

รายงานฉบับสมบูรณ์โครงการวิจัย

อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์
OBSERVATION DRONE



สาขาวิชาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีงบประมาณ 2556

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์

ผศ. เจริญ	วงษ์ชุ่มเย็น
นาย วรันธร	เวฬุวนารักษ์
นาย วสกร	อยู่ทรัพย์

บทคัดย่อ

ในยุคปัจจุบันการสูญเสียกำลังพลจากการถูกข่มขู่โจมตีจากผู้ก่อการร้าย ผู้ชุมนุม รวมไปถึงภัยธรรมชาติต่างๆ นับว่าเป็นการสูญเสียบุคคลากรที่มีอาจประเมินค่าได้ ส่งผลให้มีการนำเทคโนโลยีที่มีความทันสมัย มาช่วยลดการสูญเสียของกำลังพล โดยการพัฒนาอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ขึ้น ซึ่งเป็นหนึ่งในโครงการที่นำเอาองค์ความรู้ทางด้านฮาร์ดแวร์ มาประยุกต์เป็นตัวเครื่องเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดที่มีประสิทธิภาพและความคล่องตัวสูง สามารถบินไปปฏิบัติภารกิจบริเวณที่มีความเสี่ยงอันตราย พร้อมทั้งส่งภาพถ่ายทางอากาศกลับมายังสถานีภาคพื้นดิน รวมไปถึงการนำเอาองค์ความรู้ทางด้านซอฟต์แวร์ ซึ่งเป็นส่วนที่ใช้ควบคุมการบินของอากาศยาน โดยมีความสามารถบินด้วยตัวเองไปยังตำแหน่งต่างๆ ที่ถูกกำหนดบนแผนที่, สามารถรักษาระดับตัวเองให้ลอยตัวนิ่งๆเมื่ออยู่บนอากาศ และการนำภาพถ่ายทางอากาศมาวิเคราะห์ตรวจสอบหาความเป็นบุคคลสำหรับการประเมินสถานการณ์

ดังนั้นแล้วในการพัฒนาอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ จะแบ่งออกเป็นสองส่วน คือ ส่วนภาคพื้นดิน ควบคุมการทำงานของอากาศยานทั้งด้านอัตโนมัติและควบคุมด้วยบุคคลากร และภาคอากาศ บินสำรวจไปยังจุดที่ต้องการ ซึ่งจะส่งผลให้เกิดประโยชน์มาก เนื่องจากสามารถ บินเข้าไปสำรวจยังพื้นที่ที่ถูกกรรณจากผู้ก่อการร้าย พื้นที่ชุมนุมที่มีความเสี่ยง พื้นที่ที่เกิดภัยธรรมชาติ รวมไปถึงบริเวณยุทธศาสตร์ต่างๆ เพื่อลดการสูญเสียของกำลังพล เพื่อความปลอดภัยของพลเรือน และเพื่อความมั่นคงของชาติ

RCH
รช 230
2566

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน 141531
รับ.เดือน.ปี. 16 อ.ค. 2559

b. 1275030X
i.

Observation Drone

Asst.Prof. Charoen Vongchumyen

Mr. Varantorn Weruwanarak

Mr. Wasakorn Yousub

ABSTRACT

Nowadays, the losing of troops by ambushed from terrorist, congregation and natural disaster are invaluable. High-technology could reduce rate of death by developing observation drone that use knowledge of computer hardware to invent the Quadcopter within high performance not only operate the risk mission but also send the signal of video from the air to ground station to detect human. In addition the knowledge of software could control the observation drone to automatic fly to the waypoint as your desire.

So the observation drone will be useful because it can survey the area invaders, the risk of protest area, natural disaster area including strategic area for reduce losing of troops, security of civilian and national security.

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
สารบัญ	III
สารบัญตาราง	V
สารบัญรูป.....	VI
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความสำคัญและที่มาของโครงการ	1
1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการ	1
1.3 ขอบเขตของโครงการ	2
1.4 วิธีการดำเนินการ	2
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	3
1.6 ส่วนประกอบของปริญญาานิพนธ์	3
บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	4
2.1 หลักการการบินของเฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด	4
2.2 ไมโครคอนโทรลเลอร์.....	6
2.3 MEMS (Micro Electro Mechanical Systems)	8
2.4 จีพีเอส (Global Position System).....	9
2.5 ระบบอัลตราโซนิก (Ultrasonic).....	16
2.6 ระบบควบคุมพีไอดี.....	21
2.7 การเชื่อมต่ออุปกรณ์แบบ I ² C	27
2.8 MAVLink Micro Air Vehicle Communication Protocol	30
2.9 โพรโทคอล Zigbee	36
2.10 Xbee.....	38
2.11 Human Detector with Partial Occlusion	39
2.12 บัชเลสมอเตอร์.....	42

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 3 การออกแบบและพัฒนา.....	43
3.1 ความต้องการของระบบ.....	43
3.2 ภาพรวมของระบบ.....	43
3.3 การออกแบบระบบ.....	45
3.4 การออกแบบโครง.....	64
บทที่ 4 การทดลอง.....	67
4.1 การทดลองการทำงานของอุปกรณ์เซ็นเซอร์.....	67
4.2 การประกอบทดสอบการบิน.....	71
บทที่ 5 สรุป.....	77
5.1 บทสรุป.....	77
5.2 ปัญหาอุปสรรคและแนวทางการแก้ไข.....	78
5.3 แนวทางในการพัฒนาต่อ.....	78
บรรณานุกรม.....	79
ภาคผนวก.....	80

สารบัญตาราง

ตาราง	หน้า
2.1 แสดงรายละเอียดโครงสร้างของ MAVLink.....	31
3.1 การวิเคราะห์การออกแบบส่วนนำเข้าและแสดงผล.....	57
3.3 ขนาดของเครื่องแรก.....	65
3.4 เปรียบเทียบน้ำหนักของ โครงแรก และ โครงที่สอง.....	66



สารบัญรูป

รูป	หน้า
2.1 การบินแบบลอยตัว.....	4
2.2 การบินแบบเร่งขึ้น.....	4
2.3 การบินแบบเอียงตัว.....	5
2.4 การบินแบบเอียงหน้าเอียงหลัง.....	5
2.5 การบินแบบเร่งขึ้น.....	5
2.6 ขนาดหน่วยความจำของ ArduPilot Mega 2560.....	7
2.7 โครงสร้างของ ATmega 2560.....	7
2.8 โครงสร้างของใจโรสโคป (1).....	8
2.9 โครงสร้างของใจโรสโคป (2).....	9
2.10 หลักการทำงานจีพีเอส.....	10
2.11 การติดต่อสื่อสารกันระหว่างภาคพื้นดินและอวกาศ.....	10
2.12 ภาพรวมระบบจีพีเอส.....	11
2.13 การรวมข้อมูลของจีพีเอสเข้ากับคลื่นพาหะ.....	15
2.14 โครงสร้างของการส่ง จีพีเอสในสมัยก่อน.....	16
2.15 โครงสร้างภายในตัวอุลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์.....	17
2.16 ตัวอย่างการเขียนสัญลักษณ์ของอุลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์.....	19
2.17 หลักการทำงานของอุลตราโซนิก.....	19
2.18 อุลตราโซนิกเซ็นเซอร์ วงจรส่งผ่าน-รับ.....	20
2.19 อุลตราโซนิกเซ็นเซอร์ วงจรเวลาคงที่.....	20
2.20 แผนภาพบล็อกของการควบคุมแบบพีไอดี.....	21
2.21 กราฟ PV ต่อเวลา, K_p กำหนดเป็น 3 ค่า (K_p และ K_d คงที่).....	22
2.22 กราฟ PV ต่อเวลา, K_i กำหนดเป็นสามค่า (K_p และ K_d คงที่).....	23
2.23 กราฟ PV ต่อเวลา, สำหรับ K_d 3 ค่า (K_p และ K_i คงที่).....	25
2.24 ลักษณะการเชื่อมต่ออุปกรณ์แบบ I ² C BUS.....	27
2.25 รูปแบบการเขียน/อ่านข้อมูลแบบ I ² C BUS.....	28
2.26 สถานะหยุดของ I ² C BUS.....	28
2.27 I ² C BUS (Control Byte).....	29

สารบัญรูป (ต่อ)

รูป	หน้า
2.28 การรับส่งบิตข้อมูลของ I ² C BUS.....	29
2.29 MAVlink.....	30
2.30 กระบวนการทำงานของ MAVlink โพรโทคอล.....	30
2.31 โครงสร้างของ MavLink.....	31
2.32 การอ่านค่า Waypoint.....	32
2.33 การเขียนค่า Waypoint.....	33
2.34 การตั้งค่า Waypoint.....	33
2.35 การตั้งค่า Waypoint ปัจจุบัน.....	34
2.36 การอ่านค่าพารามิเตอร์.....	34
2.37 การเขียนค่าพารามิเตอร์.....	35
2.38 การส่งข้อมูลของ ZigBee.....	36
2.39 ZigBee Stack.....	36
2.40 ประเภทของ ZigBee.....	37
2.41 XBee โมดูล.....	38
2.42 การทำงานของ HOG.....	39
2.43 การทำงานของการตรวจสอบบุคคล.....	40
2.44 การทำงานของ LBP.....	40
2.45 การทำงานของ Trilinear Interpolation.....	41
2.46 การทำงานตรวจสอบการเป็นบุคคล.....	41
2.47 การทำงานของ SVM Classifiers.....	42
2.48 การทำงานของ SVM Classifiers.....	42
2.49 โครงสร้างบัสเลสมอเตอร์.....	42
3.1 ภาพรวมของระบบ.....	43
3.2 ภาพรวมการทำงาน.....	44
3.3 โครงสร้างการสื่อสารระหว่างส่วนภาคพื้นดินและภาคอากาศ.....	45
3.4 โครงสร้างการทำงานในส่วนภาคพื้นดิน.....	45
3.5 รายละเอียดช่องทางการนำข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์.....	46

สารบัญรูป (ต่อ)

รูป	หน้า
3.6 โครงสร้างการทำงานในส่วนภาคพื้นอากาศ.....	47
3.7 รายละเอียดการออกแบบระบบควบคุมภาคอากาศ.....	48
3.8 รายละเอียดของ ATmega2560.....	49
3.9 รายละเอียดของ IMU Shield.....	50
3.10 รายละเอียดของ APM 2.5.....	50
3.11 การเชื่อมต่อระหว่าง Sensor Device และ Control & Process.....	51
3.12 3DR GPS uBlox LEA-6.....	51
3.13 MPU-6000.....	52
3.14 MS5611.....	52
3.15 HMC5883L.....	53
3.16 EZ0.....	53
3.17 การทำงานของ MPU-6000.....	53
3.18 Block Diagram ของ MPU-6000.....	54
3.19 Block Diagram ของ MS5611.....	54
3.20 Block Diagram ของ HMC5883L.....	55
3.21 ช่องทางการติดต่อสี่ของบอร์ดตรวจจับและบอร์ดประมวลผล APM 1.0.....	56
3.22 ช่องทางการติดต่อสี่ของบอร์ดตรวจจับและบอร์ดประมวลผล APM 2.5.....	56
3.23 โครงสร้างบล็อกไดอะแกรมของซอฟต์แวร์.....	58
3.24 การทำงานของระบบ.....	59
3.25 บล็อกไดอะแกรมของ APM 2.5.....	60
3.26 อินเทอร์เฟซของข้อมูลการบิน.....	61
3.27 อินเทอร์เฟซของการวางแผนการบิน.....	62
3.28 อินเทอร์เฟซของการตั้งค่า.....	63
3.29 อินเทอร์เฟซของการวิเคราะห์ความเป็นบุคคล.....	63
3.30 เปรียบเทียบ โครงเครื่องบินลำแรกและลำที่สอง.....	64
4.1 สภาวะยอว์ในขณะที่อยู่นิ่ง.....	67
4.2 สภาวะยอว์ในขณะที่หมุนซ้าย.....	68

สารบัญรูป (ต่อ)

รูป	หน้า
4.3 สภาวะยอว์ในขณะหมุนขวา	68
4.4 สภาวะพิชในขณะอยู่นิ่ง	69
4.5 สภาวะพิชในขณะหางลง	69
4.6 สภาวะพิชในขณะหางขึ้น	69
4.7 สภาวะโรลในขณะอยู่นิ่ง	70
4.8 สภาวะโรลในขณะเอียงซ้าย	70
4.9 สภาวะพิชในขณะเอียงขวา	71
4.10 การประกอบลำตัวเครื่อง	71
4.11 ค่า PID ที่เหมาะสม	72
4.12 การทดสอบการบิน	73
4.13 ทดสอบการบินที่ความสูง 10 เมตร	74
4.14 ลำตัวเครื่องหลังจากตกจากความสูง 30 เมตร	75
4.15 สภาพไมโครคอนโทรลเลอร์หลังจากตก	75
4.16 โครงเครื่องใหม่	76
4.17 โครงหลังจากประกอบ	76
ก.1 ภาพป็อปอัพของโปรแกรม	80
ก.2 ภาพรวมของหน้าต่างแรกโปรแกรม	80
ก.3 ปุ่มกดเชื่อมต่อ	81
ก.4 แถบเมนูของโปรแกรม	81
ก.5 สถานะของการบินในรูปแบบรูปภาพ	81
ก.6 สถานะการบินในรูปแบบของตัวเลข	82
ก.7 ปุ่มกดเปลี่ยนเมนูวางแผนการบิน	82
ก.8 หน้าต่างการวางแผนการบิน	83
ก.9 ปุ่มกดเปลี่ยนเมนูการตรวจจับบุคคล	83
ก.10 หน้าต่างเมนูการตรวจจับบุคคล	83
ก.11 ปุ่มกดเพื่อยกเลิกการเชื่อมต่อ	84

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความสำคัญและที่มาของโครงการ

อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ (Observation Drone) คือ อากาศยานที่ควบคุมการบินและควบคุมอุปกรณ์ต่างๆ ด้วยระบบการควบคุมระยะไกล (Remote Control) โดยไม่จำเป็นต้องมีนักบินนั่งไปกับอากาศยาน ถูกพัฒนาขึ้นเพื่อนำไปปฏิบัติการที่มีความเสี่ยงอันตราย สามารถช่วยลดการสูญเสียของกำลังพล รวมไปถึงนำภาพถ่ายทางอากาศมาประเมินและวิเคราะห์ เพื่อเตรียมแผนการรับมือกับเหตุการณ์ดังนั้นแล้ว เมื่อไม่ต้องมีนักบินนั่งไปกับอากาศยาน จะเกิดผลดีในด้านต่างๆ หลายประการ ทั้งในด้านประสิทธิภาพการปฏิบัติงานและความปลอดภัยต่อกำลังพล จากความสำเร็จในการนำมาใช้ในการปฏิบัติการทางทหารของสหรัฐอเมริกาใน “สงครามอ่าว” (Gulf War) และการปฏิบัติการรักษาสันติภาพใน บอสเนีย และ โคโซโว รวมทั้งการ ในการปฏิบัติการทางทหารของอิสราเอล ทำให้ทุกประเทศในโลกเกิดการตื่นตัวและตระหนักถึงความสำคัญ จึงได้พยายามเร่งรัดการพัฒนา อากาศยานของตนเอง

สำหรับประเทศโลกที่สามและประเทศอุตสาหกรรมใหม่ เช่น อินเดีย เกาหลีใต้ ไต้หวัน อิหร่านและตุรกี ได้มีโครงการวิจัยนำมาใช้งานทางทหารในกองทัพของตนและเพื่อนำไปสู่การส่งออกในอนาคตด้วยเช่นกัน บริษัทที่มีเงินทุนและมีสายการผลิตสินค้าที่เกี่ยวข้องอยู่แล้ว เช่น บริษัท ฮุนได บริษัท แดว และ บริษัท ซัมซุง ได้ลงทุนในการพัฒนาเป็นเงินจำนวนมาก โดยประเทศ ได้พิจารณาในภารกิจต่างๆ ที่สำคัญ เช่น ภารกิจเป่าอากาศ, ภารกิจกามิกะเซ่, ภารกิจสงครามอิเล็กทรอนิกส์ ภารกิจชี้เป้าหมายให้ปืนใหญ่และจรวด, ภารกิจลาดตระเวนทางอากาศ

1.2 วัตถุประสงค์ของโครงการ

- 1) ศึกษาและพัฒนาอากาศยานสำรวจไร้คนขับ เพื่อบินสำรวจบริเวณยุทธศาสตร์
- 2) ศึกษาและพัฒนาอากาศยานสำรวจไร้คนขับ เพื่อส่งภาพถ่ายวิถีโอบทางอากาศมายังสถานี
- 3) ศึกษาและพัฒนาอากาศยานสำรวจไร้คนขับ เพื่อศึกษากระบวนการทำงานของระบบบินอัตโนมัติ และปรับปรุงระบบให้มีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น
- 4) ศึกษาและพัฒนาอากาศยานสำรวจไร้คนขับ เพื่อนำไปใช้งานในระบบการทหาร
- 5) เพื่อศึกษา การประยุกต์โครงการโปรเจกต์ควบคู่กับความรู้ทางด้านวิศวกรรมการบิน
- 6) เพื่อศึกษา การเชื่อมโยงข้อมูล (Sync) ระหว่างโมดูลของ จีพีเอส (GPS) กับ Google Maps
- 7) เพื่อศึกษาการประมวลผลของรูปภาพ เพื่อแยกแยะความเป็นบุคคลในภาพถ่ายวิถีโอบทางอากาศ

1.3 ขอบเขตของโครงการ

- 1) อากาศยานที่พัฒนาขึ้นสามารถบินรักษาระดับได้ด้วยตัวเอง
- 2) อากาศยานที่พัฒนาขึ้นสามารถบินสำรวจไปยังจุดที่กำหนดลงบนแผนที่
- 3) อากาศยานที่พัฒนาขึ้นสามารถติดต่อรับส่งข้อมูลและภาพถ่ายทางอากาศกับภาคพื้นดิน
- 4) อากาศยานที่พัฒนาขึ้นสามารถควบคุมการบินโดยใช้คลื่นวิทยุสลับกับการบินด้วยตัวเอง
- 5) โปรแกรมบนภาคพื้นดินสามารถตรวจจับความเป็นบุคคล

1.4 วิธีการดำเนินการ

- 1) ศึกษาหลักการบินของเฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด
- 2) ศึกษาการทำงานของเซ็นเซอร์ (Sensor) โซนาร์ (Sonar) ไจโรสโคป (Gyroscope) จีพีเอส (GPS) แมกนีโตมิเตอร์ (Magnetometer) บาโรมิเตอร์ (Barometer) และแอคซีเรโรมิเตอร์ (Accelerometer) อุลตราโซนิค (Ultrasonic)
- 3) ออกแบบระบบภายในของเครื่องบินสำรวจสังเกตการณ์
- 4) ศึกษาการคำนวณแรงบิดของมอเตอร์ที่มีในใบพัดชนิดต่างๆ ต่อแรงยก
- 5) เขียนโปรแกรมเพื่อติดต่อกับเซ็นเซอร์เพื่อศึกษาค่าและตีความตามทฤษฎีที่ได้ศึกษามา
- 6) เขียนโปรแกรมรับภาพที่ได้จากกล้องถ่ายภาพ
- 7) จัดรายการอุปกรณ์ที่เหมาะสมเพื่อประกอบเป็นเครื่องบินสำรวจสังเกตการณ์
- 8) ออกแบบส่วนติดต่อผู้ใช้งาน
- 9) รวมโปรแกรมที่เขียนติดต่อกับเซ็นเซอร์เพื่อนำมาควบคุมอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์
- 10) ทดสอบการบินของเครื่องสำรวจสังเกตการณ์
- 11) วิเคราะห์ผลที่ได้เพื่อนำมาพัฒนาและปรับปรุงประสิทธิภาพของเครื่องบิน

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1) อากาศยานสำรวจไร้คนขับที่สามารถส่งภาพถ่ายวีดีโอจากมุมสูงได้
- 2) อากาศยานสำรวจไร้คนขับที่สามารถบินได้เองโดยอัตโนมัติตามความต้องการของผู้ใช้งาน
- 3) ได้ความรู้และประสบการณ์การพัฒนาแอปพลิเคชัน (Application)
- 4) สามารถนำเอาอากาศยานสำรวจไร้คนขับไปประยุกต์ใช้ในทางทหารได้จริง
- 5) ได้ประสบการณ์ในการออกแบบการประยุกต์โครงการ โปรเจกต์กับความรู้ทางด้านวิศวกรรมการบิน
- 6) ได้ความรู้ทางการประมวลผลรูปภาพ เพื่อวิเคราะห์ความเป็นนุกคณ

1.6 ส่วนประกอบของปริญญานิพนธ์

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้ได้แบ่งเนื้อหาออกเป็น 5 บทด้วยกันคือ

บทที่ 1 บทนำ กล่าวถึงความสำคัญและที่มาของโครงการ วัตถุประสงค์ของโครงการ ขอบเขตของโครงการ วิธีการดำเนินการ ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ และส่วนประกอบของปริญญานิพนธ์

บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง ประกอบด้วย หลักการการบินแบบเฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด, ไมโครคอนโทรลเลอร์, ArduPilot Mega 2560 (Arduino Mega compatible UAV Controller) MEMS, จีพีเอส, โปรโตคอล NMEA ของจีพีเอส, ระบบอุตสาหกรรมโซนิก, ระบบควบคุมพีไอดี MAVLink Micro Air Vehicle Communication Protocol, ZigBee, XBee

บทที่ 3 การออกแบบและพัฒนา โครงการนี้เป็นการออกแบบระบบของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ โดยอากาศยานบินอัตโนมัติไปยังจุดที่ต้องการ สิ่งที่ได้ออกแบบส่วนภาคพื้นดิน ส่วนภาคอากาศ ส่วนระบบควบคุมการติดต่อระหว่างส่วนภาคพื้นและภาคอากาศ

บทที่ 4 การทดลองและผลการทดลอง ทดสอบดึงค่าจากเซ็นเซอร์โดยใช้โปรแกรมสำเร็จรูป เพื่อสังเกตลักษณะข้อมูลได้แก่ การเคลื่อนที่แบบหมุนรอบจุดศูนย์กลาง การเคลื่อนที่แบบหมุนหงายขึ้นและลง

บทที่ 5 บทสรุป กล่าวถึงบทสรุปของโครงการ ข้อจำกัด ปัญหาอุปสรรคต่างๆ ของโครงการ และแนวทางในการพัฒนาต่อ

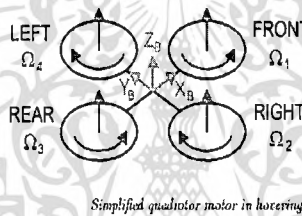
บทที่ 2

ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 หลักการการบินของเฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด

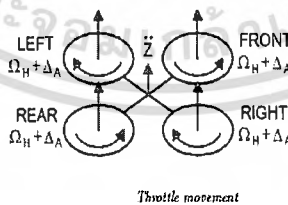
การบินของ เฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด จะมีการเคลื่อนที่ 4 ทิศทาง ซึ่งประกอบไปด้วย ขึ้น-ลง เดินหน้า-ถอยหลัง เอียงซ้าย-เอียงขวา และ หมุนซ้าย-หมุนขวา

- 1) การลอยตัว (Hovering) ทำได้โดยควบคุมให้ความเร็วใบพัดทั้งสี่ตัวมีความเร็วที่เท่ากัน เพื่อสร้างแรงบิด (torque) และหักล้างแรงบิด โดยใบพัดจะหมุนกันคนละทิศทาง ใบพัดหน้าและใบพัดหลังจะหมุนตามเข็มนาฬิกา ส่วนใบพัดซ้ายและใบพัดขวาจะหมุนทวนเข็มนาฬิกา จึงจะส่งผลให้เครื่องบินไม่หมุนตัว



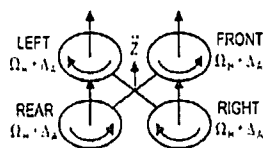
รูป 2.1 การบินแบบลอยตัว

- 2) คันเร่ง (Throttle) ในกรณีนี้สามารถทำให้เฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด สามารถบิน ขึ้น-ลง ได้ โดยกำหนดให้ใบพัดทั้งสี่ใบต้องเพิ่มความเร็วของทุกใบพัดให้มีขนาดความเร็วที่เท่ากัน จึงจะทำให้เครื่องบินลอยตัวขึ้นได้



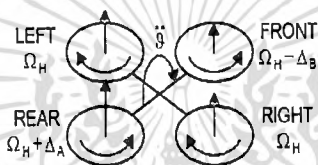
รูป 2.2 การบินแบบเร่งขึ้น

- 3) เอียงตัวซ้าย-ขวา (Roll) ในกรณีนี้ต้องกำหนดให้ใบพัดหน้าและใบพัดหลังมีความเร็วเท่าเดิม แต่ความเร็วของใบพัดซ้าย จะหมุนเร็วขึ้น จึงจะส่งผลให้เกิดการยกตัวขึ้น สำหรับใบพัดขวา กำหนดให้มีความเร็วช้าลง จะส่งผลให้เกิดการเอียงตัวไปทางขวา



รูป 2.3 การบินแบบเอียงตัว

- 4) เอียงหน้าและเอียงหลัง (Pitch) ในกรณีนี้จะใช้หลักการเอียงตัวซ้าย-ขวาแต่เปลี่ยนให้ใบพัดซ้ายและ ใบพัดขวา ให้มีความเร็วคงที่ แต่ความเร็วใบพัดหลัง จะหมุนเร็วขึ้น ซึ่งส่งผลให้ทางด้านหลังของ เฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด ยกขึ้น และในส่วนของใบพัดหน้าจะหมุนช้ากว่า ซึ่งส่งผลให้ทางด้านหน้าของ เฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัด ต่ำลง



รูป 2.4 การบินแบบเอียงหน้าเอียงหลัง

- 5) การหมุนตัว (Yaw) ในกรณีนี้ต้องกำหนดให้ความเร็วของใบพัดหน้าและใบพัดหลังมีความเร็วมากกว่าใบพัดซ้ายและใบพัดขวาเพื่อให้เกิดแรงบิดทางด้านซ้ายหรือทางด้านขวา จึงจะทำให้เกิดการหมุนตัวของเครื่องบินได้



รูป 2.5 การบินแบบเร่งขึ้น

2.2 ไมโครคอนโทรลเลอร์

คือ อุปกรณ์ควบคุมขนาดเล็ก ซึ่งบรรจุความสามารถที่คล้ายคลึงกับระบบคอมพิวเตอร์โดยในไมโครคอนโทรลเลอร์ได้รวมเอาซีพียู, หน่วยความจำ และพอร์ต ซึ่งเป็นส่วนประกอบหลักสำคัญของระบบคอมพิวเตอร์เอาไว้

โครงสร้างของไมโครคอนโทรลเลอร์ สามารถแบ่งออกมาได้เป็น 5 ส่วน

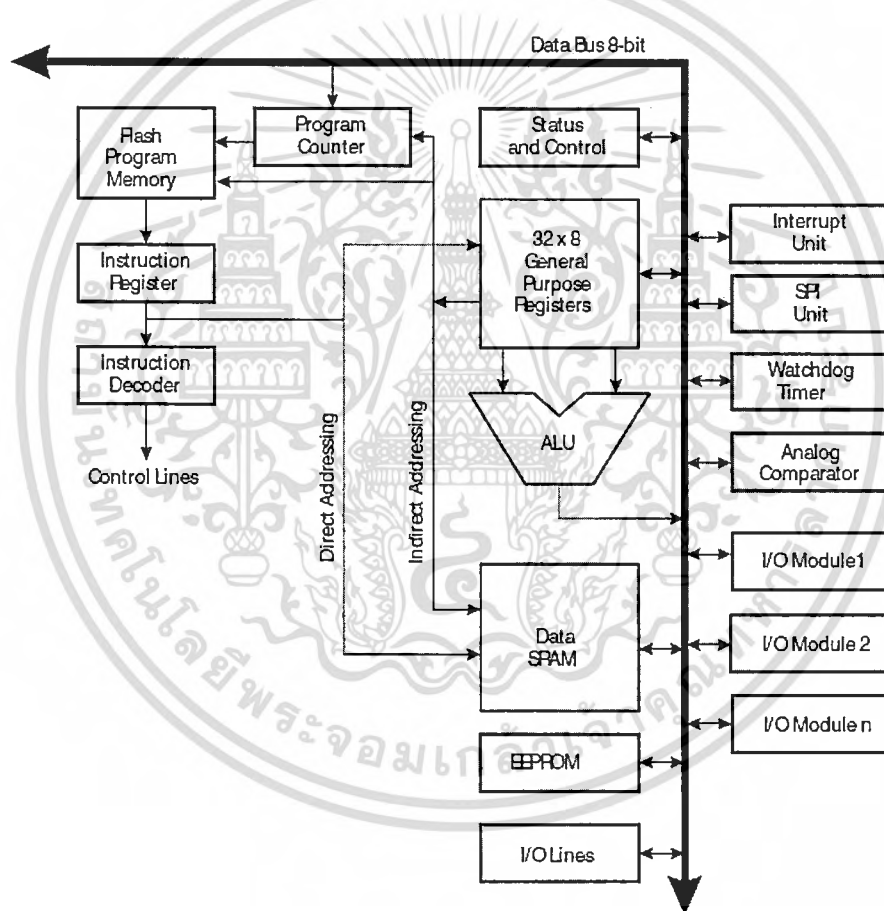
- 1) หน่วยประมวลผลกลางหรือซีพียู (CPU : Central Processing Unit)
- 2) หน่วยความจำ (Memory) สามารถแบ่งออกเป็น 2 ส่วน คือ หน่วยความจำที่มีไว้สำหรับเก็บโปรแกรมหลัก (Program Memory) เปรียบเสมือนฮาร์ดดิสก์ของเครื่องคอมพิวเตอร์ คือ ข้อมูลใดๆ ที่ถูกเก็บไว้ในนี้จะไม่สูญหายไปแม้ไม่มีไฟเลี้ยง อีกส่วนหนึ่งคือหน่วยความจำข้อมูล (Data Memory) เป็นที่พักข้อมูลชั่วคราวขณะทำงาน
- 3) ส่วนติดต่อกับอุปกรณ์ภายนอก มี 2 ลักษณะคือ พอร์ตอินพุต (Input Port) และพอร์ตส่งสัญญาณหรือพอร์ตเอาต์พุต (Output Port) ส่วนนี้จะใช้ในการเชื่อมต่อกับอุปกรณ์ภายนอก
- 4) ช่องทางเดินของสัญญาณ หรือบัส (BUS) คือเส้นทางการแลกเปลี่ยนสัญญาณข้อมูลระหว่าง ซีพียู หน่วยความจำและพอร์ต เป็นลักษณะของสายสัญญาณ จำนวนมากอยู่ภายในตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยแบ่งเป็นบัสข้อมูล (Data Bus), บัสแอดเดรส (Address Bus) และบัสควบคุม (Control Bus)
- 5) วงจรกำเนิดสัญญาณนาฬิกา นับเป็นส่วนประกอบที่สำคัญมากอีกส่วนหนึ่ง เนื่องจากการทำงานที่เกิดขึ้นในตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ จะขึ้นอยู่กับกำหนัดจังหวะ หากสัญญาณนาฬิกา มีความถี่สูง จังหวะการทำงานก็จะสามารถทำได้ถี่ขึ้น ส่งผลให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวนั้น มีความเร็วในการประมวลผลสูงตามไปด้วย

