแนวทางการออกแบบอากาศยานไร้คนขับซึ่งสามารถเคลื่อนที่ได้ทั้งการเลื่อนขนานและการหมุนใน SE(3) และการวิเคราะห์หาสมการการเคลื่อนที่อันจะเป็นประโยชน์สำหรับการออกแบบตัวควบคุมต่อไปนี้

3.1 แนวคิดในการออกแบบอากาศยาน (Conceptual Design)

อากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดหมุน โดยทั่วไปไม่สามารถเอียงและลอยตัวอยู่กับที่ได้ และไม่สามารถเคลื่อนที่ไปในทิศทางใด ๆ โดยที่ไม่เอียงลำตัวได้ ดังนั้นเพื่อให้อากาศยานสามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระจึงจำเป็นต้องเพิ่มกลไกสำหรับควบคุมทิศทางของแรงใบพัดต่าง ๆ ให้มีความเป็นอิสระต่อกัน

โดยปกติแล้วอากาศยานไร้คนขับแบบใบพัดหมุนมีจำนวนใบพัดเป็นจำนวนคู่เพื่อทำให้มอเตอร์ไร้แปรงถ่าน (Brushless Motor) แต่ละตัวกินพลังงานขับเคลื่อนในปริมาณที่ใกล้เคียงและสมมาตรกันอันเนื่องมาจากแรงบิดต้านของใบพัดเมื่อลอยอยู่กับที่ เพราะฉะนั้นชุดใบพัดหมุนตรงกลางของลำตัวอากาศยานจึงออกแบบให้เป็นใบพัดคู่ควบแกนหมุนร่วม (Coaxial Propellers) โดยที่ใบพัดทั้งสองจะหมุนสวนทิศทางกันด้วยความเร็วเชิงมุมที่เท่ากันทำให้แรงบิดต้านใบพัดหักล้างกัน $\bar{T}_5 + \bar{T}_6 = 0$ เพื่อความง่ายในการออกแบบตัวควบคุม

วิทยานิพนธ์นี้เลือกประยุกต์กลไกกิมบอล (Gimbal Mechanism) ขับเคลื่อนโดยมอเตอร์เซอร์โวแบบไร้แปรงถ่าน เพื่อควบคุมทิศทางของชุดแรงใบพัดหมุนตรงกลางที่เพิ่มเข้ามา โดยสรุปแล้วอากาศยานไร้คนขับที่ออกแบบนี้ประกอบด้วยใบพัดหมุนแบบปกติ 4 ชุด และใบพัดหมุนคู่ควบตรงกลางของลำตัวอากาศยาน ซึ่งควบคุมทิศทางของแรงใบพัดด้วยกลไกกิมบอลที่ขับเคลื่อนโดยมอเตอร์เซอร์โวดังรูปที่ 3.1

จากรูป f_i คือ แรงขับจากการหมุนของใบพัดตัวที่ i

τ_i คือ แรงบิดต้านที่เกิดจากการหมุนของใบพัดตัวที่ i

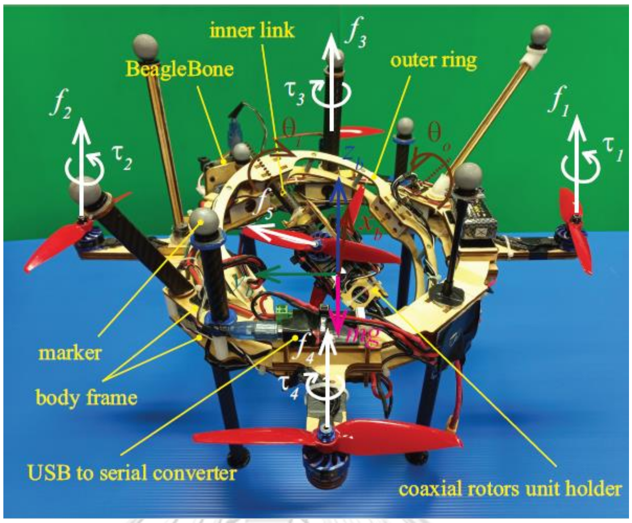
θ_i คือ มุมที่กิมบอลตัวในทำกับกิมบอลตัวนอกด้วยมอเตอร์เซอร์โวที่ขับเคลื่อนในแนวแกน x

θ_o คือ มุมที่กิมบอลตัวนอกทำกับลำตัวอากาศยานด้วยมอเตอร์เซอร์โวที่ขับเคลื่อนในแนวแกน y

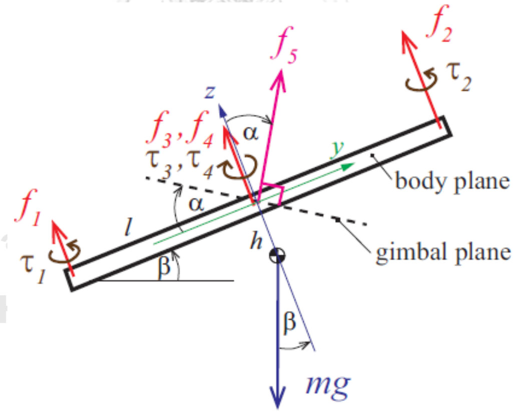
3.2 สมการการเคลื่อนที่ (Equations of Motion)

การวิเคราะห์สมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลาง (ต่อไปนี้จะเรียกว่าอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน) อากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนประกอบไปด้วยชิ้นส่วนแข็งเกร็ง (Rigid Parts) ทั้งหมด 9 ชิ้น ได้แก่ ใบพัด 6 ใบ, ลำตัวอากาศยาน (Body) กิม

บอลตัวในและกิมบอลตัวนอก ดังแสดงในแผนภาพวัตถุอิสระ (FBD: Free Body Diagram) ดังรูปที่ 3.2 โดยละทิ้งผลการตอบสนองชั่วคราว (Transient Response) ที่เกิดจากการเร่งให้ใบพัดหมุนตามความเร็วที่สั่งการของโรเตอร์



รูปที่ 3.1 ต้นแบบของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้



รูปที่ 3.2 FBD ต้นแบบของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้

จากรูปที่ 3.2 ใช้ในการพิจารณาแรงขับและทอร์กที่เกิดจากโรเตอร์แต่ละตัว โดยกำหนดให้เฟรมที่ต่าง ๆ มีสัญลักษณ์ดังนี้

กำหนดให้ $\{s\}$ เป็นเฟรมโลก

$\{b\}$ เป็นเฟรมที่ติดกับลำตัวของอากาศยาน

$\{g_i\}$ เป็นเฟรมที่ติดกับพัดคู่ควบตรงกลาง

สมการคิเนเมติกส์ในสามมิติ

$$\dot{X}_b = R_b\,{}^bV_b \tag{1}$$

$$\dot{R}_b = R_b\,{}^b\hat{\Omega}_b \tag{2}$$

สมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนสามารถหาได้โดยใช้ Newton-Euler law เขียนบรรยายใน $\{b\}$ จะได้

$$M\,{}^b\dot{V}_b + C_V\left({}^b\Omega_b\right){}^bV_b + mg\,\mathrm{R}_b^{\mathrm{T}}\hat{\mathrm{e}}_3 = f_{1234}\hat{e}_3 + f_5\,{}^bR_{gi}\hat{e}_3 = {}^bF \tag{3}$$

$$J\,{}^b\dot{\Omega}_b + C_\Omega\left({}^b\Omega_b\right){}^b\Omega_b = \begin{bmatrix} (f_2 - f_1)l - f_{5y}h \\ (f_4 - f_3)l + f_{5x}h \\ \tau_1 + \tau_2 - \tau_3 - \tau_4 \end{bmatrix} = {}^bT \tag{4}$$

โดย

${}^bF$ และ ${}^bT$ คือ แรงขับและทอร์กที่ใช้ในการควบคุม

M คือ เมทริกซ์ของมวลที่อยู่ในแนวทแยง

J คือ เมทริกซ์ผลรวมความเฉื่อยของ UAV

$C_V\left({}^b\Omega_b\right)$ และ $C_\Omega\left({}^b\Omega_b\right)$ คือ Coriolis matrices

$f_{1234} = \sum_{i=1}^{4} f_i$ คือ ผลรวมของแรงใบพัดทั้ง 4 รอบอากาศยาน

f_5 คือ แรงของใบพัดคู่ควบตรงกลาง

$\hat{e}_3$ คือ เมทริกซ์ค่าคงที่ $\hat{e}_3 = \begin{bmatrix}0 & 0 & 1\end{bmatrix}^T$

3.3 สมการ closed-loop dynamics

ในที่นี้เราต้องการออกแบบสมการ close-loop dynamics ของอากาศยานให้อยู่ในรูป contracting close-loop dynamics สมการ close-loop dynamics contracting และ ค่าความผิดพลาดของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน *ได้คือ*

$$M\dot{s}_V + C_V\left({}^b\Omega_b\right)s_V + K_{D_V}s_V = 0 \tag{5}$$

$$J\left(\dot{s}_\Omega\right)_{\theta/2} + C_\Omega\left({}^b\Omega_b\right)\left(s_\Omega\right)_{\theta/2} + K_{D_\Omega}\left(s_\Omega\right)_{\theta/2} = 0 \tag{6}$$

โดย $K_{D_V}, K_{D_\Omega} \succ 0$ ส่วนค่าผลรวมของความคลาดเคลื่อน หรือ sliding variable คือ ผลรวมของความคลาดเคลื่อนจากการเลื่อน คือ

$$s_V = e_V + \lambda_V e_X + \mu_V \fint e_X\,d\tau \tag{7}$$

จากสมการที่ (7) ค่า e_V และ e_X หาได้จาก

$e_V = {}^bV_b - R_b^T V_{bd}$ และ $e_X = R_b^{\mathrm{T}}\left(X_b - X_{bd}\right)$

ผลรวมของความคลาดเคลื่อนจากการหมุน คือ

$$s_{\Omega} = e_{\Omega} + \lambda_{\Omega} e_R + \mu_{\Omega} ⨍ e_R d\tau \tag{8}$$

จากสมการที่ (8) ค่า e_{Ω} และ e_R หาได้จาก

$$e_{\Omega} = {}^{b}\Omega_{b} - R_b^T \Omega_{bd} \text{ และ } e_R = \frac{1}{2}\left({}^{bd}R_b - {}^{bd}R_b^{\mathrm{T}} \right)^{\vee}$$

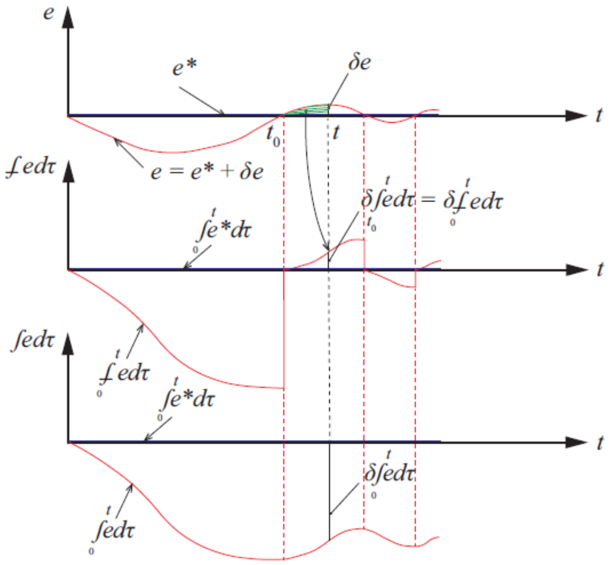
และ $\lambda_V, \lambda_{\Omega}, \mu_V, \mu_{\Omega} \succ 0$ ส่วน ${}^{bd}R_b = {}^{bd}R_b^{\mathrm{T}} R_b$ และสัญลักษณ์ $(\cdot)^{\vee}$ บ่งบอกเมทริกซ์ที่อยู่ในรูป skew-symmetric to vector

3.4 อินทิกรัลแบบพิเศษ

ในงานวิจัยฉบับนี้นำเสนอการอินทิกรัลค่าความผิดพลาดด้วยรูปแบบพิเศษโดยให้สัญลักษณ์ $⨍(\cdot)d\tau$ นำไปใช้เพื่อชดเชยค่าความผิดพลาด สมการอินทิกรัลแบบพิเศษ คือ

$$⨍_0^t e_i(\tau)d\tau \equiv \int_0^t e_i^*(\tau)d\tau + \int_{t_0}^t \delta e_i(\tau)d\tau \tag{9}$$

