

การควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด



นายจุฬปรีชญ์ เพ็ชรช่าง

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

CHULALONGKORN UNIVERSITY

บทคัดย่อและแฟ้มข้อมูลฉบับเต็มของวิทยานิพนธ์ตั้งแต่ปีการศึกษา 2554 ที่ให้บริการในคลังปัญญาจุฬาฯ (CUIR)
เป็นแฟ้มข้อมูลของนิสิตเจ้าของวิทยานิพนธ์ ที่ส่งผ่านทางบัณฑิตวิทยาลัย

The abstract and full text of theses from the academic year 2011 in Chulalongkorn University Intellectual Repository (CUIR)
are the thesis authors' files submitted through the University Graduate School.

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ปีการศึกษา 2558

ลิขสิทธิ์ของจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

Navigation Control using GPS for a quadrotor

Mr. Junraprach Petchang



A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements
for the Degree of Master of Engineering Program in Mechanical Engineering

Department of Mechanical Engineering

Faculty of Engineering

Chulalongkorn University

Academic Year 2015

Copyright of Chulalongkorn University

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด
โดย	นายจุฬปรัชญ์ เพ็ชรช้าง
สาขาวิชา	วิศวกรรมเครื่องกล
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก	ศาสตราจารย์ ดร. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย อนุมัติให้รับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วน
หนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

.....คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์
(รองศาสตราจารย์ ดร.สุพจน์ เตชวรสินสกุล)

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

.....ประธานกรรมการ
(รองศาสตราจารย์ ดร. รัชทิน จันทร์เจริญ)

.....อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก
(ศาสตราจารย์ ดร. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ)

.....กรรมการ
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ วิทยา วัฒนสุโขประสิทธิ์)

.....กรรมการภายนอกมหาวิทยาลัย
(ดร. กฤษณันท์ มะลิทอง)

จุฬารักษ์ เพ็ชรช่าง : การควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด (Navigation Control using GPS for a quadrotor) อ.ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก: ศ. ดร. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ, 60 หน้า.

งานวิจัยนี้เป็นการพัฒนาระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด โดยได้ทดลองระบบควบคุมการทำงานโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันซึ่งเป็นชนิดระบบกล้องหลายตัวที่มีความแม่นยำสูงเป็นตัวตรวจรู้ตำแหน่งเพื่อให้เห็นความสามารถของระบบควบคุมการทำทางที่พัฒนาขึ้น หลังจากนั้นจึงได้ทดสอบระบบควบคุมการนำทางร่วมกับระบบตรวจรู้จีพีเอส ในการใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันนั้น อากาศยานสี่ใบพัดจะติดจุดสะท้อนแสงเพื่อใช้ในการตรวจสอบตำแหน่งและการเรียงตัวของอากาศยานทางตำแหน่งและทิศทางที่กำหนดไว้ ซึ่งผลการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันสามารถเคลื่อนที่ตามตำแหน่งและทิศทางที่กำหนดไว้ได้โดยมีค่าความผิดพลาดของตำแหน่งไม่เกิน 15 เซนติเมตรของระยะทางการเคลื่อนที่ 700 เซนติเมตร และเมื่อนำระบบควบคุมการนำทางไปใช้กับระบบตรวจรู้จีพีเอส โดยอากาศยานจะเคลื่อนที่ตามตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่กำหนดให้ จากผลของการทดลองค่าความผิดพลาดของตำแหน่งอยู่ในรัศมีไม่เกิน 150 เซนติเมตรตลอดเส้นทางที่กำหนดไว้ ซึ่งสอดคล้องกับค่าความแม่นยำที่สามารถวัดได้จากระบบตรวจรู้ตำแหน่งโดยใช้จีพีเอส ซึ่งจะเห็นว่าระบบนำทางที่พัฒนาขึ้นนี้สามารถประยุกต์ไปใช้กับงานจริงได้

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ลายมือชื่อนิสิต

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ลายมือชื่อ อ.ที่ปรึกษาหลัก

ปีการศึกษา 2558

5570148621 : MAJOR MECHANICAL ENGINEERING

KEYWORDS: NAVIGATING OF QUADROTOR / QUADROTOR / GPS

JUNRAPRACH PETCHANG: Navigation Control using GPS for a quadrotor.

ADVISOR: PROF. VIBOON SANGVERAPHUNSIRI, Ph.D., 60 pp.

Navigating of a quadrotor through predefined trajectories using a GPS (Global Positioning System) is developed in this research work. For verifying the performance of the navigating system, we implement it by using a stereo vision system instead of a GPS system to explore the capability of tracking the predefined paths. The stereo vision system consisted of multi-camera attached through the environment along the trajectory. The position in space as well as orientation of the quadrotor can be controlled along the predefined trajectory. The experimental result shown that the quadrotor can be navigated through predefined paths and directions with 15 cm error of 700 cm traveling distance. The navigating system is implemented by using a conventional GPS system. From the experimental result, the tracking errors are within 150 cm. along the predefined paths. These errors are within the accuracy of the conventional GPS system. So, it is shown that the development of the navigation system can be performed very promising for real application.

Department: Mechanical Engineering Student's Signature

Field of Study: Mechanical Engineering Advisor's Signature

Academic Year: 2015

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี จากความช่วยเหลือของศาสตราจารย์ ดร. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ได้คอยให้คำแนะนำ ข้อคิดเห็น ข้อเสนอแนะที่มีประโยชน์ และคอยช่วยเหลือในด้านต่างๆ รวมทั้งสนับสนุนด้านงบประมาณ อุปกรณ์ และสถานที่ใช้ในการดำเนินงานวิจัยด้วยดีตลอดมา จึงใคร่ขอกราบขอบพระคุณมา ณ ที่นี้ และขอขอบคุณรุ่นพี่ เพื่อนๆ และรุ่นน้องทุกคนได้ให้ความช่วยเหลือ ข้อเสนอแนะ ข้อคิดเห็น และเป็นกำลังใจในการทำวิจัยตลอดมา

สุดท้ายนี้ทางผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณคุณพ่อคุณแม่และบุคคลในครอบครัวที่คอยเป็นกำลังใจ และให้การสนับสนุนในทุกๆด้านแก่ข้าพเจ้าจนสำเร็จการศึกษาไปได้ด้วยดี



สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย.....	ง
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	จ
กิตติกรรมประกาศ.....	ฉ
สารบัญ.....	ช
สารบัญรูป.....	ฌ
สารบัญตาราง.....	ฐ
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์	1
1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย	1
1.3 ขอบเขตงานวิจัย	1
1.4 ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์	2
1.5 ประโยชน์ที่ได้รับของการดำเนินงานวิจัย	2
1.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	2
บทที่ 2 ความรู้เบื้องต้นทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานสี่ใบพัด	6
2.1 ประเภทของอากาศยาน.....	6
2.2 ส่วนประกอบของอากาศยานสี่ใบพัด.....	11
2.3 หลักการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด.....	16
บทที่ 3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องที่ใช้ในการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด.....	19
3.1 แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด (Dynamic Modeling of Quadrotor)	19
3.2 เมทริกซ์การเรียงตัวของอากาศยานสี่ใบพัด.....	21
3.3 ระบบจีพีเอส (Global Positioning System).....	21
3.4 ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด	26

3.5 การแปลงระบบพิกัดของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบระบบพิกัดของจีพีเอส	28
บทที่ 4 การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้กล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด ..	30
4.1 การทดลองระบบการควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด.....	30
4.2 วิธีการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด.....	35
4.3 ผลการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด.....	37
บทที่ 5 การทดลองและผลการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด	41
5.1 การทดลองหาระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่ได้จากจีพีเอสขณะวางกับที่	41
5.2 การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดขณะบินอยู่กับที่.....	46
5.3 การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัดให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งพิกัดที่กำหนด.....	50
บทที่ 6 สรุปผลและวิจารณ์ผลการทดลอง	58
6.1 สรุปผลการวิจัย.....	58
6.2 ข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต.....	58
รายการอ้างอิง	60
ภาคผนวก ก.....	62
ก.1 อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัยนี้.....	62
ก.2 ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่น	69
ก.3 จีพีเอส	71
ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์	73

สารบัญรูป

รูปที่ 1.1 อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ระบบควบคุม Miltiwii v.2.....	3
รูปที่ 1.2 อากาศยานสี่ใบพัดรุ่น Pelican และแผ่นเป้าหมาย	4
รูปที่ 1.3 อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัย	5
รูปที่ 2.1 บอลลูน	6
รูปที่ 2.2 เรือเหาะ	7
รูปที่ 2.3 เครื่องบิน.....	8
รูปที่ 2.4 เฮลิคอปเตอร์ชนิดหนึ่งใบพัดหลัก	8
รูปที่ 2.5 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลัก 2 คู่ แกนร่วม.....	9
รูปที่ 2.6 เฮลิคอปเตอร์ชนิดแกนหลักสองแกน	9
รูปที่ 2.7 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน	10
รูปที่ 2.8 อากาศยานปีกหมุนลูกผสม.....	10
รูปที่ 2.9 ลักษณะการวางชุดโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด	12
รูปที่ 2.10 โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด.....	12
รูปที่ 2.11 ใบพัดของอากาศยาน (Propeller).....	13
รูปที่ 2.12 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (Brushless Direct Current Motor)....	13
รูปที่ 2.13 อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์.....	14
รูปที่ 2.14 แบตเตอรี่	15
รูปที่ 2.15 วิทยุรับส่งสัญญาณ (Remote Control).....	16
รูปที่ 2.16 การเคลื่อนที่ขึ้นลงทางดิ่ง (ก) การเคลื่อนที่ขึ้น และ (ข) การเคลื่อนที่ลง (วีระวัฒน์, 2556).....	17
รูปที่ 2.17 การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน X (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา (วี ระวัฒน์, 2556).....	17

รูปที่ 2.18 การหมุนรอบแกน Y (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา (วีระวัฒน์, 2556).....	18
รูปที่ 2.19 การเคลื่อนที่ที่หมุนรอบแกน Z (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา (วีระวัฒน์, 2556).....	18
รูปที่ 3.1 ความสัมพันธ์ระหว่างกรอบอ้างอิงเทียบแกนโลกกับกรอบลำตัวอากาศยานสี่ใบพัด	20
รูปที่ 3.2 แสดงดาวเทียมที่ถูกส่งขึ้นไปโคจรรอบโลก.....	22
รูปที่ 3.3 แสดงส่วนประกอบของระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลก	23
รูปที่ 3.4 แสดงรูปแบบระบบพิกัดอ้างอิงของจีพีเอส.....	25
รูปที่ 3.5 แสดงระบบพิกัดแผนที่ UTM.....	26
รูปที่ 3.6 แสดงระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด.....	27
รูปที่ 3.7 แสดงระบบพิกัดของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับระบบพิกัดของจีพีเอส	29
รูปที่ 4.1 ระบบกล้องสเตอริโอวีชันรุ่น Optitrack Flex 3.....	31
รูปที่ 4.2 การเรียงตัวของระบบกล้องสเตอริโอวีชันที่ติดตั้งภายในห้อง	31
รูปที่ 4.3 แสดงจุดสะท้อนแสงที่ติดตั้งบนอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในการทดลอง	32
รูปที่ 4.4 แสดงส่วนประมวลผลด้วยคอมพิวเตอร์	33
รูปที่ 4.5 แสดงส่วนประมวลผลโดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์บนอากาศยานสี่ใบพัด.....	34
รูปที่ 4.6 แสดงตำแหน่งและเส้นทางการเคลื่อนที่ในพิกัด x และ y	36
รูปที่ 4.7 แสดงตำแหน่งพิกัดการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง	37
รูปที่ 4.8 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งพิกัด x ที่เคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง	38
รูปที่ 4.9 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งพิกัด y ที่เคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง	38
รูปที่ 4.10 แสดงค่าความสูงแกน z ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะเคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง	39

รูปที่ 4.11 แสดงการเปลี่ยนแปลงมุม Yaw ของอากาศยานสี่ใบพัดที่เวลาต่างๆ.....	40
รูปที่ 5.1 แสดงชุดข้อมูลที่อ่านค่าได้จากการทดลอง	42
รูปที่ 5.2 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง..	42
รูปที่ 5.3 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดขณะเริ่มทดลอง	43
รูปที่ 5.4 แสดงตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง และแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดเทียบกับตำแหน่งตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง	44
รูปที่ 5.5 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดจากตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง	45
รูปที่ 5.6 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ขณะอากาศยานสี่ใบพัดบินอยู่กับที่ เทียบกับ ตำแหน่งละติจูดที่กำหนด.....	47
รูปที่ 5.7 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่วัดได้ขณะอากาศยานสี่ใบพัดบินอยู่กับที่ เปรียบเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด	47
รูปที่ 5.8 แสดงตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่วัดได้เปรียบเทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด	48
รูปที่ 5.9 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดอ้างอิงที่กำหนด.....	49
รูปที่ 5.10 แสดงการกำหนดตำแหน่งเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด.....	51
รูปที่ 5.11 แสดงเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลองเทียบกับเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด.....	52
รูปที่ 5.12 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดของเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด.....	53
รูปที่ 5.13 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่วัดค่าได้เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด.....	54
รูปที่ 5.14 แสดงตำแหน่งพิกัดละติจูดและลองจิจูดที่วัดได้เทียบกับตำแหน่งพิกัดละติจูดและลองจิจูดที่กำหนด และระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่วัดได้เทียบกับตำแหน่งที่กำหนด	55

รูปที่ 5.15 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่วัดได้ขณะทดลองเทียบกับตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดจากตำแหน่งพิกัดที่กำหนด.....	56
รูปที่ ก.1 แสดงโครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัย	62
รูปที่ ก.2 แสดงมอเตอร์ที่ใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด.....	63
รูปที่ ก.3 แสดงใบพัดที่ใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด	63
รูปที่ ก.4 แสดงอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์.....	64
รูปที่ ก.5 แสดงระบบควบคุมการบินและอุปกรณ์ที่ใช้ในอากาศยานสี่ใบพัด	64
รูปที่ ก.6 แสดงอุปกรณ์วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงมุมและการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงเส้น.....	65
รูปที่ ก.7 แสดงอุปกรณ์วัดความเข้มของสนามแม่เหล็กโลก (Magnetometer).....	66
รูปที่ ก.8 แสดงอุปกรณ์วัดความดันอากาศ (Barometer)	66
รูปที่ ก.9 แสดงอุปกรณ์วัดระยะทางโดยใช้คลื่นเสียง	67
รูปที่ ก.10 แสดงอุปกรณ์บอกตำแหน่งบนผิวโลก (GPS).....	67
รูปที่ ก.11 แสดงอุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สายความถี่ 915 MHz.....	68
รูปที่ ก.12 แสดงอุปกรณ์ประมวลผลของอากาศยานสี่ใบพัด	69
รูปที่ ก.13 แสดงภาพกล้องสเตอริโอวีชัน.....	71

สารบัญตาราง

ตารางที่ 4.1 แสดงพิกัดการเคลื่อนที่ของแกน x และ y ที่เวลาต่างๆ.....	36
ตารางที่ 5.1 ตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่ต้องการให้อากาศยานเคลื่อนที่ตามเส้นทางที่กำหนด	52



บทที่ 1 บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์

ในปัจจุบันการใช้งานอากาศยานสี่ใบพัดเริ่มได้รับความนิยมอย่างกว้างขวาง ทั้งในภาครัฐและเอกชน หรือแม้กระทั่งบุคคลทั่วไป ตัวอย่างเช่น การถ่ายภาพมุมสูง การทำแผนที่ การสำรวจ ตลอดจนงานวิจัยต่างๆ ซึ่งจากงานที่ได้กล่าวมาจะเห็นว่า การควบคุมเสถียรภาพทางการบินมีความสำคัญมากต่ออากาศยานสี่ใบพัด เนื่องจากระบบของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นระบบไม่เสถียร (Unstable System) และมีระบบพลศาสตร์ที่มีความซับซ้อนเข้ามาเกี่ยวข้อง ทำให้การควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดโดยปราศจากการควบคุมอัตโนมัติ (Automatic Control System) เป็นไปด้วยความลำบากหรืออาจเป็นไม่ได้เลย แต่ในปัจจุบันชุดควบคุมการบิน (Flight Controller) ที่ใช้กับอากาศยานสี่ใบพัดมีจำหน่ายอย่างแพร่หลาย ซึ่งมีความสามารถในการควบคุมเสถียรภาพทางการบิน ตำแหน่ง และความสูง แต่เมื่อนำมาใช้งานก็พบปัญหาเนื่องจากอากาศยานสี่ใบพัดมีขนาดเล็กทำไม่สามารถบินระยะไกลได้ ดังนั้นจึงมีความต้องการพัฒนาระบบควบคุมตำแหน่งโดยใช้จีพีเอสขึ้น เพื่อแก้ปัญหาดังกล่าว

ห้องปฏิบัติการวิจัยระบบควบคุมขั้นสูง มีงานวิจัยก่อนหน้านี้นี้ “ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ ผกผันที่มีความคงทนสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด” ในปีการศึกษา 2554 เป็นการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้ระบบควบคุมสมัยใหม่ ซึ่งสามารถรักษา ระดับและเสถียรการบินได้ดีพอสมควร

งานวิจัยนี้เป็นการนำระบบควบคุมที่ได้พัฒนาขึ้น สำหรับอากาศยานสี่ใบพัดมาต่อยอด โดยจะทำการรวมระบบดังกล่าวกับระบบการควบคุมตำแหน่งโดยจีพีเอส เพื่อที่จะทำการบินไปยังตำแหน่งต่างๆโดยใช้พิกัดของจีพีเอส

1.2 วัตถุประสงค์ของงานวิจัย

- 1) ศึกษากระบวนการนำทางโดยใช้จีพีเอส และประยุกต์การใช้งานกับอากาศยานสี่ใบพัด
- 2) นำระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดที่พัฒนา มาประยุกต์ใช้งานร่วมกับระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส

1.3 ขอบเขตงานวิจัย

- 1) ปรับปรุงอากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบ เพื่อใช้ในการทดลองระบบควบคุมการนำทาง โดยใช้จีพีเอส

2) ออกแบบระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส ที่มีความสามารถควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดให้บินรักษาระดับ และรักษาตำแหน่งได้อย่างมีประสิทธิภาพ

3) จำลองการทำงานของระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสที่ทำการออกแบบ และทดสอบกับอากาศยานสี่ใบพัดที่สภาพแวดล้อมการใช้งานจริง

1.4 ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์

1) ศึกษาทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบระบบควบคุมการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้จีพีเอสที่ได้มีการวิจัยที่ผ่านมา

2) ศึกษาแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

3) ออกแบบและปรับปรุงอากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบเพื่อใช้ในการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสให้มีประสิทธิภาพที่ดีขึ้น

4) ศึกษาการทำงานของระบบจีพีเอส และการเชื่อมต่อสัญญาณจีพีเอส กับระบบควบคุมการนำทาง

5) ศึกษาและออกแบบระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส สำหรับควบคุมการบินของอากาศยานสี่ใบพัด

6) จำลองการทำงานของระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส ที่ออกแบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์และสรุปผลการจำลองการทำงาน

7) ทดสอบการทำงานของระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส ที่ออกแบบกับสภาพแวดล้อมจริงและสรุปผลการทดสอบการทำงาน

8) สรุปผลการวิจัยและจัดทำรูปเล่มวิทยานิพนธ์ฉบับสมบูรณ์

1.5 ประโยชน์ที่ได้รับของการดำเนินงานวิจัย

1) ได้อากาศยานสี่ใบพัดที่สามารถบินไปยังตำแหน่งที่กำหนดได้ และรักษาเสถียรภาพทางการบินได้ตลอดระยะเวลาทำการบิน

2) ได้ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสที่มีประสิทธิภาพ เพื่อนำไปใช้ในงานวิจัย

1.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

1) ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด[1]

งานวิจัยนี้เป็นงานวิจัยของเรืออากาศเอก วีระวัฒน์ ฝาระมี ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัยเป็นการศึกษาเกี่ยวกับการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้ระบบควบคุมแบบใหม่ที่มีประสิทธิภาพในการควบคุมที่ดีขึ้น ซึ่งอากาศยานนี้มีความสามารถในการทรงตัวกลางอากาศในสภาพแวดล้อมทั่วไปและทำงานในพื้นที่จำกัดได้ ในงานวิจัยนี้ได้แสดงถึง

แบบจำลองระบบสมการทางพลศาสตร์ของอากาศยาน โดยใช้สมการลากรางจ์-ออยเลอร์ เพื่อนำมาใช้ในการออกแบบระบบควบคุมแบบใหม่ ระบบควบคุมที่ถูกรออกแบบเพื่อรักษาเสถียรภาพทางการบิน (Attitude Stabilization) ให้สามารถบินรักษาระดับได้(Hovering) ซึ่งผลการทดลองได้มีการเปรียบเทียบการจำลองระบบควบคุมเสถียรภาพด้วยโปรแกรม Matlab/Simulink กับการทดลองสภาพจริง ซึ่งในส่วนของอากาศยานสี่ใบพัดได้ใช้ระบบควบคุมของ Multiwii v.2 ดังแสดงในรูปที่ 1.1 ซึ่งใช้ตัวประมวลผลของATMega328P และมีเซ็นเซอร์วัดความเอียง 3 แกน เซ็นเซอร์วัดความเร่ง 3 แกน เซ็นเซอร์วัดสนามแม่เหล็ก 3 แกน และเซ็นเซอร์วัดความดัน



รูปที่ 1.1 อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ระบบควบคุม Miltiwii v.2

2) การลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ[2]

งานวิจัยนี้เป็นของเรืออวกาศโท จีรศักดิ์ หมวดโพธิ์กลาง ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย ได้ทำการวิจัยเรื่องการลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ[2] โดยอากาศยาน 4 ใบพัดที่ใช้เป็นของบริษัท Ascending Technologies GmbH รุ่น Asctec Pelican ดังแสดงในรูปที่ 1.2 ซึ่งในงานวิจัยนี้ได้แสดงรายละเอียดเกี่ยวกับการออกแบบแผ่นเป้าหมาย(Landing Pad Target) ที่ใช้สำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานที่สามารถขึ้นลงในแนวดิ่ง ซึ่งจะต้องหาขนาดของแผ่นเป้าหมายที่เหมาะสมที่ใช้ในการกำหนดความสูงของอากาศยานขณะลงจอด ซึ่งเมื่อกล้องตรวจจับขนาดของแผ่นเป้าหมายได้จะถูกนำภาพมาประมวลผลหาความสูงของอากาศยานที่ลอยตัวอยู่ในอากาศและหาดำแหน่งกึ่งกลางของแผ่นเป้าหมาย เพื่อใช้กำหนดตำแหน่งและความเร็วในการลงจอดด้วย



รูปที่ 1.2 อากาศยานสี่ใบพัดรุ่น Pelican และแผ่นเป้าหมาย

3) Navigation Control of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) [3]

งานวิจัยนี้เป็นของ Computer and Electrical Engineering, Halmstad University ได้ศึกษาเกี่ยวกับวิธีการควบคุมการนำทางของอากาศยานไร้คนขับโดยปราศจากมนุษย์ควบคุม ซึ่งงานวิจัยนี้ได้แบ่งออกเป็นสองส่วน โดยส่วนแรกเป็นการพัฒนาระบบการบินอัตโนมัติ และระบบรักษาเสถียรภาพการทรงตัวและส่วนที่สองเป็นการจำลองระบบการควบคุมบินโดยใช้ GPS ซึ่งในส่วนระบบการบินอัตโนมัติจะใช้ GPS ในการหาตำแหน่งปัจจุบันของอากาศยานซึ่งค่าจาก GPS ที่ได้จะถูกส่งกลับมายังคอมพิวเตอร์ที่ใช้ในการนำทางอากาศยานไร้คนขับโดยส่งสัญญาณผ่าน Bluetooth ซึ่งค่าตำแหน่งที่ได้จาก GPS จะถูกเครื่องคอมพิวเตอร์คำนวณหาเส้นทางที่เหมาะสมที่สุด จากนั้นจึงส่งสัญญาณไปยังอากาศยานไร้คนขับเพื่อควบคุมตำแหน่ง

4) Navigation of an Autonomous Outdoor Quadrotor Helicopter

งานวิจัยนี้เป็นของ Robotics Laboratory, Faculty of Engineering, University of Szeged ดังรูปที่ 1.3 งานวิจัยนี้มีจุดประสงค์เพื่อต้องการพัฒนาอากาศยานที่ใช้ในการสำรวจพื้นที่ที่สามารถบินไปยังจุดต่างได้โดยอัตโนมัติ ซึ่งงานวิจัยนี้แบ่งออกเป็นสามส่วนคือ ส่วนการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด เป็นการนำอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้มาหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ส่วนการออกแบบระบบควบคุมเป็นการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพอากาศยานสี่ใบพัด และส่วนการควบคุมตำแหน่งโดยใช้จีพีเอสจะแสดง รายละเอียดเกี่ยวกับ ระบบพิกัดและแนวทางในการกำหนดตำแหน่งของจีพีเอส



รูปที่ 1.3 อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัย



บทที่ 2 ความรู้เบื้องต้นทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานสีใบพัด

2.1 ประเภทของอากาศยาน

ในปัจจุบันอากาศยานถูกนำมาใช้เพื่ออำนวยความสะดวกมนุษย์มากยิ่งขึ้น โดยอากาศยานที่ถูกนำมาใช้งานในปัจจุบันมีความหลากหลายมากยิ่งขึ้น ซึ่งสามารถแบ่งออกเป็นประเภทต่างๆได้ดังนี้

2.1.1 อากาศยานเบากว่าอากาศ

อากาศยานเบากว่าอากาศสามารถลอยตัวโดยอาศัยแรงลอยตัวในการลอยขึ้นสู่อากาศ โดยอากาศยานเบากว่าอากาศสามารถแบ่งย่อยออกเป็น 2 ประเภท คือ อากาศยานเบากว่าอากาศที่ไม่สามารถบังคับทิศทางได้ กับ อากาศยานเบากว่าอากาศที่สามารถบังคับทิศทางได้ ซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1. อากาศยานเบากว่าอากาศที่ไม่สามารถบังคับทิศทางได้ เป็นอากาศยานที่มีวิวัฒนาการนานที่สุดโดยเริ่มจากการใช้หลักที่ว่า อากาศร้อนจะลอยขึ้นสู่ที่สูง เมื่อบรรจุอากาศร้อนในภาชนะ จะส่งผลให้ภาชนะลอยตัวขึ้นเช่นกัน ดังนั้นจึงมีผู้คิดค้นนำอากาศร้อนบรรจุในถุงผ้า ที่เรียกว่า บอลลูน ดังแสดงในรูปที่ 2.1 บอลลูนนี้ไม่สามารถบังคับทิศทางได้ และเมื่ออุณหภูมิของอากาศร้อนลดลง จะส่งผลให้บอลลูนต้องลดระยะความสูงลงมาด้วย ถ้าต้องการรักษาระยะความสูงในการลอยตัวไว้ จะมีการทิ้งถุงทรายที่นำติดขึ้นไปด้วยลงมา เพื่อเป็นการลดน้ำหนักของบอลลูน และถ้าปล่อยอากาศร้อนออกจากถุงผ้า หรือชักนำให้อากาศเย็นที่อยู่ภายนอกเข้าไปในถุงผ้า จะสามารถลดระดับความสูงของบอลลูนเพื่อลงจอดได้ ปัจจุบันมีการติดตั้งเครื่องเป่าไฟ ทำให้สามารถปรับระยะความสูงในการลอยตัวได้