2.2.1 ArduPilot Mega 2560 (Arduino Mega compatible UAV Controller)

เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ที่พัฒนาขึ้นมาเพื่อสนับสนุนการควบคุมการบินอัตโนมัติ โครงสร้างคำสั่ง RISC สามารถประมวลผลคำสั่งภายในการทำงานของซีพียู 1 ตัณญาณนาฬิกา ความเร็ว 1 MIPS ต่อ 1 MHz สนับสนุนการเขียนโปรแกรมที่ต้องการการตอบสนองที่รวดเร็ว

Device	Flash	EEPROM	RAM	General Purpose I/O pins	16 bits resolution PWM channels	Serial USARTs	ADC Channels
ATmega2560	256KB	4KB	8KB	86	12	4	16

รูป 2.6 ขนาดหน่วยความจำของ ArduPilot Mega 2560



รูป 2.7 โครงสร้างของ ATmega 2560

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3 MEMS (Micro Electro Mechanical Systems)

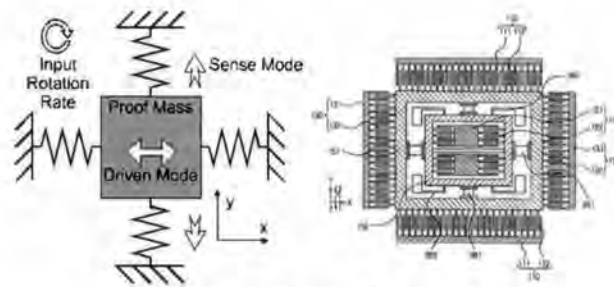
หมายถึง ระบบขนาดเล็กตั้งแต่ 1 ไมโครเมตรถึง 1 มิลลิเมตรที่รวม โครงสร้างทางกลและ วงจรอิเล็กทรอนิกส์เข้าด้วยกันเพื่อใช้เป็น เซ็นเซอร์และแอคชูเอเตอร์ โดยผลิตขึ้นด้วยเทคโนโลยี การสร้างระดับไมครอน (Micro fabrication) ซึ่งเป็นกระบวนการเดียวกันกับกระบวนการที่ใช้ใน การผลิตไอซีและได้นำมาประยุกต์ใช้ในการสร้างระบบเครื่องกลไฟฟ้าจุลภาคนี



รูป 2.8 โครงสร้างของไจโรสโคป (1)

2.3.1 ไจโรสโคป

หลักการการทำงานของไจโรสโคป คือ เมื่อวัตถุเกิดการเคลื่อนที่ มวล (proof mass) ของ ไจโรสโคป จะเคลื่อนที่เช่นกันแต่เคลื่อนที่ช้ากว่าเนื่องจากความเฉื่อยและทำให้ ตำแหน่งของปลายทั้งสองด้านของมวลเปลี่ยนแปลงไป อนึ่งตำแหน่งที่เปลี่ยนไปนี้สามารถวัดได้ด้วยเซ็นเซอร์แบบตัวเก็บประจุไฟฟ้า (capacitive sensing) ทำให้รู้ค่าความเร่งเชิงเส้นและความเร่งเชิงมุมของการเคลื่อนที่นั้นได้ ข้อดีของ MEMS ไจโรสโคป คือมีขนาดเล็กทำให้มีความไวในการตอบสนองสูง และสามารถขยายช่วงความถี่ในการทำงานให้ครอบคลุมความถี่ที่สูงขึ้นได้



รูป 2.9 โครงสร้างของไจโรสโคป (2)

2.4 จีพีเอส (Global Position System)

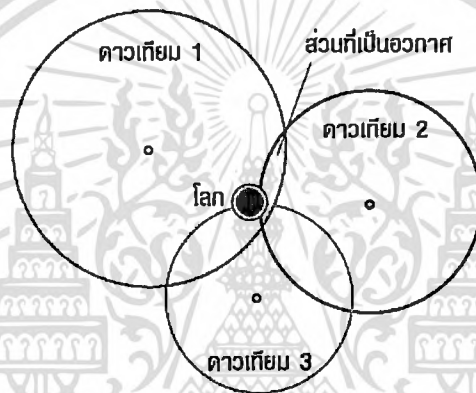
เป็นระบบบอกตำแหน่งพิกัด ระบบจีพีเอสนี้ได้รับการพัฒนาโดยรัฐบาลสหรัฐอเมริกา สำหรับใช้งานในทางทหาร เพื่อการคำนวณค่าตำแหน่งพิกัด และใช้ในการนำร่อง ได้ทุกจุดบนพื้นโลก แต่ระบบจีพีเอสยังสามารถนำมาใช้งานในทางพาณิชย์ เพื่อการนำทาง หรือเพื่อการสำรวจการทำเหมืองแร่ และป่าไม้ ระบบนี้ประกอบด้วย องค์ประกอบหลัก 3 ส่วน คือ

- 1) ภาคอวกาศ (Space Segment) ประกอบด้วย กลุ่มของดาวเทียมจีพีเอสที่โคจรรอบโลก สองรอบใน 1 วัน ซึ่งจะส่งสัญญาณเวลา ที่มีความแม่นยำสูง และข้อมูลที่สำคัญอื่นๆ ที่จะใช้ในการคำนวณ ตำแหน่งพิกัด ไปยังทุกจุดบนพื้นโลก ตลอด 24 ชั่วโมง
- 2) ภาคพื้นโลก (Ground Segment) ประกอบด้วย กลุ่มของสถานีควบคุมดาวเทียม ทำหน้าที่ควบคุม วงโคจรดาวเทียม คำนวณวงโคจรและตำแหน่งดาวเทียม ตรวจสอบวัดความผิดพลาดของวงโคจร ปรับแก้ความถูกต้อง ของสัญญาณเวลา นำข้อมูลทั้งหมดมาปรับแก้ ก่อนส่งข้อมูลที่ถูกต้อง ขึ้นไปที่ดาวเทียม เพื่อส่งสัญญาณลงมายังผู้ใช้ ทั่วโลก
- 3) ภาคผู้ใช้ (Users Segment) ประกอบด้วย ผู้ใช้งานและเครื่องบอกตำแหน่งพิกัด ซึ่งก็คือ เครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (GPS Receiver) ที่รับข้อมูลต่างๆจากดาวเทียม

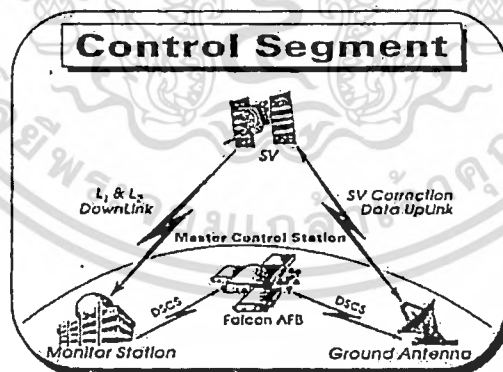
2.4.1 ระบบดาวเทียมจีพีเอส

ประกอบด้วยดาวเทียมทั้งหมด 24 ดวงโคจรในอวกาศ ครอบคลุมทั่วโลกทั้งหมด 6 ระนาบ แต่ละระนาบทำมุม 60 องศา กับเส้นศูนย์สูตร ดาวเทียมแต่ละดวง โคจรอยู่สูงจากพื้นโลก ประมาณ 11,000 ไมล์ และเคลื่อนที่ผ่านรอบโลก 2 รอบในแต่ละวัน ในดาวเทียมแต่ละดวง จะมี ส่วนประกอบหลัก คล้ายคลึงกับ ดาวเทียมสื่อสาร โดยทั่วไป คือ ภาครับสัญญาณ ภาคส่งสัญญาณ ภาคควบคุม และระบบสายอากาศวิทยุ ส่วนพิเศษ ที่มีเฉพาะในดาวเทียม จีพีเอส คือ ภาคกำเนิดสัญญาณเวลาความแม่นยำสูง เป็นนาฬิกาอะตอมมิกแบบซีเซียม (Very High Precision Cesium Atomic Clock) ซึ่งได้รับการออกแบบ และผลิต โดยบริษัท Datum Incorporation USA ภาคกำเนิดสัญญาณเวลาความแม่นยำสูง เป็นหัวใจสำคัญ ที่เป็นตัวกำหนด ความแม่นยำ ถูกต้อง ในการ

คำนวณตำแหน่งพิกัด ของตัวรับจีพีเอส ที่รับสัญญาณบน โลก หากภาคกำเนิดสัญญาณเวลา บนดาวเทียมดวงใด เสื่อมสภาพ หรือไม่มีความแม่นยำเพียงพอ ดาวเทียมดวงนั้น จะถูกปลดออกจากการใช้งาน ตามแผนงาน จะมีดาวเทียม โคจรทั้งหมด 24 ดวง และสำรอง 2 ดวง โดยมีการส่งดาวเทียมใหม่ เข้าสู่วงโคจร ตามระยะเวลาที่เหมาะสม เพื่อชดเชย ดาวเทียมที่เสื่อมสภาพ แต่เนื่องจากเทคโนโลยี ของดาวเทียม และ ภาคกำเนิดสัญญาณเวลาความแม่นยำสูง มีการพัฒนาตลอดเวลา ทำให้อายุการใช้งาน ของดาวเทียม ยาวกว่าที่คำนวณไว้ ดาวเทียมจำนวนมาก ยังอยู่ในภาวะใช้งานได้ปกติ ถึงแม้จะอยู่ในวงโคจร มานานกว่า 8 ปี (อายุขัยเฉลี่ย ของดาวเทียม) ทำให้ปัจจุบัน มีดาวเทียม อยู่ในวงโคจร ที่ใช้งานได้ จำนวนมากกว่า 30 ดวง ซึ่งเป็นประโยชน์ ต่อผู้ใช้งาน



รูป 2.10 หลักการทำงานจีพีเอส



รูป 2.11 การติดต่อสื่อสารกันระหว่างภาคพื้นดินและอวกาศ

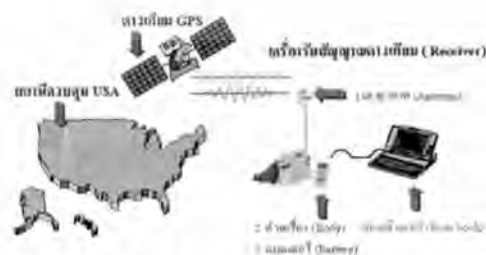
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.2 หน้าที่สำคัญของดาวเทียมจีพีเอสมีดังนี้

- 1) รับข้อมูลวงโคจรที่ถูกต้องของดาวเทียม (Ephemeris Data) ที่ส่งมาจาก สถานีควบคุมดาวเทียมหลัก (Master Control Station) เพื่อส่งกระจายสัญญาณข้อมูลนี้ลงไปยังพื้นโลก สำหรับตัวรับจีพีเอส ใช้ในการคำนวณ ระยะห่าง (Range) ระหว่างดาวเทียมดวงนั้น กับ ตัวเครื่องรับจีพีเอสและตำแหน่งของดาวเทียมบนท้องฟ้า เพื่อใช้คำนวณหา ตำแหน่งพิกัด ของตัวเครื่องรับจีพีเอสเอง
- 2) ส่งรหัส (Code) และข้อมูล (Carrier Phase) ไปกับคลื่นวิทยุ ลงไปยังพื้นโลก สำหรับตัวรับจีพีเอส ใช้ในการคำนวณ ระยะห่างระหว่างดาวเทียมดวงนั้น กับ ตัวเครื่องจีพีเอส
- 3) ส่งข้อมูลตำแหน่งโดยประมาณของดาวเทียมทั้งหมด (Almanac Information) และ ข้อมูลสุขภาพ ของดาวเทียม ลงไปยังพื้นโลก สำหรับตัวรับจีพีเอส ใช้ในการ กำหนดดาวเทียม ที่จะสามารถรับสัญญาณได้

2.4.3 สถานีควบคุมภาคพื้นดิน (Monitoring and Controlling)

ระบบจีพีเอส ถูกควบคุม โดยกองทัพอากาศสหรัฐอเมริกา จากสถานีควบคุมหลัก ในรัฐโคโลราโด ซึ่งจะคอยตรวจสอบ ดาวเทียมทุกดวงในระบบป้อนคำสั่งควบคุม และป้อนข้อมูล รวมทั้งให้ข่าวสาร ในการนำร่องสถานีตรวจสอบภาคพื้นดิน ใช้สายอากาศภาคพื้นดิน ในการควบคุม ดาวเทียมจีพีเอส และส่งต่อข้อมูลให้แก่สถานี หลัก เพื่อกำหนดตำแหน่งพิกัดที่แน่นอนของดาวเทียมแต่ละดวง และปรับปรุงความถูกต้องของข้อมูลอยู่ตลอดเวลา ถ้าดาวเทียมดวงใดเกิดความผิดปกติขึ้น สถานีควบคุมภาคพื้นดินก็จะทำการกำหนดสุขภาพ ดาวเทียมดวงนั้นเป็น "Unhealthy" เพื่อให้ตัวรับจีพีเอส ทราบว่า ไม่ควรใช้ข้อมูลจากดาวเทียมดวงนี้ ซึ่งเครื่องรับก็จะทำการตรวจสอบได้ จากการตรวจสอบสถานะของดาวเทียม และเครื่องก็จะไม่ทำการ รับข้อมูล จากดาวเทียมดวงดังกล่าวแล้วใช้ดาวเทียมดวงอื่น ที่มีความเหมาะสม ในการคำนวณตำแหน่งพิกัดแทน ในบางครั้งดาวเทียมอาจถูกปิดใช้งานเพื่อทำการบำรุงรักษา หรืออาจจะถูกปิดเพื่อเปลี่ยนวงโคจรตามความเหมาะสม



รูป 2.12 ภาพรวมระบบจีพีเอส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.4 ตัวรับจีพีเอส คำนวณตำแหน่งพิกัด

โดยทั่วไปแล้วเครื่องรับจีพีเอสที่ทำงานโดยอาศัยสัญญาณ เอสพีเอส สามารถคำนวณค่าตำแหน่งพิกัดที่มีความถูกต้อง อยู่ในระยะ 25 เมตร และค่าความถูกต้องของความเร็วอยู่ในระยะ 5 เมตรต่อวินาที เนื่องจากค่าความถูกต้องที่ได้นี้ จะขึ้นอยู่กับนโยบาย ของรัฐบาลสหรัฐอเมริกา ที่เรียกว่า Selective Availability (SA) เพื่อรักษาความมั่นคงทางทหาร สัญญาณ SA นี้จะทำให้เกิด ค่าความผิดพลาด ขึ้นกับข้อมูล (Ephemeris) ที่ส่งกระจายมาจากดาวเทียม ส่งผลให้ค่าความผิดพลาดของค่าตำแหน่งพิกัดที่ได้ มีค่าเพิ่มขึ้นเป็นระยะ 100 เมตร ในการใช้งานทั่วไปแล้ว ค่าความผิดพลาดใน ระยะ 100 ก็ดีเพียงพอ สำหรับการใช้งาน ที่ต้องการความถูกต้อง ที่มากกว่านี้ สามารถทำได้โดยใช้เทคนิค Differential เพื่อกำจัดผลของ SA ซึ่งทำให้ค่าที่ได้มีความถูกต้องมากขึ้นนอกจากนี้ ความถูกต้อง ของตำแหน่งพิกัด ยังขึ้นกับ ชุดของค่าคงที่ ที่เรียกว่า Map Datum ซึ่งค่าเหล่านี้ มีความแตกต่างกัน สำหรับพื้นที่ ในแต่ละพื้นที่ โดยทั่วไปแต่ละประเทศ จะใช้ Map Datum ที่แตกต่างกัน ในการสร้างแผนที่ของพื้นที่ในประเทศ ตำแหน่งเดียวกันบนแผนที่ 2 ฉบับ ที่ใช้ Map Datum ต่างกันในการสร้างแผนที่ จะให้ตำแหน่งพิกัด ที่แตกต่างกัน ดังนั้น การเทียบตำแหน่งพิกัด ที่ได้จากตัวรับจีพีเอส กับตำแหน่งพิกัดจริง ที่ได้จากแผนที่ จึงต้องใช้ Map Datum เดียวกัน โดยที่จีพีเอส ส่วนมากจะสามารถเปลี่ยน Map Datum ของเครื่องได้หลายแบบ เพื่อให้สามารถนำเครื่องไปใช้บอกตำแหน่งเทียบกับแผนที่ ในพื้นที่แต่ละประเทศได้เครื่องจีพีเอสของ Magellan โดยมาก จะมี Map Datum 72 แบบ ให้เลือกใช้ ตามประเทศ โดยรวมถึง Map Datum Thai-Viet ซึ่งใช้ได้กับพื้นที่ประเทศไทย เวียดนาม และบริเวณ อินโดจีน หลายประเทศ ดังนั้น ถ้าท่านใช้งานเครื่องในประเทศ และใกล้เคียงจึงสามารถตั้ง Map Datum ของเครื่องสำหรับ การใช้เครื่องในการเดินเรือในทะเล และ มหาสมุทร จะต้องเลือกใช้ Map Datum WGS-84 ซึ่งเป็นชุดของค่าคงที่สำหรับบริเวณทะเล มหาสมุทร และชายฝั่ง ที่ใช้ได้เกือบทุกพื้นที่ทั่วโลก การตั้ง Map Datum ที่ไม่ถูกต้อง ให้กับเครื่องจีพีเอส อาจทำให้ ตำแหน่งพิกัดที่อ่าน ได้จากเครื่อง ไม่ตรงกับตำแหน่งพิกัด ที่ได้จากแผนที่ ความแตกต่างอาจเป็นได้ ตั้งแต่ไม่กี่เมตร จนมากถึงหลายร้อยเมตร โดยทั่วไปถ้าไม่ทราบ ว่าแผนที่ที่ใช้อ้างอิง ทำโดยใช้ Map Datum ใด ให้เลือกตั้ง Map Datum ของเครื่องเป็น WGS-84 แต่ถ้าทราบ Map Datum ของแผนที่ที่ใช้เปรียบเทียบก็ให้ตั้ง Map Datum ของเครื่องจีพีเอส เป็นแบบเดียวกัน สำหรับประเทศไทย ถ้าตั้ง WGS-84 ให้กับเครื่องจีพีเอสจะทำให้ตำแหน่งพิกัด ที่อ่านได้จากเครื่อง เทียบกับแผนที่ ประเทศไทยที่อ้างอิงกับ Map Datum มีความแตกต่าง ในแนวราบที่ประมาณ 413 เมตรซึ่งค่อนข้างสูงมาก ดังนั้น ก่อนการใช้เครื่องจีพีเอส ควรตั้งค่า Map Datum ให้ตรงกับแผนที่ ที่จะใช้เปรียบเทียบ ทุกครั้ง

2.4.5 เทคนิค Differential

วิธีการ differential positioning เป็นเทคนิคหนึ่งในการที่จะทำให้ผู้ใช้หาค่าพิกัดจากดาวเทียม สามารถที่จะกำจัด ค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้น เนื่องจากสภาวะแวดล้อม และผลจาก SA ทำให้สามารถที่จะใช้เครื่องหาค่าพิกัด ในการคำนวณหาค่าตำแหน่งที่ให้ ความแม่นยำสูง โดยมีหลักการ ในการใช้ค่าความผิดพลาดที่คำนวณได้ ณ ตำแหน่งที่ทราบค่าพิกัดแน่นอนถูกต้อง และทำการป้อนค่าดังกล่าวเข้าไปเพื่อทำการแก้ไขค่าตำแหน่งที่คำนวณ ได้จากเครื่องรับจีพีเอสเครื่องอื่นๆ

โดยทั่วไปแล้ว ค่าความแม่นยำในแนวราบ ของตำแหน่งใดๆ ที่คำนวณได้จากเครื่องรับจีพีเอสจะมีค่าประมาณ 15 เมตร RMS หรือมากกว่า ความหมายของคำว่า 15 เมตร RMS (root-mean square) หมายถึง ถ้าทำการกระจายจุดต่างๆ รอบตำแหน่งที่ถูกต้องเป็น แบบวงกลมโดยมีค่า mean เป็นศูนย์ ค่าความแม่นยำ 15 เมตร RMS จะหมายถึง 63 % ของตำแหน่งที่วัดได้จะอยู่ในระยะ 15 เมตร จากตำแหน่งที่ถูกต้อง

ค่าความผิดพลาดในการหาตำแหน่งมีอยู่ 2 ประเภท คือแบบที่แก้ไขได้ และแบบที่แก้ไขไม่ได้ ค่าความผิดพลาด แบบที่แก้ไขได้ จะเป็นค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นเหมือนกัน กับเครื่องรับจีพีเอสทุกเครื่อง ที่อยู่บริเวณเดียวกัน ส่วนค่าความผิดพลาดที่แก้ไขไม่ได้ จะเป็นค่าความผิดพลาดแบบที่จะไม่มีความสัมพันธ์กันเลย ในระหว่างเครื่องรับทุกเครื่อง ที่อยู่บริเวณเดียวกัน

2.4.6 การตรวจจับความผิดพลาด (Correctable errors)

ข้อมูลความผิดพลาดแบบที่แก้ไขได้ จะเกิดขึ้น ได้จากหลายสาเหตุได้แก่ สัญญาณดาวเทียมผิดพลาด, ข้อมูลผิดพลาดและความผิดพลาดจากการหน่วงสัญญาณ ของชั้นบรรยากาศบรรยากาศ ไอโอโนสเฟีย และโทรโพสเฟียรวมทั้งค่าผิดพลาดที่เกิดขึ้น ได้จากผลของ SA ค่าความผิดพลาด ที่เกิดขึ้นจาก สัญญาณดาวเทียมผิดพลาด, ข้อมูลผิดพลาด เป็นค่าความผิดพลาด ที่เกิดขึ้นภายในดาวเทียมจีพีเอสค่าความผิดพลาด สัญญาณดาวเทียมจะเป็นค่าความผิดพลาด เนื่องจากการเปลี่ยนแปลง อย่างช้าๆ ของเวลา ที่ได้จาก Cesium Atomic

Clock ภายในดาวเทียม ซึ่งจะทำให้เครื่องรับจีพีเอสเกิดการผิดพลาดในการวัด ตำแหน่ง ในขณะที่ทำการวัดระยะทางที่รังวัดจากดาวเทียมมายังเครื่องรับสัญญาณ (pseudorange) ส่วนค่าความผิดพลาด (ephemeris) นี้ เป็นค่าผิดพลาดที่อยู่ในข้อมูล ที่ถูกใช้โดยเครื่องรับ

จีพีเอส ในการกำหนดการหาดาวเทียมในอวกาศค่าความผิดพลาดเนื่องจากชั้นบรรยากาศ บรรยากาศไอโอโนสเฟีย และโทรโพสเฟียเกิดขึ้นเนื่องจากการเปลี่ยนแปลง ของชั้นบรรยากาศ ทำให้เกิดการหน่วงเวลาการเดินทางของสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียม เกิดขึ้นเนื่องจากการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นของอิเล็กตรอน ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟีย ซึ่งเป็นชั้นบรรยากาศที่สัญญาณทะลุผ่าน ชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟีย นั้นเป็นชั้นบรรยากาศ ในส่วนบนสุดของชั้นบรรยากาศโลก

ส่วนชั้นบรรยากาศ โทรโพสเฟีย จะเกี่ยวข้องกับความชื้น อุณหภูมิและความสูง ซึ่งชั้นบรรยากาศนี้จะมีผลทำให้เกิดการหน่วงเวลา ได้น้อยกว่าชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟีย

ค่าความผิดพลาดที่แก้ไขได้อีกแบบหนึ่ง คือผลของ Selective Availability (SA) ซึ่ง SA เป็นมาตรการที่กระทรวงกลาโหมสหรัฐ ใช้ในการทำให้ค่าความแม่นยำของเครื่องรับจีพีเอสเกิดความผิดพลาดสูงขึ้น โดยการใส่ค่าความผิดพลาด เข้าไปในสัญญาณจีพีเอสที่จะส่งออกจากดาวเทียมซึ่งเป็นมาตรการที่ทำ เพื่อผลประโยชน์ทางทหารสำหรับสหรัฐอเมริกา และกองกำลังพันธมิตร ค่าความผิดพลาดทั้งหมดที่กล่าวนี้ จะมีความเหมือนกันอยู่อย่างหนึ่งคือ ปริมาณ และทิศทาง ของค่าความผิดพลาดในเวลาใดเวลาหนึ่งจะ ไม่มีการเปลี่ยนแปลง อย่างกะทันหัน ดังนั้น เครื่องรับจีพีเอส 2 เครื่องซึ่งอยู่ในระยะห่างกันที่ไม่มากนัก จะได้รับผลกระทบจากค่า ความผิดพลาดในปริมาณและทิศทางที่เท่ากันหรือ ใกล้เคียงกัน ดังนั้น สามารถที่จะทำการหาค่าความผิดพลาดดังกล่าวได้

2.4.7 ค่าความผิดพลาดแบบที่แก้ไขไม่ได้ (Non-Correctable Errors)

เป็นค่าความผิดพลาดที่เครื่องรับจีพีเอส สองเครื่องในบริเวณเดียวกันจะเกิดค่าความผิดพลาดที่ไม่เท่ากัน และค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้น จะไม่มีความสัมพันธ์ใดๆ ต่อกัน แหล่งที่มาของค่าความผิดพลาดแบบนี้ ได้แก่ ค่าระดับสัญญาณรบกวน ในเครื่องรับจีพีเอสซึ่งเป็นสิ่งที่หลีกเลี่ยงไม่ได้ ไม่ว่าจะเป็นแบบชนิดใดและค่าความผิดพลาดเนื่องจากการรับสัญญาณสะท้อนจากหลายทิศทาง (Multipath) อันเนื่องจากสภาพแวดล้อมรอบๆ บริเวณ ค่าความผิดพลาดแบบนี้เกิดขึ้นเนื่องจากเครื่องรับ ได้รับสัญญาณทั้งจากดาวเทียมโดยตรง และสัญญาณที่สะท้อนจากสัญญาณดังกล่าว ซึ่งจะสะท้อนจากสิ่งที่มีอยู่รอบข้าง ไม่ว่าจะเป็น ดึก หรือ ภูเขา

2.4.8 โปรโตคอล NMEA ของจีพีเอส

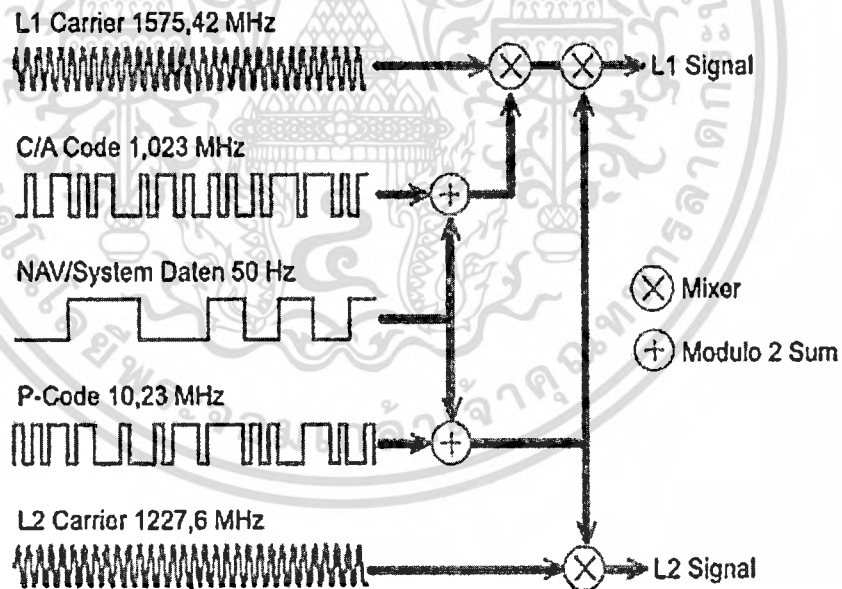
ทฤษฎีพื้นฐานและหลักการ NMEA ย่อมาจาก Nation Maritime Electronics Association ซึ่งเป็นสมาคมที่มุ่งเน้นศึกษาและพัฒนาอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เพื่อการเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันของอุปกรณ์ โดยอุปกรณ์เหล่านี้เมื่อเชื่อมต่อและทำงานร่วมกันต้องสามารถเข้าใจกันได้ หรือสื่อสารโดยใช้ภาษาเดียวกัน NMEA จึงพัฒนามาตรฐานในการสื่อสารข้อมูลระหว่างอุปกรณ์ดังกล่าว เรียกว่า NMEA Standard ซึ่งระบุข้อมูลการเชื่อมต่อทางไฟฟ้าและรูปแบบของข้อมูล