โดย e_i คือ ค่าความผิดพลาดในเทอมที่ i ส่วน e_i^* คือ solution of closed-loop error dynamics หาได้โดยการแก้สมการ differential ในสมการที่ 5 ส่วนค่า e_i และ e_i^* มีความสัมพันธ์กันดังนี้ $\delta e_i = e_i - e_i^*$ เมื่อ δe_i คือ การเปลี่ยนแปลงของค่าความผิดพลาดระหว่าง e_i และ e_i^* ส่วน t_0 คือ ค่าเวลาล่าสุดที่ $\delta e_i(t_0)\int_{t_{0p}}^{t_0} \delta e_i(\tau)d\tau < 0$ และ t_{0p} คือ ค่าเวลาก่อน t_0 ตัวอย่างเปรียบเทียบผลของการอินทิกรัลแบบพิเศษกับผลของการอินทิกรัลแบบทั่วไปดังรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 ผลของการอินทิกรับแบบพิเศษเทียบกับการอินทิกรัลแบบทั่วไป

ในงานวิจัยนี้เลือกใช้อินทิกรัลแบบพิเศษเนื่องจากต้องการลดการสะสมของค่าความผิดพลาดอย่างทันทีทันใด เมื่อค่าความผิดพลาดของระบบเขาสู่ศูนย์ โดยระบบที่ใช้อินทิกรัลแบบพิเศษจะสามารถทำให้ระบบเป็นแบบ contracting system ซึ่งระบบที่ใช้การอินทิกรัลแบบธรรมดาไม่สามารถทำได้ อินทิกรัลแบบพิเศษจะรีเซ็ตค่าผลรวมของค่าความคลาดเคลื่อนให้มีค่าเท่ากับศูนย์ และเริ่มทำการอินทิกรัลใหม่ทุกครั้งเมื่อค่าค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์ ทำให้การควบคุมระบบถูกทิศทางเสมอ ซึ่งต่างกับการอินทิกรัลแบบทั่วไปคือเมื่อเกิดการสะสมของผลรวมของค่าความผิดพลาดที่มากขึ้น ในขณะเดียวกันระบบเข้าสู่ตำแหน่งที่ต้องการค่าผลรวมของความผิดพลาดยังคงมีมาก ทำให้ระบบควบคุมผิดทิศทาง

พิจารณามุม θ โดย θ ในที่นี้คือมุมที่หมุนรอบแกน $\hat{k}$ ซึ่งแกน $\hat{k}$ เป็นแกนใด ๆ ที่อากาศยานหมุนรอบแกนดังกล่าวเป็นมุม θ จะทำให้ $\{b\}$ ซ้อนทับกับ $\{bd\}$

โดย θ คือมุม ส่วน $\hat{k}$ คือแกนที่บรรยายใน ${}^{bd}R_b$ ดังนั้นค่า e_R และ e_Ω สามารถหาได้จาก

$$e_R = (\sin\theta)\hat{k} \tag{10}$$

$$e_\Omega = \dot{\theta}\hat{k} + (\sin)\dot{\hat{k}} + (\cos\theta - 1)\left(\hat{k}\times\dot{\hat{k}}\right) \tag{11}$$

งานวิจัยนี้เสนอค่า $(\cdot)_{\theta/2}$ ดังแสดงในสมการที่ 6 โดยเปลี่ยนค่า θ และ $\dot{\theta}$ เป็น $\frac{\theta}{2}$ และ $\frac{\dot{\theta}}{2}$ เหตุผลที่นำเสนอสมการที่ 6 แทนการใช้สมการที่ (12) เนื่องจากต้องการขยายปริภูมิการหมุนไปสู่ปริภูมิการหมุนแบบเต็มรูปแบบ $SO(3)$ และเพื่อทำให้ระบบเป็น contracting region ซึ่งจะทำให้ระบบหดตัวเข้ามาสู่ common solution ทำให้ระบบมีค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์ กล่าวคือระบบกลับมาสู่ design trajectory

$$J(\dot{s}_\Omega) + C_\Omega\left({}^b\Omega_b\right)(s_\Omega) + K_{D_\Omega}(s_\Omega) = 0 \tag{12}$$

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

3.5 Nonlinear PID controller

การออกแบบตัวควบคุมเลือกใช้ตัวควบคุม nonlinear PID controller โดยการเปลี่ยนสมการการเคลื่อนที่ (3) และ (4) มาเป็นสมการที่ (5) และ (6) และทำการออกแบบ ${}^bF_r$ และ ${}^bT_r$ ที่เหมาะสม โดย ${}^bF_r$ ที่เราออกแบบ ดังสมการที่ (13)

$${}^bF_r = M\,{}^b\dot{V}_r + C_V\left({}^b\Omega_b\right){}^bV_r + mg\,\mathrm{R}_b^{\mathrm{T}}\hat{\mathrm{e}}_3 - K_{D_V}s_V \tag{13}$$

โดย ${}^bV_r$ และ ${}^b\dot{V}_r$ หาได้จาก

$${}^bV_r = R_b^{\mathrm{T}}V_{bd} - \lambda_V e_X - \mu_V \fint_0^t e_X\,d\tau \tag{14}$$

$${}^b\dot{V}_r = R_b^{\mathrm{T}}\dot{V}_{bd} - {}^b\widehat{\Omega}_b R_b^{\mathrm{T}}V_{bd} - \lambda_V e_V + \lambda_V\,{}^b\widehat{\Omega}_b e_X - \mu_V \frac{d}{dt}\fint_0^t e_X\,d\tau \tag{15}$$

จากโครงสร้างของตัวควบคุมจะอยู่ในรูปแบบของ PID Controller ที่ประกอบด้วย nonlinear feedforward มีค่า P, I และ D-gains คือ $K_{D_V}\lambda_V$, $K_{D_V}\mu_V$ และ K_{D_V} ส่วนการควบคุม Torque control law มีลักษณะโครงสร้างแบบเดียวกันอยู่ในรูปแบบ PID Controller ดังสมการที่ (16)

$$ {}^bT_r = J\,{}^b\dot{\Omega}_r + C_\Omega\left({}^b\Omega_b\right){}^b\Omega_r - K_{D_\Omega} s_\Omega \tag{16} $$

โดย ${}^b\Omega_r$ และ ${}^b\dot{\Omega}_r$ หาได้จาก

$$ {}^b\Omega_r = R_b^{\mathrm{T}}\Omega_{bd} - \lambda_\Omega e_R - \mu_\Omega \fint_0^t e_R d\tau \tag{17} $$

$$ {}^b\dot{\Omega}_r = R_b^{\mathrm{T}}\dot{\Omega}_{bd} - {}^b\hat{\Omega}_b R_b^{\mathrm{T}}\Omega_{bd} - \lambda_\Omega E\left({}^{bd}R_b\right)e_\Omega - \mu_\Omega \frac{d}{dt}\fint_0^t e_R d\tau \tag{18} $$

แต่ในที่นี้ไม่สามารถใช้สมการที่ (16) ได้ เนื่องจากสมการที่ (6) ได้นิยามให้ใช้ $\theta/2$ แทน θ เพื่อที่จะขยาย SO(3) ดังนั้นเพื่อรักษาคุณสมบัติดังกล่าว จึงต้องหาส่วนต่างของ สมการที่ (12) และสมการที่ (6) เพื่อนำชดเชยในสมการที่ (16) ดังนั้นสมการที่ใช้ในการหาค่า ${}^bT_r$ คือ

$$ \begin{aligned} {}^bT_r = {} & J\,{}^b\dot{\Omega}_r + C_\Omega\left({}^b\Omega_b\right){}^b\Omega_r - K_{D_\Omega} s_\Omega \\ & - J\frac{d}{dt}\left[A\dot{\hat{k}} + (B-1)\left(\hat{k}\times\dot{\hat{k}}\right) + \lambda_\Omega A\hat{k}\right] \\ & - J\mu_\Omega \frac{d}{dt}\left[2\fint_0^t \left(e_R\right)_{\theta/2} d\tau - \fint_0^t e_R d\tau\right] \\ & - \left(C_\Omega\left({}^b\Omega_b\right) + K_{D_\Omega}\right)\left[A\dot{\hat{k}} + (B-1)\left(\hat{k}\times\dot{\hat{k}}\right) + \lambda_\Omega A\hat{k}\right. \\ & \left. + \mu_\Omega\left(2\fint_0^t \left(e_R\right)_{\theta/2} d\tau - \fint_0^t e_R d\tau\right)\right] \end{aligned} \tag{19} $$

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

โดย $A \equiv 2\sin\frac{\theta}{2} - \sin\theta$

$$ B \equiv 2\sin\frac{\theta}{2} - \sin\theta $$

3.6 Special integral error

งานวิจัยเสนออินทิกรัลแบบพิเศษแทนอินทิกรัลแบบทั่วไป เนื่องจากต้องการควบคุมให้ถูกทิศทาง โดยอินทกรัลแบบทั่วไปเกิดการสะสมของเทอมอินทิกรัลของค่าความผิดพลาดที่มากขึ้น เมื่อค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์เทอมดังกล่าวก็จะค่อย ๆ ลดลง ทำให้คำสั่งในการควบคุมผิดทิศทาง ดังนั้นอินทิกรัลแบบพิเศษจะช่วยแก้ปัญหาดังกล่าว โดยอินทิกรัลแบบพิเศษจะทำการรีเซตค่าอินทิกรัลทันทีเมื่อค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์

ก่อนหน้านี้เราได้กล่าวถึงระบบที่สมบูรณ์แบบ กล่าวคือเราทราบค่าปริมาณต่าง ๆ ที่ถูกต้อง แต่ในความเป็นจริงค่าต่าง ๆ ที่เราทราบนั้นอาจมีความคลาดเคลื่อน ดังนั้นสมการที่ (13) และ (16) จึงเป็นค่าที่ได้จากการประมาณ สามารถเขียนใหม่ให้อยู่ในรูปแบบการประมาณค่า ดังสมการที่ (20) และสมการที่ (21)

$$ {}^bF_r = \hat{M}\,{}^b\hat{V}_r + \hat{C}_V\left({}^b\Omega_b\right){}^bV_r + \hat{m}g\,\mathrm{R}_b^{\mathrm{T}}\hat{\mathrm{e}}_3 - K_{D_V}s_V \tag{20} $$

$$ {}^bT_r = \hat{J}\,{}^b\dot{\Omega}_r + \hat{C}_\Omega\left({}^b\Omega_b\right){}^b\Omega_r + -K_{D_\Omega}s_V \tag{21} $$

จากสมการที่ (20) และ (21) ค่า $\hat{M}$ และ $\hat{J}$ เป็นค่าที่ได้จากการประมาณ แทนค่าสมการที่ (20) และ (21) ในสมการที่ (3) และ (4) และเพิ่มผลของตัวแปรที่มากระทบต่อระบบ เช่น ผลการสูญเสียของแรงขับที่เกิดจากการรบกวนของลม โดยเทอมดังกล่าวจะมีค่าประสิทธิภาพด้วย คือ η_V และ η_Ω จะได้สมการใหม่ คือ

$$ \begin{aligned} M\dot{s}_V + C_V s_V + \eta_V K_{D_V} s_V = {} & \tilde{M}\,{}^b\dot{V}_r + \tilde{C}_V\,{}^bV_r + \tilde{m}g\,\mathrm{R}_b^{\mathrm{T}}\hat{\mathrm{e}}_3 \\ & + \left(\eta_V - I\right)\left(\hat{M}\,{}^b\dot{V}_r + \hat{C}_V\,{}^bV_r + \hat{m}g\,\mathrm{R}_b^{\mathrm{T}}\hat{\mathrm{e}}_3\right) \end{aligned} \tag{22} $$

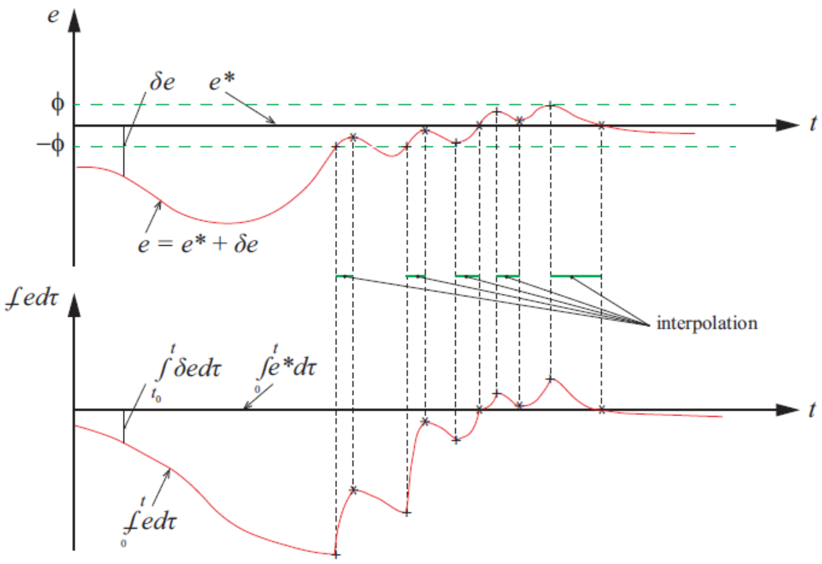
$$ \begin{aligned} J\dot{s}_\Omega + C_\Omega s_\Omega + \eta_\Omega K_{D_\Omega} s_V = {} & \tilde{J}\,{}^b\dot{\Omega}_r + \tilde{C}_\Omega\,{}^b\Omega_r \\ & + \left(\eta_\Omega - I\right)\left(\hat{J}\,{}^b\dot{\Omega}_r + \hat{C}_\Omega\,{}^b\Omega_r\right) \end{aligned} \tag{23} $$

