

บทที่ 3 อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลองและวิธีการทดลอง

ในบทนี้จะกล่าวถึงอุปกรณ์ต่างๆ ที่ใช้ในการทดลอง การติดตั้งอุปกรณ์กับเฮลิคอปเตอร์ และวิธีการทดลองการควบคุมเฮลิคอปเตอร์

3.1 อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลอง

อุปกรณ์หลักที่ใช้ในการทดลองประกอบด้วย เฮลิคอปเตอร์ แทนทดสอบ ไมโครคอนโทรลเลอร์ เซ็นเซอร์ และอิมโวก์ลม ซึ่งมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

3.1.1 เฮลิคอปเตอร์

เฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในการวิจัยนี้ เป็นเฮลิคอปเตอร์ระบบไฟฟ้า ชุดประกอบเสร็จรุ่น TREX 450 PRO ดังรูปที่ 3.1 โดย Swash-Plate ของใบพัดของเฮลิคอปเตอร์จะปรับเปลี่ยนมุมเอียงด้วย อาร์ซีเซอร์โวมอเตอร์ (RC Servo motor) ใบพัดจะหมุนด้วยบรัชเลสมอเตอร์ (Brushless motor) ความเร็วของใบพัดจะควบคุมผ่านตัวควบคุมความเร็ว (Speed controller) ขนาดและน้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ แสดงดังตารางที่ 3.1



รูปที่ 3.1 เฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในการทดลอง

ตารางที่ 3.1 ข้อมูลพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์

รายละเอียดข้อมูล	เฮลิคอปเตอร์
ความยาวของลำตัว	635 มม.
ความสูง	230 มม.
เส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดหลัก	710 มม.
เส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดหาง	158 มม.
น้ำหนักของลำ	780 กรัม
เวลาในการบิน (Li-Po Batt 11.1 V 1400 mAh)	10 นาที
ความเร็วรอบในการ Hovering	1600 รอบ/นาที

3.1.2 แท่นทดสอบ

เสาทำจากท่อ PVC ขนาด 2 ½ นิ้ว และวัสดุที่นำมาใช้ในการทำแท่นทดสอบจำลองการเอียงตัวแทนการบินของเฮลิคอปเตอร์คือวัสดุอะลูมิเนียม ประกอบเป็นโครงสร้างดังรูปที่ 3.2 แท่นทดสอบนี้สามารถจำลองการเอียงตัวในแกนของการโรลและการพิทช์ได้ แต่จะมีข้อจำกัดการเอียงตัวในแกนของการโรลและการพิทช์เป็นมุม ± 30 deg แต่ในส่วนของกอร์จะถูกยึดไว้ โดยแบบภาพรายละเอียดแสดงในภาคผนวก ค



รูปที่ 3.2 เฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งบนแท่นทดสอบ

3.1.3 เซ็นเซอร์วัดมุมเอียงตัว ทิศทางและความเร็วเชิงมุม (AHRS)

เซ็นเซอร์ที่ใช้จะเป็นเซ็นเซอร์ที่สามารถวัดมุมเอียงตัว ทิศทางและความเร็วเชิงมุมได้ทั้ง 3 แกน ของบริษัท MicroStrain รุ่น 3DM-GX1 ดังรูปที่ 3.3 โดยเซ็นเซอร์จะส่งข้อมูลออกมาแบบอนุกรม RS232 คุณสมบัติการใช้งานต่างๆของเซ็นเซอร์นี้แสดง ในภาคผนวก ข.



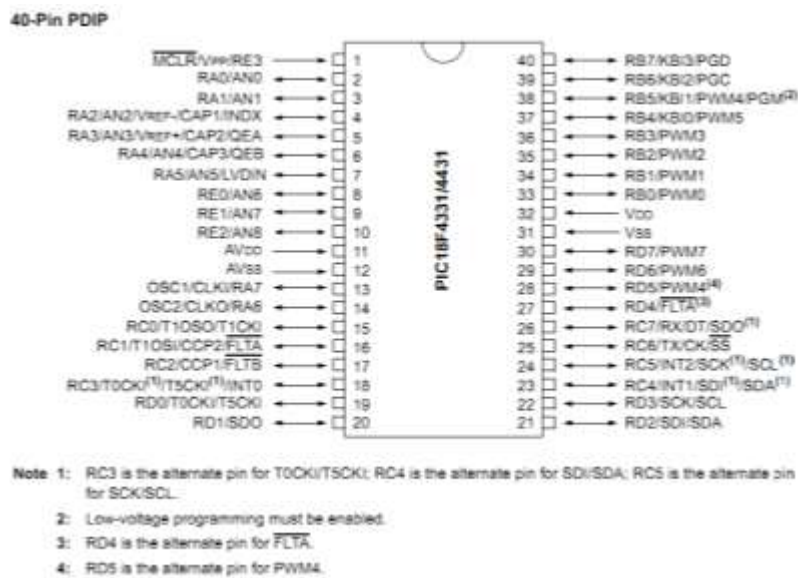
รูปที่ 3.3 เซ็นเซอร์ รุ่น 3DM-GX1

3.1.4 ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller)

ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้เป็นตระกูล PIC รุ่น 18F4431 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ขนาด 10 bit ขนาด 40 Pin ของ “Microchip” ดังรูปที่ 3.4 และ 3.5 ทำหน้าที่รับคำสั่งสัญญาณจากเซ็นเซอร์วัดมุมเอียงตัว และความเร็วเชิงมุม (AHRS) นำมาประมวลผลตามสมการของการควบคุมแบบป้อนกลับเพื่อสร้างสัญญาณควบคุมตำแหน่งของเซอร์โวมอเตอร์ (servo motor) ที่ปรับเปลี่ยนการเอียง Swash Plate ของใบพัดพร้อมกับส่งข้อมูลผ่านทาง RS232 ติดต่อกับคอมพิวเตอร์ เพื่อบันทึกค่าข้อมูลขณะที่เฮลิคอปเตอร์กำลังทำการทดสอบ รายละเอียดคู่มือการใช้งานของบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์แสดงในภาคผนวก ก.



รูปที่ 3.4 ไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล PIC รุ่น 18F4431



รูปที่ 3.5 Pin diagram ไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล PIC รุ่น 18F4431

จากรูปที่ 3.5 แสดงไดอะแกรมการใช้งานพอร์ต (Port) ต่างๆ ของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC รุ่น 18F4431 พอร์ตสร้างสัญญาณ PWM (Pulse Width Modulation) 3 ช่อง ถูกนำมาใช้ในการควบคุมการทำงานของ เซอร์โวมอเตอร์ ที่ควบคุมการเปลี่ยนมุมเอียงของ Swash-Plate เพื่อให้เฮลิคอปเตอร์

เกิดการเอียงตัว การรับค่าความมุมและความเร็วเชิงมุมที่เปลี่ยนแปลง จาก AHRS รับข้อมูลผ่านทางพอร์ตอนุกรม RS232 ด้วยความเร็วในการรับส่งข้อมูล 19,200 bps กับคอมพิวเตอร์เพื่อประมวลผลการควบคุมของเฮลิคอปเตอร์ และส่งข้อมูลผ่านทางพอร์ตอนุกรม RS232 อีกหนึ่งช่องกลับมายังคอมพิวเตอร์เพื่อบันทึกข้อมูล โดยความเร็วในการรับส่งข้อมูลเป็น 9,600 bps

3.1.5 อุโมงค์ลมที่ใช้ในการทดสอบ

ในงานวิจัยนี้ใช้อุโมงค์ลมแบบเปิดที่มีหน้าตัดของส่วนที่ใช้ทำการทดสอบ (test section) เป็นสี่เหลี่ยมขนาด กว้าง 0.5 m สูง 1 m ดังแสดงในรูปที่ 3.6 ความเร็วลมสูงสุดประมาณ 20 m/s โดยในการทดสอบจะติดตั้งแท่นทดสอบที่ตำแหน่งที่มีความแตกต่างของความเร็วลมในหน้าตัดน้อยที่สุด



รูปที่ 3.6 อุโมงค์ลมที่ใช้ในการทดสอบ

3.2 การทดลองการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ขณะมีลมปะทะ

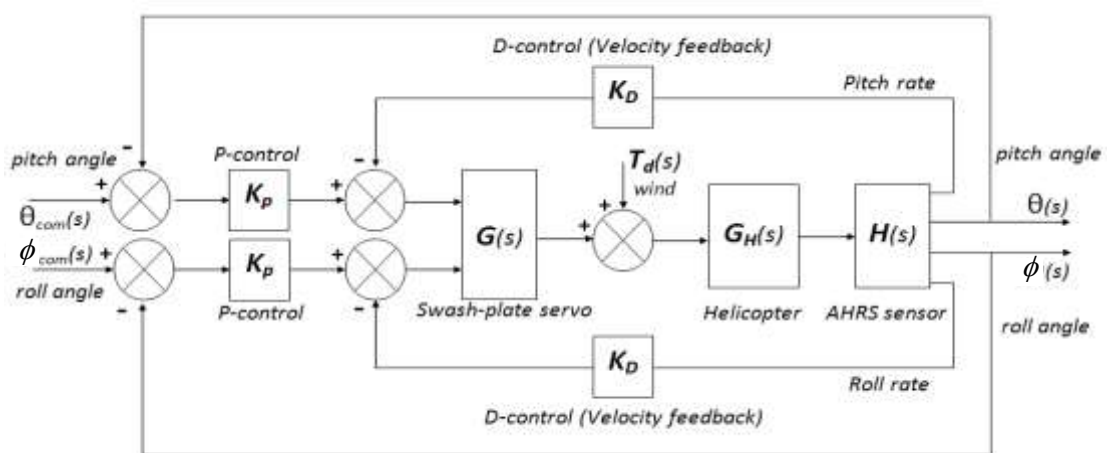
การทดสอบระบบควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์ขณะมีลมปะทะในงานวิจัยนี้ จะติดตั้งเฮลิคอปเตอร์ไว้บนแท่นทดสอบดัง รูปที่ 3.7 ซึ่งการปรับเปลี่ยนความเร็วรอบและมุมการยก (cyclic pitch) ของใบพัดจะยังคงใช้การควบคุมจากวิทยุบังคับ แต่การควบคุมมุมการเอียง (cyclic pitch) ของ Swash-Plate เพื่อใช้ในการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์จะใช้ระบบควบคุมโดยอัตโนมัติจากตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยใช้สัญญาณมุมโรลและมุมพิทช์และความเร็วเชิงมุมที่ได้รับจากเซ็นเซอร์ AHRS มาทำการประมวลผลการควบคุม แล้วส่งสัญญาณพัลส์ (PWM) ออกไปควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ที่ขับเคลื่อนก้านควบคุมการเอียง Swash-Plate ของเฮลิคอปเตอร์



