

การพัฒนาเครื่องจำลองการบินเสมือนจริงสำหรับการทดสอบ  
สมรรถนะและเสถียรภาพ



นายเกรียงไกร แหวนเงิน

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์  
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี  
ปีการศึกษา 2563

**DEVELOPMENT OF FLIGHT EMULATOR FOR  
PERFORMANCE AND STABILITY TESTING**



**Kriangkrai Wanngoen**

**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirement for the  
Degree of Master of Engineering in Mechatronic Engineering**

**Suranaree University of Technology**

**Academic Year 2020**

## การพัฒนาเครื่องจำลองการบินเสมือนจริงสำหรับการทดสอบสมรรถนะและเสถียรภาพ

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้หน่วยวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา  
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(อ. ดร. ธีทัต ดลวิชัย)

ประธานกรรมการ



(อ. ดร. สุระเดช ตัญจรัตน์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



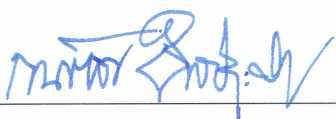
(ผศ. ดร. โสรญา แจ็งการ)

กรรมการ



(ดร. สุพัฒน์ กลิ่นเขียว)

กรรมการ



(รศ. ร.อ. ดร. กนต์ธร ชานีประศาสน์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและพัฒนาความเป็นสากล



(รศ. ดร. พรศิริ จงกล)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

เกรียงไกร แหวนเงิน : การพัฒนาเครื่องจำลองการบินเสมือนจริงสำหรับการทดสอบ  
สมรรถนะและเสถียรภาพ (DEVELOPMENT OF FLIGHT EMULATOR FOR  
PERFORMANCE AND STABILITY TESTING) อาจารย์ที่ปรึกษา : อาจารย์ ดร.  
สุรเดช ตัญจรัยรัตน์, 83 หน้า.

อากาศยานไร้คนขับเริ่มมีการใช้งานมากขึ้นในปัจจุบัน ความปลอดภัยในการปฏิบัติงาน  
มีความสำคัญมาก สมรรถนะของของอากาศยานเป็นปัจจัยที่สำคัญที่สุดอย่างหนึ่งในการช่วยใ  
นักบินเข้าใจถึงความสามารถในการบินและปฏิบัติการอย่างปลอดภัย ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงมุ่งเน้น  
ในการหาสมรรถนะด้วยวิธีการบินทดสอบ ได้แก่ ความเร็วต่ำสุด ความเร็วสูงสุด พิสัยการบินสูงสุด  
เวลาทำการบินสูงสุด รัศมีวงเลี้ยวต่ำสุด อัตราการเลี้ยวสูงสุด มุมเอียงสูงสุด อัตราการไต่ระดับ  
สูงสุด และมุมไต่ระดับสูงสุด ตามลำดับ โดยใช้อากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาดเล็ก  
รุ่น Sonicmodell Sky hunter เป็นต้นแบบในการทดลอง จุดเด่นของวิธีการนี้คือ ใช้งบประมาณ  
ต่ำกว่าการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม เนื่องจากอุปกรณ์เครื่องมือวัดราคาถูกและมีผลการทดสอบที่เป็น  
การใช้งานจริง อีกทั้งยังทำให้บุคคลทั่วไปสามารถทำการทดสอบโดยไม่ต้องใช้เครื่องมือที่ราคาสูง

กระบวนการทดสอบเริ่มต้นด้วยการออกแบบและสร้างเครื่องมือวัดแรงขับและวัด  
มุมปะทะขนาดเล็ก เพื่อวัดผลการบินพร้อมทั้งใช้งานร่วมกับเครื่องมือวัดในระบบควบคุมการบิน  
ของอากาศยานไร้คนขับ จากนั้นทำติดตั้งเครื่องมือวัดบนอากาศยานและทำการบินทดสอบในสภาพ  
อากาศที่คงที่ ความสูงการบินที่ 100 เมตร นำผลการทดสอบประเมินหาสมรรถนะด้วยวิธีการ  
ทางกลศาสตร์การบิน จากการทดสอบพบว่า สามารถนำผลการบินจริงประเมินหาสมรรถนะได้  
ตามวัตถุประสงค์ โดยสภาพอากาศที่ทำการทดสอบบินจะต้องไม่มีความเร็วลมของภาพแวดล้อม  
ไม่เกิน 30 กิโลเมตรต่อชั่วโมง เนื่องจากอากาศยานไร้คนขับมีขนาดเล็กและน้ำเบาจึงถูกรบกวน  
จากกระแสอากาศได้ง่ายระหว่างทดลอง หากทำการเพิ่มขนาดของอากาศยานจะทำให้สามารถ  
ทำการบินทดสอบที่ความเร็วลมของสภาพแวดล้อมสูงขึ้นได้และจะทำให้ผลการทดสอบมี  
ความแม่นยำสูงขึ้น