NMEA Standard เช่นเดียวกับ โปรโตคอลภาษาอื่นๆ ที่ได้มีการพัฒนาเวอร์ชัน โดยเริ่มตั้งแต่ NMEA-0180, NMEA-0182 จนถึง NMEA-0183 โดยที่การใช้งานของ NMEA-0180 และ NMEA-0182 ก่อนข้างมีข้อจำกัดและจะเน้นทางการสื่อสารระหว่าง Loran C กับ Autopilot ดังนั้น ได้มีการพัฒนาให้สามารถใช้งานได้อย่างกว้างขวางขึ้น โดยครอบคลุมอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในการเดินเรือจนกลายเป็น NMEA-0183 ใช้อักษร ASCII และการสื่อสารข้อมูลแบบอนุกรมในการส่งข้อมูล จากอุปกรณ์ตัวหนึ่ง ไปยังอุปกรณ์รับตัวหนึ่งหรือหลายๆ ตัว

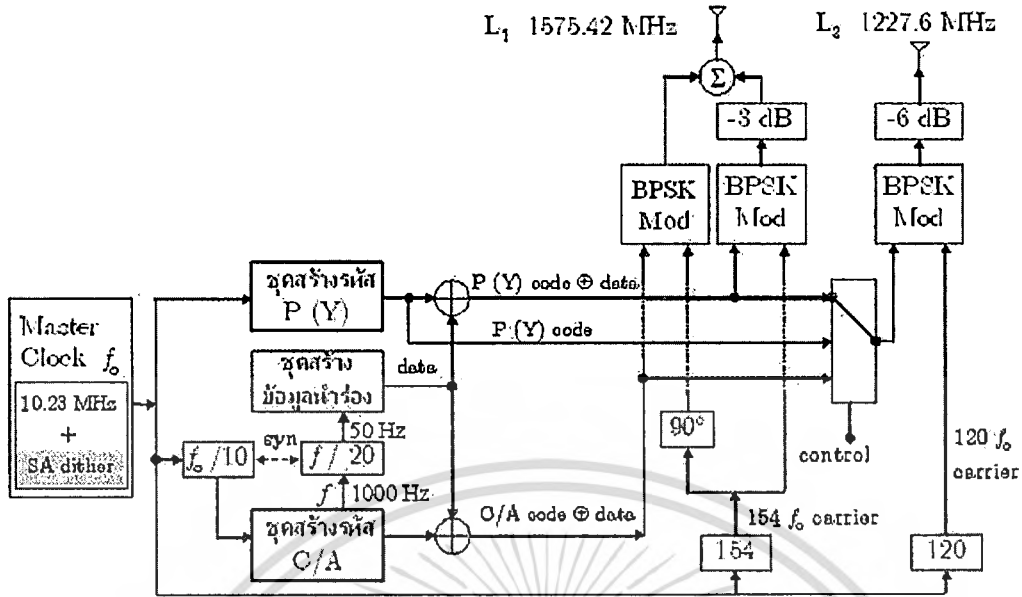
2.4.9 การส่งสัญญาณของจีพีเอส

รหัสที่ใช้มี 2 ชนิด คือ รหัส C/A (coarse/acquisition) และรหัส P (precision) รหัส C/A มีความถี่เป็น 1/10 ของความถี่พื้นฐานคือ 1.023 MHz ความยาวคลื่นเป็น 300 เมตร มีคาบเป็น 1 ใน 1,000 วินาที นั่นคือในช่วงเวลา 1 วินาที จะสร้างรหัส C/A ที่มีรูปแบบเหมือนกันซ้ำถึง 1,000 ครั้ง การตรวจสอบรูปแบบของรหัส C/A จึงทำได้ง่ายและรวดเร็วมาก รหัส C/A เปิดให้ทุกคนใช้ได้ อย่างอิสระ รหัส P มีความถี่เท่ากับความถี่พื้นฐานคือ 10.23 MHz ความยาวคลื่นเป็น 30 เมตร และมีคาบเป็น 267 วัน นั่นคือ ในช่วง 267 วัน รหัส P ที่ส่งออกมาจะมีรูปแบบที่ไม่ซ้ำกัน จึงเป็นการยากที่จะตรวจสอบว่ารหัส P ที่ดาวเทียมใช้ในแต่ละวันเป็นส่วนไหนของรหัส ผู้ที่ไม่มีข้อมูลเกี่ยวกับการสร้างรหัส P ของดาวเทียม จึงไม่อาจใช้ประโยชน์จากรหัส P เพื่อหาตำแหน่งได้ รหัส P จะถูกสงวนไว้ใช้เฉพาะวงการทหารและหน่วยงานของรัฐบาลสหรัฐฯ รวมทั้งพันธมิตรทางทหารของสหรัฐฯ เท่านั้น นาฬิกาชุดนี้ยังใช้ในการควบคุมความถี่ของคลื่นส่งและรหัสที่ใช้ในระบบดาวเทียม GPS คลื่นวิทยุที่ดาวเทียม GPS ส่งออกมาเป็นคลื่นในช่วงที่เรียกว่า L-band มี 2 ความถี่ คือ

คลื่นส่ง L1 ถูกมอดูเลตด้วยรหัสทั้งสองชนิด ส่วนคลื่นส่ง L2 มีเพียงรหัส P และรหัส P จะถูกเปลี่ยนเป็นรหัส Y ในกรณีที่ต้องการป้องกันการใช้ประโยชน์จากรหัส P



รูป 2.13 การรวมข้อมูลของจีพีเอสเข้ากับคลื่นพาหะ



รูป 2.14 โครงสร้างของการส่ง จีพีเอสในสมัยก่อน

2.5 ระบบอุลตราโซนิก (Ultrasonic)

หมายถึงคลื่นเสียงที่มีความถี่สูงเกินกว่าที่มนุษย์จะได้ยิน โดยทั่วไปแล้วหูของมนุษย์โดยเฉลี่ยจะได้ยินเสียงสูงถึงเพียงแค่ประมาณ 15 KHz โดยปกติแล้วคำว่าอุลตราโซนิกจึงมักจะหมายถึงคลื่นเสียงที่มีความถี่สูงกว่า 20 KHz ขึ้นไป จะสูงขึ้นจนถึงเท่าใดไม่ได้ระบุจำกัดเอาไว้

สาเหตุที่มีการนำเอาคลื่นย่านอุลตราโซนิกมาใช้เพราะว่าเป็นคลื่นที่มีทิศทางทำให้เราสามารถเล็งคลื่นเสียงไปยังเป้าหมายที่ต้องการได้โดยเจาะจง เรื่องนี้เป็นคุณสมบัติของคลื่นอย่างหนึ่ง ยิ่งคลื่นมีความถี่สูงขึ้นความยาวคลื่นก็จะยิ่งสั้นลง ถ้าความยาวคลื่นยาวกว่าช่องเปิด (ที่ให้เสียงนั้นออกมา) ของตัวกำเนิดเสียงความถี่นั้นเช่น คลื่นความถี่ 300 Hz ในอากาศจะมีความยาวถึงประมาณ 1 เมตรเศษๆ ซึ่งจะยาวกว่าช่องที่ให้คลื่นเสียงออกมาจากตัวกำเนิดเสียง โดยทั่วไปมากมายคลื่นจะหักเบนที่ขอบด้านนอกของตัวกำเนิดเสียงทำให้เกิดการกระจายทิศทางคลื่น แต่ถ้าความถี่สูงขึ้นมาอยู่ในย่านอุลตราโซนิก อย่างเช่น 40 KHz จะมีความยาวคลื่นในอากาศเพียงประมาณ 8 มม. เท่านั้นซึ่งเล็กกว่ารูเปิดของตัวที่ให้กำเนิดเสียงความถี่นี้มากคลื่นเสียงจะไม่มีกรเลี้ยวเบนที่ขอบจึงพุ่งออกมาเป็นลำแคบๆ หรือที่เราเรียกว่า มีทิศทาง

การมีทิศทางของคลื่นเสียงย่านอุลตราโซนิกทำให้นำไปใช้งานได้หลายอย่าง เช่น นำไปใช้ในเครื่องควบคุมระยะไกล (Ultrasonic remote control) เครื่องล้างอุปกรณ์ (Ultrasonic cleaner) โดยให้น้ำสั่นที่ความถี่สูง เครื่องวัดความหนาของวัตถุโดยส่งเกรตระยะเวลาที่คลื่นสะท้อนกลับมา เครื่องวัดความลึกและทำแผนที่ใต้ท้องทะเล ใช้ในเครื่องหาตำแหน่งอวัยวะบางส่วนในร่างกาย ใช้ทดสอบการรั่วไหลของท่อ เป็นต้น โดยความถี่ที่ใช้ขึ้นอยู่กับการใช้งาน เช่น คลื่นเสียงต้องเดิน

ทางผ่านอากาศแล้ว ความถี่ที่ใช้ก็มักจะจำกัดอยู่เพียงไม่เกิน 50 KHz เพราะที่ความถี่สูงขึ้นไปกว่านี้ อากาศจะดูดกลืนคลื่นเสียงเพิ่มขึ้นมาก ทำให้ระดับความแรงของคลื่นเสียงที่ระยะห่างออกไปลดลงอย่างรวดเร็ว ส่วนการใช้งานด้านการแพทย์ซึ่งต้องการรัศมีทำการสั้นๆ ก็อาจใช้ความถี่ในช่วง 1 MHz ถึง 10 MHz ขณะที่ความถี่เป็น GHz (10^9 Hz) ก็มีใช้กันในหลายๆ การใช้งานที่ตัวกลางที่คลื่นเสียงเดินทางผ่านไม่ใช่ อากาศ

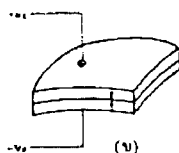
อุปกรณ์ที่สามารถแปลงพลังงานในรูปอื่นให้มาเป็นพลังงานทางกลโดยการสั่นไปมา ซึ่งทำให้เกิดคลื่นเสียงย่านอุลตราโซนิกกระจายไปในอากาศได้หรือแปลงพลังงานทางกลให้มาเป็นพลังงานในรูปอื่นได้นั้น มีชื่อเรียกว่า อุลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์ (Ultrasonic Transducer) ในปัจจุบัน อุลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์มีหลายแบบขึ้นอยู่กับหลักการที่ใช้แบบที่นิยมใช้กันมาก ได้แก่

- 1) แบบเพียโซอิเล็กทริก (Piezo-electric Transducer) ซึ่งแปลงไปมาระหว่างพลังงานไฟฟ้าและพลังงานทางกล โดยมีความถี่เรโซแนนซ์คงที่อยู่ที่ค่าหนึ่ง
- 2) แบบแมกนีโตสตริกทีฟ (Magnetostrictive Transducer) ซึ่งแปลงไปมาระหว่างพลังงานไฟฟ้าในขดลวดกับตำแหน่งความยาวของแกนเหล็กที่สวมขดลวดนั้นอยู่
- 3) แบบอิเล็กโตรสตริกทีฟ (Electrostrictive Transducer) ซึ่งแปลงไปมาระหว่างพลังงานไฟฟ้ากับพลังงานทางกล

ทรานสดิวเซอร์แบบเพียโซอิเล็กทริก ภายในตัวอุลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์แบบเพียโซอิเล็กทริก แบบที่มีใช้กันในปัจจุบันซึ่งได้รับการพัฒนามาในระดับหนึ่งแล้วจะประกอบด้วยชั้นสารเซรามิกสี่เหลี่ยมซึ่งมีผิวโลหะเงินฉาบอยู่ทั้ง 2 หน้าเพื่อให้ต่อสายไฟออกมาเป็นขา 2 ขา ชั้นสารเซรามิกนี้ประกอบขึ้นจากสารเซรามิก 2 ชั้น ประกบกันอยู่โดยวางให้ขั้วไดโพลทางไฟฟ้าภายในอะตอมของมันมีทิศทางตรงข้ามกันดังรูป 2.15



(ก)



(ข)

รูป 2.15 โครงสร้างภายในตัวอุลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์











เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชิ้นสารเซรามิกถูกยึดติดภายในตัวถังอย่างดีเพื่อไม่ให้เกิดการสั่นขณะที่ยานทำงานอยู่ได้รับผลกระทบกระเทือนจากภายนอกตัวถังมักจะเป็นรูปทรงกระบอกที่มีเส้นผ่าศูนย์กลางและความสูงประมาณ 1 ถึง 2.5 ซม. ด้านหน้าทำเป็นช่องเปิดมีตะแกรงติดอยู่เพื่อให้คลื่นอุลตราโซนิคเข้ามาหรือออกจากช่องเปิดได้โดยสะดวก ถ้าตัวถังทำมาจากโลหะก็ควรต่อตัวถังลงกราวด์เพื่อทำหน้าที่ชิลด์สำหรับบางยี่ห้อเขาจะต่อขาหนึ่งติดกับตัวถังมาให้เลย เมื่อพลิกดูขา 2 ขาที่โผล่ออกมาจากตัวถังจะเห็นมีขาหนึ่งติดกับตัวถัง

เมื่อมีสัญญาณแรงดันมาตกพร้อมขั้วทั้งสองของชิ้นสารเซรามิกดังรูป 2.12 จะทำให้ชิ้นสารโค้งงอมากหรือน้อยหรือในทิศทางใดตามขนาดและทิศทางการเปลี่ยนแปลงขนาดของสัญญาณนั้นๆ ทำให้เกิดการกดอัดอากาศโดยรอบเกิดเป็นคลื่นเสียงที่มีความถี่เดียวกับสัญญาณนั้นออกไป โดยทั่วๆ ไปกำลังเอาท์พุทที่ออกมาจะตกประมาณ 10% ของกำลังไฟฟ้าที่ป้อนเข้าไปแต่กำลังเอาท์พุทจะสูงสุดที่ค่าประมาณนี้ต่อเมื่อความถี่ของสัญญาณตรงกับความถี่เรโซแนนซ์ซึ่งเป็นความถี่ทางกลตามธรรมชาติของชิ้นสารเซรามิกนั้นๆ ส่วนที่ความถี่อื่นๆ กำลังเอาท์พุทจะลดลงกว่านี้มาก ในทำนองกลับกันเมื่อมีคลื่นเสียงที่มีความถี่ตรงกับความถี่เรโซแนนซ์ของชิ้นสารเซรามิกเข้ามาจะทำให้ชิ้นสารโค้งงอไปมาและเกิดสัญญาณแรงดันซึ่งมีขนาดเล็กขึ้นมารวมขั้วทั้งสองของตัวมันเองได้ คุณสมบัติโดยทั่วไปของอุลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริกก็คือน่าความต้านทานไฟตรงสูงมากอาจสูงถึง 100 MW เรียกว่าถ้าเอาอิมพีแดนซ์มาตั้งสเกลวัดค่าความต้านทานในขณะที่มันทำงานความต้านทานทางด้านไฟสถับจะลดลง

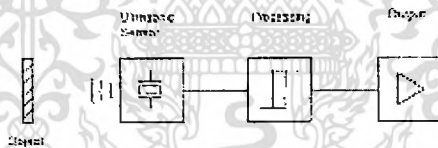
ทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริกที่ใช้สารเซรามิก (หรือที่ผู้ผลิตบางรายเรียกว่าอุลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเซรามิก) จะมีอยู่ 2 อย่าง คือ ตัวส่ง และ ตัวรับ (เสียง) ก็คืออุลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงสัญญาณไฟฟ้าที่ให้ออกมาเป็นคลื่นเสียงย่านอุลตราโซนิค หน้าที่ของตัวส่งจึงคล้ายๆ กับเป็นลำโพง

ตัวรับก็คืออุลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงคลื่นเสียงย่านอุลตราโซนิคที่มาจากกระทบตัวมันให้ออกมาเป็นสัญญาณไฟฟ้า หน้าที่ของตัวรับเป็นไมโครโฟน ด้วยเหตุนี้เวลาเขียนสัญลักษณ์ของอุลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์จึงนิยมเขียนตามหน้าที่ของมันคือถ้าเป็นตัวส่งก็เขียนสัญลักษณ์เป็นลำโพง ถ้าเป็นตัวรับก็เขียนสัญลักษณ์เป็นไมโครโฟน

แบบที่	ตัวส่ง	ตัวรับ
1		
2		
3		
4		
5		

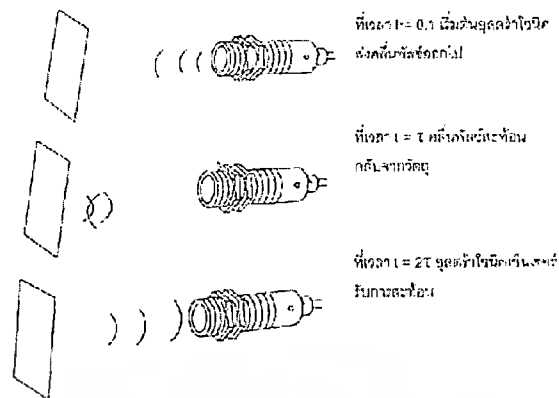
รูป 2.16 ตัวอย่างการเขียนสัญลักษณ์ของอูลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์

รูปแบบต่างๆ ของอูลตราโซนิกเซ็นเซอร์ประกอบด้วย ตัวตรวจจับด้วยคลื่นอูลตราโซนิก ชุดส่งสัญญาณ ชุดประมวลผล และชุดเอาต์พุต



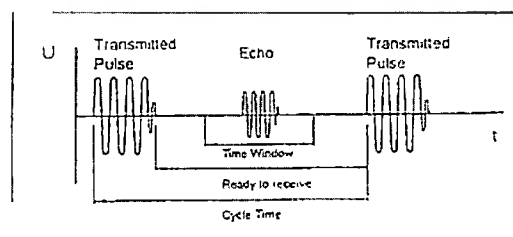
รูป 2.17 หลักการทำงานของอูลตราโซนิก

สำหรับการทำงานเป็นวงจรของอูลตราโซนิกเซ็นเซอร์ จะส่งผ่านคลื่นพัลส์เสียงในช่วงเวลาสม่ำเสมอ หรือช่วงเวลาที่เปลี่ยนแปลง คลื่นเสียงที่ปล่อยออกไปจะถูกสะท้อนได้โดยวัตถุที่เหมาะสม โดยเซ็นเซอร์ และระบบการทำงานจะรับการสะท้อนของคลื่นเสียงที่สะท้อนกลับมา ความกว้างของคลื่นพัลส์ของเสียงอยู่ในช่วง 2-200 ไมโครเซท



รูป 2.18 อุลตราโซนิกเซ็นเซอร์ วงจรส่งผ่าน-รับ

เวลาในการเดินทางของคลื่นพัลส์ของคลื่นเสียงเป็นการวัดระยะห่างจากวัตถุ ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับชนิดของเซ็นเซอร์ ระยะห่างนี้นำไปแสดงในรูปของ สัญญาณอนาล็อก (Analogue Signal) เช่น 0-20 mA สัญญาณลอจิก (Logic Signal) เช่น สัญญาณลอจิก 8 bit ตลอดทั้ง ซีเรียลอินเตอร์เฟส (Serial Interface RS232) หรือการเปรียบเทียบกับค่าอ้างอิงในรูปของสวิทช์พัลส์ที่เรียกว่า ไทม์เฟรม (Time Frame) เนื่องจากขบวนการดำเนินไปตามเวลาที่คลื่นสะท้อนเดินทาง ไม่ใช่เป็นไปตามความเข้มของคลื่นสะท้อน จึงจัดได้ว่าอุลตราโซนิกเซ็นเซอร์ มีข้อดีเหนือกว่าเซ็นเซอร์แบบออปติคัล (Optical Sensor) เวลาที่คลื่นสะท้อนการเดินทางจะทำให้ขบวนการดำเนินโดยไม่ขึ้นกับความเข้มของคลื่นสะท้อน ตรงกับเวลาที่วัตถุยังคงสะท้อนคลื่นที่สามารถตรวจจับได้ออกมา ดังนั้นคุณลักษณะการสวิทช์ไม่เปลี่ยนแปลง แม้ในสภาวะที่การสะท้อนเป็นไปอย่างไม่ดีคลื่นสะท้อนที่อ่อนจะมีผลต่อความถูกต้องในการตรวจจับวัตถุ ซึ่งอาจทำให้ไม่สามารถทำการตรวจจับวัตถุได้โดยความเร็วที่เปลี่ยนแปลงของคลื่นพัลส์ของเสียง มีผลกระทบต่อพัลส์ การทำงานของสวิทช์ (ระยะทาง) โดยตรง เซ็นเซอร์ทำงานด้วยวงจรเวลาที่คงที่ (เช่น $t = 20$ ms) จะส่งคลื่นเสียงออกมาอย่างสม่ำเสมอ (ดังแสดงในรูป 2.19) ดังนั้น วงจรเวลาจะเป็นตัวกำหนดช่วงและวงจรการทำงานของสวิทช์ของเซ็นเซอร์

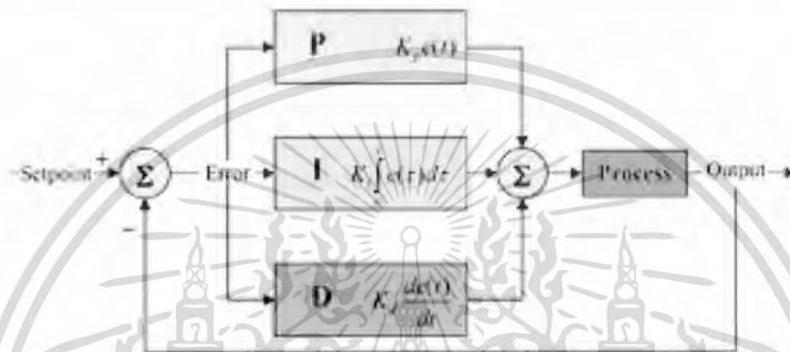


รูป 2.19 อุลตราโซนิกเซ็นเซอร์ วงจรเวลาคงที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6 ระบบควบคุมพีไอดี

ระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (PID controller) เป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับที่ใช้กันอย่างกว้างขวาง ซึ่งค่าที่นำไปใช้ในการคำนวณเป็นค่าความผิดพลาดที่หามาจากความแตกต่างของตัวแปรในกระบวนการและค่าที่ต้องการ ตัวควบคุมจะพยายามลดค่าผิดพลาดให้เหลือน้อยที่สุดด้วยการปรับค่าสัญญาณขาเข้าของกระบวนการ ค่าตัวแปรของพีไอดี (PID) ที่ใช้จะปรับเปลี่ยนตามธรรมชาติของระบบ



รูป 2.20 แผนภาพบล็อกของการควบคุมแบบพีไอดี

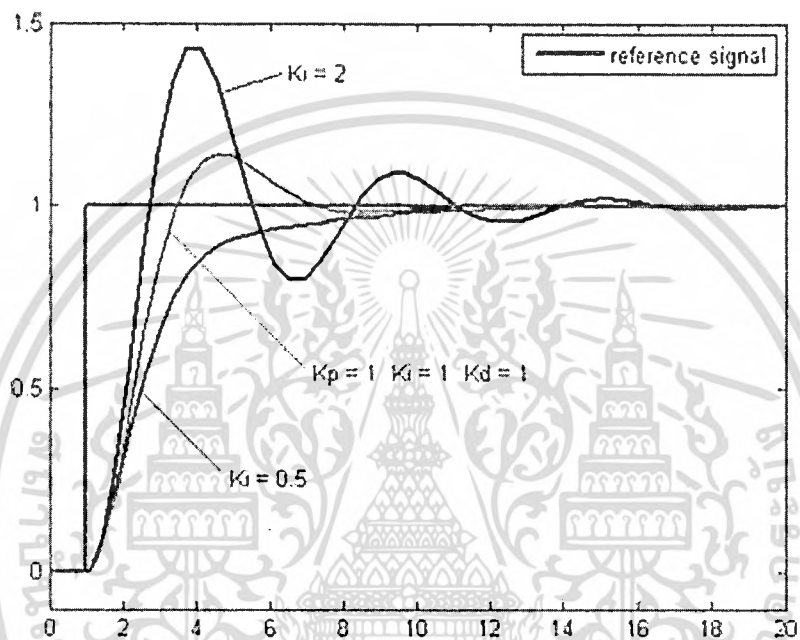
วิธีการคำนวณของ พีไอดี (PID) ขึ้นอยู่กับสามตัวแปรคือค่าสัดส่วนปริพันธ์และอนุพันธ์ค่าสัดส่วนกำหนดจากผลของความผิดพลาดในปัจจุบัน, ค่าปริพันธ์กำหนดจากผลบนพื้นฐานของผลรวมความผิดพลาดที่ซึ่งพ่วงผ่านไป, และค่าอนุพันธ์กำหนดจากผลบนพื้นฐานของอัตราการเปลี่ยนแปลงของค่าความผิดพลาด น้ำหนักที่เกิดจากการรวมกันของทั้งสามนี้จะใช้ในการปรับกระบวนการ

โดยการปรับค่าคงที่ใน พีไอดี (PID) ตัวควบคุมสามารถปรับรูปแบบการควบคุมให้เหมาะสมที่กระบวนการต้องการได้ การตอบสนองของตัวควบคุมจะอยู่ในรูปของการไหวตัวของตัวควบคุมจนถึงค่าความผิดพลาด ค่าโอเวอร์ชูต (overshoots) และ ค่าแกว่งของระบบ (oscillation) วิธี พีไอดี (PID) ไม่รับประกันได้ว่าจะเป็นระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุดหรือสามารถทำให้กระบวนการมีความเสถียรแน่นอน

การควบคุมแบบ พีไอดี (PID) ได้ชื่อตามการรวมกันของเทอมของตัวแปรทั้งสามตามสมการ

$$MV(t) = P_{out} + I_{out} + D_{out} \quad (2.1)$$

P_{out} I_{out} D_{out} เป็นผลของสัญญาณขาออกจากระบบควบคุม พีไอดี (PID) จากแต่ละเทอมซึ่งนิยามตามรายละเอียดด้านล่าง



รูป 2.21 กราฟ PV ต่อเวลา, K_p กำหนดเป็น 3 ค่า (K_i และ K_d คงที่)

เทอมของสัดส่วน (บางครั้งเรียกอัตราขยาย) จะเปลี่ยนแปลงเป็นสัดส่วนของค่าความผิดพลาด การตอบสนองของสัดส่วนสามารถทำได้โดยการคูณค่าความผิดพลาดด้วยค่าคงที่ K_p , หรือที่เรียกว่า อัตราขยายสัดส่วน

เทอมของสัดส่วนจะเป็นไปตามสมการ:

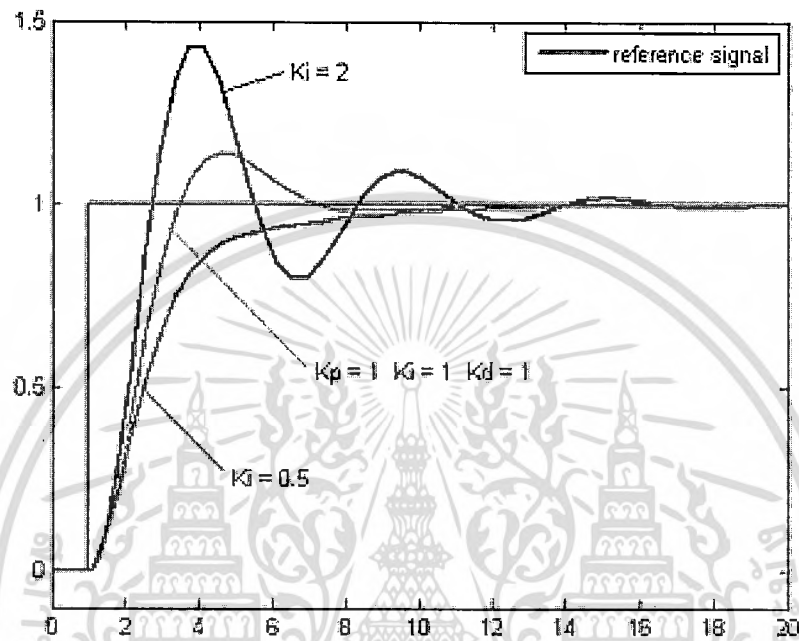
$$P_{out} = K_p e(t) \quad (2.2)$$

$$P_{out} = \text{สัญญาณขาออกของเทอมสัดส่วน} \quad (2.3)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลอัตราขยายสัดส่วนที่สูงค่าความผิดพลาดก็จะเปลี่ยนแปลงมากเช่นกัน แต่ถ้าสูงเกินไประบบจะไม่เสถียรได้ในทางตรงกันข้าม ผลอัตราขยายสัดส่วนที่ต่ำ ระบบควบคุมจะมีผลตอบสนองต่อกระบวนการน้อยตามไปด้วย

2.6.1 ปริพันธ์



รูป 2.22 กราฟ PV ต่อเวลา, K_i กำหนดเป็นสามค่า (K_p และ K_d คงที่)

ผลจากเทอมปริพันธ์เป็นสัดส่วนของขนาดความผิดพลาดและระยะเวลาของความผิดพลาด ผลรวมของความผิดพลาดในทุกช่วงเวลา (ปริพันธ์ของความผิดพลาด) จะให้ออฟเซตสะสมที่ควรจะเป็นในก่อนหน้า ความผิดพลาดสะสมจะถูกคูณ โดยอัตราขยายปริพันธ์

ขนาดของผลของเทอมปริพันธ์จะกำหนดโดยอัตราขยายปริพันธ์, K_i

$$I_{out} = K_i \int_0^t e(\tau) dt \quad (2.4)$$

เทอมปริพันธ์จะเป็นไปตามสมการ:

