

การลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ



เรืออากาศโทจรัสศักดิ์ หมวดโพธิ์กลาง

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

CHULALONGKORN UNIVERSITY

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ปีการศึกษา 2556

ลิขสิทธิ์ของจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

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.

AUTONOMOUS LANDING FOR A QUAD-ROTOR UAV USING A VISION SYSTEM

Flying Officer Jeerasak Moudpoklang



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

CHULALONGKORN UNIVERSITY

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 2013

Copyright of Chulalongkorn University

หัวข้อวิทยานิพนธ์

การลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้
ระบบการเห็นภาพ

โดย

เรืออากาศโทจิรัชศักดิ์ หมวดโพธิ์กลาง

สาขาวิชา

วิศวกรรมเครื่องกล

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก

ศาสตราจารย์ ดร.วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย อนุมัติให้หัวข้อวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วน
หนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

.....คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์

(ศาสตราจารย์ ดร.บัณฑิต เอื้ออาภรณ์)

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

.....ประธานกรรมการ

(รองศาสตราจารย์ ดร.รัชทิน จันทร์เจริญ)

.....อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก

(ศาสตราจารย์ ดร.วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ)

.....กรรมการ

(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.วิทยา วัฒนสุโขประสิทธิ์)

.....กรรมการภายนอกมหาวิทยาลัย

(ดร.กฤษณันท์ มะลิทอง)

จรัสศักดิ์ หมวดโพธิ์กลาง : การลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ. (AUTONOMOUS LANDING FOR A QUAD-ROTOR UAV USING A VISION SYSTEM) อ.ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก: ศ. ดร.วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ, หน้า.

งานวิจัยนี้เป็นการนำเสนอเทคนิคในการประมาณค่าความสูง ที่ใช้สำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด (Quad-rotor) ซึ่งสามารถทำการลงจอดได้ในแนวดิ่ง ในวิทยานิพนธ์เล่มนี้อธิบายเกี่ยวกับรายละเอียดของการออกแบบแผ่นเป้าหมาย (landing pad target) ที่ใช้สำหรับการลงจอดอัตโนมัติ กล่าวถึงลำดับขั้นตอนในการลงจอดอัตโนมัติ ซึ่งลำดับขั้นตอนดังกล่าวจะถูกนำมาแปลงให้เป็นข้อมูลกราฟิกให้กับแผ่นเป้าหมาย ข้อมูลกราฟิกบนแผ่นเป้าหมายนั้น ง่ายต่อการนำมาใช้ในลำดับขั้นตอนในการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย (landing pad target detection algorithm) และง่ายต่อการนำมาใช้ในขั้นตอนของการประมาณค่าความสูง ค่าความสูงที่ได้จากการประมาณจะถูกนำมาผ่านตัวกรองคาลมาน แล้วนำมาใช้ในการควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ ด้วยแผนการควบคุมการลงจอดอัตโนมัติ ซึ่งแผนการควบคุมดังกล่าวนั้น เริ่มต้นจากการที่อากาศยานบินอยู่เหนือบริเวณแผ่นเป้าหมาย จากนั้นจะทำการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย หลังจากทำการตรวจจับแผ่นเป้าหมายได้แล้ว จะเริ่มทำการลงจอดอัตโนมัติที่ความสูงเริ่มต้น 10 เมตร การทดลองและผลการทดลองในงานวิจัยนี้ แสดงถึงประสิทธิภาพของการออกแบบแผ่นเป้าหมาย และแผนการในการควบคุมการลงจอดอัตโนมัติดังที่ได้กล่าวมา และงานวิจัยนี้มีแนวโน้มสูงที่จะถูกนำมาใช้จริงในสถานการณ์ต่างๆ ที่เกิดขึ้นในปัจจุบัน

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ลายมือชื่อนิสิต

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ลายมือชื่อ อ.ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก

ปีการศึกษา 2556



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

5470147921 : MAJOR MECHANICAL ENGINEERING

KEYWORDS: QUADROTOR / AUTONOMOUS LANDING / VISION / ESTIMATION

JEERASAK MOUDPOKLANG: AUTONOMOUS LANDING FOR A QUAD-ROTOR UAV USING A VISION SYSTEM. ADVISOR: PROF. VIBOON SANGVERAPHUNSIRI, Ph.D., pp.

This research work is to purpose a technique for autonomous landing of a Quad-rotor by using the estimating of its altitude. The landing of the Quad-rotor is in vertical direction. The detail about the design of a Landing Pad Target used for autonomous landing is explained. The autonomous landing procedure will include a mapping of the information on landing pad detected to an altitude by using an altitude estimation algorithm with the Kalman filter. The information on the landing pad is in a form of graphic information which is easily to map to the estimated altitude of the Quad-rotor used in the autonomous landing. The control strategy is that the autonomous landing will start at an altitude of 10 meter while the landing target is detected. From the experimental results, the effectiveness of the design of the landing pad, used with an appropriate control strategy, is very promising for the autonomous landing of a Quad-rotor and it can be implemented in real application.



Department: Mechanical Engineering Student's Signature

Field of Study: Mechanical Engineering Advisor's Signature

Academic Year: 2013



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยความช่วยเหลืออย่างดียิ่งของ ศาสตราจารย์ ดร. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ซึ่งได้ให้คำแนะนำและข้อคิดเห็นต่างๆที่มีประโยชน์ในการทำวิจัยครั้งนี้ พร้อมทั้งการสนับสนุนด้านเงินทุน อุปกรณ์และสถานที่การทำวิจัยด้วยดีมาตลอดมา จึงใคร่ขอกราบขอบพระคุณมา ณ ที่นี้ และขอขอบคุณ เพื่อน ๆ รุ่นพี่ และรุ่นน้องทุกคนที่ได้ให้ความช่วยเหลือ ข้อคิดเห็น และกำลังใจในการทำวิจัยตลอดมา

สุดท้ายนี้ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณคุณพ่อคุณแม่ที่ได้คอยเป็นกำลังใจ และให้การสนับสนุนในทุก ๆ ด้านแก่ข้าพเจ้าจนสำเร็จการศึกษา



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	จ
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	ช
กิตติกรรมประกาศ.....	ซ
สารบัญ.....	ฅ
สารบัญภาพ.....	1
บทที่ 1 บทนำ	4
1.1. ความสำคัญและที่มา.....	4
1.2. วัตถุประสงค์.....	5
1.3. ขอบเขต.....	5
1.4. ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์.....	5
1.5. ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	6
บทที่ 2 แนวคิดและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	7
2.1. การเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัด (Movement of Quad-rotor).....	7
2.2. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน 4 ใบพัด (Dynamic Modeling of Quad-rotor)	8
2.2.1. สมการของลากรางจ์ (Lagrange Equations, L) [8]	10
บทที่ 3 การออกแบบแผ่นเป้าหมายและการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย.....	14
3.1. แผ่นเป้าหมาย (Landing Target).....	15
3.1.1. ลำดับขั้นตอนการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยใช้ระบบการเห็นภาพ	15
3.1.2. การออกแบบแผ่นเป้าหมาย (Landing Target Design).....	16
3.2. ทฤษฎีพื้นฐานที่เกี่ยวข้องกับระบบการมองเห็นและการประมวลผลภาพ	18
3.2.1. ภาพและความหมายของพิกเซล.....	20
3.2.2. แบบจำลองสี (color model)	20
3.2.3. การปรับค่าขีดแบ่ง (Threshold).....	22
3.3. ขั้นตอนการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย (Target Detection Algorithm) [11],[12].....	24
3.4. ตัวกรองคาลมาน (Kalman Filter).....	25
3.5. แบบจำลองของกล้อง (Camera Model) [14]	30

บทที่ 4 การออกแบบเส้นทางเดิน และการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด	32
4.1. เส้นทางเดินแบบ Linear segments with parabolic blends [15].....	32
4.2. การควบคุมตำแหน่งในพิกัด 3 มิติของอากาศยาน 4 ใบพัด	34
4.2.1. ระบบกล้องสเตอริโออ็อพติแทร็ก (Optitrack).....	36
4.2.2. การแปลงความสัมพันธ์ระหว่างแกนอ้างอิงระบบกล้องสเตอริโอไปยังแกนอ้างอิง ของอากาศยาน 4 ใบพัด.....	39
4.3. การออกแบบระบบควบคุมตำแหน่งในพิกัด 3 มิติของอากาศยาน 4 ใบพัดร่วมกับการเห็นภาพ [17].....	39
4.3.1. การควบคุมแบบ พี. (Proportional Control).....	40
4.3.2. การควบคุมแบบ ไอ.(Integral Control).....	40
4.3.3. การควบคุมแบบ ดี.(Derivative Control).....	40
4.3.4. การควบคุมแบบ พี.ไอ.ดี. (PID Control).....	41
บทที่ 5 การทดลองและผลการทดลอง	47
5.1. การทดลองประมาณค่าความสูงที่ได้จากระบบการเห็นภาพ (Vision System) นำมาเทียบกับ ค่าความสูงที่วัดจริง	47
5.2. การทดลองควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด ด้วยระบบการเห็นภาพ (Position control for a quad-rotor using a vision system).....	49
5.3. การทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยใช้ระบบการเห็นภาพ	51
บทที่ 6 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต	55
6.1. สรุปผลการวิจัย.....	55
6.2. ข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต	56
รายการอ้างอิง	57
ภาคผนวก ก อุปกรณ์ที่ใช้ในวิทยานิพนธ์.....	60
1. อากาศยาน 4 ใบพัดที่ใช้ระบบควบคุมท่าทางการบินด้วย ASCTEC PELICAN.....	60
2. XBee Pro 900 XSC.....	61
3. ระบบกล้องที่ใช้ในระบบควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด	61
4. OptiWard – Spare Marker Kit	64
6. อุปกรณ์ปรับแรงดันไฟฟ้า (DC Power Supply)	65

ภาคผนวก ข โปรแกรมประยุกต์ที่พัฒนาขึ้น 66

ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์ 68



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

สารบัญภาพ

หน้า

รูปที่ 2. 1 การเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัด.....	7
รูปที่ 2. 2 แผนภาพอากาศยาน 4 ใบพัด.....	8
รูปที่ 3. 1 แสดงแนวคิดสำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ.....	14
รูปที่ 3. 2 แสดงขั้นตอนในการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ.....	15
รูปที่ 3. 3 แสดงลำดับขั้นตอนการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด.....	16
รูปที่ 3. 4 แสดงการมองเห็นแผ่นเป้าหมาย.....	17
รูปที่ 3. 5 แสดงมุมมองของกล้องที่เกิดขึ้นทางด้านข้าง.....	17
รูปที่ 3. 6 แผ่นเป้าหมาย (Landing Pad Target).....	18
รูปที่ 3. 7 พิกเซลของภาพสี.....	20
รูปที่ 3. 8 แบบจำลองสีอาร์จีบี (RGB color model).....	21
รูปที่ 3. 9 แบบจำลองสี HSV.....	22
รูปที่ 3. 10 ภาพต้นฉบับขาวดำ และภาพผ่านการปรับค่าขีดแบ่ง.....	23
รูปที่ 3. 11 ภาพต้นฉบับ และภาพผ่านการปรับค่าขีดแบ่ง.....	24
รูปที่ 3. 12 ภาพต้นฉบับ (ซ้ายมือสุด) และภาพผ่านการปรับค่าขีดแบ่งที่ค่าต่างๆกัน.....	24
รูปที่ 3. 13 ลำดับขั้นตอนในการจับแผ่นเป้าหมาย (Target detection algorithm).....	26
รูปที่ 3. 14 ขั้นตอนการคำนวณตัวกรองของกาลมาน.....	29
รูปที่ 3. 15 แสดงลักษณะของแบบจำลองกล้อง[14].....	30
รูปที่ 4. 1 แสดงตำแหน่งทางเดินแบบ linear segments with parabolic blends.....	32
รูปที่ 4. 2 แสดงผลการจำลองเส้นทางเดินสำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด.....	34
รูปที่ 4. 3 ภาพการควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดด้วยระบบกล้องสเตอริโอ optitrack ทำงานร่วมกับระบบการเห็นภาพที่พัฒนาขึ้น.....	35
รูปที่ 4. 4 แสดงการตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด เมื่อเริ่มมีการนำระบบการเห็นภาพมาใช้งาน.....	36
รูปที่ 4. 5 แสดงหน้าต่างโปรแกรมของ OptiTrack Tool.....	37
รูปที่ 4. 6 แสดงบริเวณที่การตรวจจับวัตถุของระบบกล้อง OptiTrack.....	37
รูปที่ 4. 7 (ซ้าย) รูปวัตถุทรงกลมสะท้อนแสงจำนวน 4 อันที่ถูกติดตั้งไว้ยังอากาศยาน 4 ใบพัด (ขวา) รูปตำแหน่งจุดของวัตถุทรงกลมของอากาศยาน 4 ใบพัดที่กล้องออปติแทรคตรวจจับได้.....	38
รูปที่ 4. 8 แสดง การตรวจจับวัตถุในพิกัด 3 มิติหลายวัตถุ จากนั้นโปรแกรมจะคำนวณหาตำแหน่ง จุดศูนย์กลางและค่ามุมการหมุน.....	38

รูปที่ 4. 9 รูปความความสัมพันธ์ระหว่างแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอร์ไอกับแกนอ้างอิงของ อากาศยาน 4 ใบพัด.....	39
รูปที่ 4. 10 เส้นรูดล็อคส์.....	41
รูปที่ 4. 11 ภาพบล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมตำแหน่งในแนวระดับ (x, y) ของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ.....	42
รูปที่ 4. 12 ภาพบล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมตำแหน่งในแนวตั้ง (z) ของอากาศยาน 4 ใบพัด ด้วยระบบการเห็นภาพ.....	42
รูปที่ 4. 13 ภาพ Simulink ของระบบควบคุมแบบปิดด้วยการออกแบบ controller แบบ PID control.....	43
รูปที่ 4. 14 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 0$, $K_i = 0$	44
รูปที่ 4. 15 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 1$, $K_i = 0$	44
รูปที่ 4. 16 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 10$, $K_i = 0$	45
รูปที่ 4. 17 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 100$, $K_i = 0$	45
รูปที่ 4. 18 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 350$, $K_i = 0$	45
รูปที่ 4. 19 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 350$, $K_i = 0.01$	46
รูปที่ 5. 1 การทดลองเปรียบเทียบความสูงที่ได้จากการประมาณค่าโดยระบบการเห็นภาพเทียบกับ ความสูงที่วัดได้จริง.....	47
รูปที่ 5. 2 แสดงค่าความสูงที่ได้จากการประมาณค่าเหนือแผ่นเป้าหมายเทียบกับระยะความสูงที่ เกิดขึ้นจริง ที่ระยะสูงสุด 200 cm.....	48
รูปที่ 5. 3 ค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากการประมาณค่าความสูง.....	48
รูปที่ 5. 4 การทดลองประมาณค่าความสูงแบบเคลื่อนที่ลงอย่างต่อเนื่อง.....	49
รูปที่ 5. 5 ผลการทดลองที่ได้จากการประมาณค่าความสูงแบบเคลื่อนที่ลงอย่างต่อเนื่อง.....	49
รูปที่ 5. 6 การทดลองการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ.....	50
รูปที่ 5. 7 ผลการทดลองการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ... ..	50
รูปที่ 5. 8 ผลการทดลองการควบคุมความสูงของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ ใน การควบคุมแบบป้อนกลับ.....	51
รูปที่ 5. 9 การทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ.....	52
รูปที่ 5. 10 ความแม่นยำในการลงจอดของอากาศยาน ซึ่งอยู่ที่ ± 20 cm โดยทำการวัดเทียบจากจุด ศูนย์กลางของแผ่นเป้าหมาย.....	52
รูปที่ 5. 11 ผลการทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพใน การควบคุมแบบป้อนกลับ.....	53

รูปที่ 5. 12 ผลการทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยใช้ accelerometer ในการควบคุมแบบป้อนกลับ	54
รูปที่ ก. 1 รูปอากาศยาน 4 ใบพัด ASCTEC PELICAN ที่ติดตั้งกรมสะท้อนแสงไว้ที่ตำแหน่งปลายแขนทั้ง 4 ข้าง.....	60
รูปที่ ก. 2 รูปอุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สาย รุ่น XBee Pro 900 XSC.....	61
รูปที่ ก. 3 รูปกล้องสเตอริโอที่ใช้ในระบบควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด	63
รูปที่ ก. 4 Logitech HD Pro Webcam C920.....	64
รูปที่ ก. 5 คทาที่ใช้ในการสอบเทียบระบบกล้องออปติแตรก Optiward	64
รูปที่ ก. 6 Calibration Square	65
รูปที่ ก. 7 Hammax PS-48XII DC Power Supply.....	65
รูปที่ ข. 1 หน้าตาโปรแกรมในระบบควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด ร่วมกับระบบการเห็นภาพ.....	66

บทที่ 1

บทนำ

1.1. ความสำคัญและที่มา

ในทางด้านการบินสำหรับนักบินแล้วการนำอากาศยานลงจอด ถือว่าเป็นขั้นตอนที่ยากที่สุดในการทำการบินทั้งหมด เนื่องจากเหตุผลทางด้านความปลอดภัยของนักบิน และตัวอากาศยานเอง ถ้านักบินไม่มีความชำนาญในการเอาเครื่องลงจอด อาจเกิดความเสียหายต่อชีวิตและทรัพย์สินก็ได้ เนื่องจากสาเหตุข้างต้นทำให้ผู้วิจัยสนใจในการศึกษาความเป็นไปได้ของการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบินหลายใบพัด (Multi-rotor UAV) ระบบอากาศยานไร้คนบินหลายใบพัด (Multi-rotor UAV system) ถูกนำมาใช้ในงานทางด้านพลเรือน และทางทหาร อาทิเช่น การเข้าไปในพื้นที่เสี่ยงอันตราย เข้าไปในพื้นที่ๆเข้าไปได้ยาก หรือไม่ก็งานที่เกี่ยวข้องกับการถ่ายทำภาพยนตร์ ซึ่งงานจำพวกนี้ต้องการอุปกรณ์ที่มีความน่าเชื่อถือสูง และมีความทนทานต่อสภาพแวดล้อมต่างๆได้ดี ไม่ว่าจะเป็นการทำงานบนพื้นดินหรือบนอากาศก็ตาม

อากาศยานไร้คนบิน (UAV) จึงเข้ามามีบทบาทอย่างมาก ในงานที่ได้กล่าวมาในข้างต้น โดยอากาศยานที่นำมาใช้ในงานวิจัยนี้เป็นอากาศยานที่มีขนาดเล็ก สามารถของบรรทุกอุปกรณ์ได้น้อย แต่ในทางตรงกันข้ามกลับมีความคล่องตัวสูง การเตรียมการก่อนบินใช้เวลาน้อยกว่าอากาศยานชนิดอื่น แต่สามารถทำการบินได้ไม่นานใน แต่ขณะเดียวกันเมื่อแบตเตอรี่หมดสามารถนำลงมาเปลี่ยนแบตเตอรี่ใหม่แล้วขึ้นบินต่อโดยใช้เวลาไม่นานเช่นกัน และเมื่อนำมาเทียบกับเฮลิคอปเตอร์จะเห็นว่าอากาศยานหลายใบพัด (multi-rotor) นั้นมีราคาถูกกว่า การบำรุงรักษาน้อยกว่า มีเสถียรภาพ ในขณะที่บินดีกว่า และมีความปลอดภัยต่อมนุษย์สูง เนื่องจากใบพัดมีขนาดเล็กและเบา และต่อมาการควบคุมหุ่นยนต์ด้วยการใช้กล้องเป็นอุปกรณ์ตรวจรู้ เพื่อหาค่าตำแหน่งพิกัดของวัตถุที่เราสนใจ หรือสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่จากการมองเห็น จากนั้นสั่งให้หุ่นยนต์เคลื่อนที่ติดตามเป้าหมายหรือเคลื่อนที่หลบหลีกสิ่งกีดขวาง เรียกว่าการควบคุมการขับเคลื่อนเชิงภาพ (Visual Servo Control) โดยข้อมูลภาพที่ได้จากกล้องสามารถนำมาคำนวณหาตำแหน่งวัตถุในภาพ และแปลงเป็นชุดคำสั่งสำหรับควบคุม โดยส่งไปยังส่วนควบคุมเพื่อควบคุมการเคลื่อนที่ของหุ่นยนต์ให้เคลื่อนที่ตามที่เราต้องการได้ ซึ่งการใช้ระบบกล้องเป็นอุปกรณ์ตรวจรู้เพิ่มเติมให้กับหุ่นยนต์ที่ถูกออกแบบมาเป็นอย่างดีและผ่านการพัฒนาอย่างต่อเนื่องนั้น สามารถทำให้หุ่นยนต์ทำภารกิจยาก ๆ ได้ ตัวอย่างงานวิจัยที่โดดเด่นในการนำระบบกล้องเป็นอุปกรณ์ตรวจรู้เพิ่มเติมให้กับหุ่นยนต์ เช่น การพัฒนาการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด โดยห้องปฏิบัติการ General Robotics, Automation, Sensing and Perception (GRASP) ได้ออกแบบและสร้างอากาศยาน 4 ใบพัดและนำระบบกล้องมาใช้ในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด ในปี ค.ศ. 2003 [1] หลังจากนั้นในปี ค.ศ. 2008 ได้มีการออกแบบเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัด [2] จากนั้นนำกล้อง 2 ตัวมาใช้ในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด ในปี ค.ศ. 2010 [3] ได้ทำการสร้างอากาศยาน 4 ใบพัดหลายลำ และพัฒนาการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดให้สามารถบินเป็นกลุ่มได้สำเร็จ และในปี ค.ศ. 2013 [4]

สามารถควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดให้ทำงานร่วมกัน เช่น การทำงานร่วมกันของระบบอากาศยาน 4 ใบพัดในการช่วยกันหยิบจับและเคลื่อนย้ายสิ่งของที่มีน้ำหนักมาก ๆ ในพิกัด 3 มิติ นอกจากนี้ยังมี การพัฒนาระบบควบคุมโดยใช้ระบบกล้องเป็นอุปกรณ์ตรวจรู้ในหลายงานวิจัย เช่นการระบุตำแหน่ง ด้วยระบบกล้องสองตาสำหรับการหยิบจับของหุ่นยนต์ [5] การรักษาตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบ monocular SLAM [6] หรือจะเป็นการนำระบบกล้องมาใช้ในการนำทางให้กับ อากาศยาน 4 ใบพัดสำหรับการลงจอดอัตโนมัติ มีการทำกันอย่างแพร่หลายอาทิเช่น ลำดับขั้นตอนในการตรวจจับแผ่นเป้าหมายที่มีรูปร่างเป็น “H-shape” [6] ,การสร้างแผ่นเป้าหมายสำหรับการลงจอดอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์โดยการสร้างแผ่นเป้าหมายที่ประกอบด้วยรูปสี่เหลี่ยมขนาดแตกต่างกัน โดยใช้สีขาวสลับกับสีดำในแผ่นเป้าหมาย[7] เป็นต้น

การทำให้อากาศยานบินขึ้นอัตโนมัตินั้นได้มีการทำกันอย่างแพร่หลาย แต่ในขณะเดียวกัน การทำให้อากาศยานลงจอดอัตโนมัติได้นั้นเป็นสิ่งที่ท้าทายสำหรับอากาศยานไร้คนบิน (UAV) เนื่องจากสาเหตุต่างๆ อาทิเช่นสภาพอากาศขณะทำการลงไม่ดี หรือพื้นที่ในการลงจอดมีความจำกัด เป็นต้น โดยปัญหาเหล่านี้พบมากกับนักวิจัยหลายท่านๆในอดีต จากปัญหาดังกล่าวทำให้ผู้วิจัยมีความสนใจในการนำอากาศยานไร้คนบินหลายใบพัด (Multi-rotor UAV) มาวิจัยในส่วนของระบบ เห็นภาพ (vision system) มาทำงานร่วมกับแผ่นเป้าหมาย (Landing target) เพื่อใช้ในการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบินหลายใบพัด (Multi-rotor UAV) ต่อไป

1.2. วัตถุประสงค์

เพื่อศึกษา ออกแบบ และสร้างระบบลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบินหลายใบพัด (Multi-rotor UAV) โดยใช้ระบบการเห็นภาพเข้ามาช่วย

1.3. ขอบเขต

- 1) ออกแบบรูปแบบของแผ่นเป้าหมาย (Landing target) เพื่อใช้สำหรับการลงจอดของ อากาศยาน
- 2) ศึกษากระบวนการประมวลผลภาพ เพื่อนำความสูงที่ได้จากการประมาณด้วยกล้องไปควบคุมการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด (Quad-rotor)
- 3) ออกแบบระบบควบคุมที่สามารถควบคุมให้อากาศยานลงจอดอัตโนมัติได้

1.4. ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์

- 1) ศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องเกี่ยวกับอากาศยาน 4 ใบพัด (Quad-rotor) ที่ผ่านมา
- 2) ออกแบบ สร้างและทดลอง Landing pad เพื่อหารูปแบบและขนาดที่เหมาะสม
- 3) ศึกษาทฤษฎีและเทคนิคต่างๆที่ใช้ในการและประมวลผลภาพโดยใช้วิธีของ Digital image processing เพื่อให้สามารถคำนวณค่าพิกัดของตำแหน่งที่กำหนดบนภาพถ่าย

4) ศึกษาและออกแบบระบบควบคุมที่เหมาะสมสำหรับการควบคุมการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดให้สามารถลงจอดได้ด้วยความปลอดภัย

5) พัฒนาโปรแกรมการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยตัวควบคุมที่ออกแบบไว้