สาขาวิชา วิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์  
ปีการศึกษา 2563

ลายมือชื่อนักศึกษา เกรียงไกร แหวนเงิน  
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา สุรเดช ตัญจรัยรัตน์

KRIANGKRAI WANNGOEN : DEVELOPMENT OF FLIGHT EMULATOR  
FOR PERFORMANCE AND STABILITY TESTING. THESIS ADVISOR :  
SURADET TANTRAIRATN, Ph.D., 83 PP.

DEVELOPMENT/FLIGHT EMULATOR/PERFORMANCE/STABILITY

The safety during unmanned aircraft operation is essential. Aircraft performance is one of the most critical factors. That aids pilot to understand the aircraft ability and operate the aircraft safely. This research aimed to determine the aircraft performance with flight test methods: including stall speed, maximum speed, maximum range, maximum flight time, minimum turning radius, maximum turning rate, maximum bank angle, maximum climb rate, and maximum climb angle. The advantage of proposed method is the lower budget requirement compared with wind tunnel testing, because measuring equipment is cheap, and the test results are obtained from the actual flight conditions.

The process began with the customized instrument development for measuring thrust force and angle of attack. The flight tests performed both steady-level acceleration in climb condition by measuring speed, propulsion, angle of attack, voltage, and evaluate aircraft performance. This method can determine the actual flight performance and can be applied to small unmanned aircraft in general.

School of Mechatronic Engineering

Academic year 2020

Student's Signature กฤษณ์วณิช มานะกุล

Advisor's Signature สุราเดช ตันไตรรัตน์

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี ทั้งนี้ผู้วิจัยขอขอบพระคุณบุคคลและหน่วยงานต่าง ๆ ที่ให้คำปรึกษาแนะนำ ชี้แนะแนวทาง และให้ความช่วยเหลืออย่างดีเสมอมา ซึ่งได้แก่

อาจารย์ ดร.สุรเดช ตัญจรัยรัตน์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ให้โอกาสทางการศึกษาระดับบัณฑิตศึกษา ให้คำแนะนำ ปรึกษา และแก้ปัญหาที่เกิดขึ้นมาโดยตลอด รวมทั้งช่วยตรวจทานแก้ไขวิทยานิพนธ์เล่มนี้จนเสร็จสมบูรณ์

รองศาสตราจารย์ เรืออากาศเอก ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์ และมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่ให้โอกาสทางการศึกษาระดับบัณฑิตศึกษา และให้ทุนการศึกษางานวิทยานิพนธ์นี้สำเร็จ

คุณวัชรพล แสงเพ็ช, คุณนันทวัฒน์ แซ่ตัน และคุณรัชพล พรชีวะโชติ ที่เสียสละแรงกายและเวลาช่วยผู้วิจัยในการทำการบินทดสอบอากาศยานและให้คำปรึกษาในทางเทคนิคมาโดยตลอด

คุณธิดารัตน์ ตัญจรัยรัตน์ และบริษัท ไอครีเอทีฟซิสเต็ม จำกัด ที่เอื้อเฟื้อสถานที่ให้ผู้วิจัยได้ทำการสร้างและทดสอบอากาศยาน รวมถึงอุปกรณ์และเครื่องมือต่าง ๆ สำหรับงานวิจัย

ครู-อาจารย์ในอดีตทุกท่าน ที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ ทั้งในทางวิทยาศาสตร์และสังคมศาสตร์ ส่งผลให้ผู้วิจัยสามารถนำความรู้เหล่านี้มาต่อยอดในงานวิจัยจนประสบผลสำเร็จ

ขอขอบคุณรุ่นพี่ รุ่นน้อง และบุคคลอื่น ๆ ที่ไม่ได้กล่าวชื่อ ทั้งการช่วยเหลือโดยตรงและโดยอ้อมให้ข้าพเจ้าสามารถทำงานวิจัยนี้จนสำเร็จลุล่วงด้วยดี