เมื่อ

I_{out} : สัญญาณขาออกของเทอมปริพันธ์

K_i : อัตราขยายปริพันธ์, ตัวแปรปรับค่าได้

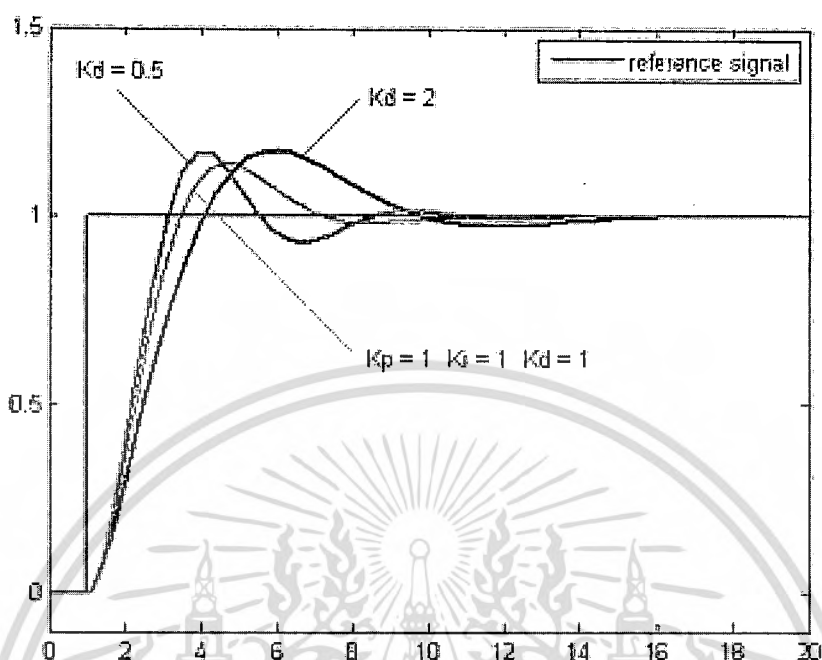
e : ความผิดพลาด = $SP - PV$

t : เวลา

τ : ตัวแปรปริพันธ์หุ่น

เทอมปริพันธ์ (เมื่อรวมกับเทอมสัดส่วน) จะเร่งกระบวนการให้เข้าสู่จุดที่ต้องการและขจัดความผิดพลาดที่เหลืออยู่ที่เกิดจากการใช้เพียงเทอมสัดส่วนแต่อย่างไรก็ตาม เทอมปริพันธ์เป็นการตอบสนองต่อความผิดพลาดสะสมในอดีต จึงสามารถทำให้เกิดโอเวอร์ชูตได้ (ข้ามจุดที่ต้องการและเกิดการหันเหไปทางทิศทางอื่น)

2.6.2 อนุพันธ์



รูป 2.23 กราฟ PV ต่อเวลา, สำหรับ K_d 3 ค่า (K_p และ K_i คงที่)

อัตราการเปลี่ยนแปลงของความผิดพลาดจากกระบวนการนั้นคำนวณหาจากความชันของความผิดพลาดทุกๆ เวลา (นั่นคือ เป็นอนุพันธ์อันดับหนึ่งสัมพันธ์กับเวลา) และคูณด้วย อัตราขยายอนุพันธ์ K_d ขนาดของผลของเทอมอนุพันธ์ (บางครั้งเรียกอัตรา) ขึ้นกับ อัตราขยายอนุพันธ์ K_d

เทอมอนุพันธ์เป็นไปตามสมการ:

$$D_{out} = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.5)$$

เมื่อ

D_{out} : สัญญาณขาออกของเทอมอนุพันธ์

K_d : อัตราขยายอนุพันธ์, ตัวแปรปรับค่าได้

e : ความผิดพลาด = $SP - PV$

t : เวลา

เทอมอนุพันธ์จะชะลออัตราการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณขาออกของระบบควบคุมและด้วยผลนี้จะช่วยให้ระบบควบคุมเข้าสู่จุดที่ต้องการ ดังนั้นเทอมอนุพันธ์จะใช้ในการลดขนาดของโอเวอร์ชูตที่เกิดจาเทอมปริพันธ์และทำให้เสถียรภาพของการรวมกันของระบบควบคุมดีขึ้น แต่อย่างไรก็ตามอนุพันธ์ของสัญญาณรบกวนที่ถูกขยายในระบบควบคุมจะไวมากต่อการรบกวนในเทอมของความผิดพลาดและสามารถทำให้กระบวนการไม่เสถียรได้ถ้าสัญญาณรบกวนและอัตราขยายอนุพันธ์มีขนาดใหญ่เพียงพอ

ผลรวมเทอมสัดส่วน, ปริพันธ์, และอนุพันธ์ จะนำมารวมกันเป็นสัญญาณขาออกของการควบคุมแบบ พีไอดี (PID) กำหนดให้ $u(t)$ เป็นสัญญาณขาออก สมการสุดท้ายของวิธี พีไอดี (PID) คือ:

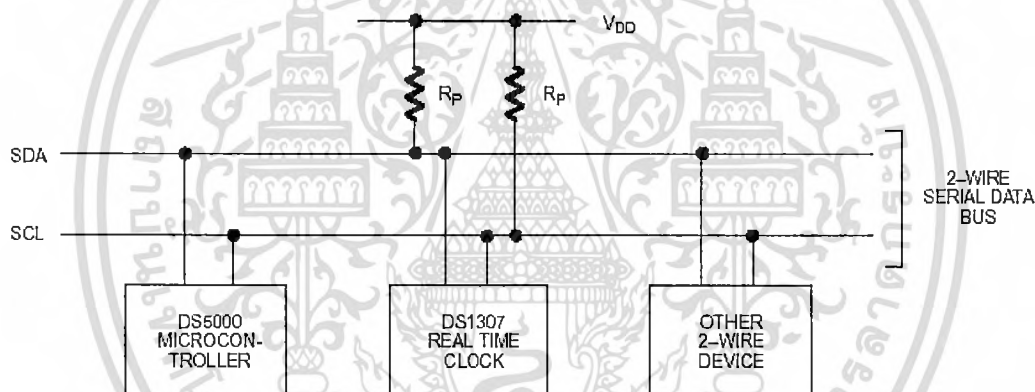
$$u(t) = MV(t) = K_i e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.6)$$

2.7 การเชื่อมต่ออุปกรณ์แบบ I²C

I²C = I2C Bus ย่อมาจาก Inter Integrate Circuit Bus (IIC) นิยมเรียกว่า I²C BUS (ไอ-แอสคว-ซี-บัส) เป็นการสื่อสารอนุกรม แบบซิงโครนัส (Synchronous) เพื่อใช้ติดต่อสื่อสาร ระหว่าง ไมโครคอนโทรลเลอร์ (MCU) กับอุปกรณ์ภายนอก ซึ่งถูกพัฒนาขึ้นโดยบริษัท Philips Semiconductors โดยใช้สายสัญญาณเพียง 2 เส้นเท่านั้น คือ serial data (SDA) และสาย serial clock (SCL) ซึ่งสามารถเชื่อมต่ออุปกรณ์ จำนวนหลายๆ ตัว เข้าด้วยกันได้ ทำให้ MCU ใช้พอร์ตเพียง 2 พอร์ตเท่านั้น

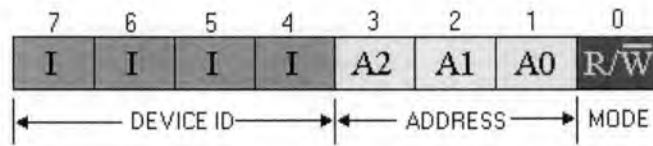
2.7.1 การเชื่อมต่ออุปกรณ์แบบ I²C BUS

I²C BUS ใช้สายสัญญาณ 2 เส้น คือ SCL ,SDA สำหรับติดกับอุปกรณ์แบบ 2 ทิศทาง โดยที่ขาสัญญาณทั้ง 2 จะต้องต่อกับตัวต้านทานแบบ pull up 2-10K เนื่องจากเอาต์พุตมีลักษณะ เป็น แบบ Open Darin หรือเป็นแบบ Open Collector เพื่อให้เอาต์พุตเชื่อมต่อกันได้หลายตัว



รูป 2.24 ลักษณะการเชื่อมต่ออุปกรณ์แบบ I²C BUS

2.7.3 รหัสควบคุมของ I²C BUS (Control Byte)

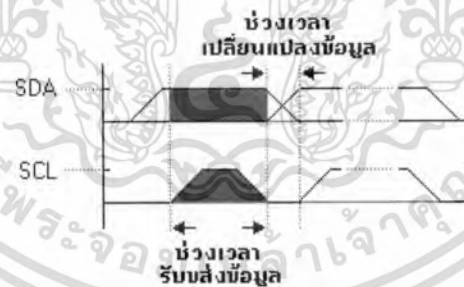


รูป 2.27 I²C BUS (Control Byte)

รหัสควบคุมของ BUS ประกอบด้วยรหัสประจำตัวของอุปกรณ์ (Device ID) ประกอบด้วยบิต 1-7 และบิต 0 เป็นบิตควบคุมการเขียนอ่าน

- 1) รหัสประจำตัวของอุปกรณ์ ประกอบด้วยรหัสประจำตัวจากผู้ผลิต Product ID 4 บิต (บิต 4-7) ที่เปลี่ยนแปลงแก้ไขไม่ได้ และ Device Address 3 บิต (บิต 1-3) ซึ่งผู้ใช้สามารถกำหนดเองได้ รวมแล้วเป็นรหัส 7 บิต ใช้ระบุตัวอุปกรณ์ ที่ต่ออยู่บนบัส จะมีค่าซ้ำกันไม่ได้
- 2) บิตควบคุมการเขียนอ่าน (Mode) บิต 0 เมื่อ MCU ต้องการเขียนข้อมูลไปยังอุปกรณ์ก็กำหนดให้บิตนี้เป็น 0 และเมื่อต้องการอ่านข้อมูลจากอุปกรณ์ ก็กำหนดให้บิตนี้เป็น 1

2.7.4 ช่วงเวลารับส่งบิตข้อมูลของ I²C BUS



รูป 2.28 การรับส่งบิตข้อมูลของ I²C BUS

สถานะการรับ-ส่งข้อมูล จะกระทำในขณะที่ขา SCL เป็น 1

สถานะการเปลี่ยนแปลงข้อมูล จะกระทำในขณะที่ขา SCL เป็น 0

2.8 MAVLink Micro Air Vehicle Communication Protocol

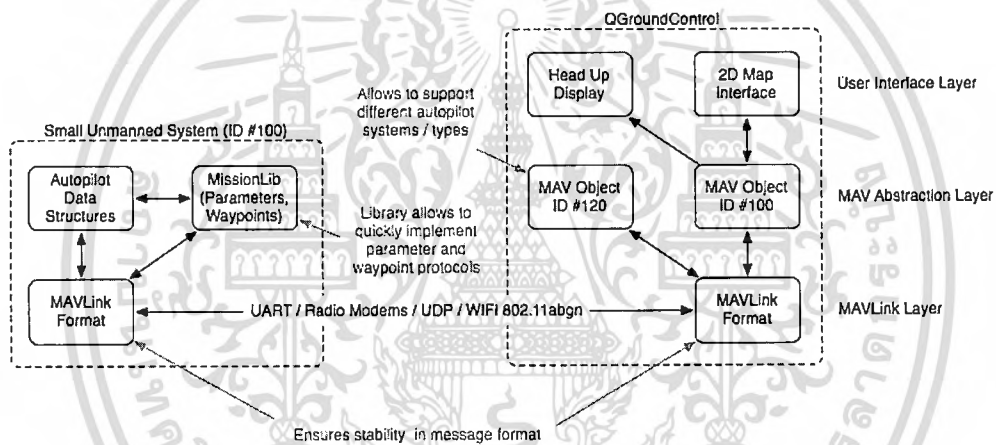


MICRO AIR VEHICLE COMMUNICATION PROTOCOL

รูป 2.29 MAVlink

MAVlink เป็นโปรโตคอลที่ใช้ในการติดต่อสื่อสารระหว่าง ไมโครคอนโทรลเลอร์กับคอมพิวเตอร์ภาคพื้นดินติดต่อกันโดยสื่อสารแบบซีเรียล โดยมีโครงสร้างเป็นภาษา C

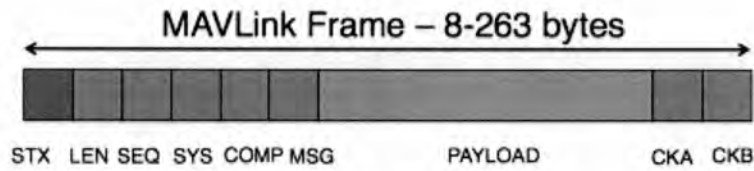
2.8.1 ภาพรวมการทำงานของ MAVLink



รูป 2.30 กระบวนการทำงานของ MAVlink โปรโตคอล

MAVlink จะทำหน้าที่เก็บตำแหน่งที่ผู้ใช้งานต้องการให้เครื่องบินสำรวจ การสื่อสารระหว่างภาคพื้นดินผ่าน โมดูล ไร้สาย มีการเช็คความผิดพลาดของข้อมูลจาก CRC

2.8.2 โครงสร้างของ MAVLink



รูป 2.31 โครงสร้างของ MavLink

โครงสร้างแพ็คเกจของ MAVLink สามารถแสดงรายละเอียดได้ ดังตารางข้างล่าง

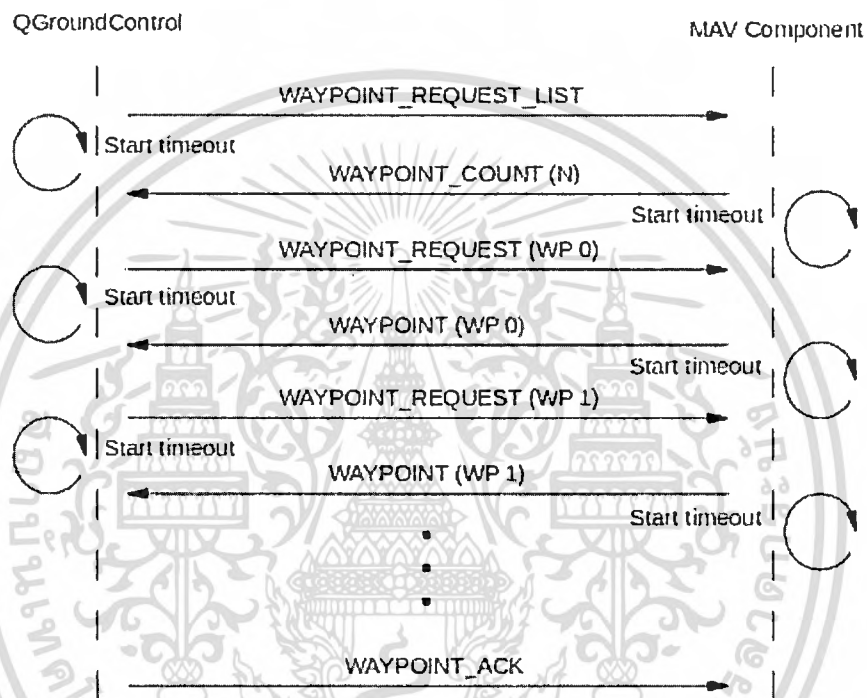
ตาราง 2.1 แสดงรายละเอียดโครงสร้างของ MAVLink

ตำแหน่งไบต์	เนื้อหา	ขนาด	คำอธิบาย
0	เริ่มต้นของแพ็คเกจ	v1.0: 0xFE (v0.9: 0x55)	แสดงจุดเริ่มต้นของแพ็คเกจ
1	ความยาวของแพ็คเกจ	0 - 255	บอกขนาดความยาวของแพ็คเกจ
2	ลำดับของแพ็คเกจ	0 - 255	บอกลำดับการส่งข้อมูลของแพ็คเกจ อนุญาตให้ตรวจสอบแพ็คเกจที่สูญหาย
3	System ID	1 - 255	บอกหมายเลข ID ของระบบ อนุญาตให้ใช้ระบบของ MAVLink ที่แตกต่างกัน
4	Component ID	0 - 255	บอกหมายเลข ID ของส่วนประกอบ อนุญาตให้ใช้ส่วนประกอบที่แตกต่าง
5	Message ID	0 - 255	บอกหมายเลข ID ของข้อความ
6 ถึง (n+6)	ข้อมูล	(0 - 255) bytes	ข้อมูลของข้อความตามหมายเลข ID
(n+7) ถึง (n+8)	Checksum (low byte, high byte)	กระบวนการตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูลโดยใช้คำสั่ง MAVLINK_CRC_EXTRA	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.8.3 การอ่านค่า Waypoint

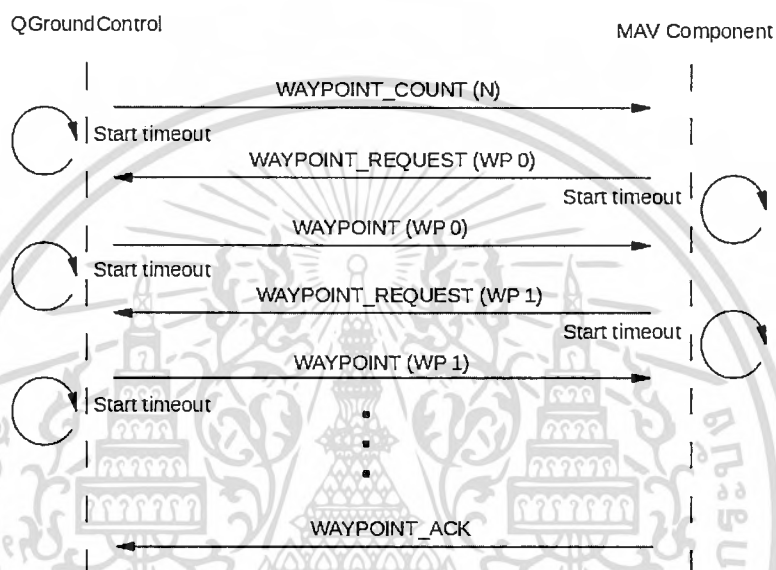
การส่งข้อมูลตำแหน่งการบินจากบอร์ดคอนโทรลเลอร์ จะเริ่มต้นใช้คำสั่ง WAYPOINT_REQUEST_LIST ในการตรวจสอบว่ามีจำนวนของ Waypoint มีจำนวนเท่าใด จากนั้นจะทำการส่ง WAYPOINT_COUNT ไปเพื่อรอรับตำแหน่งการบินจากบอร์ดคอนโทรลเลอร์ เมื่อสิ้นสุดการรับส่งข้อมูล ทางฝั่งภาคพื้นดินจะส่งคำสั่ง WAYPOINT_ACK เพื่อจบการเชื่อมต่อ ดังรูป



รูป 2.32 การอ่านค่า Waypoint

2.8.4 การเขียนค่า Waypoint

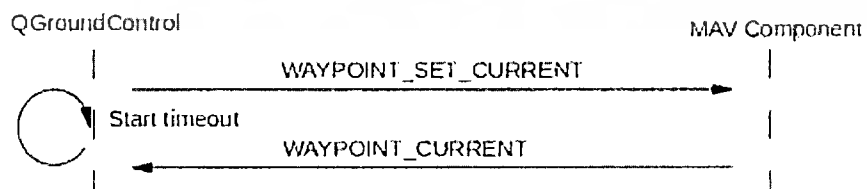
การเขียนข้อมูลตำแหน่งการบินลงบนบอร์ดคอนโทรลเลอร์ จะเริ่มต้นใช้คำสั่ง WAYPOINT_COUNT ในการตรวจสอบว่ามีจำนวนของ Waypoint มีจำนวนเท่าใด จากนั้นจะทำการส่ง WAYPOINT_REQUEST ไปเพื่อเขียนตำแหน่งการบินลงบนบอร์ดคอนโทรลเลอร์ เมื่อสิ้นสุดการรับส่งข้อมูล ทางฝั่งบอร์ดคอนโทรลเลอร์จะส่งคำสั่ง WAYPOINT_ACK เพื่อจบการเชื่อมต่อ ดังรูป



รูป 2.33 การเขียนค่า Waypoint

2.8.5 การล้างค่า Waypoint

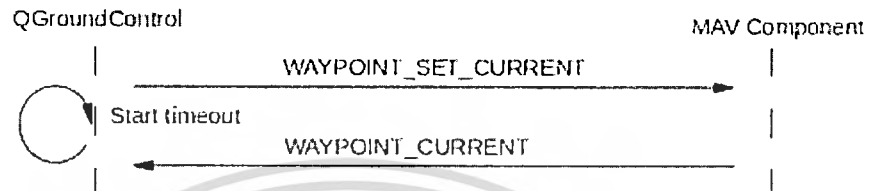
การล้างค่าตำแหน่งการบิน จะเริ่มต้นใช้คำสั่ง WAYPOINT_CLEAR_ALL ซึ่งถูกส่งไปยังบอร์ดคอนโทรลเลอร์ จากนั้นจะมีคำสั่ง WAYPOINT_ACK เพื่อบอกการสิ้นสุดการล้างค่า



รูป 2.34 การล้างค่า Waypoint

2.8.6 การตั้งค่า Waypoint ปัจจุบัน

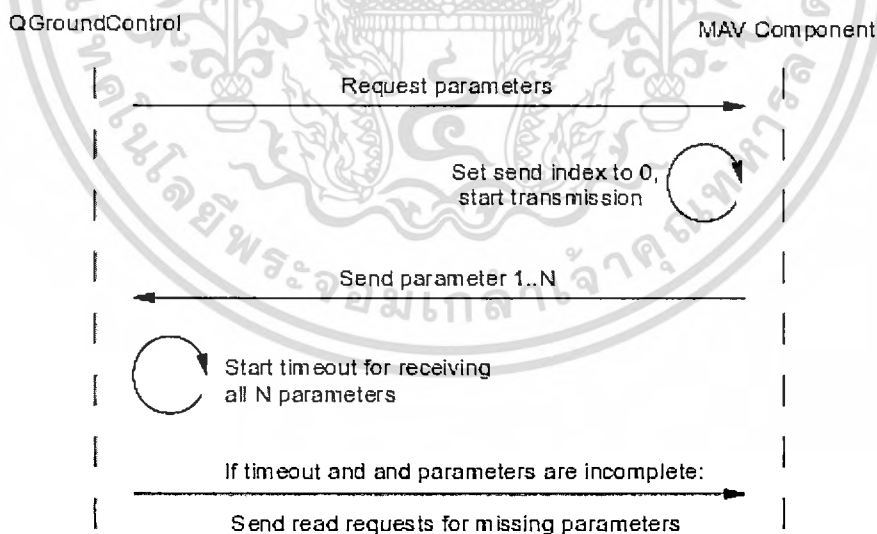
การตั้งค่าตำแหน่งการบินปัจจุบัน จะเริ่มต้นใช้คำสั่ง WAYPOINT_SET_CURRENT ซึ่งถูกส่งไปยังบอร์ดคอนโทรลเลอร์ จากนั้นจะมีคำสั่ง WAYPOINT_ACK เพื่อบอกการสิ้นสุดการตั้งค่าตำแหน่งการบินปัจจุบัน



รูป 2.35 การตั้งค่า Waypoint ปัจจุบัน

2.8.7 การอ่านค่าพารามิเตอร์

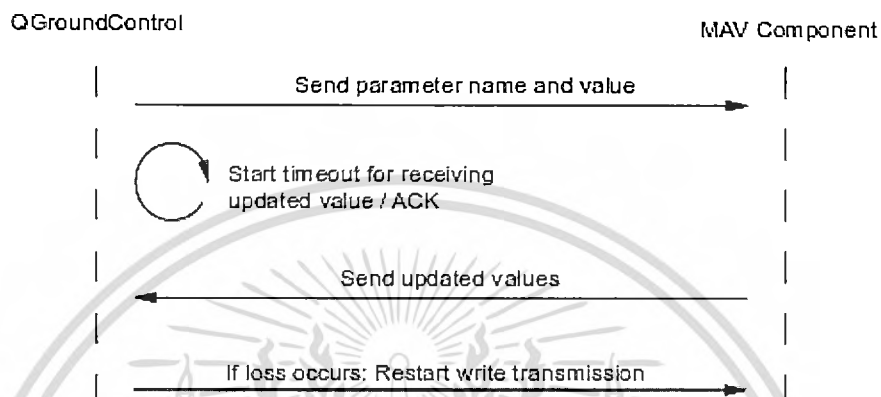
การอ่านค่าพารามิเตอร์ต่างๆ บนตัวบอร์ดคอนโทรลเลอร์ จะเริ่มใช้คำสั่ง REQUEST_PARAMETERS เพื่อร้องขอข้อมูล จากนั้นฝั่งบอร์ดคอนโทรลเลอร์จะทำการเตรียมข้อมูลตั้งแต่ index เป็น 0 เมื่อสิ้นสุดการส่งข้อมูล จะมีการตรวจสอบข้อมูลว่าครบหรือไม่ ถ้าหากไม่ครบจะส่งข้อมูลร้องขอข้อมูลดังกล่าว



รูป 2.36 การอ่านค่าพารามิเตอร์

2.8.8 การเขียนค่าพารามิเตอร์

การเขียนค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ลงบนตัวบอร์ดคอนโทรลเลอร์ จะทำการส่งข้อมูลลงบนบอร์ดคอนโทรลเลอร์เลย เมื่อสิ้นสุดการส่งข้อมูล จะมีการตรวจสอบข้อมูลว่าครบหรือไม่ ถ้าหากไม่ครบจะส่งข้อมูลร้องขอข้อมูลดังกล่าว

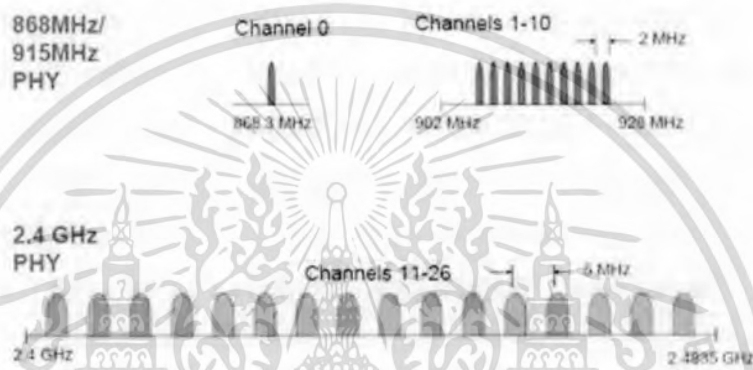


รูป 2.37 การเขียนค่าพารามิเตอร์

2.9 โพรโทคอล Zigbee

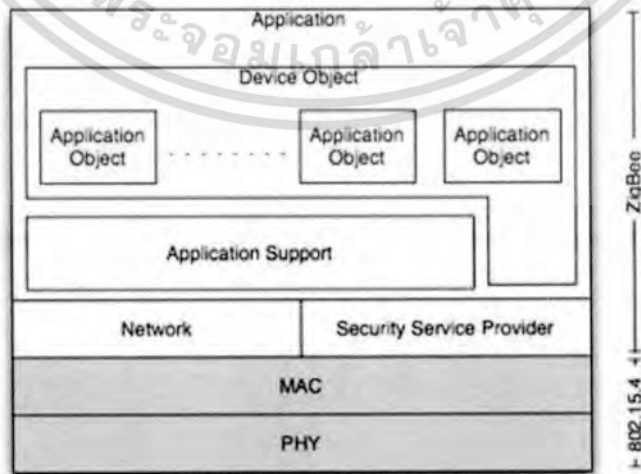
ZigBee มาตรฐานสากล กำหนดโดย ZigBee Alliance เป็น การสื่อสารแบบไร้สาย ที่มีอัตรา การรับส่งข้อมูลต่ำ ใช้พลังงานต่ำ จุดประสงค์ก็เพื่อให้สามารถสร้างระบบที่เรียกว่า เครือข่าย เซ็นเซอร์

Zigbee กำหนด ย่านความถี่ใช้งานตามมาตรฐานไว้ 3 ย่านความถี่คือ ย่าน 2.4 Ghz ย่าน 915 Mhz และย่าน 868 Mhz โดยแต่ละย่านจะมีช่องสัญญาณ 16 ช่อง, 10 ช่อง และ 1 ช่อง ตามลำดับ ส่วน อัตรารับส่งข้อมูล (ทางอากาศ) จะอยู่ที่ 250 Kbps, 40 Kbps, 20 Kbps ตามลำดับเช่นกัน



รูป 2.38 การส่งข้อมูลของ ZigBee

ZigBee นำ Physical Layer และ MAC Layer ของ IEEE 802.15.4 ซึ่งเป็นมาตรฐานการ กำหนดการสื่อสาร ไร้สายแบบ WPAN (Wireless Personal Area Network) มาทำงานในเลเยอร์ที่ต่ำกว่า เช่น เรื่องของระดับกำลังสัญญาณ Link Quality, Access control, Security ฯลฯ แต่ใน Layer ถัดไปจะเป็นรูปแบบของ Zigbee

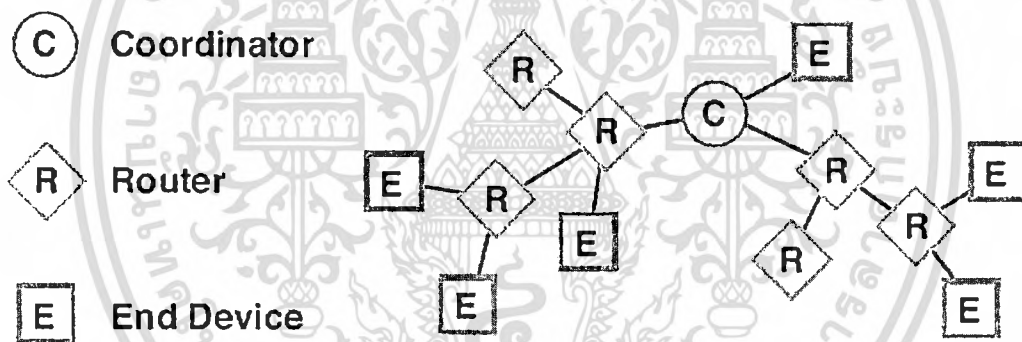


รูป 2.39 ZigBee Stack

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มาตรฐาน IEEE 802.15.4 จัดการในแบบของ Zigbee ใน Layer ถัดไป ทั้งนี้ IEEE 802.15.4 แบ่งชนิดอุปกรณ์ในเครือข่ายออกเป็น 2 ประเภท คือ FFD (Full Function Device) ซึ่งหมายถึง อุปกรณ์ที่สามารถทำงานได้ทุกอย่างในเครือข่าย และ RFD (Reduce Function Device) ซึ่งหมายถึง อุปกรณ์ที่ถูกลดความสามารถการทำงานในเครือข่าย ZigBee ได้แบ่งตามลักษณะการทำงาน 3 แบบ