รูปที่ 2.1 บอลลูน

2. อากาศยานเบาที่อากาศที่สามารถบังคับทิศทางได้ เป็นอากาศยานที่มีการบรรจุแก๊สที่เบากว่าอากาศ เช่น ฮีเลียม หรือ ไฮโดรเจน เพื่อให้ลอยตัวได้ในอากาศ โดยมีโครงสร้างเป็นโลหะหรือไม้ และมีการหุ้มด้วยผ้าใบ หรือ วัสดุที่มีน้ำหนักเบาสามารถกันน้ำได้ รูปร่างเป็นทรงรีคล้ายซิการ์ มีการติดตั้งอุปกรณ์ในการบังคับทิศทาง อากาศยานประเภทนี้เรียกว่า เรือเหาะ (Air Ship) ดังแสดงในรูปที่ 2.2



รูปที่ 2.2 เรือเหาะ

2.1.2 อากาศยานหนักกว่าอากาศ

อากาศยานหนักกว่าอากาศสามารถลอยตัวในอากาศได้ โดยอาศัยแรงยกตัวที่เกิดจากใบพัดสามารถแบ่งออกเป็น 3 ประเภท คือ อากาศยานหนักกว่าอากาศแบบปีกตรึง (Fixed Wing) อากาศยานหนักกว่าอากาศแบบปีกหมุน (Rotary Wing) และอากาศยานหนักกว่าอากาศแบบปีกหมุนลูกผสม (Autogyro) โดยอากาศยานหนักกว่าอากาศแต่ละประเภทจะมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1. อากาศยานหนักกว่าอากาศแบบปีกตรึง (Fixed Wing) วิวัฒนาการเริ่มแรกส่วนใหญ่จะมีโครงสร้างที่เป็นเหล็กและไม้ และลำตัวหุ้มด้วยผ้าใบ ซึ่งเป็นวัสดุที่หนักกว่าอากาศทั้งสิ้น ปัจจุบันโครงสร้างได้เปลี่ยนแปลงไปเป็นวัสดุผสมระหว่างอัลลอยด์และใยสังเคราะห์ ที่สามารถคงความแข็งแรงแต่ลดน้ำหนักลง หรืออาจมีการใช้เทคโนโลยีด้านวัสดุศาสตร์ในการเพิ่มความแข็งแรงของโครงสร้าง อากาศยานประเภทนี้ เรียกว่า เครื่องบิน สามารถเคลื่อนที่โดยใช้หน่วยกำลังขับเคลื่อน โดยอาศัยแรงยกที่สร้างจากปีก ที่เกิดจากความแตกต่างของความดันเหนือปีกและใต้ปีก ซึ่งปีกจะถูกออกแบบให้ยึดติดแน่นกับลำตัวของอากาศยาน ดังนั้นอากาศยานนี้จึงถูกเรียกว่า อากาศยานหนักกว่าอากาศแบบปีกตรึง ดังแสดงในรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 เครื่องบิน

2. อากาศยานหนักกว่าอากาศแบบปีกหมุน (Rotary Wing) เป็นอากาศยานที่เรียกกันว่า เฮลิคอปเตอร์ (Helicopter) ผู้คิดค้นได้แนวความคิดมาจากการตกของเมล็ดถั่วที่มีใบติดอยู่จำนวน 2 ใบ ที่ตกลงมาอย่างช้าๆ ในลักษณะหมุนบิดเป็นเกลียวรอบตัวเอง และนำไปสู่ความคิดที่จะสร้างแรงยกตัวแทนการชะลอการตกลงมา โดยการติดตั้งเครื่องยนต์ให้มีหน้าที่ในการขับ หรือ หมุนปีกจนเกิดแรงยกขึ้นมาได้ ซึ่งแรงยกที่เกิดจากใบพัดขนาดใหญ่ที่ติดตั้งเหนือลำเครื่องเฮลิคอปเตอร์ จะสามารถทำให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวขึ้นในอากาศได้ อีกทั้งยังมีการติดตั้งใบพัดที่หางเพื่อดำเนินการบิดของใบพัดหลักและใช้ในการควบคุมทิศทางการบิน เฮลิคอปเตอร์สามารถบินในแนวตั้งได้ ดังนั้นจึงไม่จำเป็นต้องใช้สนามบิน และเมื่อเครื่องยนต์มีการขัดข้องยังสามารถร่อนลงพื้นที่ด้วยมุมที่ชันมากได้อีกด้วย เฮลิคอปเตอร์สามารถแบ่งออกเป็น 4 ชนิด ดังนี้

- เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลักคู่เดียว (Single Main Rotor Helicopter) เป็นเฮลิคอปเตอร์ทั่วไป มีใบพัดสำหรับสร้างแรงยกจำนวน 1 คู่ และมีใบพัดสำหรับต้านแรงบิดใบพัดหลัก และควบคุมทิศทาง จำนวน 1 ใบ ดังแสดงในรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 เฮลิคอปเตอร์ชนิดหนึ่งใบพัดหลัก

- เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลักสองคู่แกนร่วม (Coaxial Rotor Helicopter) เป็นเฮลิคอปเตอร์ที่มีลักษณะคล้ายกับชนิดใบพัดหลักคู่เดียว แต่ต่างที่เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลักสองคู่แกนร่วมมีใบพัดหลักสองคู่ ซ้อนกันในแนวแกนเดียวกัน และจะหมุนสวนทางกัน เพื่อหักล้างแรงบิด ดังนั้นจึงไม่ต้องมีใบพัดหาง ดังแสดงในรูปที่ 2.5

- เฮลิคอปเตอร์ชนิดแกนหลักสองแกน (Tandem Rotor Helicopter) เป็นเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดจำนวน 2 คู่ วางเรียงกันตามแนวลำตัวของเฮลิคอปเตอร์ จึงทำให้มีจุดศูนย์ถ่วงที่กว้างมาก ให้แรงยกสูง สามารถบรรทุกของที่มีน้ำหนักมากได้ แต่การเคลื่อนที่ตอบสนองช้าและมีขนาดใหญ่ ดังแสดงในรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.5 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลัก 2 คู่ แกนร่วม



รูปที่ 2.6 เฮลิคอปเตอร์ชนิดแกนหลักสองแกน

- เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน (Multi-rotor Helicopter) เป็นเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดหลายชุดวางเรียงตัวในระดับเดียวกัน ดังแสดงในรูปที่ 2.7 สามารถให้แรงยกได้สูงที่สุด เนื่องจากมีใบพัดจำนวนมาก เหมาะกับการทำอากาศยานขนาดเล็ก แต่การควบคุมสามารถทำได้ค่อนข้างยาก



รูปที่ 2.7 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน

3. อากาศยานหนักกว่าอากาศแบบปีกหมุนลูกผสม (Autogyro) มีลักษณะผสมระหว่างเครื่องบินและเฮลิคอปเตอร์ ดังแสดงในรูปที่ 2.8 มีการติดตั้งปีกที่หมุนได้ลักษณะเดียวกับเฮลิคอปเตอร์ แต่การหมุนของปีกจะอาศัยความเร็วที่ได้จากการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของอากาศยาน เป็นความเร็วที่มาจากใบพัดและเครื่องยนต์ที่ติดตั้งในลักษณะเดียวกับเครื่องบิน ไม่ได้หมุนจากเพลลาขับของเครื่องยนต์ในเฮลิคอปเตอร์ ดังนั้นอากาศยานประเภทนี้จึงจำเป็นต้องใช้ทางวิ่งขึ้น แต่จะมีระยะที่สั้นกว่าเครื่องบินมาก อีกทั้งยังสามารถร่อนลงด้วยมุมที่ชันมากในลักษณะเดียวกับเฮลิคอปเตอร์ได้อีกด้วย



รูปที่ 2.8 อากาศยานปีกหมุนลูกผสม

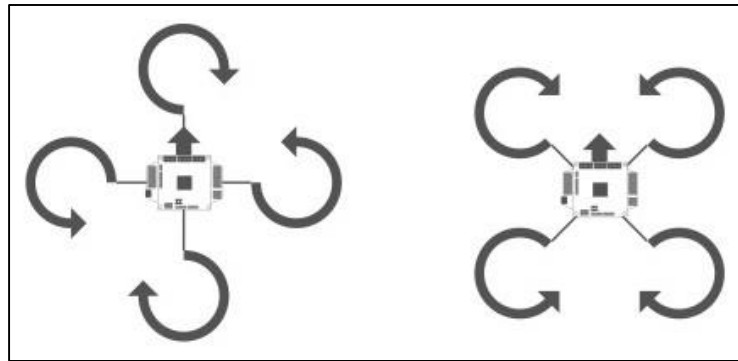
2.1.3 เปรียบเทียบข้อดีข้อเสียและการตัดสินใจ

ก่อนการทำงานวิจัยครั้งนี้ทางผู้วิจัยได้ศึกษาหาข้อมูลเกี่ยวกับการระบบควบคุมการบินของอากาศยานแบ่งต่างๆ เพื่อหารูปแบบของอากาศยานที่เหมาะสมในการนำมาวิจัยเกี่ยวกับการออกแบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสในงานวิจัยนี้ ซึ่งทางผู้วิจัยได้เปรียบเทียบข้อดีข้อเสียของอากาศยานแต่ละประเภท โดยใช้เกณฑ์ในการเลือกดังนี้ ความยุ่งยากในการประกอบสร้าง การใช้พื้นที่ในงานวิจัย อัตราการสิ้นเปลืองพลังงาน ความสามารถของอากาศยาน ความรวดเร็วในการตอบสนอง การบำรุงดูแลรักษา และความปลอดภัยในการใช้งาน

จากการศึกษาข้อดีข้อเสีย พบว่าอากาศยานหนักกว่าอากาศยานประเภทปีกหมุนมีข้อดีและเหมาะสมสำหรับนำมาใช้ในงานวิจัยครั้งนี้มากกว่าอากาศยานประเภทอื่น โดยทางผู้วิจัยได้เลือกใช้การอากาศยานปีกหมุนชนิดเฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน (Multi-rotor Helicopter) เนื่องจากเป็นเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบทางกลน้อยและใช้การควบคุมด้วยไฟฟ้าเป็นส่วนใหญ่ จึงเป็นระบบที่ง่ายต่อการออกแบบระบบควบคุม การบำรุงรักษาที่น้อยกว่า และมีความปลอดภัยมากกว่าอากาศยานประเภทอื่นๆ

2.2 ส่วนประกอบของอากาศยานสี่ใบพัด

อากาศยานสี่ใบพัด จะมีลักษณะโครงสร้างที่ประกอบด้วย ใบพัดจำนวน 2 คู่ มีทิศทางการหมุนสวนทิศทางกันอย่างละ 1 คู่ ซึ่งจะมีลักษณะการหมุนของโรเตอร์ 2 ทิศทาง คือ ตามเข็มนาฬิกา และทวนเข็มนาฬิกา ลักษณะการติดตั้งชุดโรเตอร์ในแกนเดียวกัน ต้องมีทิศทางการหมุนเดียวกัน แต่ลักษณะการหมุนในอีกแนวแกนจะต้องมีทิศทางการหมุนที่ตรงข้ามกับแนวแกนแรก และลักษณะการติดตั้งชุดใบพัดต้องมีความสอดคล้องกับลักษณะการหมุนดังกล่าว ดังนั้นการติดตั้งชุดโรเตอร์ลักษณะนี้ จะทำให้เกิดแรงบิดหักล้างกันในสภาวะการบินรักษาระดับ โดยชุดโรเตอร์แต่ละชุดจะวางตั้งฉากกัน ดังแสดงในรูปที่ 2.9 ลักษณะการวางชุดโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัยนี้มีส่วนประกอบต่างๆ ดังต่อไปนี้



รูปที่ 2.9 ลักษณะการวางชุดโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

2.2.1 โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด (Quad rotor Frame)

ทำหน้าที่เป็นโครงสร้างหลักในการติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ ที่จะนำมาประกอบเข้าด้วยกัน มีความคงทนแข็งแรงและมีน้ำหนักเบา ปัจจุบันส่วนใหญ่นิยมใช้คาร์บอนไฟเบอร์หรืออลูมิเนียมเป็นวัสดุหลัก ดังแสดงในรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด

2.2.2 ใบพัด (Propeller)

ทำหน้าที่สร้างแรงยกให้กับอากาศยาน ส่วนใหญ่ทำมาจากพลาสติก มีน้ำหนักเบา ดังแสดงในรูปที่ 2.11 ขนาดและความเร็วรอบของใบพัดควรมีความสัมพันธ์กัน



รูปที่ 2.11 ใบพัดของอากาศยาน (Propeller)

2.2.3 มอเตอร์ (Motor)

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการขับเคลื่อนใบพัด โดยมอเตอร์ที่ใช้ในอากาศยานสี่ใบพัดส่วนใหญ่จะเป็นมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (Brushless Direct Current Motor) ซึ่งมอเตอร์จะถูกนำไปประกอบอยู่บนโครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัด รวมกับใบพัด ซึ่งจะรวมเรียกเป็นชุดโรเตอร์ เพื่อทำหน้าที่สร้างแรงยกให้กับอากาศยานสี่ใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 2.12



รูปที่ 2.12 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (Brushless Direct Current Motor)

2.2.4 อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronics Speed Controllers)

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์โดยจะใช้วิธีการควบคุมกระแสไฟฟ้าที่จ่ายให้กับมอเตอร์ ในการควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์ จะควบคุมโดยรับคำสั่งสัญญาณการควบคุมแบบ PWM (Pulse Width Modulation) จากอุปกรณ์ควบคุมการบิน (Flight Controller) เพื่อ

นำมาคำนวณกระแสไฟฟ้าและความถี่ที่จะถูกจ่ายให้มอเตอร์ ซึ่งกระแสไฟฟ้าที่จ่ายไปยังอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์จะเป็นไฟฟ้ากระแสตรงที่ได้จากแบตเตอรี่ แล้วอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์จึงแปลงจากไฟฟ้ากระแสตรงเป็นไฟฟ้ากระแสสลับแบบ 3 เฟสจ่ายไปยังมอเตอร์ไฟฟ้าแบบไร้แปรงถ่าน ดังแสดงในรูปที่ 2.13



รูปที่ 2.13 อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

2.2.5 ระบบควบคุมการบิน (Flight Controller)

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ทำหน้าที่ในการควบคุมการทำงานของระบบต่างๆของอากาศยานสี่ใบพัด โดยระบบควบคุมการบินเป็นอุปกรณ์ที่สำคัญในการควบคุมให้อากาศยานสามารถรักษาเสถียรภาพทางการบินให้อยู่ในสภาวะสมดุลได้ ระบบควบคุมการบินที่นำไปใช้กับอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็กส่วนใหญ่จะต้องมีขนาดเล็ก น้ำหนักเบา มีความเสถียรและมีความเร็วในการประมวลผลสูง ในระบบควบคุมการบินจะประกอบไปด้วยอุปกรณ์ประมวลผล (Microcontroller) และอุปกรณ์ตรวจวัดต่างๆ ซึ่งอุปกรณ์ประมวลผลมีหน้าที่ในการประมวลผลข้อมูลที่ได้จากเซ็นเซอร์ต่างๆ ส่วนอุปกรณ์ตรวจวัดที่ใช้ในอากาศยานสี่ใบพัดประกอบไปด้วยอุปกรณ์ดังต่อไปนี้

1. อุปกรณ์วัดความเร็วเชิงมุม (gyroscope) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดค่าความเปลี่ยนแปลงของอัตราเร็วเชิงมุม เพื่อใช้ในการรักษาเสถียรภาพของอากาศยาน
2. อุปกรณ์วัดความเร่ง (Accelerometer) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดค่าความเปลี่ยนแปลงของอัตราเร่งในแนวระดับ เพื่อใช้ในการรักษาเสถียรภาพของอากาศยาน
3. อุปกรณ์วัดความเข้มของสนามแม่เหล็กโลก (Magnetometer) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดความเข้มของสนามแม่เหล็กโลกในทิศทางต่าง เพื่อใช้ในการทางทิศทางและใช้กำหนดกรอบอ้างอิงของอากาศยาน

4. อุปกรณ์วัดความดันอากาศ (Barometer) เป็นอุปกรณ์วัดค่าความดันอากาศปัจจุบัน เพื่อใช้ในการคำนวณหาความสูงจากพื้นดินในขณะที่อากาศยานกำลังทำการบิน

5. อุปกรณ์วัดระยะทาง (Ultrasonic) เป็นอุปกรณ์ในการวัดระยะทางจากพื้นโดยใช้หลักการสะท้อนของคลื่นแสง เพื่อใช้ในการหาความสูงจากพื้นและนำไปค่าเปรียบเทียบกับความสูงที่ได้จากอุปกรณ์วัดความดันอากาศ ซึ่งจะทำให้มีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น

6. อุปกรณ์บอกตำแหน่งบนพื้นผิวโลก (Global Positioning System, GPS) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการบอกตำแหน่งที่อยู่บนพื้นผิวโลก ซึ่งการคำนวณหาตำแหน่งจะอาศัยการรับสัญญาณจากดาวเทียมที่โคจรอยู่ในอวกาศอย่างน้อย 3 ดวง แล้วนำสัญญาณที่รับได้ทั้งหมดมาประมวลผลเป็นตำแหน่งปัจจุบัน

2.2.6 แบตเตอรี่ (Battery)

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการเก็บพลังงานไฟฟ้าเพื่อจ่ายให้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าภายในอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งแบตเตอรี่ที่นิยมนำมาใช้กับอากาศยานสี่ใบพัดจะเป็นแบตเตอรี่ประเภท Lithium-ion Polymer (Li-Po) ดังแสดงในรูปที่ 2.14 เนื่องจากมีคุณสมบัติเด่นหลายประการคือ มีน้ำหนักเบาเมื่อเทียบกับปริมาณพลังงานไฟฟ้า มีความสามารถในการจ่ายกระแสไฟฟ้าได้สูง มีขนาดให้เลือกใช้งานที่หลากหลาย และมีความรวดเร็วในการประจุไฟฟ้าสูง



รูปที่ 2.14 แบตเตอรี่

2.2.7 วิทยุรับส่งสัญญาณ (Remote Control)

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมลักษณะท่าทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งในชุดวิทยุรับส่งสัญญาณจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือ วิทยุส่งสัญญาณ และ อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ ดังแสดงในรูปที่ 2.15 โดยวิทยุส่งสัญญาณจะใช้ในการส่งสัญญาณต่างๆที่ผู้ควบคุมต้องการไปยังอากาศยานสี่ใบพัดที่ทำการบินอยู่ ส่วนอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ จะติดตั้งอยู่บนอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งทำ

หน้าที่ในการรับสัญญาณวิทยุที่ถูกส่งมาจากวิทยุส่งสัญญาณแล้วจึงส่งค่าสัญญาณที่ได้ไปให้ระบบควบคุมการบินเพื่อใช้ในการประมวลผลต่อไป



รูปที่ 2.15 วิทยุรับส่งสัญญาณ (Remote Control)

2.3 หลักการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด

อากาศยานสี่ใบพัดสามารถเคลื่อนที่ได้โดยอาศัย การเปลี่ยนแปลงของแรงยก ที่ชุดโรเตอร์ทั้งหมดของอากาศยานสี่ใบพัดสร้างขึ้นมา ลักษณะการควบคุมท่าทางการบิน และการเคลื่อนที่ของอากาศสี่ใบพัด จะคล้ายคลึงกับอากาศยานทั่วไป เช่น การเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน X, Y, Z และการเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกน X, Y, Z ซึ่งท่าทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด จะเป็นการหมุนรอบแกนทั้ง 3 แกน คือ การหมุนรอบแกน X (Roll) การหมุนรอบแกน Y (Pitch) การหมุนรอบแกน Z (Yaw) ตามลำดับ

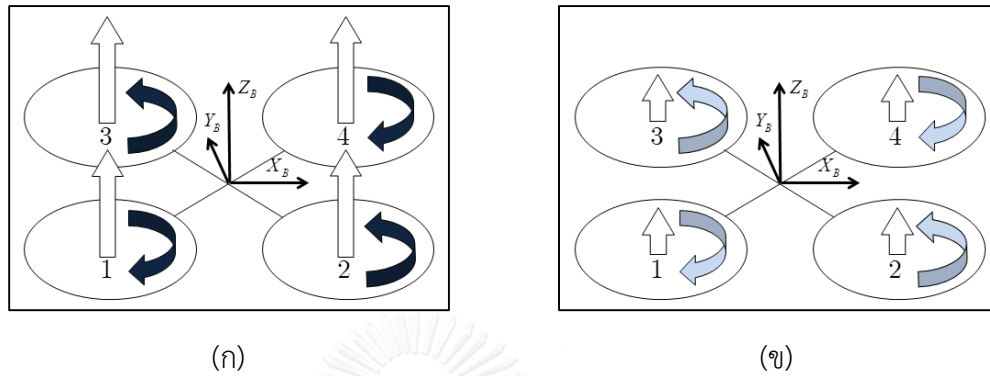
2.3.1 เคลื่อนที่ขึ้นลงแนวตั้ง

ชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด มีแรงยกเท่าๆ กัน เมื่อความเร็วของโรเตอร์ทั้ง 4 ชุดเพิ่มขึ้น จะส่งผลให้เกิดสภาวะการบินไต่ระดับ (Climb UP) ในทางกลับกัน ถ้าความเร็วของโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด ลดลง จะส่งผลให้เกิดสภาวะการบินลดระดับ (Climb Down) และถ้าโรเตอร์ทั้ง 4 ชุดสร้างแรงยกที่เท่ากับน้ำหนักของอากาศยาน จะส่งผลให้เกิดสภาวะการบินรักษาระดับ (Hovering) ดังแสดงในรูปที่ 2.16

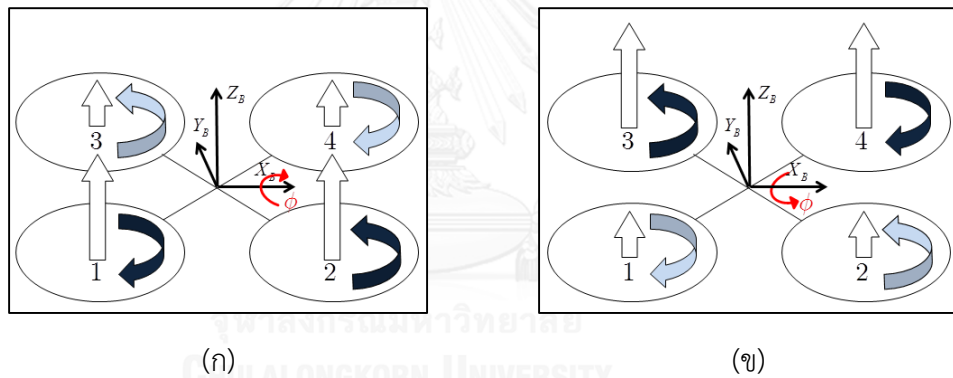
2.3.2 เคลื่อนที่รอบแกน X

ผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 2 และผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3 กับ 4 มีความแตกต่างกัน ส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่รอบแกน X หรือที่เรียกว่า การเคลื่อนที่แบบโรล (Roll) อากาศยานจะเคลื่อนที่รอบแกน X ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกา และมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน Y ก็ต่อเมื่อผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 2 มีค่ามากกว่าผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3 กับ 4

ในทางตรงข้ามกันถ้าผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 2 มีค่าน้อยกว่าผลรวมของแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3 กับ 4 จะส่งผลให้อากาศยานเคลื่อนที่รอบแกน X ในทิศทางตามเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน Y ดังแสดงในรูปที่ 2.17



รูปที่ 2.16 การเคลื่อนที่ขึ้นลงทางดิ่ง (ก) การเคลื่อนที่ขึ้น และ (ข) การเคลื่อนที่ลง (วีระวัฒน์, 2556)

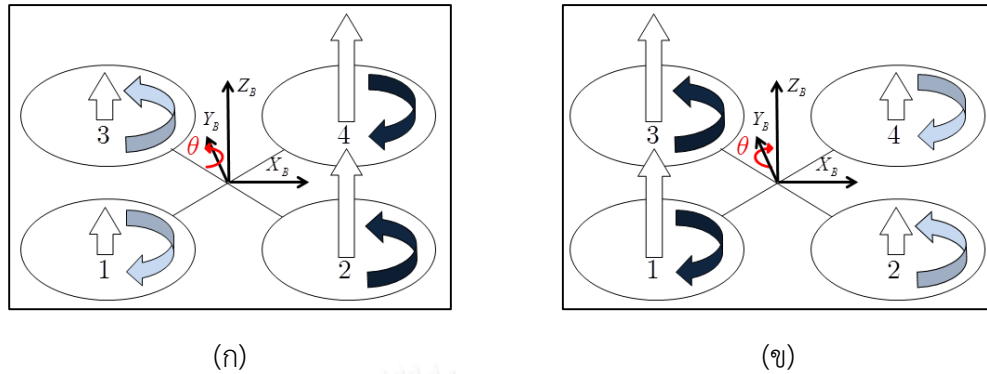


รูปที่ 2.17 การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน X (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา (วีระวัฒน์, 2556)

2.3.3 เคลื่อนที่รอบแกน Y

อากาศยานจะเคลื่อนที่แบบรอบแกน Y หรือที่เรียกว่าการเคลื่อนที่แบบพิตช์ (Pitch) ก็ต่อเมื่อผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 2 และผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3 กับ 4 มีความแตกต่างกัน โดยถ้าผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 2 มีค่ามากกว่าผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3 กับ 4 ส่งผลให้อากาศยานเคลื่อนที่รอบแกน Y ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน X แต่ในทางตรงข้ามกัน อากาศยานจะเคลื่อนที่รอบแนวแกน Y ในทิศทางตามเข็มนาฬิกาและมีการ