6) ทดสอบการทำงานของระบบทั้งหมดและทำการปรับปรุงแก้ไข

7) สรุปผลและเขียนรูปเล่มวิทยานิพนธ์ฉบับสมบูรณ์

1.5. ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

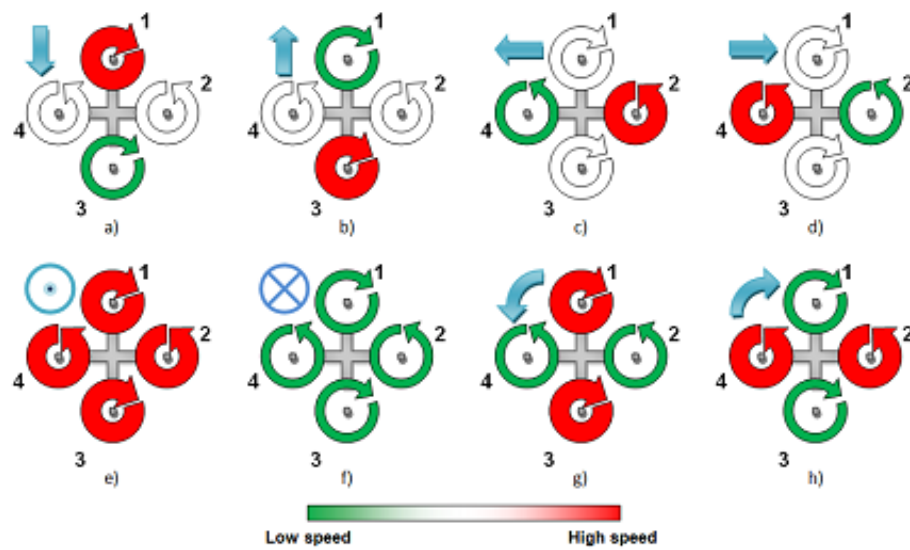
- 1) ได้ Landing pad ที่เหมาะสำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด
- 2) ได้ระบบลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัด (Quad-rotor)
- 3) สามารถพัฒนาต่อยอดเชิงพาณิชย์ได้

บทที่ 2

แนวคิดและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1. การเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัด (Movement of Quad-rotor)

ในการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด กรณีใบพัดติดตเรียง ค่าที่ส่งเข้าไปควบคุม คือความเร็วการหมุนของใบพัดทั้ง 4 จากรูปที่ 2.1 สามารถจำแนกการเคลื่อนที่ได้เป็นดังนี้

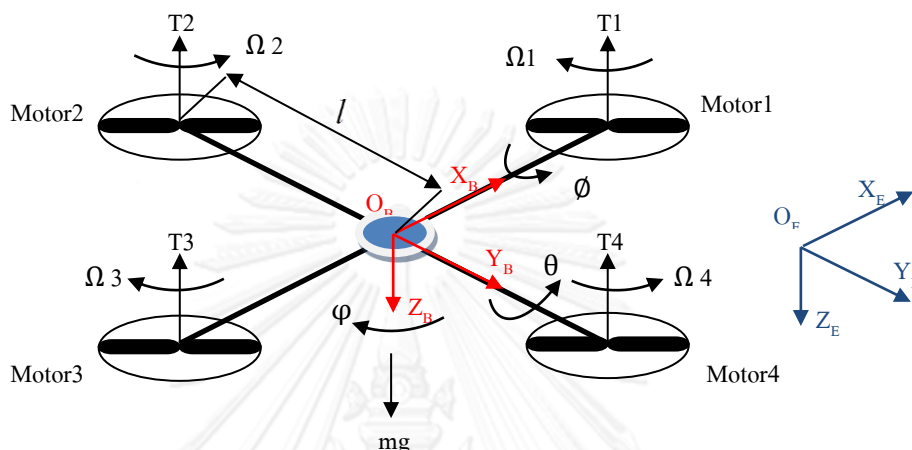


รูปที่ 2. 1 การเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัด

- ความเร็วของใบพัดทั้ง 4 เท่ากัน จะทำให้เกิดสภาวะบินรักษาระดับ (Hover)
- ความเร็วของใบพัดทั้ง 4 เพิ่มขึ้นเท่ากันตามรูปที่ 2.1(e) จะทำให้เกิดสภาวะบินไต่ระดับ (Climb up) ความเร็วของใบพัดทั้ง 4 ลดลงเท่ากันตามรูปที่ 2.1(f) จะทำให้เกิดสภาวะบินลดระดับ (Climb down)
- ความเร็วของมอเตอร์ 1 เพิ่มขึ้น ส่วนมอเตอร์ 3 ลดลงจะส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่แบบเงย (Pitch movement) อากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหลัง ตามรูปที่ 2.1(a) และรูปที่ 2.1(b) เป็นการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ความเร็วของมอเตอร์ 3 เพิ่มขึ้น ส่วนมอเตอร์ 1 ลดลง
- ความเร็วของมอเตอร์ 2 เพิ่มขึ้น ส่วนมอเตอร์ 4 ลดลงจะส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่แบบควง (Roll movement) อากาศยานเคลื่อนที่ไปด้านซ้าย ตามรูปที่ 2.1(c) และรูปที่ 2.1(d) เป็นการเคลื่อนที่ไปด้านขวา ความเร็วของมอเตอร์ 4 เพิ่มขึ้น ส่วนมอเตอร์ 2 ลดลง
- ความเร็วของมอเตอร์ 1 และ 3 เพิ่มขึ้น ส่วนมอเตอร์ 2 และ 4 ลดลงจะส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่แบบหมุน (Yaw movement) อากาศยานหมุนขวา ตามรูปที่ 2.1(g) และรูปที่ 2.1(h)

2.1(h) เป็นอากาศยานหมุนซ้าย ความเร็วของมอเตอร์ 2 และ 4 เพิ่มขึ้น ส่วนมอเตอร์ 1 และ 3 ลดลง

2.2. แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน 4 ใบพัด (Dynamic Modeling of Quadrotor)



รูปที่ 2.2 แผนภาพอากาศยาน 4 ใบพัด

การเขียนระบบสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัด กรณีใบพัดติดตึง (Fixed pitch angle propeller) ต้องกำหนดแกนคู่พิกัดที่ใช้เทียบอ้างอิง ซึ่งแบ่งออกเป็น เทียบแกนโลก (Earth fixed frame) และเทียบแกนอากาศยาน (Body fixed frame) โดยกำหนดแกนโลกด้วยสัญลักษณ์ E หรือ O_{NED} (North-East-Down) หมายถึงแนวแกนทั้ง x และ y (u_x, u_y) จะวางตัวไปตามทิศเหนือ และทิศตะวันออกตามพิสัยโลก ตามลำดับ แกน z (u_z) จะมีทิศพุ่งเข้าสู่จุดศูนย์กลางโลก ส่วนแกนลำตัวอากาศยานแทนด้วยสัญลักษณ์ B หรือ O_{ABC} (Aircraft-Body-Centered) ซึ่งมีจุดตั้งต้นวางที่เดียวกับจุดศูนย์กลาง (Center of gravity, C.G.) ของอากาศยาน 4 ใบพัด ตามรูปที่ 2.2

แกนโลก $E(O_E, x_E, y_E, z_E)$ จะกำหนดให้ $\zeta = [x, y, z]^T$ และ $\eta = [\phi, \theta, \psi]^T$ แสดงถึงตำแหน่ง ในแนวระดับ (Translational positions) และตำแหน่งในแนวการหมุน (Attitude angles) ของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยที่ ϕ จะเรียกว่ามุมเงย (pitch angle) มีขอบเขตการหมุนในช่วง $(-\pi < \phi < \pi)$, θ เรียกว่ามุมควง (roll angle) มีขอบเขตการหมุนในช่วง $(-\pi < \theta < \pi)$ และ ψ เรียกว่ามุมหมุน (yaw angle) มีขอบเขตการหมุนในช่วง $(-\pi < \psi < \pi)$

แกนลำตัวอากาศยาน $B(O_B, x_B, y_B, z_B)$ จะกำหนดให้ $v = [v_x, v_y, v_z]^T$ และ $\omega = [p, q, r]^T$ แสดงถึงความเร็วในแนวระดับ (Translational velocities) และความเร็วในแนว

การหมุน (Attitude velocities) ดังนั้น (v, ω) เป็นเวกเตอร์ความเร็วของแกนลำตัวอากาศยาน และ $(\dot{\xi}, \dot{\eta})$ เป็นเวกเตอร์ความเร็วของแกนโลก

ในการคำนวณจะเขียนระบบสมการเทียบกับแกนโลก จึงต้องแปลงสมการที่กระทำกับแกนลำตัวอากาศยานให้อยู่ในรูปพิกัดแกนโลก ด้วยเมตริกซ์การเปลี่ยนรูปการหมุน (Rotation Matrix)

$$R'(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$R'(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$R'(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

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

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

โดยที่ $R'(\phi)$, $R'(\theta)$ และ $R'(\psi)$ เป็นเมตริกซ์การหมุนในแต่ละแกนของแกนอากาศยานเทียบกับแกนโลก

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์สามารถหาได้จากสมการลากรางจ์-ออยเลอร์ (Euler-Lagrange formulations)[8] ภายใต้ข้อกำหนดอากาศยาน 4 ใบพัด ดังนี้

- เป็นวัตถุแข็งเกร็ง(Rigid Structure)
- เป็นโครงสร้างแบบสมมาตร
- จุดศูนย์กลางมวล (Center of gravity, C.G.) เป็นจุดเดียวกับจุดเริ่มต้นแกนอากาศยาน

- ไบพัตเป็นวัตถุแข็งเกร็ง
- แรงขับและแรงต้านแปรผันตรงกับความเร็วยไบพัตยกกำลังสอง

2.2.1. สมการของลากรานจ์ (Lagrange Equations, L) [8]

สมการของลากรานจ์นั้นเป็นสมการเชิงอนุพันธ์ ที่ใช้อธิบายการเคลื่อนที่ของระบบทางกล การอธิบายการเคลื่อนที่โดยใช้วิธีนี้จะอธิบายในรูปของพลังงานจลน์ (Kinematic energy, T) และพลังงานศักย์ (Potential Energy, V) ดังนั้นในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์โดยวิธีการของลากรานจ์นี้จะต้องหาพลังงานจลน์ และพลังงานศักย์ของระบบทางกลก่อน

$$L = T - V \quad (2.5)$$

$$Q_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad i = 1, 2, \dots, n$$

$$Q_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial V}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial V}{\partial q_i} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (2.6)$$

โดยที่ q_i คือ พิกัดวางนัยทั่วไป (generalized coordinate) และ Q_i คือ แรงหรือทอร์กจากภายนอกที่กระทำสอดคล้องกับพิกัดวางนัยทั่วไป จากรูปที่ 2.2 พิกัดวางนัยของอากาศยานคือ $\phi, \theta, \psi, x, y, z$ พลังงานจลน์ของระบบ

$$T = \frac{1}{2} I \omega^2 \quad (2.7)$$

โดยที่ I คือ เมตริกซ์โมเมนต์ความเฉื่อย และ ω คือ ความเร็วเชิงมุม

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$\omega^2 = p^2 + q^2 + r^2 \quad (2.9)$$

$$\dot{\eta}^2 = \dot{\phi}^2 + \dot{\theta}^2 + \dot{\psi}^2 \quad (2.10)$$

$$\omega = R(\phi)R(\theta)R(\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R(\phi)R(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi) \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

เมื่อ ω เป็นเมตริกซ์เวกเตอร์ความเร็วเชิงมุมเทียบแกนอากาศยาน แบ่งออกเป็น p, q, r เป็นความเร็วรอบแกน x แกน y แกน z ตามลำดับ และ η เป็นเมตริกซ์เวกเตอร์ความเร็วเชิงมุมเทียบแกนโลก แยกได้เป็น $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ เป็นความเร็วรอบแกน x แกน y แกน z ตามลำดับ

จากสมการที่ (2.11) จะได้

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

จากสมการที่ (2.7), (2.8), (2.9) และ (2.12) จะได้

$$T = \frac{1}{2} I_{xx} (\dot{\phi} - \dot{\psi} s \theta)^2 + \frac{1}{2} I_{yy} (\dot{\theta} c \phi + \dot{\psi} s \phi c \theta)^2 + \frac{1}{2} I_{zz} (\dot{\theta} s \phi - \dot{\psi} c \phi c \theta)^2 \quad (2.13)$$

โดยที่ $c : \cos, s : \sin$

พลังงานศักย์ของระบบ

$$V = \int x dm(x) (-gs\theta) + \int y dm(y) (gs\phi c\theta) + \int z dm(z) (gc\phi c\theta) \quad (2.14)$$

ทอร์กที่กระทำจากภายนอก [9]

$$Q = I\ddot{\eta} - \tau - \tau_e - \tau_g \quad (2.15)$$

โดยที่ τ คือ ทอร์กหรือแรงบิดที่เกิดจากแรงกระทำของใบพัด τ_e คือทอร์กที่เกิดจากแรงต้านของการหมุนของอากาศยาน และ τ_g คือทอร์กที่เกิดจากผลกระทบเนื่องจากใจโรสโคป พิจารณาทอร์กที่เกิดจากแรงกระทำของใบพัด จากรูปที่ 2.2 เขียนเป็นสมการได้

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} bl(\Omega_4^2 - \Omega_1^2) \\ bl(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

โดยที่ Ω_i คือ ความเร็วเชิงมุมของใบพัดแต่ละใบ

b คือ สัดส่วนแรงขับที่เกิดจากใบพัด มีค่าเท่ากับ $C_T \frac{4\rho r^4}{\pi^2}$

l คือ ระยะแขนของใบพัด

d คือ สัดส่วนแรงต้านของใบพัด มีค่าเท่ากับ $C_D \frac{4\rho r^4}{\pi^2}$

ทอร์กที่เกิดจากแรงต้านของการหมุนของอากาศยาน

$$\tau_e = \begin{bmatrix} K_r \dot{\phi} \\ K_r \dot{\theta} \\ K_r \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

โดยที่ K_r คือ สัมประสิทธิ์แรงต้าน (Drag Coefficient)

และทอร์กที่เกิดจากผลกระทบเนื่องจากไจโรสโคป (Gyroscopic effect)

$$\tau_g = \begin{bmatrix} \tau_{gx} \\ \tau_{gy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J\dot{\theta}(\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4) \\ J\dot{\phi}(\Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3) \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

โดยที่ J คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของใบพัด

แทน T, V, Q ในสมการที่ (2.6) จะได้สมการการเคลื่อนที่ของอากาศยาน (Dynamic Model) ดังนี้

$$\ddot{\phi} = \dot{\psi} \left(\frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \right) - \frac{J}{I_{xx}} \dot{\theta} U_D - K_r \dot{\phi} + \frac{l}{I_{xx}} U_2 \quad (2.19)$$

$$\ddot{\theta} = \dot{\psi} \left(\frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \right) + \frac{J}{I_{yy}} \dot{\phi} U_D - K_r \dot{\theta} + \frac{l}{I_{yy}} U_3 \quad (2.20)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \left(\frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \right) - K_r \dot{\psi} + \frac{1}{I_{zz}} U_4 \quad (2.21)$$

$$\ddot{x} = (c \phi s \theta c \psi + s \phi s \psi) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.22)$$

$$\ddot{y} = (c \phi s \theta s \psi - s \phi c \psi) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.23)$$

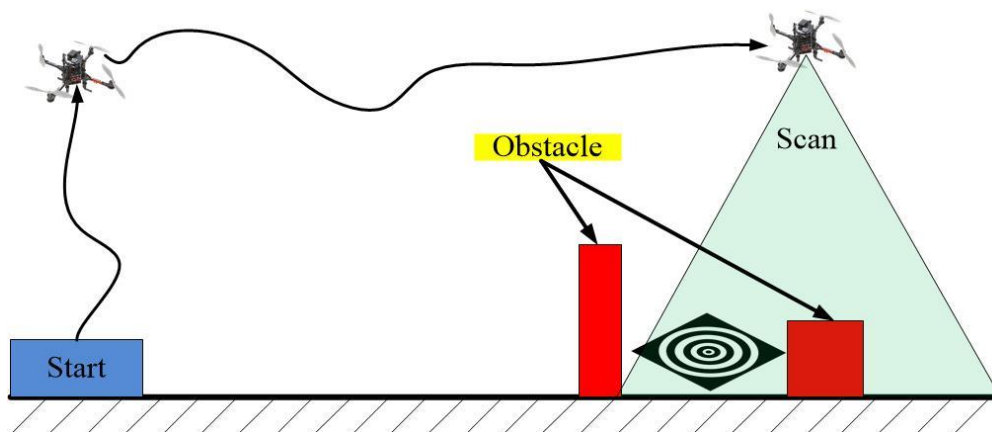
$$\ddot{z} = g + (c \phi c \theta) \frac{1}{m} U_1 \quad (2.24)$$

โดยที่ U_i คือ คำนวณเข้าของระบบ (system's input) และ U_D คือ ตัวรบกวนระบบ (disturbance) คำนวณได้จากสมการที่ 2.25

$$\begin{aligned}
 U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\
 U_2 &= b(\Omega_4^2 - \Omega_1^2) \\
 U_3 &= b(\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\
 U_4 &= d(\Omega_1^2 + \Omega_3^2 - \Omega_2^2 - \Omega_4^2) \\
 U_D &= \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3
 \end{aligned}
 \tag{2.25}$$

บทที่ 3

การออกแบบแผนเป้าหมายและการตรวจจับแผนเป้าหมาย

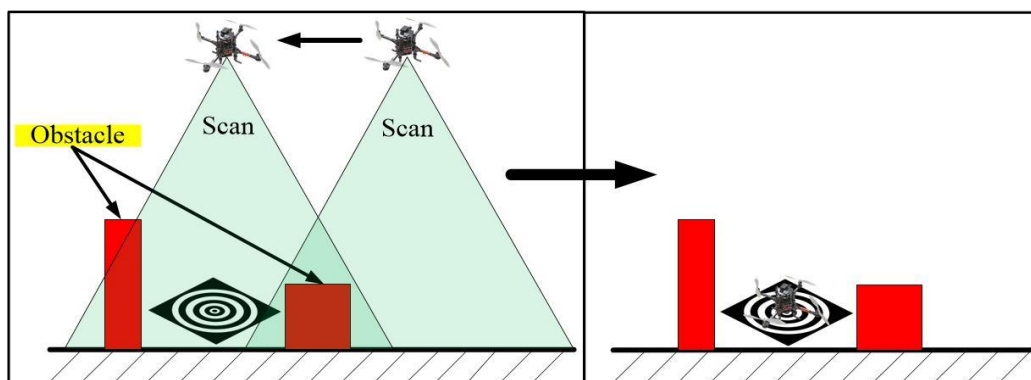


รูปที่ 3. 1 แสดงแนวคิดสำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ

งานวิจัยเรื่องการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ มีแนวความคิดมาจากการที่จะนำอากาศยาน 4 ใบพัด มาใช้งานในพื้นที่เสี่ยงอันตราย แทนการใช้มนุษย์เข้าไปทำงานในพื้นที่นั้นๆ หรือการนำอากาศยานเคลื่อนที่จากจุดๆ หนึ่ง ไปยังอีกจุดหนึ่งโดยระบบอัตโนมัติ เมื่อถึงเป้าหมายแล้วให้สามารถทำการลงจอดได้โดยไม่ต้องใช้มนุษย์ในการควบคุมอากาศยานในการลงจอด ยกตัวอย่างรูปที่ 3.1 อากาศยานเริ่มต้นนำเครื่องขึ้นจากจุด start แล้วทำการเคลื่อนที่มายังแผนเป้าหมาย (landing target) เพื่อจะทำการลงจอด แต่เนื่องจากพื้นที่ๆ อากาศยานจะทำการลงจอด ถูกจำกัดด้วยอุปสรรคต่างๆ อาทิเช่น อาคาร ต้นไม้ เป็นต้น จากกรณีดังกล่าวทำให้นักวิจัยสนใจในการทำวิจัยในหัวข้อนี้ เพื่อให้อากาศยาน 4 ใบพัดสามารถลงจอดบนแผนเป้าหมายได้ด้วยความปลอดภัย โดยมีแนวคิดดังต่อไปนี้

จากรูปที่ 3.1 อากาศยานทำการเคลื่อนที่ขึ้นจากจุด start แล้วเคลื่อนที่มายังบริเวณแผนเป้าหมายโดยใช้ GPS ในการนำทาง แต่เนื่องจาก GPS ที่ใช้งานมีความแม่นยำในการใช้งานไม่สูงมาก อาจทำให้อากาศยานไม่ได้บินอยู่เหนือจุดศูนย์กลางของแผนเป้าหมายพอดี ดังนั้นเมื่ออากาศยานเดินทางมาถึงเป้าหมายที่กำหนด ระบบการเห็นภาพ (Vision system) จะถูกนำมาใช้งานทันทีโดยผู้ควบคุมจะทำการสั่งใช้งานระบบการเห็นภาพ ณ เวลานั้น หลังจากนั้นระบบการเห็นภาพจะทำการค้นหาแผนเป้าหมายก่อนเป็นอันดับแรก และหลังจากที่พบแผนเป้าหมายเป้าหมายแล้วผู้ใช้งานจะทำการสั่งให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปยังแผนเป้าหมายโดยใช้ระบบการเห็นภาพทำงานร่วมกับ GPS ในการนำทาง เมื่อถึงแผนเป้าหมาย อากาศยานจะรักษาตำแหน่งศูนย์กลางของแผนเป้าหมายอยู่ตลอดเวลา และหลังจากนั้นผู้ใช้งานจะสั่งให้อากาศยานทำการลงจอด อากาศยานก็จะทำการลงจอดบนแผน

เป้าหมายด้วยความปลอดภัยด้วยระบบอัตโนมัติที่พัฒนาขึ้นมา ลำดับขั้นตอนดังกล่าวแสดงดังรูปที่ 3.2



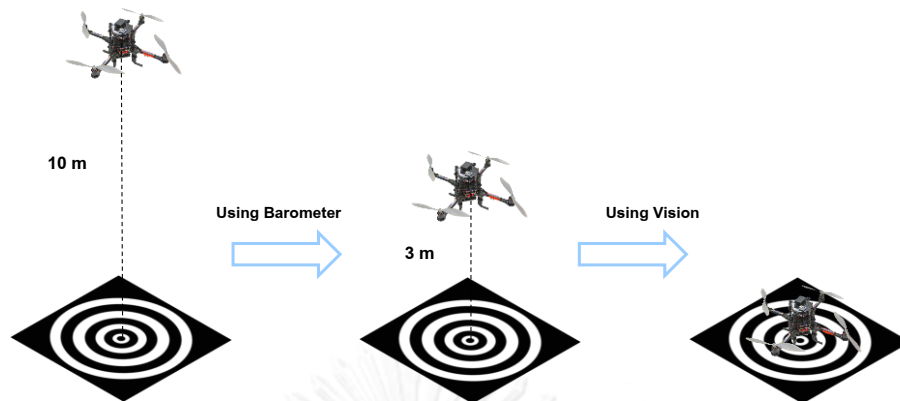
รูปที่ 3. 2 แสดงขั้นตอนในการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ

3.1. แผ่นเป้าหมาย (Landing Target)

การออกแบบแผ่นเป้าหมาย จะต้องคำนึงถึงลำดับขั้นตอนในการลงจอดของอากาศยาน เนื่องจากลำดับขั้นตอนการลงจอดนั้น จะถูกนำมาปรับเป็นลำดับขั้นตอนการจับภาพแผ่นเป้าหมาย เพื่อนำภาพที่ได้ มาทำการประมาณค่าตำแหน่งของอากาศยาน ที่ระดับความสูงที่ประมาณได้ที่ระดับต่างๆ กัน ดังนั้นแผ่นเป้าหมาย ต้องประกอบด้วยข้อมูล ที่ทำให้เราสามารถปรับการประมาณค่าความสูงได้ ในขณะที่ทำการลงจอดอัตโนมัติ

3.1.1. ลำดับขั้นตอนการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยใช้ระบบการเห็นภาพ

การลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด เริ่มต้นจากอากาศยานบินอยู่เหนือแผ่นเป้าหมายที่ระยะความสูง 10 m โดยใช้ระบบการเห็นภาพ (Vision system) ในการรักษาตำแหน่งของอากาศยาน ให้อากาศยานวางตัวอยู่บนแผ่นเป้าหมาย ดังนั้นแผ่นเป้าหมายจะต้องมีขนาดใหญ่พอที่จะทำให้ลำดับขั้นตอนการเห็นภาพ (Vision algorithm) สามารถทำงานได้ และเมื่อทำการสั่งให้อากาศยานทำการลงจอดอัตโนมัติ (autonomous landing) อากาศยานจะเริ่มเคลื่อนที่ลงมา จากระยะความสูง 10 m จนมาถึงที่ระยะความสูง 3 m โดยใช้บารอมิเตอร์ (Barometer) ในการวัดระดับความสูง และใช้ระบบการเห็นภาพ (vision system) ในการวัดตำแหน่งในแนวระดับ หลังจากนั้น ที่ระดับความสูง 3 m จนถึงพื้น จะใช้ระบบการเห็นภาพ (vision system) ในการวัดตำแหน่งของอากาศยานทั้งในแนวระดับ และแนวตั้ง ดังนั้นขนาดของแผ่นเป้าหมายจะสัมพันธ์กับระยะความสูงเริ่มต้นที่ใช้ในการลงจอดอัตโนมัติ (autonomous landing) และจำนวนวงแหวนของแผ่นเป้าหมายจะสัมพันธ์กับความสูงเริ่มต้นที่ใช้ระบบการเห็นภาพ (Vision system) ในการวัดตำแหน่งของอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 3.3