โดย เครื่องหมาย ~ แสดงถึงค่า parameter estimation error ตัวอย่าง $\tilde{M} = \hat{M} - M$

อินทิกรัลแบบพิเศษที่ได้นำเสนอนั้นทำให้ ${}^bF$ ${}^bT_r$ และองศาการหมุนของกิมบอลเกิดความไม่ต่อเนื่อง เนื่องจากเมื่อเทอมอินทิกรัลรีเซตค่าเป็นศูนย์ ทำให้เกิดการกระโดดของค่าคำสั่งที่ใช้ในการควบคุมอย่างทันทีทันใด ส่งผลให้การเคลื่อนที่ของอากาศยานมีการกระตุกตกลงมาอย่างทันที ปัญหาดังกล่าวสามารถแก้ไขโดยการทำ interpolation เทอมอินทิกรัลแบบพิเศษ ในที่นี้ใช้ linear interpolation ในการประมาณค่า การทำ interpolation นั้นไม่ได้ทำตลอดช่วงของการอินทิกรัล แต่จะทำในช่วงที่ค่าความผิดพลาดอยู่ในค่าที่กำหนด ในที่นี้กำหนดช่วง $-\phi$ ถึง ϕ แสดงดังรูปที่ 3.4 ดังนั้นค่าที่ใช้ในการคำนวณ linear interpolation ในกรณีที่ค่าความผิดพลาดเป็นค่าติดลบจะใช้ค่า $-\phi$ และศูนย์ ส่วนกรณีที่ค่าความผิดพลาดเป็นค่าบวกจะใช้ค่า ϕ และศูนย์ในการประมาณ ผลจากการปรับปรุงด้วยการทำ interpolation ทำให้ผลของการควบคุมไม่มีการกระตุก โดยการกระตุกนั้นเกิดจากการใช้อินทิกรัลแบบพิเศษเมื่อค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์ค่าผลรวมของเทอมอินทิกรัลจะถูกกำหนดให้เป็นศูนย์ทันที ทำให้ค่าแรงที่ใช้ในการควบคุมหายไปอย่างทันทีทันใด ดังรูปที่ 3.3 ดังนั้นการทำ linear interpolation ในช่วงของเขตที่กำหนด คือ $-\phi$ ถึง ϕ ทำให้เทอมอินทิกรัลแบบพิเศษที่ทำการ interpolation นั้นไม่เป็นศูนย์ แต่จะลดลงอย่างรวดเร็วเมื่อเทียบกับกรณีอินทิกรัล

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

แบบทั่วไป ส่วนผลของเปรียบเทียบเมื่อนำไปใช้ระบบควบคุมจะกล่าวถึงในบทที่ 4 ส่วนของการทดลองด้วยแบบจำลอง



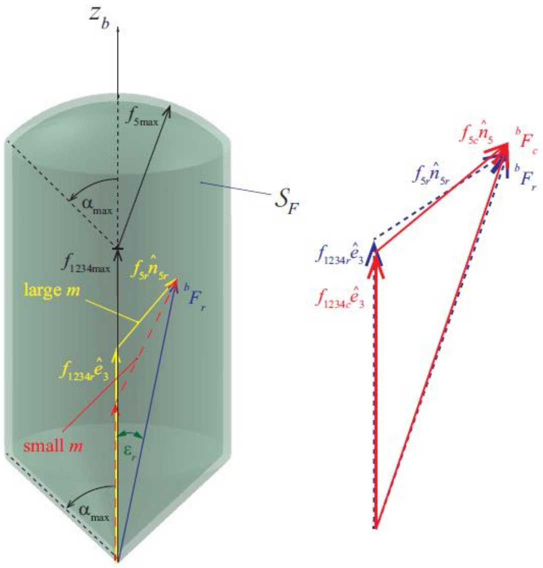
รูปที่ 3.4 interpolation ของ special integral error

3.7 Control allocation

ในส่วนนี้จะกล่าวถึงการจัดสรรการควบคุมอากาศยาน การเคลื่อนที่ของอากาศยานนั้นใช้แรงขับจากโรเตอร์ ซึ่งการหมุนของโรเตอร์นั้นทำให้เกิดแรงยกที่ตัวใบพัด และแรงบิดที่เกิดจากการหมุนของโรเตอร์ ดังนั้นต้องหาความสัมพันธ์ของแรงแต่ละค่าให้ออกมาอยู่ในรูป f_{1234} และ f_5 และนอกจากนี้แล้ว ยังต้องคำนวณค่ามุม θ_i และมุม θ_o เพื่อใช้ในการควบคุมอากาศยานให้เคลื่อนที่ได้ตามที่ต้องการ ดังนั้นตัวแปรที่ต้องใช้ในการควบคุมมี 7 ตัวแปร แต่มีตัวแปรที่ทราบค่า 6 ค่า คือ ${}^bF_r$ และ ${}^bT_r$ ซึ่งหาได้จากสมการที่ (13) และ (19) ซึ่งต้องทำการหาความสัมพันธ์ของ ${}^bF_r$ และ ${}^bT_r$ กับ f_{1234} f_5 θ_i และ θ_o แต่เนื่องจากมีตัวแปรที่ทราบค่าเพียง 6 ตัวแปร ดังนั้นจำเป็นต้องกำหนดความสัมพันธ์ของสมการเพิ่มอีกหนึ่งเพื่อทำให้มี 7 สมการ 7 ตัวแปร ดังนั้นสมการความสัมพันธ์ที่เพิ่มมาคือสมการความสัมพันธ์ของแรงขับใบพัดรอบๆ ต่อใบพัดตัวกลาง โดยสมการดังกล่าวคือ

$$f_{1234_r} = mf_{5r} \tag{24}$$

โดยที่ m คือ ค่าสัดส่วนของผลรวมของแรงใบพัดที่อยู่รอบ ๆ ต่อใบพัดตัวกลาง



รูปที่ 3.5 แรงขับที่ใบพัดของอากาศยานที่เกิดจากการหมุนของโรเตอร์

จากรูปที่ 3.5 เส้นสีน้ำเงินแสดงแรงลัพธ์ที่เกิดจาก f_{1234r} รวมกับ f_{5r} ส่วนเส้นทึบสีเหลืองแสดงค่า m ที่มีขนาดมากว่าเส้นประสีแดง จากรูปสามารถอธิบายความสัมพันธ์ค่าแรงลัพธ์ ^bF_r สามารถเกิดได้จากการรวมกันของเวกเตอร์ f_{1234r} และ f_{5r} ในหลายรูปแบบ ขึ้นอยู่กับค่า m ที่กำหนด โดยในการกำหนดค่า m นั้นจะส่งผลต่อการเอียงของตัวกลไกกิมบอลกล่าวคือเมื่อค่า m มีค่าน้อยจะทำให้กลไกลดังกล่าวเอียงน้อยลงตามไปด้วย ซึ่งจะลดการรบกวนของกระแสลม

พิจารณารูปที่ 3.5 สามารถใช้กฎของโคซายน์หาขนาดของ f_{5r} จะได้

$$f_{5r} = \frac{m\cos\varepsilon_r - \sqrt{1-m^2\sin^2\varepsilon_r}}{m^2-1}\left\|{}^bF_r\right\| \quad (25)$$

จากสมการที่ (25) จะเห็นได้ว่าค่า m ที่กำหนดจะต้องไม่เท่ากับ 1 ทิศทางของ f_{5r} หรือ $\hat{n}_{5r}$ หาด้วยเรขาคณิตเช่นเดียวกับการหา f_{5r} โดยในที่นี้เราทราบค่า f_{1234r} และ ^bF_r จากรูปที่ 3.5 พิจารณาความสัมพันธ์การบวกกันของเวกเตอร์จะหาค่า f_{5r} ได้จากการนำเวกเตอร์ ^bF_r ลบด้วยเวกเตอร์ f_{1234r} จากนั้นเมื่อหารด้วยขนาดของ f_{5r} ได้ยูนิตเวกเตอร์ ซึ่งเป็นทิศทางของเวอเตอร์ f_{5r} โดยผลลัพธ์ที่ได้แสดงดังสมการที่ (26) จากนั้นนำสมการที่ (26) ไปแก้หามุมที่ใช้ในการควบคุมสั่งมอเตอร์เซอร์โว เพื่อควบคุมการหมุนของใบพัดตัวกลาง ค่ามุมดังกล่าวคือ θ_{or} และ θ_{ir} ผลลัพธ์ที่ได้แสดงดังสมการที่ (27)

$$\hat{n}_{5r} = \begin{bmatrix} (n_{5r})_x \\ (n_{5r})_y \\ (n_{5r})_z \end{bmatrix} = \frac{{}^{b}F_r - mf_{5r}\hat{e}_3}{f_{5r}} = \begin{bmatrix} \dfrac{s\theta_{ir} + c\theta_{ir}s\theta_{or}}{\sqrt{2}} \\ \dfrac{-s\theta_{ir} + c\theta_{ir}s\theta_{or}}{\sqrt{2}} \\ c\theta_{ir}c\theta_{or} \end{bmatrix} \tag{26}$$

$$\begin{aligned} \theta_{or} &= \arctan 2\left(\frac{(n_{5r})_x + (n_{5r})_y}{\sqrt{2}}, (n_{5r})_z\right) \\ \theta_{ir} &= \arctan 2\left(\frac{(n_{5r})_x + (n_{5r})_y}{\sqrt{2}}, \sqrt{1 - \frac{\left((n_{5r})_x - (n_{5r})_y\right)^2}{2}}\right) \end{aligned} \tag{27}$$

ขนาดและทิศทางของ f_5 คือเวกเตอร์แรงของโรเตอร์ตัวกลาง ซึ่งขนาดนั้นเกิดจากแรงใบพัดของตัวโรเตอร์ ส่วนทิศทางของใบพัดเกิดจากการหมุนของกลไกกิมบอลที่ขับด้วยมอเตอร์เซอร์โวสองตัว การตอบสนองต่อคำสั่งทั้งส่วนของขนาดและทิศทางของ f_5 นั้นมีความเร็วในการตอบสนองที่ต่างกัน โดยการตอบสนองของตัวโรเตอร์นั้นเร็วมาก ส่วนการตอบสนองของตัวมอเตอร์เซอร์โวค่อนข้างช้า ส่งผลให้ทิศทางของแรงที่เกิดขึ้นไม่ตรงตามต้องการอย่างทันทีทันใด ซึ่งทำให้ทิศทางของ f_{5c} ไม่ได้ชี้ไปทิศทางเดียวกันกับ f_{5r} ดังนั้น ${}^{b}F_r$ ก็จะไม่ได้ค่าตามที่ต้องการ นอกจากนี้แล้วเมื่อนำสมการที่ (25) มาใช้ในการคำนวณทิศทางของใบพัด ก็ไม่สามารถรับประกันได้ว่าทิศทางที่ได้จะเป็นทิศทางที่ควรจะเป็นเสมอไป ตัวอย่างเช่น เนื่องจากแรงของใบพัดตัวอื่นที่อยู่รอบอาจจะมีการกลับทิศทางของแรงชี้ลง ซึ่งของจริงไม่สามารถทำได้ เนื่องจากขอบเขตของแรงใบพัดรอบนอกอยู่ในช่วง $[0, f_{i\max}]$ เพราะฉะนั้นจึงจำเป็นต้องใช้ optimization subject to constraints เพื่อแก้ปัญหาดังกล่าว

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

$$\arg\min\ g(x) = \left\| \left(f_{1c} + f_{2c} + f_{3c} + f_{4c}\right)\hat{e}_3 + f_{5c}\hat{n}_5 - {}^{b}F_r \right\|^2$$

$$s.t.\quad \begin{bmatrix} -l & l & 0 & 0 & -h(n_5)_y \\ 0 & 0 & -l & l & h(n_5)_x \\ b & b & -b & -b & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_{1c} \\ f_{2c} \\ f_{3c} \\ f_{4c} \\ f_{5c} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ({}^{b}T_r)_x \\ ({}^{b}T_r)_y \\ ({}^{b}T_r)_z \end{bmatrix} \tag{28}$$

$$0 \le f_{ic} \le f_{i\max},\quad i = 1,\dots,5$$

ค่าคงที่ b คือ สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงบิดต้านของใบพัดโดยในที่นี้ใช้ผลจากการทดลอง ค่าที่ได้จากการทดลองมีค่าสูงสุดของใบพัดรอบนอกและใบพัดตัวกลางอยู่ที่ 8.5 และ 11 N ส่วนค่า