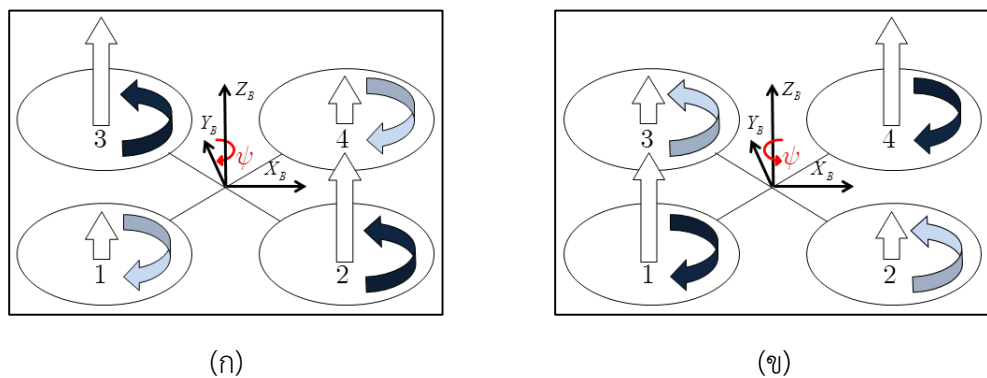
เคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน X ก็ต่อเมื่อผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 2 มีค่าน้อยกว่าผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3 กับ 4 ดังแสดงในรูปที่ 2.18



รูปที่ 2.18 การหมุนรอบแกน Y (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา (วีระวัฒน์, 2556)

2.3.4 เคลื่อนที่รอบแกน Z

การเคลื่อนที่รอบแกน Z หรือที่เรียกว่า การเคลื่อนที่แบบยอร์ (Yaw) เกิดจากความแตกต่างของผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 4 และผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 2 กับ 3 อากาศยานจะเคลื่อนที่รอบแกน Z ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน Z ก็ต่อเมื่อผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 4 มีค่ามากกว่าผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 2 กับ 3 แต่ถ้าผลรวมของแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1 กับ 4 มีค่าน้อยกว่าผลรวมแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 2 กับ 3 จะส่งผลให้อากาศยานเคลื่อนที่รอบแกน Z ในทิศทางตามเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน Z ดังแสดงในรูปที่ 2.19

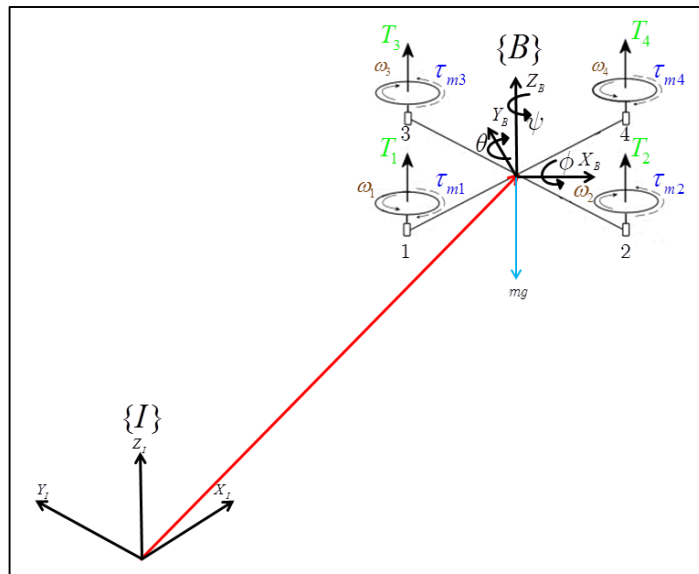


รูปที่ 2.19 การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน Z (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา (วีระวัฒน์, 2556)

บทที่ 3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องที่ใช้ในการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

3.1 แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด (Dynamic Modeling of Quadrotor)

ในการหาแบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด จะต้องมีการกำหนดกรอบอ้างอิงหรือการติดแกนให้กับอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อใช้ในการพิจารณาหาความสัมพันธ์ในการเคลื่อนที่เทียบกับสิ่งที่ต้องการ ซึ่งในงานวิจัยนี้จะมีการกำหนดกรอบอ้างอิงทั้งหมด 3 กรอบอ้างอิง แต่ในหัวข้อนี้จะอธิบายเพียง 2 กรอบอ้างอิง โดยจะอธิบายกรอบอ้างอิงที่เหลือในหัวข้อถัดไป ซึ่งการหาแบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัดจะต้องกำหนดกรอบอ้างอิงที่ใช้ในการระบุตำแหน่งการเคลื่อนที่จำนวน 2 กรอบอ้างอิง คือ กรอบอ้างอิงเฉื่อย (Inertial Frame Or Reference Frame) หรือกรอบอ้างอิงเทียบแกนโลก (Earth Frame) แทนด้วยสัญลักษณ์ $\{I\}$ หรือ $\{E\}$ และกรอบลำตัวอากาศยาน (Body Frame) แทนด้วยสัญลักษณ์ $\{B\}$ ซึ่งกรอบอ้างอิงเทียบแกนโลกเป็นกรอบอ้างอิงที่มีตำแหน่งอยู่ที่ผิวโลกและเป็นกรอบอ้างอิงที่ถูกยึดอยู่กับที่ โดยประกอบด้วยแกนทั้งหมด 3 แกนคือ แกน x แทนด้วยสัญลักษณ์ x_E แกน y แทนด้วยสัญลักษณ์ y_E และแกน z แทนด้วยสัญลักษณ์ z_E โดยทิศทางของแกน x_E จะชี้ไปทางทิศเหนือของแกนโลก ทิศทางของแกน y_E จะชี้ไปทางทิศตะวันออกของแกนโลก และทิศทางของแกน z จะชี้ไปทางทิศพุ่งออกตั้งฉากกับผิวโลก ส่วนกรอบลำตัวอากาศยานจะเป็นกรอบที่ถูกกำหนดอยู่บนอากาศยานสี่ใบพัดโดยตำแหน่งเริ่มต้นของกรอบจะอยู่ที่ตำแหน่งจุดศูนย์กลางถ่วง (Center of gravity, C.G.) ของอากาศยานสี่ใบพัด โดยแกน x แทนด้วยสัญลักษณ์ x_B แกน y แทนด้วยสัญลักษณ์ y_B และแกน z แทนด้วยสัญลักษณ์ z_B ซึ่งแกน x_B มีทิศทางชี้ไปทางด้านหน้าของอากาศยานสี่ใบพัด แกน z_B มีทิศทางชี้ลงด้านล่างของอากาศยานสี่ใบพัดซึ่งตั้งฉากกับอุปกรณ์วัดมุมการหมุนที่ถูกติดตั้งในอากาศยานสี่ใบพัด ส่วนแกน y_B มีทิศทางเป็นไปตามกฎมือขวา แกนทั้ง 3 ของกรอบลำตัวของอากาศยานสี่ใบพัดจะเคลื่อนที่ไปพร้อมกับการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดเสมอ ดังแสดงในรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 ความสัมพันธ์ระหว่างกรอบอ้างอิงเทียบแกนโลกกับกรอบลำตัวอากาศยานสี่ใบพัด

กำหนดให้

$\{E\}$ คือ กรอบอ้างอิงเทียบแกนโลก (x_E, y_E, z_E)

$\{B\}$ คือ กรอบลำตัวอากาศยาน (x_B, y_B, z_B)

x, y, z คือ ตำแหน่งเชิงเส้นตามแนวแกน x, y, z เทียบกับแกนอ้างอิงโลก

ϕ, θ, ψ คือ มุมที่ใช้บอกการลักษณะการเรียงตัวของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับกรอบอ้างอิงเทียบแกนโลก

ω_i คือความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์แต่ละชุด ($i = 1, 2, 3, 4$)

τ_{mi} คือแรงบิดของโรเตอร์ทั้ง 4 ตัว ($i = 1, 2, 3, 4$)

T_i คือ แรงผลักของโรเตอร์แต่ละตัว ($i = 1, 2, 3, 4$)

$\xi = [x \ y \ z]^T \in \mathbb{R}^3$ คือ ตำแหน่งเชิงเส้นของอากาศยานเทียบกับกรอบอ้างอิงเทียบแกนโลก

$\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in SO3$ คือ การเรียงตัวของอากาศยานเทียบกับกรอบอ้างอิงเทียบแกนโลก

3.2 เมทริกซ์การเรียงตัวของอากาศยานสี่ใบพัด

ในการอธิบายการเรียงตัวของอากาศยานสี่ใบพัดในงานวิจัยนี้ใช้หลักการหมุนแบบ Euler Angel โดยตัวแปรที่ใช้คือ ϕ, θ, ψ แทนการหมุนรอบแกน x,y,z ตามลำดับ โดยระบบสมการที่ต้องการหาเป็นระบบสมการเทียบแกนโลก ดังนั้นจึงต้องแปลงสมการของระบบอากาศยานสี่ใบพัดให้อยู่รูปแกนพิกัดของจีพีเอส โดยมีเมทริกซ์การหมุนดังต่อไปนี้

$$R'(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

$$R'(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$R'(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$S = R'(\psi)R'(\theta)R'(\phi) \quad (3.5)$$

$$S = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

ตัวแปร $R'(\phi)$ เป็นสมการการหมุนรอยแกน X ของอากาศยานสี่ใบพัด

ตัวแปร $R'(\theta)$ เป็นสมการการหมุนรอยแกน Y ของอากาศยานสี่ใบพัด

ตัวแปร $R'(\psi)$ เป็นสมการการหมุนรอยแกน Z ของอากาศยานสี่ใบพัด

3.3 ระบบจีพีเอส (Global Positioning System)

ในปี พ.ศ. 2552 ระบบกำหนดตำแหน่งบนผิวโลก (GPS : Global Positioning System) ถูกพัฒนาและดำเนินการโดย กระทรวงกลาโหมสหรัฐอเมริกา (DOD : United States Department of Defense) ระบบที่ถูกสร้างขึ้นคือระบบนำทางด้วยดาวเทียม (GNSS : Global Navigation Satellite

System) การพัฒนาอย่างรวดเร็วของอุตสาหกรรมนำทางผ่านดาวเทียมที่เจริญเติบโตมาพร้อมๆ กับระบบ GPS ด้วยเหตุนี้ข้อกำหนดของ GPS และ GNSS จึงสามารถใช้แทนกันได้

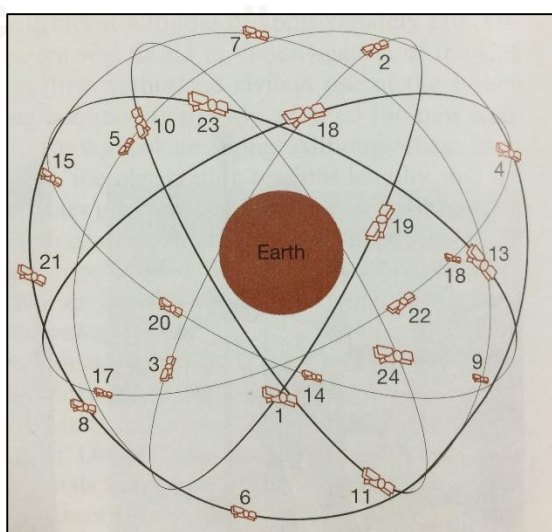
GPS ย่อมาจาก Navigation System with Timing and Ranging Global Positioning System, NAVSTAR – GPS ระบบ GPS มีไว้สำหรับการใช้งานของทั้งพลเรือนและทหาร โดยที่ประชาชนทั่วไปสามารถใช้สัญญาณ SPS (Standard Positioning Service) ได้อย่างอิสระ ในขณะที่ทหารและหน่วยงานภาครัฐที่ได้รับอนุญาต ใช้สัญญาณ PPS (Precise Positioning Service)

ดาวเทียมถูกส่งขึ้นไปโคจรรอบโลกครั้งแรกเมื่อวันที่ 22 กุมภาพันธ์ พ.ศ. 2521 ต่อมามีการวางแผนที่จะส่งดาวเทียมขึ้นไปโคจรรอบโลกถึง 24 ดวง ดังแสดงใน **Error! Reference source not found.** โดยโคจรรอบโลกที่ระดับความสูง 20,180 กิโลเมตร โดยแบ่งเป็น 6 รอบวงโคจร วงโคจรของดาวเทียมเอียงทำมุม 55 องศา กับเส้นศูนย์สูตรของโลก ดาวเทียมแต่ละดวงใช้เวลา 12 ชั่วโมงในการโคจรรอบโลก 1 รอบ อีกทั้งยังมีการติดตั้งนาฬิกาอะตอม จำนวน 4 ตัวไว้ที่ดาวเทียมแต่ละตัว

ในระหว่างการพัฒนา ระบบ GPS มีสิ่งที่จะต้องคำนึงถึง 3 ด้าน ดังนี้

- มีความสามารถในการกำหนดตำแหน่ง, ความเร็ว, เวลา, สภาพอากาศ และอื่นๆ
- มีความสามารถในการเชื่อมต่อกันทั่วโลก, กำหนดตำแหน่งได้ในทุกสภาพอากาศ อีกทั้งยังมีความแม่นยำสูง
- มีศักยภาพสำหรับการใช้งานของประชาชนทั่วไป

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย



รูปที่ 3.2 แสดงดาวเทียมที่ถูกส่งขึ้นไปโคจรรอบโลก

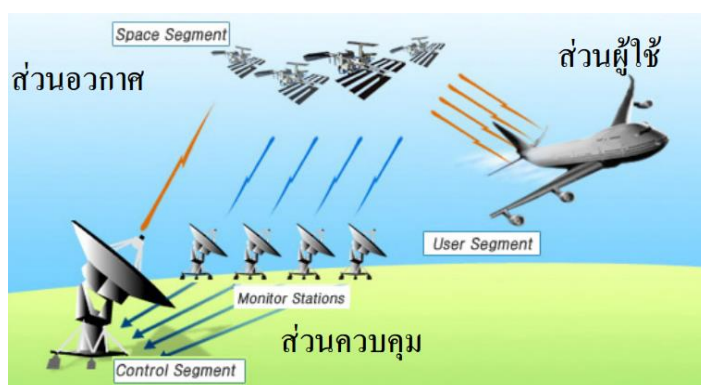
3.3.1 หลักการทำงานของระบบ GPS

ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก ประกอบด้วย 3 ส่วนหลัก ได้แก่ ส่วนอวกาศ (Space segment) ส่วนสถานีควบคุม (Control segment) และส่วนผู้ใช้ (User segment) ดังแสดงใน รูปที่ 3.3

- ส่วนอวกาศ (Space segment) ประกอบด้วยดาวเทียมทั้งหมด 24 ดวง อีกทั้งยังมีดาวเทียมสำรองจำนวน 4 ดวง ที่โคจรอยู่บนวงโคจรทั้งหมด 6 วงโคจร โดยแต่ละวงโคจรเอียงทำมุม 55 องศา กับเส้นศูนย์สูตรของโลก โดยมีระยะห่างจากผิวโลกประมาณ 20,200 กิโลเมตร ดาวเทียมแต่ละดวงใช้เวลา 12 ชั่วโมงในการโคจรรอบโลก 1 รอบ อีกทั้งยังมีการติดตั้งนาฬิกาอะตอม ซึ่งเป็นนาฬิกาที่มีความแม่นยำสูง ไว้ที่ดาวเทียมแต่ละดวง เพื่อควบคุมเวลาในการรับ – ส่งสัญญาณของดาวเทียม

- สถานีควบคุม (Control segment) ประกอบไปด้วยสถานีภาคพื้นดินที่ควบคุมระบบ (Operational Control System : OCS) ที่กระจายอยู่ตามส่วนต่าง ๆ ของโลก โดยแบ่งออกเป็น สถานีควบคุมหลัก ตั้งอยู่ที่ฐานทัพอากาศในเมืองโคโลราโดสปริงส์ (Colorado Springs) มลรัฐโคโรราโดของสหรัฐอเมริกา สถานีติดตามดาวเทียม 5 แห่ง ทำการรังวัดติดตามดาวเทียมตลอดเวลา และสถานีรับส่งสัญญาณ 3 แห่ง

- ส่วนผู้ใช้ (User segment) ประกอบด้วยผู้ใช้ 2 ประเภทที่ถูกแบ่งตามการใช้งานดังนี้ SPS (Standard Positioning Service) และ PPS (Precise Positioning Service) สำหรับ SPS ถูกกำหนดให้ออกอากาศที่ย่านความถี่ L1 และ PPS ถูกกำหนดให้ออกอากาศที่ย่านความถี่ L2 แรกเริ่มข้อมูลที่ได้อาจมีความถูกต้องที่ 100 เมตร ตามแนวระดับ และ 156 เมตรในแนวตั้ง โดยมีระดับความคลาดเคลื่อนที่ 95% ต่อมามีการปรับปรุงระบบให้มีความเสถียรมากขึ้น โดยลดระดับความคลาดเคลื่อนลง และ PPS ถูกกำหนดให้ออกอากาศที่ย่านความถี่ทั้งสองย่าน คือ L1 และ L2 อีกทั้งยังเปิดให้ใช้ข้อมูลโดยการเข้ารหัสลับที่มีไว้สำหรับทางการทหารและผู้ที่ได้รับอนุญาต โดยข้อมูลนี้มีค่าความถูกต้องที่ 18 เมตรในแนวระดับ และ 28 เมตรในแนวตั้ง และมีระดับความคลาดเคลื่อนที่ 95%



รูปที่ 3.3 แสดงส่วนประกอบของระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลก

3.3.2 การคำนวณหาตำแหน่งของจีพีเอส GPS

การใช้ดาวเทียม NAVSTAR เป็นตำแหน่งอ้างอิงจากการที่ถูกควบคุม และติดตามจากสถานีภาคพื้นดิน และมีวงโคจรที่แน่นอน ทำให้สามารถทราบตำแหน่งปัจจุบันของดาวเทียมแต่ละดวง ซึ่งตำแหน่งของดาวเทียมสามารถพยากรณ์ล่วงหน้าได้ เรียกฟังก์ชันการคำนวณเวลานี้ว่า อีพีเมอริสดาวเทียม (satellite ephemeris) ซึ่งได้จากการรังวัดไปยังดาวเทียมของสถานีติดตามดาวเทียม ในการหาตำแหน่งที่ต้องการความถูกต้องสูงต้องใช้อีพีเมอริสดาวเทียมที่ได้จากวงโคจรจริง ๆ ซึ่งจะได้ข้อมูล หลังจากที่ได้รังวัดหาตำแหน่งจากระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกแล้ว

การหาระยะทางตำแหน่งห่างจากดาวเทียม ได้จากการวัดเวลาที่สัญญาณคลื่นวิทยุเดินทางจากดาวเทียมมาถึงเครื่องรับ GPS คูณด้วยความเร็วของแสง (300,000 กิโลเมตร/วินาที) ซึ่งจะทราบระยะเวลาคลื่นวิทยุจากดาวเทียมเดินทางมาถึงเครื่องรับโดยเปรียบเทียบเวลารหัสดาวเทียมกับรหัสเครื่องรับ

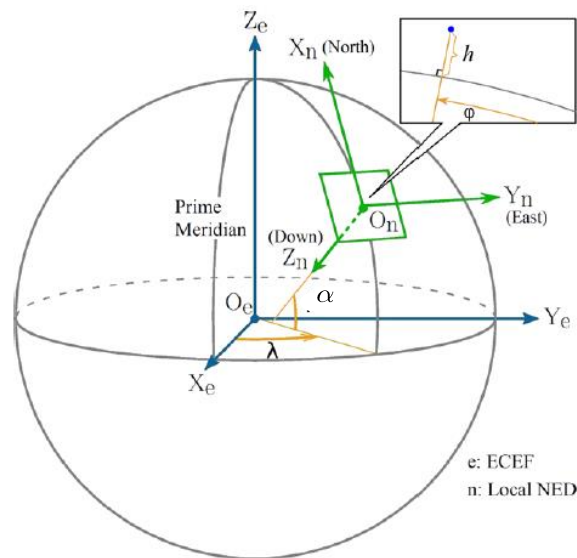
การทราบระยะทางจากดาวเทียมอย่างน้อย 3 ดวง สามารถคำนวณหาตำแหน่งได้ และจะมีความถูกต้องของตำแหน่งมากขึ้นต้องทราบ ระยะทางจากดาวเทียม 4 ดวงขึ้นไป โดยทำให้ทราบตำแหน่งแบบ 3 มิติ คือทราบค่า X, Y, Z และทราบเวลา (T)

เครื่องรับระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก จะรับสัญญาณคลื่นวิทยุจากดาวเทียม และสร้างรหัส C/A ขึ้นมาเปรียบเทียบกับรหัสที่ถอดได้จากสัญญาณ เมื่อเปรียบเทียบได้รหัสที่ตรงกันจะทำให้รู้เวลาที่คลื่นวิทยุใช้ในการเดินทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับ เมื่อนำความเร็วของคลื่นวิทยุคูณด้วยเวลา จะได้ระยะทางระหว่างดาวเทียม ซึ่งในเครื่องรับแบบนำหน เรียกว่า ซูดเรนจ์ (pseudorange) เครื่องรับแบบรังวัดรับข้อมูลแบบ Carrier Phase

3.3.3 รูปแบบระบบพิกัดอ้างอิง

รูปแบบระบบพิกัดอ้างอิงที่ใช้ในการบอกตำแหน่งของตำแหน่งพิกัดที่ได้จากจีพีเอส สามารถขอได้ 3 รูปแบบ คือ พิกัดฉากยึดติดโลก (Earth-Centered-Earth-Fixed (ECEF)) ระบบพิกัด local North-East-Down (NED) และระบบพิกัดแผนที่ UTM [5]

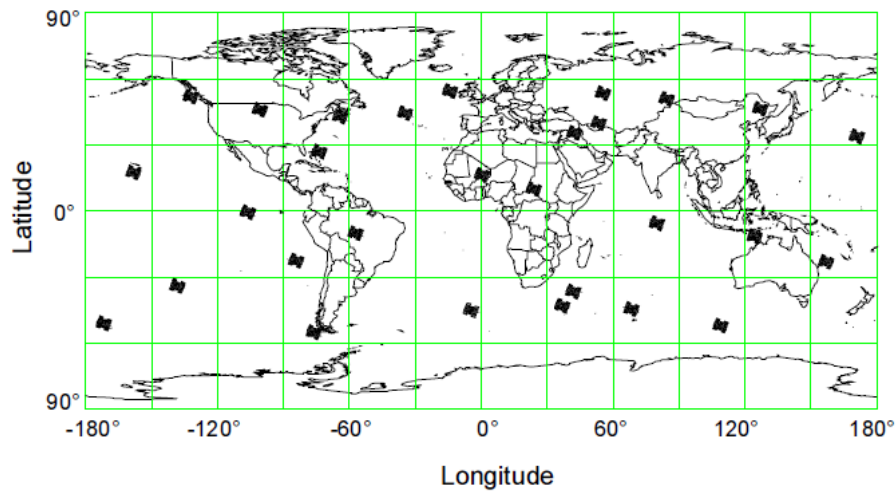
- ระบบพิกัดฉากยึดติดโลก (Earth-Centered-Earth-Fixed (ECEF)) เป็นระบบพิกัดที่ตำแหน่งจุดเริ่มต้นของกรอบแกนพิกัดของตำแหน่งจุดศูนย์กลางของโลก ดังแสดงในรูปที่ 3.4 โดยแกนพิกัดของระบบนี้จะหมุนด้วยความเร็วเชิงมุมเท่ากับอัตราการหมุนรอบตัวเองของโลก แกน z ชี้ไปในทิศทางของขั้วโลกเหนือในแนวแกนหมุนเฉลี่ยของโลก ระนาบ xy ตั้งฉากกับแกน z โดยแกน x ชี้ไปตามแนวเมริเดียนกรีนิช แกน y ตั้งฉากกับแกน x และแกน y ซึ่งมีทิศทางเป็นไปตามกฎมือขวา



รูปที่ 3.4 แสดงรูปแบบระบบพิกัดอ้างอิงของจีพีเอส

- ระบบพิกัด local North-East-Down (NED) เป็นระบบพิกัดที่ใช้ในการบอกค่า α, λ, h โดยกรอบแกนของระบบพิกัดนี้อยู่บริเวณผิวโลก โดยแกน x ชี้ไปทางทิศเหนือของโลก แกน y ชี้ไปทางทิศตะวันออกของโลก และแกน z ชี้ไปที่ตำแหน่งจุดศูนย์กลางของโลกหรือตำแหน่งจุดเริ่มต้นของระบบพิกัดฉากยึดติดโลก ซึ่งมุมระหว่างระนาบของเส้นตั้งฉากของแกน z ของระบบพิกัด NED กับระนาบเส้นศูนย์สูตรคือค่าละติจูด (α) มุมระหว่างระนาบเมริเดียนของจุดเริ่มต้นของกรอบพิกัด NED กับระนาบของเมริเดียนกรีนิช คือค่าลองจิจูด (λ) ส่วนระยะตามแนวเส้นตั้งฉากกับจุดเริ่มต้นของกรอบพิกัด NED ถึงเส้นวงรีอ้างอิงของพื้นโลก คือค่าความสูง h

- ระบบพิกัดแผนที่ UTM โดย UTM เป็นตัวย่อของ Universal Transverse Mercator เป็นวิธีการฉายภาพแผนที่ (map projection) ดังแสดงในรูปที่ 3.5 เพื่อใช้บอกค่าพิกัดแผนที่ที่เป็น N, E โดยค่า N คือระยะเหนือ (northing) ซึ่งจะวางตัวในแนวทิศเหนือและทิศใต้ของเส้นศูนย์สูตร ส่วน E คือระยะตะวันออก (easting) วางตัวในแนวทิศตะวันออกและทิศตะวันตกของเส้น Prime Meridian โดยค่าตำแหน่งพิกัดที่แสดงในแผนที่ UTM คือค่ามุม α, λ ของระบบพิกัด local North-East-Down (NED)