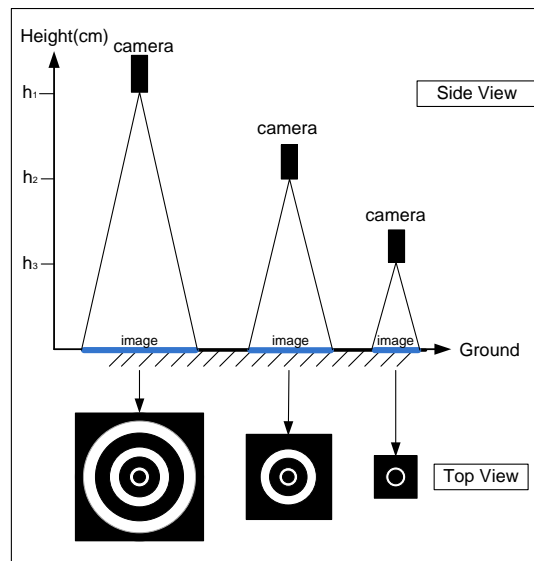


รูปที่ 3.3 แสดงลำดับขั้นตอนการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด

3.1.2. การออกแบบแผ่นเป้าหมาย (Landing Target Design)

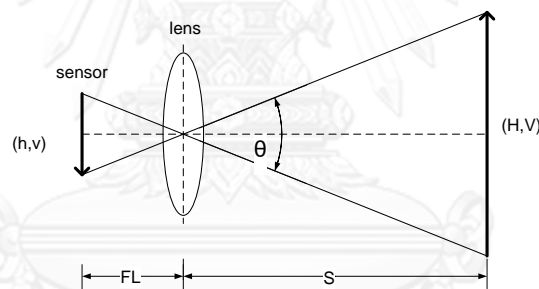
แผ่นเป้าหมาย (Landing Target) นั้นมีส่วนสำคัญในระบบลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัด (Autonomous Landing System For a Quad-rotor) โดยใช้ระบบการเห็นภาพ (Vision System) หลังจากทำการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย โปรแกรมจะทำการประมาณค่าความสูงของอากาศยาน แล้วนำค่าความสูงที่ได้จากการประมาณค่า มาใช้ในการควบคุมการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด

แนวคิดในการออกแบบแผ่นเป้าหมายนั้น เน้นการออกแบบอย่างเรียบง่าย และเหมาะสมกับงานที่ใช้ สามารถทำงานได้ดีในช่วงที่ความสูงต่าง ๆ และสามารถทำงานได้ในกรณีที่กล้องไม่สามารถมองเห็นแผ่นเป้าหมายได้ชัดเจน ยกตัวอย่างเช่น อากาศยานไถลออกไปด้านข้างของแผ่นเป้าหมาย เป็นต้น ในการออกแบบแผ่นเป้าหมาย จะต้องคำนึงถึงลำดับขั้นตอนการลงจอดของอากาศยาน โดยขั้นตอนการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด ในงานวิจัยนี้จะเริ่มจาก อากาศยานตั้งลำอยู่เหนือแผ่นเป้าหมาย ที่ความสูงเริ่มต้น กล้องจะสามารถมองเห็นวงแหวนทุกวงในแผ่นเป้าหมาย เมื่ออากาศยานเริ่มเคลื่อนที่ลงมาเรื่อยๆ จำนวนวงแหวนที่ถูกจับภาพ ก็จะลดจำนวนลงมาเรื่อยๆ ตามลำดับ จนกระทั่งอากาศยานลงจอดได้อย่างสมบูรณ์ โดยลักษณะการมองเห็นภาพของกล้อง แสดงดังรูปที่ 3.4



รูปที่ 3. 4 แสดงการมองเห็นผ่านเป้าหมาย

จากรูปที่ 3.4 ขนาดของวงแหวนสามารถออกแบบได้จากการคำนวณ จากสมการการเห็นภาพ (Field Of View “FOV”) [10] ดังแสดงในสมการที่ 3.1 และสมการที่ 3.2



รูปที่ 3. 5 แสดงมุมมองของกล้องที่เกิดขึ้นทางด้านข้าง

จากรูปที่ 3.5 สามารถสร้างสมการได้ดังสมการที่ 3.1 และสมการที่ 3.2

$$\tan \frac{\theta}{2} = \frac{h}{2FL} \quad (3.1)$$

$$H = \frac{h}{FL} \times S \quad (3.2)$$

โดยที่ h = ขนาดของภาพเสมือนในแนวนอน

v = ขนาดของภาพเสมือนในแนวตั้ง

H = ขนาดของภาพจริงในแนวนอน

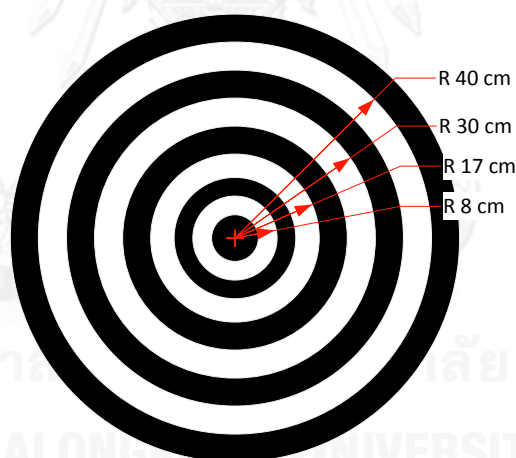
V = ขนาดของภาพจริงในแนวตั้ง

FL = ความยาวโฟกัส

S = ระยะของภาพ

= มุมมองของกล้อง

แผ่นเป้าหมายในงานวิจัยนี้ ประกอบไปด้วยวงแหวนสีขาว จำนวน 4 วงบนพื้นหลังสีดำ โดยเริ่มจากรัศมีวงนอกสุดมีค่าเท่ากับ 40 cm โดยมีอัตราส่วนระหว่าง รัศมีภายในต่อรัศมีภายนอก เป็น 85%, 75%, 65% และ 50% ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 3.6 โดยจำนวน และขนาดของวงแหวนนั้น สามารถปรับเปลี่ยนได้โดยขึ้นอยู่กับช่วงความสูงที่ใช้งาน ยกตัวอย่างเช่น ถ้าต้องการเพิ่ม ช่วงความสูงในการใช้งาน ก็ทำการเพิ่มจำนวนวงแหวนให้มากขึ้น และขนาดให้ใหญ่ขึ้น โดยค่า อัตราส่วน จะถูกนำมาใช้ในการระบุหมายเลขให้กับวงแหวนแต่ละวง เพื่อใช้ในการเขียนโปรแกรม คำนวณหาระยะความสูงต่อไป



รูปที่ 3. 6 แผ่นเป้าหมาย (Landing Pad Target)

3.2. ทฤษฎีพื้นฐานที่เกี่ยวข้องกับระบบการมองเห็นและการประมวลผลภาพ

ขั้นตอนวิธีการประมวลผลภาพที่ใช้อยู่ในปัจจุบันมีหลากหลาย แต่โดยภาพรวมจะสามารถแบ่งออกเป็น 3 ประเภทตามลักษณะการดำเนินการ ได้แก่

Point operation – เป็นการดำเนินการที่ค่าจุดภาพที่ตำแหน่งหนึ่งของภาพผลลัพธ์เกิดจากค่าจุดภาพของภาพนำเข้าที่ตำแหน่งเดียวกันเท่านั้น เช่น การนำภาพ 2 ภาพมารวมกัน ซึ่งเป็นการนำค่าจุดภาพของภาพทั้งสองที่ตำแหน่งแถวและสดมภ์เดียวกันมารวมกัน เป็นต้น

Local operation – เป็นการดำเนินการที่ค่าจุดภาพที่ตำแหน่งหนึ่งของภาพผลลัพธ์เกิดจากค่าจุดภาพของภาพนำเข้าที่ตำแหน่งเดียวกันและตำแหน่งรอบข้างของจุดนั้น เช่น การทำการประสานภาพกับตัวกรอง (filter) เพื่อทำการหาขอบของภาพ (edge detection) เป็นต้น

Global operation – เป็นการดำเนินการที่ค่าจุดภาพที่ตำแหน่งหนึ่งของภาพผลลัพธ์ขึ้นอยู่กับค่าจุดภาพเดิมที่ตำแหน่งนั้นเทียบกับค่าของจุดภาพทั้งหมดของภาพ เช่น การปรับฮิสโทแกรมของภาพซึ่งเป็นแผนภาพที่แสดงความถี่ของค่าจุดภาพทั้งหมดของภาพ คล้ายกับการวัดระดับคะแนนในการเรียนแบบอิงกลุ่มที่ระดับคะแนนของแต่ละคนจะขึ้นอยู่กับคะแนนของผู้อื่นด้วย

จุดประสงค์ของการประมวลผลภาพมีหลายประการด้วยกัน แตกต่างกันไปตามการประยุกต์ใช้ ดังจะยกตัวอย่างประกอบดังนี้

- การแก้ไขความเปรียบต่างของภาพ (contrast) เพื่อทำการปรับแก้ภาพที่ถูกถ่ายภายใต้เงื่อนไขที่ไม่ดี ได้แก่ ภาพที่มีมืดไปหรือสว่างไปซึ่งทำให้ภาพมีรายละเอียดน้อยให้มีรายละเอียดของภาพที่ดีขึ้น เช่นการทำฮิสโทแกรมอีควอลไลเซชัน (histogram equalization)

- การส่งข้อมูลภาพระยะไกล เช่น การส่งข้อมูลภาพจากอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicles : UAVs) ไปสถานีภาคพื้นดิน หรือการส่งข้อมูลภาพผ่านเครือข่ายอินเทอร์เน็ตซึ่งจำเป็นต้องทำการบีบอัดข้อมูลภาพดิบให้มีขนาดที่เล็กลงเพื่อความรวดเร็วในการสื่อสารและลดทรัพยากรในด้านการสื่อสารและการจัดเก็บ

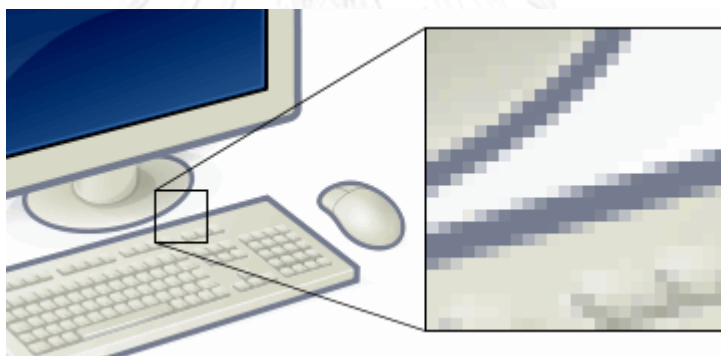
- การวัดโดยอาศัยข้อมูลภาพ เช่น การวัดขนาดหรือตำแหน่งของวัตถุในภาพ แม้จะทำการจัดสภาพแวดล้อมสำหรับการถ่ายภาพอย่างดีแล้ว ภาพดิจิทัลที่ได้มักจะมีข้อมูลมากเกินไปที่ต้องการหรือไม่สามารถหาปริมาณที่สนใจได้จากข้อมูลภาพโดยตรง จึงจะต้องมีวิธีซึ่งจะเปิดเผยถึงลักษณะเฉพาะที่สนใจในภาพออกมาให้เด่นชัดขึ้น เพื่อจะสามารถนำข้อมูลที่สนใจออกมาจากภาพได้ง่ายยิ่งขึ้น

โดยทั่วไปการใช้ขั้นตอนวิธีใดวิธีหนึ่งในการประมวลผลจะไม่เพียงพอเพื่อให้ได้ข้อมูลที่ต้องการ ภาพนำเข้าจะต้องผ่านการประมวลผลหลายขั้น เนื่องจากการประมวลผลภาพแต่ละวิธีเป็นขั้นตอนที่ใช้เวลาพอสมควร ทำให้เวลารวมในการประมวลผลเพิ่มมากขึ้น สำหรับงานที่ต้องคำนึงถึงเวลาเป็นสิ่งสำคัญ หากสามารถควบคุมสภาวะแวดล้อมการทำงานได้ก็ควรจัดอุปกรณ์แสงหรืออุปกรณ์ใดๆ เพื่อช่วยทำให้การประมวลผลสามารถสำเร็จด้วยขั้นตอนที่น้อยที่สุด สำหรับในงานที่ไม่สามารถจัดสภาพแวดล้อมได้ อาจจะต้องตัดสินใจเลือกใช้เป็นแผนวงจรประมวลผลภาพซึ่งสามารถลดเวลาในการประมวลผลได้มาก แต่ก็มีราคาที่สูงพอสมควร

3.2.1. ภาพและความหมายของพิกเซล

ภาพดิจิทัลจะแทนด้วยเมตริกซ์ใน 2 มิติ โดยแต่ละหน่วยในเมตริกซ์จะเรียกว่าพิกเซล (pixel) กระบวนการแสดงภาพให้ปรากฏขึ้นมานั้นก็คือการแสดงค่าของเมตริกซ์ โดยแต่ละพิกเซลจะมีค่าเฉพาะตัวแสดงถึงสีต่างๆ โดยปกติภาพขาว-ดำ แต่ละพิกเซลจะประกอบไปด้วย 8 บิต หรือ 1 ไบต์ (Byte) คือมีค่าของพิกเซล อยู่ระหว่าง 0 ถึง 255 ส่วนภาพสีนั้นแต่ละพิกเซลจะประกอบไปด้วย 24 บิต หรือ 3 ไบต์ จะแทนด้วยค่าสีแดง สีเขียว สีน้ำเงิน (RGB) โดยแต่ละสีจะมีค่าของพิกเซล อยู่ระหว่าง 0 ถึง 255 เช่นกัน

พิกเซลถือเป็นหน่วยย่อยที่เล็กที่สุดของรูปภาพ เป็นจุดเล็กๆ ที่รวมกันทำให้เกิดภาพขึ้น ซึ่งแต่ละภาพที่สร้างขึ้นจะมีความหนาแน่นของจุดพิกเซลเหล่านี้แตกต่างกันไป ความหนาแน่นของจุดนี้เป็นตัวบอกถึงความละเอียดของภาพ หากจำนวนพิกเซลมีมาก ภาพก็จะละเอียดมากกว่าภาพที่มีจำนวนพิกเซลน้อย นอกจากนี้ยังขึ้นกับระยะห่างในการมองภาพอีกด้วย จำนวนพิกเซลในภาพจะนับเป็นด้านกว้าง x ด้านยาว เมื่อคูณกันจะได้จำนวนพิกเซลทั้งหมด เช่น ภาพมีขนาด 640x480 pixels มีจำนวนพิกเซลทั้งหมด 307,200 พิกเซล

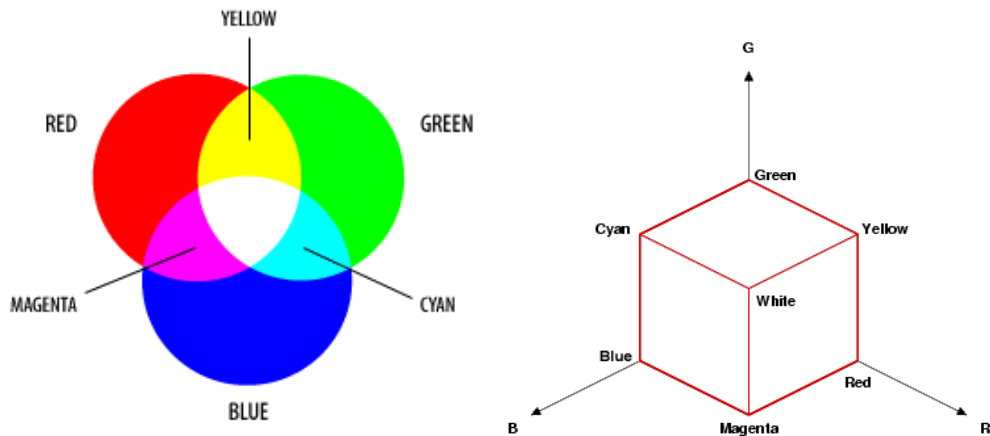


รูปที่ 3. 7 พิกเซลของภาพสี

3.2.2. แบบจำลองสี (color model)

แบบจำลองสี คือ รูปแบบสี รูปแบบแม่สี รูปแบบการผสมสี แบบจำลองสี ทำขึ้นเพื่อบอกว่าสีนั้นๆ แทนด้วยตัวเลขอะไรตัวเลขชุดนั้นมีความสัมพันธ์กับสีต่างๆ ความสว่างต่างๆ อย่างไร ซึ่งแบบจำลองสีมีหลายชนิดในที่นี้จะกล่าวถึง 2 ชนิดที่นิยมใช้กันมากคือ

แบบจำลองสีอาร์จีบี (RGB color model) เป็นโมเดลของแสงสีที่นิยมใช้กันทั่วไป โดยแสงสีต่างๆ จะเกิดจากการผสมกันระหว่างแสงสีแดง แสงสีเขียว และแสงสีเหลือง ภาพที่นำมาประมวลผลนั้นจะเก็บค่าสีในลักษณะแบบจำลองสีอาร์จีบี ซึ่งแบบจำลองสีอาร์จีบีนี้ค่าของสีแดง เขียว และเหลืองจะเปลี่ยนไปตามความเข้มแสง ดังรูปที่ 3.8 กล่าวคือ ถ้าแสงสว่างมาก ค่าของสีทั้งสามสีจะมีค่าเพิ่มขึ้น แต่หากมีแสงสว่างน้อย ค่าของสีทั้งสามจะมีค่าลดลง



รูปที่ 3. 8 แบบจำลองสีอาร์จีบี (RGB color model)

แบบจำลองสีเอชเอสวี (HSV color model) แบบจำลองสีเอชเอสวีถูกเสนอโดยเอ อาร์ สมิท (A.R. Smith) ในปี ค.ศ. 1978 มีวัตถุประสงค์เพื่อให้สะดวกในการใช้สีต่างๆ มากกว่าที่ใช้เฉพาะแม่สีทั้งสาม เป็นแบบจำลองสีที่ถูกสร้างขึ้นเพื่อเป็นทางเลือกโดยแบบจำลองสีเอชเอสวี ดังภาพประกอบที่ 3.9 จะให้ความหมายที่ดีกว่าเมื่อกล่าวถึง สีต่าง ๆ ในเชิงศิลปะ เช่น เมื่อพูดถึงสีเหลืองในทางศิลปะจะมีความแตกต่างกัน เมื่อพิจารณาสีเหลืองอ่อน สีเหลืองแก่ หรือสีน้ำตาลว่ามี ความแตกต่างกันอย่างไร จะพบว่าทุกสี คือสีเหลืองนั่นเอง ที่มีระดับความเข้มหรือมีความอิ่มตัวที่ แตกต่างกัน ดังนั้นสีในแบบจำลองสีเอชเอสวี จึงให้ความรู้สึกที่เข้าใจได้มากกว่าสำหรับมนุษย์ โมเดลสี นี้ประกอบด้วยค่า 3 ค่า ได้แก่

H หมายถึง Hue คือค่าสีของสีหลัก (สีแดง สีเขียว สีนํ้าเงิน) วัดเป็นมุม คือ 0 – 360 องศา ซึ่งสีแดงเท่ากับ 0 องศา สีเขียวเท่ากับ 120 องศา และสีนํ้าเงินเท่ากับ 240 องศา ในทางปฏิบัติจะอยู่ระหว่าง 0 ถึง 255 ซึ่งถ้า Hue มีค่าเท่ากับ 0 จะแทนสีแดง Hue สามารถคำนวณได้จากระบบสี RGB ได้ดังนี้

$$\begin{aligned} red_h &= red - \min(red, green, blue) \\ green_h &= green - \min(red, green, blue) \\ blue_h &= blue - \min(red, green, blue) \end{aligned} \quad (3.3)$$

จากลักษณะโมเดลของระบบ Hue พบว่าจะมีค่าน้อยหนึ่งค่าที่จะเท่ากับ 0 แต่ถ้ามีสองค่าเท่ากับ 0 แล้ว Hue จะเป็นมุมของสี (ค่าสี) มีค่าเป็นไปตามสีที่สาม และถ้าสามสีมีค่าเท่ากับ 0 แล้วจะทำให้ไม่มีค่าของ Hue หรือสีที่ได้จะมีค่าเท่ากับสีขาวนั่นเอง การให้นํ้าหนักในการพิจารณาเมื่อสีแดงมีค่าเท่ากับ 0 คำนวณดังนี้

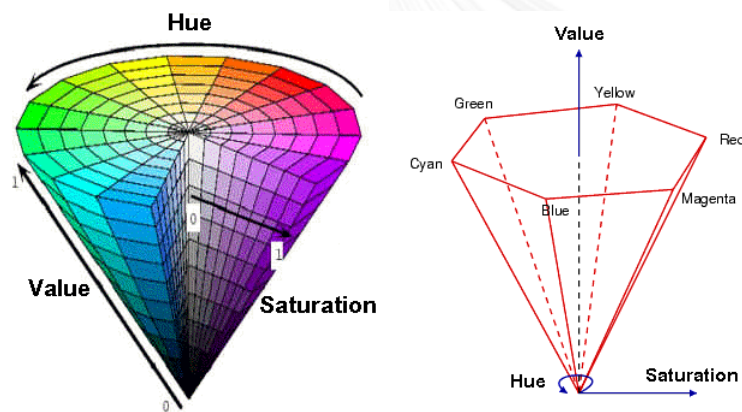
$$\frac{(240 \times blue_h) + (120 \times green_h)}{blue_h + green_h} \quad (3.4)$$

S หมายถึง Saturation คือค่าความเข้มของเนื้อสี หรือค่าความบริสุทธิ์ของสี มีค่าเท่ากับ 0 แล้วสีที่ได้จะไม่มี Hue ซึ่งจะเป็นสีขาวล้วนแต่ถ้า Saturation มีค่าเท่ากับ 255 แสดงว่าจะไม่มีแสงสีขาวผสมอยู่เลย สามารถคำนวณได้ดังนี้

$$\text{Saturation} = \frac{\max(\text{red}, \text{green}, \text{blue}) - \min(\text{red}, \text{green}, \text{blue})}{\max(\text{red}, \text{green}, \text{blue})} \quad (3.5)$$

V หมายถึง Value หรือ Brightness คือ ความสว่างของสี มีค่าตั้งแต่ 0 – 100 โดยภาพจะสว่างมากขึ้นเรื่อยๆ เมื่อ Brightness มีค่าเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ ซึ่งสามารถวัดได้โดยค่าความเข้มของความสว่างของแต่ละสีที่ประกอบกันสามารถคำนวณได้จาก

$$\text{value} = \max(\text{red}, \text{green}, \text{blue}) \quad (3.6)$$



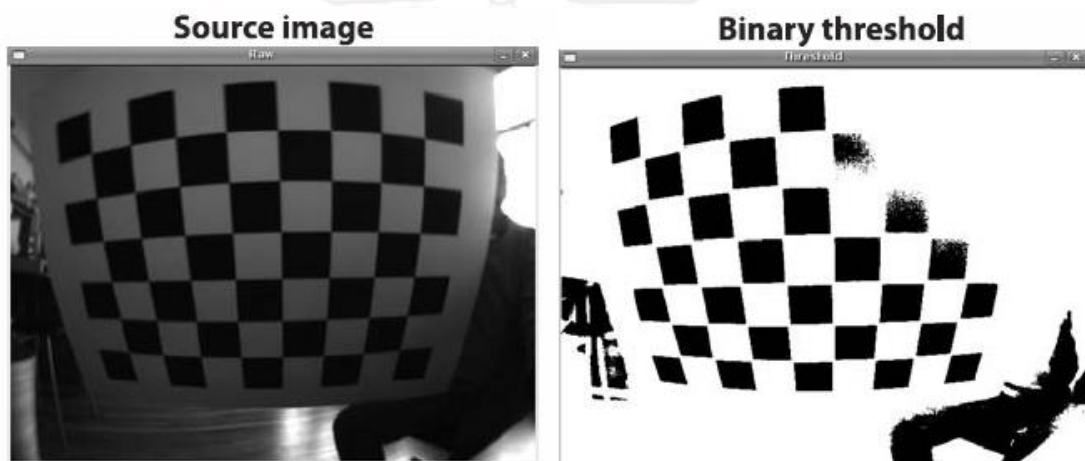
รูปที่ 3. 9 แบบจำลองสี HSV

3.2.3. การปรับค่าขีดแบ่ง (Threshold)

การปรับค่าขีดแบ่งเป็นวิธีที่สำคัญวิธีหนึ่งในการแยกส่วนประกอบของภาพ เช่นการแยกวัตถุที่สนใจออกจากพื้นหลัง โดยการพิจารณาค่าจุดภาพเทียบกับค่าคงตัวค่าหนึ่งซึ่งเรียกว่าค่าขีดแบ่ง โดยผ่านกฎเกณฑ์ที่ตั้งขึ้น ตัวอย่างหนึ่งของการปรับค่าขีดแบ่งที่ง่ายที่สุดคือ การแปลงภาพสีเทาเป็นภาพขาวดำ (binary image) การเลือกค่าขีดแบ่งที่เหมาะสมจะทำให้ภาพขาวดำที่ได้สามารถแยกวัตถุที่กำลังสนใจออกจากพื้นหลังได้ชัดเจน การเปลี่ยนภาพสีให้เป็นภาพที่มีแต่สีขาวดำโดยใช้ค่าขีดแบ่งเป็นตัวกำหนด มี contrast threshold เป็นค่าเปรียบเทียบของความสว่าง (contrast of luminance) น้อยที่สุดที่ทำให้ตาเปล่าสามารถมองเห็นวัตถุเป้าหมายโดยแยกวัตถุนั้นจากภาพเบื้องหลังในภายใต้สภาวะของความสว่างที่เหมาะสม (adaptation luminance) และมุมของการมองเห็น (visual angle) ที่เจาะจงลงไป