${}^{b}T_r$ กำหนดได้ด้วยสมการที่ (4) แล้วแก้หาค่าแรงของมอเตอร์แต่ละตัว f_{ic}^{*} เพื่อใช้ในการสั่งมอเตอร์แต่ละตัว ด้วยสมการที่ (28) ซึ่งในที่นี้แก้หาด้วยวิธี close form solution

เมื่อ θ_o และ θ_i ไม่เท่ากับ θ_{or} และ θ_{ir} จะทำให้เทอม $f_{1234c}^{*}\hat{e}_3 + f_{5c}^{*}\hat{n}_5 - {}^{b}F_r$ ไม่เท่ากับศูนย์ ซึ่งจะทำให้เกิดการเหลือมกันของ ${}^{b}F_r$ และ ${}^{b}F_c$ จากสมการที่ (29) จะเห็นได้ว่าเทอมดังกล่าวจะเป็นศูนย์ได้เมื่อ $c\theta_i s\theta_{ir} s\theta_o - c\theta_{ir} s\theta_i s\theta_{or}$ ได้เท่ากับศูนย์ ถ้าไดนามิกส์ของกลไกกิมบอลได้ออกแบบมาเป็นอย่างดี และ f_{5r} มีขนาดเล็กพอจะทำให้ค่าความแต่กต่างของ ${}^{b}F_r$ และ ${}^{b}F_c$ อยู่ในกรอบที่จำกัดทำให้ $\left\| f_{1234c}^{*}\hat{e}_3 + f_{5c}^{*}\hat{n}_5 - {}^{b}F_r \right\| \le e_F$

$$\begin{aligned} M\dot{s}_V + C_V s_V + K_{D_V} s_V &= f_{1234c}^{*}\hat{e}_3 + f_{5c}^{*}\hat{n}_5 - {}^{b}F_r \\ &= f_{5r}\frac{\left(c\theta_i s\theta_{ir} s\theta_o - c\theta_{ir} s\theta_i s\theta_{or}\right)}{\sqrt{2}\left(s^2\theta_i + c^2\theta_i s^2\theta_o\right)}\begin{bmatrix} s\theta_i - c\theta_i s\theta_o \\ s\theta_i + c\theta_i s\theta_o \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{29}$$

3.7 Admissible trajectories of UAV

ในส่วนนี้เราจะพิจารณาหาองศาการเอียงของ UAV จากรูปที่ 3.2 พิจารณาสมดุลของแรงในแกนต่าง ๆ จะได้

สมดุลของแรงในแกน y

$$f_5 \sin\alpha - mg\sin\beta = 0 \tag{30}$$

สมดุลของแรงในแกน x

$$f_{1234} + f_5\cos\alpha - mg\cos\beta = 0 \tag{31}$$

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

โดย $f_{1234} = mf_5$ จากสมการที่ (30) และ (31) จัดรูปใหม่จะได้

$$\tan\beta = \frac{\sin\alpha}{m + \cos\alpha} \tag{32}$$

สมดุลของโมเมนต์รอบแกน x

$$\left(f_1 - f_2\right)l - f_5 h\sin\alpha = 0 \tag{33}$$

นำสมการที่ (33) จัดรูปสมการใหม่จะได้

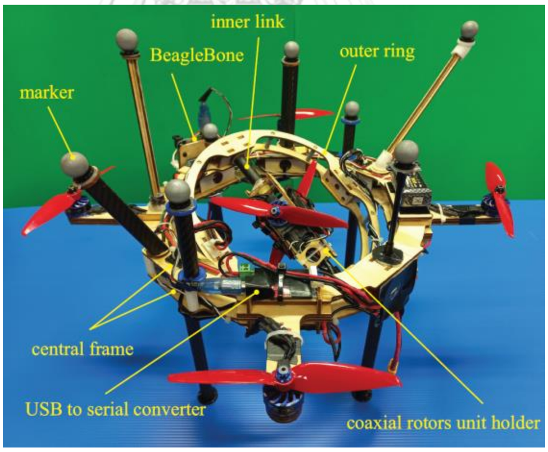
$$f_5 = \frac{l}{h\sin\alpha}\left(f_2 - f_1\right) \tag{34}$$

พิจารณาสมการที่ (34) เมื่อ α คือมุมเอียงของกลไกกิมบอลที่องศาการเอียงอยู่ที่ตำแหน่ง 90 องศา ค่า $\sin 90^{\circ}$ มีค่าเป็นหนึ่ง และพิจารณากรณีที่แรง f_1 มีค่าเป็นศูนย์ ดังนั้นจากสมการที่ (34) จะได้ค่า f_5 อยู่ในช่วง $0 \le f_5 \le (l/h)f_{2,\max}$ หากค่า f_5 มากกว่าในช่วงดังกล่าวทำให้อากาศยาน

ไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน มีโอกาสพลิกคว่ำ นอกจากนี้เมื่อพิจาณาสมการที่ (32) กรณีที่ $m=0$ หรือกล่าวคือกรณีที่ f_5 มีขนาดมากกว่า f_{1234} อย่างมากจะทำให้สมการที่ (32) อยู่ในรูป $\tan\beta = \sin\alpha / \cos\alpha$ ดังนั้นค่ามุม $\beta=\alpha$ และเมื่อพิจารณค่ามุมที่ตำแหน่ง 90 องศา $\left(\beta=\alpha=90^{\circ}\right)$ จะทำให้องศาการเอียงของ UAV และกลไกกิมบอลสามารถเอียงได้มากขึ้น แต่ในทางปฏิบัติเราไม่สามารถออกแบบให้โรเตอร์ตัวกลางมีขนาดที่ใหญ่มาก และในทางปฏิบัติเมื่อมุม $\alpha=45^{\circ}$ จะทำให้ อากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนบินตกลง เนื่องจากแรง f_5 มีแรงองค์ประกอบในทิศทาง $-z$ ดังนั้นองศาการเอียงของกลไกกิมบอลไม่ควรเกิน 45 องศา ส่วนค่า m ได้กำหนดให้จำกัดค่าต่ำสุดไว้ที่ 1.6 ดังนั้นหากนำค่าดังกล่าวมาพิจารณาหาค่า β โดยแทนค่า $\alpha=45$ องศา และ $m=1.6$ ในสมการที่ (32) จะได้ $\beta_{\max}=17$ องศา ซึ่งเป็นมุมเอียงสูงสุดของตัวอากาศยาน

3.8 ออกแบบและสร้างต้นแบบของอากาศยาน สำหรับการทดสอบจริง

จากแนวคิดการออกแบบได้ออกแบบอากาศยานแบบไร้คนขับที่ใช้สำหรับทดสอบจริง มีโครงสร้างหลักที่ขึ้นรูปด้วยไม้บัลซ่า ดังรูป 3.6



รูปที่ 3.6 ต้นแบบอากาศยานไร้คนขับแบบ 4 ใบพัดตรึง ที่มีทั้งหมด 6 ใบพัด และใบพัดคู่ควบตรงกลางสามารถปรับทิศทางของแรงยกได้

เนื่องจากต้องทดสอบในห้องที่มีเนื้อที่จำกัดจึงเลือกให้มีขนาดเล็กที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้ มีขนาดเหมาะสมสำหรับจัดวาง และสามารถรับภาระอุปกรณ์จำเป็นต่าง ๆ ได้ เช่น บอร์ดประมวลผล แบตเตอรี่ สายไฟ เป็นต้น มีแหล่งจ่ายไฟจากภายนอกต่อไปยังตัวขับมอเตอร์ เพื่อใช้ในการควบคุมมอเตอร์ ส่วนการจัดวางให้อากาศยานสมดุลใช้การทดลองวางกับของจริงตอนประกอบเพื่อความสะดวกรวดเร็ว

เริ่มออกแบบจากเลือกใบพัดขนาด 5 inch ถึง 6 inch (ด้วยระยะ pitch 4.5 inch) คู่กับมอเตอร์ไร้แปรงถ่านที่มี Kv ประมาณ 2300 เนื่องจากเป็นมอเตอร์ที่มีเหมาะสมกับขนาดพื้นที่ห้องทดลอง และมีแรงยกที่เพียงพอ (~ 4x0.45kg) เมื่อกำหนดน้ำหนักอากาศยานในขั้นตอนออกแบบไว้ประมาณ 1.6 kg และมีขนาดพื้นที่สำหรับจัดวางอุปกรณ์อื่น ๆ เพียงพอไม่เล็กเกินไป (ในการทดลองจะเลือกใช้ Beaglebone Blue เป็นบอร์ดประมวลผล และ Dynamixel: xl-320 เป็นมอเตอร์เซอร์โว)

จากนั้นจึงกำหนดขนาดกลไกไจโรตัวใน (ลักษณะเป็นแท่งยาว) ให้มีความยาวใกล้เคียงกับความยาวของใบพัด ซึ่งมีชิ้นส่วนสำหรับติดตั้งมอเตอร์ไร้แปรงถ่านและมอเตอร์เซอร์โวอยู่ตรงกลางแล้วจึงออกแบบกลไกไจโรตัวนอก (ลักษณะเป็นวงแหวน) ให้มีขนาดรูวงในเพียงพอสำหรับพื้นที่ทำการของกลไกไจโรตัวในเมื่อใบพัดคู่ควบหมุน

ตัวลำอากาศยานออกแบบเช่นเดียวกับไจโรตัวนอกที่ต้องมีพื้นที่วงแหวนด้านในเพียงพอต่อพื้นที่ทำการของใจโรตัวนอก มีชิ้นส่วนติดตั้งมอเตอร์เซอร์โวและเพลา, แขนสำหรับติดตั้งมอเตอร์ไร้แปรงถ่านทั้ง 4 ตัว และเสาตั้ง 4 เสา ได้ลำอากาศยาน ดังรูป 3.6

3.9 การเชื่อมต่ออุปกรณ์ระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ

รูปที่ 3.7 การเชื่อมต่อการสื่อสารของระบบควบคุมอุปกรณ์ของต้นแบบอากาศยานไร้คนขับ

นอกจากส่วนโครงสร้างของอากาศยานไร้คนขับ การเคลื่อนที่ของอากาศยานต้องมีส่วนอุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมการเคลื่อนที่ ดังรูปที่ 3.7 การควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับประกอบ 4 ส่วน คือ อินพุต การประมวลผล ขับเคลื่อน และป้อนกลับ ส่วนของอินพุตในที่นี้เลือกใช้คอมพิวเตอร์ระบบปฏิบัติการ Ubuntu และ ใช้ PX4 ซึ่งเป็นโอเพนซอร์สสำหรับออกแบบและพัฒนาโปรแกรมในการควบคุม คำสั่งอินพุตที่

ป้อนผ่านคอมพิวเตอร์ คือ ค่าตำแหน่ง ความเร็ว ความเร่ง จะถูกส่งโดยผู้ใช้งานด้วยคอมพิวเตอร์ในการควบคุมคำสั่ง แล้วส่งต่อคำสั่งต่อไปยัง Beagle board ทำหน้าที่ประมวลผล โดยมีโค๊ดโปรแกรมที่ใช้ในการควบคุมฝั่งไว้บนบอร์ด ส่วนถัดมา คือ ส่วนของการขับเคลื่อน ซึ่งจะแยกเป็นสองส่วน ส่วนแรกขับเคลื่อนด้วยดีซีมอเตอร์ไร้แปรงถ่านใช้เป็นแหล่งกำเนิดแรงในการลอยตัวของอากาศยาน ด้วยควมคุมแรงผ่านสัญญาณ PWM ไดรฟ์ที่นี้เลือกใช้ คือ hobbywing xrotor 40a esc และ ส่วนขับเคลื่อนที่สอง คือ ขับเคลื่อนองศาการหมุนของกลไกไจโรตัวในและตัวนอกด้วยมอเตอร์เซอร์โวในที่นี้ใช้ Dynamixel-XL-320 ส่วนสุดท้าย คือ การป้อนกลับ ระบบป้อนกลับใช้กล้อง vicon cameras กล้องดังกล่าวจะทำหน้าที่ตรวจจับตำแหน่งของอากาศยานไร้คนขับ ด้วยการสะท้อนแสงอินฟาเรตของลูกบอลกลมที่ติดบนตัวอากาศยาน จากนั้นจึงนำค่าตำแหน่งที่ได้ไปคำนวณค่าเร็ว และความเร่งของอากาศยาน เพื่อให้ได้พารามิเตอร์ตามที่ต้องการ

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

บทที่ 4
ผลการทดลอง

ในการทดลองนั้นได้แบ่งการทดลองออกเป็น 2 ส่วน คือ การทดสอบหาค่าแรงใบพัด และการทดสอบพลศาสตร์อากาศยาน ในการทดลองพลศาสตร์อากาศยาน ได้ทดลองด้วยกัน 3 แบบ คือ การออกแบบจำลองที่ใช้ระบบการควบคุมแบบ nonlinear PID controller ที่ใช้อินทิกรัลในรูปแบบที่ต่างกัน ถัดมาจะเป็นการทดลองการเคลื่อนที่จริงในรูปแบบการเลื่อน การหมุน และการเคลื่อนที่แบบทั่วไป ส่วนการทดลองสุดท้ายคือทดสอบการบินจริงตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous หรือ เส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติ