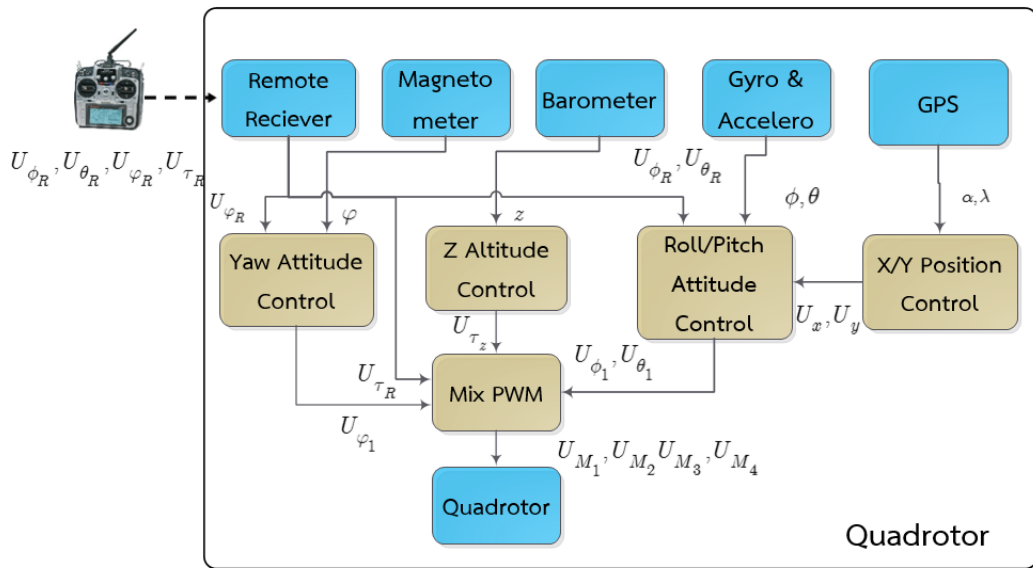
รูปที่ 3.5 แสดงระบบพิกัดแผนที่ UTM

3.4 ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด

การระบุตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดเพื่อใช้ในการควบคุมการนำทาง สามารถทำได้โดยใช้ อุปกรณ์จีพีเอส ซึ่งอุปกรณ์จีพีเอสจะรับค่าสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียมที่โคจรอยู่ขณะทดลอง โดยระบบประมวลผลของจีพีเอสจะนำค่าเวลาที่ได้จากดาวเทียมแต่ละดวง มาประมวลผลร่วมกันเพื่อหาตำแหน่งพิกัดของอุปกรณ์จีพีเอส ค่าตำแหน่งพิกัดที่ได้จากจีพีเอสจะประกอบด้วยตัวแปร 3 ตัว คือ ละติจูด (α) ลองจิจูด λ และความสูง h ซึ่งในงานวิจัยนี้กำหนดตัวแปรที่ใช้ในการควบคุมการนำทาง ทั้งหมด 2 ตัวแปร คือ ลองจิจูดและละติจูด

ในการออกแบบระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส ทางผู้วิจัยได้กำหนดให้ระบบควบคุมต่างๆที่ใช้ในการรักษาเสถียรภาพและการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัด มีการประมวลผลบนอากาศยานสี่ใบพัดทั้งหมดดังแสดงในรูปที่ 3.6 โดยใช้บอร์ดประมวลผล Arduino รุ่น Due 32 bit ซึ่งระบบควบคุมของอากาศยานสี่ใบพัดมีทั้งหมด 4 ชนิดซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

ระบบควบคุมทิศทางการหมุนของอากาศยานสี่ใบพัด หรือ Yaw Attitude Control เป็นระบบที่มีหน้าที่ควบคุมทิศทางการหมุนของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลองให้มีทิศทางเป็นไปตามที่กำหนด ซึ่งระบบควบคุมนี้รับค่าตัวแปรที่ใช้ในการควบคุมการหมุนจากอุปกรณ์ต่างๆจำนวน 2 ตัวแปรคือ รับค่าสัญญาณควบคุมทิศทางการหมุน U_{φ_R} จากอุปกรณ์รับสัญญาณรีโมท และรับค่ามุม φ ของอากาศยานสี่ใบพัดที่วัดได้ขณะทดลองจากอุปกรณ์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กโลก (Magnetometer) ซึ่งค่าที่ได้จากระบบควบคุมทิศทางการหมุนเป็นค่าสัญญาณควบคุม U_{φ_1} แล้วส่งค่าไปรวมกับค่าสัญญาณควบคุมจากระบบควบคุมต่างๆ



รูปที่ 3.6 แสดงระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด

ระบบควบคุมความสูงของอากาศยานสี่ใบพัด หรือ Z Altitude Control เป็นระบบควบคุมที่ใช้ในการรักษาระดับความสูงของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลอง โดยรับค่าตัวแปรความดันอากาศที่วัดได้จากอุปกรณ์วัดความดันอากาศแล้วแปลงเป็นค่าความสูง (z) เทียบกับระดับพื้นดิน ค่าได้จากระบบควบคุมความสูงเป็นค่าสัญญาณควบคุมความสูง U_{τ_z} ซึ่งจะถูส่งไปรวมกับค่าของระบบควบคุมต่างๆ

ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส หรือ X/Y Position Control เป็นระบบควบคุมที่ใช้ในการประมวลผลการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัดไปยังตำแหน่งที่กำหนด โดยระบบควบคุมจะรับค่าตัวแปรตำแหน่งพิกัดจากจีพีเอส โดยตัวแปรตำแหน่งประกอบ ตำแหน่งละติจูด (α) และตำแหน่งลองจิจูด (λ) ซึ่งจะนำมาเปรียบเทียบกับค่าตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดของตำแหน่งที่ต้องการเคลื่อนที่ไป โดยค่าความผิดพลาดที่ได้จะถูกแปลงเป็นระยะทาง แล้วนำไปคำนวณโดยใช้ระบบควบคุมแบบคลาสสิกคอลคอนโทรล [6] ดังสมการที่ 3.1 โดยตัวแปรที่คำนวณได้อยู่ในรูป U_{x_c}, U_{y_c} เนื่องจากค่าคำสั่งสัญญาณควบคุมที่ไต่ยังไม่สามารถนำไปใช้ในการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัดได้โดยตรง เนื่องจากค่าคำสั่งสัญญาณควบคุมที่คำนวณไต่ยังไม่ถูกแปลงระบบพิกัดของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับระบบพิกัดของจีพีเอส ดังนั้นจึงต้องแปลงระบบพิกัดของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับระบบพิกัดของจีพีเอสก่อนจึงจะสามารถนำคำสั่งสัญญาณควบคุมไปใช้งานได้ โดยเมื่อแปลงระบบพิกัดแล้วค่าคำสั่งควบคุมการนำทางจะอยู่ในรูป U_x, U_y และถูกส่งไปยังระบบควบคุมเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด (Roll/Pitch Attitude Control) เพื่อประมวลในการรักษาเสถียรของอากาศยานสี่ใบพัดขณะบินไปตามเส้นทางที่กำหนด

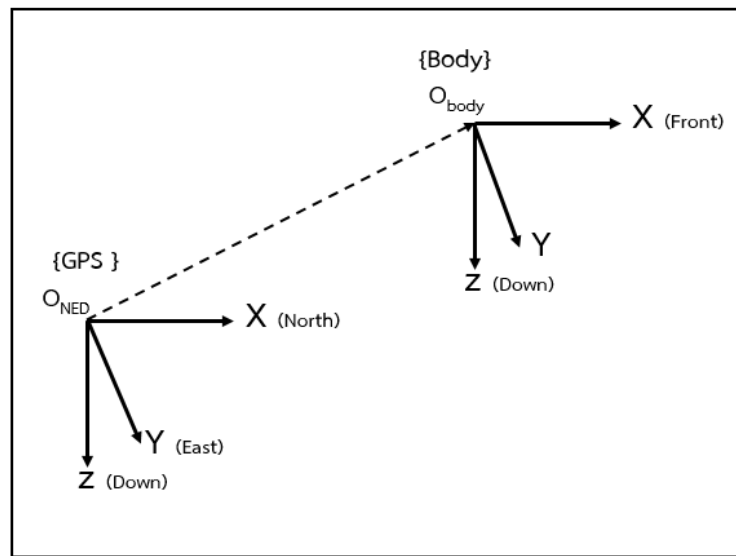
$$\begin{aligned} U_{x_c} &= K_{p,x}(x_d - x) + K_{i,x} \int (x_d - x) dt + K_{d,x}(\dot{x}_d - \dot{x}) \\ U_{y_c} &= K_{p,y}(x_d - x) + K_{i,y} \int (x_d - x) dt + K_{d,y}(\dot{x}_d - \dot{x}) \end{aligned} \quad (3.1)$$

ระบบควบคุมเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด หรือ Roll/Pitch Attitude Control เป็นระบบควบคุมที่ทำหน้าที่ในการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งระบบควบคุมนี้รับค่าตัวแปรที่ใช้ในการควบคุมเสถียรภาพทั้งหมด 6 ตัวคือ ค่าคำสั่งสัญญาณควบคุมมุม roll และมุม pitch (U_{ϕ_R}, U_{θ_R}) จากอุปกรณ์รับสัญญาณรีโมท, ค่ามุม Roll และมุม pitch (ϕ, θ) จาก Gyrometer กับ Accelerometer และค่าคำสั่งควบคุมของระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส (U_x, U_y) จากระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส จากนั้นระบบจะนำค่าตัวแปรทั้งหมดมาประมวลผลร่วมกัน ซึ่งจะได้ค่าสัญญาณควบคุมมุม Roll/Pitch ของอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อใช้ในการเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่กำหนด ค่าสัญญาณควบคุมที่ได้จะถูกส่งไปรวมกับระบบควบคุมต่างๆ โดยค่าที่ได้จะอยู่ในรูป $U_{M_1}, U_{M_2}, U_{M_3}, U_{M_4}$ แล้วส่งไปอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์ต่อไป [7]

3.5 การแปลงระบบพิกัดของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบระบบพิกัดของจีพีเอส

ในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่กำหนดบนระบบพิกัดจีพีเอส จะต้องแปลงค่าสัญญาณควบคุมการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัดที่อยู่ในระบบพิกัดของอากาศยานสี่ใบพัดให้อยู่บนระบบพิกัดจีพีเอสดังแสดงในรูปที่ 3.7 โดยนำสัญญาณควบคุม (U_{x_c}, U_{y_c}) คูณเมทริกซ์การหมุน (Rotation Matrix) ดังแสดงในสมการ 3.2 ซึ่งค่าสัญญาณควบคุมการนำทางของระบบพิกัดจีพีเอสจะอยู่ในรูป (U_x, U_y) โดยสัญญาณควบคุมที่ได้จะถูกส่งให้ระบบควบคุมเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อคำนวณเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัดในขณะที่เคลื่อนที่ไปตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด

$$\begin{aligned} U_x &= \cos(\varphi) U_{x_c} - \sin(\varphi) U_{y_c} \\ U_y &= \sin(\varphi) U_{x_c} + \cos(\varphi) U_{y_c} \end{aligned} \quad (3.2)$$



รูปที่ 3.7 แสดงระบบพิกัดของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับระบบพิกัดของจีพีเอส

บทที่ 4 การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้กล้องสเตอริโอวิชันของอากาศยานสี่ใบพัด

4.1 การทดลองระบบการควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันของอากาศยานสี่ใบพัด

การทดลองการควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชัน เป็นการทดลองที่มีจุดประสงค์เพื่อศึกษาพฤติกรรมตอบสนองของระบบควบคุมการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งสามารถนำพฤติกรรมตอบสนองมาใช้ในการควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสต่อไป การทดลองนี้ใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันในการระบุตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดแทนการระบุตำแหน่งโดยใช้จีพีเอส เนื่องจากระบบกล้องสเตอริโอวิชันที่ใช้ในการระบุตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดมีความละเอียดและแม่นยำในการระบุตำแหน่งอากาศยานสี่ใบพัดมากกว่าจีพีเอส ซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

4.1.1 ระบบกล้องสเตอริโอวิชัน

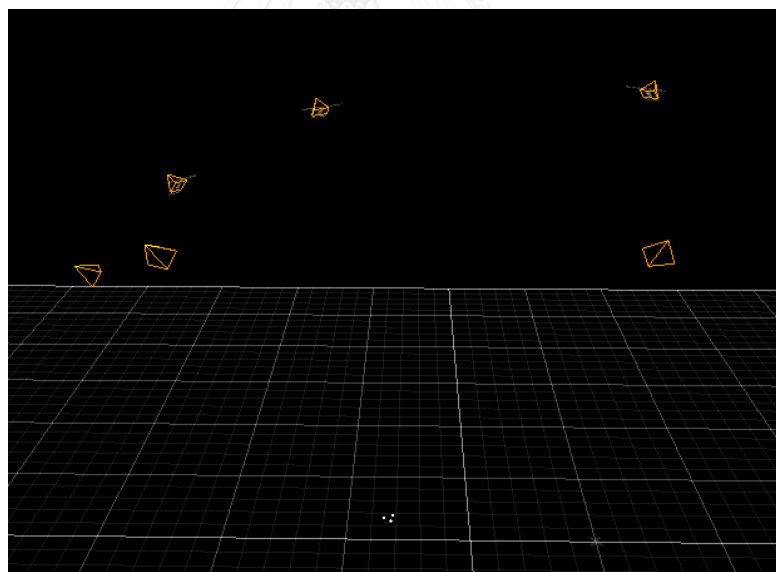
ระบบกล้องสเตอริโอวิชันเป็นระบบที่ใช้กล้องอย่างน้อย 2 ตัว ซึ่งจะนำภาพที่ถ่ายจุดสะท้อนแสงได้มาเปรียบเทียบกับเพื่อคำนวณหาตำแหน่งพิกัดของจุดสะท้อนแสงบนแกนอ้างอิงของระบบกล้อง โดยค่าพิกัดที่ได้ประกอบด้วยตัวแปรคือ ค่าตำแหน่งพิกัด (x, y, z) และค่ามุมของลักษณะการเรียงตัว (ϕ, θ, ψ) ซึ่งค่าตัวแปรต่างๆจะถูกส่งไปยังอากาศยานสี่ใบพัดโดยการส่งสัญญาณไร้สายแบบอนุกรม (Serial Communication) เพื่อใช้ในระบบควบคุมต่อไป

ในงานวิจัยนี้ใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันของบริษัท Natural Point Inc. รุ่น Optitrack Flex 3 ดังแสดงในรูปที่ 4.1 โดยกล้องแต่ละตัวมีความละเอียด 640×480 พิกเซล อัตราเร็วรับภาพ (Frame rate) 100 FPS และมีค่าความผิดพลาดอยู่ในช่วง ± 1 เซนติเมตร ระบบกล้องสเตอริโอวิชันจะถูกติดตั้งภายในห้องขนาด 4×4 เมตร จำนวน 6 ตัว โดยมีลักษณะการเรียงตัวของกล้อง ดังแสดงในรูปที่ 4.2 ในการติดตั้งระบบกล้องสเตอริโอวิชันหลายตัวจะทำให้มีพื้นที่ในการทำงาน (Workspace) มากยิ่งขึ้น โดยในการติดตั้งจะต้องกำหนดตำแหน่งที่จะทำการทดลอง แล้วจึงติดตั้งกล้องสเตอริโอวิชันแต่ละตัว โดยจะต้องติดตั้งให้ตำแหน่งศูนย์กลางของพื้นที่การทำงานอยู่ในตำแหน่งกึ่งกลางภาพของกล้องทุกตัว จากนั้นจะหาตำแหน่งการวางตัวของกล้องแต่ละตัว โดยการสอบเทียบระบบกล้องสเตอริโอวิชัน (Camera calibration) โดยใช้โปรแกรม OptiTrack Tool และนำไม้ที่มีจุดสะท้อนแสง (A calibration warding) มาแกว่งหน้ากล้องทุกตัวเพื่อหาขนาดพื้นที่ทำงาน จากนั้นจึงกำหนดระดับพื้น (Ground Plane) และจุดกำเนิด (origin) ของระบบกล้องสเตอริโอวิชันโดยใช้อุปกรณ์ Calibration square วางบนพื้นในตำแหน่งที่ต้องการให้เป็นจุดกำเนิด

หลังจากการสอบเทียบระบบกล้องสเตอริโอวีชันเสร็จแล้ว ห้ามขยับหรือเคลื่อนย้ายกล้องสเตอริโอวีชันโดยเด็ดขาด ถ้ามีการขยับหรือเคลื่อนย้ายกล้องตัวใดตัวหนึ่งจะทำให้ตำแหน่งที่วัดได้จากระบบกล้องสเตอริโอวีชันมีความคลาดเคลื่อนขึ้น ดังนั้นจึงต้องมีการสอบเทียบระบบกล้องสเตอริโอวีชันทุกครั้งที่มีการขยับหรือเคลื่อนย้าย [8]



รูปที่ 4.1 ระบบกล้องสเตอริโอวีชันรุ่น Optitrack Flex 3



รูปที่ 4.2 การเรียงตัวของระบบกล้องสเตอริโอวีชันที่ติดตั้งภายในห้อง

4.1.2 อากาศยานสี่ใบพัด

อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในการทดลองนี้ เป็นอากาศยานสี่ใบพัดแบบ x ขนาด 450 มิลลิเมตร น้ำหนัก 1.2 กิโลกรัม ขนาดใบพัด 10 นิ้ว ดังแสดงในรูปที่ 4.3 ซึ่งประกอบด้วย Brushless DC Motor จำนวน 4 ตัว ทำงานร่วมกับอุปกรณ์ตรวจรู้ (Sensor) ต่างๆ ซึ่งประกอบด้วย Gyroscope

sensor เป็นอุปกรณ์วัดอัตราการเปลี่ยนแปลงเชิงมุม Accelerometer sensor เป็นอุปกรณ์ในการวัดความเร่งในแนวแกน Magnetic field sensor เป็นอุปกรณ์วัดค่าความเข้มสนามแม่เหล็กเพื่อตรวจสอบทิศทาง และ Barometer sensor เป็นอุปกรณ์วัดความดันอากาศเพื่อใช้หาค่าความสูงขณะอากาศยานสี่ใบพัดกำลังบิน ซึ่งค่าที่ตรวจวัดได้ต่างๆ จะถูกส่งกลับไปยังอุปกรณ์ประมวลผลซึ่งในการทดลองนี้ใช้บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ของ Arduino รุ่น Due 32 bit ความเร็ว 84 MHz อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในการทดลองนี้มีความสามารถบรรทุกได้สูงสุด 500 กรัม และสามารถบินได้นาน 10-15 นาทีขึ้นอยู่กับน้ำหนักขณะทำการบิน



รูปที่ 4.3 แสดงจุดสะท้อนแสงที่ติดตั้งบนอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในการทดลอง

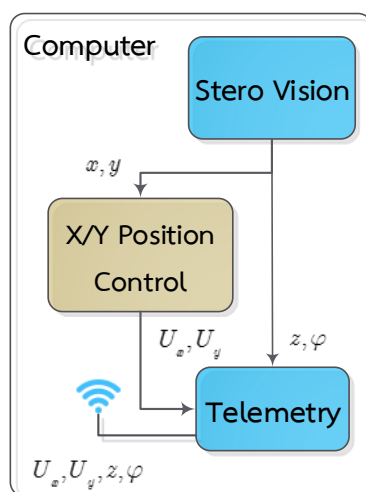
4.1.3 ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด

การหาตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่น สามารถหาโดยนำอากาศยานสี่ใบพัดมาติดตั้งจุดสะท้อนแสงที่ด้านบน โดยจะต้องติดตั้งในตำแหน่งที่กล้องสเตอริโอวิชั่นสามารถมองเห็นได้สะดวก และไม่ติดตั้งจุดสะท้อนแสงใกล้กันเกินไป จุดสะท้อนแสงที่ติดตั้งจะต้องติดตั้งอย่างน้อย 3 จุดบนอากาศยานสี่ใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 4.3 เพื่อให้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นสามารถระบุตำแหน่งและลักษณะการวางตัวของจุดสะท้อนแสงที่ติดตั้งได้ การติดตั้งจุดสะท้อนแสงจะต้องพยายามติดตั้งให้อยู่ในตำแหน่งกึ่งกลางของอากาศยานสี่ใบพัดมากที่สุด เพื่อลดค่าความผิดพลาดที่เกิดจากการหมุนของอากาศยานสี่ใบพัด จากนั้นนำอากาศยานที่ติดตั้งจุดสะท้อนแสงวางในพื้นที่ทำงานและบันทึกระยะห่างระหว่างจุดสะท้อนแสงทั้ง 3 จุด ในกำหนดเส้นทางการเคลื่อนที่ ต้องกำหนดให้เคลื่อนที่อยู่ภายในพื้นที่ทำงานที่ของกล้องสเตอริโอวิชั่นและระบบกล้องสเตอริโอวิชั่น

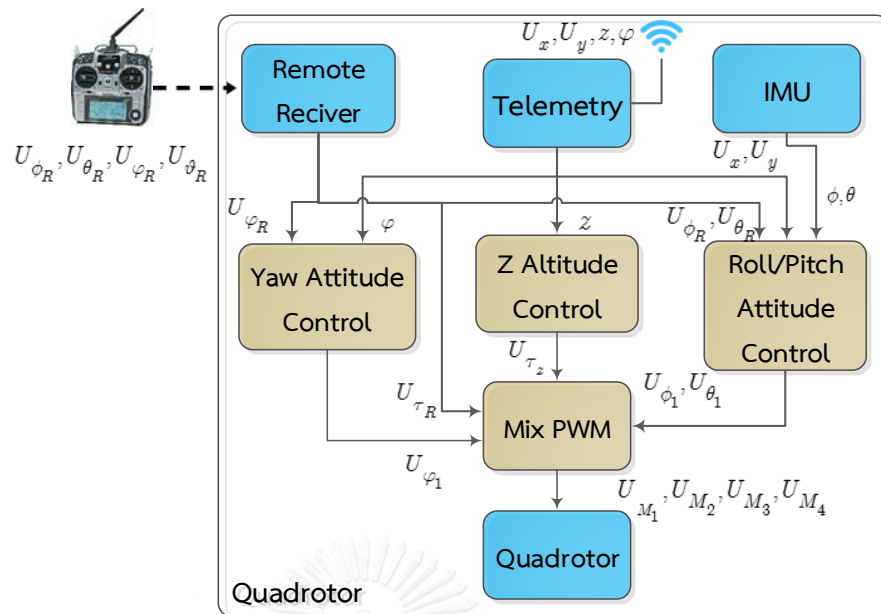
ต้องเห็นจุดสะท้อนแสงทั้ง 3 จุดที่บันทึกไว้อย่างน้อย 3 ตัวจากกล้องทั้งหมดที่ติดตั้ง เพื่อความแม่นยำของตำแหน่งพิกัดสามมิติที่ได้

ตำแหน่งพิกัด 3 มิติของอากาศยานสี่ใบพัดที่ได้จากระบบกล้องสเตอริโอวิชั่น ประกอบด้วยตัวแปรทั้งหมด 6 ค่า คือ ตำแหน่งในแนวแกน x , ตำแหน่งในแนวแกน y , ตำแหน่งในแนวแกน z , มุมหมุนรอบแกน $x, (\varphi)$ มุมหมุนรอบแกน $y, (\theta)$ มุมหมุนรอบแกน $z, (\psi)$ โดยระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัดในงานวิจัยนี้ใช้ค่าตัวแปรจากระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นเพียง 4 ตัวแปร คือ (x, y, z, ψ) ซึ่งค่าตัวแปรเหล่านี้จะถูกนำไปประมวลผลเพื่อสร้างสัญญาณควบคุมแบบป้อนกลับแล้วส่งไปยังอากาศยานสี่ใบพัดต่อไป โดยโปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณระบบควบคุมการนำทางถูกเขียนด้วยภาษา c++ และทำงานบนระบบปฏิบัติการวินโดวส์ 7 ของคอมพิวเตอร์พีซี [9]

ค่าตัวแปรที่ใช้ในการควบคุมแบ่งออกเป็น 3 ส่วนคือ ตัวแปร x และ y ใช้ในส่วนของการควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัด ส่วนตัวแปร z ใช้ในส่วนของการควบคุมความสูงของอากาศยานสี่ใบพัด และตัวแปร ψ ใช้ในส่วนของการควบคุมการหมุนของอากาศยานสี่ใบพัด ระบบควบคุมตำแหน่งและการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นส่วนที่ประมวลผลคอมพิวเตอร์ ซึ่งผลจากการคำนวณจะได้ค่าสัญญาณของระบบควบคุมตำแหน่ง คือ U_x, U_y ซึ่งจะถูกส่งไปยังอากาศยานสี่ใบพัดเพื่อนำไปรวมกับระบบควบคุมอื่นๆที่ประมวลผลบนอากาศยานสี่ใบพัด ส่วนค่าตัวแปร z และ ψ จะถูกนำมารวมกับตัวแปร U_x, U_y แล้วส่งค่าไปยังอากาศยานสี่ใบพัดโดยการส่งสัญญาณไร้สายแบบอนุกรม (Serial Communication) ผ่านอุปกรณ์ส่งสัญญาณ Xbee ความถี่ 2.4 Hz ที่ความเร็วประมาณ 50 Hz ซึ่งการส่งสัญญาณที่ความเร็วมากขึ้นจะทำให้สัญญาณไม่ค่อยมีความเสถียรส่งผลให้ข้อมูลที่ถูส่งมาไม่ครบตามที่ต้องการ



รูปที่ 4.4 แสดงส่วนประมวลผลด้วยคอมพิวเตอร์



รูปที่ 4.5 แสดงส่วนประมวลผลโดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์บนอากาศยานสี่ใบพัด

ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นสามารถแบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือ ส่วนประมวลผลโดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์บนอากาศยานสี่ใบพัด และส่วนประมวลผลด้วยคอมพิวเตอร์

ส่วนประมวลผลด้วยคอมพิวเตอร์ จะเป็นส่วนของระบบควบคุมการนำทางโดยจะรับค่าตัวแปร x และ y จากกล้องสเตอริโอวิชั่น ดังแสดงในรูปที่ 4.4 แล้วนำมาคำนวณโดยใช้ระบบควบคุมแบบคลาสสิกคอลลคอนโทรล ซึ่งค่าที่ได้จากการคำนวณเป็นค่าของระบบควบคุมเป็นค่าที่ยังไม่สามารถนำมาใช้งานได้ เนื่องจากเป็นค่าที่ใช้ได้เฉพาะในระบบแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นเท่านั้น โดยในขณะที่บินจะต้องบินให้แกนอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัดทับกับแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นพอดีจึงจะทำให้ไม่เกิดการควบคุมผิดพลาดทาง ดังนั้นจะต้องแปลงความสัมพันธ์ระหว่างแกนอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัดไปยังแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโอวิชั่น โดยจะทำการหมุนแกนอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโอวิชั่น ซึ่งจะเป็นวิธีเดียวกันกับการหมุนแกนอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับแกนอ้างอิงของจีพีเอสที่ได้กล่าวมาก่อนหน้านี้ โดยการหมุนแกนอ้างอิงนี้จะได้เมทริกขนาด 3×3 เรียกว่า Rotation Matrix, ${}^B_C R(\varphi, \theta, \psi)$ ดังนั้นจึงนำค่าที่ได้จากสมการที่ 1 มาคูณเมทริกการหมุน ซึ่งผลจากการแปลงความสัมพันธ์ระหว่างแกนอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัดกับแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโอวิชั่น จะทำให้ค่าสัญญาณควบคุมที่ได้จากการคำนวณของระบบควบคุมการนำทาง สามารถนำไปควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดในมุมต่างๆขณะทางบินได้ [9]

$$\begin{aligned} U_{x_c} &= K_{p,x}(x_d - x) + K_{i,x} \int (x_d - x) dt + K_{d,x}(\dot{x}_d - \dot{x}) \\ U_{y_c} &= K_{p,y}(x_d - x) + K_{i,y} \int (x_d - x) dt + K_{d,y}(\dot{x}_d - \dot{x}) \end{aligned} \quad (4.1)$$

$$\begin{aligned} U_x &= \cos(\varphi) U_{x_c} - \sin(\varphi) U_{y_c} \\ U_y &= \sin(\varphi) U_{x_c} + \cos(\varphi) U_{y_c} \end{aligned} \quad (4.2)$$