รูปที่ 3.7 การทดสอบภายในอุโมงค์ลม

3.2.1 การทดลองควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติด้วยการควบคุมแบบ PD

ในการทดลองนี้ใช้สัญญาณที่ได้จากเซ็นเซอร์ AHRS คือค่าของมุม โคลและมุมพิทช์ที่มีหน่วยเป็น deg และความเร็วเชิงมุม มีหน่วยเป็น deg/sec มาทำการประมวลผล คำนวณขนาดของสัญญาณ PWM ด้วยการควบคุมแบบ PD จากนั้นจึงส่งสัญญาณ PWM ออกไปขับเซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ควบคุมชุด Swash-Plate โดยแผนผังการควบคุมแสดงดังรูปที่ 3.8



รูปที่ 3.8 แผนผังการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ด้วยการควบคุมแบบ PD

3.2.2 ขั้นตอนการทดสอบการควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติด้วยการควบคุมแบบ PD

ก่อนการทดสอบในขั้นตอนหลักได้ทำการทดลองเพื่อศึกษาผลตอบสนองของเฮลิคอปเตอร์ขณะที่มีลมเข้ามาปะทะ โดยทำการทดสอบเฉพาะการพิทช์เท่านั้น โดยวิธีการทดสอบและผลการทดสอบจะแสดงในส่วนของผลงานที่ได้รับการเผยแพร่ ซึ่งอยู่ท้ายของรูปเล่มวิทยานิพนธ์นี้ ซึ่งจากผลการทดสอบพบว่าผลตอบสนองที่เกิดขึ้นจากการทดสอบ โดยยึดแกน โคลไว้แล้วทดสอบเพียงส่วน

ของพิกซ์เท่านั้นอาจส่งผลต่อแกนโรลที่ได้ทำการยึดไว้ ทำให้ผลตอบสนองและค่าอัตราขยายการควบคุมที่ได้มานั้นมีความคลาดเคลื่อน โดยในการทดสอบขั้นต่อไปนั้น จะทำการทดสอบในกรณีที่แกนโรลไม่ได้ถูกยึดไว้

ขั้นตอนการทดสอบในการวิจัยนี้แบ่งเป็น 5 ขั้นตอนหลักดังต่อไปนี้

การทดสอบขั้นตอนที่ 1 :

การปรับแต่งตัวควบคุมในสถานะที่ไม่มีลมปะทะ

การทดสอบขั้นตอนที่ 1 เป็นการปรับแต่งค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ของมุมโรลและมุมพิกซ์ในสถานะที่ไม่มีลมปะทะ โดยจะทำการปรับแต่งจนผลตอบสนองไม่มีการพุ่งเกิน (overshoot) และค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวเฉลี่ยอยู่ในช่วง ± 2 deg จากนั้นจะใช้ผลการควบคุมนี้เป็นผลอ้างอิงเปรียบเทียบกับผลการควบคุมในสถานะอื่นๆ

การทดสอบขั้นตอนที่ 2 :

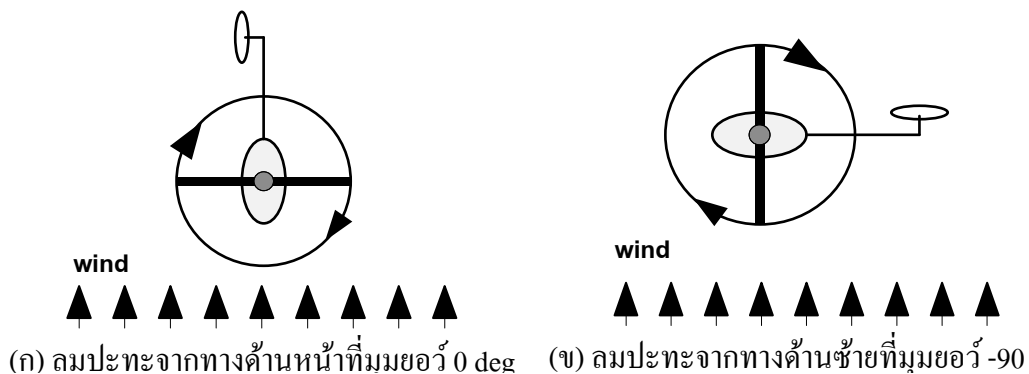
การทดสอบนำตัวควบคุมที่ปรับแต่งในสถานะที่ไม่มีลมปะทะมาใช้ในสถานะที่มีลมปะทะ