สุดท้ายนี้ ขอกราบขอบพระคุณบิดา มารดา ที่ให้การอุปการะอบรมเลี้ยงดู ผลักดันและส่งเสริมการศึกษา รวมถึงเป็นกำลังใจที่สำคัญในการฝ่าฟันอุปสรรคที่เกิดขึ้นจนสำเร็จการศึกษา

เกรียงไกร แหวนเงิน

# สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ฉ
สารบัญรูป.....	ช
<b>บทที่</b>	
<b>1 บทนำ.....</b>	<b>1</b>
1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	3
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	3
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	4
<b>2 ปรัชณั้วรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....</b>	<b>5</b>
2.1 อากาศยานไร้คนขับ.....	5
2.2 เครื่องจำลองการบิน.....	6
2.3 ระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ.....	6
2.3.1 ArduPilot Mega (APM).....	6
2.3.2 Pixhawk.....	7
2.4 สมรรถนะและเสถียรภาพ.....	11
2.4.1 สมรรถนะ.....	11
2.4.2 เสถียรภาพ.....	25
2.5 ข้อมูลอุปกรณ์ควบคุมและเซ็นเซอร์.....	26
2.5.1 ลำตัวอากาศยาน.....	26
2.5.2 ชุดควบคุมการบินและระบบขับเคลื่อน.....	27
2.5.3 ชุดประมวลผลการบิน.....	28

## สารบัญ (ต่อ)

หน้า

2.5.4	เครื่องมือวัดแรงขับ .....	30
2.5.5	เครื่องมือวัดมุมปะทะ .....	32
2.6	XLFR5 program .....	33
<b>3</b>	<b>วิธีการดำเนินการวิจัย.....</b>	<b>34</b>
3.1	การสร้างเครื่องจำลองการบิน .....	34
3.2	การติดตั้งระบบบนอากาศยาน .....	36
3.2.1	โครงสร้างอากาศยาน .....	36
3.2.2	การติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมการบิน .....	37
3.3	การสร้างเซ็นเซอร์.....	40
3.3.1	เซ็นเซอร์วัดแรงขับ (In-flight thrust sensor) .....	40
3.3.2	เซ็นเซอร์วัดมุมปะทะ (Angle of attack sensor) .....	43
3.4	การทดลองเพื่อหาสมรรถนะ .....	49
<b>4</b>	<b>ผลการดำเนินการวิจัยและการอภิปรายผล .....</b>	<b>52</b>
4.1	ผลการสร้างเครื่องจำลองการบิน .....	52
4.2	ผลการทดสอบเซ็นเซอร์ .....	54
4.2.1	เซ็นเซอร์วัดแรงขับ (In-flight thrust sensor) .....	54
4.2.2	เซ็นเซอร์วัดมุมปะทะ (Angle of attack sensor) .....	56
4.3	ผลการทดสอบหาสมรรถนะ.....	61
4.3.1	ผลจากการทดสอบการบินแบบรักษาระดับเพดานบินคงที่.....	61
4.3.2	ผลจากการทดสอบบินแบบไต่ระดับเพดานบิน.....	66
<b>5</b>	<b>บทสรุปและข้อเสนอแนะ .....</b>	<b>71</b>
5.1	สรุปผลการวิจัย.....	71
5.2	ข้อเสนอแนะ.....	72
	รายการอ้างอิง .....	73
	ภาคผนวก	
	ภาคผนวก ก. บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา.....	75
	ประวัติผู้เขียน .....	82



## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1	คุณสมบัติของ Sky hunter .....27
2.2	คุณสมบัติของมอเตอร์เซอร์โว ES08MD II.....27
2.3	คุณสมบัติของมอเตอร์ SunnySky X2820 .....28
2.4	คุณสมบัติของ Electronic speed control.....28
2.5	คุณสมบัติของ TAL220B Miniature load cell.....31
2.6	คุณสมบัติของ SparkFun load cell amplifier-HX711 .....31
2.7	คุณสมบัติของ Arduino Pro Mini.....31
2.8	คุณสมบัติของ Arduino Pro Mini .....33
3.1	การทดสอบหาแรงขับ .....50
4.1	ผลการทดสอบแบบการทดสอบบินแบบรักษาเพดานบิน .....62
4.2	ผลการคำนวณหาแรงขับที่ต้องการ กำลังขับที่ต้องการ สัมประสิทธิ์แรงยก และแรงต้าน .....62
4.3	ผลการทดสอบหาสมรรถนะการเลี้ยว .....65
4.4	ผลการทดสอบบินแบบไต่ระดับเพดานบิน .....67
5.1	สรุปผลการทดลองอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาดเล็กกลุ่ม Sonicmodell Sky hunter .....72

## สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 APM 2.6 Board.....	7
2.2 โปรแกรม Qgroundcontrol.....	8
2.3 โหมดการควบคุมการบิน .....	8
2.4 การวางแผนการบิน .....	10
2.5 สถานะการบิน .....	10
2.6 Drag polar .....	12
2.7 แผนภาพแรงที่เกิดขึ้นขณะที่อากาศยานทำการบิน .....	13
2.8 แรงขับที่ต้องการ .....	16
2.9 กำลังขับที่ต้องการ .....	16
2.10 ความสัมพันธ์ของ กำลังขับสูงสุดและกำลังขับของเครื่องยนต์ .....	17
2.11 พฤติกรรมของกำลังขับสูงสุด (Pa).....	18
2.12 ความสัมพันธ์ Pa และ Pr ที่แต่ละความเร็ว .....	18
2.13 แผนภาพแรงของอากาศยานขณะไต่ระดับ .....	20
2.14 ความสัมพันธ์ของอัตราไต่ระดับกับความเร็ว .....	21
2.15 เวกเตอร์ความเร็ว .....	22
2.16 Sky hunter.....	27
2.17 แผนผังชุดควบคุม Pixhawk.....	29
2.18 ต้นแบบเครื่องมือวัดแรงขับสำหรับติดตั้งบนอากาศยานขนาดเล็ก.....	30
3.1 Controllers, Yoke, Pedals, Throttle และ Radio .....	34
3.2 TBE crossfire .....	35
3.3 Telemetry 915 MHz.....	35
3.4 SKY HUNTER .....	36
3.5 พื้นที่ภายในของ SKY HUNTER .....	37
3.6 การเสริมความแข็งแรงด้วยแท่งคาร์บอน .....	37

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.7 การติดตั้งเซอ โวมอเตอร์ .....	38
3.8 การติดตั้งอุปกรณ์บนอากาศยาน .....	39
3.9 แผนภาพการเชื่อมต่อเครื่องมือวัดแรงขับ .....	41
3.10 แบบเครื่องวัดแรงขับ .....	41
3.11 เครื่องวัดแรงขับ .....	42
3.12 การติดตั้งเครื่องวัดแรงขับกับ RCBenchmark .....	42
3.13 แผนภาพการเชื่อมต่อ Pixhawk4 board, Arduino Nano board และ As5048a sensor .....	43
3.14 เครื่องวัดมุม .....	44
3.15 กลไกวัดทิศทางลมรูปแบบที่ 1 .....	45
3.16 กลไกวัดทิศทางลมรูปแบบที่ 2 .....	45
3.17 กลไกวัดทิศทางลมรูปแบบที่ 3 .....	46
3.18 เครื่องวัดมุมปะทะ .....	46
3.19 เปรียบเทียบเครื่องวัดมุมกับ Rotary table .....	47
3.20 อุโมงค์ลมรุ่น SUBSONIC WIND TUNNEL 305 MM .....	48
3.21 การติดตั้งเพื่อทดสอบมุมปะทะ .....	48
3.22 การติดตั้งเครื่องวัดมุมปะทะ .....	49
4.1 เครื่องจำลองการบินรุ่น Cessna 172 .....	52
4.2 การติดตั้งอุปกรณ์ภายในห้องนักบิน .....	52
4.3 ชุดการบินแบบมองผ่านหน้าจอได้ .....	53
4.4 การสอบเทียบวัดเครื่องวัดแรงขับกับลูกตุ้ม .....	54
4.5 การติดตั้งเครื่องวัดแรงขับกับเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580 .....	55
4.6 การเทียบวัดเครื่องวัดแรงขับกับเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580 .....	56
4.7 การทดสอบเทียบเครื่องวัดมุมกับ Rotary table .....	57
4.8 การทดสอบเทียบค่ามุมอย่างละเอียด .....	58
4.9 การทดสอบหาช่วงความเร็วที่หางเสือทำงานได้ แบบที่ 1 .....	58