ส่วนประมวลผลโดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์บนอากาศยานสี่ใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 4.5 สามารถแบ่งระบบควบคุมออกเป็น 3 ส่วนดังนี้ [10]

- ส่วนของ Yaw attitude control โดยจะรับค่า yaw จากรีโมท และค่า yaw ของระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นผ่าน Xbee และนำค่า yaw มาเปรียบเทียบกับค่ามุมที่แตกต่างกัน แล้วนำค่าไปคำนวณโดยใช้ PID ซึ่งจะได้คำสั่ง U_φ

- ส่วนของ Z altitude control จะรับค่าความสูง z จาก xbee แล้วนำไปคำนวณในสมการ PID ซึ่งจะได้คำสั่ง U_T

- ส่วนของ Roll/Pitch attitude control จะรับค่า roll/pitch จาก IMU และจากรีโมท แล้วนำค่ามาเปรียบเทียบกับค่ามุมที่เปลี่ยนแปลง แล้วนำค่ามารวมกับ U_x, U_y ที่ได้จากระบบนำทางของอากาศยานสี่ใบพัดที่คำนวณโดยคอมพิวเตอร์แล้วส่งค่ามาโดย Xbee จากนั้นจึงนำค่าที่ได้มาคำนวณในสมการ PID โดยจะได้คำสั่ง U_ϕ, U_θ

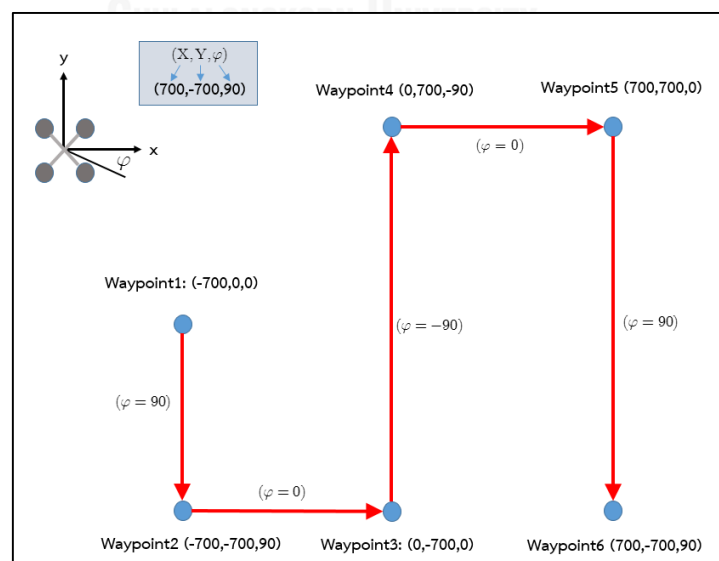
จากนั้นนำคำสั่งที่ได้จากระบบควบคุมทั้ง 3 ส่วนมารวมกัน ซึ่งประกอบด้วยค่า $U_\varphi, U_\theta, U_\psi, U_T$ จากนั้นนำค่าทั้งหมดมาแปลงให้เป็นคำสั่งให้อยู่ในรูปสัญญาณสั่งงานมอเตอร์ โดยจะอยู่ในรูปตัวแปร $(U_{M1}, U_{M2}, U_{M3}, U_{M4})$ แล้วส่งไปสั่งงานยังมอเตอร์แต่ละตัว

4.2 วิธีการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด

ในการทดลองระบบควบคุมการนำทางนี้ กำหนดให้อากาศยานสี่ใบพัดเคลื่อนที่ตามตำแหน่งที่กำหนด ตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดเส้นทางการเคลื่อนที่ประกอบด้วย (x, y, φ) ส่วนค่าความสูงในการรักษาระดับถูกกำหนดให้คงที่เท่ากับ 70 เซนติเมตร การเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งต่างๆ ใช้การกำหนดตัวแปรเวลาในการกำหนดให้อากาศยานสี่ใบพัดเปลี่ยนตำแหน่งการเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งถัดไป ในการทดลองนี้ได้กำหนดตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดดังแสดงในตารางที่ 4.1 ซึ่งมีเส้นทางการเคลื่อนที่ ดังแสดงในรูปที่ 4.6

ตารางที่ 4.1 แสดงพิกัดการเคลื่อนที่ของแกน x และ y ที่เวลาต่างๆ

ลำดับที่	เวลา (วินาที)	ตำแหน่งแกน x (มิลลิเมตร)	ตำแหน่งแกน y (มิลลิเมตร)	มุม Yaw (องศา)
1	5	-700	0	0
2	10	-700	0	90
3	15	-700	-700	90
4	20	-700	-700	0
5	25	0	-700	0
6	30	0	-700	-90
7	35	0	700	-90
8	40	0	700	0
9	45	700	700	0
10	50	700	700	90
11	55	700	-700	90



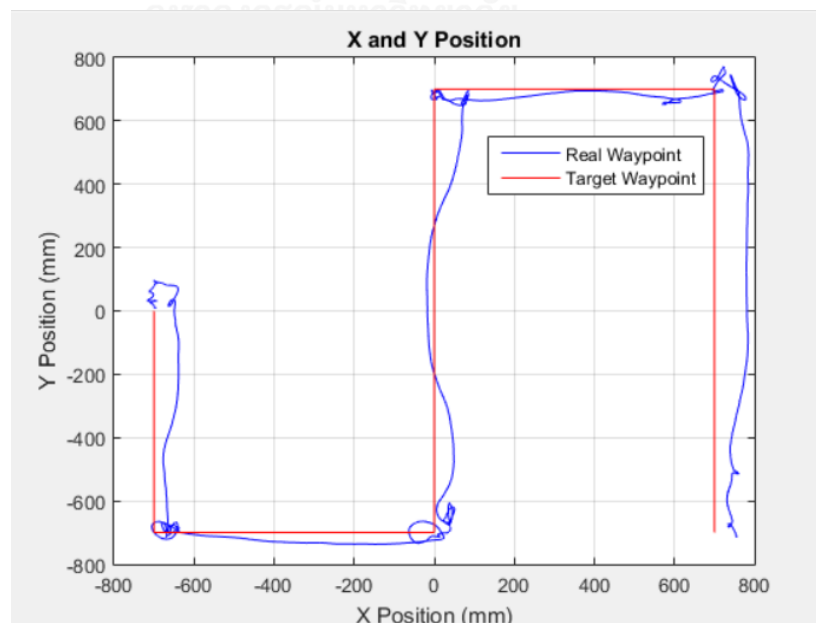
รูปที่ 4.6 แสดงตำแหน่งและเส้นทางการเคลื่อนที่ในพิกัด x และ y

การทดลองมีขั้นตอนดังต่อไปนี้

1. กำหนดตำแหน่งพิกัดอ้างอิง (x, y, φ) ที่ต้องการให้อากาศยานสี่ใบพัดเคลื่อนที่ และกำหนดเวลา (t) ที่ต้องการให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งถัดไป โดยกำหนดลงในระบบควบคุมการนำทาง
2. นำอากาศยานสี่ใบพัดที่ติดตั้งจุดสะท้อนแสงวางในตำแหน่งใกล้เคียงตำแหน่งเริ่มต้นทดลอง โดยกำหนดตำแหน่งเริ่มต้นเท่ากับ $x = 0$ และ $y = 0$
3. เมื่ออากาศยานสี่ใบพัดสามารถรับค่าสัญญาณควบคุมการนำทางจากคอมพิวเตอร์ผ่านอุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สาย (Telemetry) เริ่มการทดสอบ โดยนำอากาศยานบินในตำแหน่งเริ่มต้น จากนั้นอากาศยานสี่ใบพัดจึงเริ่มเคลื่อนที่ไปตามตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่กำหนด
4. บันทึกค่าตำแหน่งพิกัดอ้างอิง และตำแหน่งพิกัดจริงของอากาศยานสี่ใบพัดที่ได้จากการทดลองมาใช้ในการวิเคราะห์ผลต่อไป

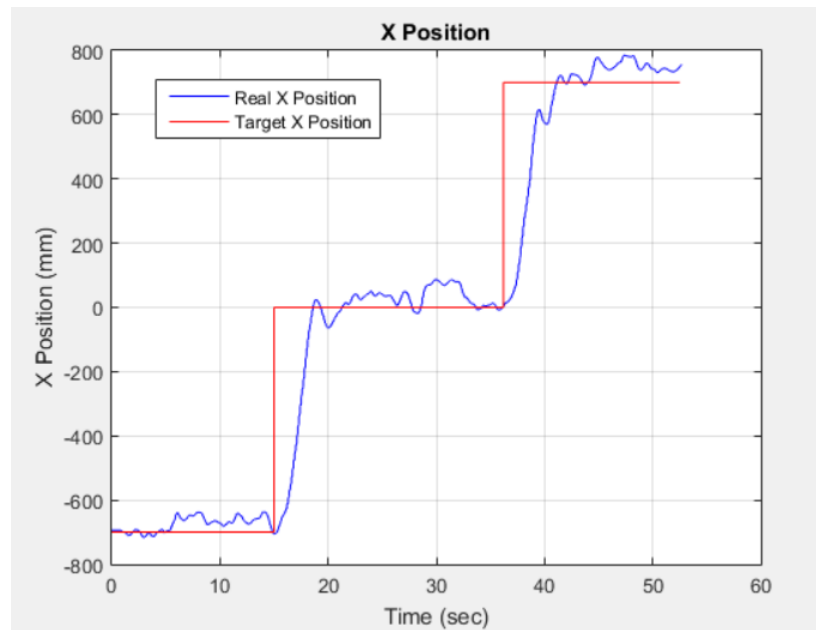
4.3 ผลการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันของอากาศยานสี่ใบพัด

จากการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชันของอากาศยานสี่ใบพัด โดยการบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนดดังแสดงในรูปที่ 4.6 ซึ่งเมื่อนำข้อมูลได้มาทำการวิเคราะห์ด้วยกราฟ ซึ่งได้ผลการทดลอง ดังแสดงในรูปที่ 4.7 ถึงรูปที่ 4.11

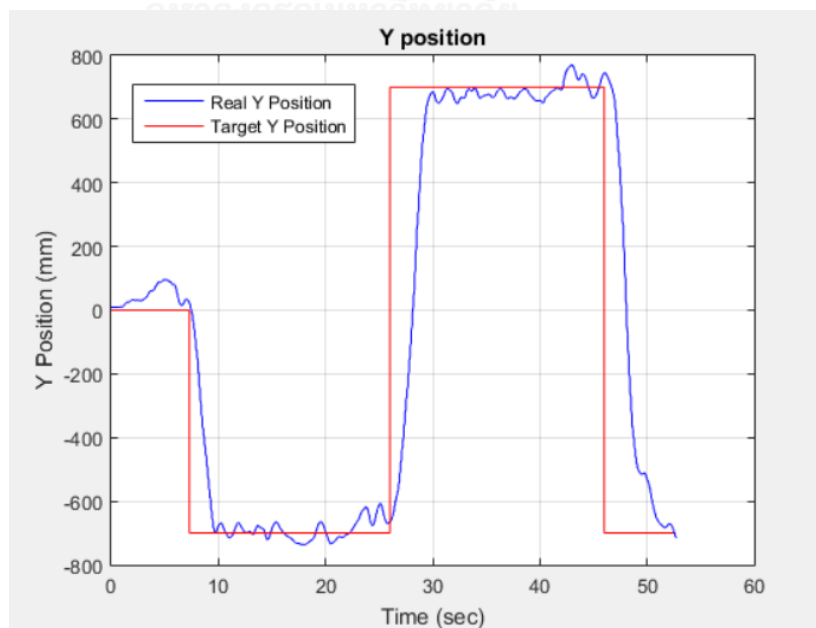


รูปที่ 4.7 แสดงตำแหน่งพิกัดการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง

จากรูปที่ 4.7 แสดงตำแหน่งพิกัดการเคลื่อนที่ของอากาศยานสีโบพัดตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง แกน x แสดงตำแหน่งของแกน x ส่วนแกน y แสดงตำแหน่งของแกน y เส้นสีน้ำเงินแสดงเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานสีโบพัดขณะทดลอง เส้นสีแดงแสดงเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง จากกราฟแสดงให้เห็นว่าตำแหน่งพิกัดของอากาศยานสีโบพัดที่วัดได้ขณะทดลองมีค่าใกล้เคียงกับตำแหน่งพิกัดอ้างอิง



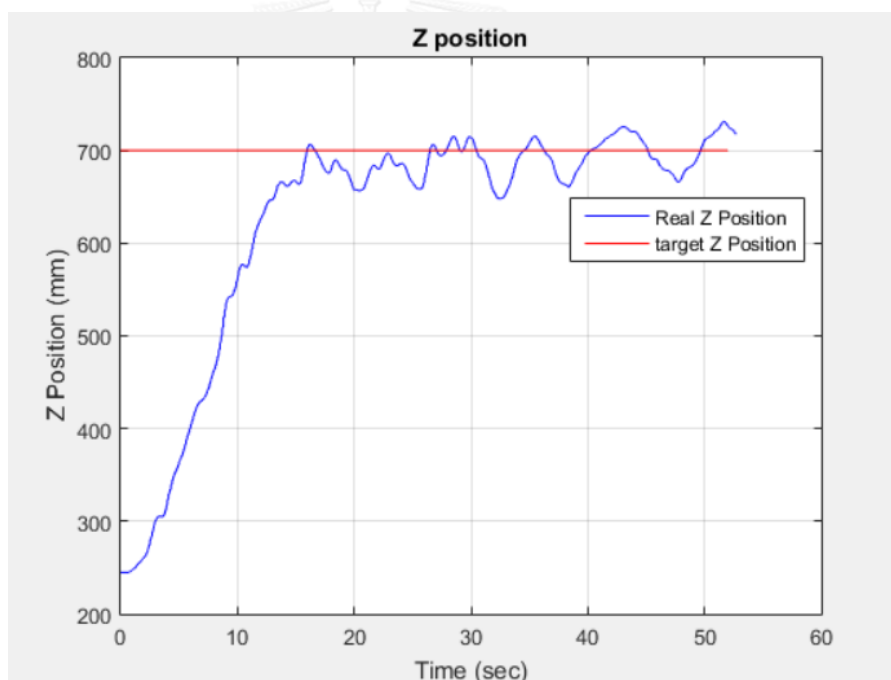
รูปที่ 4.8 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งพิกัด x ที่เคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง



รูปที่ 4.9 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งพิกัด y ที่เคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง

จากรูปที่ 4.8 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งพิกัด x ที่เคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง แกน x แสดงเวลาขณะทดลอง แกน y แสดงตำแหน่งพิกัดแกน x เส้นสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งพิกัดแกน x ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลอง เส้นสีแดงแสดงตำแหน่งพิกัดอ้างอิงของแกน x จากกราฟแสดงให้เห็นว่าระยะความผิดพลาดของอากาศยานสี่ใบพัดมีค่าใกล้เคียงกับตำแหน่งอ้างอิงของแกน x โดยระยะความผิดพลาดมีค่าไม่เกิน 100 มิลลิเมตร

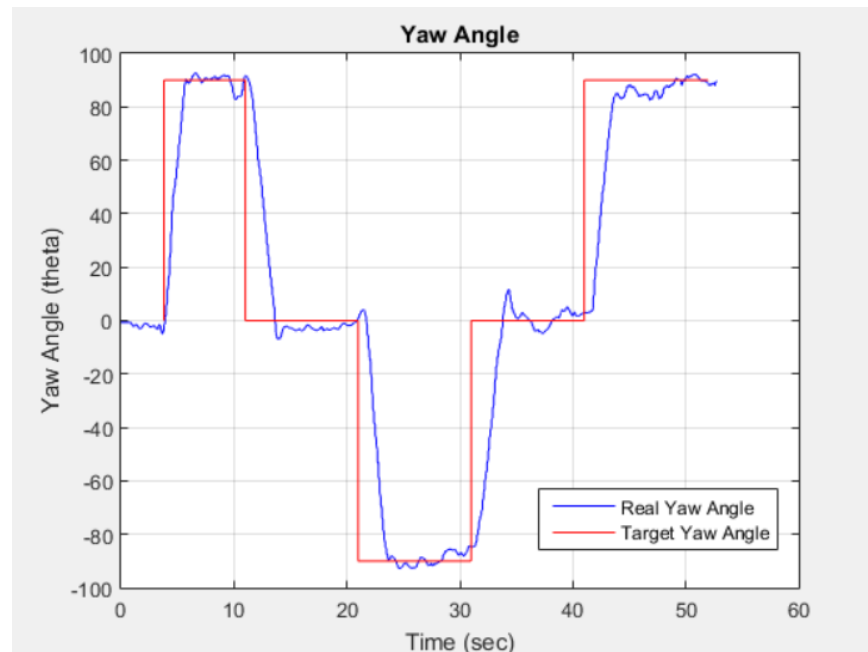
จากรูปที่ 4.9 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งพิกัด y ที่เคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง แกน x แสดงเวลาขณะทดลอง แกน y แสดงตำแหน่งพิกัดแกน y เส้นสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งพิกัดแกน y ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลอง เส้นสีแดงแสดงตำแหน่งพิกัดอ้างอิงของแกน y จากกราฟแสดงให้เห็นว่าระยะความผิดพลาดของอากาศยานสี่ใบพัดมีค่าใกล้เคียงกับตำแหน่งอ้างอิงของแกน y โดยระยะความผิดพลาดมีค่าไม่เกิน 100 มิลลิเมตร



รูปที่ 4.10 แสดงค่าความสูงแกน z ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะเคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง

จากรูปที่ 4.10 แสดงความสูงแกน z ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะเคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด แกน x แสดงเวลาขณะทดลอง แกน y แสดงตำแหน่งความสูงแกน z ของอากาศยานสี่ใบพัด หน่วยเป็นมิลลิเมตร (mm) ส่วนเส้นสีน้ำเงินแสดงความสูงของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลอง เส้นสีแดงแสดงค่าความสูงอ้างอิง จากกราฟแสดงให้เห็นว่าอากาศยานสี่ใบพัดสามารถรักษาความสูงขณะทดลองได้ โดยค่าระยะความผิดพลาดไม่เกิน 80 มิลลิเมตร

จากรูปที่ 4.11 แสดงการเปลี่ยนแปลงมุมการหมุนรอบแกน z (yaw) ของอากาศยานสี่ใบพัดที่เวลาต่างๆ โดยแกน x แสดงเวลาที่ใช้ขณะทดลอง แกน y แสดงมุมรอบแกน z ที่เปลี่ยนแปลง เส้นสีน้ำเงินแสดงมุมหมุนรอบแกน z ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลอง เส้นสีแดงแสดงมุมหมุนรอบแกน z อ้างอิง จากกราฟแสดงให้เห็นว่าอากาศยานสี่ใบพัดสามารถเปลี่ยนแปลงมุมหมุนรอบแกน z ตามที่กำหนดได้



รูปที่ 4.11 แสดงการเปลี่ยนแปลงมุม Yaw ของอากาศยานสี่ใบพัดที่เวลาต่างๆ

จากผลการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด สามารถสรุปได้ว่าระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นสามารถควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดให้เคลื่อนที่ตามตำแหน่งที่กำหนดได้ โดยระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่กำหนดเฉลี่ยไม่เกิน 100 มิลลิเมตร และสามารถรักษาระดับความสูง z และการเปลี่ยนแปลงมุมการหมุนรอบแกน z ได้ตามต้องการ

บทที่ 5 การทดลองและผลการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของ อากาศยานสีไบแพด

ในการทดลองเกี่ยวกับระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสีไบแพด ทางผู้วิจัยได้แบ่งการศึกษาทดลองเกี่ยวกับจีพีเอสและระบบการนำทางออกเป็น 3 ส่วนดังต่อไปนี้ เพื่อศึกษาคุณลักษณะและพฤติกรรมของระบบควบคุมการนำทาง

5.1 การทดลองหาระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่ได้จากจีพีเอสขณะวางกับที่

การทดลองนี้มีจุดประสงค์เพื่อศึกษาหาระยะความผิดพลาดของจีพีเอส ซึ่งทำให้ทราบความแม่นยำของจีพีเอสที่นำมาใช้ในการออกแบบระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสีไบแพด

ในการทดลองนี้ใช้อากาศยานสีไบแพดที่ทางผู้วิจัยได้พัฒนาขึ้น และติดตั้งเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสของบริษัท U-blox รุ่น neo-7n มีความเร็วในการระบุตำแหน่ง 5 ครั้งต่อวินาที โดยสัญญาณจะถูกแปลงอยู่ในรูปสัญญาณเลขฐานสอง และส่งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ในรูปสัญญาณอนุกรม (Serial) เนื่องจากมีความรวดเร็วในการส่งข้อมูลและเหมาะสมสำหรับนำไปประมวลผลด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ จากนั้นไมโครคอนโทรลเลอร์จะแปลงเป็นตำแหน่งที่วัดได้ คือ ละติจูด (Latitude) และลองจิจูด (Longitude) ในการทดลองหาระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่ได้จากจีพีเอสนี้ ทำการทดลองในวันที่ 6 มิถุนายน 2559 เวลาประมาณ 17.00 น โดยมีสภาพอากาศปลอดโปร่งและมีเมฆค่อนข้างน้อย

ขั้นตอนการทดลองมีดังต่อไปนี้

1. นำอากาศยานสีไบแพดวางในตำแหน่งที่ต้องการทดลอง และรอจนกว่าจีพีเอสจะสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้อย่างน้อย 6 ดวงจึงเริ่มทำการทดลอง
2. บันทึกค่าตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่วัดได้ในขณะทดลอง และนำข้อมูลที่บันทึกมาวิเคราะห์ผลต่อไป

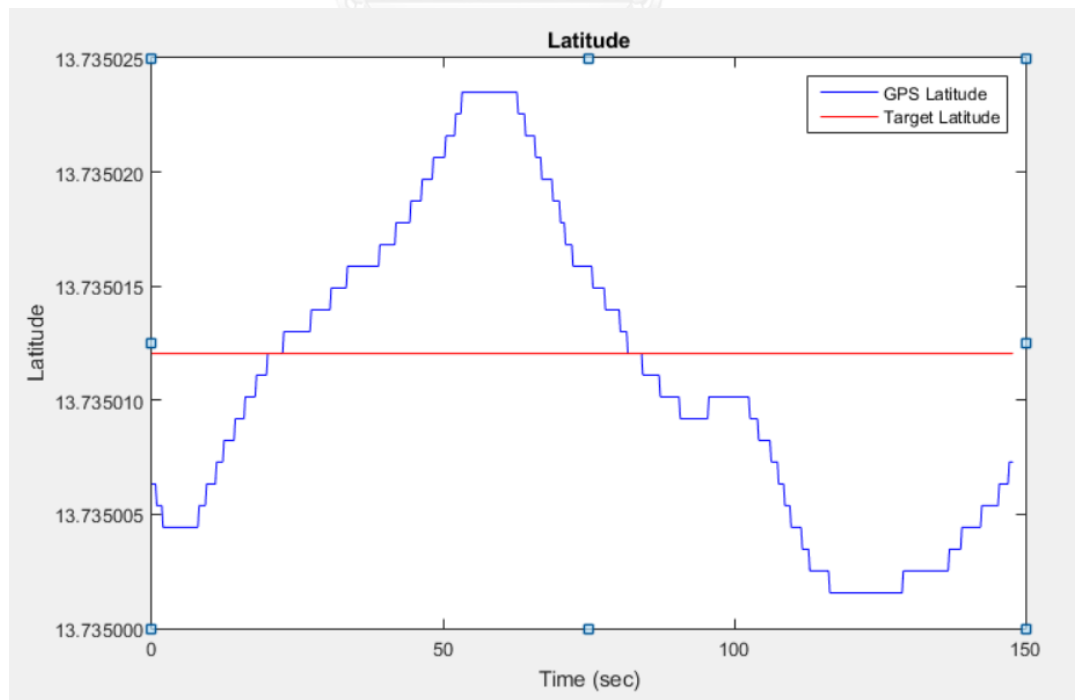
5.1.1 ผลการทดลองหาระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่ได้จากจีพีเอสขณะวางกับที่

จากการทดลองสามารถนำข้อมูลที่บันทึกได้มาวิเคราะห์ผลด้วยกราฟ โดยข้อมูลที่วัดได้จากอากาศยานสีไบแพดถูกส่งมาที่คอมพิวเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 5.1 โดยที่คอลัมน์ที่ 3 และ 4 คือค่าละติจูดและลองจิจูดตามลำดับที่วัดได้ ส่วนคอลัมน์ที่ 7 และ 8 คือค่าอ้างอิงของค่าละติจูดและลองจิจูดตามลำดับที่ตั้งไว้ แล้วยนำมาสร้างกราฟเพื่อวิเคราะห์ผล ซึ่งผลการทดลองสามารถแสดงผลข้อมูลด้วยกราฟดังแสดงในรูปที่ 5.2 ถึงรูปที่ 5.5