การทดสอบจะแบ่งช่วงเวลาออกเป็น 2 ช่วง เริ่มจากช่วงแรกไม่มีลมเข้ามาปะทะ จากนั้นเมื่อเวลาผ่านไป 50 วินาทีจะเริ่มช่วงที่ 2 ทำการเปิดให้ลมเข้าปะทะเฮลิคอปเตอร์ในทิศทางที่กำหนด โดยตลอดทั้งการทดสอบขั้นตอนนี้ใช้การควบคุมที่ปรับแต่งให้เหมาะสมแล้วในสถานะที่ไม่มีลมปะทะ เพื่อสังเกตผลการควบคุมเมื่อนำตัวควบคุมที่ปรับแต่งในสถานะที่ไม่มีลมปะทะมาใช้ในสถานะที่มีลมปะทะ

การทดสอบขั้นตอนที่ 2 นี้ทำ 2 กรณี ดังรูปที่ 3.9 คือ

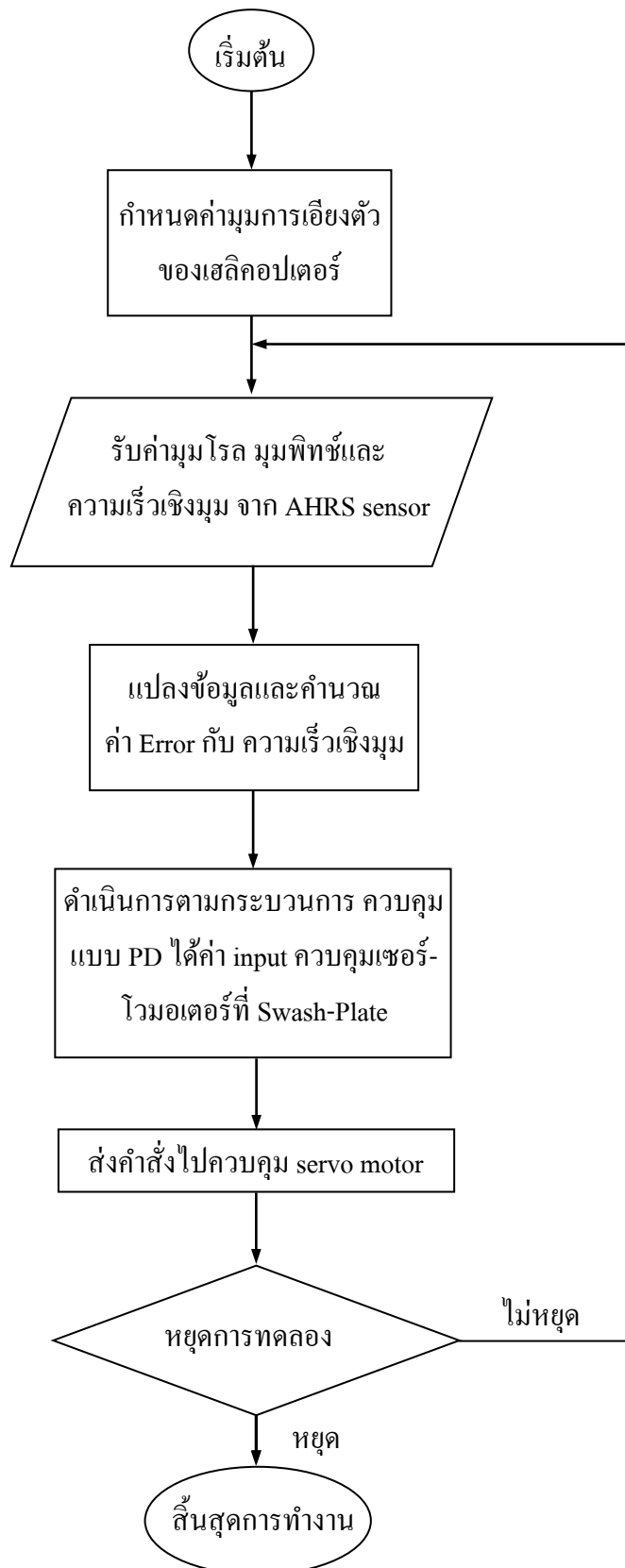
- ลมปะทะมีความเร็ว 2 m/s ทิศทางจากทางด้านหน้า ที่มุมยอว์ 0 deg ของเฮลิคอปเตอร์
- ลมปะทะมีความเร็ว 2 m/s ทิศทางจากทางด้านซ้าย ที่มุมยอว์ -90 deg ของเฮลิคอปเตอร์