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.10 การทดสอบหาช่วงความเร็วที่หางเสือทำงานได้ แบบที่ 2 .....	59
4.11 การทดสอบหาช่วงความเร็วที่หางเสือทำงานได้ แบบที่ 3 .....	60
4.12 พฤติกรรมการเปลี่ยนมุมที่แต่ละความเร็ว .....	61
4.13 ความสัมพันธ์ระหว่าง $C_D$ และ $C_L$ .....	63
4.14 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับที่ต้องการกับความเร็ว .....	63
4.15 ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับที่ต้องการกับความเร็ว .....	64
4.16 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับสูงสุด แรงขับที่ต้องการ และความเร็ว.....	68
4.17 การอ่านค่าด้วยบุคคลเทียบกับการอ่านค่าด้วยเครื่องมือวัด.....	69
4.18 การเปรียบเทียบระหว่างค่าที่อ่านได้โดยตรงกับค่าที่คำนวณทางทฤษฎี .....	69
4.19 Hodograph diagram .....	70

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย

ตามที่หลักสูตรวิศวกรรมอากาศยาน สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล สำนักวิชา วิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี มีความต้องการในการพัฒนาและสร้าง เครื่องจำลองการบินเสมือนจริง เพื่อสนับสนุนในการศึกษาภาคปฏิบัติด้านกลศาสตร์การบิน และพฤติกรรมการบินของอากาศยาน จึงสร้างเครื่องจำลองการบินเสมือนจริงและอากาศยาน ไร้คนขับขนาดเล็ก เพื่อใช้ในการเรียนการสอนภาคปฏิบัติ โดยเป็นการทำการบินและสังเกต พฤติกรรมการบินของอากาศยานจากห้องควบคุมการบิน ใช้อากาศยานไร้คนขับชนิด ปีกตรงขนาดเล็ก ความยาวปีก 1.8 เมตร ทำการบิน ซึ่งมีจุดเด่นคือ มีความสะดวกในการขนย้าย ง่ายต่อการบำรุงรักษา ใช้พื้นที่ในการบินที่น้อยกว่าอากาศยานขนาดใหญ่และง่ายต่อการทำ ปฏิบัติการ

อากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรงขนาดเล็กมีชุดระบบควบคุมการบินซึ่งประกอบด้วย ชุดประมวลผล Pixhawk (Open source software และ Hardware), เซ็นเซอร์บอกตำแหน่ง GPS, ตัวรับสัญญาณวิทยุบังคับ (เป็นระบบควบคุมการบินสำรอง), ชุดตัวมอเตอร์ไฟฟ้า, เซอร์โวมอเตอร์ (Motor and Servo actuators) และชุดอุปกรณ์รับส่งสัญญาณวิทยุข้อมูลการบินและภาพวิดีโอให้กับ คอมพิวเตอร์ภาคพื้นที่ถูกติดตั้งบนลำตัวอากาศยาน คอมพิวเตอร์ภาคพื้นจะส่งคำสั่งและรับข้อมูล สถานะการบินผ่านทางอุปกรณ์สื่อสาร สามารถกำหนดโหมดการบินและควบคุมอากาศยาน งานวิจัยนี้ร่วมพัฒนาและสร้างเครื่องจำลองการบินเสมือนจริง โดยมุ่งเน้นในการค้นคว้าและ ออกแบบวิธีการหาสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับด้วยการบินทดสอบ ซึ่งการหาสมรรถนะ ของเครื่องบินในปัจจุบันนิยมหาจากการนำโมเดลจำลองของอากาศยานที่สร้างขึ้นด้วยคอมพิวเตอร์ (Compute Aided Design : CAD) มาคำนวณหาค่าตัวแปรทางอากาศพลศาสตร์ด้วยโปรแกรมจำลอง การไหล (Computational Fluid Dynamics : CFD) ซึ่งมีค่าความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้นได้จากสมการ ที่ใช้ในการคำนวณไม่สามารถสอดคล้องกับพฤติกรรมทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นจริงได้ทั้งหมด ทำให้ผลการคำนวณไม่ถูกต้องตามความเป็นจริงหรือการขึ้นรูปเครื่องบินที่ไม่ตรงกับการออกแบบ ทำให้เกิดสมรรถนะที่ต่างออกไปจากการคำนวณ แต่ข้อดีคือใช้งบประมาณน้อย จึงนิยมใช้มาก ในปัจจุบัน ส่วนใหญ่มักใช้กับเครื่องบินที่ออกแบบเอง เช่น อากาศยานพาหนะ อากาศยานทาง การทหาร ซึ่งทำให้ง่ายต่อการใช้การคำนวณหาสมรรถนะด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ นอกจากนี้ยัง