- 1) Coordinator มีหน้าที่สร้างการสื่อสาร เชื่อมโยงเครือข่าย ระหว่าง End Device กับ เรเตอร์ หรือ Coordinator กับ Coordinator ด้วยกัน หรือ Coordinator กับเรเตอร์กำหนด แอดเดรสให้กับอุปกรณ์ที่อยู่ในวงเครือข่าย ไม่ให้ซ้ำกัน ดูแลจัดการเรื่องการเราดิ่ง (Routing) เส้นทาง ซึ่งเทียบได้กับ FFD
- 2) End Device เป็นอุปกรณ์ปลายทางสุด ซึ่งจะใช้รับสัญญาณจากเซ็นเซอร์ที่ปลายทางโดยที่ ใช้พลังงานต่ำในการทำงาน เทียบได้กับ RFD หรือ FFD บางกรณี ขึ้นอยู่กับเซ็นเซอร์ที่ใช้
- 3) เรเตอร์มีหน้าที่ รับส่งข้อมูล ในเส้นทางต่างๆ ของเครือข่ายซึ่งเทียบได้กับ FFD



รูป 2.40 ประเภทของ ZigBee

2.10 Xbee

Xbee เป็นอุปกรณ์ที่มีไมโครคอนโทรลเลอร์และ RF IC อยู่ ทำหน้าที่เป็น อุปกรณ์อุปกรณ์รับ-ส่งสัญญาณ (transceiver) แบบ Half Duplex ย่านความถี่ 2.4



รูป 2.41 Xbee โมดูล

มี อินเทอร์เฟซ (interface) ที่ใช้รับและส่งข้อมูลกับ Xbee เป็น UART (TTL) ซึ่งสำหรับทางด้านไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ติดต่อสื่อสาร UART ของ Xbee ต่อเข้ากับ UART ของไมโครคอนโทรลเลอร์ Xbee สามารถใช้งานตามมาตรฐาน Zigbee ได้ โดยไม่ต้องเขียนโปรแกรมสร้างเครือข่าย Zigbee เนื่องจากผู้ผลิตได้จัดทำ โปรแกรมโหลด Xbee ให้สามารถ ตั้งค่า หรือ ผ่านทางการรับส่งข้อมูลด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ ได้โดยเมื่อ ตั้ง Xbee ให้ทำงานเป็นอุปกรณ์ในเครือข่าย Zigbee แล้ว Xbee แต่ละตัวเป็น โหนด

2.10.1 การใช้แอสเดส

Xbee สามารถกำหนดค่าอ้างอิง (Address) 2 แบบ คือ แบบ 16 บิตและ 64 บิต Xbee ทุกจะถูกกำหนดค่ามาจากโรงงานเป็น 64 บิต ซึ่งจะสามารถอ่านค่าได้จาก ตัวแปล SH+SL การใช้งาน 64 บิต สามารถทำได้โดยกำหนด ตัวแปล MY ให้มีค่า 0xFFFF หรือ 0xFFFE ส่วน การกำหนด 16 บิตนั้นทำได้โดย กำหนด ตัวแปล MY ให้มีค่าน้อยกว่า 0xFFFE โดยจะเรียกเป็น โหมดการทำงาน 2 ประเภทคือ

2.10.1.1 โหมด Unicast

คือ การรับส่งข้อมูล โดยอาศัยหลักการ Acknowledgement คือหากทางด้านส่งนั้น ส่งข้อมูลไป แต่ไม่ได้รับ Ack ตอบกลับจากตัวรับ ก็จะทำการส่งข้อมูลใหม่

2.10.1.2 โหมด Broadcast

คือการส่งข้อมูลไปยังปลายทางให้ได้รับข้อมูลทุกตัว

2.10.2 เลือกโหมด

Xbee จะสามารถแบ่งช่วงการทำงานได้เป็น 5 แบบ คือ

2.10.2.1 โหมด Idle

โหมดนี้ จะเป็นโหมดที่ไม่ได้รับส่งข้อมูลตัว Xbee เตรียมที่จะทำงานในโหมดอื่นๆ ต่อไปทันที หากมีเงื่อนไขบางอย่าง

2.10.2.2 โหมดรับส่ง

ช่วงที่ Xbee มีการรับ หรือ ส่งข้อมูล โดยจะแบ่งลักษณะการทำงานย่อยออกเป็น Direct กับแบบ Indirect, การกำหนด Address ต้นทางและปลายทาง, Clear Channel Assessment และ การตอบรับ Acknowledgement

2.10.2.3 โหมด Sleep

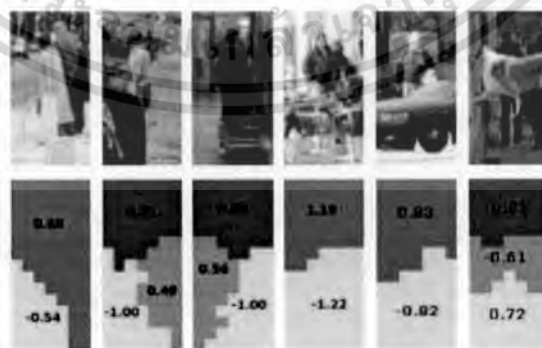
ช่วงที่ Xbee อยู่ในสถานการณ์ทำงานพลังงานต่ำที่สุด เมื่อไม่มีการใช้งาน

2.10.2.4 โหมด Command

เป็นส่วนการปรับ ตัวแปรของ Xbee ซึ่งจะมีการกำหนด 2 แบบคือ แบบ AT command กับแบบ API Command

2.11 Human Detector with Partial Occlusion

การตรวจจับบุคคลมักเป็นส่วนสำคัญในเรื่องของภาพวิดีโอ ซึ่งมักจะมีประโยชน์มากในองค์กรต่างๆ โดยในการพัฒนาเรามักจะนิยมใช้ทฤษฎีของ Histograms of Oriented Gradients (HOG) และ Local Binary Pattern (LBP) ช่วยกันประมวลผล



รูป 2.42 การทำงานของ HOG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.11.1 วิธีการทำงาน

ในการตรวจสอบความเป็นบุคคลจะจะใช้ทฤษฎีของ HOG และ LBP ร่วมกันในการประมวลผล โดยขั้นตอนแรกจะต้องทำการสแกนภาพจากมุมบนซ้าย ไปจนกระทั่งถึงมุมล่างขวา ซึ่งจะต้องแบ่งภาพออกเป็นช่องๆ เรียกว่า Scanning Window โดยในทฤษฎีของ HOG จะต้องทำการแบ่งช่องวินโดว ออกเป็น 105 ช่อง ซึ่งจะคำนวณได้จาก $7 \times 15 = 105$ บล็อก (ขนาดของรูปภาพแต่ละบล็อก คือ 16×16 พิกเซล) โดยกระบวนการดังกล่าวจะถูกนำไปเข้าสู่วิธีการของ Trilinear Interpolation ต่อไป

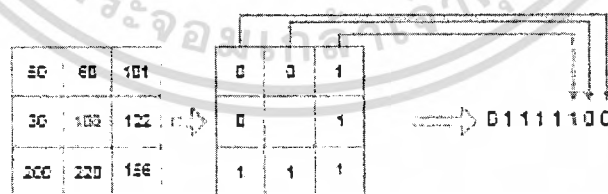
ภาพรวมการทำงานของ การตรวจสอบบุคคล จะเริ่มต้นจากการนำเอารูปภาพต้นฉบับมาตรวจสอบโดยแบ่งการคำนวณออกเป็น Gradient และ LBP เมื่อผ่านกระบวนการดังกล่าว จะทำการรวมกันของข้อมูลในแต่ละ Scanning Window เพื่อตรวจสอบความเป็นบุคคล



รูป 2.43 การทำงานของการตรวจสอบบุคคล

2.11.2 การทำงานของ LBP

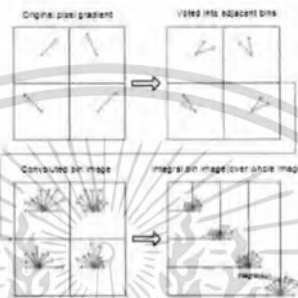
เมื่อทำการ Scanning Window จะได้ขนาด 16×16 พิกเซล เมื่อเข้าสู่กระบวนการของ LBP จะทำการแปลงรูปภาพในบล็อกนั้นเป็นไปในรูปแบบของเลขฐาน 2 ซึ่งจะมีประโยชน์ในการลดการประมวลของ GPU ส่งผลให้สามารถประมวลได้เร็วขึ้น อีกทั้งยังสามารถเพิ่มความแม่นยำของข้อมูลได้อีกด้วย



รูป 2.44 การทำงานของ LBP

2.11.3 การทำงานของ Trilinear Interpolation

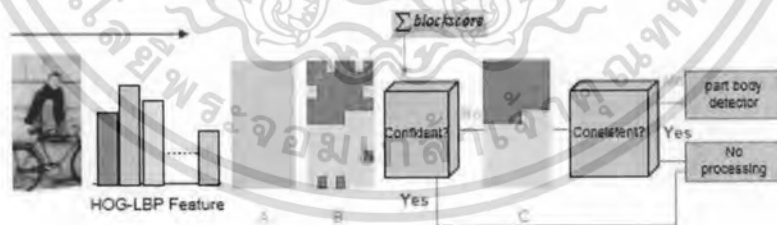
เนื่องจากว่ากระบวนการของการแบ่งรูปภาพออกเป็นบล็อก จะใช้การประมวลผลทั้งทางด้าน GPU และ CPU ที่ค่อนข้างมาก ดังนั้นจึงได้มีการนำทฤษฎีของ Trilinear Interpolation มาช่วยเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการประมวลผล และลดปัญหาของการใช้งานที่ขึ้นอยู่กับเวลา โดยกระบวนการดังกล่าวจะนำรูปภาพต้นฉบับมาคำนวณในลักษณะของทิศทางต่างๆ จากนั้นจะรวมทิศทางเหล่านั้นเป็นบล็อกเพียงบล็อกเดียว ซึ่งจะมีลักษณะ ดังรูป



รูป 2.45 การทำงานของ Trilinear Interpolation

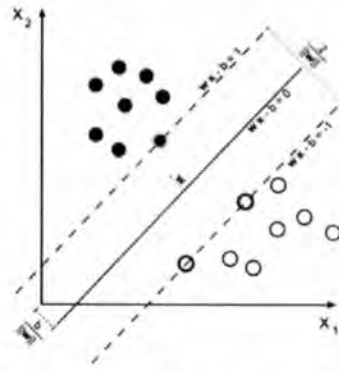
2.11.4 การทำงานร่วมกันระหว่าง HOG กับ LBP

เมื่อผ่านกระบวนการดังที่กล่าวจากข้างต้น จะทำการรวมกันของข้อมูลเพื่อทำการตรวจสอบความเป็นบุคคลของข้อมูลดังกล่าวจากต้นแบบ โดยใช้วิธีการของ SVM Classifiers ซึ่งเป็นวิธีการในการคำนวณข้อมูลในรูปแบบขนาดของเวกเตอร์ ซึ่งจะเปรียบเทียบจุดและระยะห่างต่างๆ กับข้อมูลต้นฉบับ ดังรูป



รูป 2.46 การทำงานตรวจสอบการเป็นบุคคล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 2.47 การทำงานของ SVM Classifiers

2.11.5 ผลลัพธ์การทำงานของ การตรวจจับบุคคล

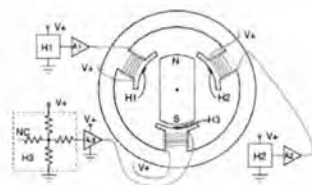
เมื่อทำการตรวจสอบความเป็นบุคคลได้ จะทำการวาดกรอบสีแดงล้อมรอบตัวบุคคล ดังกล่าว ดังรูป



รูป 2.48 การทำงานของ SVM Classifiers

2.12 บัชเลสมอเตอร์

คือมอเตอร์ชนิดที่ไม่แปรงถ่าน หรือมอเตอร์เชิงโคโรนัส 3 เฟส ที่ทำงานโดยอาศัยอุปกรณ์ อิเล็กทรอนิกส์กำลังเป็นสวิตในการตัดต่อกระแสที่จ่ายให้กับขดลวดมอเตอร์ โดยที่ชนิดของมอเตอร์ จะพิจารณาตามลักษณะรูปคลื่นกระแสและคุณสมบัติของแรงบิดหรือทอร์ก โดยจะนิยมเรียกว่า brushless dc motor ในกรณีที่รูปแบบของกระแสและทอร์กของมอเตอร์ที่ใช้มีลักษณะเป็นแบบสี่เหลี่ยม (trapezoidal current/torque) และจะเรียกว่า brushless ac motor หรือเรียกง่าย ๆ ว่า brushless เมื่อลักษณะกระแสและทอร์ก เป็นรูปคลื่นไซน์ (sinusoidal current/torque format)



รูป 2.49 โครงสร้างบัชเลสมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

การออกแบบและพัฒนา

3.1 ความต้องการของระบบ

3.1.1 หน้าที่หลักของระบบที่ต้องทำ (Functional Requirement)

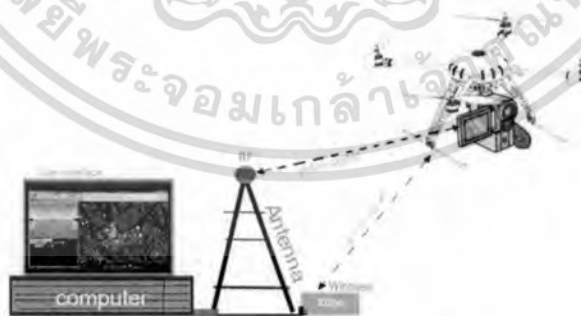
- 1) ส่งภาพถ่ายทางอากาศมายังสถานีภาคพื้นดิน
- 2) สามารถบินด้วยตัวเองไปยังตำแหน่งที่ถูกกำหนดไว้บนแผนที่
- 3) สามารถบินกลับมายังตำแหน่งเริ่มต้นได้
- 4) สามารถตรวจจับบุคคลได้

3.1.2 หน้าที่หลักของระบบที่ไม่จำเป็นต้องทำ (Non-Functional Requirement)

- 1) สามารถเก็บข้อมูลระหว่างการบิน

3.2 ภาพรวมของระบบ

การออกแบบภาพรวมของระบบนี้มีจุดประสงค์ที่ต้องการให้อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์มีความสามารถในการบินขึ้นด้วยตัวเอง และบินไปสำรวจยังตำแหน่งต่างๆ ที่ถูกกำหนดลงบนแผนที่ จากนั้นจึงบินกลับมายังจุดเริ่มต้น ซึ่งคอมพิวเตอร์สามารถติดต่อสื่อสารกับหน่วยประมวลผลที่ติดตั้งบนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ เพื่อรับส่งข้อมูลจากอุปกรณ์เซ็นเซอร์ (Sensor) และสัญญาณภาพวิดีโอจากกล้องที่ติดอยู่บนตัวเครื่องอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ มาแสดงผลบนจอคอมพิวเตอร์ซึ่งสามารถแบ่งได้ 3 ประเภทดังนี้



รูป 3.1 ภาพรวมของระบบ

3.2.1 ตำแหน่งของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์

- 1) ค่าตำแหน่งพิกัดในแนวราบ
- 2) ค่าระยะความสูงจากระดับน้ำทะเล
- 3) ค่าระยะความสูงจากพื้นดิน

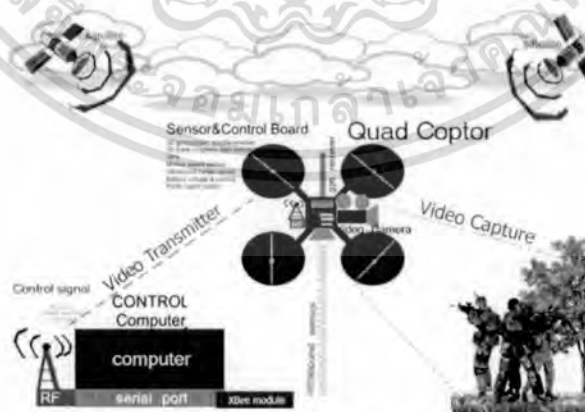
3.2.2 สถานะของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์

- 1) ทิศทางในการเคลื่อนที่
- 2) ความเร็วในการเคลื่อนที่
- 3) มุมที่อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์เอียงก้ม และเงยที่กระทำกับแนวพื้นราบ
- 4) มุมที่อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์เอียงด้านข้างซ้ายและด้านข้างขวาที่กระทำกับแนวพื้นราบ
- 5) ทิศทางที่อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์หันหน้า
- 6) สถานะของแบตเตอรี่

3.2.3 สิ่งแวดล้อมรอบๆ อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์

- 1) ภาพถ่ายทางอากาศที่อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์บินสำรวจ

เมื่อนำอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ไปใช้งานจะพบว่า อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์จะทำการถ่ายภาพทางอากาศแล้วส่งกลับมายังสถานีภาคพื้นดิน และในระหว่างการบินจะมีการประมวลผลจากบอร์ดเซ็นเซอร์บนตัวเครื่อง เพื่อให้อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์สามารถทรงตัวอยู่ได้ รวมไปถึงการติดต่อกับ จีพีเอส ผ่านดาวเทียมเพื่อบอกตำแหน่งปัจจุบันของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ และสามารถบินไปยังตำแหน่งที่ถูกกำหนดบนแผนที่ได้อย่างถูกต้อง ดังรูป 3.2

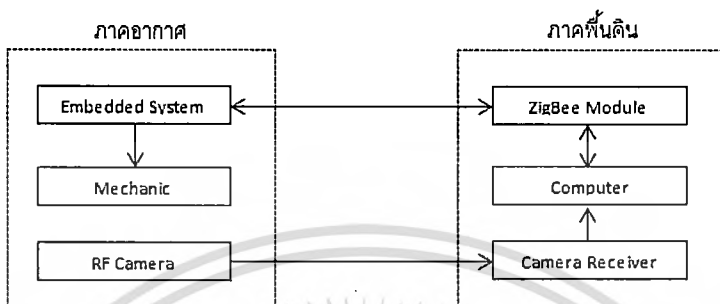


รูป 3.2 ภาพรวมการทำงาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 การออกแบบระบบ

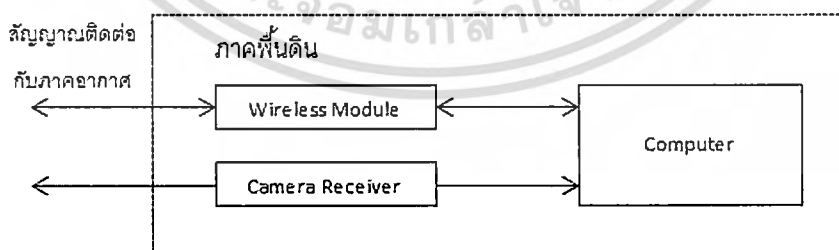
ระบบของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์จะสามารถแบ่งการทำงานออกเป็นสองส่วนคือ ภาคนพื้นดินและภาคอากาศ ดังรูป 3.3



รูป 3.3 โครงสร้างการสื่อสารระหว่างส่วนภาคพื้นดินและภาคอากาศ

3.3.1 ภาคพื้นดิน

ส่วนของคอมพิวเตอร์จะติดต่อกับ Camera Receiver ซึ่งจะคอยรับสัญญาณภาพแบบ AV (Audio Video) ที่แปลงมาจากอุปกรณ์รับสัญญาณภาพไร้สายที่ส่งมาจากภาคอากาศ และติดต่อกับอุปกรณ์รับส่งข้อมูลสถานะการบินแบบไร้สาย โดยส่งคำสั่งและรับข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ที่ติดตั้งบนตัวอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ผ่านทางพอร์ตอนุกรม เพื่อทำการแสดงผลของข้อมูลที่ได้รับเข้ามาประมวลผล โดยต้องกำหนดรูปแบบการสื่อสารและตรวจสอบเพื่อให้สามารถรับส่งข้อมูลได้อย่างถูกต้อง โดยแสดงผลเป็นรูปภาพ หรือค่าสถานะของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ในรูปแบบต่างๆ เพื่อให้ผู้ใช้มีความเข้าใจในการอ่านข้อมูลที่มาจกอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์มากยิ่งขึ้น โดยมีส่วนประกอบ 3 ส่วน ดังรูป 3.4

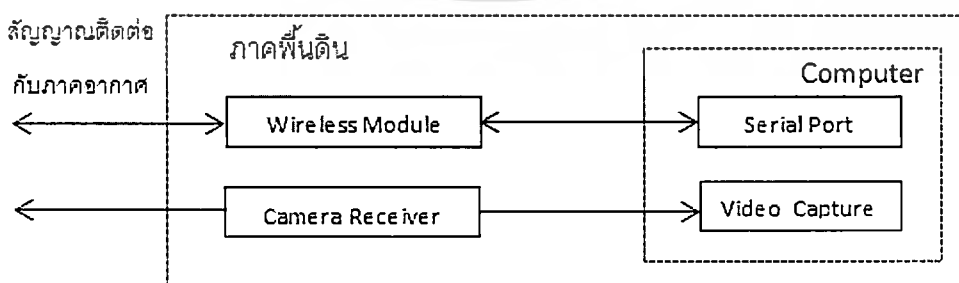


รูป 3.4 โครงสร้างการทำงานในส่วนภาคพื้นดิน

- 1) คอมพิวเตอร์ เป็นส่วนที่ทำหน้าที่รับข้อมูลสถานะของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ที่ส่งมาจากภาคอากาศผ่าน Wireless Module เข้ามายังพอร์ตอนุกรม (Serial Port) ของคอมพิวเตอร์ ซึ่งจำเป็นต้องกำหนดรูปแบบของข้อมูลที่ใช้ในการติดต่อสื่อสาร เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล และรับสัญญาณภาพจาก Camera Receiver ซึ่งส่งสัญญาณในรูปแบบ AV ดังนั้นจึงต้องใช้อุปกรณ์จับภาพวิดีโอ (Video Capture) เพื่อแปลงสัญญาณภาพเป็นข้อมูลเข้าเครื่องคอมพิวเตอร์ เมื่อแปลงข้อมูลที่ได้รับจากภาคอากาศมาแล้ว จึงประมวลผลและแสดงผลออกทางหน้าจอคอมพิวเตอร์เป็นรูปภาพ หรือสถานะของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ในรูปแบบต่างๆ เพื่อให้ผู้ใช้มีความเข้าใจในการอ่านข้อมูลที่มาจากภาคอากาศค่าระยะความสูงจากระดับน้ำทะเล
- 2) อุปกรณ์รับส่งข้อมูลไร้สาย (ZigBee Module) เป็นส่วนที่ทำหน้าที่รับ-ส่งข้อมูลระหว่างคอมพิวเตอร์กับระบบควบคุมที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ ซึ่งเป็นการติดต่อสื่อสารแบบไร้สาย โดยใช้มาตรฐานของ ZigBee ซึ่งเป็นคลื่นวิทยุ โดยใช้ความถี่ในการรับ-ส่งข้อมูลอยู่ที่ 2.4 GHz ซึ่งระยะทางที่ใช้ในการติดต่อสื่อสารจะขึ้นอยู่กับความแรงของสัญญาณตัวส่ง
- 3) อุปกรณ์รับสัญญาณภาพไร้สาย (Camera Receiver) เป็นส่วนที่ทำหน้าที่รับสัญญาณภาพจากกล้องไร้สาย และแปลงเป็นสัญญาณวิทยุที่ได้รับจากกล้องไร้สายที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ในรูปแบบสัญญาณ AV โดยระยะทางที่ใช้ในการสื่อสารจะขึ้นอยู่กับความแรงของสัญญาณจากตัวกล้องไร้สาย

3.3.1.1 การนำข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์

เนื่องจากข้อมูลที่ได้รับจากอากาศยานมี 2 รูปแบบคือ ข้อมูลจากอุปกรณ์เซ็นเซอร์ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ และสัญญาณภาพที่ได้รับจากตัวกล้องไร้สายขณะควบคุมอากาศยาน จึงแบ่งช่องทางการรับส่งข้อมูลเป็น 2 ช่องทางดังรูป 3.5 คือ

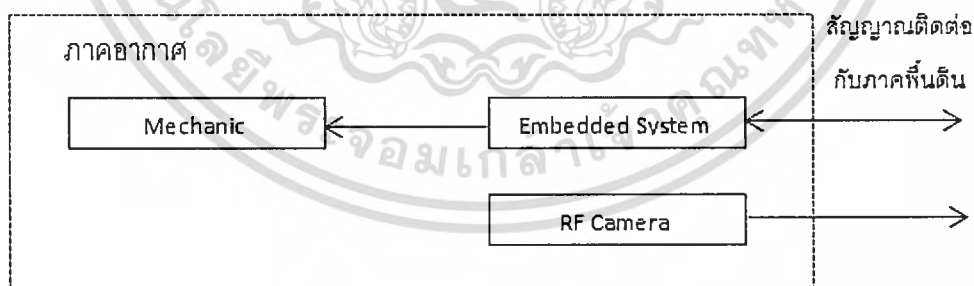


รูป 3.5 รายละเอียดช่องทางการนำข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์

- 1) ช่องทางรับส่งข้อมูลผ่านพอร์ตอนุกรม เป็นช่องทางการรับส่งข้อมูลคำสั่ง เพื่อใช้ในการติดต่อระหว่างภาคอากาศ กับคอมพิวเตอร์เพื่อใช้ในการประมวลผล และแสดงผลข้อมูลสถานะที่ได้รับจากอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ โดยข้อมูลจะได้จากการแปลงสัญญาณวิทยุเข้าพอร์ตอนุกรมของคอมพิวเตอร์ที่ติดต่อกันโดยใช้มาตรฐาน ZigBee
- 2) ช่องทางรับข้อมูลผ่านทางตัวจับภาพวิดีโอ เป็นช่องทางการรับสัญญาณภาพจากอุปกรณ์รับสัญญาณภาพกล้องไร้สาย โดยสัญญาณที่เข้ามาเป็นสัญญาณรูปแบบ AV โดยช่องทางรับข้อมูลผ่านทางตัวจับภาพวิดีโอในการแปลงสัญญาณภาพเป็นข้อมูลเข้าเครื่องคอมพิวเตอร์ โดยตัวอุปกรณ์นั้นสามารถส่งผ่านทางพอร์ต USB ซึ่งสามารถใช้งานได้หลายอย่างแพร่หลาย และมีความเร็วในการรับส่งที่รวดเร็วกว่าเพียงพื่อต่อการรองรับคุณภาพระดับสูง (High-Definition)

3.3.2 ภาคอากาศ

คือส่วนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ที่ติดตั้งหน่วยประมวลผล อุปกรณ์ควบคุม อุปกรณ์เซ็นเซอร์ และอุปกรณ์สื่อสารเพื่อติดต่อกับภาคพื้นดิน โดยภาคพื้นดินจะรับข้อมูลจากอุปกรณ์เซ็นเซอร์ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์นำไปใช้ในการประมวลผล เพื่อกำหนดค่าให้กับอุปกรณ์ควบคุม ที่ใช้ในการสร้างสัญญาณในการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ เพื่อใช้ในการควบคุมการบินทรงตัวกลางอากาศได้อัตโนมัติ และส่งข้อมูลไปยังภาคพื้นดินในรูปแบบการสื่อสารที่กำหนดไว้ โดยมีส่วนประกอบ 3 ส่วนดังรูป 3.6



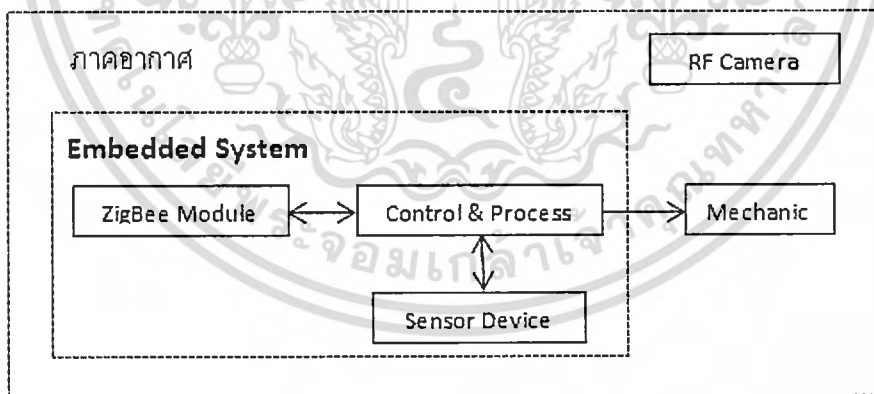
รูป 3.6 โครงสร้างการทำงานในส่วนภาคพื้นอากาศ

- 1) ระบบควบคุม (Embedded System) เป็นส่วนที่ทำหน้าที่อ่านข้อมูลจากอุปกรณ์เซ็นเซอร์ที่ติดตั้งบนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ และนำข้อมูลที่ได้อ่านประมวลผลเพื่อส่งข้อมูลที่ประมวลผลแล้วไปควบคุมการบินทรงตัวกลาง