และแผนผังการทำงานของโปรแกรมการควบคุมเชิงตัวด้วยการควบคุมแบบ PD ที่ใช้ในการทดสอบขั้นตอนนี้แสดงดังรูปที่ 3.10



รูปที่ 3.9 ทิศทางลมปะทะ

ในการทดสอบนำตัวควบคุมที่ปรับแต่งในสถานะที่ไม่มีลมปะทะมาใช้ในสถานะที่มีลมปะทะ



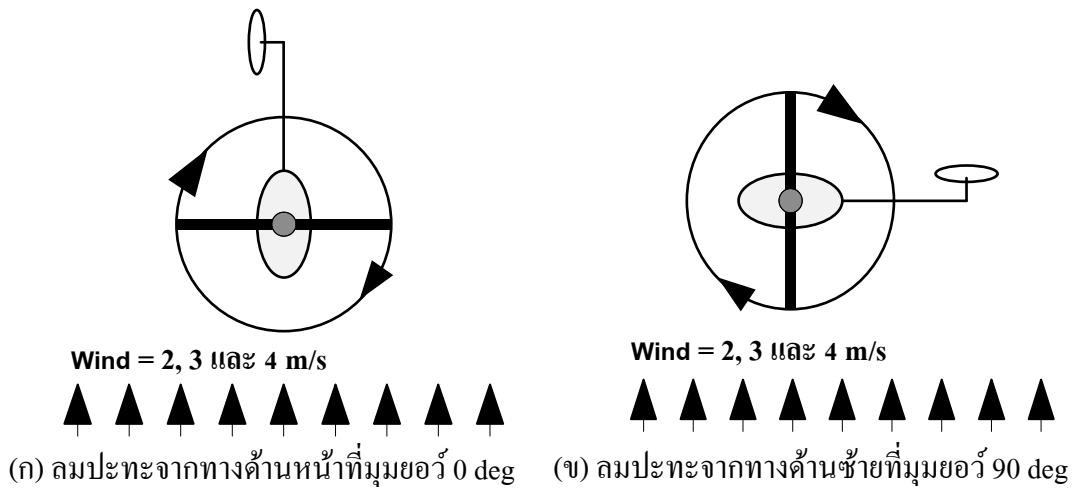
รูปที่ 3.10 แผนผังการทำงานการควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติด้วยการควบคุมแบบ PD

การทดสอบขั้นตอนที่ 3 :

การปรับแต่งตัวควบคุมในสถานะที่มีลมปะทะ

การทดสอบในขั้นตอนที่ผ่านมา เมื่อนำตัวควบคุมที่ปรับแต่งในสถานะที่ไม่มีลมปะทะไปใช้ในสถานะที่มีลมปะทะ จะไม่สามารถควบคุมให้ได้ผลตอบสนองตามเป้าหมายที่ต้องการได้ ดังนั้นการทดสอบขั้นตอนที่ 3 นี้ จะทำการปรับแต่งค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ของมุมโรลและมุมพิทช์ใหม่ แต่จะทำการปรับแต่งในสถานะที่มีลมปะทะด้วยความเร็วคงที่และทิศทางคงที่อย่างต่อเนื่องดังรูปที่ 3.11 โดยมีกรณีการทดสอบดังนี้

- ความเร็วลมปะทะ 2, 3 และ 4 m/s
- ทิศทางลมปะทะจากทางด้านหน้า ที่มุมยอว์ 0 deg ของเฮลิคอปเตอร์ และลมปะทะจากทางด้านซ้าย ที่มุมยอว์ -90 deg ของเฮลิคอปเตอร์