วิธีการนี้จะทำโดยการเลือกค่าขีดแบ่งมาหนึ่งค่าจากค่าความเข้มของภาพสีเทา (0-255) ซึ่งค่าความเข้มที่เลือกจะถูกนำมาใช้เป็นจุดแบ่ง คือ จากแต่ละพิกเซลในภาพถ้าจุดใดมีค่าน้อยกว่าหรือเท่ากับค่าขีดแบ่ง จุดนั้นจะถูกกำหนดให้มีค่าความเข้มเป็น 0 (สีดำ) ถ้าจุดใดมีค่ามากกว่าค่าขีดแบ่ง จุดนั้นจะถูกกำหนดให้มีค่าความเข้มเป็น 255 (สีขาว) ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้คือภาพไบนารี (ภาพขาวดำ) ถ้ากำหนดให้ $F(x, y)$ เป็นระดับความเข้มของภาพที่จุด (x, y) นั้นๆ $T(x, y)$ เป็นระดับความเข้มหลังจากปรับค่าขีดแบ่งที่จุด (x, y) นั้นๆ โดยค่า T เป็นค่าขีดแบ่งที่เลือกมาใช้แบ่งภาพแล้ว ฟังก์ชันที่ใช้ในการปรับค่าขีดแบ่งคือ

$$T(x, y) = \begin{cases} 0 & F(x, y) \leq T \\ 255 & F(x, y) > T \end{cases} \quad (3.7)$$



รูปที่ 3. 10 ภาพต้นฉบับขาวดำ และภาพผ่านการปรับค่าขีดแบ่ง

ในการปรับค่าขีดแบ่งภาพสีโดยใช้ค่าขีดแบ่งของสีแดง เขียว น้ำเงิน ฟังก์ชันที่ใช้ในการปรับค่าขีดแบ่งคือ

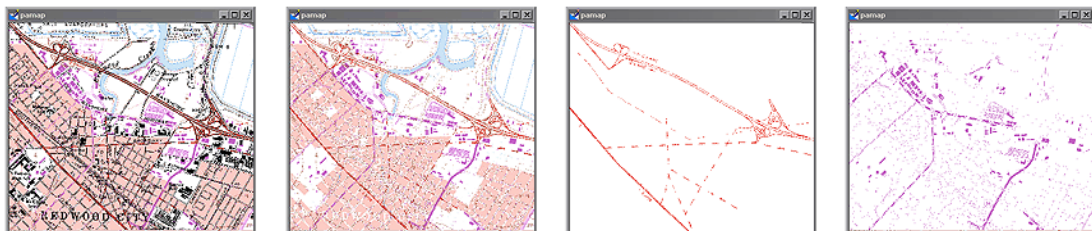
$$g(x, y) = \begin{cases} 1 & f_R(x, y) \geq T_R, f_G(x, y) \geq T_G, f_B(x, y) \geq T_B \\ 0 & \text{Otherwise} \end{cases} \quad (3.8)$$

$g(x, y)$ ฟังก์ชันที่ใช้ในการปรับค่าขีดแบ่งของภาพที่จุด (x, y) ค่า $f(x, y)$ เป็นระดับความเข้มของภาพที่จุด (x, y) นั้นๆ โดยค่า T_R, T_G, T_B เป็นค่าขีดแบ่งที่ใช้ในการเปรียบเทียบกับค่าสีในแต่ละพิกเซล ของสีแดง สีเขียวและสีน้ำเงินตามลำดับ ดังตัวอย่างในรูปที่ 3.11



รูปที่ 3. 11 ภาพต้นฉบับ และภาพผ่านการปรับค่าขีดแบ่ง

การปรับค่าขีดแบ่งภาพสี นอกจากจะใช้ค่าสีแดงเขียวและน้ำเงินแล้ว ยังสามารถทำได้ด้วยวิธีอื่นอีก เช่น การใช้ฟังก์ชันตรวจค่าในช่วงที่สนใจของภาพสี และการจัดกลุ่มพิกเซลที่มีสีเหมือนกันรวมกลุ่มเดียวกัน ดังตัวอย่างในรูปที่ 3.12



รูปที่ 3. 12 ภาพต้นฉบับ (ซ้ายมือสุด) และภาพผ่านการปรับค่าขีดแบ่งที่ค่าต่าง ๆ กัน

3.3. ขั้นตอนการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย (Target Detection Algorithm) [11],[12]

ลำดับขั้นตอนของการตรวจจับแผ่นเป้าหมายแสดงในรูปที่ 3.13 โดยในงานวิจัยนี้ ทำการเขียนโปรแกรมโดยภาษา C/C++ บนพื้นฐานของ OpenCV [13] มาช่วยในการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย ความละเอียดของภาพอยู่ที่ 640×480 หลังจากที่ทำกรจับภาพเรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนแรกของการประมวลผลภาพ (image processing) คือการแปลงภาพให้เป็นภาพระดับสีเทา (Gray scale image) ขั้นตอนต่อมาทำการแปลงภาพจาก Gray scale image เป็นภาพไบนารี (Binary image) โดยนำเทคนิคของ Threshold เข้ามาช่วย ในการแปลงภาพให้เป็น Binary image ขั้นตอนต่อมา ทำการกำจัดสิ่งที่ไม่ต้องการออก เพื่อความแม่นยำสำหรับการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย เมื่อได้ภาพแผ่นเป้าหมายตามที่ต้องการแล้ว ขั้นตอนต่อมาทำการ คำนวณหาค่าจุดศูนย์กลางของวงแหวน หาร์ศมีภายใน และรัศมีภายนอกของวงแหวนโดยวิธีคอนทัวร์ (contour finding) ขั้นตอนต่อมาทำการกำหนดหมายเลขให้กับวงแหวนแต่ละวง โดยใช้อัตราส่วนของรัศมีภายในต่อรัศมีภายนอก (C_r) ดังแสดงในสมการที่ (3.9)

$$C_r = \frac{r_{in}}{r_{out}} \quad (3.9)$$

โดยที่ r_{out} = ขนาดรัศมีภายนอกของวงแหวน

r_{in} = ขนาดรัศมีภายในของวงแหวน

สาเหตุที่ต้องระบุตัวเลข ให้กับวงแหวนแต่ละวงนั้นก็เพื่อนำค่ารัศมีจริงของวงแหวนที่ถูกจับภาพ มาใช้ในการคำนวณหาระยะ ระหว่างกล้องกับแผ่นเป้าหมาย เนื่องจากเรารู้ค่าพารามิเตอร์ของกล้อง รู้ขนาดของวงแหวนจากภาพ และรู้ขนาดวงแหวนจากแผ่นเป้าหมาย ดังนั้นเราจึงสามารถประมาณค่าความสูงของอากาศยานเหนือแผ่นเป้าหมาย ได้จากสมการที่ 3.10 โดยสมมติว่าอากาศยานบินขนานกับแผ่นเป้าหมาย

$$h_i = \frac{1}{2} \left(\frac{r_{i,out}[cm]}{r_{i,out}[pix]} + \frac{r_{i,in}[cm]}{r_{i,in}[pix]} \right) \alpha (pix) \quad (3.10)$$

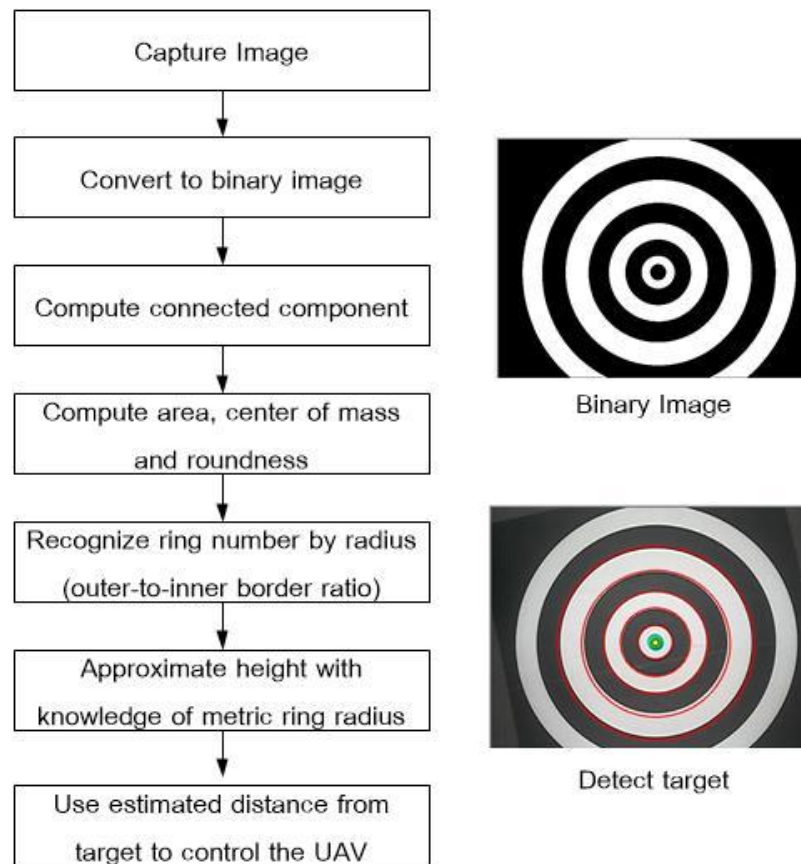
โดยที่ h_i = ระยะความสูงที่ตำแหน่ง i ใดๆ (cm)

α = เมตริกของกล้อง (pix)

3.4. ตัวกรองคาลมาน (Kalman Filter)

เนื่องจากระบบการเห็นภาพถูกนำมาใช้งานร่วมกับอากาศยาน 4 ใบพัด ค่าความสูงที่ได้จากการประมาณค่าจะมีค่าแกว่งในช่วงกว้าง เนื่องจากการสั่นสะเทือนทางกลของอากาศยาน 4 ใบพัด ทำให้ค่าที่ได้จากการประมาณค่านั้นไม่สามารถนำมาใช้ทำการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดได้ ดังนั้นจึงต้องทำการกรองการสั่นสะเทือนค่าความสูงที่ได้จากการประมาณด้วยตัวกรองคาลมานก่อน แล้วนำค่าความสูงที่ได้จากการกรองด้วยตัวกรองคาลมานมาใช้ในการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดต่อไป

เนื่องจากสิ่งที่เราต้องการรู้เมื่อวิเคราะห์ระบบก็คือ ณ เวลาหนึ่งๆ ระบบมีสถานะ (States) เป็นอย่างไร และสถานะของระบบเปลี่ยนแปลงตามเวลาอย่างไร ในทางปฏิบัติบ่อยครั้ง การหาสถานะของระบบไม่ใช่เรื่องง่าย เพราะมีข้อจำกัดหลายปัจจัย เช่น ความไม่สมบูรณ์ของเซ็นเซอร์ที่ใช้วัดสถานะของระบบและความคลาดเคลื่อนในการวัด ผลลัพธ์จากการวัดย่อมมีสัญญาณรบกวนปะปนเข้ามาอยู่เสมอ วิธีหนึ่งสำหรับหาสถานะของระบบคือใช้ตัวกรองคาลมาน ซึ่งเป็นสูตรทางคณิตศาสตร์ซึ่งพัฒนาโดย ดร. R. E. Kalman ปัจจุบันตัวกรองคาลมาน ถูกนำมาใช้อย่างแพร่หลาย โดยเฉพาะอย่างยิ่งเพื่อใช้ประมวลผลข้อมูลจากเซ็นเซอร์หลายประเภท ภายใต้สัญญาณรบกวน การวัดตำแหน่งของวัตถุเป้าหมายที่ปรากฏบนภาพก็เช่นกัน การใช้ตัวกรองคาลมานจะทำให้ตำแหน่งของวัตถุเป้าหมายที่ปรากฏบนภาพมีความน่าเชื่อถือมากขึ้น



รูปที่ 3. 13 ลำดับขั้นตอนในการจับแผ่นเป้าหมาย (Target detection algorithm)

สำหรับการควบคุมที่อาศัยแบบจำลอง (model-based control) ในทางปฏิบัติแล้วการหาแบบจำลองของระบบ (system model) ให้มีความถูกต้องแม่นยำนั้นเป็นเรื่องยาก อีกทั้งการวัดค่าตัวแปรสถานะ (state variable) ด้วยอุปกรณ์รับรู้ย่อมมีสัญญาณรบกวนเข้ามาปะปนอยู่ด้วยเสมอ การศึกษาทฤษฎีการประมาณค่าอย่างเหมาะสม (optimal estimation theory) ของระบบพลวัตคือการประมาณค่าตัวแปรสถานะที่เหมาะสม ภายใต้สมมติฐานที่มีความไม่แน่นอนของแบบจำลองของระบบและความไม่แน่นอนจากการวัด ตัวกรองคาลมานเป็นตัวประมาณค่า (estimator) ซึ่งพัฒนาจากวิธีการกำลังสองน้อยสุดโดยการลดค่าเฉลี่ยของค่าผิดพลาดยกกำลังสองให้มิต่ำน้อยสุด ทำให้ตัวกรองคาลมานเป็นตัวประมาณค่าที่เหมาะสมที่สุดในแง่ของสถิติ ต่อไปจะกล่าวถึงตัวกรองคาลมานแบบไม่ต่อเนื่อง (discrete Kalman filter)

พิจารณาระบบพลวัตในรูปแบบที่ไม่ต่อเนื่อง ซึ่งจะแสดงด้วยระบบสมการผลต่างสืบเนื่อง

$$x_k = Ax_{k-1} + Bu_{k-1} + w_{k-1} \quad (3.11)$$

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (3.12)$$

เมทริกซ์ A ในสมการผลต่างสืบเนื่อง (3.11) เรียกว่าเมทริกซ์การเปลี่ยนตัวแปรสถานะ (state transition matrix) แสดงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรสถานะขั้นที่ $k-1$ กับตัวแปรสถานะขั้นที่ k และเมทริกซ์ B แสดงความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณควบคุมและตัวแปรสถานะของระบบเมื่อปราศจากสัญญาณรบกวน

เมทริกซ์ H แสดงความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรสถานะของระบบกับตัวแปรการวัดที่สามารถวัดได้ เมทริกซ์ A และ H อาจจะมีค่าเปลี่ยนแปลงได้ตามเวลาหรืออาจจะกำหนดให้มีค่าคงที่ตลอดเวลาได้

เวกเตอร์ w_k และ v_k คือสัญญาณรบกวนอันเนื่องมาจากความไม่แน่นอนของแบบจำลอง และสัญญาณรบกวนอันเนื่องมาจากการวัด ตามลำดับ ซึ่งมีเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมเกี่ยว (covariance matrix) เป็น Q_k และ R_k ตามลำดับ โดยที่

$$Q_k = E\{w_k w_k^T\} \quad (3.13)$$

$$R_k = E\{v_k v_k^T\} \quad (3.14)$$

ซึ่งอาจมีค่าเปลี่ยนแปลงตามเวลาหรืออาจจะกำหนดให้มีค่าคงที่ตลอดเวลาได้เช่นกัน

โดยที่ $E\{\cdot\}$ แทนการคำนวณหาค่าคาดหวัง (expected value)

ต่อไปจะขียนิยาม ค่าผิดพลาดการประมาณก่อน (priori estimate error)

$$e_k^- = x_k - \hat{x}_k^- \quad (3.15)$$

และค่าผิดพลาดการประมาณหลัง (posteriori estimate error)

$$e_k = x_k - \hat{x}_k \quad (3.16)$$

ทำให้สามารถเขียนเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมเกี่ยวของค่าผิดพลาดการประมาณก่อน (priori estimate error covariance)

$$P_k^- = E\{e_k^- e_k^{-T}\} \quad (3.17)$$

และเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมเกี่ยวของค่าผิดพลาดการประมาณหลัง (posteriori estimate error covariance)

$$P_k = E\{e_k e_k^T\} \quad (3.18)$$

ในการพิสูจน์สมการของตัวกรองคาลมาน เริ่มจากการหาสมการที่คำนวณค่าตัวแปรสถานะหลัง \hat{x}_k จากผลรวมเชิงเส้นระหว่างตัวแปรสถานะก่อน \hat{x}_k^- กับผลต่างระหว่างค่าที่วัดได้ z_k กับค่าวัดจากการทำนายล่วงหน้า $H \hat{x}_k^-$ ดังแสดงในสมการ (3.19)

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - H \hat{x}_k^-) \quad (3.19)$$

เมทริกซ์ K_k ถูกเรียกว่า อัตราขยายคาลมาน (Kalman gain) ซึ่งถูกเลือกเป็นค่าที่ทำให้เมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมเกี่ยวของค่าผิดพลาดการประมาณหลัง ตามสมการ (3.18) มีค่าน้อยที่สุด ซึ่งมีคำตอบรูปแบบหนึ่งคือ

$$\begin{aligned} K_k &= P_k^- H^T (H P_k^- H^T + R)^{-1} \\ &= \frac{P_k^- H^T}{H P_k^- H^T + R} \end{aligned} \quad (3.20)$$

ขั้นตอนการคำนวณเพื่อประมาณค่าตัวแปรสถานะที่เหมาะสม จะเริ่มจากค่าเริ่มต้นของ x_{k-1} และ P_{k-1} และในแต่ละรอบการคำนวณจะแบ่งออกเป็น 2 ขั้นตอนได้แก่

1. **ช่วงทำนาย** จะทำนายค่าตัวแปรสถานะล่วงหน้าจากค่าตัวแปรสถานะปัจจุบัน ชุดของสมการประกอบด้วย

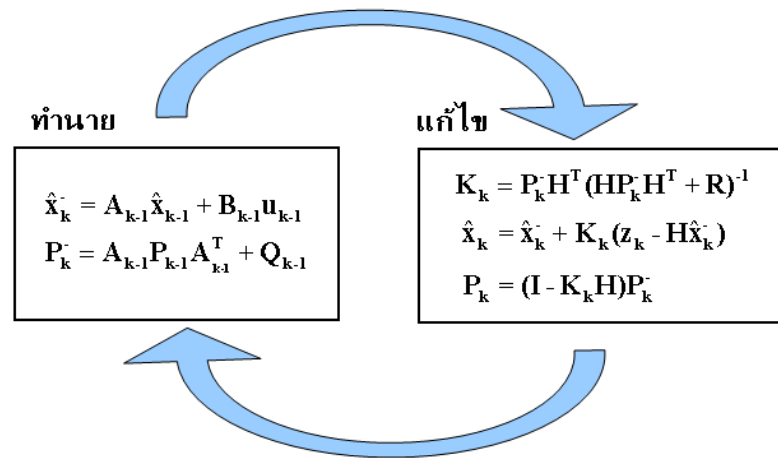
$$\hat{x}_k^- = A_{k-1} \hat{x}_{k-1} + B_{k-1} u_{k-1} \quad (3.21)$$

$$P_k^- = A_{k-1} P_{k-1} A_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (3.22)$$

2. **ช่วงแก้ไข** จะทำหน้าที่คำนวณตัวแปรสถานะที่เหมาะสม โดยป้อนกลับค่าที่วัดได้ใหม่ ร่วมกับค่าตัวแปรสถานะล่วงหน้าที่คำนวณได้จากช่วงทำนาย ชุดของสมการประกอบด้วย การคำนวณอัตราขยายคาลมานตามสมการที่ (3.18) และ

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + K_k (z_k - H \hat{x}_k^-) \quad (3.23)$$

$$P_k = (I - K_k H) P_k^- \quad (3.24)$$



รูปที่ 3. 14 ขั้นตอนการคำนวณตัวกรองของคาลมาน

เพื่อความง่ายในการคำนวณ ผู้วิจัยจะขอตั้งข้อสันนิษฐานว่าอัตราการติดตามมีค่ามากเพียงพอเมื่อเทียบกับอัตราเร็วของวัตถุที่ไม่มากนัก จึงสามารถจะ สมมติได้ว่าอนุภาคมีอัตราเร็วคงที่ในช่วงเวลาแคบๆ ทำให้ได้แบบจำลองแบบตัวแปรสถานะอันดับ 4 ดังสมการที่ 3.25 และ 3.26

$$\begin{bmatrix} x_{k+1} \\ y_{k+1} \\ \dot{x}_{k+1} \\ \dot{y}_{k+1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & dt & 0 \\ 0 & 1 & 0 & dt \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_k \\ y_k \\ \dot{x}_k \\ \dot{y}_k \end{bmatrix} + w_{k-1} \quad (3.25)$$

$$z_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_k \\ y_k \\ \dot{x}_k \\ \dot{y}_k \end{bmatrix} + v_k \quad (3.26)$$

โดยที่ x_k และ y_k คือตำแหน่งของจุดภาพของอนุภาคที่ปรากฏบนภาพตามแนวแกนนอนและ

แกนตั้ง ตามลำดับ

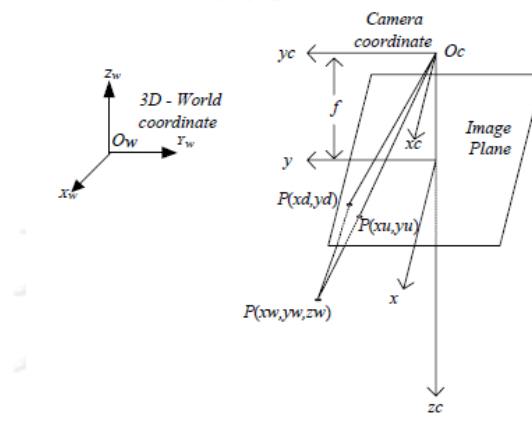
\dot{x}_k และ \dot{y}_k คืออัตราเร็วของจุดภาพของอนุภาคที่ปรากฏบนภาพตามแนวแกนนอนและ

แกนตั้ง ตามลำดับ

และ z_k คือจุดภาพที่ได้หลังจากการกรอง จุดนี้จะถือว่าเป็นตำแหน่งของอนุภาคบนภาพ

3.5. แบบจำลองของกล้อง (Camera Model) [14]

แบบจำลองของกล้อง (Camera Model) เป็นการจำลองถึงลักษณะการเกิดภาพ บนระนาบของภาพ จากวัตถุใน 3 มิติ ซึ่งความสัมพันธ์ดังกล่าวจะทำให้ได้สมการ ที่แสดงความเชื่อมโยงระหว่างการแปลงในระบบพิกัดต่างๆ เริ่มจากการแปลงพิกัดของวัตถุในระบบพิกัดโลก 3 มิติ (3D world coordinate system) ไปสู่ระบบพิกัดในคอมพิวเตอร์ (computer image coordinate system or pixel coordinate)



รูปที่ 3. 15 แสดงลักษณะของแบบจำลองกล้อง[14]

จากรูปที่ 3.15 ระบบพิกัดโลกสามมิติ (3-D World Coordinate System) และระบบพิกัดกล้อง (Camera Coordinate System) สามารถแสดงความสัมพันธ์ของทั้งสองระบบได้คือ

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} x_w \\ y_w \\ z_w \end{bmatrix} + T \quad (3.27)$$

โดยที่ R เป็น 3×3 Rotation matrix

$$R = \begin{bmatrix} r_1 & r_2 & r_3 \\ r_4 & r_5 & r_6 \\ r_7 & r_8 & r_9 \end{bmatrix} \quad (3.28)$$

และ T เป็น Translation vector

$$T = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

จากนั้นสามารถแสดงความสัมพันธ์ของระบบพิกัดกล้อง (Camera Coordinate System) กับระบบพิกัดภาพ (Image Plane Coordinate System) โดยพิจารณาว่ากล้องเป็นแบบ Pinhole Camera Model ดังสมการที่ 3.30 และ 3.31

$$x_u = f \frac{x}{z} \quad (3.30)$$

$$y_u = f \frac{y}{z} \quad (3.31)$$

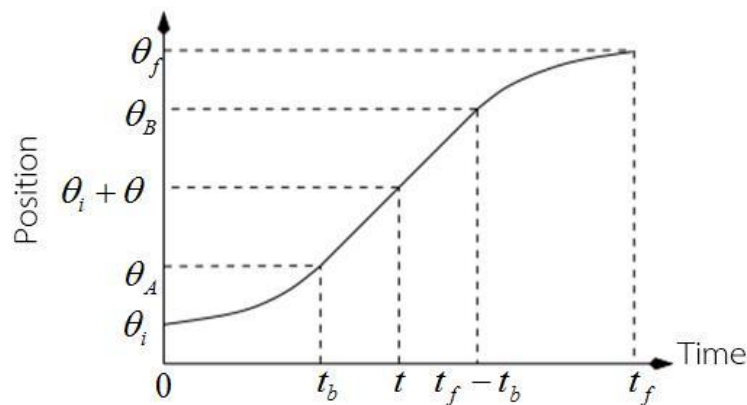


บทที่ 4

การออกแบบเส้นทางเดิน และการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด

4.1. เส้นทางเดินแบบ Linear segments with parabolic blends [15]

ในงานวิจัยนี้เป็นงานวิจัยเกี่ยวกับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด การจะทำให้ลงจอดอัตโนมัติได้นั้น จะต้องมีการสร้างเส้นทางเดินให้กับอากาศยาน ก่อนที่จะทำการสั่งให้ลงจอด และเส้นทางเดินในงานวิจัยนี้สร้างเส้นทางเดินแบบ **Linear segments with parabolic blends** ซึ่งลักษณะเส้นทางเดินจากจุดเริ่มต้นจนถึงจุดสุดท้าย แสดงดังรูปที่ 4.1 และถูกสร้างผ่านสมการที่ 4.1 – 4.7 ณ เวลาใดๆ



รูปที่ 4. 1 แสดงตำแหน่งทางเดินแบบ linear segments with parabolic blends

รูปที่ 4.1 กำหนดให้ ตำแหน่งเริ่มต้น และตำแหน่งสุดท้ายของปลายแขนหุ่นยนต์ คือ θ_i และ θ_f ณ เวลาเริ่มต้น $t_i = 0$ และเวลาสุดท้าย t_f โดยจะเคลื่อนที่ด้วยความเร็วคงที่ในช่วงเวลา t_b ถึง $t_f - t_b$ ดังแสดงในสมการที่ 4.1

$$\begin{aligned}\theta(t) &= c_0 + c_1 t + \frac{1}{2} c_2 t^2 \\ \dot{\theta}(t) &= c_1 + c_2 t \\ \ddot{\theta}(t) &= c_2\end{aligned}\tag{4.1}$$