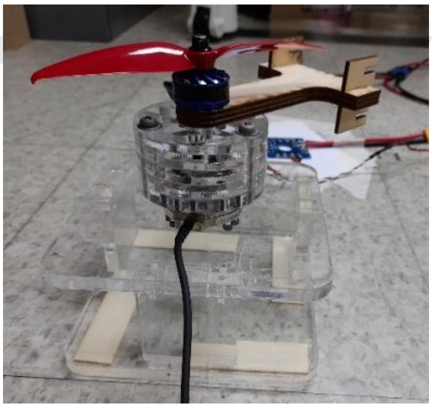
4.1 การทดสอบหาค่าแรงของใบพัด

เนื่องจากอากาศยานแบบไร้คนขับมีโรเตอร์ทั้งหมด 6 ตัว โดยมีโรเตอร์แบบตรึงจำนวน 4 ตัว และโรเตอร์คู่ควบที่สามารถปรับความเอียงได้อีก 1 ชุด ดังนั้นการทดสอบเพื่อหาค่าแรงของใบพัดนั้นจะแบ่งเป็น 2 ลักษณะ คือ การทดสอบหาค่าแรงของโรเตอร์แบบตรึง และการทดสอบหาค่าแรงสำหรับโรเตอร์แบบคู่ควบ

4.1.1 การทดสอบหาค่าแรงของใบพัดสำหรับโรเตอร์แบบตรึง

การทดสอบหาค่าแรงของโรเตอร์แบบตรึงนั้น ได้ทำการทดสอบโดยได้ติดตั้งแขนของอากาศยาน เพื่อไปขวางกันการไหลของอากาศให้ใกล้เคียงกับสภาวะจริง โดยมีรูปแบบการติดตั้งดังรูป 4.1 ค่าแรงที่วัดได้มีค่าสูงสุด 8.5 N ในแกน z

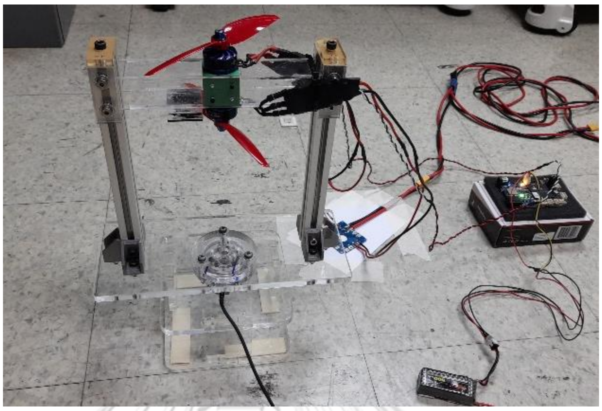
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย



รูปที่ 4.1 การติดอุปกรณ์ทดสอบการวัดแรงของโรเตอร์แบบตรึง

4.1.2 การทดสอบหาค่าแรงของใบพัดสำหรับโรเตอร์แบบคู่ควบ

การทดสอบหาค่าแรงของใบพัดสำหรับโรเตอร์แบบคู่ควบ มีแนวคิดเช่นเดียวกันกับการทดสอบก่อนหน้า คือต้องการให้การขวางกันการไหลของอากาศใกล้เคียงกับสภาพจริงของอากาศยาน จึงได้ออกแบบอุปกรณ์ในการจับยึดให้ใกล้เคียงกับการติดตั้งบนอากาศยาน แสดงดังรูปที่ 4.2 ค่าแรงที่วัดได้มีค่าสูงสุด 11 N ในแกน z



รูปที่ 4.2 การติดอุปกรณ์ทดสอบการวัดแรงและแรงบิดของโรเตอร์แบบคู่ควบ

4.2 การทดลองพลศาสตร์ของอากาศยาน

ในการทดสอบพลศาสตร์ของอากาศยานนั้นได้ทำการทดลองด้วยกัน 3 ส่วน คือ การออกแบบจำลองที่ใช้อินทิกรัลในรูปแบบที่แตกต่างกัน เพื่อดูผลตอบสนองของอากาศยาน ถัดมาจะเป็นการทดลองการเคลื่อนที่จริงในรูปแบบการเคลื่อนที่แบบเลื่อนและการเคลื่อนที่แบบทั่วไป เพื่อทดลองความสามารถในการเคลื่อนที่แบบพื้นฐาน และการเคลื่อนที่ขณะที่ทำการเอียงลำตัวของอากาศยานให้ใกล้เคียงกับค่าเอียงสูงสุด ส่วนการทดลองสุดท้ายคือทดสอบการบินจริงตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous หรือ เส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติด้วยความสูงและมุมที่มีการเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา

การทดลองจริงนั้นสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนได้ใช้ตัวควบคุมแบบ Nonlinear PID controller ที่ประกอบด้วยเทอมอินทิกรัลแบบพิเศษที่ทำการ interpolation เนื่องจากการทดลองด้วยแบบจำลอง แสดงให้เห็นว่าการใช้อินทิกรัลแบบพิเศษนั้นจะทำให้การเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนมีรูปแบบการเคลื่อนที่แบบ ripple ในการทดลองจริงรูปแบบการเคลื่อนที่ดังกล่าวมีโอกาศทำให้อากาศยานตกลงขณะทดลองได้ ซึ่งอาจก่อให้เกิดความเสียหายต่ออากาศยาน ดังนั้นจึงทำการทดลองบินจริงด้วยการใช้อินทิกรัลแบบพิเศษที่ทำการ interpolation

4.2.1 การออกแบบการจำลองที่ใช้อินทิกรัลในรูปแบบที่ต่างกัน

การทดลองนี้ได้ออกแบบการจำลองที่ใช้อินทิกรัลแบบพิเศษ เปรียบเทียบกับอินทิกรัลแบบพิเศษที่มีการทำ interpolation และการอินทกรัลแบบทั่วไป โดยในการทดลองได้จำลอง UAV ให้มีค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ เช่น มวล ความเฉื่อย เป็นต้น แตกต่างจากค่าจริง 30% และออกแบบเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous หรือ เส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติด้วยความสูงและมุมที่มีการเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา โดยสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่ถูกออกแบบโดยสมการที่ (33)

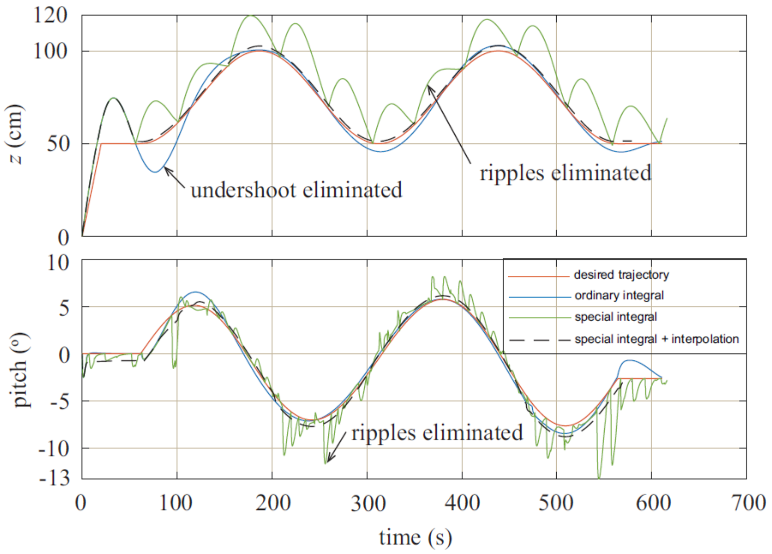
$$\begin{aligned} X_{bd} &= \left[\cos k \sin k, 0.5\sin k, -0.5\cos^2 k + 1.0\right]^{\mathrm{T}} \\ {}^{bd}\Omega_{bd} &= \left[-0.4\sin^2 k + 0.2, -0.4\sin^2 k + 0.2, \frac{3\pi}{20}\sin k\right]^{\mathrm{T}} \end{aligned} \tag{33}$$

โดย X_{bd} คือ ตำแหน่งของ UAV

${}^{bd}\Omega_{bd}$ คือ ความเร็วเชิงมุมของ UAV

ค่า k เป็นค่าที่เปลี่ยนแปลงมีค่าอยู่ระหว่าง 0 ถึง 2π โดยมีอัตราการเปลี่ยนแปลง $\dot{k} = 5\times10^{-5}$ ค่าเมทริกซ์ประสิทธิ์ภาพกำหนดให้เป็นเมทริกซ์ที่อยู่ในแนวทะแยงและเป็นค่าคงที่ $\eta_V = 0.67$ โดยตัวเลขดังกล่าวมาจากอัตราส่วนน้ำหนักจริงต่อค่าน้ำหนักที่ออกแบบในสมการควบคุม และอัตราส่วน m กำหนดโดย ε_r ซึ่งเป็นค่ามุมเอียงของ ${}^{b}F_r$ ส่วนค่า PD-gains จะถูกปรับค่าเพื่อให้ระบบเป็นแบบ critically damped โดยมีค่า $\omega_n = 0.4Hz$ สำหรับการเคลื่อนที่แบบเลื่อน ส่วนการเคลื่อนที่แบบหมุนออกแบบระบบให้เป็น underdamped มีค่า $\zeta = 0.146$ และ $\omega_n = 1.533Hz$ ส่วน I-gains ได้ปรับจูนให้ระบบมีค่าความผิดพลาดอยู่ที่ประมาณศูนย์ด้วยช่วงบวกลบที่ยอมรับได้ โดยค่า gain ต่าง ๆ ถูกจำกัดด้วยความถี่รอบการควบคุม สัญญาณรบกวน ค่าความผิดพลาดของโมเดล และ actuator dynamics โดยค่า gains หากมีค่ามากเกินไปจะทำให้ระบบไม่สามารถควบคุมได้เนื่องจากข้อจำกัดดังกล่าว โดยการทดลองนี้ได้แสดงผลการทดลองตำแหน่งการควบคุมในแกน z และมุมพิทรอบแกน y ดังรูปที่ 4.3

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University



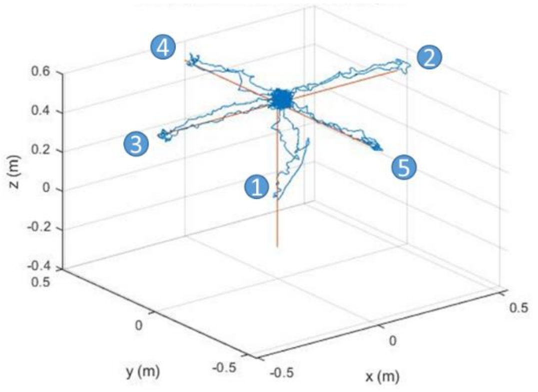
รูปที่ 4.3 เปรียบเทียบผลตอบสนองของอินทิกรัลแบบทั่วไป อินทิกรัลแบบพิเศษ และอินทิกรัลแบบพิเศษที่มีการ interpolation

จากรูปที่ 4.3 แสดงให้เห็นการใช้อินทิกรัลแบบทั่วไปทำให้เกิด overshoot และundershoot เมื่อเส้นทางการเคลื่อนที่เกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างทันทีทันใด ส่วนการใช้อินทิกรัลแบบพิเศษทำให้ overshoot หรือ undershoot หายไป แต่จะเกิด ripples แทน คือทำให้การเคลื่อนที่เกิดเป็นลักษณะรูปคลื่นตลอดเส้นทางการเคลื่อนที่ สาเหตุดังกล่าวเกิดจากเมื่อแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่กำหนด ทำให้ขณะนั้นค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์ ดังนั้นการอินทิกรัลแบบพิเศษทำให้เทอมอินทิกรัลเป็นศูนย์อย่างทันทีทันใด ส่งผลให้ค่าแรงที่ใช้ในการควบคุมตกลงอย่างทันที แบบจำลองอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนจึงตกลง ทำให้ค่าความผิดพลาดของระบบไม่เป็นศูนย์จึงเกิดการสะสมเทอมอินทิกรัลขึ้นใหม่ส่งผลให้แรงขับอากาศยานที่เพิ่มขึ้น แต่เมื่อแบบจำลองเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่กำหนดจะทำให้ค่าความผิดพลาดเป็นศูนย์ ซึ่งทำให้เทอมอินทิกรัลเป็นศูนย์อีกครั้ง เมื่อเกิดรูปแบบดังกล่าวซ้ำไปซ้ำมา ส่งผลให้แบบจำลองอากาศยานเกิดการเคลื่อนที่เป็นรูปคลื่นเมื่อใช้การอินทิกรัลแบบพิเศษ แต่หากทำการ interpolation ให้กับการอินทิกรัลแบบพิเศษ ทำให้เทอมอินทิกรัลไม่ลดลงเป็นศูนย์อย่างทันทีทันใด แต่จะลู่เข้าหาศูนย์อย่างรวดเร็วด้วยความชันที่มากกว่าการทำอินทิกรัลแบบทั่วไป ทำให้การทำ interpolation ให้กับอินทิกรัลแบบพิเศษสามารถหาค่าแรงชดเชยที่เหมาะสมได้ดีกว่าการทำอินทิกรัลแบบทั่วไปและการอินทิกรัลแบบพิเศษที่ไม่ได้ทำการ interpolation ทำให้แบบจำลองการควบคุมสามารถติดตามเส้นทางการเคลื่อนที่ได้โดยไม่เกิด ripples