สามารถนำอากาศยานต้นแบบขนาดจริงหรือย่อส่วนเข้าทดสอบในอุโมงค์ลมเพื่อให้การคำนวณมีความคลาดเคลื่อนน้อยลงได้ (Nancy Hall, 2015) ซึ่งวิธีการนี้ต้องใช้งบประมาณและวิธีการที่มากขึ้นและซับซ้อน หากมองมุมของการวิจัยหรือผู้ใช้งานที่มีการประกอบเอง เช่นอากาศยานขนาดเล็ก (เครื่องบินบังคับหรือเรียกว่าอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก) ที่มีการผลิตเพื่อจำหน่ายในเชิงพาณิชย์ ซึ่งข้อมูลจำเพาะเชิงลึกของเครื่องบินเหล่านี้จะไม่มีเผยแพร่มาพร้อมกับตัวเครื่อง ในด้านการวิจัยและการศึกษาเพื่อพัฒนาหรือการนำมาประยุกต์ใช้ทำภารกิจที่สำคัญต่าง ๆ แล้ว ข้อมูลเชิงลึกนี้มีความสำคัญอย่างยิ่งในการหาสมรรถนะเหล่านี้ด้วยวิธีการข้างต้น จำเป็นต้องทำการคัดลอกแบบอากาศยาน เพื่อสามารถคำนวณด้วยโปรแกรมได้ ซึ่งเกิดความคลาดเคลื่อนได้ง่ายในขั้นตอนนี้และยังมีขั้นตอนยุ่งยากในการถอดแบบอีกด้วย จากการค้นคว้าหาสมรรถนะและเสถียรภาพของอากาศยาน ในปี ค.ศ. 1978 John D. Anderson ผู้เชี่ยวชาญด้านอากาศพลศาสตร์ชาวอเมริกาได้เขียนวิธีการหาสมรรถนะและเสถียรภาพเป็นหนังสือที่มีความนิยมเป็นอย่างมากในการศึกษากลศาสตร์ด้านการบิน มีใจความสำคัญโดยเฉพาะเรื่องสมรรถนะว่า “การหาสมรรถนะจำเป็นต้องทราบตัวแปรจำเพาะของเครื่องบินนั้น ๆ ก่อน ได้แก่ สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient) และแรงต้านอากาศ (Drag coefficient) ที่แต่ละความเร็วการบิน (Airspeed) ความสูงที่ต้องการบิน (Altitude) ขนาดความยาว (Span) ความกว้าง (Cord) และพื้นที่ปีก (Wing area) ของเครื่องบิน นำไปคำนวณหาแรงยก (Lift force) และแรงต้านอากาศ (Drag force) แรงขับ (Thrust require) กำลังงานที่ต้องใช้สำหรับการบิน (Power require) นำเครื่องยนต์พร้อมติดตั้งใบพัด ทดสอบหาประสิทธิภาพใบพัด (Propeller efficiency) ด้วยอุโมงค์ลม นำผลที่ได้คำนวณหาแรงขับสูงสุด (Thrust available) จากนั้นนำ Thrust require เขียนกราฟเทียบกับ Thrust available ทำให้คำนวณหา ค่าความเร็วต่ำสุด ความเร็วสูงสุด ความเร็วสำหรับพิสัยการบิน (Range) เวลาทำการบิน (Endurance) รัศมีการเลี้ยว (Turn radian) อัตราการเลี้ยว (Rate of turn) และมุมเอียง (Bank angle) ได้ นำผลต่างของ Power require และ Power available คำนวณหาอัตราการไต่ระดับ (Rate of climb) และมุมไต่ระดับ (Angle of climb) ได้” วิธีการข้างต้นนี้มีการนำไปประยุกต์ใช้ในการหาสมรรถนะของอากาศยาน ซึ่งจะมีการอภิปรายในหัวข้ออื่นเป็นลำดับต่อไป

ผู้วิจัยเล็งเห็นว่าเทคโนโลยีในปัจจุบันที่มีขีดความสามารถที่มากขึ้นและมีขนาดฮาร์ดแวร์ที่เล็ก น้ำหนักเบา และราคาถูกลง หากนำมาประยุกต์ใช้ในการสร้างเครื่องบินที่สามารรถติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กจะทำให้สามารถทำการทดสอบหาสมรรถนะด้วยวิธีการบินทดสอบจริงแทนการทดสอบด้วยอุโมงค์ลมได้ จึงทำการสร้างเครื่องบินแรงขับและเครื่องบินมุมปะทะสำหรับติดตั้งบนเครื่องบินขนาดเล็กรุ่น Sonicmodell Sky hunter และสร้างระบบควบคุมการบินแบบอัตโนมัติได้เพื่อช่วยในการทดลอง ทำการทดลองทำการบินอากาศยานพร้อมทั้งวัดและบันทึกผลการบิน นำแรงขับ มุมปะทะ ความเร็ว ความสูง กระแสและความต่างศักย์ไฟฟ้าที่วัด