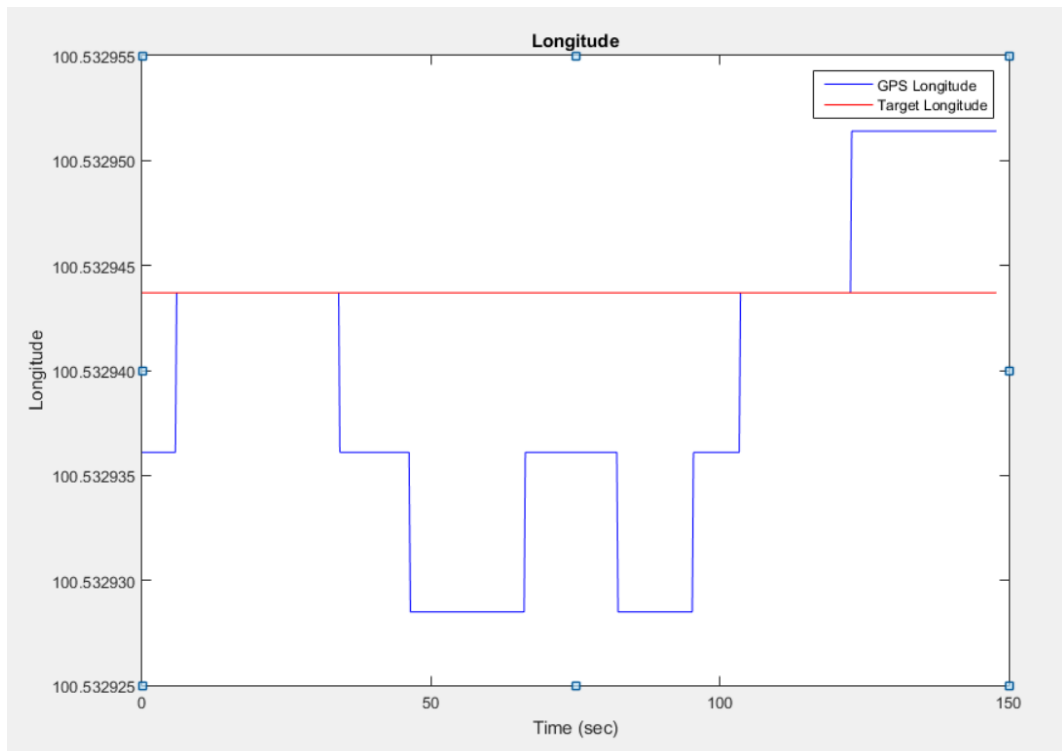
จากรูปที่ 5.2 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ขณะทดลองเทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนด ขณะเริ่มต้นการทดลอง โดยแกน x แสดงเวลาที่ใช้เก็บข้อมูล แกน y แสดงค่าตำแหน่งพิกัดละติจูดที่อ่านค่าได้ เส้นสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ขณะทดลอง และเส้นสีแดงแสดงตำแหน่งพิกัดละติจูดที่กำหนดขณะเริ่มต้นทดลอง จากกราฟพบว่าค่าละติจูดที่อ่านค่าได้มีแนวโน้มใกล้เคียงกับตำแหน่งพิกัดละติจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง

political-nofly2-wire-6-6-59-good.txt - Notepad										
File	Edit	Format	View	Help						
2	8	13.73500633	100.5329361	0	0	13.73500633	100.5329361	27.8	0	
2	8	13.73500633	100.5329361	0	0	13.73500638	100.5329368	27.8	0.1	
2	8	13.73500633	100.5329361	0	0	13.73500633	100.5329361	28.01	0.21	
2	8	13.73500633	100.5329361	0	0	13.73500633	100.5329361	28.23	0.43	
2	8	13.73500633	100.5329361	0	0	13.73500633	100.5329361	28.44	0.64	
2	8	13.73500538	100.5329361	0	0	13.73500633	100.5329361	28.65	0.85	
2	8	13.73500538	100.5329361	6.08	0	13.73500633	100.5329361	28.87	1.07	
2	8	13.73500538	100.5329361	6.08	0	13.73500633	100.5329361	29.08	1.28	
2	8	13.73500538	100.5329361	6.08	0	13.73500633	100.5329361	29.29	1.49	
2	7	13.73500538	100.5329361	6.08	0	13.73500633	100.5329361	29.51	1.71	
2	7	13.73500443	100.5329361	6.08	0	13.73500633	100.5329361	29.72	1.92	
2	7	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	29.93	2.13	
2	7	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	30.14	2.34	
2	7	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	30.36	2.56	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	30.57	2.77	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	30.79	2.99	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	31	3.2	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	31.21	3.41	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	31.43	3.63	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	31.64	3.84	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	31.86	4.06	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	32.07	4.27	
2	8	13.73500443	100.5329361	12.15	0	13.73500633	100.5329361	32.28	4.48	

รูปที่ 5.1 แสดงชุดข้อมูลที่อ่านค่าได้จากการทดลอง



รูปที่ 5.2 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง

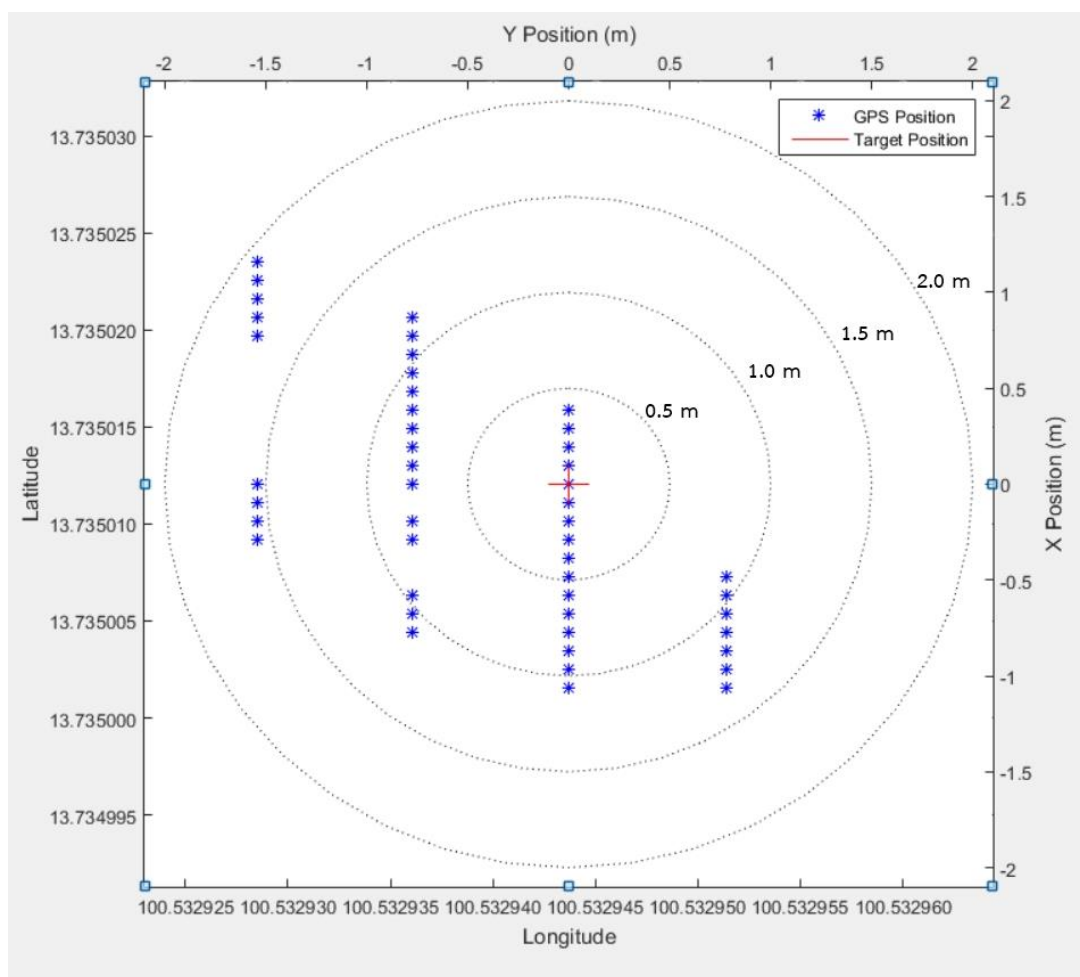


รูปที่ 5.3 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดขณะเริ่มทดลอง

จากรูปที่ 5.3 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะทดลองเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มต้นการทดลอง โดยแกน x แสดงเวลาที่ใช้เก็บข้อมูล แกน y แสดงค่าตำแหน่งพิกัดลองจิจูดที่อ่านค่าได้ โดยเส้นสีน้ำเงินแสดงค่าตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะทดลอง และเส้นสีแดงแสดงตำแหน่งพิกัดลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มต้นทดลอง จากกราฟพบว่าค่าลองจิจูดที่อ่านค่าได้มีแนวโน้มใกล้เคียงกับค่าตำแหน่งพิกัดลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง

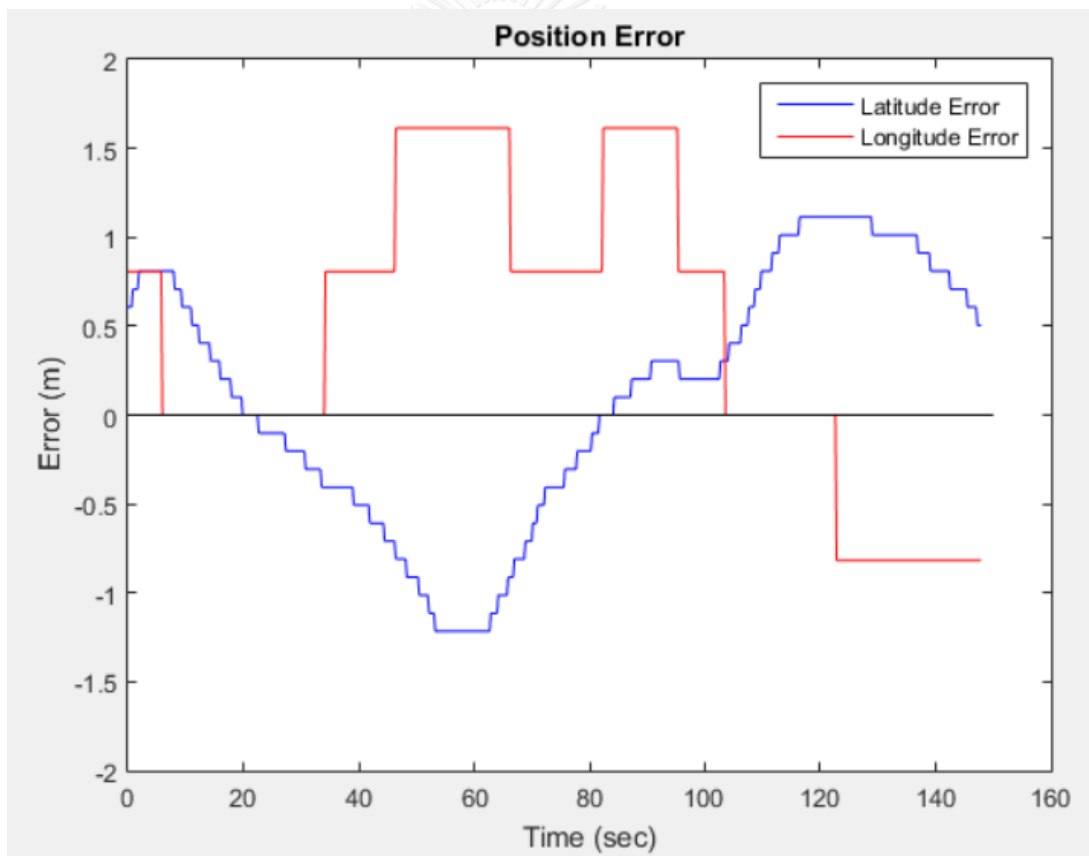
จากรูปที่ 5.4 สามารถแบ่งการแสดงผลเป็น 2 ส่วนคือ แสดงตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง และแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง โดยในส่วนการแสดงผลการเปรียบเทียบตำแหน่งที่อ่านค่าได้กับตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง มีการแสดงผลดังนี้ แกน x แสดงตำแหน่งลองจิจูด แกน y แสดงตำแหน่งละติจูด จุดสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งละติจูดเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ ส่วนจุดสีแดงแสดงตำแหน่งละติจูดเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง ส่วนการแสดงผลระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มต้น มีการแสดงผลดังนี้ แกน x แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง หรือ Y Position ของระบบพิกัดจีพีเอส มีหน่วยเป็นเมตร (m) แกน y แสดง

ระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง หรือ X Position ของระบบพิกัดจีพีเอส มีหน่วยเป็นเมตร (m) จุดสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง ส่วนจุดสีแดงแสดงตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง จากการทดลองสามารถนำตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดมาแสดงผลระยะความผิดพลาดของตำแหน่งเทียบกับตำแหน่งเริ่มทดลอง ซึ่งจากกราฟแสดงให้เห็นว่า ค่าตำแหน่งที่รับได้จากอุปกรณ์จีพีเอสที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานมีระยะความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งขณะเริ่มทดลอง โดยแสดงเป็นค่ารัศมี จะเห็นว่ารัศมีของระยะความผิดพลาดจะไม่เกิน 2 เมตรจากตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มต้น



รูปที่ 5.4 แสดงตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง และแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดเทียบกับตำแหน่งตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง

จากรูปที่ 5.5 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง โดยแกน x แสดงเวลาที่ใช้ในการทดลอง แกน y แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด เทียบกับตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง ซึ่งมีหน่วยเป็นเมตร (m) เส้นสีน้ำเงินแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง ส่วนเส้นสีแดงแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดขณะเริ่มทดลอง จากกราฟการทดลอง จะเห็นว่าระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ เทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง มีระยะความผิดพลาดไม่เกิน 1.3 เมตร ส่วนระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง มีระยะความผิดพลาดไม่เกิน 1.7 เมตร



รูปที่ 5.5 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดจากตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มทดลอง

จากการทดลองหาระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่อ่านค่าได้จากจีพีเอสขณะวางกับที่ ซึ่งสามารถนำข้อมูลจากการทดลองมาวิเคราะห์ผลด้วยกราฟ สามารถสรุปได้ว่าระยะความผิดพลาดของจี

พีเอสขณะวางกับที่ มีรัศมีของระยะความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งที่กำหนดขณะเริ่มต้นไม่เกิน 2 เมตร ซึ่งขณะทดลองจีพีเอสสามารถรับสัญญาณดาวเทียมได้เฉลี่ย 6 -9 ดวง โดยปัจจัยที่ส่งผลต่อระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่อ่านค่าได้จากจีพีเอสขึ้นอยู่กับสภาพแวดล้อม ในขณะทำการทดลอง ได้แก่ จำนวนดาวเทียมที่จีพีเอสรับสัญญาณได้ในขณะทำการทดลอง สภาพ ท้องฟ้า และสถานที่ในการทดลอง เป็นต้น

5.2 การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสีใบพัด ขณะบินอยู่กับที่

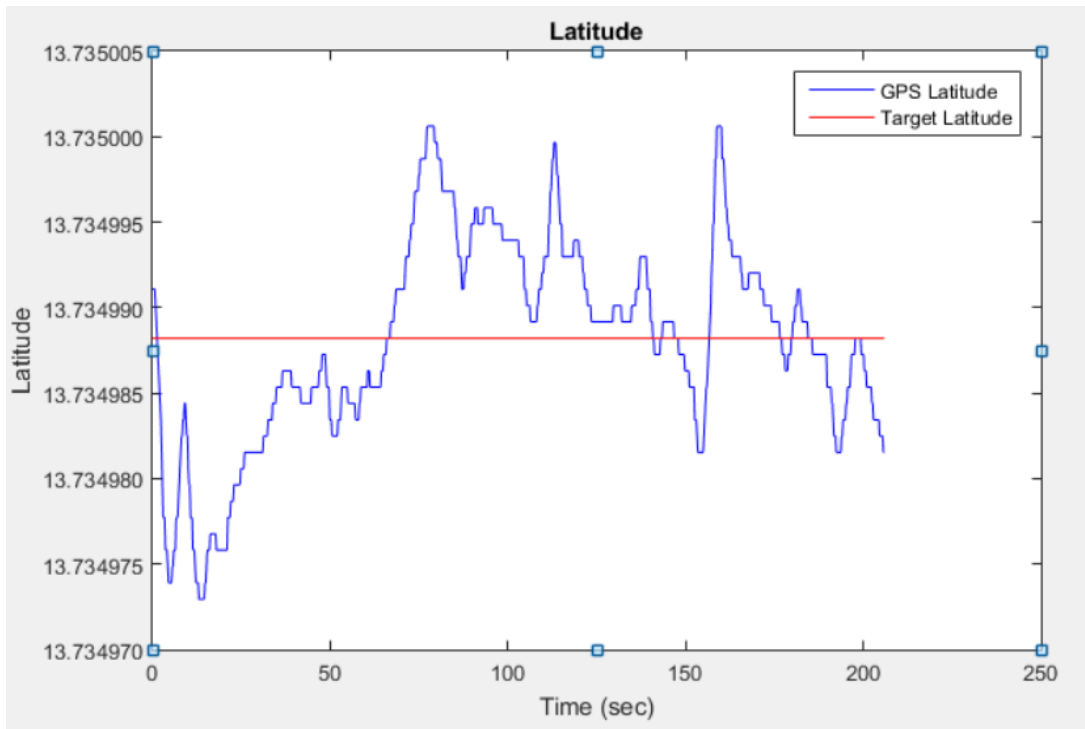
การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสีใบพัดขณะบินอยู่กับที่ มีจุดประสงค์ในการทดลองเพื่อทดสอบระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสขณะบินอยู่กับที่ และศึกษาพฤติกรรมการตอบสนองของระบบควบคุมการนำทาง รวมถึงระยะความผิดพลาดของระบบควบคุมการนำทางของอากาศยานสีใบพัดขณะบินอยู่กับที่

ขั้นตอนการทดลองมีดังต่อไปนี้

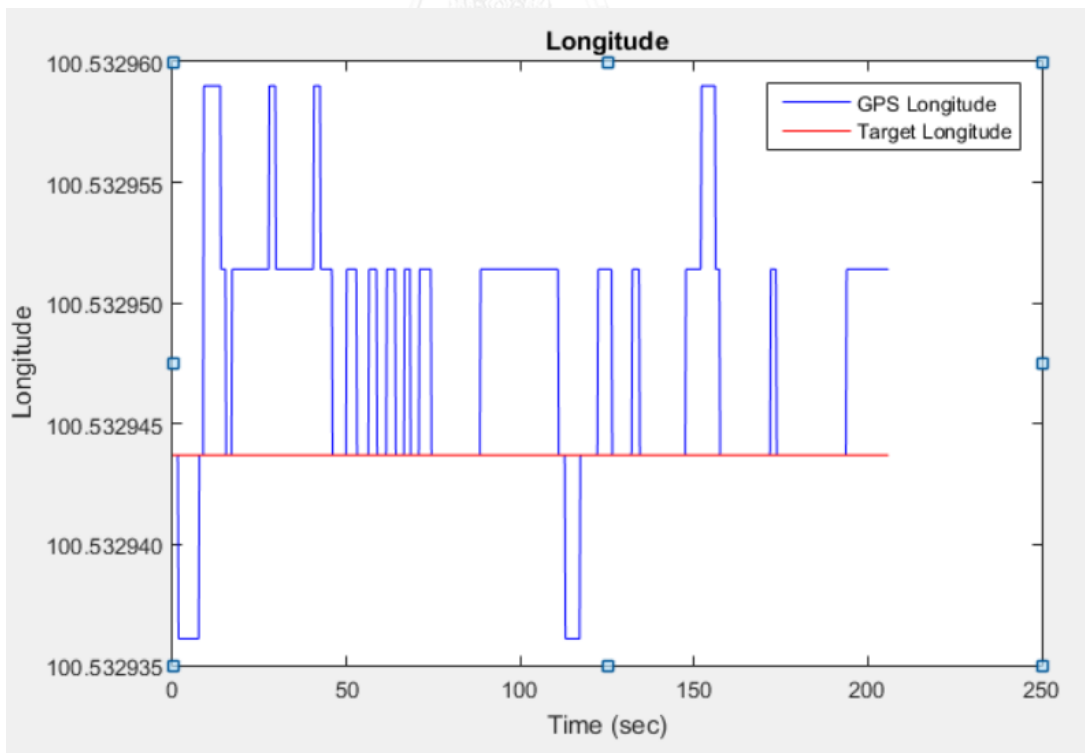
1. กำหนดตำแหน่งพิกัดอ้างอิงของละติจูดและลองจิจูดที่ต้องการให้อากาศยานสีใบพัดบินอยู่กับที่ ในระบบควบคุมการนำทางของอากาศยานสีใบพัด ซึ่งตำแหน่งพิกัดอ้างอิงสามารถหาได้จากโปรแกรม Google Earth หรือ อ่านค่าตำแหน่งพิกัดจากอากาศยานสีใบพัดที่วัดจากจีพีเอส
2. นำอากาศยานสีใบพัดวางในตำแหน่งที่ใกล้เคียงตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่กำหนดและรอจนกว่าจีพีเอสสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้อย่างน้อย 6 ดวงจึงเริ่มทำการทดลอง
3. เมื่อเริ่มการทดลอง อากาศยานสีใบพัดจะเริ่มบินจากตำแหน่งพิกัดที่วางตอนเริ่มต้นไปยังตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่กำหนด และรักษาตำแหน่งของอากาศยานสีใบพัดให้อยู่ในตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่กำหนดไว้
4. บันทึกค่าตำแหน่งพิกัดอ้างอิง และตำแหน่งพิกัดจริงของอากาศยานสีใบพัดที่ได้จากการทดสอบมาใช้ในการวิเคราะห์ผลต่อไป

5.2.1 ผลการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสีใบพัดขณะบินอยู่กับที่

การทดลองนี้ได้กำหนดตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด เพื่อกำหนดให้อากาศยานสีใบพัดบินรักษาค่าตำแหน่งอยู่กับที่ แล้วนำข้อมูลที่บันทึกขณะทดลองมาวิเคราะห์ผลโดยกราฟ ซึ่งผลการทดลองได้แสดงดังรูปที่ 5.6 ถึงรูปที่ 5.9



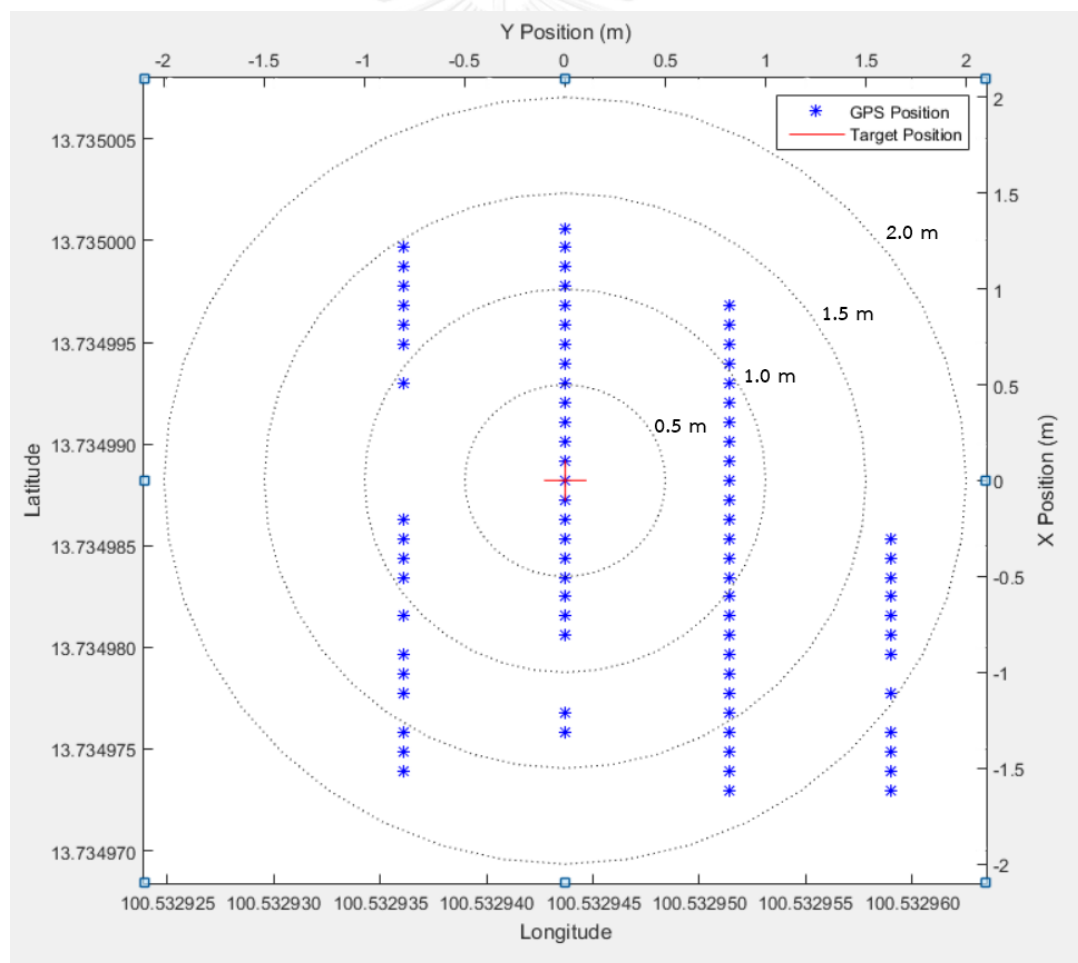
รูปที่ 5.6 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ขณะอากาศยานสี่ใบพัดบินอยู่กับที่ เทียบกับ ตำแหน่งละติจูดที่กำหนด



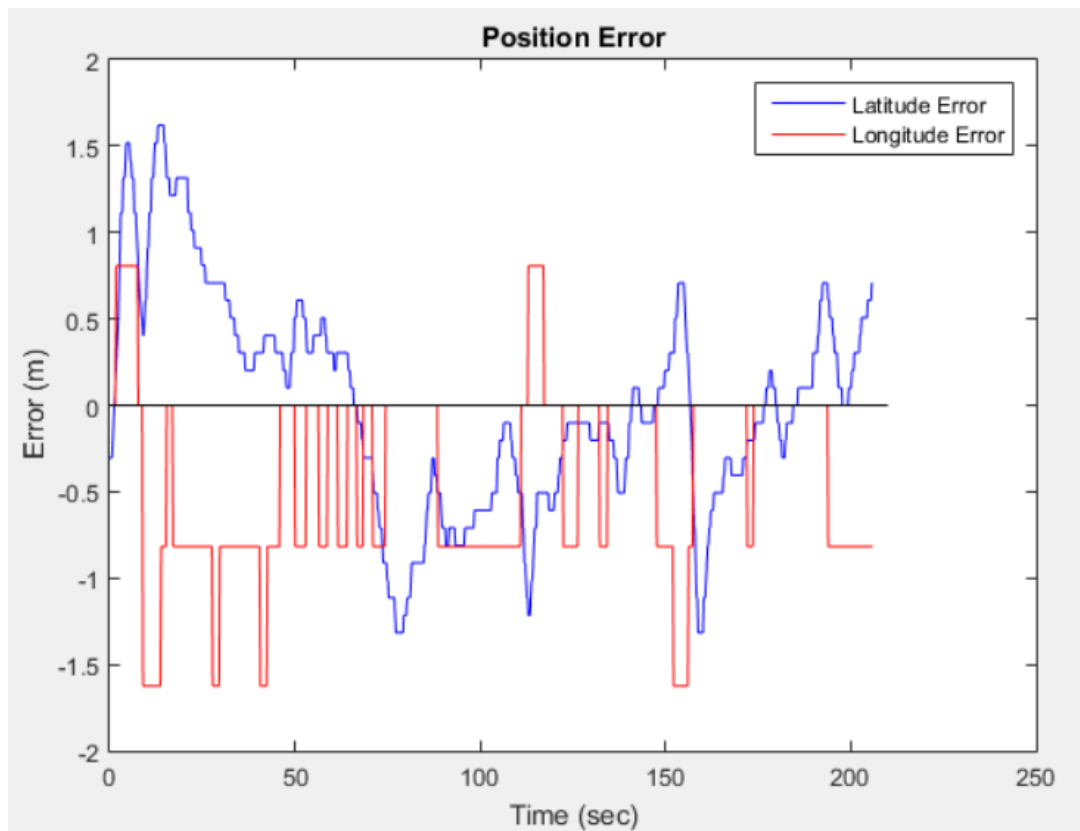
รูปที่ 5.7 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่วัดได้ขณะอากาศยานสี่ใบพัดบินอยู่กับที่ เปรียบเทียบกับ ตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด

จากรูปที่ 5.6 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ขณะอากาศยานสีไบพัดบินอยู่กับที่ เทียบกับ ตำแหน่งละติจูดที่กำหนด แกน x แสดงเวลาที่ใช้ในการทดลอง แกน y แสดงค่าตำแหน่งละติจูด เส้นสี น้ำเงินแสดงตำแหน่งละติจูดของอากาศยานสีไบพัดที่อ่านค่าได้ขณะทดลอง ส่วนเส้นสีแดงแสดง ตำแหน่งละติจูดอ้างอิงที่ต้องการให้อากาศยานบินอยู่กับที่ จากกราฟจะเห็นว่า อากาศยานสีไบพัด สามารถรักษาตำแหน่งละติจูดขณะบินอยู่กับที่ ให้อยู่ในช่วงใกล้เคียงกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนดได้

จากรูปที่ 5.7 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะอากาศยานสีไบพัดบินอยู่กับที่ เทียบกับ ตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด แกน x แสดงเวลาที่ใช้ในการทดลอง แกน y แสดงตำแหน่งลองจิจูด เส้นสี น้ำเงินแสดงตำแหน่งลองจิจูดของอากาศยานสีไบพัดที่อ่านค่าได้ขณะทดลอง เส้นสีแดงแสดงตำแหน่ง ลองจิจูดอ้างอิงที่ต้องการให้อากาศยานบินอยู่กับที่ จากกราฟพบว่า อากาศยานสีไบพัดสามารถรักษา ตำแหน่งลองจิจูดขณะบินอยู่กับที่ ให้อยู่ในช่วงใกล้เคียงกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนดได้



รูปที่ 5.8 แสดงตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่วัดได้เปรียบเทียบกับตำแหน่งละติจูดและ ตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด



รูปที่ 5.9 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดอ้างอิงที่กำหนด

จากรูปที่ 5.8 แสดงตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่อ่านได้ โดยสามารถแบ่งการแสดงผลได้เป็น 2 ส่วน คือการแสดงผลตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่วัดค่าได้ขณะบินอยู่กับที่ เทียบกับตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่กำหนด และแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะบินอยู่กับที่ เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด โดยในการแสดงผลตำแหน่งที่อ่านค่าได้ขณะบินอยู่กับที่ เทียบกับตำแหน่งที่กำหนด แกน x แสดงตำแหน่งลองจิจูด แกน y แสดงตำแหน่งละติจูด จุดสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งละติจูดเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะบินอยู่กับที่ ส่วนจุดสีแดงแสดงตำแหน่งละติจูดเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดอ้างอิงที่กำหนด ส่วนการแสดงผลระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่อ่านค่าได้ขณะบินอยู่กับที่ เทียบกับตำแหน่งอ้างอิงที่กำหนด มีการแสดงผลดังนี้ แกน x แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะบินอยู่กับที่ เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด หรือ Y Position ของระบบพิกัดจีพีเอส มีหน่วยเป็นเมตร (m) แกน y แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ขณะบินอยู่กับที่ เทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนด หรือ X Position ของระบบพิกัดจีพีเอส มีหน่วยเป็นเมตร (m) จุดสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งความผิดพลาดขณะบินอยู่กับที่ เทียบกับตำแหน่งอ้างอิงที่

กำหนด ส่วนจุดสีแดงแสดงตำแหน่งอ้างอิงที่ต้องการให้อากาศยานสีใบพัดรักษาตำแหน่ง จากการทดลองสามารถนำตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดขณะบินอยู่กับที่มาแสดงผลระยะความผิดพลาดของตำแหน่งเทียบกับตำแหน่งอ้างอิง พบว่าในการบินรักษาตำแหน่งของอากาศยานสีใบพัดให้อยู่ในตำแหน่งที่ต้องการ มีรัศมีของระยะความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงที่กำหนดอยู่ในช่วงประมาณ 2 เมตร จากตำแหน่งอ้างอิงที่กำหนด

จากรูปที่ 5.9 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดเทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดอ้างอิงที่กำหนด แกน x แสดงเวลาขณะทดลอง แกน y แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดอ้างอิงที่กำหนด หน่วยเป็นเมตร กราฟเส้นสีน้ำเงินแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูด กราฟเส้นสีแดงแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูด จากกราฟสามารถสรุปได้ว่าระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสสามารถควบคุมอากาศยานสีใบพัดในการรักษาตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด เทียบกับตำแหน่งที่กำหนดได้ โดยระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูดและตำแหน่งละติจูดอยู่ในช่วงประมาณ 1.6 เมตร

จากการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสีใบพัดขณะบินอยู่กับที่ สามารถสรุปได้ว่าระบบควบคุมการนำทางสามารถควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสีใบพัดขณะบินอยู่กับที่ได้ โดยมีรัศมีความผิดพลาดสูงสุดจากตำแหน่งอ้างอิงที่กำหนดประมาณ 2 เมตร โดยระยะความผิดพลาดขึ้นอยู่กับสภาพแวดล้อมขณะทดลอง ซึ่งขณะทดลองอากาศยานสีใบพัดสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้เฉลี่ย 6 – 8 ดวง

5.3 การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสีใบพัดให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งพิกัดที่กำหนด

ในการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส โดยกำหนดตำแหน่งพิกัดที่ต้องการให้อากาศยานสีใบพัดเคลื่อนที่ไป มีจุดประสงค์ในการทดลองเพื่อทดสอบระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส พฤติกรรมการตอบสนอง และระยะความผิดพลาดของตำแหน่งพิกัดของอากาศยานสีใบพัดในขณะที่เคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด

ขั้นตอนในการทดลองมีดังนี้

1. กำหนดตำแหน่งพิกัดอ้างอิงของละติจูดและลองจิจูดที่ต้องการให้อากาศยานสีใบพัดเคลื่อนที่ในระบบควบคุมการนำทางของอากาศยานสีใบพัด ซึ่งค่าพิกัดอ้างอิงสามารถหาได้จากโปรแกรม Google Earth ดังแสดงในรูปที่ 5.10

2. นำอากาศยานสีใบพัดวางในตำแหน่งที่ต้องการที่ใกล้เคียงตำแหน่งพิกัดอ้างอิง และรอนกว่าจีพีเอสจะสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้อย่างน้อย 6 ดวงจึงเริ่มทำการทดสอบ

3. เมื่อเริ่มการทดสอบ อากาศยานสีใบพัดจะเริ่มบินจากตำแหน่งพิกัดที่วางตอนเริ่มต้นไปยังตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่หนึ่ง (WP_1) จากนั้นจึงบินไปยังตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่ถูกกำหนดไว้ตามลำดับดังแสดงในรูปที่ 5.10

4. บันทึกค่าตำแหน่งพิกัดอ้างอิง และตำแหน่งพิกัดจริงของอากาศยานสีใบพัดที่ได้จากการทดลองมาใช้ในการวิเคราะห์ผลต่อไป



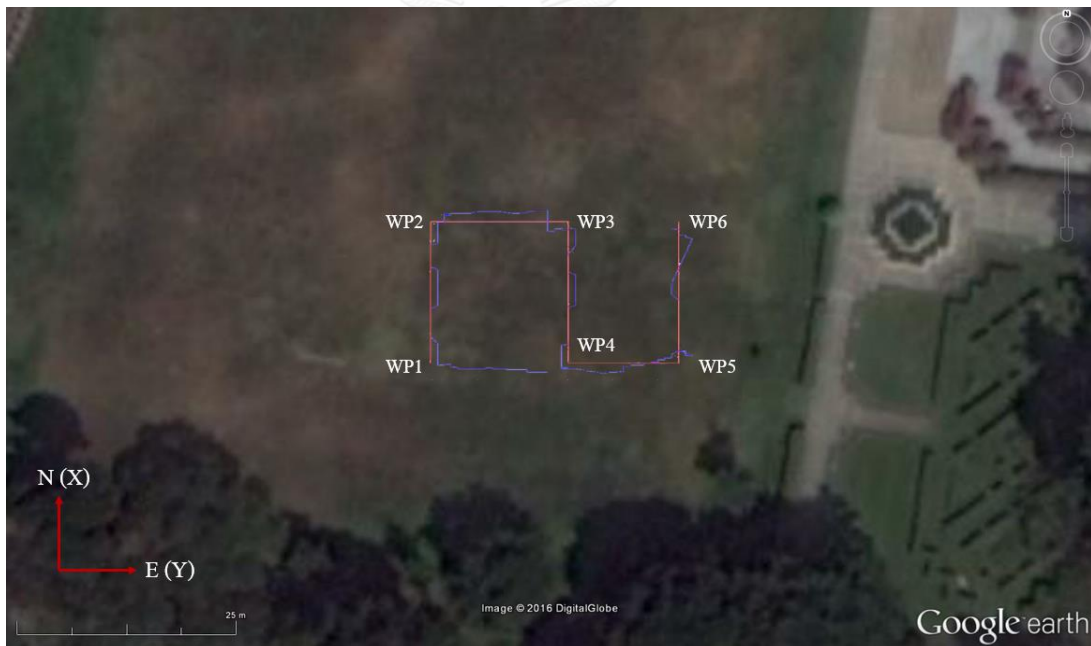
รูปที่ 5.10 แสดงการกำหนดตำแหน่งเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานสีใบพัด

5.3.1 ผลการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสีใบพัดให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งพิกัดที่กำหนด

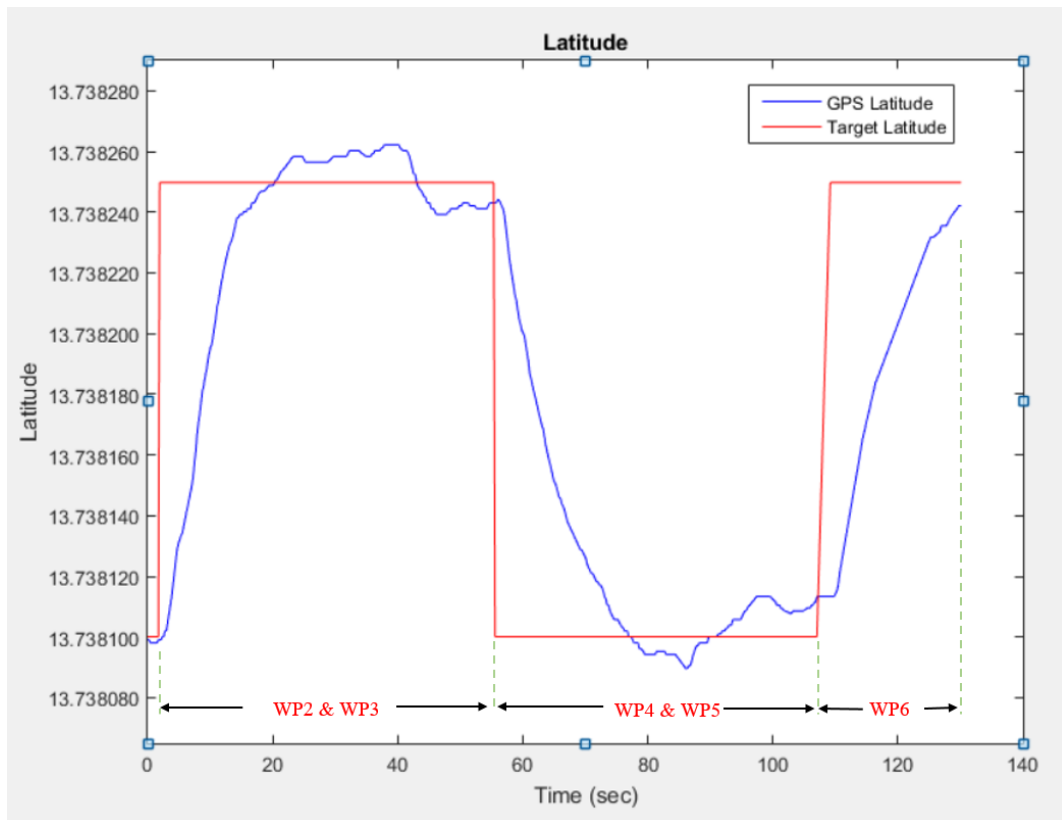
ในการทดลองนี้ได้กำหนดตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่อากาศยานสีใบพัดบินต้องเคลื่อนที่ไป 6 ตำแหน่งดังแสดงในตารางที่ 5.1 ซึ่งจากการทดลองได้ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 5.11 ซึ่งเปรียบเทียบระหว่างตำแหน่งเส้นทางบินที่กำหนดหรือตำแหน่งอ้างอิงเทียบกับตำแหน่งจริงที่วัดได้โดยใช้อุปกรณ์จีพีเอสที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน โดยที่ค่าความผิดพลาดจะแสดงไว้ในรูปที่ 5.12

ตารางที่ 5.1 ตำแหน่งพิกัดอ้างอิงที่ต้องการให้อากาศยานเคลื่อนที่ตามเส้นทางที่กำหนด

ตำแหน่งพิกัดที่	ละติจูด	ลองจิจูด
1	13.738100	100.531000
2	13.738250	100.531000
3	13.738250	100.531150
4	13.738100	100.531150
5	13.738100	100.531270
6	13.738250	100.531270



รูปที่ 5.11 แสดงเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดขณะทดลองเทียบกับเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด

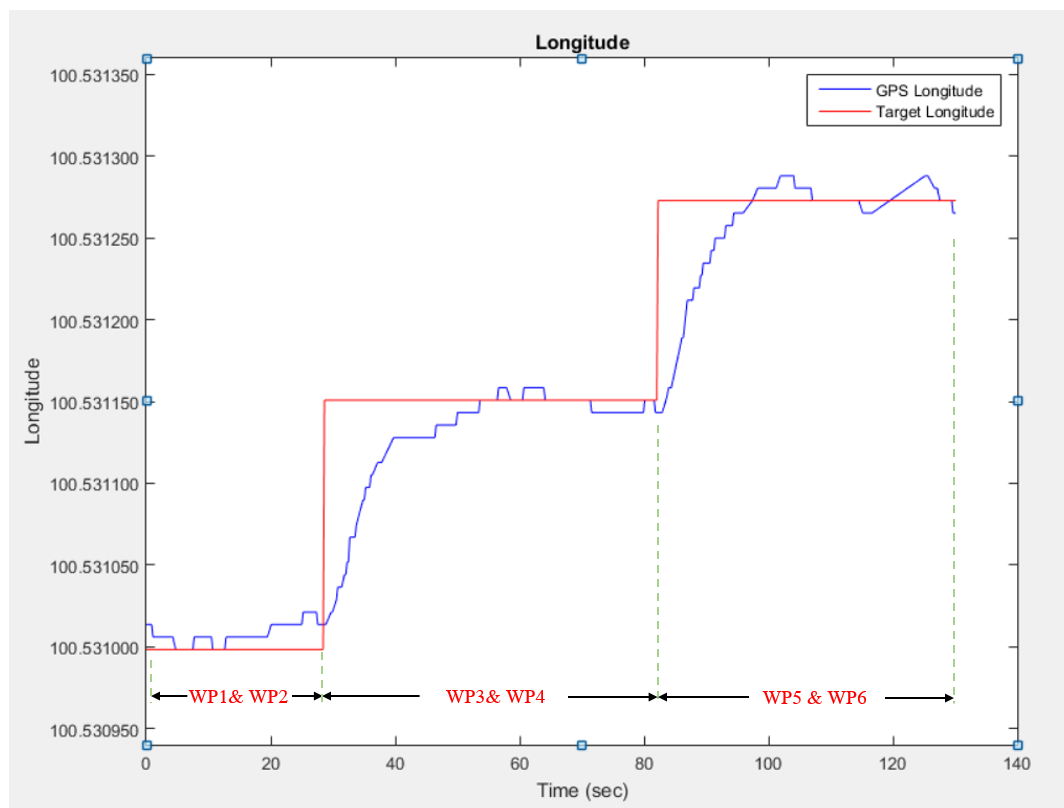


รูปที่ 5.12 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดของเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด

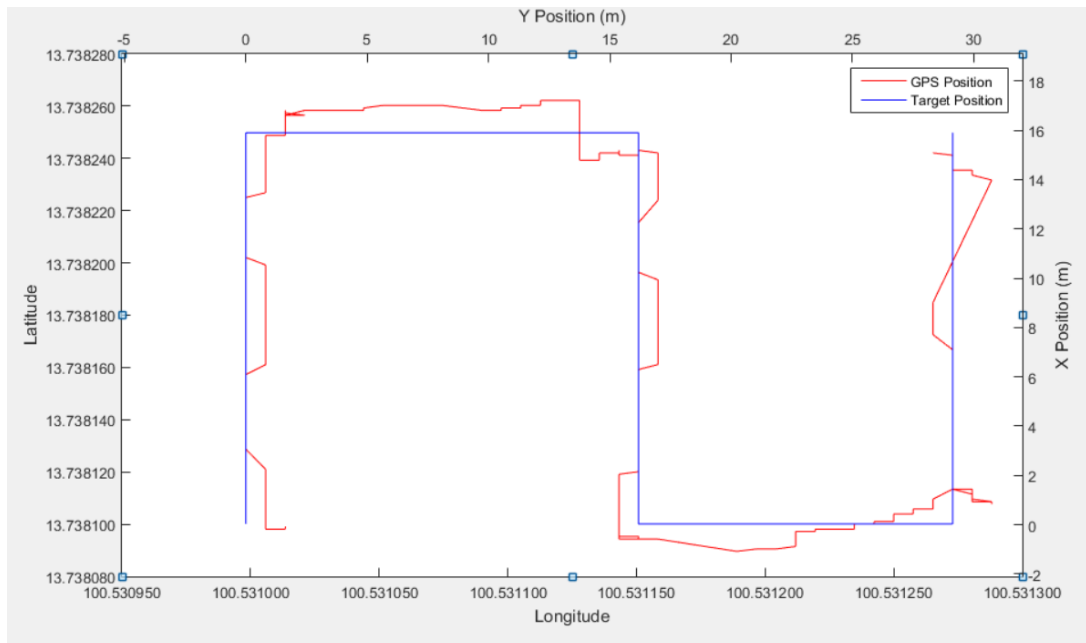
จากรูปที่ 5.12 แสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดของเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด แกน x แสดงเวลาที่ใช้เก็บข้อมูล แกน y แสดงค่าตำแหน่งพิกัดละติจูด โดยเส้นสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ขณะเคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด และเส้นสีแดงแสดงตำแหน่งละติจูดอ้างอิงของเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด จากกราฟผลการทดลองสามารถแบ่งออกเป็น 3 ช่วง โดยช่วงแรกแสดงตำแหน่งละติจูดของพิกัดที่ 2 และ 3 ช่วงที่สองแสดงตำแหน่งละติจูดของพิกัดที่ 4 และ 5 ช่วงที่สามแสดงตำแหน่งละติจูดของพิกัดที่ 6 จากกราฟจะเห็นว่าในการเปลี่ยนตำแหน่งละติจูดอ้างอิงที่กำหนด (เส้นสีแดง) ไปยังตำแหน่งละติจูดถัดไป ค่าตำแหน่งละติจูดที่อ่านค่าได้ของอากาศยานสีใบพัดจะค่อยๆ เข้าสู่ตำแหน่งละติจูดอ้างอิงที่กำหนด ซึ่งสามารถสรุปได้ว่าระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสสามารถควบคุมอากาศยานสีใบพัดให้เคลื่อนที่ไปตามตำแหน่งพิกัดละติจูดที่กำหนดได้

จากรูปที่ 5.13 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เปรียบเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดของเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด แกน x แสดงค่าเวลาที่ใช้เก็บข้อมูล แกน y แสดงค่าตำแหน่งพิกัดลองจิจูด เส้นสีน้ำเงินแสดงค่าตำแหน่งพิกัดลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะทดลอง และเส้นสีแดงแสดงตำแหน่งพิกัดลองจิจูดอ้างอิงของเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด จากกราฟผลการทดลองสามารถแบ่งออกเป็น

3 ช่วง โดยช่วงแรกแสดงตำแหน่งลองจิจูดของพิกัดที่ 1 และ 2 ช่วงที่สองแสดงตำแหน่งละติจูดของพิกัดที่ 3 และ 4 และช่วงที่สามแสดงตำแหน่งละติจูดของพิกัดที่ 5 และ 6 จากกราฟจะเห็นว่าในการเปลี่ยนตำแหน่งลองจิจูดอ้างอิงที่กำหนด (เส้นสีแดง) ไปยังตำแหน่งลองจิจูดถัดไป ค่าตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ของอากาศยานสี่ใบพัดจะค่อยๆ เข้าสู่ตำแหน่งลองจิจูดอ้างอิงที่กำหนด ซึ่งสามารถสรุปได้ว่าระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสสามารถควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดให้เคลื่อนที่ไปตามตำแหน่งพิกัดลองจิจูดที่กำหนดได้



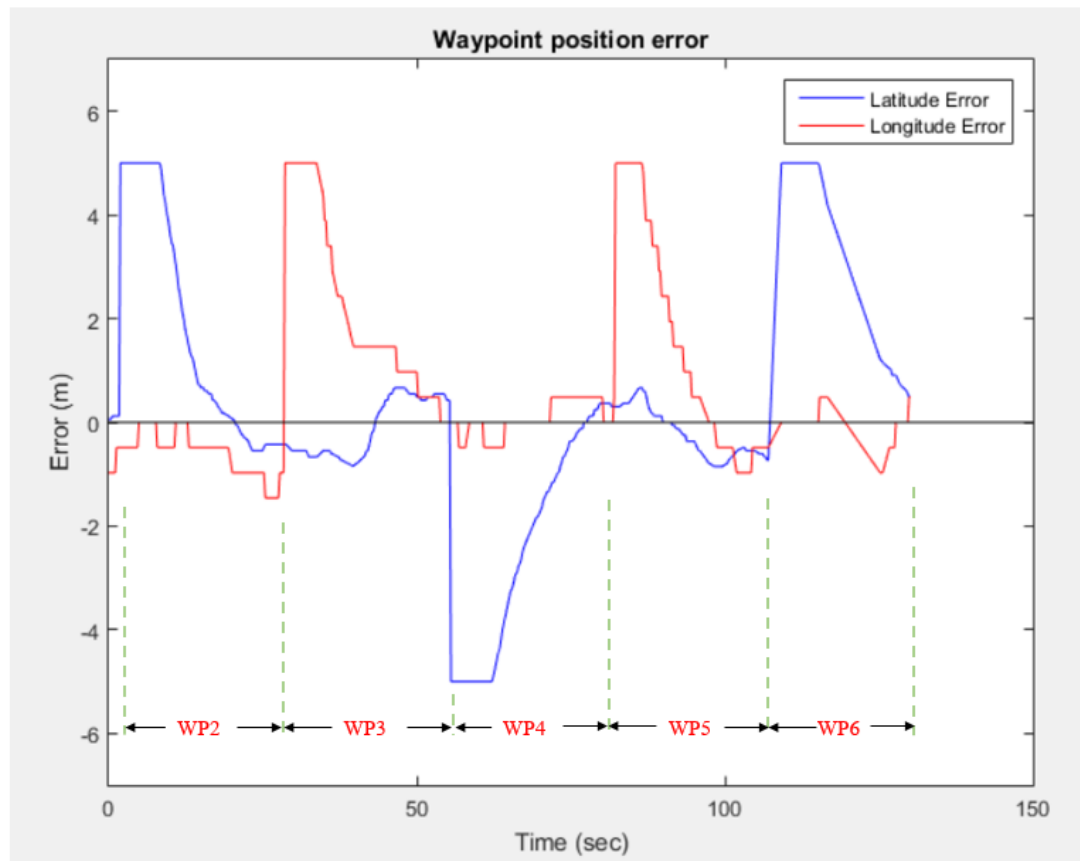
รูปที่ 5.13 แสดงตำแหน่งลองจิจูดที่วัดค่าได้เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด



รูปที่ 5.14 แสดงตำแหน่งพิกัดละติจูดและลองจิจูดที่วัดได้เทียบกับตำแหน่งพิกัดละติจูดและลองจิจูดที่กำหนด และระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่วัดได้เทียบกับตำแหน่งที่กำหนด

จากรูปที่ 5.14 สามารถแบ่งการแสดงผลเป็น 2 ส่วน คือ การแสดงผลตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดของอากาศยานสีไบพัดขณะบินไปตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด และแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้ขณะบินเคลื่อนที่เทียบกับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดของเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด โดยในส่วนแรก แกน x แสดงตำแหน่งพิกัดลองจิจูด แกน y แสดงตำแหน่งพิกัดละติจูด เส้นสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งพิกัดเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิงที่กำหนด ส่วนเส้นสีแดงแสดงตำแหน่งละติจูดเทียบกับตำแหน่งลองจิจูดของอากาศยานสีไบพัดขณะบินตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด ส่วนการแสดงผลระยะความผิดพลาดของตำแหน่งที่รับได้ขณะเคลื่อนที่ตามเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิงที่กำหนด มีการแสดงผลดังนี้ แกน x แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูดขณะเคลื่อนที่ เทียบกับตำแหน่งลองจิจูดที่กำหนด หรือ Y Position ของระบบพิกัดจีพีเอส มีหน่วยเป็นเมตร (m) แกน y แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดขณะเคลื่อนที่เทียบกับตำแหน่งละติจูดที่กำหนด หรือ X Position ของระบบพิกัดจีพีเอส มีหน่วยเป็นเมตร (m) ส่วนเส้นสีแดงแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดขณะอากาศยานสีไบพัดเคลื่อนที่ไปตามเส้นทางการเคลื่อนที่ที่กำหนด เทียบกับตำแหน่งพิกัดเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิง เส้นสีน้ำเงินแสดงตำแหน่งพิกัดเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิงที่กำหนด จากกราฟสามารถสรุปได้ว่าอากาศยานสีไบพัดสามารถบินไปตามเส้นทาง

การเคลื่อนที่ที่กำหนดได้ โดยมีระยะความผิดพลาดเทียบกับเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิงไม่เกิน 1.5 เมตร



รูปที่ 5.15 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่วัดได้ขณะทดลองเทียบกับตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดจากตำแหน่งพิกัดที่กำหนด