ช่วงเวลาเริ่มต้น $t = 0$ จนถึงช่วง $t = t_b$ เป็นช่วงที่ความเร่งคงที่ สมการการเคลื่อนที่ในช่วงนี้แสดงดังสมการที่ 4.2, 4.3 และ 4.4 ตามลำดับ

$$\theta(t) = \theta_i + \frac{1}{2} c_2 t^2\tag{4.2}$$

$$\dot{\theta}(t) = c_2 t \quad (4.3)$$

$$\ddot{\theta}(t) = c_2 \quad (4.4)$$

ช่วงต่อมาเป็นการเคลื่อนที่ในแนวเส้นตรงคือช่วงที่เวลา $t = t_b$ จนถึง $t = t_f - t_b$ ในช่วงนี้ความเร็วที่ใช้ในการเคลื่อนที่จะมีค่าคงที่ และสามารถหาตำแหน่ง และความเร็วในการเคลื่อนที่ที่จุด A, B และจุดสุดท้ายได้ดังสมการที่ 4.5

$$\begin{aligned} \theta_A &= \theta_i + \frac{1}{2} c_2 t_b^2 \\ \dot{\theta}_A &= c_2 t_b = \omega \\ \theta_B &= \theta_A + \omega((t_f - t_b) - t_b) = \theta_A + \omega(t_f - 2t_b) \\ \dot{\theta}_B &= \dot{\theta}_A = \omega \\ \theta_f &= \theta_B + (\theta_A - \theta_i) \\ \dot{\theta}_f &= 0 \end{aligned} \quad (4.5)$$

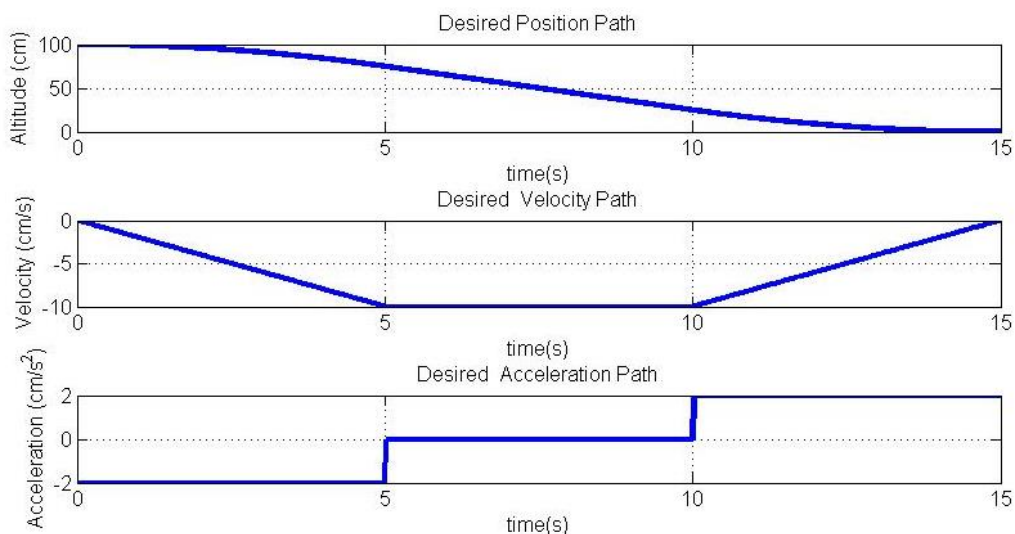
จากสมการที่ 4.5 เราสามารถคำนวณหาเวลา t_b ดังแสดงในสมการที่ 4.6

$$t_b = \frac{\theta_i - \theta_f + \omega t_f}{\omega} \quad (4.6)$$

ช่วงเส้นโค้งสุดท้ายคือช่วงที่ $t = t_f - t_b$ จนถึง $t = t_f$ เป็นช่วงที่มีเส้นทางเดินสมมาตรกับช่วงเริ่มต้น ต่างกันที่ความเร่งมีค่าติดลบ ดังสมการที่ 4.7

$$\begin{aligned} \theta(t) &= \theta_f - \frac{\omega}{2t_b} (t_f - t)^2 \\ \dot{\theta}(t) &= \frac{\omega}{t_b} (t_f - t) \\ \ddot{\theta}(t) &= -\frac{\omega}{t_b} \end{aligned} \quad (4.7)$$

จากสมการที่ 4.1 – 4.7 สามารถนำมาจำลองเส้นทางเดินสำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยได้กำหนดความสูงเริ่มต้นที่ 100 cm และความสูงสุดท้ายที่ 0 cm กำหนดความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัดไว้ที่ความเร็ว 10 cm/s ผลที่ได้จากการจำลองเส้นทางเดินของอากาศยาน 4 ใบพัด ถูกแสดงในรูปที่ 4.2 และผลที่ได้ถูกนำมาใช้ในการกำหนดเส้นทางเดินในการลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัดต่อไป



รูปที่ 4. 2 แสดงผลการจำลองเส้นทางเดินสำหรับการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด

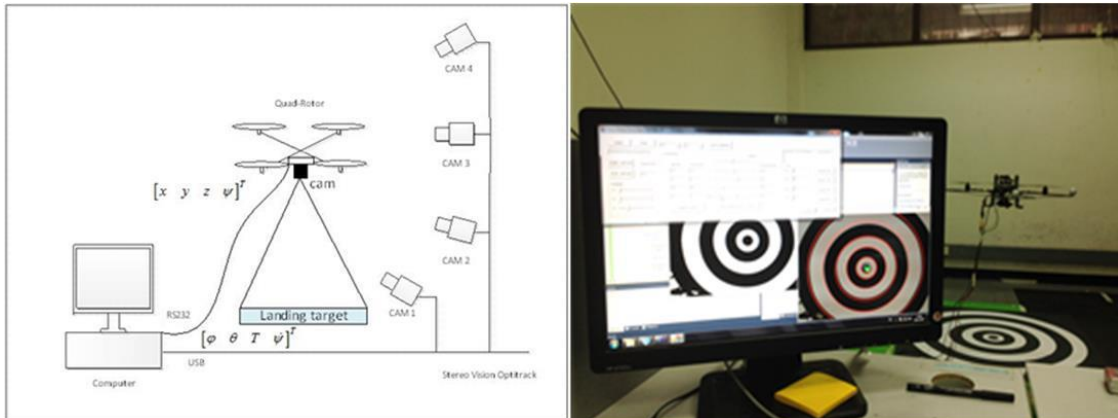
4.2. การควบคุมตำแหน่งในพิภด 3 มิติของอากาศยาน 4 ใบพัด

ในงานวิจัยนี้ใช้อากาศยาน 4 ใบพัด ที่มีระบบควบคุมท่าทางการบินของ AscTec Pelican เพื่อให้การพัฒนาาระบบควบคุมตำแหน่งใน 3 มิติ โดยที่สัญญาณที่ส่งไปควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด จะคล้ายกับสัญญาณที่ออกจากตัวรับวิทยุ (Receiver) คือ สัญญาณควบคุมมุมเอียงซ้าย-เอียงขวา (Roll Angle, φ) สัญญาณควบคุมมุมก้ม-เงย (Pitch Angle, θ) สัญญาณควบคุมแรงยกตัว (Thrust, T) และสัญญาณควบคุมอัตราเร็วในการหมุน (Yaw Rate, ω_z) ซึ่งสัญญาณทั้ง 4 ช่องนี้ ถูกส่งผ่านทาง การสื่อสารแบบอนุกรม (Serial Communication) แบบ RS232

การตรวจจับตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด ใช้ระบบกล้องสเตอริโอออปติแตรีก (Optitrack) ที่ถูกพัฒนาโดยบริษัท NaturalPoint Inc. จำนวนทั้งหมด 4 ตัวทำงานร่วมกับระบบ การเห็นภาพที่ถูกพัฒนาขึ้นมา โดยระบบกล้องสเตอริโอออปติแตรีกจะทำการติดตามจุด 4 จุด ซึ่ง ถูกติดไว้บนอากาศยาน 4 ใบพัด ระบบกล้องสเตอริโอออปติแตรีกนี้จะทำการติดตามตำแหน่ง ศูนย์กลางของจุดทั้ง 4 และทำการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญทั้งหมด 6 ค่า คือ (ตำแหน่ง ตามแนวแกนเอ็กซ์(x-axis), ตำแหน่งตามแนวแกนวาย(y-axis), ตำแหน่งตามแนวแกนแซด(z-axis), มุม หมุนรอบแกนเอ็กซ์(roll), มุมหมุนรอบแกนวาย(pitch), มุมหมุนรอบแกนแซด(yaw) ($x, y, z, \varphi, \theta, \psi$) ส่วนระบบการเห็นภาพที่ได้พัฒนามันนั้นจะทำการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่ สำคัญจำนวน 3 ค่า คือ ตำแหน่งตามแนวแกนเอ็กซ์ ตำแหน่งตามแนวแกนวาย และตำแหน่งตาม แนวแกนแซด (x, y, z) ซึ่งค่าพารามิเตอร์นี้จะสัมพันธ์กับแผ่นเป้าหมาย หลังจากนั้นค่าตำแหน่งที่ได้ จากการประมาณค่าด้วยระบบการเห็นภาพที่พัฒนามัน จะถูกนำมาใช้เป็นสัญญาณขาเข้าให้กับระบบ

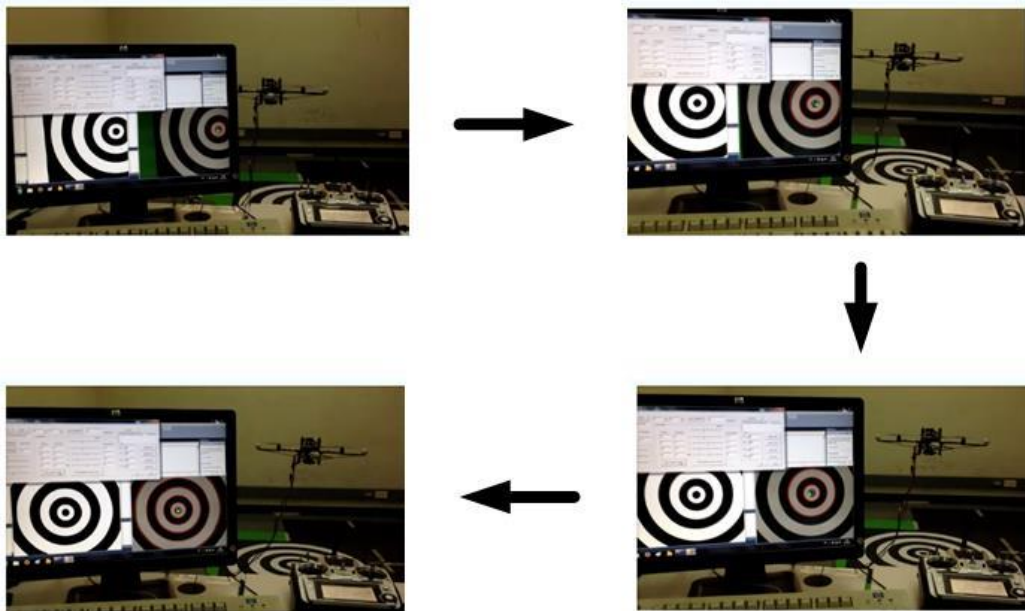
ระบบควบคุมตำแหน่งในพิภด 3 มิติของอากาศยาน 4 ใบพัด ในงานวิจัยนี้ใช้ค่าตัวแปร เพียง 3 ตัวจากระบบกล้องสเตอริโอออปติแตรีก คือ (x, y, ψ) และค่าตัวแปรอีกหนึ่งตัวคือ (z) จากระบบการเห็นภาพที่พัฒนามันมา ใช้ในการสร้างสัญญาณสำหรับควบคุมแบบป้อนกลับ ตัว

โปรแกรมควบคุมและส่วนติดต่อกับผู้ใช้งาน (GUI) เขียนด้วยภาษา C++ ทำงานอยู่บนระบบปฏิบัติการวินโดวส์ 7 บนเครื่องคอมพิวเตอร์พีซี เมื่อได้สัญญาณควบคุมตำแหน่งแล้วจึงส่งไปยังอากาศยาน 4 ใบพัดต่อไป ซึ่งสามารถแสดงดังรูปที่ 4.3



รูปที่ 4.3 ภาพการควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดด้วยระบบกล้องสเตอริโอ optitrack ทำงานร่วมกับระบบการเห็นภาพที่พัฒนาขึ้น

ระบบการเห็นภาพที่พัฒนาขึ้นจะเริ่มใช้งานขึ้นเมื่ออากาศยานทำการบินอยู่บริเวณรอบๆ แผ่นเป้าหมาย ขณะที่อากาศยานบินอยู่บริเวณรอบๆ แผ่นเป้าหมายนั้นกล้องที่ติดตั้งอยู่ด้านใต้ลำตัวของอากาศยาน จะทำการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย แล้วทำการประมาณค่าตำแหน่งของอากาศยานที่บินอยู่เหนือแผ่นเป้าหมาย ค่าพารามิเตอร์ที่ได้จากการประมาณค่าคือ (x, y, z) ซึ่งค่าพารามิเตอร์ในแนวระดับ (x, y) จะถูกนำมาใช้ในการกำหนดตำแหน่งอ้างอิงให้กับอากาศยานเพื่อให้อากาศยานบินรักษาจุดศูนย์กลางของแผ่นเป้าหมายตลอดเวลา ส่วนค่าพารามิเตอร์ในแนวตั้ง (z) จะถูกนำมาใช้ในการสร้างสัญญาณสำหรับควบคุมแบบป้อนกลับสำหรับอากาศยาน และเมื่อเริ่มมีการใช้ระบบการเห็นภาพที่พัฒนาขึ้นมานั้น อากาศยานจะทำการบินจากจุดเริ่มต้นใดๆ บริเวณรอบๆ แผ่นเป้าหมาย เคลื่อนมายังจุดศูนย์กลางของแผ่นเป้าหมาย แล้วทำการรักษาตำแหน่งให้อยู่เหนือแผ่นเป้าหมายตลอดเวลา ดังแสดงในรูปที่ 4.4



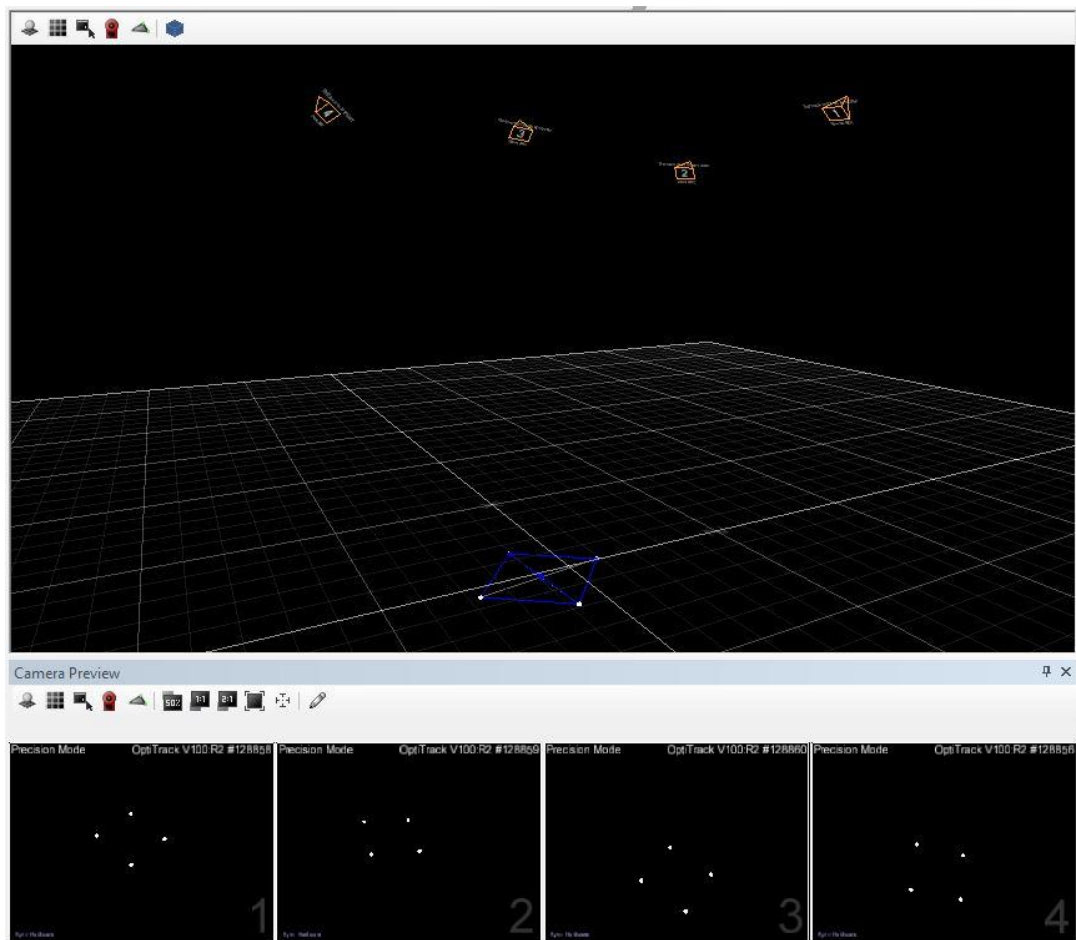
รูปที่ 4. 4 แสดงตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด เมื่อเริ่มมีการนำระบบการเห็นภาพมาใช้งาน

4.2.1. ระบบกล้องสเตอริโอออปติคัล (Optitrack)

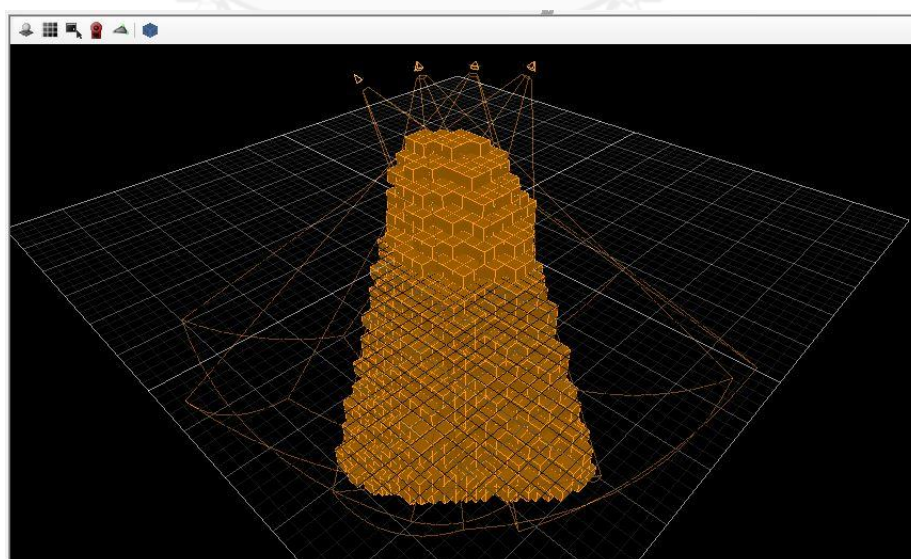
ระบบกล้องสเตอริโอออปติคัลเป็นเครื่องมือที่ใช้สำหรับตรวจจับการเคลื่อนไหว (Motion capture) ที่สามารถตรวจจับจุดตำแหน่งในสามมิติพร้อมกันหลายจุด ที่ความละเอียดและอัตราเร็วภาพที่สูง ซึ่งถูกพัฒนาโดยบริษัท NaturalPoint Inc. โดยเริ่มจากกำหนดตำแหน่งศูนย์กลางของพื้นที่การทำงาน ซึ่งจุดศูนย์กลางการทำงานนี้จะต้องอยู่ที่กึ่งกลางภาพของกล้องทุกตัว จากนั้นทำการสอบเทียบระบบกล้องสเตอริโอ โดยโปรแกรม OptiTrack Tool ใช้วิธีการสอบของ T. Svoboda , A convenient Multi-Camera Self-Calibration for virtual environments [16] เมื่อเสร็จสิ้นกระบวนการสอบเทียบแล้ว โปรแกรม OptiTrack tool จะแสดงตำแหน่งของกล้องแต่ละตัวเทียบกับแกนอ้างอิงระบบกล้องเป็นภาพ 3 มิติ ดังแสดงในรูปที่ 4.5 โดยกรอบภาพด้านบนจะแสดงตำแหน่งและมุมการหมุนของกล้องทั้งสี่ตัวเทียบกับวัตถุที่มองเห็นในพิคัด 3 มิติ ส่วนกรอบภาพ 4 ภาพข้างล่างจะแสดงตำแหน่งกลุ่มจุดที่กล้องแต่ละตัวมองเห็น

ระบบกล้องสเตอริโอออปติคัลหลังจากที่เสร็จสิ้นกระบวนการสอบเทียบแล้ว ห้ามทำการเคลื่อนย้ายหรือขยับกล้อง ถ้ามีกล้องตัวใดตัวหนึ่งขยับหรือเคลื่อนจากตำแหน่งที่ถูกสอบเทียบไว้แล้ว จะต้องทำการสอบเทียบใหม่ มิเช่นนั้นตำแหน่งที่วัดได้จากระบบกล้องสเตอริโอออปติคัลจะคลาดเคลื่อนไป

นอกจากนั้นเรายังสามารถตรวจสอบบริเวณพื้นที่ที่ระบบกล้องออปติคัลสามารถตรวจจับวัตถุใน 3 มิติได้ ดังแสดงในรูปที่ 4.6 ซึ่งบริเวณพื้นที่การทำงานจะเป็นบริเวณกล่องสี่เหลี่ยมสีส้ม เพื่อให้ได้ตำแหน่งในพิคัด 3 มิติที่ถูกต้องแม่นยำ จะต้องมียุทธศาสตร์ที่มองเห็นวัตถุเป้าหมายอย่างน้อย 3 ตัวจากกล้องทั้งหมด 4 ตัว

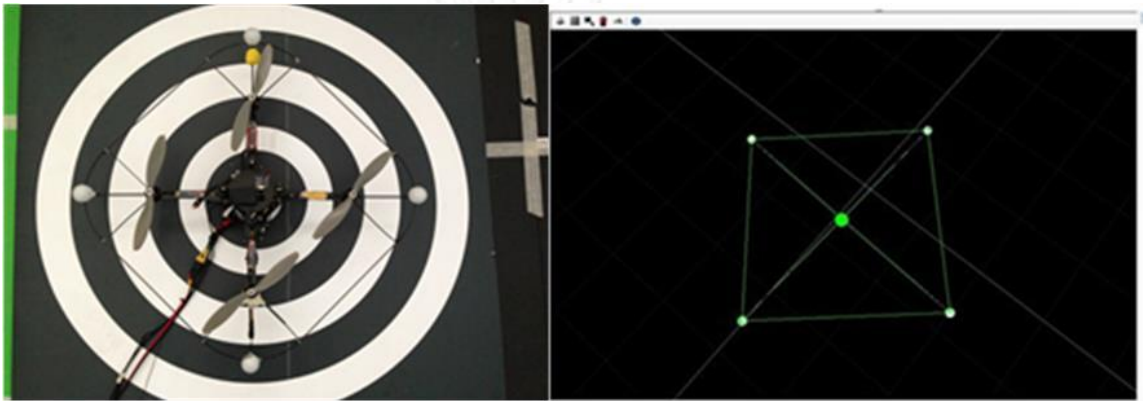


รูปที่ 4.5 แสดงหน้าต่างโปรแกรมของ OptiTrack Tool

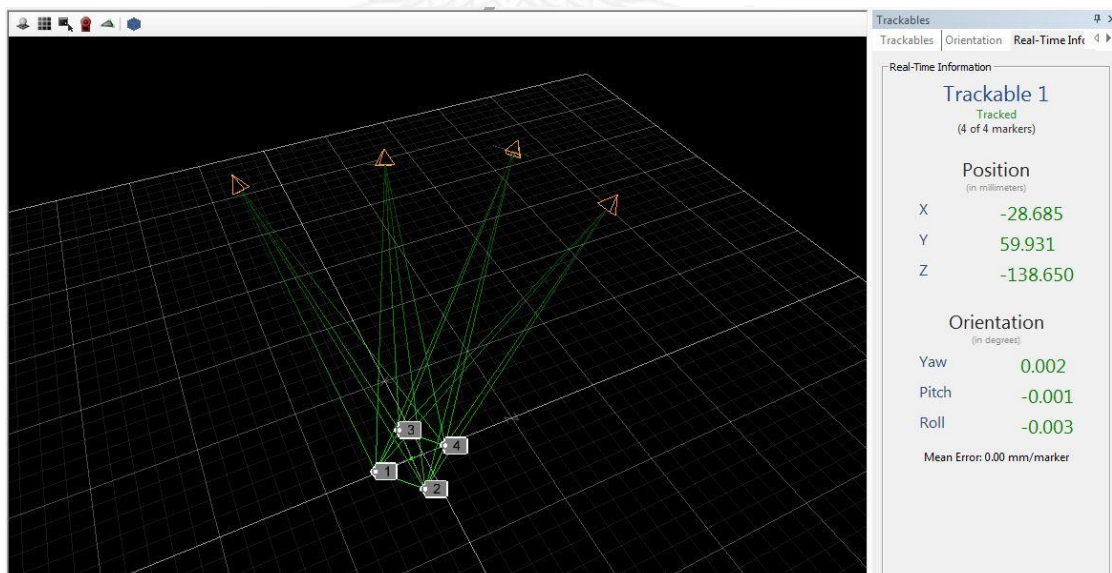


รูปที่ 4.6 แสดงบริเวณที่การตรวจจับวัตถุของระบบกล้อง OptiTrack

และเราสามารถติดตามตำแหน่งในพิกัด 3 มิติของอากาศยาน 4 ใบพัดได้โดยติดวัตถุทรงกลมสะท้อนแสงจำนวน 4 อัน ไว้ที่อากาศยาน 4 ใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 4.7 ซึ่งระบบกล้องออปติแตรกจะคำนวณหาตำแหน่งศูนย์กลางของจุดทั้ง 4 และคำนวณหาค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญทั้งหมด 6 ค่า คือ $(x, y, z, \varphi, \theta, \psi)$ โดยที่ระยะห่างระหว่างจุดแต่ละจุดจะถูกจดจำไว้ ทำให้ระบบกล้องออปติแตรกสามารถประมาณตำแหน่งทรงกลมทั้งหมดได้ แม้ว่าทรงกลมบางอันจะถูกบดบังไป ซึ่งทรงกลมที่มองเห็นต้องมีอย่างน้อย 3 อันจากทั้งหมด 4 อัน ดังแสดงในรูปที่ 4.8