ได้จากเครื่องมือวัดที่ติดตั้งไว้บนเครื่องบิน ทำให้สามารถคำนวณย้อนกลับเพื่อหาค่าตัวแปรจำเพาะต่าง ๆ ที่กล่าวไว้ข้างต้น พร้อมทั้งหาสมรรถนะของอากาศยาน ซึ่งได้แก่ ความเร็วต่ำสุด ความเร็วสูงสุด พิสัยการบินสูงสุด เวลาทำการบินสูงสุด รัศมีวงเลี้ยวต่ำสุด อัตราการเหี้ยวสูงสุด และมุมเอียงสูงสุด อัตราการไต่ระดับสูงสุดและมุมไต่ระดับสูงสุดได้ โดยมีรายละเอียดในลำดับต่อไป

## 1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1.2.1 เพื่อพัฒนาเครื่องจำลองการบินเสมือนจริงแบบ Flight emulator

1.2.2 ทดสอบสมรรถนะและเสถียรภาพประกอบไปด้วย

- 1) ความเร็วสูงสุด (Maximum velocity)
- 2) ความเร็วขั้นต่ำ (Including stall speed)
- 3) ความเร็วสำหรับช่วงระยะการบินสูงสุด (Velocity for maximum range)
- 4) ความเร็วสำหรับเวลาทำการบินสูงสุด (Velocity for maximum endurance)
- 5) อัตราสูงสุดของการไต่ระดับ (Maximum rate of climb)
- 6) มุมไต่สูงสุด (Maximum climb angle)
- 7) รัศมีวงเลี้ยวต่ำสุด (Minimum turn radius)
- 8) อัตราการเหี้ยวสูงสุด (Maximum turn rate)
- 9) มุมเอียงสูงสุด (Maximum bank angle)

## 1.3 ขอบเขตของการวิจัย

1.3.1 เครื่องบินไร้คนขับขนาดเล็กชนิดปีกตรึง

- 1) ความยาวปีกไม่เกิน 3 เมตร
- 2) ความยาวลำตัวไม่เกิน 3 เมตร
- 3) สร้างจากวัสดุไฟเบอร์กลาสหรือโฟม
- 4) น้ำหนักเครื่องบินไม่บรรทุกไม่เกิน 3 กิโลกรัม
- 5) น้ำหนักเครื่องบินบรรทุกไม่เกิน 5 กิโลกรัม

1.3.2 ห้องควบคุมการบิน

- 1) ห้องควบคุมการบินจำลองรุ่น Cessna 172 ขนาด 1:1
- 2) จอแสดงผลการบิน
- 3) ระยะควบคุมการบินไม่เกิน 3 กิโลเมตร

## 1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.4.1 ห้องควบคุมการบินเสมือนจริงแบบ Flight emulator
- 1.4.2 ขั้นตอนและวิธีการหาสมรรถนะของเครื่องบินชนิดปีกตรึงด้วยการทดสอบบิน
- 1.4.3 นวัตกรรมเครื่องมือวัดใหม่ที่ใช้ในอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาดเล็ก





## บทที่ 2

### ปรัทัศน์วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

การค้นคว้างานวิจัยต่าง ๆ รวมทั้งข้อมูลทั่วไปที่มีในวารสารที่เกี่ยวข้อง ผู้วิจัยได้รวบรวม และคัดกรองข้อมูลพื้นฐานที่เกี่ยวข้องมาไว้ ณ ที่นี้ โดยมีเนื้อหาเกี่ยวกับคำนิยาม การหาสมรรถนะ และเสถียรภาพ ซึ่งมีรายละเอียดดังหัวข้อต่อไปนี้