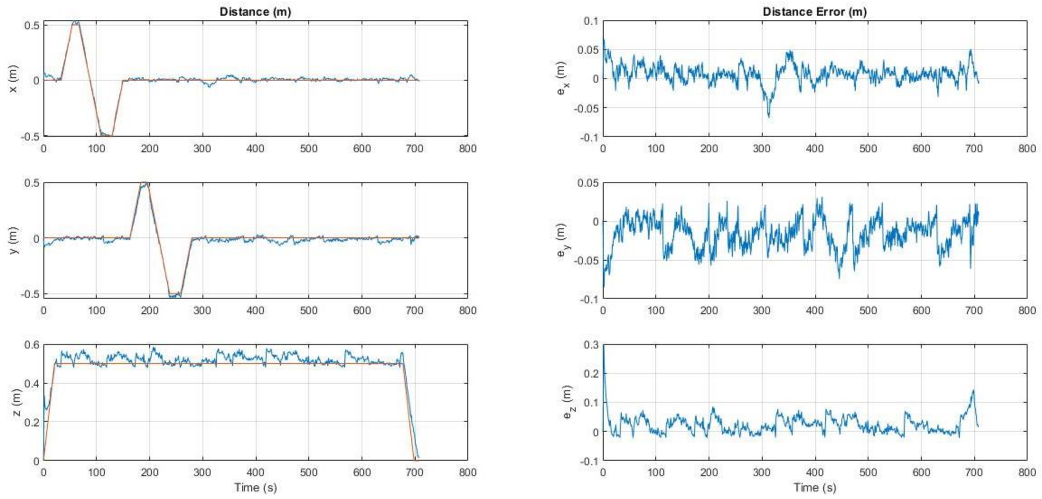
4.2.2 การทดลองการเคลื่อนที่จริงในรูปแบบเลื่อนและการเคลื่อนที่แบบทั่วไป

<u>การทดลองการเคลื่อนที่จริงในรูปแบบเลื่อน</u>

ในการทดลองนี้ได้ทดสอบความสามารถในการเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงตามแกนต่าง ๆ และการหมุนรอบแกนต่าง ๆ ของอากาศยาน โดยให้อากาศยานเคลื่อนที่ในแนวแกน x y และ z เป็นระยะทาง 0.5 เมตร จากนั้นจึงให้อากาศหมุนรอบแกน x และ y เป็นมุม 10 องศา และหมุนรอบแกน z เป็นมุม 25 องศา ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.4 ถึงรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.4 การเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรง

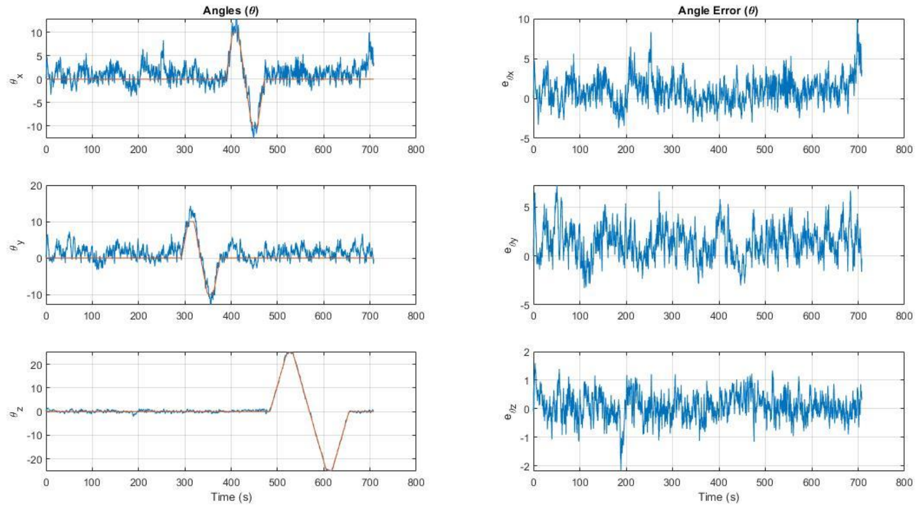


รูปที่ 4.5 ตำแหน่งการเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงและค่าความคลาดแคลื่อนของตำแหน่ง

จากรูปที่ 4.4 ผลการทดสอบการเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงของอากาศยานแบบไร้คนขับในรูปแบบ 3 มิติ แสดงให้เห็นได้ว่าอากาศยานสามารถเคลื่อนที่ไปตามทิศทางที่ต้องการได้ ลำดับการเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงไปยังทิศทางต่าง ๆ แสดงดังรูปที่ 4.5 โดยเริ่มแรกอากาศยานจะเคลื่อนที่ในแนวแกน z ตามทิศ

ทางบวกเป็นระยะทาง 0.5 เมตร กล่าวคือเป็นช่วงที่อากาศยานเคลื่อนที่ขึ้นจากพื้นมาลอยตัวตัวอยู่ด้านบน เป็นตำแหน่งที่จะเปรียบเสมือนเป็นจุดเริ่มต้นของการเคลื่อนที่เมื่ออากาศยานลอยตัวซึ่งมีพิกัดตำแหน่งคือ (0,0,0.5) เมตร จากนั้นอากาศยานเคลื่อนที่ไปตามแนวแกน x ในทิศทางบวกเป็นระยะทาง 0.5 เมตร และเคลื่อนที่ไปในทิศทางลบเป็นระยะทาง 1 เมตร กล่าวคือเคลื่อนไปที่พิกัดตำแหน่ง (-0.5,0,0.5) เมตร และกลับมาที่จุดเริ่มต้นของการเคลื่อนที่เมื่ออากาศยานลอยตัวที่พิกัดตำแหน่ง (0,0,0.5) เมตร จากนั้นจึงเคลื่อนที่ในในทิศทาง y โดยมีลำดับการเคลื่อนที่ลักษณะเช่นเดียวกันกับทิศทาง x เมื่ออากาศยานแคลื่อนที่กลับมาที่ตำแหน่ง (0,0,0.5) จึงทำการทดสอบการหมุนตัวรอบแกนต่าง ๆ โดยลำดับการหมุนในทิศทางบวกก่อน จากนั้นหมุนไปยังทิศทางลบแล้วหมุนกลับมาที่ตำแหน่งศูนย์องศา โดยการทดลองได้เริ่มการหมุนรอบแกน y x และ z เป็นมุม 10 องศา 10 องศา และ 25 องศา ตามลำดับ

ผลการทดสอบการเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงของอากาศยาน ดังรูปที่ 4.4 กล่าวได้ว่าสามารถควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานได้ตามต้องการ โดยค่าเฉลี่ยความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งในแนวแกน x y และ z มีค่า 7 มิลลิเมตร -16 มิลลิเมตร และ 24 มิลลิเมตร ตามลำดับ เมื่อพิจารณารูปแบบการเคลื่อนที่จะเห็นได้ว่าการควบคุมตำแหน่งในแนวแกน x สามารถทำได้ดีกว่าแกนอื่น ๆ เนื่องจากจากรูปที่ 4.5 ผลการทดสอบการเคลื่อนที่มีค่าใกล้เคียงค่าคำสั่งและไม่โน้มเอียงไปในแกนบวกหรือแกนลบฝั่งใดฝั่งหนึ่ง ซึ่งต่างกับแกน y ที่มีผลค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งอยู่ในแกนลบ ส่วนแกน z มีค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งอยู่ในแกนบวก และเมื่อเปรียบเทียบค่าเฉลี่ยความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งในแกน x มีค่าน้อยที่สุดโดยมีค่า 7 มิลลิเมตร ผลการทดสอบการควบคุมการหมุนรอบแกนต่าง ๆ ดังรูปที่ 4.6 โดยค่าเฉลี่ยความคลาดเคลื่อนของการหมุนรอบแกน x มีค่า 1 องศา y มีค่า 1.3 องศา z มีค่า 0.08 องศา อย่างไรก็ตามเมื่อพิจารณาลักษณะการแกว่งของค่าความผิดพลาดของตำแหน่ง ดังรูปที่ 4.6 จะเห็นได้ว่าค่าความคลาดเคลื่อนของการหมุนรอบแกน x และ y จะอยู่ในช่วง -1 ถึง 4 องศา ส่วนค่าความคลาดเคลื่อนของการหมุนรอบแกน x อยู่ในช่วง -0.5 ถึง 1 องศา

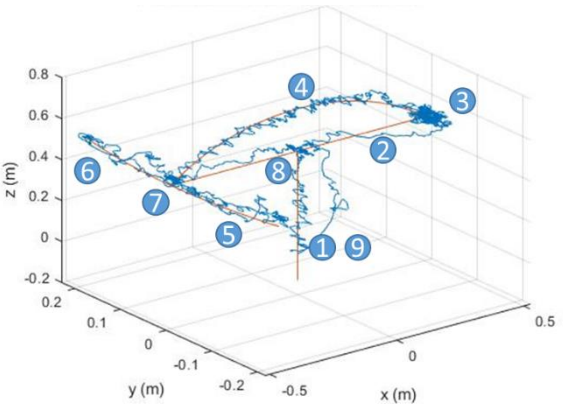


รูปที่ 4.6 องศาการหมุนของเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงและค่าความคลาดแคลื่อนของการหมุน

<u>การทดลองการเคลื่อนที่จริงในรูปแบบการเคลื่อนที่แบบทั่วไป</u>

ในการทอดสอบการควบคุมการเคลื่อนที่ในเส้นทางการเคลื่อนที่แบบทั่วไปนั้น มีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบความสามารถการควบคุมการเคลื่อนที่ในเส้นทางการเคลื่อนที่ที่ซับซ้อนขึ้น โดยได้ออกแบบเส้นทางการเคลื่อนที่ที่มีลักษณะการเคลื่อนที่แบบทั่วไปคือมีการควบคุมลักษณะที่ให้อากาศยานลอยตัวหยุดอยู่กับที่แล้วทำการควบคุมการหมุนพร้อมกันทุกทิศทางโดยหมุนรอบแกน x y และ z เป็นมุม 4 องศา 10 องศา และ 25 องศา ตามลำดับ จากนั้นทำการทดสอบโดยทำการเคลื่อนที่เป็นลักษณะวิถีโค้งบนระนาบ z-x ขณะเคลื่อนที่จะทำการหมุนรอบแกน y ไปด้วยพร้อมกัน หลักจากนั้นจะทำการทดสอบการเคลื่อนที่วิถีโค้งบนระนาบ x-y และขณะเคลื่อนที่จะทำหมุนรอบแกน z ไปด้วยพร้อมกัน ดังนั้นในการทดลองนั้นจะมีช่วงที่สนใจแบบออกเป็น 3 ช่วงด้วยกันคือ ช่วงการทดสอบการหมุนรอบแกนต่าง ๆพร้อมกันขณะลอยตัวอยู่กับที่ การทดสอบการเคลื่อนที่แบบทั่วไปบนระนาบ z-x การทดสอบการเคลื่อนที่แบบทั่วไปบนระนาบ x-y ดังรูปที่ 4.7