รูปที่ 4. 7 (ซ้าย) รูปวัตถุทรงกลมสะท้อนแสงจำนวน 4 อันที่ถูกติดตั้งไว้ยังอากาศยาน 4 ใบพัด (ขวา) รูปตำแหน่งจุดของวัตถุทรงกลมของอากาศยาน 4 ใบพัดที่กล้องออปติแตรกตรวจจับได้

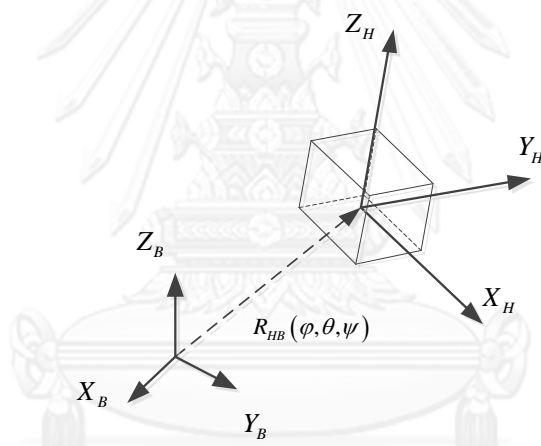


รูปที่ 4. 8 แสดง การตรวจจับวัตถุในพิกัด 3 มิติหลายวัตถุ จากนั้นโปรแกรมจะคำนวณหาตำแหน่งจุดศูนย์กลางและค่ามุมการหมุน

4.2.2. การแปลงความสัมพันธ์ระหว่างแกนอ้างอิงระบบกล้องสเตอริโอไปยังแกนอ้างอิงของอากาศยาน 4 ใบพัด

เนื่องจากตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด ที่ได้จากระบบกล้องสเตอริโออ็อปติมาตรนั้น เขียนอ้างอิงเทียบกับแกนอ้างอิงของระบบกล้อง แต่ในการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดนั้นค่าต่าง ๆ ที่ใช้จะเทียบกับแกนอ้างอิงของอากาศยาน 4 ใบพัดเอง ดังนั้นเราจำเป็นต้องรู้ว่าแกนของอากาศยาน 4 ใบพัดนั้นมีมุมการหมุนเป็นอย่างไรบ้างเมื่อเทียบกับแกนอ้างอิงของระบบกล้อง ซึ่งค่าการหมุนนี้เป็นเมทริกซ์ขนาด 3×3 เรียกว่า Rotation matrices , ${}^B_H R(\varphi, \theta, \psi)$ ดังแสดงในรูปที่ 4.9

ในวิทยานิพนธ์เล่มนี้เป็นเพียงการทดสอบการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดอย่างง่าย คือ ควบคุมให้อากาศยาน 4 ใบพัดบินรักษาท่าแหน่งใน 4 DOF คือ (x, y, z, ψ) ดังนั้นจึงประมาณมุมการหมุนของแกนอ้างอิงของอากาศยาน 4 ใบพัดเทียบกับแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโอว่าประมาณ 0 องศา ทำให้ ${}^B_H R(\varphi, \theta, \psi) = I_{3 \times 3}$



รูปที่ 4. 9 รูปความสัมพันธ์ระหว่างแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโอกับแกนอ้างอิงของอากาศยาน 4 ใบพัด

4.3. การออกแบบระบบควบคุมตำแหน่งในพิกัด 3 มิติของอากาศยาน 4 ใบพัดร่วมกับการเห็นภาพ [17]

หลักการทางตรรกศาสตร์ของการควบคุม คือการออกแบบเพื่อที่จะจัดการกับสัญญาณคลาดเคลื่อน (Error signal) เพื่อให้ได้สัญญาณควบคุม (Control signal) ที่ถูกต้อง ซึ่งจะกล่าวได้ว่าหน้าที่หลักของตัวควบคุม คือการควบคุมระบบให้ได้ค่าสัญญาณควบคุมที่ถูกต้องหรือใกล้เคียงกับค่าที่ออกแบบไว้มากที่สุด

สำหรับในโครงการวิทยานิพนธ์นี้ ได้ใช้ตัวควบคุมแบบ พี.ไอ.ดี. ในการควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัด ซึ่งผลของการควบคุมแบบพี. แบบ ไอ. และแบบ ดี. จะมีข้อดีแตกต่างกัน คือการควบคุมแบบ พี. จะทำให้การตอบสนองของระบบรวดเร็วขึ้น การควบคุมแบบ ไอ.จะมีหน้าที่ลดความคลาดเคลื่อนที่สภาวะคงตัว (Steady state error) ให้น้อยลง ส่วนการควบคุมแบบ ดี. จะทำให้ระบบมีเสถียรภาพมากขึ้น เมื่อใช้ควบคู่กับการควบคุมแบบ พี. และการควบคุมแบบ ไอ.

แม้ว่าในกระบวนการการเคลื่อนที่จริง จะเป็นแบบต่อเนื่องของเวลา (Continuous in time) แต่กระบวนการต่างๆ ในคอมพิวเตอร์จะเป็นแบบไม่ต่อเนื่องของเวลา (Discrete in time) เนื่องจากการประมวลผลต้องอาศัยการสุ่มข้อมูล (Sampling) ตามค่าสัญญาณความถี่นาฬิกาของเครื่องคอมพิวเตอร์นั้นๆ จึงเป็นเหตุผลที่จะใช้ในการออกแบบโปรแกรมชุดควบคุมให้มีลักษณะเป็นแบบไม่ต่อเนื่องของเวลา (Discrete controller) โดยตัวควบคุมแบบ พี.ไอ.ดี. สามารถหาได้จากสมการ ดังนี้

4.3.1. การควบคุมแบบ พี. (Proportional Control)

การควบคุมแบบ พี.ค่าการควบคุมจะเป็นสัดส่วนกับค่าความคลาดเคลื่อน เขียนอยู่ในรูปแบบไม่ต่อเนื่อง (Discrete form) ตามสมการ

$$u(k) = K_p e(k) \quad (4.8)$$

4.3.2. การควบคุมแบบ ไอ.(Integral Control)

การควบคุมแบบ ไอ.ค่าการควบคุมจะเป็นสัดส่วนกับค่าผลรวมของความคลาดเคลื่อนเทียบกับเวลา ซึ่งก็คือพื้นที่ใต้กราฟความคลาดเคลื่อนของเทียบกับเวลา สามารถประมาณค่าได้โดยนับผลรวมพื้นที่สี่เหลี่ยมผืนผ้าใต้เส้นโค้งที่เป็นความสัมพันธ์ระหว่างค่าความคลาดเคลื่อนจุดหนึ่งๆ กับช่วงเวลาในการสุ่มค่า ซึ่งผลที่ได้เป็นไปตามสมการ

$$u(k) = K_I T \sum_{i=1}^k e(k) \quad (4.9)$$

4.3.3. การควบคุมแบบ ดี.(Derivative Control)

การควบคุมแบบ ดี. ค่าการควบคุมจะเป็นสัดส่วนกับค่าการเปลี่ยนแปลงของค่าความคลาดเคลื่อนเทียบกับเวลา สามารถเขียนให้อยู่ในรูปแบบไม่ต่อเนื่องได้ ตามสมการ

$$u(k) = K_D \frac{e(k) - e(k-1)}{T} \quad (4.10)$$

4.3.4. การควบคุมแบบ พี.ไอ.ดี. (PID Control)

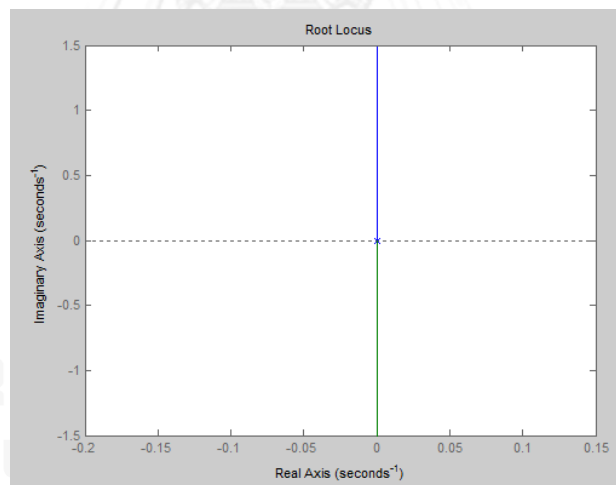
เป็นการผสมผสานการควบคุมทั้ง 3 แบบเข้าด้วยกัน สามารถเขียนสมการการควบคุมได้โดยนำสมการที่ (4.8), (4.9) และ (4.10) มารวมกัน

$$u(k) = K_p e(k) + K_I T \sum_{i=1}^k e(k) + K_D \frac{e(k) - e(k-1)}{T} \quad (4.11)$$

จากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน 4 ใบพัด ในสมการที่ 2.22 – 2.24 นำมาผ่านกระบวนการ Linearization แล้วทำการจัดรูปสมการให้อยู่ในรูปของสมการลาปลาซ ทำให้ได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังสมการที่ 4.12

$$G(s) = \frac{1}{s^2} \quad (4.12)$$

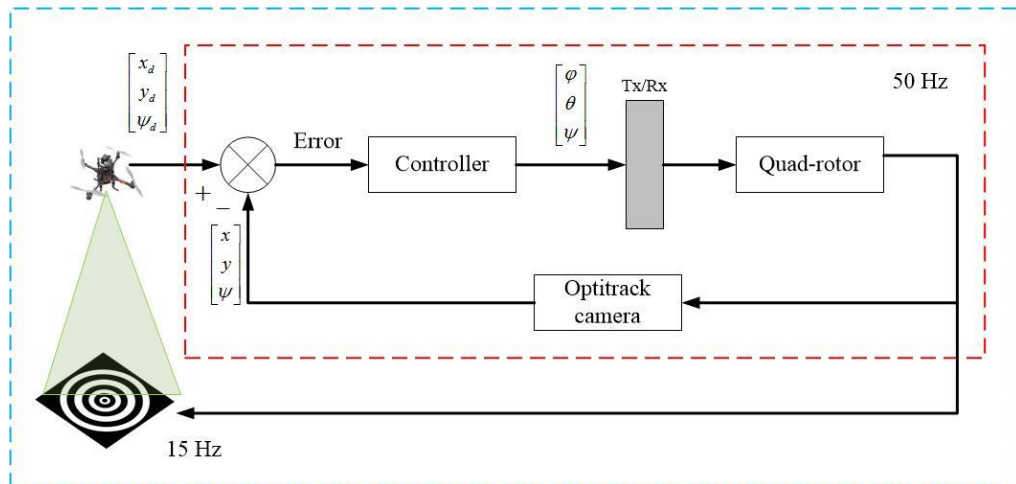
จากสมการที่ 4.12 สามารถเขียนรูปรูตโพลได้ดังแสดงในรูปที่ 4.10 ซึ่งจะพบว่าตำแหน่งโพล ของระบบอยู่ที่ตำแหน่งศูนย์ทั้ง 2 ตัว ทำให้เมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมแบบสัดส่วน (Proportional Control) เพียงอย่างเดียวจะไม่สามารถควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดให้มีเสถียรภาพได้



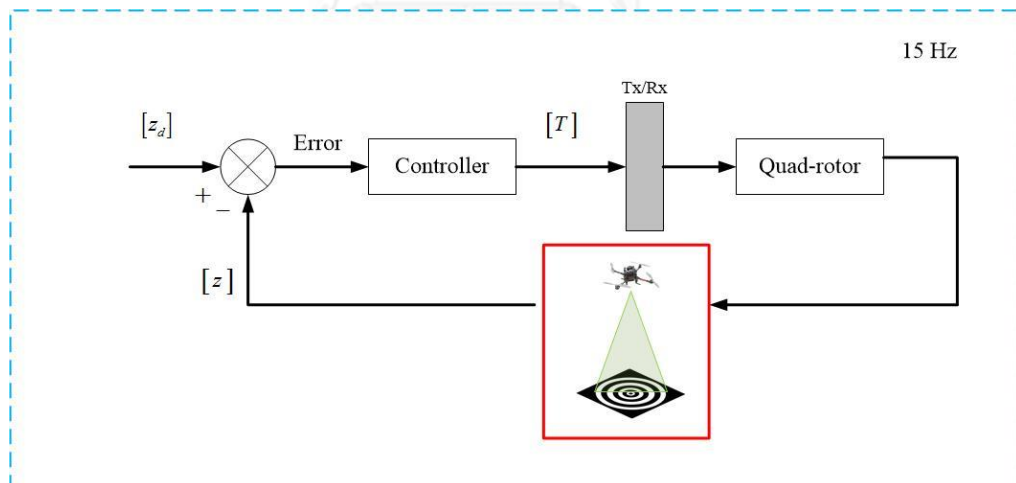
รูปที่ 4. 10 เส้นรูตโพล

การออกแบบระบบควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดจึงใช้ตัวควบคุมแบบ PID โดยเริ่มจากการกำหนดตำแหน่งอ้างอิงเริ่มต้นให้กับอากาศยาน 4 ใบพัด (Reference Input) $[x_d \ y_d \ z_d \ \psi_d]^T$ จากนั้นหาค่าสัญญาณผิดพลาดระหว่างตำแหน่งอ้างอิงของอากาศยาน 4 ใบพัด กับตำแหน่งปัจจุบันของอากาศยาน 4 ใบพัดที่ได้จากระบบกลองสเตอร์โอและที่ได้จากระการเห็นภาพที่พัฒนาขึ้น ซึ่งค่าสัญญาณผิดพลาดระหว่างตำแหน่งนี้จะถูกนำไปเป็นสัญญาณที่ถูกส่งไปยังตัวควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ โดยที่สัญญาณที่ออกมาจากตัวควบคุม $[\phi \ \theta \ T \ \psi]^T$ จะถูกส่งไป

ยังอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยการสื่อสารแบบอนุกรม (Serial RS232) ซึ่งมีอัตราการป้อนกลับสูงสุดอยู่ที่ 50 Hz และสามารถเขียนแผนภาพบล็อกไดอะแกรมของการควบคุมแบบป้อนกลับได้ดังแสดงในรูปที่ 4.11 และ 4.12



รูปที่ 4.11 ภาพบล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมตำแหน่งในแนวระดับ (x, y) ของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ



รูปที่ 4.12 ภาพบล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมตำแหน่งในแนวตั้ง (z) ของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ

ในงานวิจัยนี้ได้ออกแบบและการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้โปรแกรม Matlab / Simulink 2011a โดยใช้สัญญาณอ้างอิงขาเข้าที่ใช้เป็นสัญญาณขั้น 1 หน่วย (Unit Step) ซึ่งจะแทนตำแหน่งอ้างอิงของอากาศยาน 4 ใบพัด ตัวควบคุมที่ใช้ประกอบด้วยค่าเกนทั้งหมด 3 ค่า คือ K_p , K_d และ K_i และสัญญาณที่ออกจากระบบ (system) คือตำแหน่งปัจจุบันของอากาศยาน 4 ใบพัดนั่นเองดังแสดงในรูปที่ 4.13

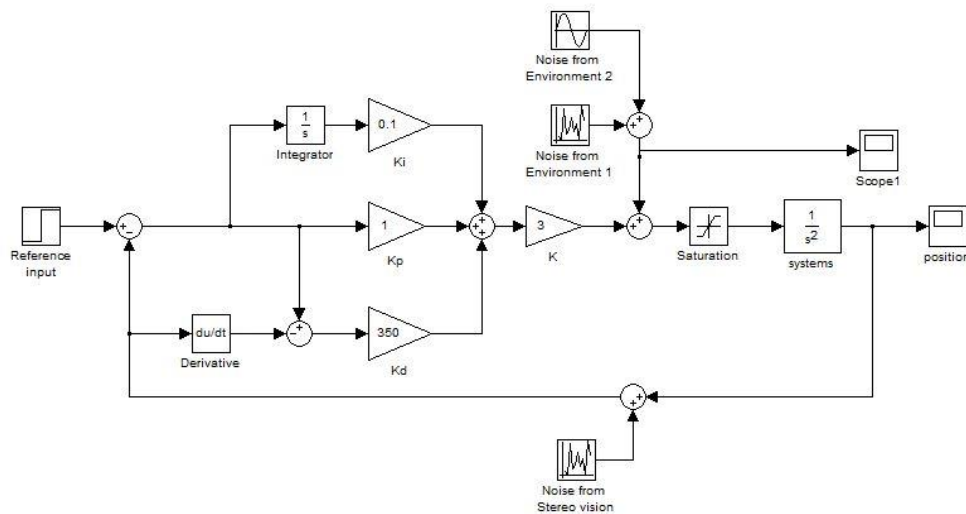
เนื่องจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ออกแบบไว้นั้นไม่ถูกต้องแม่นยำ และอาจมีสัญญาณรบกวนจากสิ่งแวดล้อมและจากการหมุนใบพัดของตัวอากาศยาน 4 ใบพัดเอง ทำให้ในการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัดได้สร้างสัญญาณรบกวน Noise ที่ประกอบไปด้วยสัญญาณกราฟรูป sin รวมกับ uniform noise และได้สร้างสัญญาณรบกวนที่เกิดจากระบบภาพสเตอริโอเป็น uniform noise ด้วย

การออกแบบระบบควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดจะใช้วิธีการปรับค่าเกน K_p , K_d และ K_i ตามลำดับ โดยที่ค่าเกนแต่ละตัวจะส่งผลต่อการตอบสนองของระบบดังนี้

ค่าเกน K_p จะส่งผลให้อากาศยานตอบสนองได้เร็วขึ้นและเพิ่มค่าโอเวอร์ชูตของระบบ

ค่าเกน K_d จะตอบสนองกับความเร็วของอากาศยานซึ่งเหมือนกับการเพิ่มค่าความหน่วงให้กับอากาศยานนั่นเอง

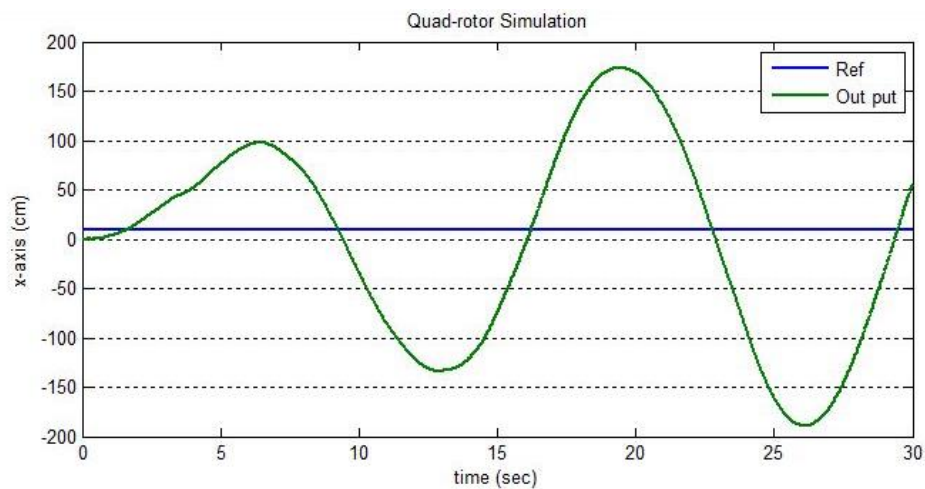
ค่าเกน K_i จะเป็นการช่วยลดค่าผิดพลาดสุดท้ายทางตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด



รูปที่ 4. 13 ภาพ Simulink ของระบบควบคุมแบบปิดด้วยการออกแบบ controller แบบ PID control

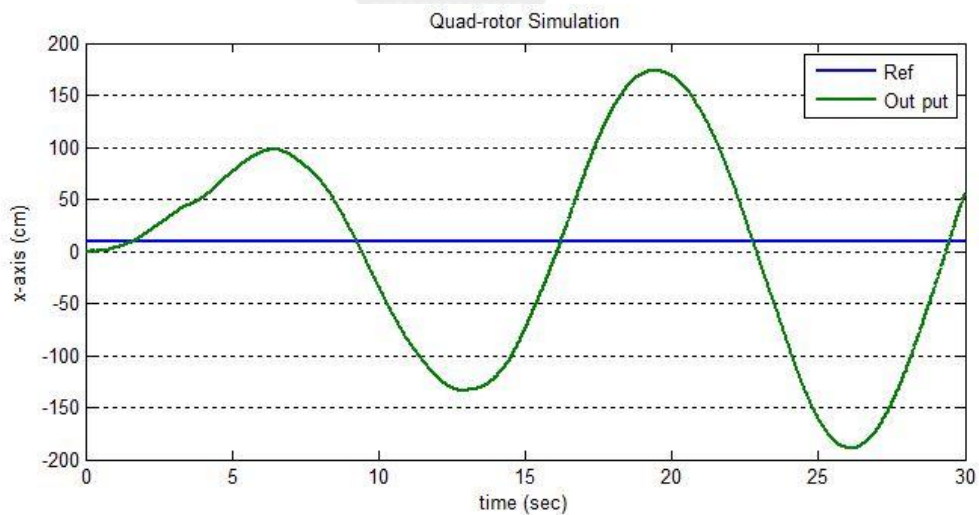
โดยการจำลองการปรับค่าเกนเมื่อปรับค่าเกนต่าง ๆ จะสามารถจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัดได้ดังแสดงในรูปที่ 4.14 ถึง 4.19 โดยเริ่มต้นจาก

1) กำหนดให้ค่าเกน $K_p = 1$, $K_d = 0$, $K_i = 0$ และกำหนดให้สัญญาณอ้างอิงขาเข้าเป็นสัญญาณขั้น 1 หน่วย จากการจำลองการตอบสนองจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยาน 4 ใบพัด พบว่าการตอบสนองของอากาศยาน 4 ใบพัดนั้นไม่มีเสถียรภาพ ดังแสดงในรูปที่ 4.14

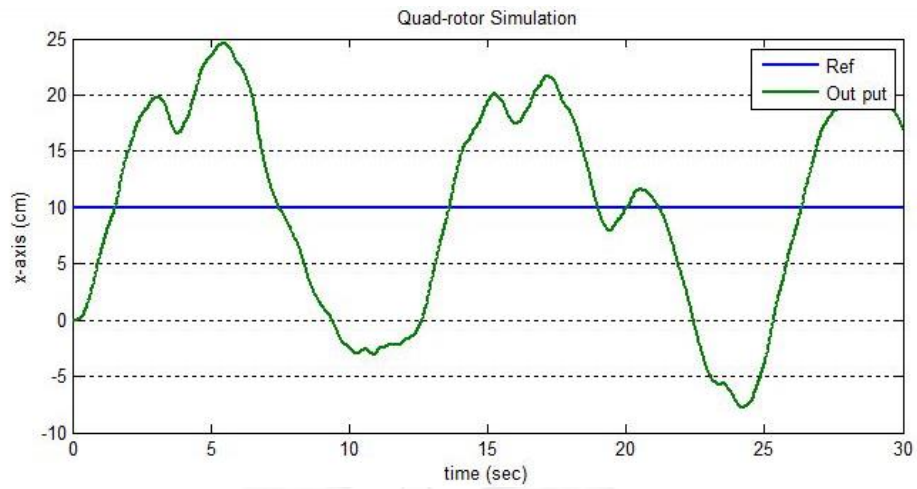


รูปที่ 4. 14 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 0$, $K_i = 0$

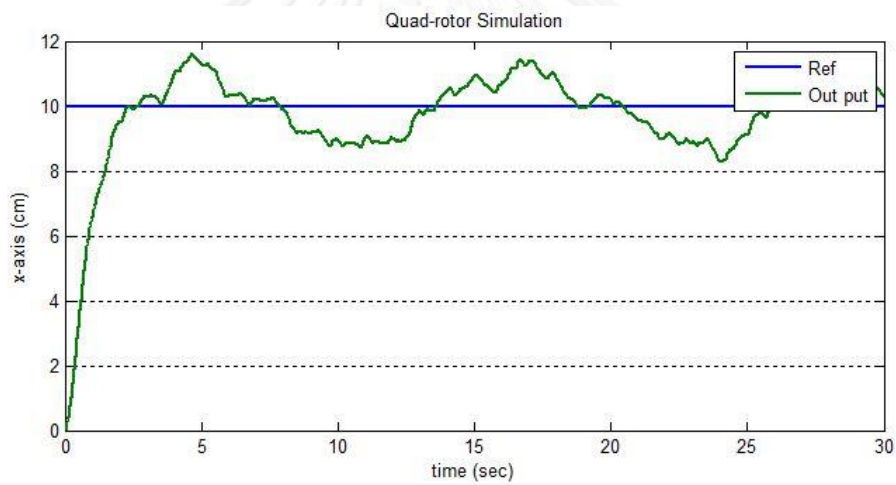
2) หาสัดส่วนความสัมพันธ์ระหว่างค่าเกน K_p กับค่าเกน K_d โดยการเพิ่มค่าเกน K_d ไปเรื่อยๆ แล้วดูการตอบสนองของระบบ โดยที่เมื่อให้ค่าเกน $K_p = 1$, $K_d = 1$ การตอบสนองของระบบแสดงได้ดังรูปที่ 4.15 จากนั้นเปลี่ยนค่าเกนเป็น $K_p = 1$, $K_d = 10$ ผลการตอบสนองสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.16 , ค่าเกน $K_p = 1$, $K_d = 100$ ผลการตอบสนองสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.17 และค่าเกน $K_p = 1$, $K_d = 350$ ผลการตอบสนองสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.18