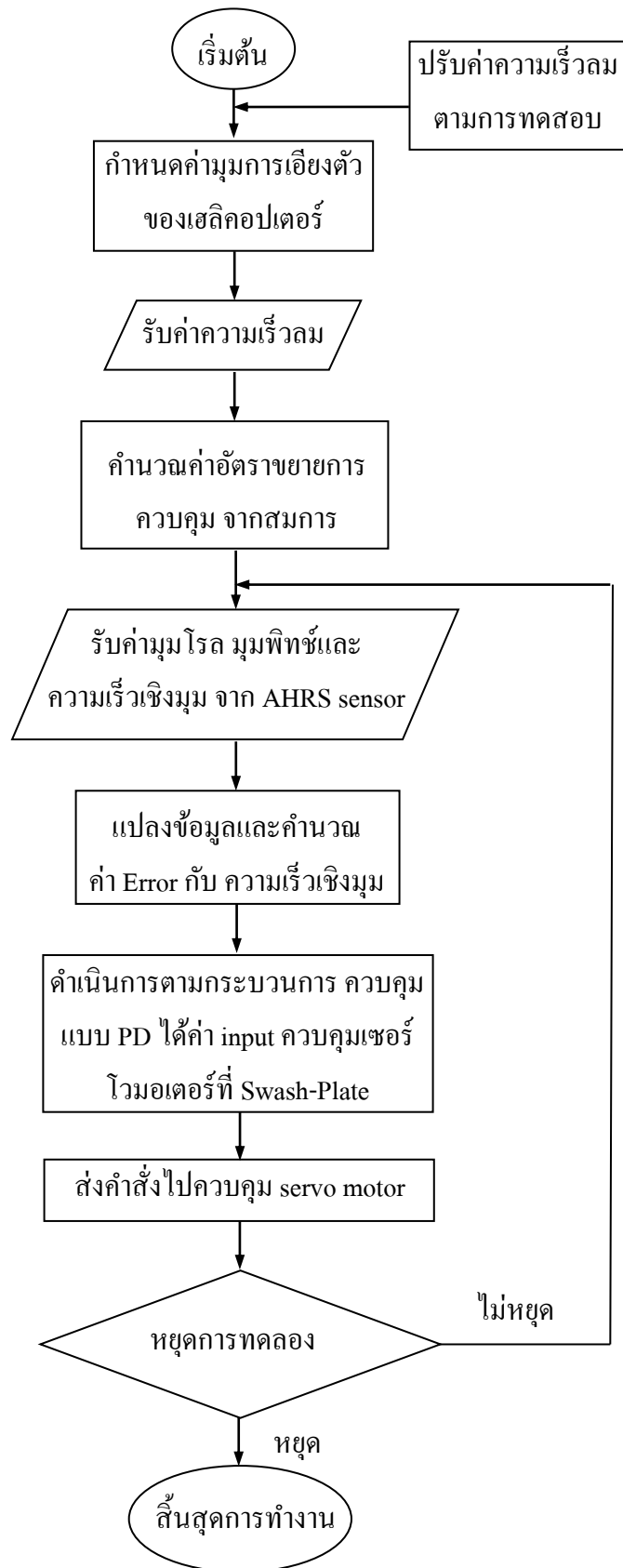


รูปที่ 3.11 ทิศทางลมปะทะในการทดสอบในสถานะที่มีลมปะทะอย่างต่อเนื่อง

การปรับแต่งค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ของมุมโรลและมุมพิทช์ในแต่ละสถานะความเร็วและทิศทางของลมปะทะ จะทำจนได้ค่าอัตราขยายที่ทำให้ผลตอบสนองไม่มีการฟุ้งเกิน และค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวเฉลี่ยอยู่ในช่วง ± 2 deg

การทดสอบขั้นตอนที่ 4 :

การหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD กับความเร็วและทิศทางลมปะทะ ขั้นตอนนี้จะรวบรวมค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ของมุมโรลและมุมพิทช์ที่ได้จากการปรับแต่งในสถานะที่มีลมปะทะในขั้นตอนที่แล้ว นำมาทดลองหาความสัมพันธ์กับค่าความเร็วและทิศทางของลมปะทะ เพื่อให้สามารถคำนวณค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ของมุมโรลและมุมพิทช์ที่เหมาะสมสำหรับกรณีที่มีลมปะทะมีความเร็วและทิศทางเป็นค่าอื่นนอกเหนือจากที่ทำการทดสอบไปแล้ว



รูปที่ 3.12 แผนผังการทำงานการควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติด้วยการควบคุมแบบ PD ในกรณีที่ใช้การคำนวณหาอัตราขยายของการควบคุม

การทดสอบขั้นตอนที่ 5 :

การทดสอบการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ตามสถานะลมปะทะ

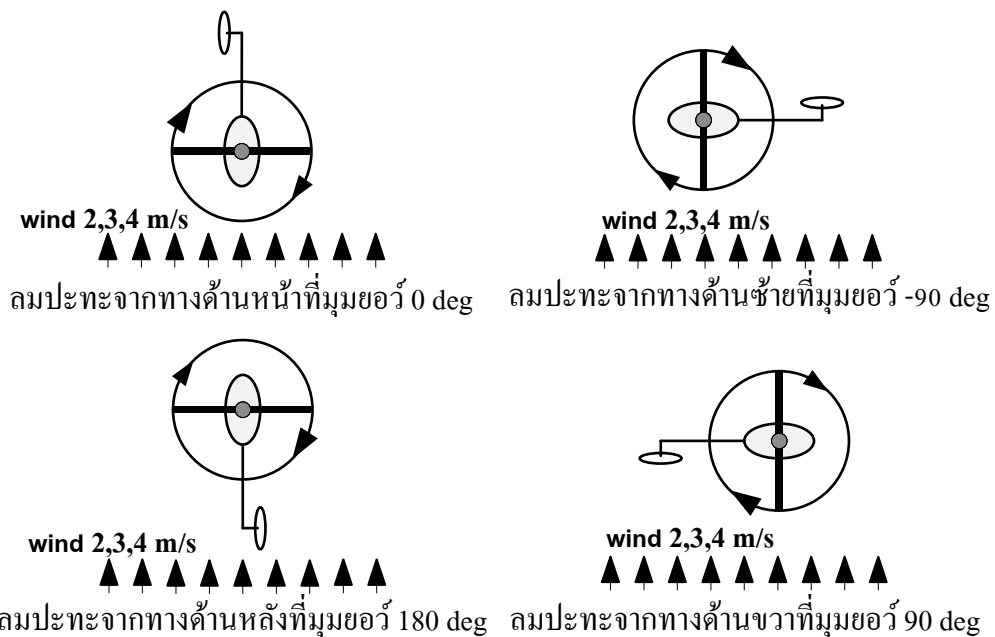
การทดสอบจะแบ่งช่วงเวลาออกเป็น 2 ช่วง เริ่มจากช่วงแรกไม่มีลมเข้ามาปะทะ จากนั้นเมื่อเวลาผ่านไป 50 วินาทีจะเริ่มช่วงที่ 2 ทำการเปิดให้ลมเข้าปะทะเฮลิคอปเตอร์ด้วยความเร็วและทิศทางที่กำหนด โดยในช่วงแรกที่ไม่มีลมปะทะจะใช้ค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ที่ปรับแต่งในสถานะที่ไม่มีลม จากนั้นในช่วงที่ 2 จะเปลี่ยนไปใช้ค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ที่คำนวณจากความสัมพันธ์กับความเร็วและทิศทางของลมปะทะ แผนผังการทำงานของโปรแกรมการควบคุมการเอียงตัวด้วยการควบคุมแบบ PD ที่ใช้ในการทดสอบขั้นตอนนี้แสดงดังรูปที่ 3.12

การทดสอบขั้นตอนนี้แบ่งออกเป็น 3 การทดสอบย่อย คือ

การทดสอบย่อยขั้นตอนที่ 5.1 : การทดสอบด้วยความเร็วและทิศทางของลมปะทะเหมือนกับที่ทำการปรับแต่งการควบคุม

วัตถุประสงค์เพื่อเปรียบเทียบผลการควบคุมเมื่อค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ได้จากการคำนวณตามความสัมพันธ์กับความเร็วและทิศทางของลมปะทะ กับผลการควบคุมจากการปรับแต่งในการทดสอบขั้นตอนที่ 3 โดยมีกรณีการทดสอบดังนี้

- ความเร็วลมปะทะ 2, 3 และ 4 m/s
- ทิศทางลมปะทะจากทางด้านหน้า ที่มุมยอร์ 0 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ลมปะทะจากทางด้านซ้าย ที่มุมยอร์ -90 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ลมปะทะจากทางด้านหลัง ที่มุมยอร์ 180 deg ของเฮลิคอปเตอร์ และลมปะทะจากทางด้านขวา ที่มุมยอร์ 90 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ดังรูปที่ 3.13



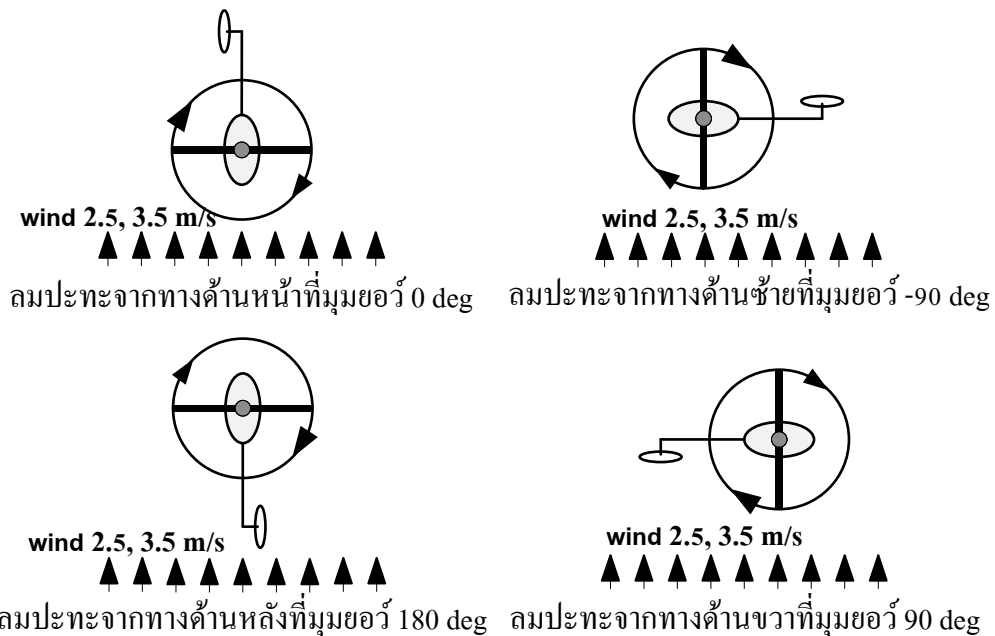
รูปที่ 3.13 ทิศทางลมปะทะในการทดสอบการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ตามสถานะลมปะทะ (ขั้นตอนที่ 5.1)