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY



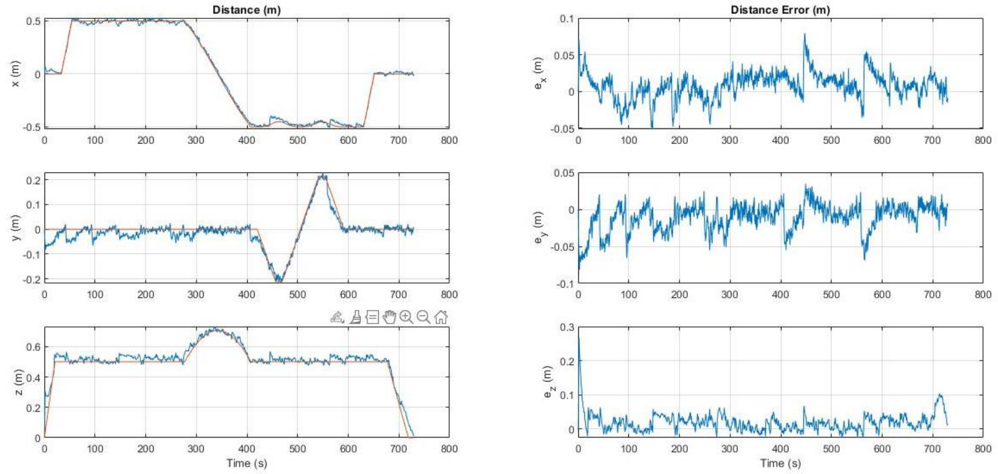
รูปที่ 4.7 การเคลื่อนที่แบบทั่วไป

ผลการทดสอบการควบคุมตำแหน่งการเคลื่อนที่แบบทั่วไป ดังรูปที่ 4.8 โดยการวิเคราะห์ผลในส่วนนี้พิจารณาเฉพาะช่วงที่อากาศยานมีรูปแบบการเคลื่อนที่แบบทั่วไปเท่านั้น โดยจากรูปในช่วงเวลา 90 วินาที ถึง 270 วินาที เป็นช่วงอากาศยานลอยตัวอยู่กับที่และทำการหมุนรอบแกนต่าง ๆ โดยค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งในแกน x อยู่ในช่วง -0.02 ถึง 0.02 เมตร ส่วนแกน y ค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งอยู่ในช่วง -0.04 ถึง -0.02 เมตร และแกน z ค่าความคลาดเคลื่อนอยู่ในช่วง -0.02 ถึง 0.05 เมตร พิจารณาค่าความคลาดเคลื่อนขององศาการหมุนของการเคลื่อนที่ช่วงอากาศยานลอยตัวอยู่กับที่และหมุนรอบแกนต่าง ๆ ค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน x มีค่า 0 ถึง 3 องศา ค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน y มีค่า 0 ถึง 4 องศา ส่วนค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน z มีค่า -1 ถึง 1 องศา

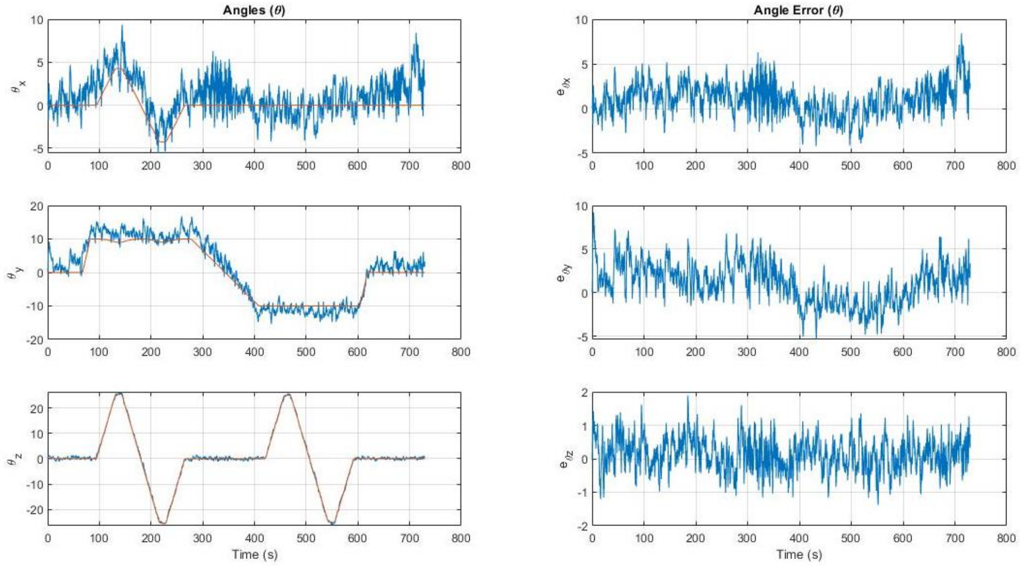
จากนั้นพิจารณาการเคลื่อนที่ลักษณะวิถีโค้งบนระนาบ z-x ขณะเคลื่อนที่จะทำการหมุนรอบแกน y จากรูปการเคลื่อนที่ดังกล่าวจะอยู่ในช่วงเวลา 270 วินาที ถึง 410 วินาที ค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งในแกน x อยู่ในช่วง 0 ถึง 0.04 เมตร ส่วนแกน y ค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งอยู่ในช่วง -0.02 ถึง -0.02 เมตร และแกน z ค่าความคลาดเคลื่อนอยู่ในช่วง -0.02 ถึง 0.04 เมตร พิจารณาค่าความคลาดเคลื่อนขององศาการหมุนของการเคลื่อนที่ช่วงอากาศยานลอยตัวอยู่กับที่และหมุนรอบแกนต่าง ๆ ค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน x มีค่า -2 ถึง 4 องศา ค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน y มีค่า -2 ถึง 6 องศา ส่วนค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน z มีค่า -1 ถึง 1 องศา

ในการทดลองนี้ส่วนสุดท้ายที่จะพิจารณาคือการเคลื่อนที่วิถีโค้งบนระนาบ x-y และขณะเคลื่อนที่จะทำหมุนรอบแกน z ไปด้วยพร้อมกัน จากรูปที่ 4.8 และรูปที่ 4.9 การเคลื่อนที่ดังกล่าวจะอยู่ในช่วงเวลา 410 วินาที ถึง 600 วินาที ค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งในแกน x อยู่ในช่วง 0 ถึง 0.05 เมตร ส่วนแกน y ค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่งอยู่ในช่วง -0.04 ถึง -0.02 เมตร และแกน z ค่าความคลาดเคลื่อนอยู่ในช่วง -

0.02 ถึง 0.04 เมตร พิจารณาค่าความคลาดเคลื่อนขององศาการหมุนของการเคลื่อนที่ช่วงอากาศยานลอยตัวอยู่กับที่และหมุนรอบแกนต่าง ๆ ค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน x มีค่า -3 ถึง 2 องศา ค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน y มีค่า -3 ถึง 1 องศา ส่วนค่าความคลาดเคลื่อนองศาการหมุนรอบแกน z มีค่า -1 ถึง 1 องศา



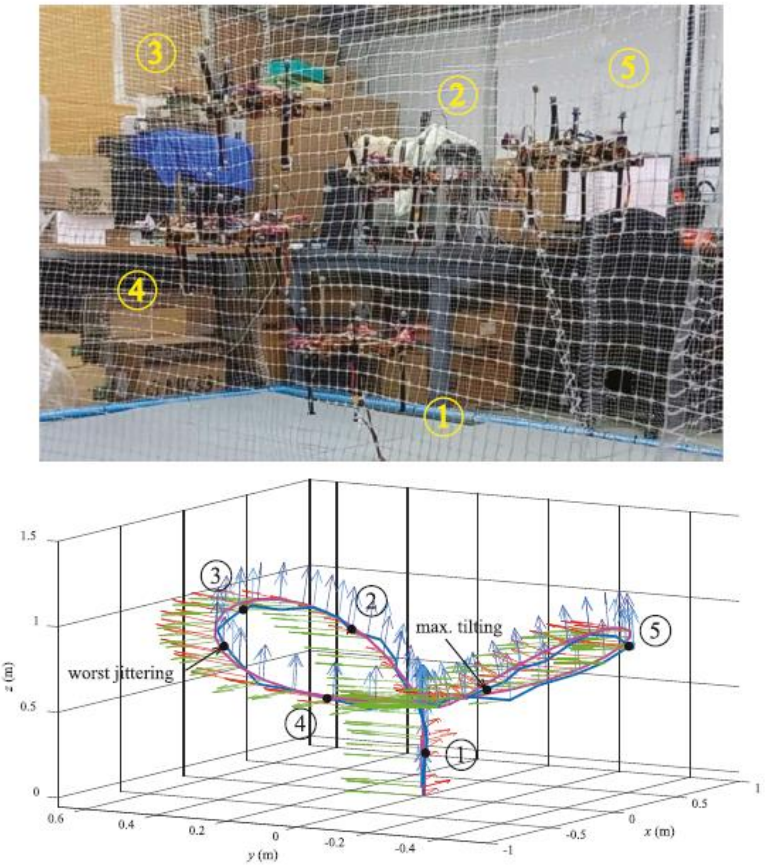
รูปที่ 4.8 ตำแหน่งการเคลื่อนที่แบบทั่วไปและค่าความคลาดเคลื่อนของตำแหน่ง



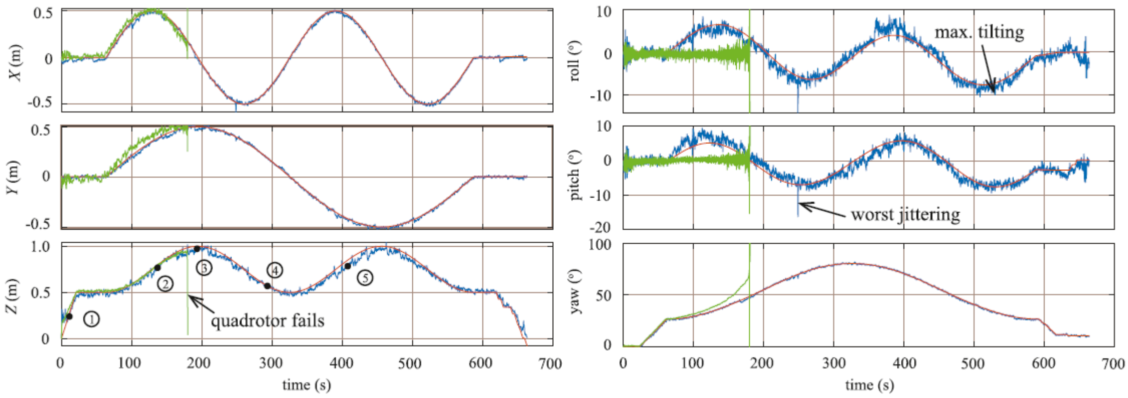
รูปที่ 4.9 องศาการหมุนของการเคลื่อนที่แบบทั่วไปและค่าความคลาดเคลื่อนของการหมุน

4.2.3 การทดสอบการบินจริงตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous หรือ เส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติด้วยความสูงและมุมที่มีการเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา

ส่วนการทดลองสุดท้ายได้ทำการทดลองโดยให้อากาศยานทำการบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous หรือ เส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติด้วยความสูงและมุมที่มีการเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา ตามสมการที่ (33) โดยสมการดังกล่าวจำกัดขอบเขตการเคลื่อนที่อยู่ในช่วง $1\times1\times0.5m$ ด้วยค่าความเร็วของการเลื่อนและการหมุนที่ $1.34cm/s$ และ $0.38^{\circ}/s$ การทดลองได้ทำการทดสอบ 2 รอบ คือให้อากาศยานบินโดยโรเตอร์ทำงานทุกตัว และแบบที่สองคือให้โรเตอร์ตัวกลางหยุดการทำงานและล็อคกลไกกิมบอลไม่ให้สามารถหมุนได้หรือกล่าวคืออากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน ที่ใช้ในการทดลองทำงานเหมือนเป็นอากาศยานแบบ 4 ใบพัด รูปที่ 4.10 ตำแหน่งการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนขณะที่บินในตำแหน่งต่าง ๆ และแสดง 3D plot ของตำแหน่งการหมุนที่ต้องการเทียบกับของจริงในระบบพิกัดคาร์ทีเซียน



รูปที่ 4.10 ผลการทดลองการบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous



รูปที่ 4.11 ผลการทดลองการเคลื่อนที่และการหมุนของการบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่ในรูปแบบ 3D-Lissajous ในแกนต่าง ๆ

จากการทดลองแสดงให้เห็นว่าอากาศยานแบบ 5 ใบพัดหมุนสามารถติดตามเส้นทางการเคลื่อนที่ได้ตามที่ต้องการ คือสามารถเคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่และการหมุนรอบแกน x, y และ z ได้ตามต้องการ โดยในขณะบินมีค่ามุมสูงสุดที่ใช้ในการบินที่ 10.65 องศา นอกจากนี้ในการทดลองพบว่าขณะทำการบินขึ้น อากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุน จะมีการเอียงและสั่นเนื่องจากแรงปฏิกิริยาที่พื้นผิวกระทำต่อขาของอากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุน หลังจากนั้นประมาณ 10 วินาที ปัญหาการสั่นและการเอียงดังกล่าวจะดีขึ้นเนื่องจากเทอมอินทิกรัลแบบพิเศษสามารถหาค่าชดเชยที่ถูกต้องได้ นอกจากปัญหาดังที่กล่าว ในการทดลองพบว่าระบบเน็ตเวิร์คที่ใช้ในการส่งข้อมูลมีข้อมูลบางช่วงที่ไม่ถูกส่งมาในขณะทำการบิน ทำให้ระบบควบคุมที่ออกแบบไม่สามารถรับข้อมูลที่ถูกต้องของตำแหน่ง องศาการหมุน และคำนวณความเร็วที่ถูกต้องได้อย่างต่อเนื่อง ทำให้อากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุนเกิดการไม่เสถียรขึ้น แต่อย่างไรก็ตามอากาศยานไร้คนขับไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุนยังคงสามารถกลับมายังตำแหน่งที่ต้องการได้