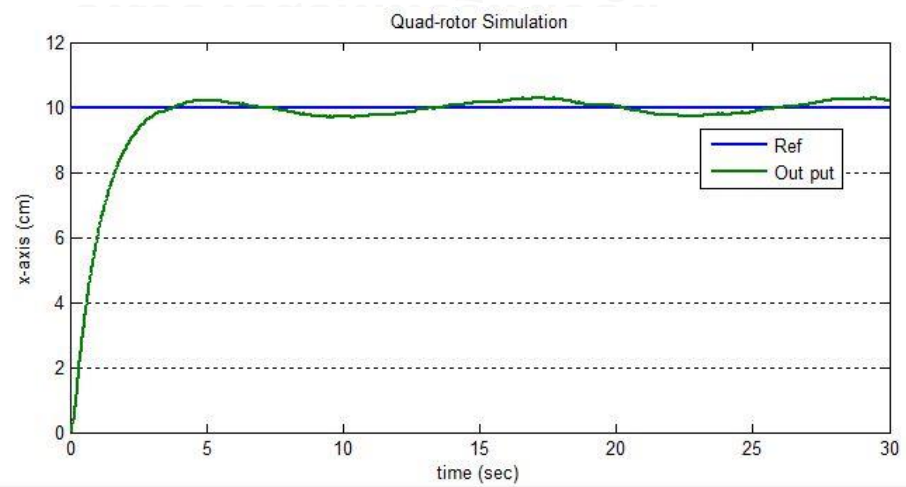
รูปที่ 4. 15 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 1$, $K_i = 0$



รูปที่ 4. 16 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 10$, $K_i = 0$

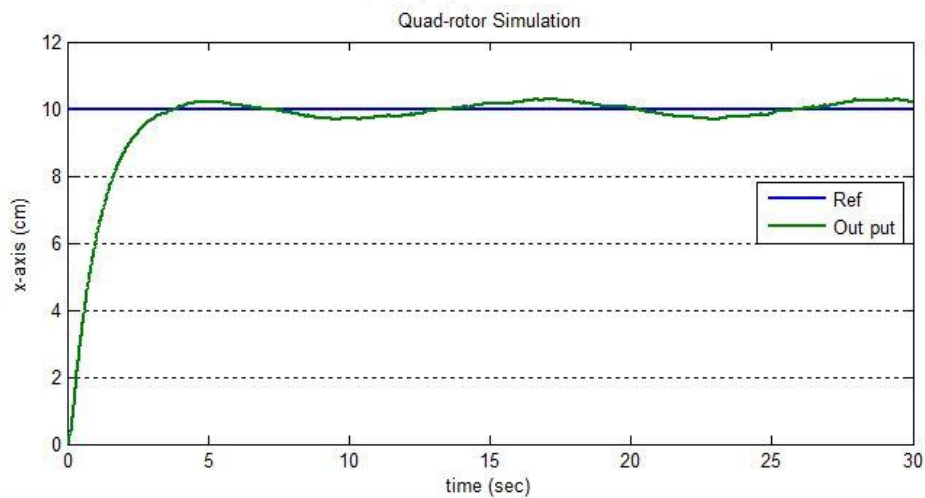


รูปที่ 4. 17 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 100$, $K_i = 0$



รูปที่ 4. 18 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 350$, $K_i = 0$

3) จากการใช้ตัวควบคุมด้วย PD นั้นพบว่าค่าเกณฑ์ทำให้ระบบควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดมีการตอบสนองที่ดีที่สุด คือ $K_p = 1$, $K_d = 350$ และเพื่อให้ค่าผิดพลาดทางตำแหน่งที่สถานะสุดท้ายมีค่าเป็นศูนย์จึงได้เพิ่มค่า K_i เข้าไป โดยค่า K_i ที่เพิ่มเข้าไปนี้จะต้องมีค่าน้อย ๆ เพื่อที่จะไม่ส่งผลกระทบต่อการทำงานของระบบที่ออกแบบไว้ โดยกำหนดให้ค่า $K_i = 0.01$ ซึ่งผลการตอบสนองของอากาศยาน 4 ใบพัดเมื่อกำหนดให้สัญญาณอ้างอิงเข้าเป็นฟังก์ชันขั้นเท่ากับ 10 เซนติเมตร ผลการตอบสนองของระบบอากาศยาน 4 ใบพัดแสดงได้ดังรูปที่ 4.19



รูปที่ 4. 19 output เมื่อใช้ controller ที่ $K_p = 1$, $K_d = 350$, $K_i = 0.01$

บทที่ 5

การทดลองและผลการทดลอง

5.1. การทดลองประมาณค่าความสูงที่ได้จากระบบการเห็นภาพ (Vision System) นำมาเทียบกับค่าความสูงที่วัดจริง

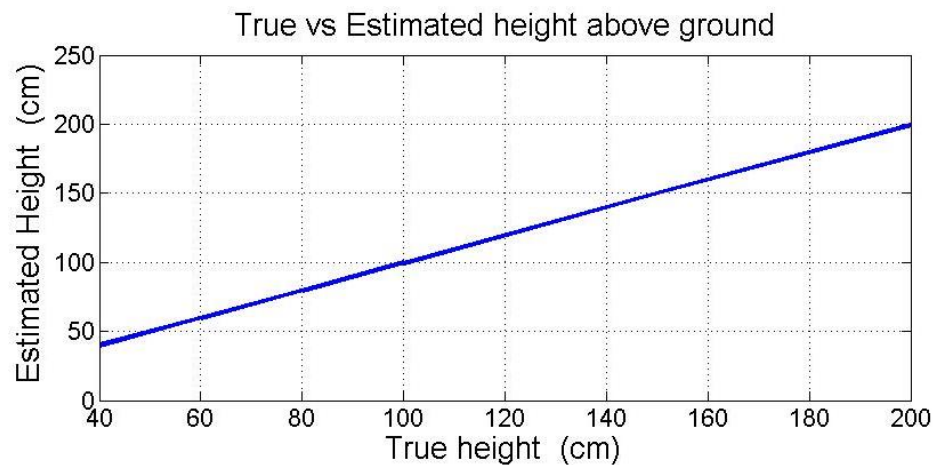
ในการทดลองนี้ เป็นการทดลองเปรียบเทียบผลที่ได้จากการประมาณค่าความสูงโดยระบบการเห็นภาพ (vision system) เทียบกับความสูงที่วัดได้จริง รูปที่ 5.1 แสดงการติดตั้งอุปกรณ์ในการทดลองนี้โดยมีลำดับขั้นตอนดังนี้

1) ติดตั้งระบบการภาพ (Vision System) ให้อยู่สูงจากแผ่นเป้าหมาย 200 cm โดยสมมุติว่าที่ความสูง 200 cm เป็นความสูงเริ่มต้นที่นำระบบการเห็นภาพมาใช้ในการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด

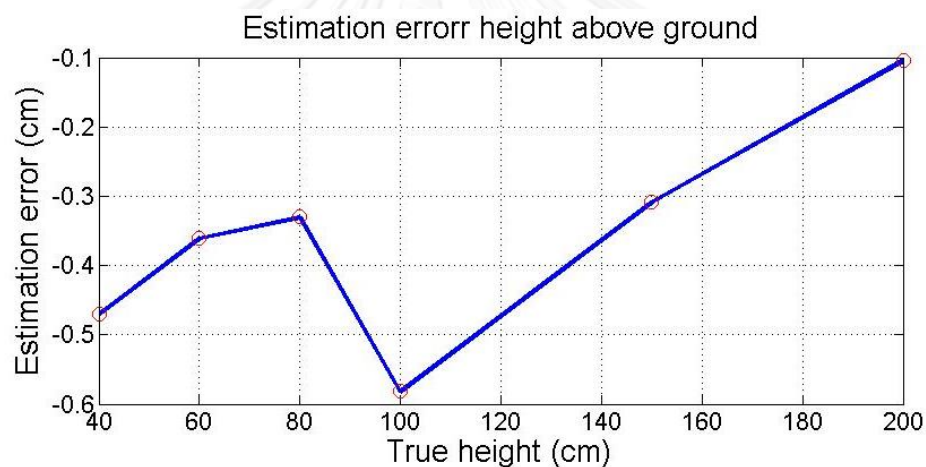
2) ทำการประมาณค่าความสูง ณ ตำแหน่งความสูงต่างๆ กันด้วยระบบการเห็นภาพ (Vision System) แล้วนำค่าความสูงที่ได้มาเปรียบเทียบกับค่าที่วัดได้จริงดังแสดงในรูปที่ 5.2 หลังจากนั้น ทำการหาค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากการประมาณค่า ซึ่งค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นในการทดลองนี้มีค่าความผิดพลาดอยู่ที่ ± 1 cm ดังแสดงในรูปที่ 5.3



รูปที่ 5. 1 การทดลองเปรียบเทียบความสูงที่ได้จากการประมาณค่าโดยระบบการเห็นภาพเทียบกับความสูงที่วัดได้จริง

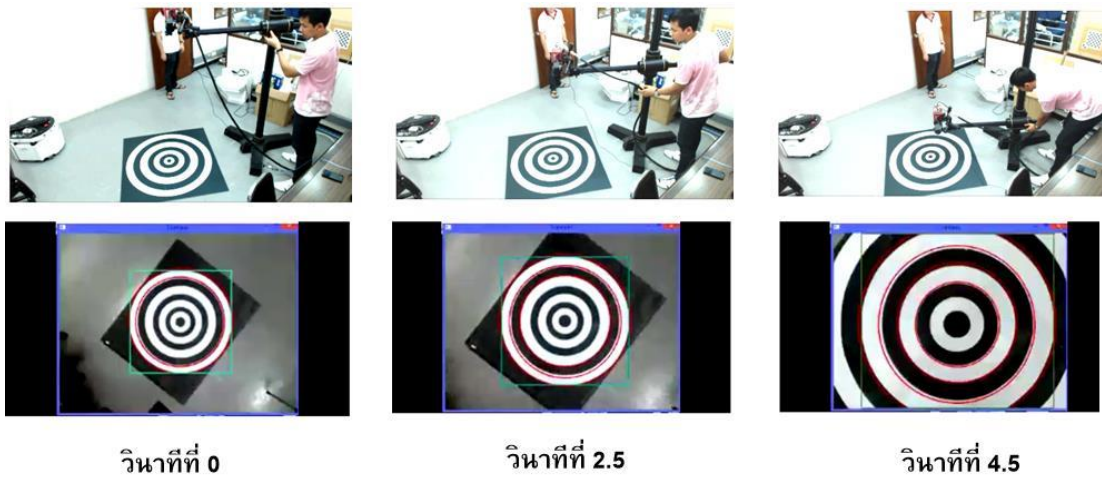


รูปที่ 5. 2 แสดงค่าความสูงที่ได้จากการประมาณค่าเหนือแผ่นเป้าหมายเทียบกับระยะความสูงที่เกิดขึ้นจริง ที่ระยะสูงสุด 200 cm

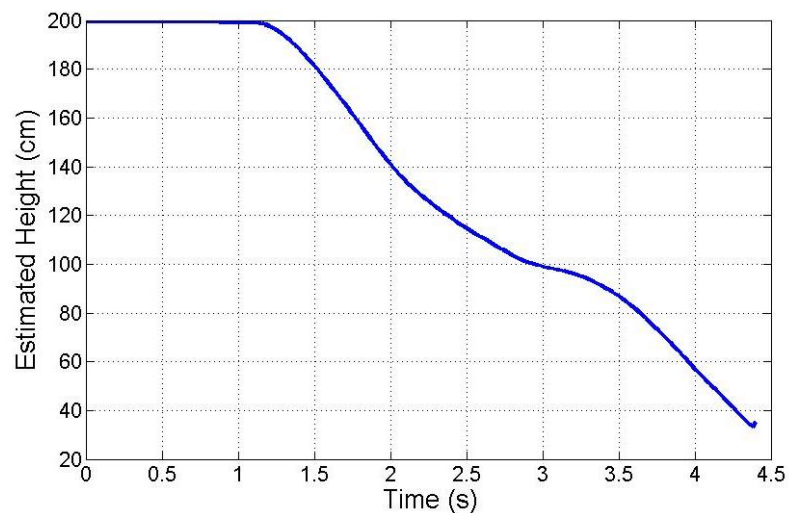


รูปที่ 5. 3 ค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากการประมาณค่าความสูง ที่ระยะสูงสุด 200 cm

3) ทำการทดลองประมาณค่าความสูงแบบต่อเนื่อง โดยทำการเคลื่อนแท่นทดลองจากระดับความสูง 200 cm จนถึงระดับความสูง 40 cm อย่างต่อเนื่องดังแสดงในรูปที่ 5.4 และผลที่ได้จากการทดลองนี้แสดงในรูปที่ 5.5 ผลที่ได้จากการทดลองนี้สามารถนำมาใช้ในการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดได้ เนื่องจากค่าที่ได้จากการประมาณค่าด้วยโปรแกรมมีความต่อเนื่องเหมือนกับการเคลื่อนที่จริงในการทดลองนี้



รูปที่ 5.4 การทดลองประมาณค่าความสูงแบบเคลื่อนที่ลงอย่างต่อเนื่อง



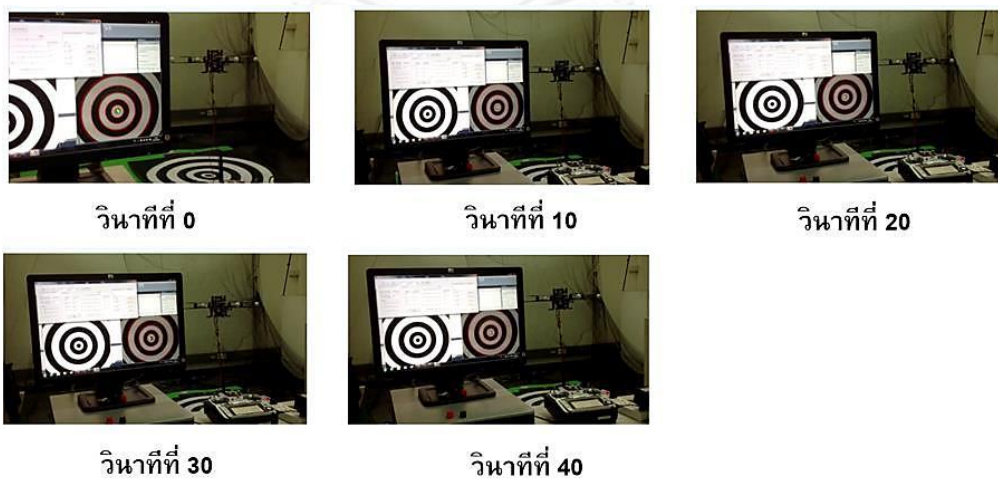
รูปที่ 5.5 ผลการทดลองที่ได้จากการประมาณค่าความสูงแบบเคลื่อนที่ลงอย่างต่อเนื่อง

5.2. การทดลองควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด ด้วยระบบการเห็นภาพ (Position control for a quad-rotor using a vision system)

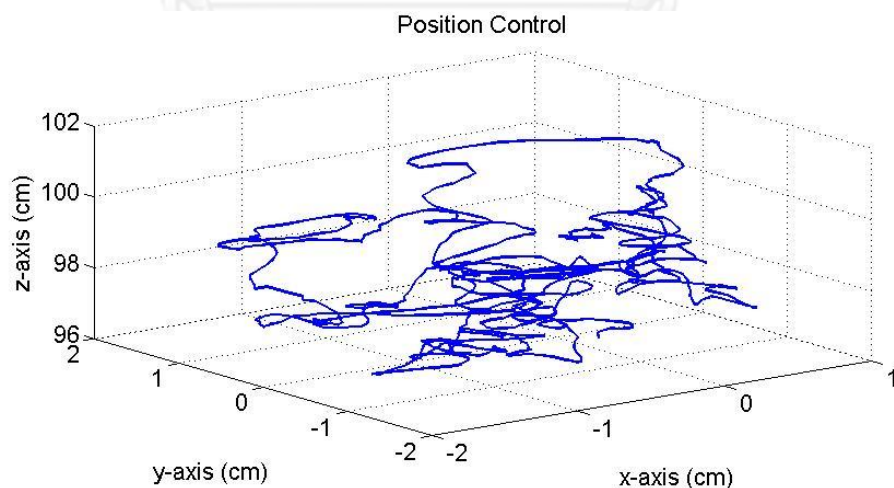
ทำการทดลองนำค่าตำแหน่งที่ได้จากการประมาณค่าด้วยระบบการเห็นภาพ มาใช้ในการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยตัวควบคุมแบบ PID-control ที่ค่า $K_p = 1$, $K_d = 350$, $K_i = 0.01$ ดังแสดงในรูปที่ 5.6 ซึ่งมีลำดับขั้นตอนดังต่อไปนี้

- 1) เริ่มต้นโดยการควบคุมอากาศยาน ให้บินอยู่เหนือแผ่นเป้าหมายที่ระดับความสูง 100 cm โดยใช้ระบบการเห็นภาพของ Optitrack camera ในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน

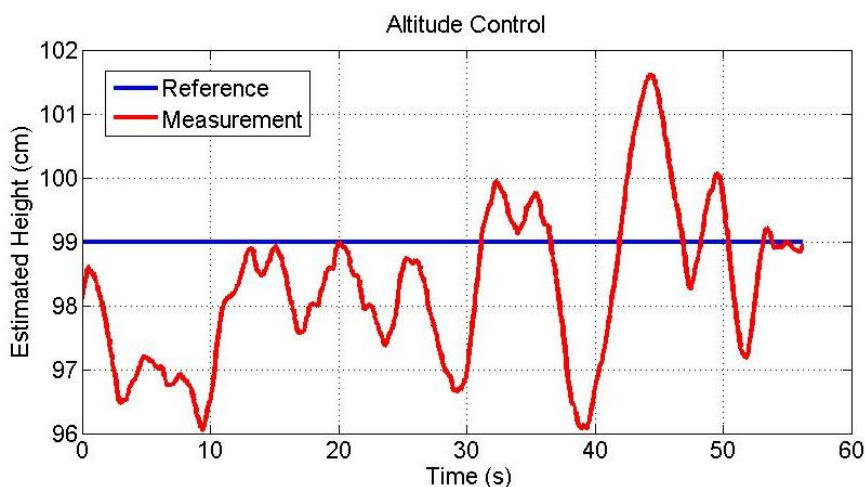
2) เมื่ออากาศยานบินมาแตะที่ระดับความสูง 100 cm แล้วจึงเริ่มนำระบบการเห็นภาพที่พัฒนาขึ้นมาเอง มาใช้ในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน อากาศยานจะทำการบินรักษาตำแหน่งศูนย์กลางของแผ่นเป้าหมาย และรักษาระดับความสูงที่ความสูง 100 cm เป็นเวลา 55 วินาที รูปที่ 5.6 แสดงการทดลองการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ และรูปที่ 5.7 และรูปที่ 5.8 แสดงผลการทดลองการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ ซึ่งมีค่าความผิดพลาดในแนวระดับ (x, y) อยู่ที่ ± 1 cm และมีค่าความผิดพลาดในแนวตั้ง (z) อยู่ที่ ± 4 cm



รูปที่ 5. 6 การทดลองการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ



รูปที่ 5. 7 ผลการทดลองการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ



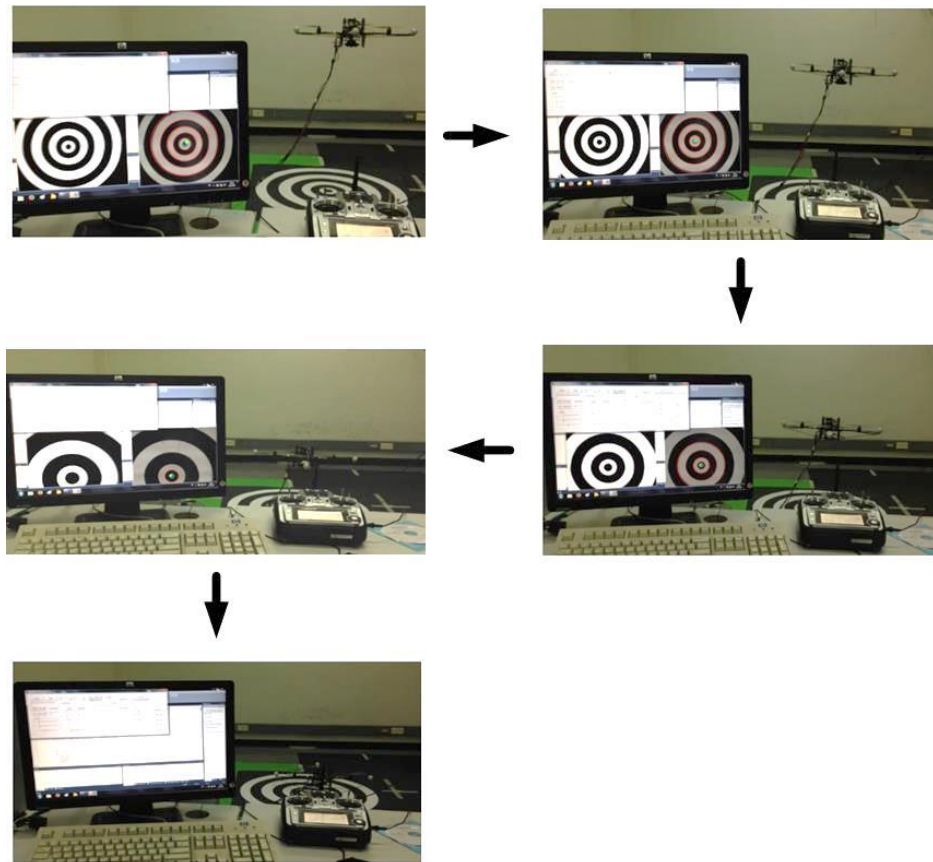
รูปที่ 5. 8 ผลการทดลองการควบคุมความสูงของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพในการควบคุมแบบป้อนกลับ

5.3. การทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยใช้ระบบการเห็นภาพ

การทดลองนี้เป็นการทดลองให้อากาศยาน 4 ใบพัด ทำการลงจอดอัตโนมัติโดยใช้ระบบการเห็นภาพเข้ามาช่วยในการลงจอดด้วยความปลอดภัย โดยระบบการเห็นภาพจะทำหน้าที่รักษาตำแหน่งของอากาศยานให้อยู่ตรงกลางแผ่นเป้าหมายตลอดเวลา และในขณะเดียวกันโปรแกรมก็จะทำการประมาณค่าความสูงของอากาศยานเทียบกับแผ่นเป้าหมาย แล้วค่าความสูงที่ได้จากการประมาณค่าจะถูกนำมาใช้ในการควบคุมแบบป้อนกลับสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัด

ในการทดลองนี้เริ่มต้นโดยอากาศยานบินรักษาระดับอยู่เหนือแผ่นเป้าหมายที่ระดับความสูงเหนือแผ่นเป้าหมาย 100 cm เมื่อผู้ใช้งานสั่งให้ทำการลงจอดอัตโนมัติ อากาศยานจะค่อยๆ เคลื่อนที่ลงจอดบนแผ่นเป้าหมายตามเส้นทางเดินในรูปที่ 4.2 และทำการลงจอดด้วยความปลอดภัยดังแสดงในรูปที่ 5.9

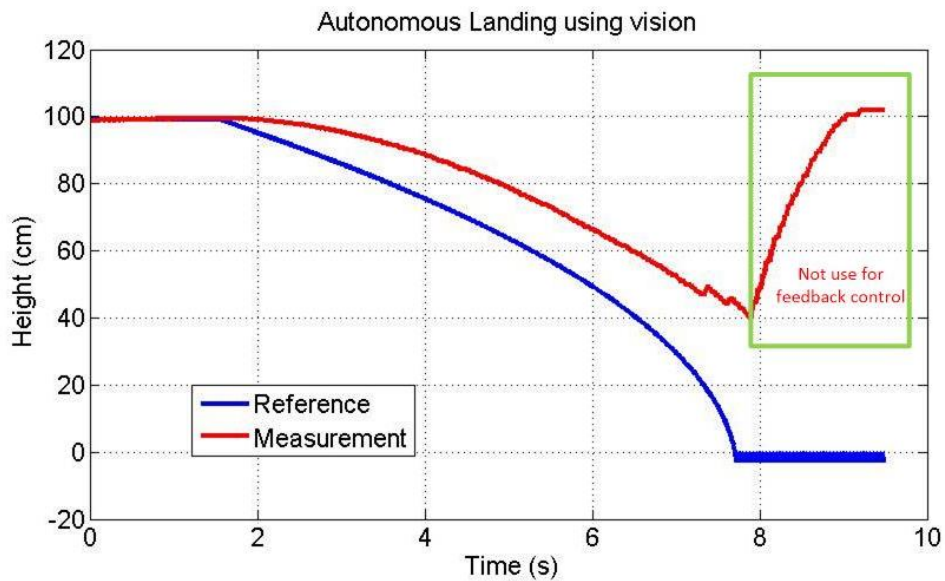
ผลที่ได้จากการทดลองนี้แสดงดังรูปที่ 5.9 จะเห็นว่าอากาศยานสามารถลงจอดบนแผ่นเป้าหมายได้อย่างปลอดภัย และทำการลงจอดห่างจากจุดศูนย์กลางของแผ่นเป้าหมายเพียง 20 cm ซึ่งถือว่ามีความแม่นยำในการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัด ความแม่นยำในการลงของอากาศยาน 4 ใบพัดถูกแสดงในรูปที่ 5.10 ส่วนรูปที่ 5.11 แสดงผลการทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด ซึ่งจะเห็นว่าที่ระดับความสูงที่ต่ำกว่า 40 cm เป็นต้นไปค่าความผิดพลาดจะมีค่ามากซึ่งไม่สามารถนำมาใช้ในการควบคุมแบบป้อนกลับได้ เนื่องจากสาเหตุคือกล้องไม่สามารถตรวจจับวงแหวนบนแผ่นเป้าหมายได้ทำให้การประมาณค่าความสูงมีค่าความคลาดเคลื่อนสูง จากสาเหตุข้างต้นจึงกลายมาเป็นข้อจำกัดในงานวิจัยนี้