- 2) อากาศ และทำหน้าที่รับ-ส่งข้อมูลระหว่างอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์และคอมพิวเตอร์ที่อยู่บนภาคพื้นดิน
- 3) กล้องไร้สาย (RF Camera) เป็นส่วนที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์เพื่อทำหน้าที่เก็บภาพถ่ายทางอากาศขณะทำการบินแบบ Real Time และส่งสัญญาณภาพนั้นออกมาเป็นสัญญาณวิทยุ เพื่อให้ตัวรับสัญญาณที่อยู่ภาคพื้นดินแปลงสัญญาณเข้าเครื่องคอมพิวเตอร์ให้แสดงผลบนหน้าจอคอมพิวเตอร์ โดยมีจุดประสงค์ให้ผู้ใช้งานเห็นสิ่งต่างๆ ขณะที่อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์กำลังบินอยู่ โดยการส่งสัญญาณภาพนั้นจะไม่เกี่ยวข้องกับระบบควบคุม
- 4) กลไกควบคุม (Mechanic) เป็นส่วนที่ติดตั้งกับอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ ซึ่งเป็นกลไกที่ได้รับการออกแบบมาเพื่อใช้ในการควบคุมอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ให้เคลื่อนที่ในลักษณะต่างๆ ตามการควบคุมของเซอร์โวมอเตอร์ โดยกลไกเหล่านี้จะไปปรับทิศทางการหมุนของใบพัดทั้ง 4 ใบ และควบคุมความเร็วของรอบการหมุนของใบพัด

3.3.2.1 การออกแบบระบบควบคุม

ส่วนของระบบควบคุมที่ฝังตัวอยู่บนตัวเครื่องอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์จะเป็นส่วนสำคัญที่ทำให้ตัวเครื่องสามารถทรงตัวอยู่บนอากาศขณะบินได้ และสามารถบินไปยังจุดที่ถูกกำหนดลงบนแผนที่ได้อย่างถูกต้อง ซึ่งมีส่วนประกอบดังรูป 3.7



รูป 3.7 รายละเอียดการออกแบบระบบควบคุมภาคอากาศ

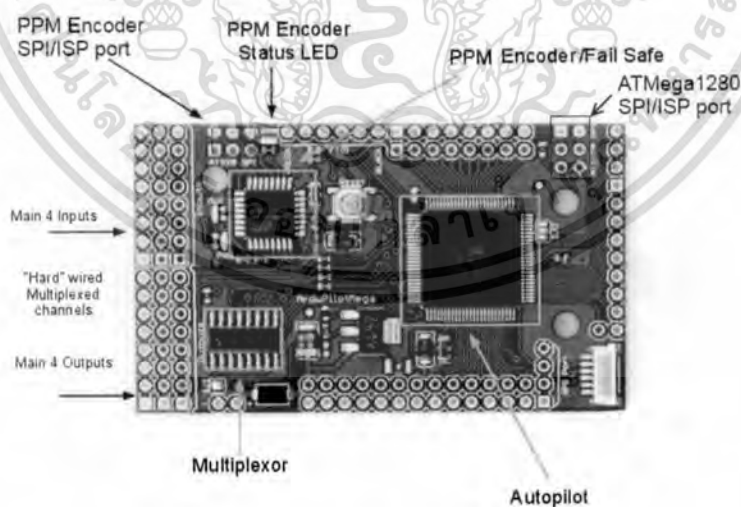
- 1) ส่วนการสื่อสารไร้สาย เป็นส่วนที่ทำการแปลงรูปสัญญาณระหว่างดิจิทัลและสัญญาณคลื่นวิทยุ เพื่อให้ส่วนควบคุมและการประมวลผลสามารถติดต่อสื่อสารกับคอมพิวเตอร์ที่อยู่บนภาคพื้นดินได้ โดยการทำงานแบบ Half Duplex

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 2) ส่วนการควบคุมและการประมวลผล (Control & Process) เป็นส่วนที่ได้รับคำสั่งจากคอมพิวเตอร์ และส่งข้อมูลจากอุปกรณ์เซ็นเซอร์ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์กลับมายังคอมพิวเตอร์เพื่อแสดงผลผ่านหน้าจคอมพิวเตอร์ โดยการรับส่งข้อมูลนี้จะผ่านการสื่อสารไร้สาย รวมไปถึงการนำผลลัพธ์ที่ได้จากการประมวลผล ส่งไปยังควบคุมกลไกการทำงานต่างๆ ของระบบอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ให้มีความสามารถทรงตัวอยู่ได้
- 3) ส่วนอุปกรณ์เซ็นเซอร์ เป็นอุปกรณ์วัดค่าต่างๆ ที่ส่วนประมวลผลต้องการนำไปควบคุมการกลไกการทำงานของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ เพื่อควบคุมการทรงตัวได้อย่างถูกต้อง และเพื่อนำข้อมูลดังกล่าวส่งไปยังภาคพื้นดินเพื่อแสดงผลให้ผู้ใช้งานทราบสถานะของการบิน

3.3.2.2 การออกแบบส่วนการควบคุม-ประมวลผล

ในส่วนของการควบคุมและการประมวลผลจะใช้บอร์ด ATmega2560 ซึ่งใช้งานร่วมกับบอร์ดเซ็นเซอร์ และรองรับการเชื่อมต่อของ GPS Receiver โดยจะทำการดึงข้อมูลของหน่วยวัดต่างๆ มาประมวลผลเพื่อให้อากาศยานสำรวจสังเกตการณ์สามารถทรงตัวได้ โดยบอร์ด ATmega2560 เป็นไมโครโพรเซสเซอร์ (Microprocessor) แบบ Arduino ซึ่งมีข้อดีคือ สามารถหาซื้อได้ง่าย ราคาถูก และมีซอฟต์แวร์ใช้งาน โดยไม่มีค่าใช้จ่าย ดังรูป 3.8

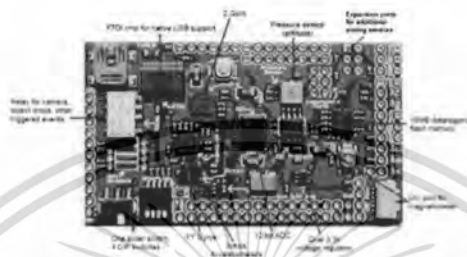


รูป 3.8 รายละเอียดของ ATmega2560

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.2.3 การออกแบบส่วนอุปกรณ์ตรวจจับ

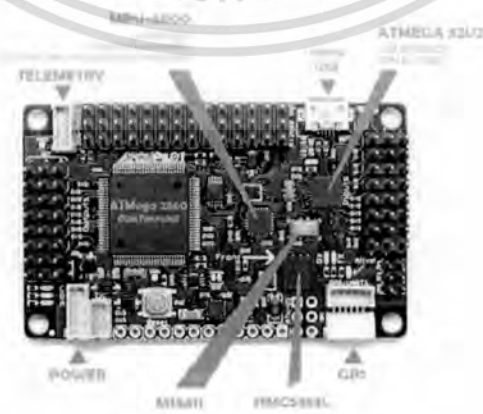
ในส่วนของการออกแบบอุปกรณ์ตรวจจับจะใช้บอร์ด IMU Shield (Inertial Measurement Unit Shield) ซึ่งเป็นบอร์ดที่รวบรวมตัวตรวจจับสถานะของสิ่งแวดล้อมต่างๆ เพื่อนำข้อมูลดังกล่าวไปประมวลผลที่บอร์ด ATmega2560 เพื่อควบคุมการทรงตัวของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ โดยมีส่วนประกอบ ดังรูป 3.9



รูป 3.9 รายละเอียดของ IMU Shield

3.3.2.4 การออกแบบส่วนการควบคุม-ประมวลผล-อุปกรณ์ตรวจจับ

ในส่วนของการออกแบบทั้งทางด้านการควบคุมประมวลผล และอุปกรณ์ตรวจจับจะใช้บอร์ดที่เรียก Ardupilot Mega 2.5 ซึ่งเป็นบอร์ดที่มีความสามารถเหนือกว่าบอร์ดควบคุมประมวลผล และบอร์ดอุปกรณ์ตรวจจับ เนื่องจากได้มีการพัฒนาที่รวบรวมวงจรต่างๆ ไว้ในบอร์ดแผ่นเดียว เพื่อลดพื้นที่และ โอกาสเสี่ยงที่จะเสียหายเมื่อเกิดการตกกระแทก อีกทั้งยังเพิ่มความสามารถทางด้านวงจรอุปกรณ์ตรวจจับ ซึ่งจากเดิมจะสามารถวัดค่าได้ในรูปแบบของอนาล็อก ซึ่งจำเป็นต้องแปลงผลลัพธ์ที่ต่างๆเป็นดิจิทัลเสียก่อน ซึ่งจะใช้วงจร Analog To Digital Converter (ADC) แต่บอร์ดรุ่นใหม่สามารถตรวจจับค่าต่างๆในรูปแบบของดิจิทัลได้เลย ซึ่งจะช่วยให้สะดวกและเพิ่มความรวดเร็วในการประมวลผลอีกด้วย

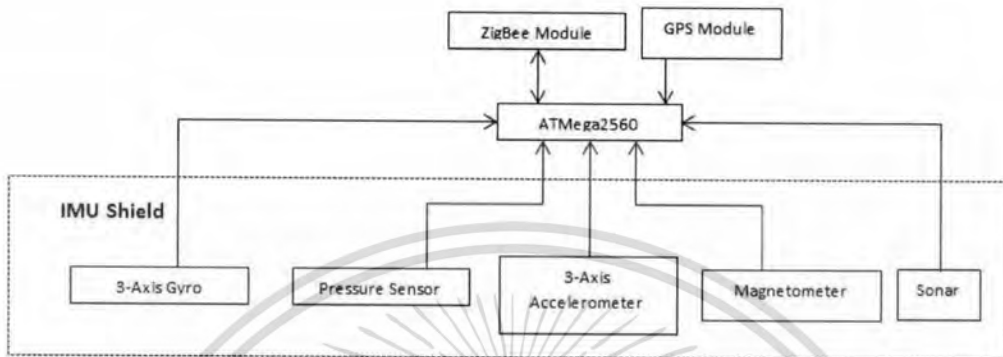


รูป 3.10 รายละเอียดของ APM 2.5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.2.5 การทำงานระหว่างอุปกรณ์เซ็นเซอร์ การควบคุม และ ประมวลผล

ในส่วนของ Embedded System นั้นจะมีการทำงานร่วมกันระหว่างบอร์ดรวม อุปกรณ์เซ็นเซอร์และบอร์ดการควบคุมประมวลผล ดังรูป 3.10



รูป 3.11 การเชื่อมต่อระหว่าง Sensor Device และ Control & Process

1) GPS Module (3DR GPS uBlox LEA-6) เป็นอุปกรณ์ที่รับสัญญาณ จีพีเอส จากดาวเทียมเพื่อบอกตำแหน่งของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ ซึ่งสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียม 14 ดวงพร้อมกัน โดยสามารถรองรับชนิดข้อมูลในรูปแบบของ SBAS เช่น WAAS, EGNOS, MSAS และสามารถอ่านข้อมูลผ่านทางพอร์ตอนุกรมที่ความเร็ว 12 Mbps ด้วยโปรโตคอล NMEA, UBX binary, RTCM รวมไปถึงมีอัตราการรีเฟรชข้อมูลทุกๆ 5 Hz ซึ่งข้อมูลที่ได้มีดังนี้

เวลา วัน/เดือน/ปี และ ชั่วโมง: นาที: วินาที

ตำแหน่งพิกัด Latitude

ตำแหน่งพิกัด Longitude



รูป 3.12 3DR GPS uBlox LEA-6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 2) 3-Axis Gyro และ 3-Axis Accelerometer (MPU-6000) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับวัดค่ามุม โจร, พิช, ย่อว้ และความเร่งในการเคลื่อนที่ 3 แกน ซึ่งทำงานด้วยหลักฟิสิกส์ตามกฎแรงโน้มถ่วงของนิวตัน โดย MPU-6000 จะสามารถคำนวณได้ทั้ง Gyro และ Accelerometer นอกจากนี้ยังสามารถส่งผลลัพธ์ไปคำนวณยังในส่วนของ Magnetometer ได้ นอกจากนี้ยังกระบวนการผลิตยังใช้กระบวนการของ MEMS ซึ่งจะทำให้วงจรมีขนาดเล็กแต่มีประสิทธิภาพ ซึ่งมีความแม่นยำสูง แต่ใช้กำลังไฟน้อย



รูป 3.13 MPU-6000

- 3) Pressure Sensor (MS5611) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดระดับความกดอากาศ สามารถนำมาประมวลผลเพื่อวัดระดับความสูงจากระดับน้ำทะเล โดยจะใช้วงจรหมายเลข MS5611 ซึ่งเป็นวงจรที่มีขนาดเล็กและมีน้ำหนักเบา โดยใช้เทคโนโลยีในการผลิตแบบ MEMS นอกจากนี้ผลลัพธ์ที่ได้ยังได้ค่าที่ค่อนข้างแม่นยำ



รูป 3.14 MS5611

- 4) Magnetometer (HMC5883L) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดค่าสนามแม่เหล็กโลกเพื่อบอกทิศทางของการบิน ซึ่งมักจะใช้ควบคู่กับ GPS เนื่องจากว่าตำแหน่งของ GPS จะเป็นเพียงค่าละติจูดและลองจิจูดแต่ไม่สามารถบอกทิศทางของการบิน ดังนั้นการนำเอา Magnetometer เข้ามาช่วยจะสามารถช่วยให้เครื่องบินสามารถบินได้อย่างถูกต้องทิศทาง ซึ่งหมายเลขวงจรที่ใช้คือ HMC5883L



รูป 3.15 HMC5883L

- 5) Sonar (EZ0) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดระดับความสูงจากพื้นดินในระยะไม่เกิน 10 เมตร เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการลงจอดให้มีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น โดยหมายเลขวงจรที่ใช้คือ EZ0



รูป 3.16 EZ0

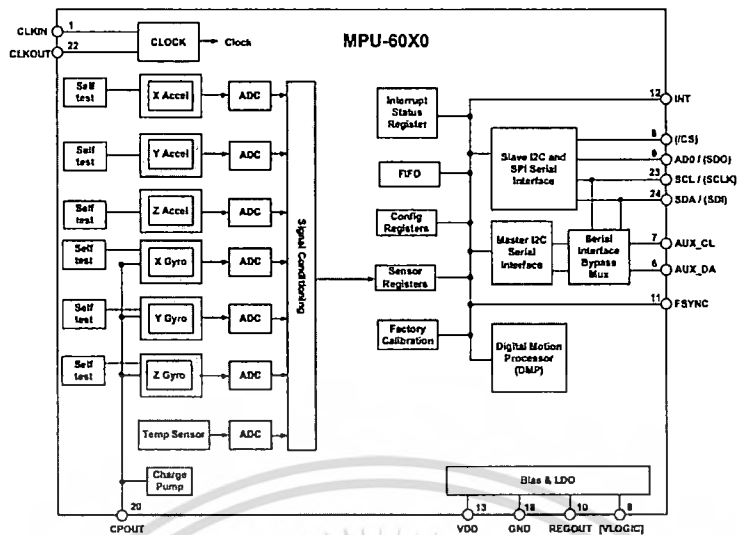
3.3.2.6 การทำงานของ MPU-6000

ระบบการทำงานของ MPU-6000 เป็นระบบที่ทำการตรวจสอบการวัดค่าเชิงมุมต่างๆ ซึ่งสามารถตรวจจับมุม ย่อ, พิช, โคล รวมไปถึงความเร็วเชิงมุมทั้ง 3 แกน นอกจากนี้ยังสามารถรองรับการตรวจจับทิศทางเคลื่อนที่ได้จากการเชื่อมต่อพอร์ตเพิ่มซึ่งสามารถรองรับการวัดค่าเพิ่มได้อีก 3 แกน จากนั้นจะนำค่าต่างๆ ส่งไปยังบอร์ดประมวลผล ดังรูป



รูป 3.17 การทำงานของ MPU-6000

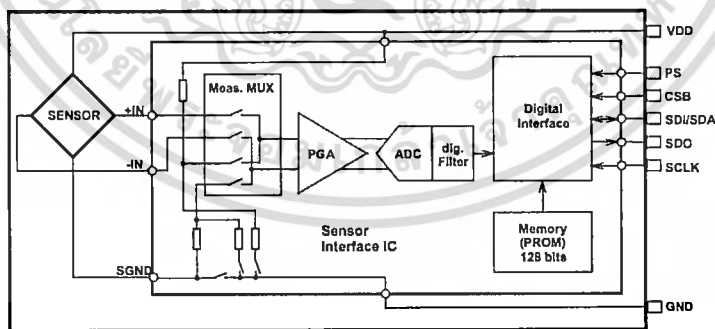
ซึ่งกระบวนการทำงานภายในของบอร์ด จะทำการตรวจจับค่าของ Gyro และ Accelerometer ทั้ง 3 แกน ซึ่งค่าที่ได้จะเป็นค่า Analog จึงต้องทำการแปลงค่าเป็นดิจิตอลเสียก่อน ด้วยวงจร ADC จากนั้นผลลัพธ์ที่ได้จะถูกส่งไปยัง Sensor Registers เพื่อทำการประมวลที่ Master I2C Serial Interface เพื่อรอให้ถูกส่งไปยังบอร์ดประมวลผลต่อไป ทางช่องสัญญาณของ SDA ตามจังหวะสัญญาณนาฬิกา SCL นอกจากนี้ยังมีส่วนของ AUX_CL และ AUX_DA ที่รองรับการเชื่อมต่อทิศทางการบินเพิ่มเติม ซึ่งค่าที่ได้จะถูกนำไปตรวจสอบที่ Digital Motion Processor เพิ่มตรวจสอบข้อมูลกับผลลัพธ์ในค่าเชิงมุมต่างๆ เพื่อรอส่งข้อมูลไปยังบอร์ดประมวลผล



รูป 3.18 Block Diagram ของ MPU-6000

3.3.2.7 การทำงานของ MS5611

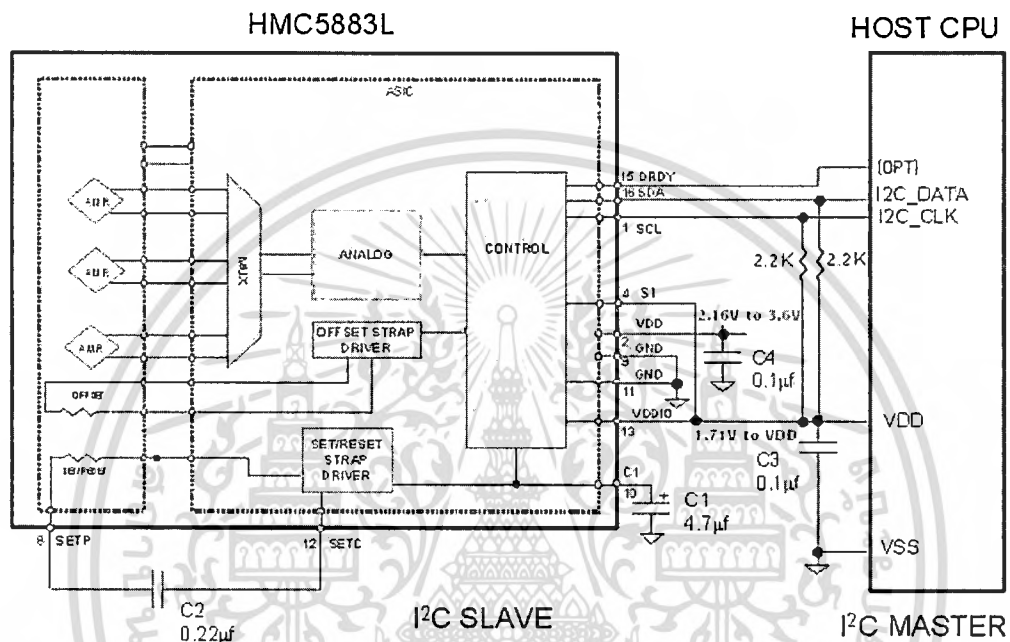
ระบบการทำงานของบอร์ด MS5611 จะทำการตรวจจับความกดอากาศ ซึ่งทำจากวัสดุสแตนเลส จึงสามารถตรวจจับสภาพอากาศได้เป็นอย่างดี โดยกระบวนการทำงานของวงจรนี้จะนำค่าจากวงจรตรวจจับซึ่งผลลัพธ์ที่ได้จะเป็นอนาล็อกมาแปลงเป็นดิจิตอลด้วยวงจร ADC จากนั้นค่าที่ได้ที่ได้จะถูกส่งไปยังวงจร Digital Interfaces ซึ่งเป็นวงจรที่ใช้คำนวณค่าต่างๆ เพื่อให้ได้ผลลัพธ์ตามความต้องการคือ ความสูงจากระดับน้ำทะเล ซึ่งจะมีค่าที่เปรียบเทียบจาก Memory ซึ่งถูกตั้งมาจากโรงงานเป็นค่ามาตรฐาน ซึ่งกระบวนการดังกล่าวจะเป็น ดังรูป



รูป 3.19 Block Diagram ของ MS5611

3.3.2.8 การทำงานของ HMC5883L

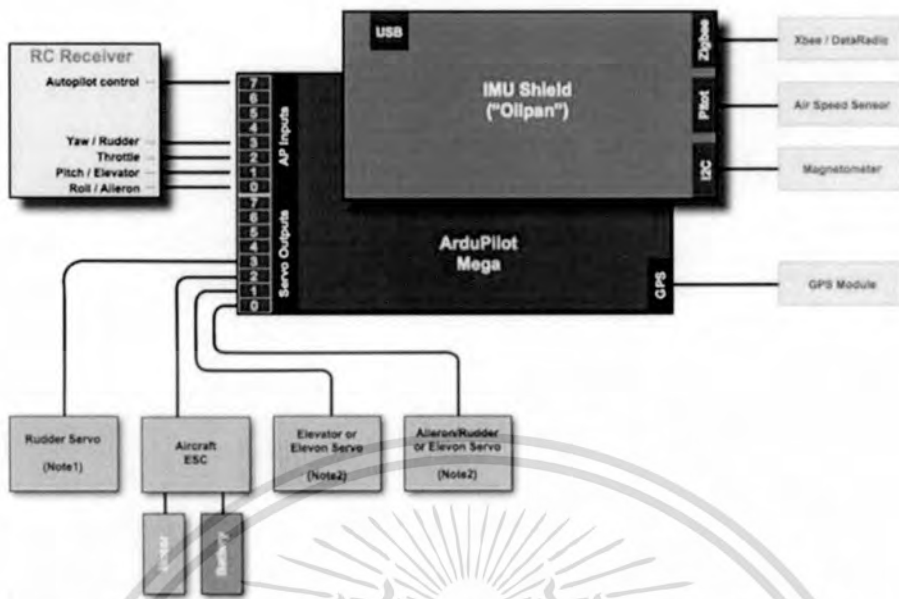
ระบบการทำงานของวงจรมายเลข HMC5883L จะเป็นวงจรที่ใช้ในการคำนวณหาทิศทางการบิน ซึ่งค่าที่วัดได้จากอุปกรณ์ตรวจจับออกมาเป็นค่าอนาล็อก ดังนั้นจึงต้องแปลงค่าเป็นค่าดิจิทัลเสียก่อนโดยอยู่ในส่วนของ Control จากนั้นจะส่งข้อมูลไปยังบอร์ดประมวลผลผ่านช่อง SDA ตามสัญญาณนาฬิกา SDL ดังรูป



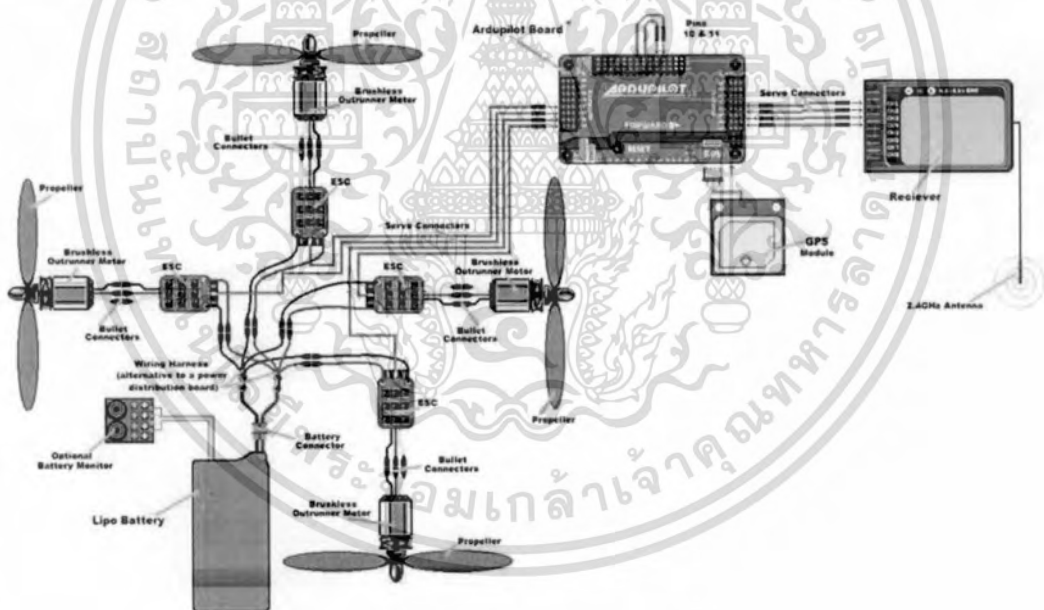
รูป 3.20 Block Diagram ของ HMC5883L

3.3.2.9 ช่องทางการเชื่อมต่อระบบของบอร์ดตรวจจับ และบอร์ดประมวลผล

ระบบฝังตัวที่ติดอยู่บนตัวเครื่องอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์จะทำงานร่วมกันซึ่งประกอบไปด้วยบอร์ดอุปกรณ์ตรวจจับ และอุปกรณ์ควบคุมประมวลผล ซึ่งในแต่ละส่วนจะมีช่องของการติดต่อสื่อสารเพิ่มเติมของตัวเอง เช่น บอร์ดอุปกรณ์ตรวจจับจะมีพอร์ตของการเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์ซึ่งก็คือพอร์ต USB, พอร์ตการรับส่งข้อมูลคือ ZigBee, พอร์ตการรับส่งข้อมูลของความเร็วลม, พอร์ตการตรวจวัดสนามแม่เหล็ก รวมไปถึงพอร์ตของบอร์ดประมวลผลซึ่งรองรับการเชื่อมต่อของ GPS Module, การติดต่อสื่อสารรีโมตวิทยุ (RC Receiver) และการควบคุมใบพัดต่างๆ ซึ่งสามารถแสดงผลได้ดังรูป 3.21



รูป 3.21 ช่องทางการติดต่อของบอร์ดตรวจจับสนามและบอร์ดประมวลผล APM 1.0



รูป 3.22 ช่องทางการติดต่อของบอร์ดตรวจจับสนามและบอร์ดประมวลผล APM 2.5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.3 การวิเคราะห์การออกแบบส่วนนำเข้าและแสดงผล (Input/Output Specification)

แสดงการวิเคราะห์ในส่วนของการนำเข้าและแสดงผลของระบบอากาศยานสำรวจไร้คนขับดังตาราง 3.1

ตาราง 3.1 การวิเคราะห์การออกแบบส่วนนำเข้าและแสดงผล

Input	Output
ตำแหน่งพิกัด	เส้นทางการบิน
โหมดการใช้งาน	Auto pilot, Manual
Magnetometer gyroscope	ปรับสมดุลในการบิน
Sonar sensor	ระยะทางจากพื้น
GPS sensor	ตำแหน่งบนพื้นโลก
Pressure Sensor	ระดับความสูง
3-Axis Accelerometer	ความเร็วในการบิน
3-Axis Gyro	สถานะมุมของการบิน เช่น Yaw, Pitch, Roll
Video Camera	- ภาพถ่ายทางอากาศ - ภาพตรวจจับบุคคล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

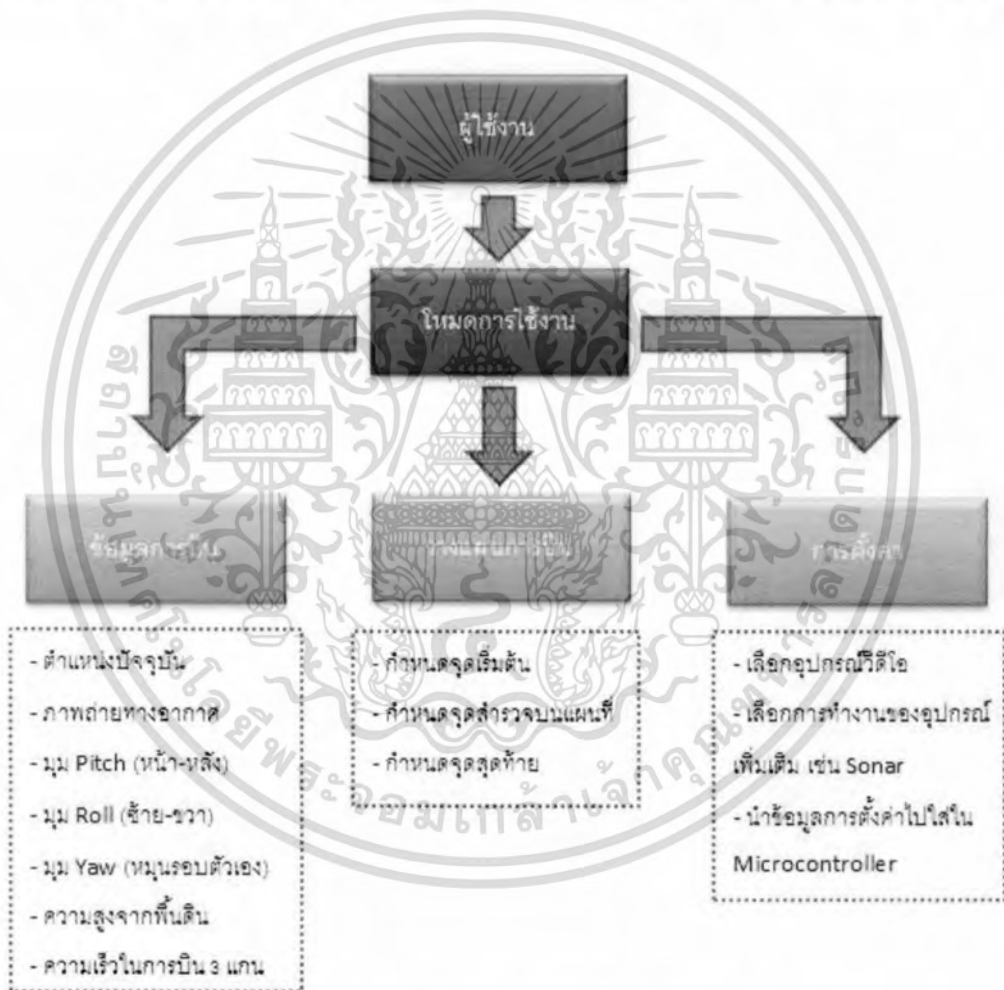
3.3.4 โครงสร้างซอฟต์แวร์

3.3.4.1 บล็อกไดอะแกรม (Block Diagram)