ในส่วนการทดลองการบินอากาศยานโดยใช้อากาศยานลำเดิมแต่ให้ทำงานเปรียบเสมือนเป็นอากาศยานแบบ 4 ใบพัด จะเห็นได้ว่าเมื่ออากาศยานทำการบินขึ้นจะมีการเอียงและสั่นเนื่องจากแรงปฏิกิริยาที่กระทำต่อขาของอากาศยานเช่นเดียวกับอากาศยานไร้คนขับแบบ 5 ใบพัดหมุน และหลังจากนั้นจะทรงตัวอยู่ได้ จากนั้นเมื่ออากาศยานเริ่มเคลื่อนที่ไปตามเส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติ จากรูปที่ 4.11 แสดงอากาศยานสามารถเคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่รอบแกน x y และ z ได้เท่านั้นแต่ไม่สามารถหมุนรอบแกนต่าง ๆ โดยจะเห็นได้ว่าอากาศยานไม่สามารถหมุนรอบแกน x และ y แต่สามารถพอที่จะหมุนรอบแกน z ได้ แต่ในการหมุนรอบแกน z นั้นไม่สามารถติดตามเส้นการหมุนได้ทันและมีค่าความผิดพลาดเพิ่มขึ้นต่อเนื่อง เมื่อควาความผิดพลาดขอบการหมุนรอบแกน z สูงขึ้นส่งผลให้การหมุนรอบแกน x และ y มีการแกว่งตัวค่อยเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง จนทำให้ระบบไม่สามารถควบคุมได้ อากาศยานจึงตกไม่สามารถทำการบินตามเส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติ ได้

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

บทที่ 5
สรุปผลการทดลอง ปัญหาที่พบในการทดลองและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการทดลอง

จากการนำเสนออากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้ 2 ทิศทาง ดังนั้นอากาศยานรูปแบบใหม่ประกอบด้วย 4 โรเตอร์รอบอากาศยาน และ 2 โรเตอร์ที่ coaxial กัน และมอเตอร์เซอร์โวอีก 2 ตัว ที่ใช้ในการควบคุมกลไกกิมบอลซึ่งองค์ประกอบทั้งหมดที่กล่าวมาทำให้เกิดแรงและทอร์ก ที่ใช้การขับที่สามารถขับในแนวด้านข้าง และการเอียงตัวของ UAV ส่วนการควบคุมอากาศยานได้ออกแบบระบบควบคุมแบบ nonlinear PID controller ที่นำเสนออินทิกรัลแบบพิเศษ และตัวโครงสร้างหลักของอากาศยานเลือกใช้ไม้บัลซ่าเนื่องจากมีน้ำหนักเบา

ในส่วนของการทดลองอากาศยานได้ทำการทดลอง 3 เงื่อนไข การทดลองแรกได้ออกแบบแบบจำลองที่ใช้อินทิกรัลแตกต่างกัน คือ อินทิกรัลแบบทั่วไป อินทิกรัลแบบพิเศษ และอินทิกรัลแบบพิเศษที่มีการ interpolation ผลการทดลอง แสดงให้เห็นว่าการใช้อินทิกรัลแบบทั่วไปทำให้เกิด overshoot หรือ undershoot เมื่อเส้นทางการเคลื่อนที่เกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างทันทีทันใด ส่วนการใช้อินทิกรัลแบบพิเศษทำให้ overshoot หรือ undershoot หายไป แต่เกิด ripples แทน และเมื่อใช้อินทิกรัลแบบพิเศษที่มีการ interpolation ทำให้เทอมอินทิกรัลสามารถหาค่าแรงชดเชยที่เหมาะสมได้ เนื่องจากการอินทิกรัลแบบพิเศษที่มีการ interpolation เทอมอินทิกรัลจะลู่เข้าหาศูนย์ ซึ่งแตกต่างกับอินทิกรัลแบบพิเศษที่ไม่ได้ interpolation ได้กำหนดค่าเทอมอินทิกรัลเป็นศูนย์ ทำให้ระบบสูญเสียแรงในการควบคุมอย่างทันทีทันใด ดังนั้นการใส่ interpolation ให้กับระบบโดยกำหนดช่วงในการ interpolation ทำให้การควบคุมสามารถติดตามเส้นทางการเคลื่อนที่ได้โดยไม่เกิด ripples การทดลองถัดมาเป็นการทดสอบการบินจริงโดยทดสอบการเคลื่อนที่แบบเลื่อนและการเคลื่อนที่แบบทั่วไป เพื่อทดสอบการติดตามเส้นทางการเคลื่อนที่ตามที่ต้องการ โดยการทดลองได้บินที่มุมเอียงของอากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุนไม่เกิน 17 องศา จากผลการทดลองสามารถควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานตามเส้นทางที่ต้องการได้ ส่วนการทดลองสุดท้ายได้ทดลองโดยให้อากาศยานบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่เส้นโค้งรูปเลข 8 ใน 3 มิติด้วยความสูงและมุมที่มีการเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา ในการทดลองได้ทดสอบให้อากาศยานบิน 2 รอบ คือ ให้อากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุน บินด้วยโรเตอร์ทำงานทุกตัว และแบบที่สองคือให้โรเตอร์ตัวกลางหยุดการทำงาน

และทำการยึดตำแหน่งกลไกกิมบอลไม่ให้สามารถหมุนได้กล่าวคือ อากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุน ที่ใช้ทดลองทำงานเหมือนเป็นอากาศยานแบบ 4 ใบพัด จากผลการทดลองพบว่าอากาศยานที่ออกแบบบินด้วย 5 ใบพัดหมุน สามารถบินตามเส้นทางดังกล่าวได้ตามต้องการ โดยค่าสูงสุดของการหมุนอยู่ที่ 13.1 องศา ซึ่งไม่เกินค่าสูงสุดที่ 17 องศา ส่วนอากาศยานทำงานเหมือนเป็นอากาศยานแบบ 4 ใบพัด ไม่สามารถเคลื่อนที่ได้ตลอดตามเส้นทางที่ออกแบบบ เนื่องจากอากาศยานแบบ 4 ใบพัด มีองศาอิสระในการเคลื่อนที่ 4 ทิศทาง ดังนั้นอากาศยานแบบ 4 ใบพัด จึงสามารถควบคุมการเคลื่อนที่แนวแกน x y และ z ได้ โดยไม่สามารถควบคุมการหมุนรอบแกน x และแกน y แต่สามารถควบคุมการหมุนรอบแกน z ได้ ซึ่งจากการทดลองพบว่าการควบคุมการหมุนรอบแกน z นั้นไม่สามารถติดตามเส้นทางการเคลื่อนที่ได้ตลอด ทำให้เกิดค่าความผิดพลาดขององศาการหมุนรอบแกน z เพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง ส่งผลให้อากาศยานเกิดการแกว่งตัว รอบแกน x และแกน y เพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง จนระบบไม่สามารถควบคุมได้ทำให้อากาศยานจึงตก ทำให้อากาศยานแบบ 4 ใบพัดไม่สามารถทำการบินได้ตลอดเส้นทางการเคลื่อนที่ที่ออกแบบ

ดังนั้นจากการทดลองกล่าวได้ว่าในการออกเพื่อพัฒนาอากาศยานแบบ 4 ใบพัด มาเป็นอากาศยานแบบ 5 ใบพัดหมุน โดยมีใบพัดคู่ควบตรงกลางที่สามารถปรับความเอียงได้ 2 ทิศทาง สามารถควบคุมเคลื่อนที่ในรูปแบบที่มีความซับซ้อนที่อากาศยานแบบ 4 ใบพัดไม่สามารถทำการบินได้ เนื่องจากการเพิ่มจำนวนโรเตอร์และกลไกกิมบอลที่สามารถปรับความเอียงได้ 2 ทิศทาง ทำให้ขยายจำนวนองศาอิสระในการเคลื่อนที่ของอากาศยานแบบ 5 ใบพัดหมุน

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

5.2 ข้อเสนอแนะ

ในการออกแบบและพัฒนาอากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุน ได้ออกแบบโครงสร้างหลักด้วยไม้บัลซ่า เนื่องจากมีน้ำหนักที่เบา และมีความแข็งแรงในระดับหนึ่ง หากทำการบินแล้วอากาศยานบินตก อาจทำให้อากาศยานเกิดความเสียหายได้ ดังนั้นวัสดุในการออกแบบสามารถปรับเปลี่ยนให้มีความแข็งแรงมากขึ้น แต่ยังคงมีน้ำหนักที่เบา ซึ่งช่วยเสริมสร้างความแข็งแรงของโครงสร้าง และพลศาสตร์ของอากาศยานที่เที่ยงตรงขึ้น นอกจากนี้แล้วค่า l ที่ใหญ่ขึ้นจะทำให้เกิดอินนิเชียร์ที่ใหญ่ขึ้นซึ่งไม่ส่งผลดี แต่ช่วยลดการสูญเสียของแรงขับ และช่วยเพิ่มความสามารถในการเอียงหรือหมุนตัวของอากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุน และในส่วนของโรเตอร์ หากโรเตอร์ตัวกลางมีขนาดใหญ่ขึ้นทำให้อากาศยานแบบไร้คนขับ 5 ใบพัดหมุนสามารถเคลื่อนที่ได้ไวขึ้น

บรรณานุกรม

1. Driessens, S. and P. Pounds, *The Triangular Quadrotor: A More Efficient Quadrotor Configuration.* IEEE Transactions on Robotics, 2015. 31(6): p. 1517-1526.
2. Rajappa, S., et al. *Modeling, control and design optimization for a fully-actuated hexarotor aerial vehicle with tilted propellers*. in *2015 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. 2015.
3. Brescianini, D. and R.D. Andrea. *Design, modeling and control of an omni-directional aerial vehicle*. in *2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. 2016.
4. Tognon, M. and A. Franchi, *Omnidirectional Aerial Vehicles With Unidirectional Thrusters: Theory, Optimal Design, and Control.* IEEE Robotics and Automation Letters, 2018. 3(3): p. 2277-2282.
5. Park, S., et al., *ODAR: Aerial Manipulation Platform Enabling Omnidirectional Wrench Generation.* IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2018. 23(4): p. 1907-1918.
6. Paulos, J., B. Caraher, and M. Yim. *Emulating a Fully Actuated Aerial Vehicle Using Two Actuators*. in *2018 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. 2018.
7. Ryll, M., H.H. Bülthoff, and P.R. Giordano, *A Novel Overactuated Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle: Modeling, Control, and Experimental Validation.* IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2015. 23(2): p. 540-556.
8. Badr, S., O. Mehrez, and A.E. Kabeel. *A novel modification for a quadrotor design*. in *2016 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)*. 2016.
9. Bin Junaid, A., et al., *Design and Implementation of a Dual-Axis Tilting Quadcopter.* Robotics, 2018. 7(4): p. 65.
10. Kamel, M.S., et al., *Voliro: An Omnidirectional Hexacopter With Tiltable Rotors.* 2018.

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

11. Allenspach, M., et al., *Design and optimal control of a tiltrotor micro-aerial vehicle for efficient omnidirectional flight.* The International Journal of Robotics Research, 2020. 39(10-11): p. 1305-1325.
12. Ryll, M., D. Bicego, and A. Franchi. *Modeling and control of FAST-Hex: A fully-actuated by synchronized-tilting hexarotor*. in *2016 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. 2016.
13. Odelga, M., P. Stegagno, and H.H. Bülthoff. *A fully actuated quadrotor UAV with a propeller tilting mechanism: Modeling and control*. in *2016 IEEE International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM)*. 2016.
14. Zheng, P., et al., *TiltDrone: A Fully-Actuated Tilting Quadrotor Platform.* IEEE Robotics and Automation Letters, 2020. 5(4): p. 6845-6852.
15. Yu, P., et al., *An Over-Actuated Multi-Rotor Aerial Vehicle With Unconstrained Attitude Angles and High Thrust Efficiencies.* IEEE Robotics and Automation Letters, 2021. 6(4): p. 6828-6835.

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-สกุล	ศุภโชค ตันติวิวัทน์
วัน เดือน ปี เกิด	3 กรกฎาคม 2530
สถานที่เกิด	นครศรีธรรมราช
ที่อยู่ปัจจุบัน	47/1 ถ.ศรีสมบูรณ์ ต.ปากพนัง อ.ปากพนัง จ.นครศรีธรรมราช
ผลงานตีพิมพ์	Extending Quadrotor Motion Capability by Centrally Coaxial Tilting Rotors. in IEEE Robotics and Automation Letters, vol.8, no.9, pp.5360-5367, Sep. 2023

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
Chulalongkorn University