จากรูปที่ 5.15 แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดที่อ่านค่าได้เทียบกับตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดของเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิงที่กำหนดไว้ แกน x แสดงเวลาที่ใช้เก็บข้อมูล แกน y แสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด มีหน่วยเป็นเมตร (m) โดยกราฟเส้นสีน้ำเงินแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งละติจูด ส่วนเส้นสีแดงแสดงระยะความผิดพลาดของตำแหน่งลองจิจูด จากกราฟสามารถแบ่งช่วงการเปลี่ยนตำแหน่งพิกัดการเคลื่อนที่ได้ทั้งหมด 5 ช่วง โดยช่วงแรกเริ่มที่ตำแหน่ง WP2 เนื่องจากอากาศยานสีใบพัดอยู่ในตำแหน่ง WP1 ขณะเริ่มต้นทดลองจึงไม่มีการเปลี่ยนแปลงของตำแหน่งพิกัด และในการเปลี่ยนตำแหน่งพิกัดไปยังตำแหน่งถัดไป ระบบควบคุมการนำทางจะกำหนดระยะความผิดพลาดของตำแหน่งสูงสุดที่ 5 เมตร ซึ่งจะสังเกตเห็นได้ว่ากราฟจะมีระยะความผิดพลาดสูงสุดไม่เกิน 5 เมตร และจะลู่เข้าสู่ตำแหน่งพิกัดที่กำหนด ทำให้ระยะความผิดพลาดมีค่าลดลง ซึ่งสามารถสรุปได้ว่าอากาศยานสี

ใบพัดสามารถบินไปยังตำแหน่งและเส้นทางที่กำหนดได้ โดยมีรัศมีของระยะความผิดพลาดในการรักษาตำแหน่ง จากตำแหน่งพิกัดที่กำหนดสูงสุดไม่เกิน 1.8 เมตร

จากการทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสีใบพัดให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งพิกัดที่กำหนด สามารถสรุปได้ว่า ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส (ที่พัฒนาขึ้น) สามารถควบคุมอากาศยานสีใบพัดให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่กำหนดไว้ได้ โดยมีระยะความผิดพลาดของการรักษาตำแหน่งไม่เกิน 1.8 เมตร ซึ่งระยะความผิดพลาดของการรักษาตำแหน่งนี้จะขึ้นอยู่กับปัจจัยสภาพแวดล้อมขณะทำการทดสอบด้วย



บทที่ 6 สรุปผลและวิจารณ์ผลการทดลอง

6.1 สรุปผลการวิจัย

วิทยานิพนธ์เรื่องระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษาระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอส และนำระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินที่ถูกพัฒนาขึ้น มาประยุกต์การใช้งานกับอากาศยานสี่ใบพัด โดยอากาศยานสี่ใบพัดที่ถูกพัฒนาขึ้นใช้อุปกรณ์ประมวลผลของ Arduino Due ที่เชื่อมต่อกับอุปกรณ์ตรวจวัดต่างๆ

ในการวิจัยนี้แบ่งการทดลองเป็น 2 ส่วน คือ ระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นของอากาศยานสี่ใบพัด และระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด

การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้ระบบกล้องสเตอริโอวิชั่นที่มีความแม่นยำสูง ทำให้เห็นพฤติกรรมตอบสนองของอากาศยานสี่ใบพัดขณะเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่กำหนด โดยมีระยะความผิดพลาดจากเส้นทางการเคลื่อนที่อ้างอิงเฉลี่ยไม่เกิน 15 เซนติเมตร ซึ่งสามารถนำระบบควบคุมการนำทางนี้ไปประยุกต์ใช้กับระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสต่อไป

การทดลองระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด ทำให้เห็นพฤติกรรมตอบสนองของระบบควบคุมการนำทาง และระยะความผิดพลาดในการรักษาตำแหน่งขณะเคลื่อนที่ตามเส้นทางที่กำหนด ซึ่งมีรัศมีของระยะความผิดพลาดจากตำแหน่งที่กำหนดไม่เกิน 1.8 เมตร โดยขึ้นอยู่กับสภาพแวดล้อมขณะทำการทดลอง โดยปัจจัยที่ส่งผลต่อระยะความผิดพลาดยกตัวอย่างเช่น จำนวนดาวเทียมที่จีพีเอสสามารถรับสัญญาณได้ขณะทดลอง สภาพท้องฟ้าขณะทดลอง(เมฆ) สถานที่ขณะทดลอง เป็นต้น

จึงสามารถสรุปได้ว่าระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสสามารถควบคุมตำแหน่งและเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งและเส้นทางที่กำหนดได้ และจากที่ได้แสดงผลการใช้ระบบนำทางกับระบบกล้องแทนการใช้ระบบจีพีเอส เราจะเห็นว่าการควบคุมวิถีการบินของอากาศยานที่พัฒนาขึ้นนี้ทำได้ค่อนข้างดี ดังนั้นถ้าเราใช้ระบบจีพีเอสที่มีความแม่นยำมากขึ้น เราสามารถประยุกต์ให้ระบบควบคุมการบินที่พัฒนาขึ้นนี้เพื่อให้สามารถบินไปตามเส้นทางที่กำหนดให้โดยมีความแม่นยำมากขึ้น

6.2 ข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต

จากการศึกษาการวิจัยของระบบควบคุมการนำทางโดยใช้จีพีเอสของอากาศยานสี่ใบพัด พบว่า จีพีเอสที่ใช้ในระบบควบคุมการนำทาง มีความแม่นยำในการระบุตำแหน่งพิกัดต่ำ มีค่าความละเอียด

อยู่ในช่วง 1 – 2 เมตร จึงส่งผลให้การควบคุมตำแหน่งการเคลื่อนที่เกิดความคาดเคลื่อน จากปัญหาที่กล่าวมานั้นสามารถแก้ไขได้โดยใช้จีพีเอสที่มีความแม่นยำสูงขึ้นในการระบุตำแหน่ง หรือใช้จีพีเอสประมวลผลร่วมกับระบบการภาพจากกล้องที่ติดตั้งบนอากาศยานสีไบแพด ซึ่งอาจจะทำให้ระบบควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสีไบแพดมีความแม่นยำสูงขึ้น



รายการอ้างอิง

1. วีระวัฒน์ ฝาระมี, ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด, คณะวิศวกรรมศาสตร์ 2013, จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย หน้า. 147.
2. จีระศักดิ์ หมวดโพธิ์กลาง, การลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ, in คณะวิศวกรรมศาสตร์. 2013, จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. หน้า. 86.
3. Kim, T.H. and D. Toazza, *Navigation Control of an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)*, in *School of Information Science, Computer and Electrical Engineering*. 2009, Halmstad University. p. 67.
4. Bouabdallah, S. and R. Siegwart. *Full Control of a Quadrotor*. in *Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. 2007. San Diego, CA, USA,.
5. Zogg, J.-M., *GPS: Essentials of Satellite Navigation*. 2009. 174.
6. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ, การควบคุมระบบพลศาสตร์. พิมพ์ครั้งที่ 3. 2013: สำนักพิมพ์แห่งจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย.
7. Dikmen, I.C., A. Arisoy, and H. Temeltas, *Attitude control of a quadrotor*, in *Recent Advances in Space Technologies*. 2009. p. 6.
8. Ducard, G. and R.D. Andrea, *Autonomous Quadrotor Flight Using a Vision System And Accommodating Frames Misalignment*. IEEE International Symposium on Industrial Embedded Systems, 2009: p. 4.
9. อานันท์ สุตาพันธ์, การติดตามวัตถุหลายชิ้นด้วยภาพสเตอริโอเพื่อใช้ในระบบควบคุมตำแหน่งในพิภักัด 3 มิติ, คณะวิศวกรรมศาสตร์. 2013, จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. หน้า. 104.
10. Wierema, M., *Design, implementation and flight test of indoor navigation and control system for a quadrotor UAV*, in *Aerospace Engineering*. 2008, Delft university of Technology. p. 203.



ภาคผนวก

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

ภาคผนวก ก อุปกรณ์ที่ใช้ในวิทยานิพนธ์

ก.1 อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัยนี้

อากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัยนี้ มีลักษณะการวางตัวแบบ x ซึ่งอากาศยานสี่ใบพัดมีส่วนประกอบต่างๆดังต่อไปนี้

1. โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด

โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดผลิตจากพลาสติกแข็ง เนื่องจากน้ำหนักเบา มีความคล่องตัว และมีความยืดหยุ่นตัวสูง สามารถลดการสั่นสะเทือนที่เกิดขึ้นขณะบินได้ดี ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางลำตัวเท่ากับ 500 มิลลิเมตร ดังแสดงในรูปที่ ก.1



รูปที่ ก.1 แสดงโครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัย

2. มอเตอร์

มอเตอร์ที่ใช้เป็นมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (DC Permanent Magnet Motor) ของบริษัท LD-POWER รุ่น MT2213 จำนวน 4 ตัว ความเร็วรอบมอเตอร์เท่ากับ 920 rpm/V (รอบต่อโวลต์) ดังแสดงในรูปที่ ก.2



รูปที่ ก.2 แสดงมอเตอร์ที่ใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด

3. ใบพัด

ใบพัดที่เลือกใช้เป็นใบพัดแบบมุมพิทช์คงที่ ที่ผลิตจากคาร์บอนไฟเบอร์ ซึ่งมีน้ำหนักเบาและความแข็งแรงสูง ในงานวิจัยนี้เลือกใช้ใบพัดขนาด 10 x 4.7 นิ้ว ดังแสดงในรูปที่ ก.3



รูปที่ ก.3 แสดงใบพัดที่ใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด

4. อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronics Speed Control)

ทำหน้าที่เป็นอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับมอเตอร์ความเร็วรอบของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน โดยรับสัญญาณควบคุมแบบ Pulse-Width Modulated signal (PWM) จากระบบควบคุมของอากาศยานสี่ใบพัด ที่ความถี่ 400 Hz ซึ่งในงานวิจัยนี้ใช้อุปกรณ์ควบคุม

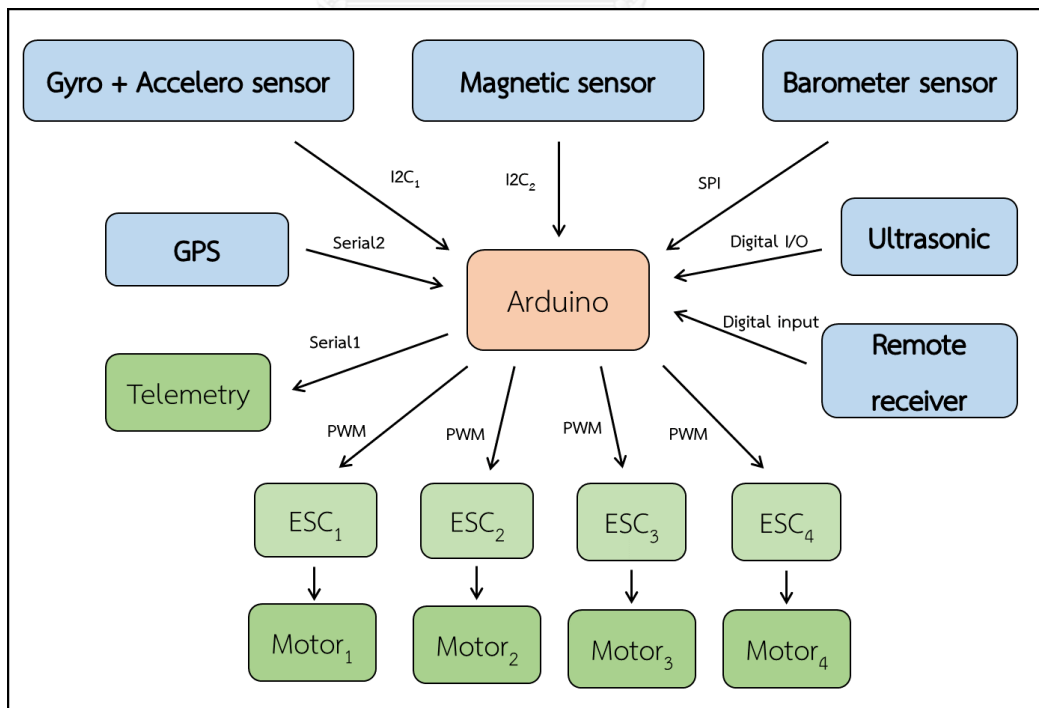
ความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ของบริษัท Hobbywing รุ่น X-rotor 40A ดังแสดงในรูปที่ ก.4 สามารถทนกระแสไฟฟ้าสูงสุด 40 แอมป์ จำนวน 4 ตัวในการควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์



รูปที่ ก.4 แสดงอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

5. ระบบควบคุมการบินของอากาศยานสี่ใบพัด (Flight Control)

ระบบควบคุมการบินเป็นอุปกรณ์ที่มีหน้าที่ควบคุมการรักษาเสถียรภาพและควบคุมการทำงานของอุปกรณ์ต่างๆของอากาศยานสี่ใบพัดดังแสดงในรูปที่ ก.5 ซึ่งในการวิจัยนี้ทางผู้ทดลองได้ใช้ระบบควบคุมการบินที่ได้พัฒนาขึ้น โดยมีรายละเอียดของอุปกรณ์ต่างๆดังต่อไปนี้



รูปที่ ก.5 แสดงระบบควบคุมการบินและอุปกรณ์ที่ใช้ในอากาศยานสี่ใบพัด

1. อุปกรณ์วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงมุม (Gyrometer)

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงมุมของอากาศยานสี่ใบพัด โดยอุปกรณ์จะถูกติดตั้งให้แกน x ชี้ไปทางด้านหน้าของอากาศยานสี่ใบพัด แกน z ชี้ไปทางด้านล่างของอากาศยานสี่ใบพัด ส่วนแกน y ชี้ไปในทิศทางเป็นไปตามกฎมือขวา ในงานวิจัยนี้ใช้อุปกรณ์วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงมุมรุ่น GY-521 ดังแสดงในรูปที่ ก.6 ซึ่งใช้ชิปรุ่น MPU6050 ของบริษัท InvenSense สามารถวัดได้ทั้งการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงมุมและการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงเส้น โดยสื่อสารกับบอร์ดประมวลผลแบบ I²C

2. อุปกรณ์วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงเส้น (Accelerometer)

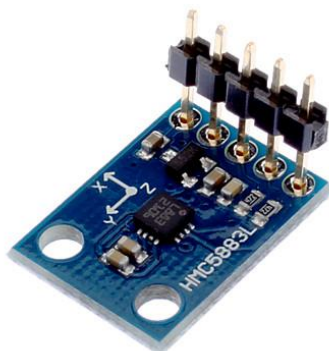
เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงเส้นของอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งอุปกรณ์ที่ใช้ถูกติดตั้งร่วมกับอุปกรณ์วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงมุม ดังแสดงในรูปที่ ก.6 และมีทิศทางของแกนอ้างอิงร่วมกัน



รูปที่ ก.6 แสดงอุปกรณ์วัดการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงมุมและการเปลี่ยนแปลงความเร่งเชิงเส้น

3. อุปกรณ์วัดความเข้มของสนามแม่เหล็กโลก (Magnetometer)

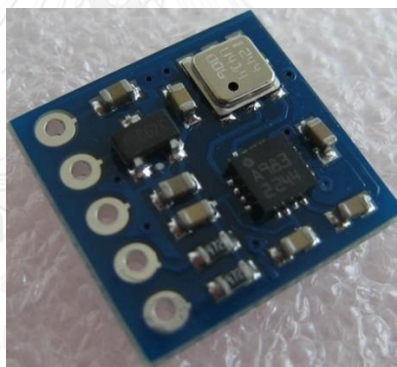
เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดค่าความเข้มของสนามแม่เหล็กโลก จากนั้นแปลงค่าเป็นทิศทางของสนามแม่เหล็กของโลก และถูกนำมาประมวลผลเพื่อหาทิศทางของอากาศยานสี่ใบพัด โดยสื่อสารกับบอร์ดประมวลผลแบบ I²C ในงานวิจัยนี้ใช้อุปกรณ์วัดความเข้มของสนามแม่เหล็กโลกรุ่น GY-273 ดังแสดงในรูปที่ ก.7 ซึ่งใช้ชิปรุ่น HMC5883L ของบริษัท Honeywell



รูปที่ ก.7 แสดงอุปกรณ์วัดความเข้มของสนามแม่เหล็กโลก (Magnetometer)

4. อุปกรณ์วัดความดันอากาศ (Barometer)

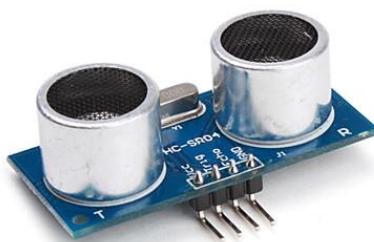
เป็นอุปกรณ์วัดค่าความดันของอากาศขณะอากาศยานสี่ใบพัด ดังแสดงในรูปที่ ก.8 แล้วแปลงค่าความดันอากาศที่ได้เป็นค่าความสูงของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับพื้นโลก ในงานวิจัยนี้ใช้อุปกรณ์วัดความดันอากาศรุ่น MS5611 มีรูปแบบการสื่อสารกับอุปกรณ์ประมวลผลแบบ SPI



รูปที่ ก.8 แสดงอุปกรณ์วัดความดันอากาศ (Barometer)

5. อุปกรณ์วัดระยะทาง (Ultrasonic)

เป็นอุปกรณ์วัดระยะทางโดยใช้คลื่นเสียงความถี่สูง ดังแสดงในรูปที่ ก.9 มีหลักการทำงานคือส่งคลื่นเสียงความถี่สูงในทิศทางที่ต้องการวัดระยะทาง เมื่อคลื่นเสียงกระทบกับวัตถุ ปลายทางคลื่นเสียงจะสะท้อนกลับมายังอุปกรณ์วัดระยะทาง ซึ่งระยะเวลาที่คลื่นเสียงใช้ในการเดินทางถูกนำไปประมวลผลหาค่าระยะทางต่อไป ในงานวิจัยนี้ใช้อุปกรณ์วัดระยะทางโดยใช้คลื่นเสียงรุ่น HC-SR04 มีรูปแบบการส่งสัญญาณแบบ Digital input/output โดยติดตั้งบนอากาศยานสี่ใบพัดในแกน z เพื่อใช้ในการวัดระยะทางระหว่างพื้นกับอากาศยานสี่ใบพัด



รูปที่ ก.9 แสดงอุปกรณ์วัดระยะทางโดยใช้คลื่นเสียง

6. อุปกรณ์บอกตำแหน่งบนผิวโลก (Global Position System, GPS)

เป็นอุปกรณ์ระบุตำแหน่งบนผิวโลก ในงานวิจัยนี้ใช้อุปกรณ์ระบุตำแหน่งของบริษัท U-blox รุ่น neo-7n ดังแสดงดังรูปที่ ก.10 โดยตำแหน่งที่ได้จากจีพีเอสประกอบด้วยค่าตำแหน่ง ละติจูด ตำแหน่งลองจิจูด และตำแหน่งความสูงจากเส้นอ้างอิง ซึ่งในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดใช้ตัวแปรเพียงสองตัว คือ ตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูด จากนั้นค่าตำแหน่งที่ได้จากจีพีเอสจะถูกนำมาคำนวณให้อยู่ในรูประยะทางซึ่งมีหน่วยเป็นเซนติเมตรเพื่อนำไปใช้ในการควบคุมการนำทางต่อไป การเชื่อมต่อระหว่างจีพีเอสกับอุปกรณ์ประมวลผลมีรูปแบบการสื่อสารแบบอนุกรม (Serial) ที่ความเร็ว Baud rate เท่ากับ 57600



รูปที่ ก.10 แสดงอุปกรณ์บอกตำแหน่งบนผิวโลก (GPS)

7. อุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สาย (Telemetry)

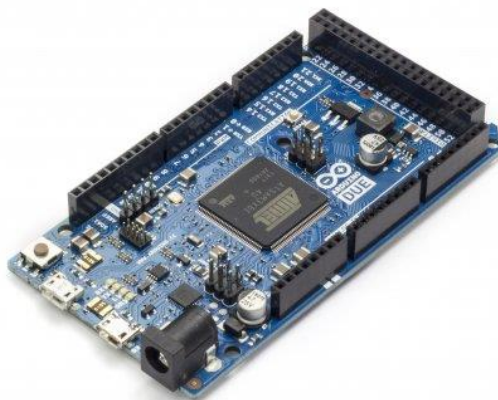
เป็นอุปกรณ์ในการส่งสัญญาณคำสั่งไปยังอากาศยานสี่ใบพัดแบบไร้สาย ดังแสดงในรูปที่ ก.11 การรับส่งสัญญาณเป็นการส่งแบบ Bidirection คือการส่งสัญญาณทั้งไปและกลับ อุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สายที่ใช้ในการทดลองนี้ใช้ความถี่ในการรับส่งสัญญาณที่ 915 MHz เป็นความถี่แบบคลื่นยาวซึ่งมีระยะรับส่งสัญญาณไกลกว่าความถี่แบบคลื่นสั้น ค่าที่รับส่งผ่านอุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สายเป็นค่าแปรตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่วัดได้จริงและตำแหน่งอ้างอิงที่กำหนด โดยสื่อสารแบบอนุกรม (Serial) กับอุปกรณ์ประมวลผล



รูปที่ ก.11 แสดงอุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สายความถี่ 915 MHz

8. อุปกรณ์ประมวลผลของอากาศยานสี่ใบพัด

ในงานวิจัยนี้ใช้บอร์ดประมวลผลของ Arduino รุ่น Due 32 bit ความเร็ว 84 MHz ดังแสดงในรูปที่ ก.12 ซึ่งใช้ในการประมวลผลเพื่อรักษาเสถียรภาพและการนำทางของอากาศยานสี่ใบพัด โดยอุปกรณ์ประมวลผลจะรับค่าตัวแปรจากอุปกรณ์ตรวจรู้แล้วนำตัวแปรที่วัดได้มาประมวลผลในระบบควบคุมต่างๆของอากาศยานสี่ใบพัด สัญญาณควบคุมที่ได้จากอุปกรณ์ประมวลผลจะถูกส่งไปยังอุปกรณ์ควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์แต่ละตัว



รูปที่ ก.12 แสดงอุปกรณ์ประมวลผลของอากาศยานสี่ใบพัด

ก.2 ระบบกล้องสเตอริโอวีชัน

ในการทดลองเรื่องการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด ใช้ระบบกล้องออปติคัล (OptiTrack) ที่ถูกพัฒนาโดยบริษัท NaturalPoint, Inc. ดังแสดงในรูปที่ ก.13 จำนวน 4 กล้อง ในการตรวจสอบตำแหน่งของวัตถุทรงกลมสะท้อนแสงที่ติดอยู่บนอากาศยาน 4 ใบพัด โดยที่โปรแกรม optitrack tool จะคำนวณหาค่าศูนย์กลางของจุดทั้ง 4 ซึ่งจะได้ค่าที่สำคัญคือ $(x, y, z, \varphi, \theta, \psi)$ ที่สามารถใช้ในระบบควบคุมตำแหน่งในพิภพ 3 มิติต่อไป โดยมีคุณสมบัติต่าง ๆ ที่สำคัญดังนี้

Camera Body

Width: 1.78 inches (45.2 mm)

Height: 2.94 inches (74.7 mm)

Depth: 1.44 inches (36.6 mm)

Weight: 4.20 ounces (0.1 kg)

Mounting: 1/4"-20 tripod thread

Status Indicator: 2 digit numeric LEDs

Image Sensor

Pixel Size: $6 \mu\text{m} \times 6 \mu\text{m}$

Imager Size: 4.5 mm \times 2.88 mm

Imager Resolution: 640 \times 480 (VGA, windowed from 752 \times 480)

Frame Rate: 25, 50, 100 FPS

Frame decimation (transmit every Nth frame)

Spatial decimation: 320 × 240, 160 × 120

Latency: 10 ms

Shutter Type: Global

Shutter Speed:

Default: 1/1000th of a sec. (1 ms)

Minimum: 1/50,000th of a sec. (20 μ s)

LED Ring

26 LEDs

850 nm IR

Adjustable brightness

Strobe or Continuous Illumination

Removable

Input/Output & Power

Data: USB 2.0

Camera Sync: USB 2.0 or Wired Sync

Power: USB 2.0

Standard: 5V @ 490mA

High Power: 680mA



รูปที่ ก.13 แสดงภาพกล้องสเตอริโอวีชั่น

ก.3 จีพีเอส

จีพีเอสที่ใช้ในงานวิจัยนี้เป็นของบริษัท U-blox รุ่น neo-7n โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

Features

Receiver type:	72 – channel u-blox M8 engine GPS/QZSS L1 C/A, GLONASS L10F, BeiDou B11, Galileo E1B/C, SBAS L1 C/A: WAAS, EGNOS, MSAS, GAGAN
Nav. update rate:	Single GNSS: up to 18 HZ 2 Concurrent GNSS: up to 10 Hz
Position accuracy:	2.0 m CEP
Acquisition:	Cold starts: 26 second Aided starts: 2 second Reacquisition 1 second
Sensitivity:	Tracking & Navigation: -167 dBm Cold starts: -148 dBm Hot starts: -157 dBm

Interfaces

Serial interfaces:	1 UART
	1 USB V2.0 full speed 12 Mbit/s
	1 SPI (option)
	1 DDC (I2C compliant)
Protocols:	NMEA, UBX binary, RTCM

Environmental data

Operating temp.:	-40 C to 85 c
Storage temp.:	-40 c to 85 c

Electrical data

Supply voltage:	2.7 V to 3.6 V
Power consumption:	21 mA @ 3.0 V (Continuous)
	5.3 mA @ 3.0 V (PSM, 1 Hz)
Backup Supply:	1.4 to 3.6 V

ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์

นายจุฬปรัชญ์ เพ็ชรช่าง เกิดเมื่อวันที่ 20 เมษายน พ.ศ. 2532 ที่จังหวัดเชียงใหม่ เข้าศึกษาชั้นประถมศึกษาที่โรงเรียนอนุบาลอุตรดิตถ์ เมื่อสำเร็จการศึกษาได้เข้าศึกษาต่อชั้นมัธยมศึกษาตอนต้นที่โรงเรียนอุตรดิตถ์ และศึกษาต่อจนสำเร็จการศึกษาชั้นมัธยมศึกษาปีที่ 6 จากนั้นเข้าศึกษาต่อในระดับอุดมศึกษาที่ภาควิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี และสำเร็จการศึกษาปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต เมื่อปี พ.ศ. 2553 และในปี พ.ศ. 2555 ได้เข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาวิศวกรรมมหาบัณฑิต ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย สังกัดห้องวิจัย The Regional Center of Robotics Technology