การทำงานของซอฟต์แวร์ประกอบไปด้วยส่วนการทำงานหลัก 3 ส่วน คือ

- 1) ข้อมูลการบิน (Flight Data)
- 2) วางแผนการบิน (Flight Planner)
- 3) การตั้งค่า (Configuration)

ซึ่งการทำงานทั้งสามส่วน จะรับข้อมูลมาจากผู้ใช้งานเพื่อกำหนดตกลงบนส่วนของ การควบคุมบนตัวอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ โดยสามารถออกแบบส่วนซอฟต์แวร์ ดังรูป

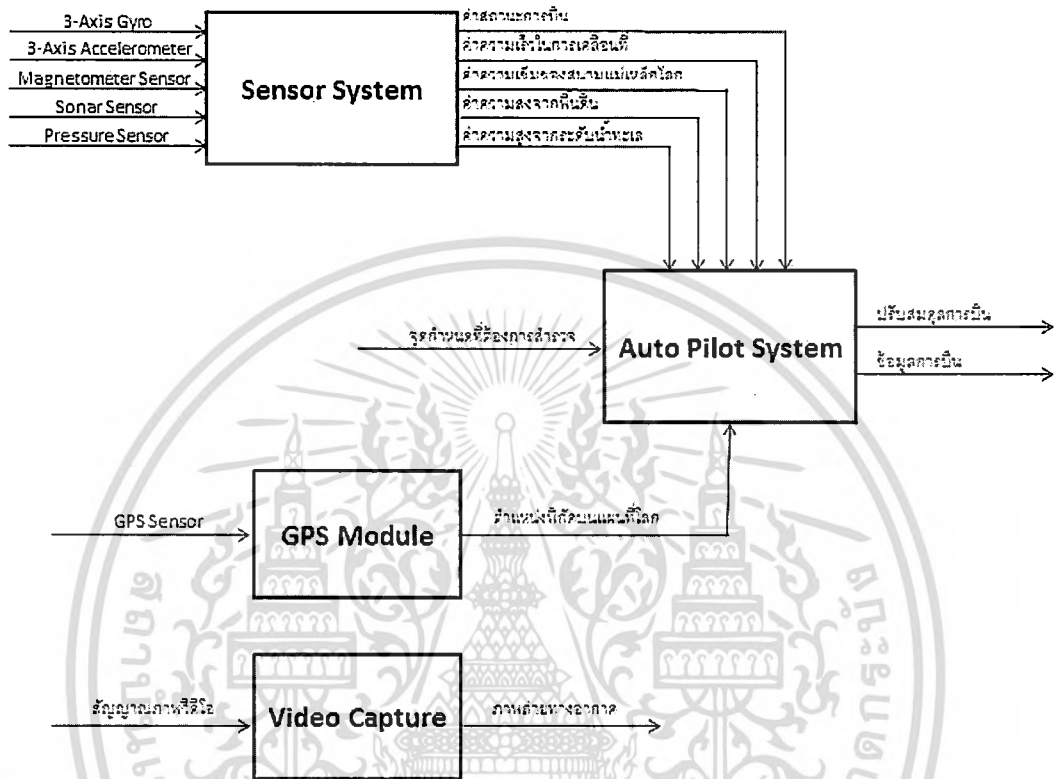


รูป 3.23 โครงสร้างบล็อกไดอะแกรมของซอฟต์แวร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.4.2 การทำงานของระบบ

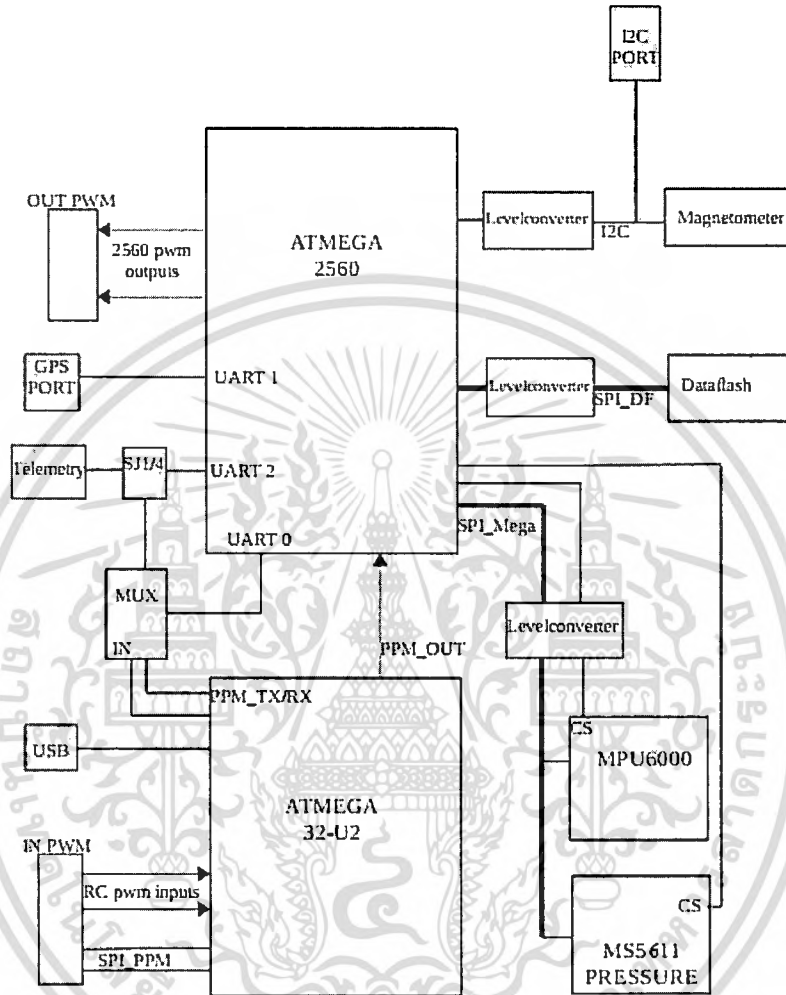
ขั้นตอนการทำงานของระบบสามารถนำมาออกมาแสดงในรูปแบบของกระแสข้อมูลได้ ดังรูป 3.24



รูป 3.24 การทำงานของระบบ

จากรูปข้างต้นจะพบว่า การทำงานของระบบจะประกอบไปด้วยระบบหลักๆ 4 ส่วนด้วยกัน คือ Sensor System ซึ่งจะรับข้อมูลจากอุปกรณ์เซ็นเซอร์ต่างๆ หลังจากนั้นจะแปลงข้อมูลดังกล่าว เพื่อส่งให้ระบบ Auto Pilot System ทำการประมวลผล และปรับสมดุลของการบิน ให้มีความเสถียร รวมไปถึงการบินไปยังตำแหน่งที่ถูกกำหนดบนแผนที่ได้อย่างถูกต้อง โดยจะต้องรับค่าตำแหน่งพิกัดบนพื้นโลกจาก GPS Module เข้ามาร่วมประมวลผลด้วย นอกจากนี้ยังมีระบบ Video Capture ที่คอยแปลงสัญญาณภาพวีดีโอจากอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ เพื่อนำมาแสดงผลที่หน้าจอคอมพิวเตอร์ของภาคพื้นดิน

ขั้นตอนการส่งข้อมูลระหว่างอุปกรณ์ตรวจจับกับวงจรประมวลผล สามารถแสดงบล็อกไดอะแกรมได้ ดังรูป



รูป 3.25 บล็อกไดอะแกรมของ APM 2.5

จากรูป 3.14 แสดงการเชื่อมต่อระหว่างบอร์ดอุปกรณ์ตรวจจับต่างๆ เช่น MPU6000, MS5611, Magnetometer ซึ่งจะถูกส่งไปประมวลยังบอร์ด ATMEga 2560 โดยข้อมูลแต่ละอุปกรณ์ตรวจจับจะถูกเข้าวงจร Level Converter เสียก่อน เนื่องจากว่า ข้อมูลที่ได้จากอุปกรณ์ตรวจจับจะมีขนาดไฟฟ้า 3.3V แต่บอร์ดประมวลผลเป็นชนิด Arduino ซึ่งรองรับการขนาดของไฟฟ้า 5.0V จึงต้องมีการแปลงกำลังไฟเหล่านั้นเสียก่อน นอกจากนี้ยังมีบอร์ด ATMEga 32-U2 ซึ่งรองรับการเชื่อมต่อแบบ Mini USB โดยสามารถทำการเลือกรับ-ส่งสัญญาณ แบบมีสายหรือแบบไร้สายได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.5 ส่วนติดต่อระหว่างผู้ใช้งานกับระบบ (User Interface)

การใช้งานนั้นจะสามารถแบ่งการทำงานเบื้องต้นออกเป็น 2 ส่วน นั่นก็คือ ส่วนทางด้านฮาร์ดแวร์ และส่วนทางด้านซอฟต์แวร์ ทางด้านฮาร์ดแวร์จะต้องเตรียมความพร้อมให้กับอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ ซึ่งสิ่งที่จำเป็นจะต้องตรวจสอบนั้นก็คือ แบตเตอรี่ต้องพร้อมใช้งาน, สัญญาณภาพจากกล้องบนอากาศยานสำรวจพร้อมใช้งาน, สวิตช์บนอากาศยานพร้อมใช้งาน รวมไปถึงสัญญาณ จีพีเอส ที่ส่งข้อมูลระยะพิกัดปัจจุบันของอากาศยานสำรวจไว้คนขับพร้อมใช้งาน

หลังจากนั้นจำเป็นต้องเตรียมความพร้อมทางด้านซอฟต์แวร์ซึ่งจะเป็นส่วนที่ควบคุมและแสดงผลข้อมูลรวมไปถึงภาพถ่ายทางอากาศจากอากาศยานสำรวจไว้คนขับ มายังเครื่องคอมพิวเตอร์บนภาคพื้นสถานี โดยจะแบ่งการทำงานออกเป็นออกเป็น 3 ส่วนคือ

3.3.5.1 ข้อมูลของการบิน (Flight Data)



รูป 3.26 อินเทอร์เฟซของข้อมูลการบิน

ในส่วนของ ข้อมูลของการบิน จะแสดงข้อมูลเกี่ยวกับการบินของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ ซึ่งจะพบว่าทางด้านซ้ายจะเป็นการนำภาพถ่ายทางอากาศมาวัดระดับความสูงเอียงของเครื่องบิน และทางด้านขวาจะเป็นภาพถ่ายทางอากาศจาก Google Maps ซึ่งจะทำให้ทราบว่าเครื่องบินอยู่ในตำแหน่งใดในปัจจุบัน สำหรับแถบด้านล่างซ้ายจะเป็นส่วนของมิเตอร์แสดงผลความเร็ว, มุมเงย รวมไปถึง ทิศทางการควบคุมของอากาศยานสำรวจไว้คนขับและตำแหน่งละติจูด, ลองจิจูด ณ ปัจจุบัน ของอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.5.2 การวางแผนการบิน (Flight Planner)



รูป 3.27 อินเทอร์เน็ตของการวางแผนการบิน

ในส่วนของ การวางแผนการบิน ในหน้าจอหลักจะเป็นแผนที่ ผู้ใช้สามารถกำหนดจุดเพื่อสร้างเส้นทางการบิน โดยจุดที่ผู้ใช้ได้เลือกจะถูกแสดงเป็นตำแหน่ง ละติจูดและลองจิจูด โดยมีลำดับในการเลือกก่อนหรือหลัง ผู้ใช้สามารถปรับแผนการบินได้ใหม่ก่อนที่จะทำการโหลดแผนการบินลงไป และสามารถลบเส้นทางบินที่ไม่ต้องการออกไปได้ ส่วนการเลื่อนลำดับของเส้นทางสามารถทำได้เช่นเดียวกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.5.3 การตั้งค่า (Configuration)



รูป 3.28 อินเทอร์เน็ตของการตั้งค่า

ในส่วนของการตั้งค่า จะเป็นการกำหนดคุณสมบัติการทำงานด้านต่างๆ ยกตัวอย่างเช่น การเลือกอุปกรณ์กล้องแสดงภาพทางอากาศที่ต้องการใช้กล้องตัวไหน รวมไปถึงการกำหนดคุณสมบัติการทำงานของการวัดค่า โซนา, ความเร็วลม, แบตเตอรี่ เป็นต้น นอกจากนี้สามารถนำคำสั่ง ที่ถูกกำหนดในส่วนต่างๆ ทั้งทางด้านกำหนดการเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่ต้องการจากการวางแผนการบิน และการตั้งค่าอื่นๆ เข้าไปเก็บบน ไมโครคอนโทรลเลอร์

3.3.5.4 การตรวจสอบบุคคลในภาพ (People tracking)

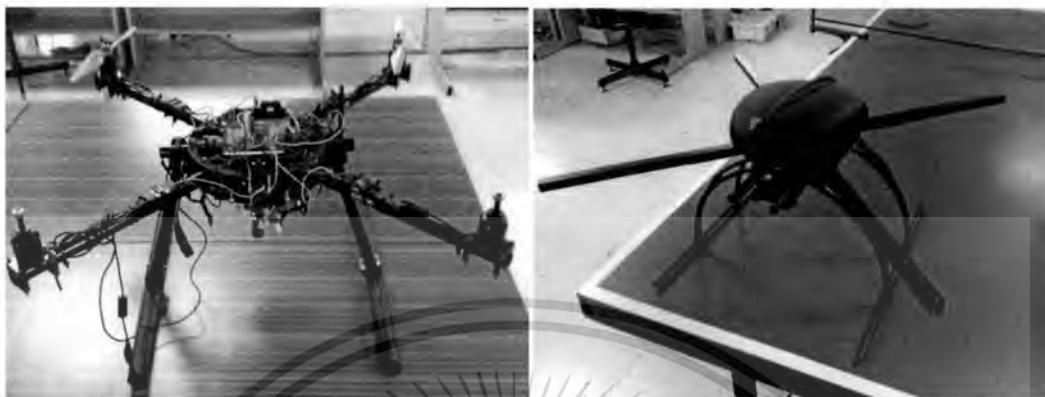


รูป 3.29 อินเทอร์เน็ตของการวิเคราะห์ความเป็นบุคคล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 การออกแบบโครง

- 1) การออกแบบโครงนั้นน้ำหนักของเครื่องมีผลมากต่อสมดุล



รูป 3.30 เปรียบเทียบโครงเครื่องบินลำแรกและลำที่สอง

- 2) แบตเตอรี่นั้นจะต้องมีความจุเพียงพอ คือ ไม่น้อยกว่า 5,000 Mah หากเร่งด้วยความเร็วสูงสุด (full throttle) แบตเตอรี่จะหมดภายในเวลา $\frac{10,000}{16.4 \times 4} \times 60 \text{ min}$ เท่ากับ 9.14 นาที เมื่อ 10,000 คือความจุแบตเตอรี่ 16.4 คือการกินกระแส 60 คือเวลา 1 ชั่วโมง
 - 3) มอเตอร์จะต้องมีแรงจุดอย่างน้อย คือ 1 กิโลกรัม เนื่องจากตัวเครื่องนั้นหนัก 3 กิโลกรัม มอเตอร์ 4 ตัวจึงต้องมีแรงจุดรวมกันอย่างน้อย 4 กิโลกรัม เพื่อให้มีแรงมากพอที่จะจุดเครื่องบินขึ้น
 - 4) ฐานจะต้องมีความยืดหยุ่นเพียงพอเนื่องจากการลงจอดจะมีการกระแทก
- #### 3.4.1 โครงเครื่องบินลำแรก

ตาราง 3.2 ขนาดของเครื่องบินลำแรก

ความกว้างเครื่อง	50 ซม.
ขนาดมอเตอร์	550 kv
ความกว้างใบพัด	14 นิ้ว
พิทของใบพัด	8
ความจุแบตเตอรี่	10,000Mah

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4.1.1 ความกว้างของเครื่อง

ความกว้างของแขน โครง กว้างกว่า 50 ซม. ทำให้การปรับความเร็วรอบใบพัดเกิดโมเมนต์การหมุนมากทำให้เครื่องส่าย ความกว้างของแขนไม่เหมาะสม

3.4.1.2 ขนาดมอเตอร์

มีขนาดที่พอดีหากขนาดของมอเตอร์มีแรงจลน์มากเกินไป จะทำให้โรตอร์มีขนาดได้ มอเตอร์ที่ใหญ่กว่านี้ จะมี จำนวน กิโลโวลต์ ที่น้อยกว่า หมายถึงที่โวลต์เท่ากับมอเตอร์จะหมุนรอบน้อยกว่าแต่จะมีแรงจลน์มากขึ้นดังนั้นหากมากเกินไปโรตอร์นั้นจะรับแรงไม่ได้และสึกขาด

3.4.1.3 ความกว้างของใบพัด

ใบพัดแรกที่ใช้ มีขนาด 14 นิ้ว ขนาดพิท 8 หมายถึง การหมุนของใบพัด 1 รอบ จะทำให้เกิดการเคลื่อนที่ 8 นิ้ว ซึ่งเป็นปริมาณที่มากเกินไป ส่งผลให้เกิดภาระที่มอเตอร์ มอเตอร์ต้องปรับรอบตลอดเวลาทำให้ มอเตอร์แล้วใหม่ได้หากบินเป็นระยะเวลานาน

3.4.1.4 ความจุแบตเตอรี่

แบตเตอรี่ในโครงแรกมีขนาดความจุ 10,000 Mah ซึ่งมีความจุสูงเครื่องสามารถบินได้เป็นระยะเวลาตามต้องการแต่การบินนั้นไม่สามารถทำได้เนื่องจากการบินไม่เสถียร น้ำหนักเครื่องไปอยู่ที่จุดศูนย์กลางมากเกินไป

3.4.2 โครงเครื่องบินลำที่สอง

ตาราง 3.3 ขนาดของเครื่องบินลำที่สอง

ความกว้างเครื่อง	25 ซม.
ขนาดมอเตอร์	550 kv
ความกว้างใบพัด	12 นิ้ว
พิทของใบพัด	6
ความจุแบตเตอรี่	5,000Mah

3.4.2.2 ขนาดมอเตอร์

มีขนาดพอดีกับตัวเครื่องไม่ก่อให้เกิดภาระที่มอเตอร์จากการหมุนของใบพัด

3.4.2.3 ความกว้างของใบพัด

ใบพัดแรกที่ใช้ มีขนาด 12 นิ้ว ขนาดพิท 6 หมายถึง การหมุนของใบพัด 1 รอบ จะทำให้เกิดการเคลื่อนที่ 6 นิ้ว ส่งผลให้การปรับสมดุลของมอเตอร์มีความละเอียดมากขึ้นสามารถปรับเข้าสู่สมดุลได้อย่างรวดเร็ว

3.4.2.4 ความจุแบตเตอรี่

แบตเตอรี่ในโครงแรกมีขนาดความจุ 5,000 Mah ความจุที่พอดีนั้นทำให้เครื่องไม่มีภาระในการบรรพน้ำหนักที่เกินจำเป็น เวลาที่ทำการบินที่ออกมานั้นไม่แตกต่างจาก แบตเตอรี่เดิมมากนักอีกทั้งทำให้น้ำหนักรวมน้อยลงอย่างมากอีกเช่นกัน

ตาราง 3.4 เปรียบเทียบน้ำหนักของโครงแรก และ โครงที่สอง

อุปกรณ์	เครื่องบิน	น้ำหนัก (กรัม)	จำนวน	ความแตกต่าง
Battery	ลำที่หนึ่ง	1,000	2	น้ำหนักลดลง
	ลำที่สอง	1,000	1	1,000 กรัม
Body Frame	ลำที่หนึ่ง	1,500	1	น้ำหนักลดลง
	ลำที่สอง	500	1	1,000 กรัม
Speed Controller	ลำที่หนึ่ง	50	4	น้ำหนักเท่าเดิม
	ลำที่สอง	50	4	
Sensor & Controller Board	ลำที่หนึ่ง	200	1	น้ำหนักเท่าเดิม
	ลำที่สอง	200	1	
Motor	ลำที่หนึ่ง	100	4	น้ำหนักเท่าเดิม
	ลำที่สอง	100	4	
Radio Receiver	ลำที่หนึ่ง	200	1	น้ำหนักเท่าเดิม
	ลำที่สอง	200	1	
Camera & Sender	ลำที่หนึ่ง	300	1	น้ำหนักเท่าเดิม
	ลำที่สอง	300	1	
น้ำหนักรวม	ลำที่หนึ่ง	4,600	-	น้ำหนักลดลง
	ลำที่สอง	2,800	-	1,800 กรัม

บทที่ 4

การทดลองและผลการทดลอง

4.1 การทดลองการทำงานของอุปกรณ์เซ็นเซอร์

เนื่องจากว่าก่อนการนำอุปกรณ์ไปใช้งานจริง จำเป็นต้องทำการตรวจสอบข้อมูลที่ได้จากอุปกรณ์ตรวจสอบว่ามีความถูกต้องมากน้อยเพียงใด สามารถนำไปใช้งานจริงได้หรือไม่ ซึ่งสามารถทำการตรวจสอบได้โดยการนำเอาเครื่องมือของซอฟต์แวร์ที่เปิดเผย (Open Source) มาใช้งานตรวจสอบได้ โดยได้ผลดังนี้

4.1.1 การทดสอบการทำงานของยอว์

ยอว์ เป็นแกนที่ตกในแนวตั้งผ่านจุดศูนย์กลางของแรงโน้มถ่วง (Center of Gravity) ของอากาศยานในแนวตั้งฉาก ซึ่งสิ่งที่จำเป็นต้องตรวจสอบการทำงาน ได้ผลดังนี้

4.1.1.1 สภาวะยอว์ในขณะที่อยู่นิ่ง

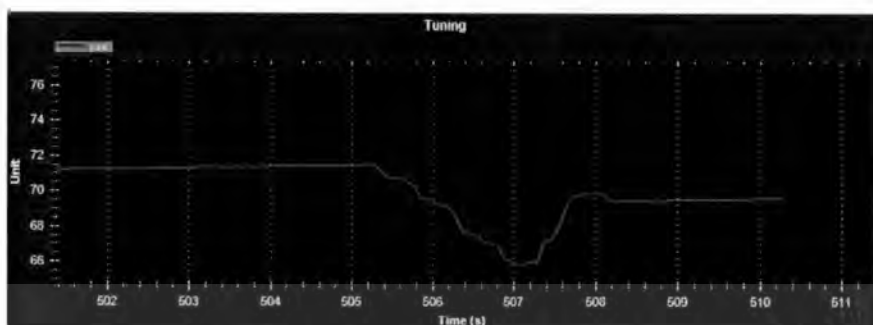


รูป 4.1 สภาวะยอว์ในขณะที่อยู่นิ่ง

จากรูป 4.1 จะพบว่าสภาวะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจสอบในรูปแบบของกราฟจะเป็นรูปเส้นตรง เนื่องจากว่าไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.1.2 สภาวะยอว์ในขณะหมุนซ้าย



รูป 4.2 สภาวะยอว์ในขณะหมุนซ้าย

จากรูป 4.2 จะพบว่าสภาวะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะมีส่วนที่คล้ายรูปพาราโบลาหงาย เนื่องจากว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์โดยมีการหมุนไปทางด้านซ้าย จึงส่งผลให้ค่าที่ตรวจจับได้ลดลง

4.1.1.3 สภาวะยอว์ในขณะหมุนขวา



รูป 4.3 สภาวะยอว์ในขณะหมุนขวา

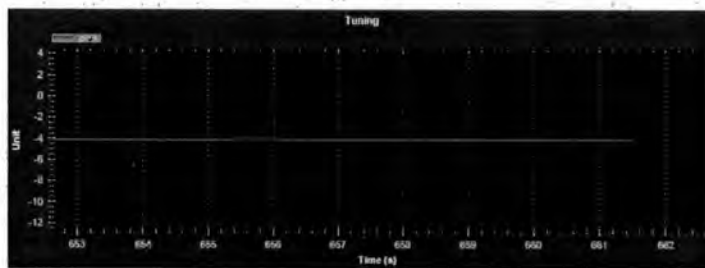
จากรูป 4.3 จะพบว่าสภาวะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะมีส่วนที่คล้ายรูปพาราโบลาคว่ำ เนื่องจากว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์โดยมีการหมุนไปทางด้านขวา จึงส่งผลให้ค่าที่ตรวจจับได้เพิ่มขึ้น

4.1.2 การทดสอบการทำงานของพิช (Pitch)

พิช คือเส้นที่ลากจากปีกข้างหนึ่งไปยังอีกข้างหนึ่ง เมื่อเคลื่อนที่รอบแกนนี้จะทำให้เกิดการหงายขึ้น (Nose Up) และการหงายลง (Nose Down)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.2.1 สภาวะพิษในขณะอยู่นิ่ง



รูป 4.4 สภาวะพิษในขณะอยู่นิ่ง

จากรูป 4.4 จะพบว่าสภาวะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะเป็นรูปเส้นตรง เนื่องจากว่าไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์

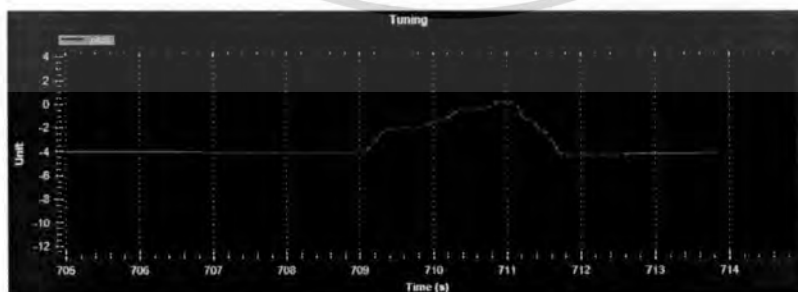
4.1.2.2 สภาวะพิษในขณะหยากลง



รูป 4.5 สภาวะพิษในขณะหยากลง

จากรูป 4.5 จะพบว่าสภาวะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะมีส่วนที่คล้ายรูปพาราโบลาหงาย เนื่องจากว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์ โดยมีการหมุนไปทางด้านซ้าย จึงส่งผลให้ค่าที่ตรวจจับได้ลดลง

4.1.2.3 สภาวะพิษในขณะหยาบขึ้น



รูป 4.6 สภาวะพิษในขณะหยาบขึ้น

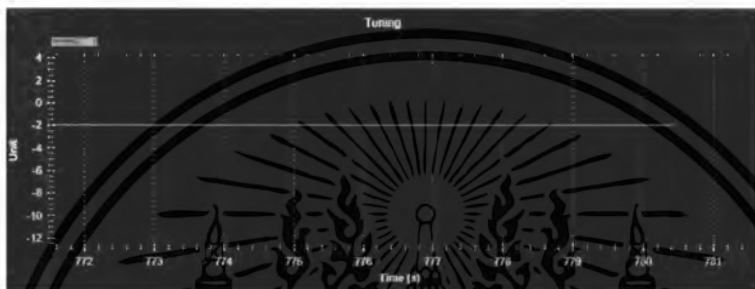
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูป 4.6 จะพบว่าสถานะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะมีส่วนที่คล้ายรูปพาราโบลาคว่ำ เนื่องจากว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์โดยมีการหมุนไปทางด้านขวา จึงส่งผลให้ค่าที่ตรวจจับได้เพิ่มขึ้น

4.1.3 การทดสอบการทำงานของโรล

โรล คือเส้นที่ลากจากหัวเครื่องไปยังท้ายเครื่อง ซึ่งจะส่งผลให้เกิดการเอียงซ้ายและเอียงขวา

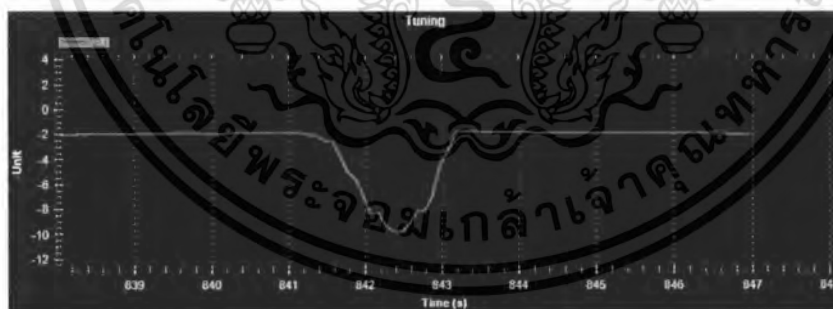
4.1.3.1 สถานะโรลในขณะอยู่นิ่ง



รูป 4.7 สถานะโรลในขณะอยู่นิ่ง

จากรูป 4.7 จะพบว่าสถานะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะเป็นรูปเส้นตรง เนื่องจากว่าไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์