รูปที่ 5. 9 การทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบการเห็นภาพ



รูปที่ 5. 10 ความแม่นยำในการลงจอดของอากาศยาน ซึ่งอยู่ที่ ± 20 cm โดยทำการวัดเทียบจากจุดศูนย์กลางของแผ่นเป้าหมาย



รูปที่ 5. 11 ผลการทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพในการควบคุมแบบป้อนกลับ

จากข้อจำกัดดังกล่าว นักวิจัยได้ทำการแก้ไข โดยการนำอุปกรณ์ตรวจจับความเร่ง (accelerometer sensor) ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน มาใช้ในการควบคุมแบบป้อนกลับในช่วงที่อากาศยานอยู่ที่ความสูง 40 cm จนถึงพื้น โดยนำค่าความเร่งที่วัดได้จาก accelerometer มาใช้ในการประมาณค่าความสูงของอากาศยานผ่านสมการที่ 5.1

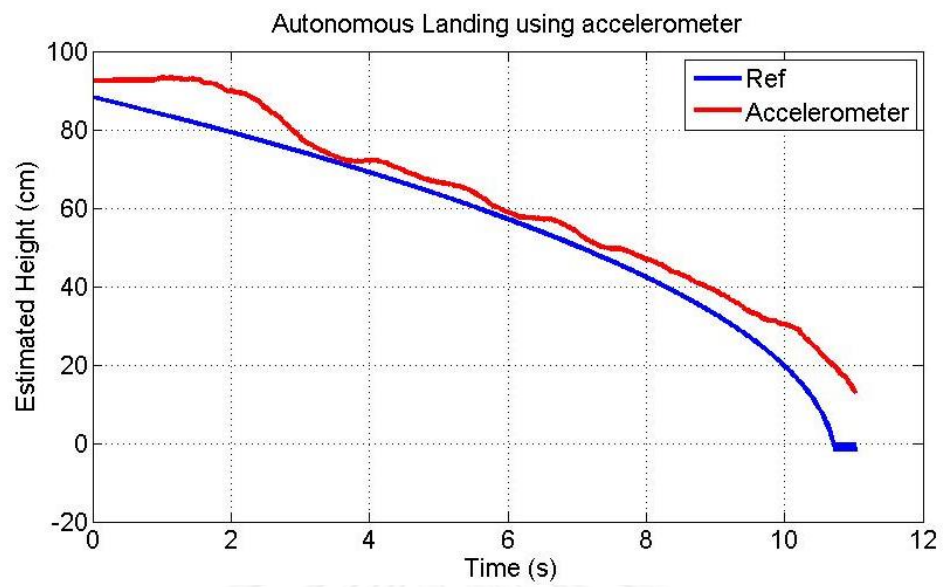
$$s(t_i) = s(t_{i-1}) + \frac{1}{2} a(t_i) (\Delta t)^2 \quad (5.1)$$

โดยที่ $s(t_i)$ = ความสูง ณ เวลาใดๆ

$s(t_i)$ = ความสูงที่แล้ว

$a(t_i)$ = ความเร่งที่วัดได้ ณ เวลาใดๆ

จากสมการที่ 5.1 ทดลองให้อากาศยาน 4 ใบพัดทำการลงจอดอัตโนมัติโดยใช้ค่าความสูงที่ได้จากการประมาณค่ามาใช้ในการควบคุมแบบป้อนกลับ โดยผลการทดลองแสดงในรูปที่ 5.12 จะเห็นว่าอากาศยานสามารถทำการลงได้อย่างปลอดภัย โดยมีค่าความผิดพลาดอยู่ที่ ± 20 cm ทำให้สามารถนำมาใช้ในการควบคุมแบบป้อนกลับในช่วงความสูง 40 cm จนถึงพื้นได้



รูปที่ 5. 12 ผลการทดลองการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัด โดยใช้ accelerometer ในการควบคุมแบบป้อนกลับ

บทที่ 6

สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต

6.1. สรุปผลการวิจัย

วิทยานิพนธ์เรื่องการลงจอดอัตโนมัติสำหรับอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ มีวัตถุประสงค์เพื่อศึกษา ออกแบบ และสร้างระบบลงจอดอัตโนมัติของอากาศยานไร้คนบินหลายใบพัด (Multi-rotor UAV) โดยใช้ระบบการเห็นภาพเข้ามาช่วย โดยทำการออกแบบแผ่นเป้าหมายเพื่อใช้สำหรับการลงจอดอัตโนมัติ ทำการพัฒนาโปรแกรมสำหรับการตรวจจับและประมวลผลแผ่นเป้าหมาย และทำการพัฒนาโปรแกรมที่ใช้ควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด ให้สามารถทำการลงจอดอัตโนมัติโดยใช้ระบบการเห็นภาพเข้ามาช่วย

ขั้นตอนในงานวิจัยนี้เริ่มจากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการนำระบบการเห็นภาพมาใช้เป็นอุปกรณ์ตรวจรู้สำหรับการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด ซึ่งพบว่าการนำระบบกล้องมาใช้ในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด นั้นเป็นสิ่งที่น่าสนใจและเป็นประโยชน์อย่างมากในการพัฒนาในอนาคตต่อไป ต่อมาจึงได้ศึกษาทฤษฎีเกี่ยวกับระบบกล้องและการมองเห็น โดยใช้ไลบรารีของโอเพนซีวี ที่อนุญาตให้ใช้ได้โดยไม่เสียค่าใช้จ่ายเพื่อช่วยลดเวลาในการพัฒนาในส่วนของการประมวลผลทางภาพ หลังจากนั้นจึงเริ่มพัฒนาโปรแกรมระบบควบคุมตำแหน่งในพิกัด 3 มิติของอากาศยาน 4 ใบพัดต่อไป โดยโปรแกรมที่พัฒนาขึ้นนี้ใช้ภาษา C และ C++ ในการเขียนโปรแกรมและสร้างส่วนติดต่อกับผู้ใช้ด้วยโปรแกรม Microsoft Visual C++

หลังจากนั้นจึงได้พัฒนาการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดร่วมกับระบบการเห็นภาพ โดยระบบควบคุมตำแหน่งที่พัฒนาขึ้นนี้เลียนแบบการควบคุมด้วยมือของมนุษย์ เพื่อให้อากาศยาน 4 ใบพัดสามารถบินรักษาตำแหน่งอ้างอิงได้ โดยทำการทดลองกับอากาศยาน 4 ใบพัดที่ใช้ระบบควบคุมท่าทางการบินของ AscTec Pelican พบว่า ระบบการเห็นภาพสามารถช่วยในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด อีกทั้งยังช่วยในการรักษาตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดให้อยู่กลางแผ่นเป้า และสามารถควบคุมให้อากาศยาน 4 ใบพัดลงจอดบนแผ่นเป้าหมายได้โดยปลอดภัย

จากการทดลองการควบคุมตำแหน่งและควบคุมการลงจอดของอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ สรุปได้ว่าสามารถพัฒนาและประยุกต์ใช้ในการลงจอดอัตโนมัติของอากาศยาน 4 ใบพัดได้อย่างปลอดภัยและตรงตามเป้าหมายวางไว้

6.2. ข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต

จากงานวิจัยในครั้งนี้ผู้วิจัยเห็นว่า สิ่งที่ต้องปรับปรุงให้การควบคุมและระบบมีประสิทธิภาพมากขึ้นคือ

เนื่องจากในงานวิจัยนี้อุปกรณ์การภาพที่ใช้มีความถี่ในการใช้งานอยู่ที่ 30 Hz และเมื่อผ่านโปรแกรมประมวลผลภาพแล้ว ความถี่ในการใช้งานจะลดลงเหลือ 15 – 20 Hz ซึ่งน้อยเกินไปสำหรับการควบคุมตำแหน่งในแนวระดับ (x, y) ทำให้ต้องนำ Optitack camera เข้ามาช่วยในการควบคุมแบบป้อนกลับที่ตำแหน่งในแนวระดับ เพื่อลดการใช้อุปกรณ์ดังกล่าวผู้วิจัยมีความเห็นว่าควรมีการนำเทคนิคของ sensor fusion ซึ่งเป็นการนำระบบการเห็นภาพ มาทำงานร่วมกับ IMU ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน 4 ใบพัด เทคนิคดังกล่าวสามารถเพิ่มความถี่ และความแม่นยำในการควบคุมแบบป้อนกลับให้อากาศยาน 4 ใบพัด ทำให้ไม่ต้องนำ Optitrack camera เข้ามาช่วยในงานวิจัยต่อไป อีกทั้งเป็นการเพิ่มประสิทธิภาพให้กับการคุมอากาศยาน 4 ใบพัดได้อีกทางหนึ่ง และการออกแบบระบบควบคุมตำแหน่งยังไม่ดีเท่าที่ควร เนื่องจากเป็นการวัดตำแหน่ง x, y, z, ψ มาสั่งอากาศยานเคลื่อนที่เป็น สัญญาณควบคุมมุมเอียงซ้าย-เอียงขวา (Roll Angle , φ) สัญญาณควบคุมมุมก้ม-เงย (Pitch Angle , θ) สัญญาณควบคุมแรงยกตัว (Thrust , T) และสัญญาณควบคุมอัตราเร็วในการหมุน (Yaw Rate , ω_z) ซึ่งทำให้การควบคุมยังมีค่าผิดพลาดอยู่ ดังนั้นควรมีการปรับปรุงระบบควบคุม หรือนำระบบควบคุมแบบปริภูมิสเตตมาใช้ จะทำให้การควบคุมตำแหน่งและท่าทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน 4 ใบพัดทำได้ดีขึ้น

รายการอ้างอิง

1. Altug, E., Ostrowski, J.P., Taylor, C.J. GRASP Lab., *Quadrotor Control Using Dual Camera Visual Feedback.*, in *Proceeding of the 2003 IEEE International Conference on Robotics & Automation*. 2003. p. pp. 4294 – 4299
2. Hoffmann, G., Waslander, S. and Tomlin, C. *Quadrotor helicopter trajectory tracking control.* in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*. 2008. Honolulu, Hawaii.
3. Michael Nathan., M., D., Lindsey, Q., Kumar, V. , *The GRASP Multiple Micro-UAV Testbed. Robotics & Automation Magazine.* IEEE, 2010: p. pp 56 – 65.
4. Mellinger, D., Michael Nathan., Michael Shomin, Kumar, V. , *Cooperative Grasping and Transport Using Multiple Quadrotors.* Distributed Autonomous Robotic Systems Springer Tracts in Advanced Robotics, 2013. **Volume** 83: p. pp 545–558.
5. Hao Li, Y.-L.C., Tianhai Chang, Xinyu Wu, Yongsheng Ou, and Yangsheng Xu., *Binocular Vision Positioning for Robot Grasping.* . Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics, 2011: p. pp. 1522-1527.
6. S. Saripalli, J.F.M., and G. S. Sukhatme, *Vision-Based Autonomous Landing of an Unmanned Aerial Vehicle*, in *IEEE International Conference 2002: Robotics and Automation* p. 2799–2804.
7. C. S. Sharp, O.S., and S. S. Sastry, *A Vision System for Landing an Unmanned Aerial Vehicle*, in *IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. 2001: Seoul, Korea. p. 1720–1727.
8. Mllhaupt, P., *Analysis and Control of Underactuated Mechanical Nonminimum-phase Systems*, in *Department of Mechanical Engineering*. 1999, EPFL.
9. Bouabdallah, S.M., P.; Siegwart, R. , *Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor*, in *IEEE International Conference*. 2004. p. 4393 - 4398.
10. Fullerton, E., *Lens Calculations-Do the Math*. 2009.
11. Wei Li, T.Z.a.K.K., *A Vision-Guided Autonomous Quadrotor in An Air-Ground Multi-Robot system*, in *IEEE international conference on Robotic and automation*. 2011: Shanghai, China.
12. Sven Lange, N.S., and Peter Protzel, *Autonomous Landing for a Multirotor UAV Using Vision*, in *SIMULATION, MODELING and PROGRAMMING for AUTONOMOUS ROBOTS*. 2008: Venice, Italy.
13. Kaehler, G.B.a.A., *Learning OpenCV*. O'Reilly Media. 2008, 1005 Gravenstein Highway North, Sebastopol.

14. เกษตร์ ศิริสันติสัมฤทธิ์, วิธีการสอบเทียบกล้องโดยใช้โมเดลหลายระนาบ (*Camera Calibration Method Using Multi Plane Model*). ภาควิชาวิศวกรรมการวัดคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, เขตลาดกระบัง, กรุงเทพฯ 10520.
15. Niku, S.B., *Introduction to Robotics*, ed. illustrated. 2010, John Wiley & Sons, 2010.
16. Svoboda, T., Martinec, D., and Pajdla. T. , *A convenient multi-camera self-calibration for virtual environments*. *Teleoperators and Virtual Environments*, 2005: p. pp 407-422.
17. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ, การควบคุมระบบพลศาสตร์. 2548, กรุงเทพมหานคร: สำนักพิมพ์จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย.



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY



ภาคผนวก

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

ภาคผนวก ก อุปกรณ์ที่ใช้ในวิทยานิพนธ์

1. อากาศยาน 4 ใบพัดที่ใช้ระบบควบคุมท่าทางการบินด้วย ASCTEC PELICAN

ASCTEC PELICAN เป็นอากาศยาน 4 ใบพัดที่ใช้ Brushless motor สามารถยกน้ำหนักได้มากที่สุดประมาณ 650 กรัม และมีระบบควบคุมท่าทางการบินที่ถูกทดสอบมาเป็นอย่างดีแล้ว ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงเลือกใช้อากาศยาน 4 ใบพัด ASCTEC PELICAN ในการทดสอบการควบคุมตำแหน่งใน 3 มิติร่วมกับระบบกล้องสเตอริโออ็อปติแตรก โดยทำการติดตั้งทรงกลมสะท้อนแสงไว้ที่ตำแหน่งปลายแขนทั้ง 4 ข้างดังแสดงในรูปข้างล่าง ซึ่งระบบกล้องอ็อปติแตรกจะตรวจหาวัตถุทรงกลมที่ติดไว้นี้ จากนั้นจึงคำนวณหาตำแหน่งในพิกัด 3 มิติต่อไป

คุณสมบัติที่สำคัญ

- Tower design for easy access to your sensors
- Payload can be attached on top and on bottom
- Various camera mount-, laser scanner- and processor- options available
- Waypoint capability
- Compatible with AscTec SDK 3.0, AscTec Simulink Toolkit and AscTec Communication Interface
- AscTec AutoPilot sensor board V2 (including accelerometer, gyroscopes, pressure sensor and flight control software)
- GPS receiver
- 3D magnetometer
- Futaba R/C receiver



รูปที่ ก. 1 รูปอากาศยาน 4 ใบพัด ASCTEC PELICAN ที่ติดตั้งทรงกลมสะท้อนแสงไว้ที่ตำแหน่งปลายแขนทั้ง 4 ข้าง

2. XBee Pro 900 XSC

อุปกรณ์รับส่งสัญญาณแบบไร้สายรุ่น XBee-PRO XSC RF มีความถี่อยู่ที่ 900 MHz ซึ่งถูกออกแบบมาให้ส่งสัญญาณไร้สายได้ในระยะทางไกล สามารถที่จะส่งข้อมูลแบบจุดต่อจุด หรือแบบเครือข่ายได้ ในงานวิจัยนี้ได้ใช้ XBee-PRO XSC ในการแปลงสัญญาณการสื่อสารแบบอนุกรม RS232 ให้เป็นการส่งสัญญาณไร้สาย wireless สำหรับสื่อสารระหว่างคอมพิวเตอร์กับอากาศยาน 4 ใบพัด

คุณสมบัติที่สำคัญ

- 3.3V @ 256mA
- 9.6kbps Max data rate
- 100 mW power output (up to 15 mile range!!)
- Wire antenna connector
- Local or over-air configuration
- ISM 900 MHz operating frequency



รูปที่ ก. 2 รูปอุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สาย รุ่น XBee Pro 900 XSC

3. ระบบกล้องที่ใช้ในระบบควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด

3.1. ระบบกล้อง optitrack camera

ในการทดลองเรื่องการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด ใช้ระบบกล้องออปติแทรค (OptiTrack) ที่ถูกพัฒนาโดยบริษัท NaturalPoint, Inc. จำนวน 4 กล้อง ในการตรวจสอบตำแหน่งของวัตถุทรงกลมสะท้อนแสงที่ติดอยู่บนอากาศยาน 4 ใบพัด โดยที่โปรแกรม optitrack tool จะคำนวณหาค่าศูนย์กลางของจุดทั้ง 4 ซึ่งจะได้ค่าที่สำคัญคือ $(x, y, z, \varphi, \theta, \psi)$ ที่สามารถใช้ในระบบควบคุมตำแหน่งในพิกัด 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
- LED Ring
- 26 LEDs
- 850 nm IR
- Adjustable brightness
- Strobe or Continuous Illumination
- Removable
- Image Sensor
- Pixel Size: 6 μm \times 6 μm
- 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 \times 240, 160 \times 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 μs)
- 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. 3 รูปกล้องสเตอริโอที่ใช้ในระบบควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด

3.2. ระบบกล้อง Logitech camera

ในงานวิจัยนี้ Logitech camera ถูกนำมาใช้ในการตรวจจับแผ่นเป้าหมาย ซึ่งจะทำหน้าที่ในการถ่ายภาพแล้วนำภาพที่ถ่ายได้มาผ่านโปรแกรมประมวลผลภาพต่อไป โดยมีคุณสมบัติต่าง ๆ ที่สำคัญดังนี้

- Full HD 1080p video calling (up to 1920 x 1080 pixels) with the latest version of Skype for Windows*
- 720p HD video calling (up to 1280 x 720 pixels) with supported clients
- Full HD video recording (up to 1920 x 1080 pixels) with a recommended system**
- Logitech Fluid Crystal™ Technology
- H.264 video compression*
- Carl Zeiss® lens with 20-step autofocus
- Built-in dual stereo mic. with automatic noise reduction
- Automatic low-light correction
- Hi-Speed USB 2.0 certified (USB 3.0 ready)
- Tripod-ready universal clip fits laptops, LCD or CRT monitors



รูปที่ ก. 4 Logitech HD Pro Webcam C920

4. OptiWard – Spare Marker Kit

วัตถุสะท้อนแสงที่ติดอยู่ที่ปลายคทา ใช้สำหรับการสอบเทียบระบบกล้องออปติแตรก



รูปที่ ก. 5 คทาที่ใช้ในการสอบเทียบระบบกล้องออปติแตรก Optiward

5. Calibration Square

สำหรับการสอบเทียบปริมาตรที่ตรวจจับได้ที่แม่นยำ ทำได้โดยใช้ Calibration Square โดยที่จะให้ Calibration Square นี้วางไว้ยังพื้นเพื่อทำการบอกระบบกล้องสเตอริโอว่าพื้นห้องอยู่ตำแหน่งใด และยังเป็นกำหนดแกนอ้างอิงของระบบกล้องสเตอริโออีกด้วย



รูปที่ ก. 6 Calibration Square

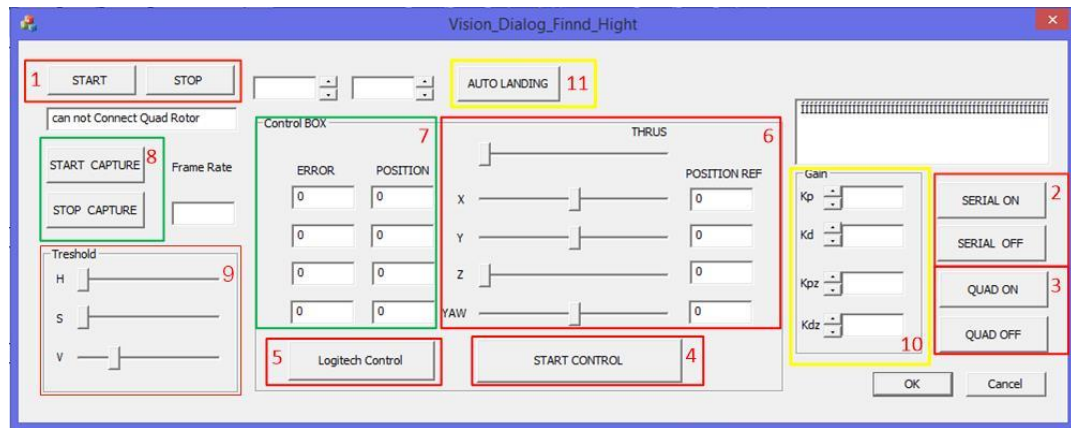
6. อุปกรณ์ปรับแรงดันไฟฟ้า (DC Power Supply)

อุปกรณ์ในการจ่ายไฟให้กับอากาศยาน 4 ใบพัด ใช้ยี่ห้อ hammax รุ่น PS-48XII สามารถปรับแรงดันไฟได้ 0 – 15 V และจ่ายกระแสได้สูงสุด 40 A. มีพัดลม 2 ตัว มีขั้วบวกและลบ สำหรับจ่ายไฟขาออก 3 คู่ ขนาด : 230 x 300 x 160mm.



รูปที่ ก. 7 Hammax PS-48XII DC Power Supply

ภาคผนวก ข โปรแกรมประยุกต์ที่พัฒนาขึ้น



รูปที่ ข. 1 หน้าตาโปรแกรมในระบบควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด ร่วมกับระบบการเห็นภาพ

รูปแบบโปรแกรมในระบบควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด ร่วมกับระบบการเห็นภาพ ถูกพัฒนาด้วย Microsoft Visual C++ 2010 ทำงานบนระบบปฏิบัติการ Window 7 ด้วยเครื่องคอมพิวเตอร์แบบตั้งโต๊ะยี่ห้อ Hp รุ่น Hp Compaq dc7900 SFF Base Unit pc ระบบประมวลผล Intel Core 2 Quad Processors ซึ่งส่วนติดต่อกับผู้ใช้ดังรูปที่ ข.1 มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

หมายเลข 1 ปุ่มกดให้ระบบกล่องสแตโรอิโอเริ่ม และหยุดทำงาน

หมายเลข 2 ปุ่มกดเริ่ม และหยุดการสื่อสารผ่านทางพอร์ตอนุกรม RS232

หมายเลข 3 ปุ่มกดสั่งให้อากาศยาน 4 ใบพัดเริ่มบิน ซึ่งใบพัดทั้ง 4 ของอากาศยาน 4 ใบพัด จะเริ่มหมุนช้า ๆ และปุ่มกดสั่งให้อากาศยาน 4 ใบพัดหยุดบิน ซึ่งใบพัดทั้ง 4 ของอากาศยาน 4 ใบพัด จะหยุดหมุน

หมายเลข 4 ปุ่มกดเริ่มในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัดด้วยระบบกล่องสแตโรอิโอ โดยถ้าปุ่มกดขึ้นคำว่า “Start Quad rotor Servo Control” จะเป็นการควบคุมตำแหน่งในพิกัด 3 มิติด้วยระบบกล่องสแตโรอิโอ แต่ถ้าปุ่มกดขึ้นคำว่า “Stop Quad rotor Servo Control” จะเป็นการหยุดการควบคุมตำแหน่งของอากาศยาน 4 ใบพัด

หมายเลข 5 ปุ่มกดเริ่มในการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัดโดยใช้ระบบการเห็นภาพ อากาศยานจะบินรักษาจุดศูนย์กลางแผ่นเป้าหมายตลอดเวลา

หมายเลข 6 บาร์แบบปรับค่าได้สำหรับกำหนดตำแหน่งอ้างอิงของอากาศยาน 4 ใบพัดในแนวแกน x , y , z และ yaw

หมายเลข 7 แสดงตำแหน่งปัจจุบัน และค่าความผิดพลาดที่ได้จากระบบกล่องสแตโรอิโอในแต่ละแนวแกน

หมายเลข 8 ปุ่มกดสำหรับสั่งให้กล้อง Logitech เปิด – ปิด การทำงาน

หมายเลข 9 บาร์แบบปรับค่าได้สำหรับปรับค่า Threshold ของภาพ

หมายเลข 10 ปุ่มกดสำหรับปรับค่าเกณฑ์ในการควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด

หมายเลข 11 ปุ่มกดสำหรับสั่งให้อากาศยาน 4 ใบพัดลงจอดอัตโนมัติ



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY

ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์

เรืออากาศโท จีระศักดิ์ หมวดโพธิ์กลาง เกิดเมื่อวันที่ 31 ธันวาคม พ.ศ. 2529 ที่จังหวัด นครราชสีมา เข้าศึกษาชั้นประถมศึกษาที่โรงเรียนสุขานารี เมื่อสำเร็จการศึกษาชั้นประถมศึกษาปีที่ 6 ได้เข้าศึกษาต่อชั้นมัธยมศึกษาตอนต้นที่โรงเรียนราชสีมาวิทยาลัย และเมื่อสำเร็จการศึกษาชั้น มัธยมศึกษาปีที่ 4 ได้สอบเข้าศึกษาต่อในระดับมัธยมศึกษาปีที่ 5 และปีที่ 6 ที่โรงเรียนเตรียมทหาร และได้สำเร็จปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมเครื่องกล ในปีการศึกษา 2551 จาก โรงเรียนนายเรืออากาศ หลังจากสำเร็จการศึกษาในระดับปริญญาบัณฑิตได้เข้าทำงาน บรรจุใน ตำแหน่ง อาจารย์ ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล โรงเรียนนายเรืออากาศ ในปี พ.ศ. 2552 - 2554 หลังจากนั้นจึงเข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท สาขาวิศวกรรมเครื่องกล จุฬาลงกรณ์ มหาวิทยาลัยในปีการศึกษา 2554



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย
CHULALONGKORN UNIVERSITY