การทดสอบย่อยขั้นตอนที่ 5.2 : การทดสอบด้วยความเร็วของลมปะทะต่างจากที่ทำการปรับแต่งการควบคุม แต่ทิศทางลมปะทะเหมือนกับที่ทำการปรับแต่งการควบคุม

วัตถุประสงค์เพื่อตรวจสอบผลการควบคุมด้วยค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ที่ได้จากการคำนวณตามความสัมพันธ์กับความเร็วและทิศทางของลมปะทะในสภาวะที่ความเร็วลมเป็นค่าอื่น นอกเหนือจากที่ทำการปรับแต่งในการทดสอบขั้นตอนที่ 3 โดยมีกรณีการทดสอบดังนี้

- ความเร็วลมปะทะ 2.5 และ 3.5 m/s

- ทิศทางลมปะทะจากทางด้านหน้า ที่มุมยอว์ 0 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ลมปะทะจากทางด้านซ้าย ที่มุมยอว์ -90 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ลมปะทะจากทางด้านหลัง ที่มุมยอว์ 180 deg ของเฮลิคอปเตอร์ และลมปะทะจากทางด้านขวา ที่มุมยอว์ 90 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ดังรูปที่ 3.14



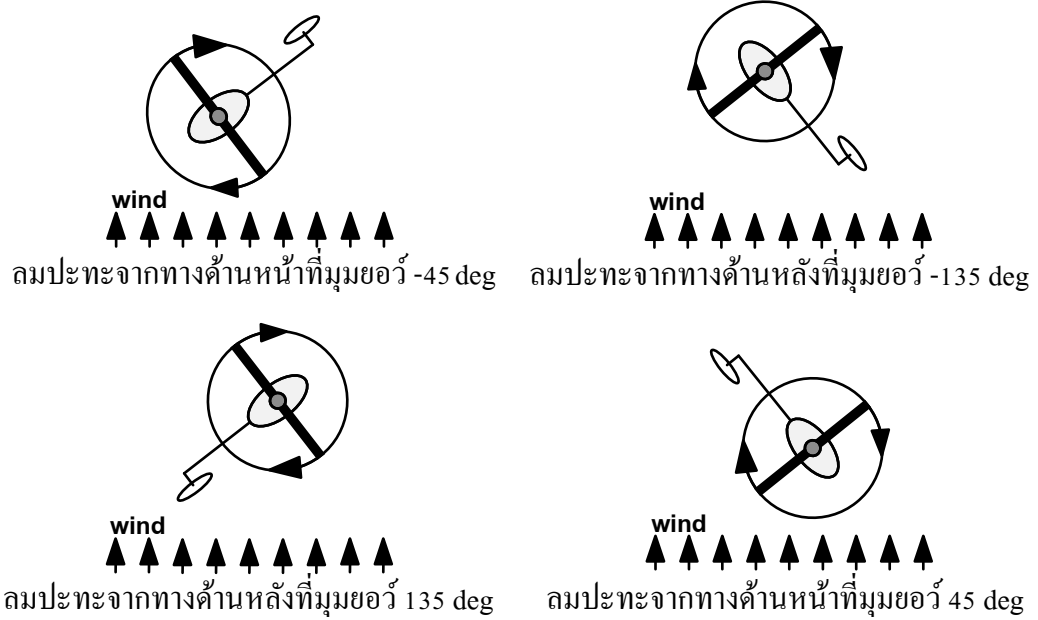
รูปที่ 3.14 ทิศทางลมปะทะในการทดสอบการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ตามสภาวะลมปะทะ (ขั้นตอนที่ 5.2)

การทดสอบย่อยขั้นตอนที่ 5.3 : การทดสอบด้วยความเร็วและทิศทางของลมปะทะที่ต่างจากที่ทำการปรับแต่งการควบคุม

วัตถุประสงค์เพื่อทดสอบการใช้การปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ตามความสัมพันธ์กับความเร็วและทิศทางของลมปะทะ ในสภาวะอื่นๆ ทัวไปที่แตกต่างจากสภาวะที่ทำการปรับแต่งในการทดสอบขั้นตอนที่ 3 โดยมีกรณีการทดสอบดังนี้

- ความเร็วลมปะทะ 2, 2.5, 3, 3.5 และ 4 m/s

- ทิศทางลมปะทะจากทางมุมยอว์ 45 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ลมปะทะจากทางมุมยอว์ 135 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ลมปะทะจากทางมุมยอว์ -45 deg ของเฮลิคอปเตอร์ และลมปะทะจากทางมุมยอว์ -135 deg ของเฮลิคอปเตอร์ ดังรูปที่ 3.15



รูปที่ 3.15 ทิศทางลมปะทะในการทดสอบการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ตามสภาวะลมปะทะ (ขั้นตอนที่ 5.3)