4.1.3.2 สถานะโรลในขณะเอียงซ้าย

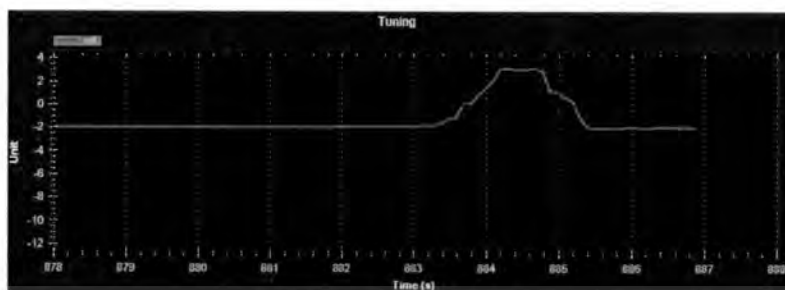


รูป 4.8 สถานะโรลในขณะเอียงซ้าย

จากรูป 4.8 จะพบว่าสถานะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะมีส่วนที่คล้ายรูปพาราโบลาหงาย เนื่องจากว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์โดยมีการหมุนไปทางด้านซ้าย จึงส่งผลให้ค่าที่ตรวจจับได้ลดลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.3.3 สภาวะโรลในขณะเอียงขวา



รูป 4.9 สภาวะพิชในขณะเอียงขวา

จากรูป 4.9 จะพบว่าสภาวะของการทำงานของอุปกรณ์ตรวจจับในรูปแบบของกราฟจะมีส่วนที่คล้ายรูปพาราโบลาคว่ำ เนื่องจากว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงของตัวอุปกรณ์ โดยมีการหมุนไปทางด้านขวา จึงส่งผลให้ค่าที่ตรวจจับได้เพิ่มขึ้น

4.2 การประกอบทดสอบการบิน



รูป 4.10 การประกอบลำตัวเครื่อง

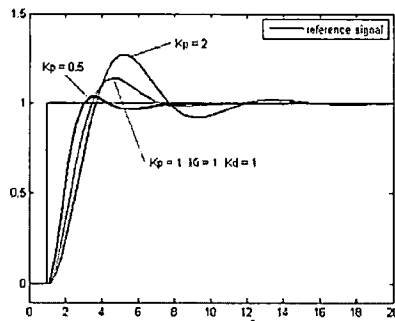
4.2.1 การดำเนินการ

ทดสอบการบิน โดยการบังคับด้วยตนเองซึ่งเป็นการบินเบื้องต้นจากการผูกตัวเครื่องไว้กับโต๊ะ

4.2.1.1 การปรับสมดุลเครื่อง

เนื่องจากการบินเครื่องอากาศยาน 4 ใบพัด ในการบินจะต้องการตั้งค่า พีไอดี (PID) ที่เหมาะสม เครื่องบินแต่ละลำมีขนาดมอเตอร์ที่แตกต่างกัน ขนาดใบพัดที่แตกต่างกัน ใบพัดนั้นมีทั้งขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัด และขนาดมุมประทะลม การที่ค่า พีไอดี (PID) ที่เป็นค่าเดียวกันเป็นไปได้อย่างยิ่ง ต้องตั้งค่าที่เหมาะสมที่สุด ค่า พีไอดี (PID) นั้นมีความละเอียดอ่อน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 4.11 ค่า PID ที่เหมาะสม

วิธีการของซีเกลอร์-นิโคลส์ (Ziegler-Nichols) ในการปรับค่าเกนตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี การปรับค่าเกนของตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี ขึ้นโดยอาศัยการทดลองและวิเคราะห์ผลโดยเปรียบเทียบกับกระบวนการต่าง ๆ ซึ่งในการปรับค่าเกนตัวควบคุมนี้สามารถทำให้การตอบสนองของระบบเมื่อมีอินพุตเป็นฟังก์ชันขั้นหนึ่งหน่วย มีลักษณะการแกว่งแบบลดลงด้วยอัตราหนึ่งในสี่ ซึ่งหมายความว่าโอเวอร์ชูตที่สองจะน้อยกว่า 25% ของค่าโอเวอร์ชูตตัวแรก

การตั้งค่า PID

- 1) ค่าที่ควรเริ่มต้นสำหรับค่า P นั้น คือ 0.15 ซึ่งเป็นค่าที่ผู้ที่ทำการจูนจะต้องหาค่าที่เหมาะสมโดยปรับจน P เพิ่มขึ้นจนเครื่องเกิดการสั่นหมายความว่า เครื่องตอบสนองต่อ อินพุตเร็วเกินไปหลังจากที่ได้ค่าที่ต้องการคือ 0.168 เป็นค่าที่เหมาะสม
- 2) ค่า I เป็นค่าที่มีผลต่อการกลับคืนสู่สมดุลของเครื่องหมายถึงการบินนั้น การปรับแก้สมดุลมีการเพี้ยนการเองจะตอบสนองเร็วเพียงใด ค่าเริ่มต้นที่ปรับคือ 0.004 ค่า การปรับนั้นจะสามารถปรับได้ในกรณีที่บินจริงเท่านั้นไม่สามารถปรับค่าบนพื้นดินได้ต้องการตอบสนองของเครื่อง ซึ่งผู้ที่จูนจะต้องมีความชำนาญในการบิน
- 3) ค่า D เป็นค่าที่เข้ามาแก้ไข แอมพลิจูดของ โอเวอร์ชูต ซึ่งค่าที่ควรจะเป็นค่าในช่วง 0.000 ถึง 0.025 ค่าที่ได้คือ 0.005

ค่าที่ดีที่สุด คือเมื่อเครื่องบินกลับสู่สมดุลนั้น ไม่มีการกระเพื่อม ไม่มีการเอียงของเครื่อง นอกจากนั้นยังมีรายละเอียดของการกระจายน้ำหนัก ในตัวเครื่องอีกด้วย

4.2.1.2 การทดสอบการบินระยะการบินความสูงน้อย

การบินในระดับต่ำนั้น สิ่งที่ได้เรียนรู้คือ เกิดลมย้อนจากพื้นที่ทำให้การบินนั้นเอียงไปด้าน ด้านหนึ่งในขั้นแรกนั้น ผู้ทำการทดลองไม่มีความรู้ทางด้านนี้ทำให้สันนิษฐานว่าปัญหาเกิดจากการ วัดค่าที่ผิดพลาด หรือ การแปลงค่าที่ผิดพลาดของ เซนเซอร์และ โปรแกรมดังนั้นจึงตรวจสอบการทำงานของเครื่องแปลงค่าจาก ของ ไมโครคอนโทรลเลอร์ซึ่งไม่มีการผิดพลาดเกิดขึ้น ดังนั้น จึงได้ศึกษาหลักการบินของเฮลิคอปเตอร์จึงได้ทราบว่า การบินของเครื่องบินปีกหมุนทุกประเภทนอกจาก จะมีการหมุนที่เกิดขึ้นเกี่ยวกับทอร์คแล้วนั้น ลมตีกลับจากพื้นที่เกิดขึ้นยังทำให้เครื่องบินเอียง เครื่องบินต้องบินสูงพอที่ลมที่เกิดจากเครื่องนั้นไม่กระทบพื้น ถึงจะไม่เกิดการผิดพลาดแบบก่อนหน้า พบว่าเมื่อเครื่องบินในสิ่งแวดล้อมจริงแล้วนั้นเครื่องบินยังคงบินแบบส่ายบินได้ไม่คงที่ ประกอบกับความชำนาญของผู้คุมเครื่องระหว่างบิน ทำให้ไม่รู้ว่าแท้จริงแล้วนั้นสาเหตุมาจากทั้ง 2 เหตุ หรือมาจากเหตุเดียว แต่สรุป ได้ว่าเหตุผลนั้นการปรับค่า พีไอดี (PID) ที่ยังไม่เหมาะสม



รูป 4.12 การทดสอบการบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 4.13 ทดสอบการบินที่ความสูง 10 เมตร

หลังจากที่ได้ทำการบินได้เสถียรแล้วนั้นการบินในระดับความสูงเป็นที่น่าพอใจ หลังจากนั้นการบินจึงทดสอบในระยะความสูง 30 เมตร ซึ่งมีลดพัดแรงกว่า ที่ความสูง 10 เพื่อทดสอบการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ซึ่งเครื่องบินยังคงสายอีกเล็กน้อย จึงมีการปรับแต่งเพิ่ม และทำให้คงที่ได้ ทั้งนี้จากการปรับแต่งนั้นยังต้องมีการบังคับช่วยจากมนุษย์อีกด้วยเนื่องจากการที่เครื่องบิน บินกลางอากาศนั้นจะมีลดพัดทำให้เครื่องบิน เสียสมดุลไป

4.2.1.3 การทดสอบการบินแบบอัตโนมัติ

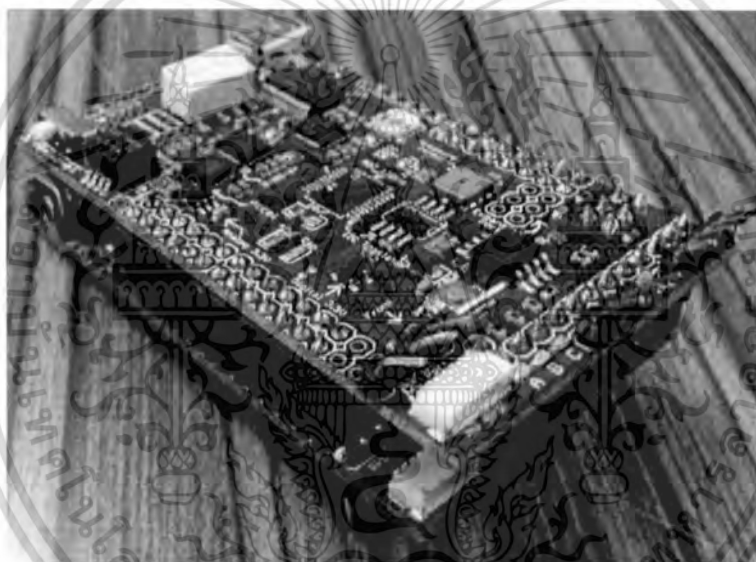
ในการทดสอบการบินแบบอัตโนมัตินั้น ทดสอบขั้นแรก โดยการบิน อัตโนมัติ แบบ อยู่กับที่โดยการบิน บินที่ความสูง 10 เมตร ซึ่งการบินความเสี่ยงอย่างมาก ต่างจากในกรณีที่บินอัตโนมัติ เนื่องจาก การบินไม่มีการช่วยเหลือการควบคุม เครื่องบินอีกต่อไป เครื่องบินสายไปตามกระแสลม และ เครื่องบินมีการปรับสมดุลของเครื่อง จาก พีไอดี (PID) ซึ่งเครื่องต้องชดเชยความเร็วลม การชดเชยนี้ยังไม่ดีเพียงพอ ซึ่งต้องทำการปรับค่า พีไอดี (PID) อีกครั้ง เนื่องจากการเข้าสู่สมดุล ของเครื่องบินจำเป็น ต้องเร่งมอเตอร์ไม่มากจนเกินไปเนื่องจากเครื่องมีน้ำหนักมาก หากเครื่องบินเข้าสู่สมดุลเร็วเกินไปจะทำให้เกิดการกระเพื่อม จากแรงเฉื่อยของน้ำหนักที่มาก หลังจากที่สามารถตั้งค่าได้เสร็จแล้วนั้น จึงทำการบินอีกครั้ง และสามารถสังเกตได้ชัดเจนว่าเครื่องนั้นสามารถต้านลมที่พัดได้ ถึงแม้เครื่อง จะถูกพัดด้วยลมความเร็วปานกลาง ซึ่งหลังจากที่บิน ที่ความสูง 10 เมตร ได้แล้วนั้น จึงทำการบินที่สูงขึ้น โดย บินที่เพดานบินที่สูง 30 เมตร โดยการบินนั้น ในตอนแรกสามารถบินโดยมีปัญหา แต่หลังทำการบินได้ประมาณ 5 นาทีเพื่อทดสอบ ค่าพีไอดี (PID) ที่ตั้งเข้าไปใหม่ เกิดลมกระโชก เข้าที่ได้ของเครื่องบิน ทำให้เครื่องบินเสียการควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พลิกไปทางด้านซ้าย เนื่องการพลิกที่เร็วเกินไปทำให้ เครื่องบินไม่สามารถปรับสู่สมดุลได้อย่างทันท่วงที ทำให้เครื่องบินร่วงจากความสูง 30 เมตร ในขณะที่เครื่องร่อนนั้นเปลี่ยน โหมดของเครื่องให้กลับมาอยู่ในสมดุล ไม่ได้



รูป 4.14 ถังตัวเครื่องหลังจากตกจากความสูง 30 เมตร



รูป 4.15 สถาปัตยกรรมคอนโทรลเลอร์หลังจากตก

4.2.1.4 การประกอบเครื่องใหม่โดยแก้ไขข้อผิดพลาดเดิม

- 1) เครื่องน้ำหนักมากเกินไป การบินทำได้ยากต้องใช้แรงยกมากกว่าเพื่อให้ เครื่อง บินขึ้น ได้ดังนั้นจึงกำจัดน้ำหนักที่ไม่จำเป็นออกไป โดยการเปลี่ยนเป็น โครงที่ เบาขึ้น โครงที่ส่วนประกอบใน โครงแรกเป็น พีซีบี (PCB) และที่ข้อ ยึดของเครื่องเป็นอลูมิเนียม จึงทำ ให้เครื่องนั้นมีน้ำหนักมาก จึงเปลี่ยนเป็น โครงที่ สองนี้ที่ตัวโครงทำจาก คาร์บอน-ไฟเบอร์ ซึ่งน้ำหนักเป็นหนึ่งในสาม ของโครงเดิม ด้วยเหตุนี้จะทำให้เครื่องบินได้ง่ายขึ้น ควรคุมเครื่องได้ง่ายขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 2) ความรู้เรื่องการควบคุมเครื่องเนื่องจากความรู้และประสบการณ์ในการควบคุมเครื่องบินบังคับนั้นมีไม่เพียงพอ การดูพฤติกรรมของเครื่องบินจึงไม่สามารถตีความได้อย่างชัดเจน ว่าเหตุการณ์ต่างที่เกิดขึ้นนั้นสาเหตุมาจากสิ่งใด
- 3) ความรู้เรื่องกลศาสตร์การบิน ลักษณะของใบพัดของ เฮลิคอปเตอร์ ใบพัดที่ใส่เครื่องนั้นเป็นใบพัดมีมีขนาดใหญ่เกินไป การกินลมของใบพัดมากเกินไป ดังนั้น เมื่อเครื่องบินปรับความเร็วใบพัดเพื่อรักษาสมดุล ทำให้การปรับสมดุลนั้นทำได้ยาก



รูป 4.16 โครงเครื่องใหม่

หลังจากที่ได้ใช้โครงใหม่ทำให้เครื่องมีความคล่องตัวในการบินเพิ่มขึ้น และได้ใช้ใบพัดที่มีการกินลมน้อยลง มีผลให้การปรับการบิน การปรับเครื่องเข้าสู่สมดุลนั้นทำได้ดีขึ้นกว่าโครงก่อนมาก เครื่องเข้าสู่สมดุลได้ดีขึ้น แต่ปัญหาการเข้าสู่สมดุลยังคงมีอยู่เล็กน้อยนอกเหนือจากนั้น ที่ทดลองที่ความสูง 30 เมตรนั้นยังไม่มีอาการทดลอง



รูป 4.17 โครงหลังจากประกอบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

บทสรุปและข้อเสนอแนะ

5.1 บทสรุป

จากผลการทดลองการเชื่อมต่อเพื่อรับข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจจับของบอร์ดเซ็นเซอร์ พบว่าการทำงานของอุปกรณ์สามารถทำงานได้เป็นอย่างดี ซึ่งการทดลองของทั้งสามค่าคือ ยอว์, พิช, โรล นับได้ว่าเป็นส่วนสำคัญของการทรงตัวสำหรับอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์ นอกจากนี้การเลือกใช้บอร์ดสำหรับการควบคุมประมวลผล จะเลือกใช้บอร์ดที่มีความเร็วเพียงพอสำหรับการประมวลผลในทุกๆ ส่วน ด้วยเหตุผลที่บนตัวอากาศยานจะมีหน่วยประมวลผลด้วยตัวเองเพียงตัวเดียว ซึ่งต้องคอยรับค่าจากอุปกรณ์ตรวจจับใน การคำนวณตัวโคจรของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์นับได้ว่าเป็นอีกหนึ่งในสิ่งสำคัญที่จะต้องพิจารณา และมีการเลือกมอเตอร์ที่มีประสิทธิภาพเพื่อเพิ่มแรงยกให้กับอากาศยานและระบบรวมทั้งหมด

ในส่วนของการส่งข้อมูลจากภาคอากาศไปยังภาคพื้นดิน จะใช้การส่งข้อมูลแยกระหว่างข้อมูลการบิน กับสัญญาณภาพวิดีโอบนตัวอากาศยาน เพื่อลดภาระการทำงานของอุปกรณ์รับส่งข้อมูลและหน่วยประมวลผล เพื่อให้เกิดประสิทธิภาพมากที่สุดสำหรับการใช้งาน

ในการสร้างอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์นั้นต้องใช้องค์ความรู้ในหลายๆด้าน ผลคือ หากผู้ทำการทดลองไม่มีความรู้และประสบการณ์ มากพอที่จะ ทราบถึงพฤติกรรมของเครื่องบินก็จะไม่สามารถที่จะสร้างเครื่องบินที่ดีได้

ปัจจัยที่ทำให้เครื่องบินนั้นบินได้ดี มาจากหลายด้านทำให้ยากที่จะทำให้เครื่องบินอย่างเสถียร ปัจจัยจากลมที่พัด สภาพอากาศที่ไม่คงที่

สิ่งที่สำคัญที่สุดสำหรับการบินเฮลิคอปเตอร์ 4 ใบพัดนั้นคือ ระบบการควบคุมแบบย้อนกลับ ซึ่ง จะมีค่า พีไอดี (PID) เป็น 3 ค่าหลัก ค่า P ที่ได้คือ 0.168 ค่า I ที่ได้คือ 0.004 ค่า D ที่ได้คือ 0.005 ที่ใช้ผู้ใช้ต้องมีความรู้และประสบการณ์ในการตั้งค่า ปรับค่ารู้ว่าหากเครื่องบินตอบสนองไม่ถูกต้องแล้วนั้น ควรจะปรับแก้ค่าอย่างไร

การประมวลผลภาพไม่สามารถใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ ได้เนื่องการประมวลผลภาพใช้โปรเซสในการประมวลผลมากกว่าประสิทธิภาพของไมโครคอนโทรลเลอร์ จึงต้องทำการส่งภาพมายังภาคพื้นดิน และทำการประมวลผลที่ภาคพื้นดินแทน

5.2 ปัญหาอุปสรรคและแนวทางการแก้ไข

- 1) การควบคุมการทรงตัวของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์อาจมีค่าไม่เสถียร ดังนั้นจึงต้องมี การวางแผนและวิเคราะห์การเลือกใช้อุปกรณ์ในการประดิษฐ์ตัวเครื่องอากาศยาน
- 2) ระยะเวลาในการบินสำรวจจำเป็นต้องใช้ระยะเวลาที่ค่อนข้างนาน ดังนั้นแล้วจะต้องมี การใช้แบตเตอรี่ที่มีความจุสูง แต่เนื่องจากว่าแบตเตอรี่ที่มีความจุสูง ย่อมต้องมีขนาดใหญ่ ใหญ่และมีน้ำหนักที่หนักมาก อาจส่งผลให้ตัวอากาศยานไม่สามารถบินขึ้นไป ได้ ดังนั้น จึงต้องมีการวางแผนในส่วนของโครงอากาศยานสำรวจให้มีขนาดใหญ่ และเซอร์โวมอเตอร์สำหรับการหมุนของใบพัดให้มีแรงยกมากยิ่งขึ้นเพื่อรับน้ำหนักแบตเตอรี่ที่มี ขนาดใหญ่
- 3) ระยะทางในการส่งสัญญาณย่อมเป็นปัญหาที่ไม่อาจหลีกเลี่ยงได้ เนื่องจากว่ายังมี ระยะทางในการส่งข้อมูลไกลเพียงใด สัญญาณยิ่งอ่อนลงมากเท่านั้น จึงจำเป็นที่จะต้อง ใช้ตัวรับสัญญาณที่มีระยะทางส่งที่ไกลเพียงพอต่อการปฏิบัติการ อีกทั้งอาจมีการเพิ่มใน ส่วนของการบินกลับมายังในตำแหน่งเดิมที่เคยมีสัญญาณติดต่อ เมื่อระบบตรวจจับได้ว่า เริ่มขาดการติดต่อเป็นระยะเวลาเท่าใด
- 4) การอ่านค่าตำแหน่งของ จีพีเอส มีความคลาดเคลื่อน ซึ่งอาจเกิดจากการตัวรับส่งสัญญาณ ของพิกัดดาวเทียมเองก็ย่อมได้ ดังนั้นแล้วอาจต้องใช้ จีพีเอส ที่มีประสิทธิภาพสูงแต่ย่อม มีราคาสูงด้วยเช่นเดียวกัน
- 5) ใบพัดของอากาศยานสำรวจสังเกตการณ์อาจประสบปัญหา เมื่อเกิดการกระทบกับวัตถุ ใดๆ เช่น ผนังของสิ่งปลูกสร้าง, ต้นไม้ เป็นต้น ดังนั้นแล้วจึงต้องสร้างที่ห่อหุ้มใบพัด ขึ้นมาเพื่อปกป้องใบพัดทั้ง 4 ใบ อีกทั้งยังต้องคำนึงถึงน้ำหนักที่อาจกระทบต่อน้ำหนัก โดยรวมของระบบซึ่งอาจจะต้องใช้โฟมในการป้องกันใบพัดเหล่านั้น

5.3 แนวทางการพัฒนาต่อ

- 1) พัฒนาระบบการบินอัตโนมัติให้มีความสามารถทรงตัวด้วยความเสถียรขณะบิน
- 2) พัฒนาระบบการบินอัตโนมัติให้มีความสามารถบินไปยังตำแหน่งที่ถูกกำหนดลงบนแผนที่ ได้โดยถูกต้องและมีความแม่นยำ
- 3) พัฒนาระบบส่วนที่ติดต่อกับผู้ใช้งานให้มีความสามารถตอบสนองต่อการใช้งานได้
- 4) พัฒนาระบบการรับส่งสัญญาณภาพให้มีคุณภาพและความละเอียดภาพสูง รวมไปถึง ภาครับที่ภาคพื้นดินสามารถรับสัญญาณภาพโดยปราศจากการกระตุกของสัญญาณที่ถูก ส่งมา
- 5) พัฒนาระบบบันทึกการบิน โดยสามารถบันทึกได้ทั้งภาพ, เสียง และข้อมูลการบิน

บรรณานุกรม

นางสาว วุฒิพรรณ อาชานุกาพ, นาย จักรพรรณ์ สังขวรรณ และนาย สิริโรจน์ จึงถาวรณ.

“โครงสร้างพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ” วิทยานิพนธ์
วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้า
คุณทหารลาดกระบัง. 2547

นางสาว กุณฑนา อรุณเมตตา, นางสาวนันทินี บุญรอด, นางสาวเบญญา ปิยะธรรมสุนทร.

“ชุดอุปกรณ์เก็บข้อมูลการเคลื่อนที่ของรถโดยเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส” วิทยานิพนธ์
วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้า
คุณทหารลาดกระบัง. 2538

Anders Petersen. “**Robust Flight Controller.**” [adoby pdf]. Denmark 2010

Mads Fogh. “**Autonomous Helicopter.**” [adoby pdf]. Denmark 2010

Jacob T. Holmgaard. “**Development and Navigation of an Autonomous UAV.**” [adoby pdf].
Denmark 2010

Mads Kronborg Agesen. “**Collection of Worksheet.**” [adoby pdf]. Denmark 2010

Mathias Ramskov Garbus, Gustav Høgh, Rasmus Nielsen, Søren Lynge Pedersen, Jeppe Møller
Holm, Jan Vestergaard and Knudsen. “**Trajectory Tracking Control of Au-tonomous
Helicopter for Terrain Following.**” [adoby pdf]. Denmark 2011

Jakob Bjørn, Morten Kjærgaard, Martin Sørensen “**Autonomous hover flight for
a quad rotor helicopter.**” [adoby pdf]. Denmark 2010

Sparkfun. “**GPS datasheet**” [Online].

Available : http://www.sparkfun.com/datasheets/GPS/Modules/SUP500F_v3.pdf

Aalborg University. “**student project**” [Online].

Available : <http://www.es.aau.dk/projects/uav/reports/>

Electoday 3.0. “**เขียนโปรแกรมติดต่อจีพีเอส**” [Online].

Available : <http://www.electoday.com/bbs/viewthread.php?action=printable&tid=9027>

ภาคผนวก การใช้งานโปรแกรม

ก.1 วิธีการใช้งานโปรแกรม Observation Drone

เมื่อเปิดโปรแกรมขึ้นมาจะพบหน้าต่างป๊อปอัพ แสดงรูปภาพของโปรแกรมในส่วนของภาคพื้นดินที่ใช้ควบคุมอากาศยาน 4 ใบพัด



รูป ก.1 ภาพป๊อปอัพของโปรแกรม

หลังจากที่เปิดโปรแกรมขึ้นมาแล้วพบกับหน้าต่างแสดงชื่อ โปรแกรมแล้ว หน้าต่างนั้นจะถูกปิดตัวลงโดยอัตโนมัติ จากนั้นจะเข้าสู่หน้าต่างโปรแกรมหลัก



รูป ก.2 ภาพรวมของหน้าแรกโปรแกรม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผู้ใช้งานจะต้องทำการเชื่อมต่อระหว่างภาคพื้นดินกับภาคพื้นอากาศโดยการกดปุ่ม Connect



รูป ก.3 ปุ่มกดเชื่อมต่อ

จากนั้นจะเข้าสู่โปรแกรมดังภาพข้างต้น ซึ่งจะแบ่งออกเป็น 4 ส่วน คือ

- 1) แถบเมนูบาร์ ซึ่งแสดงข้อมูลตามความต้องการของผู้ใช้งาน โดยแบ่งเป็น หน้าเมนูหลัก (Main Page), การตั้งค่าการบินอัตโนมัติ (Auto Pilot), การตั้งค่าต่างๆ (Setting) และ การวิเคราะห์ความเป็นบุคคล (Human Tracking) ดังรูปด้านล่าง



รูป ก.4 แถบเมนูของโปรแกรม

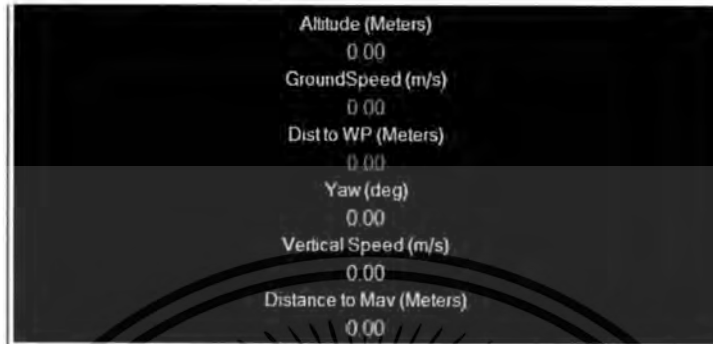
- 2) แสดงภาพจำลองการบิน ซึ่งจะประกอบไปด้วย ความสูงของการบิน, การเอียงไปในทิศทางต่างๆ ตามหลักการของทฤษฎี ยอร์, พิช, โรล อีกทั้งยังบอกสถานะของ GPS และความแรงของสัญญาณในการติดต่อสื่อสารระหว่างภาคพื้นดินและภาคพื้นอากาศ ซึ่งจะช่วยให้มีความเสมือนจริงในการควบคุมอากาศยาน



รูป ก.5 สถานะของการบินในรูปแบบรูปภาพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- 3) แสดงสถานะของการบินต่างๆ ซึ่งเป็นการรับค่าจากอุปกรณ์ตรวจจับมาแสดงผล เพื่อให้ผู้ใช้งานหรือผู้ควบคุมการบินทราบถึงสถานะของอากาศยาน ว่าสภาพแวดล้อมมีผลกระทบต่อการบินอย่างไรบ้าง



รูป ก.6 สถานะการบินในรูปแบบของตัวเลข

- 4) ส่วนแสดงผลของตำแหน่งเครื่องบินในปัจจุบัน เมื่อติดต่อข้อมูลกับ Google Maps เมื่อผู้ใช้งานเลือกเมนูบาร์ ในตัวเลือกของ Auto Pilot จะปรากฏข้อมูลดังรูป ด้านล่าง



รูป ก.7 ปุ่มกดเปลี่ยนเมนูวางแผนการบิน

ผู้ใช้งานจะสามารถเลือกการวางแผนการบินลงบน Google Maps ได้เลย โดยการคลิกเมาส์ซ้าย ซึ่งระบบจะทำการตรวจสอบจุดเริ่มต้นให้เป็น Home จากนั้นผู้ใช้งานจะสามารถกำหนดจุดอื่นๆ พร้อมทั้งกำหนดความสูงของการบินลงในส่วนของเมนูนี้



รูป ก.8 หน้าต่างการวางแผนการบิน

เมื่อผู้ใช้งานเลือกเมนูบาร์ ในตัวเลือกของ Human Track จะปรากฏข้อมูลดังรูป ด้านล่าง



รูป ก.9 ปุ่มกดเปลี่ยนเมนูการตรวจจับบุคคล

ผู้ใช้งานสามารถเลือกอุปกรณ์ของกล้องที่เชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์ เพื่อนำภาพเคลื่อนไหวนั้น มาทำการวิเคราะห์หาความเป็นบุคคลในภาพ โดยเมื่อทำการตรวจสอบได้ จะทำการติดกรอบสี่เหลี่ยมสีแดงล้อมรอบบุคคลนั้น



รูป ก.10 หน้าต่างเมนูการตรวจจับบุคคล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อผู้ใช้งานจะต้องทำการยกเลิกเชื่อมต่อระหว่างภาคพื้นดินกับภาคพื้นอากาศโดยสามารถกดปุ่ม Disconnect ดังรูป



รูป ก.11 ปุ่มกดเพื่อยกเลิกการเชื่อมต่อ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้