#### 2.1 อากาศยานไร้คนขับ

อากาศยานไร้คนขับเป็นอากาศยานที่มีลักษณะทางกายภาพเหมือนอากาศยานที่มีการใช้งานทั่วไป สิ่งที่แตกต่างกันคือ การควบคุมอากาศยานที่ไม่ต้องมีนักบินทำหน้าที่ควบคุมการบินอยู่บนอากาศยานขณะทำการบิน แต่มีนักบินทำหน้าที่ควบคุมการบินผ่านสถานีควบคุมการบินที่อยู่ภาคพื้น โดยที่สถานีภาคพื้นนี้จะส่งสัญญาณการควบคุมไปที่ตัวรับสัญญาณที่ติดตั้งบนอากาศยาน เพื่อควบคุมการบินตามลำดับ นิยมเรียกว่า “ระบบอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Ariel Systems : UAS)” ปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับนั้นมีหลายขนาดและถูกพัฒนาให้สามารถใช้สัญญาณวิทยุควบคุมในระยะใกล้-ไกลได้ อากาศยานอาจมีอัตราส่วนของขนาดที่เล็กกว่าขนาดเดิมหลายเท่าตัว ส่วนใหญ่มักสร้างจากโฟมหรือวัสดุที่น้ำหนักเบาและแข็งแรง มีชิ้นส่วนที่ทำให้สามารถควบคุมการบินได้ เช่น ปีกเล็กแก้อียง (Aileron), ส่วนควบคุมแนวระดับ (Elevator), หางเสือ (Rudder) และระบบขับเคลื่อน เป็นต้น ซึ่งใช้มอเตอร์เซอร์โวเป็นตัวให้กำลังในการขับเคลื่อน จากนั้นใช้โมทิวทิยูในการส่งสัญญาณควบคุมระยะไกลส่งไปยังตัวรับสัญญาณ (Receiver) ที่ติดตั้งบนอากาศยานเพื่อควบคุมมอเตอร์เซอร์โวเพื่อให้กลไกต่าง ๆ ทำงาน จึงเกิดเป็นอากาศยานที่สามารถบินได้ โดยไม่จำเป็นต้องมีนักบินประจำอยู่บนเครื่อง ต่อมาเทคโนโลยีการส่งภาพระยะไกลได้พัฒนาให้มีขนาดอุปกรณ์ กล้องถ่ายภาพ ตัวรับและส่งสัญญาณภาพระยะไกลที่มีขนาดเล็กลงและมีน้ำหนักเบา จึงมีการนำมาประยุกต์ใช้กับการควบคุมอากาศยานด้วยการมองผ่านกล้องวิดีโอ นิยมเรียกระบบนี้ว่า “โหมคมุมมองบุคคลที่ 1 (First Person View : FPV)” พร้อมทั้งชุดควบคุมการบินที่มีขนาดเล็กและถูกออกแบบมาเพื่อใช้กับอากาศยานขนาดเล็กโดยเฉพาะ ซึ่งใช้เป็นระบบช่วยรักษาการบินและบินแบบอัตโนมัติได้ ทำให้อากาศยานมีขีดความสามารถการใช้งานที่หลากหลายมากขึ้น อากาศยานบังคับวิทยุจึงถูกนำมาประยุกต์ใช้งานในหลายด้าน เช่น การสำรวจ การถ่ายภาพ ถ่ายวิดีโอ ทั้งเพื่อใช้ในการแสดงต่าง ๆ และการเก็บข้อมูล รวมถึงการใช้งานในการวิจัย เป็นต้น ซึ่งรู้จักกันในคำว่า “โดรน” ( สำนักงานคณะกรรมการป้องกันปราบปรามยาเสพติด, ม.ป.ป.)

## 2.2 เครื่องจำลองการบิน

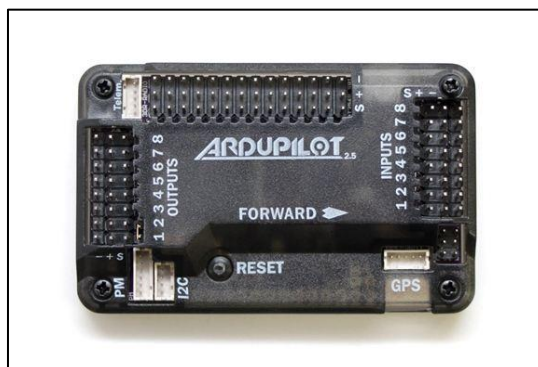
เครื่องจำลองการบิน (Flight simulator) เป็นเครื่องมือในการช่วยฝึกบินอากาศยานของนักบินฝึกหัดเรียกว่า “Flight training” ซึ่งประกอบไปด้วยเครื่องมือวัดการบินแบบจำลอง (Instrument flying) ภาพแสดงผลการบินแบบจำลองและอุปกรณ์ควบคุมการบินแบบจำลอง ซึ่งทั้งหมดเป็นการประมวลผลด้วยกราฟิกส์คอมพิวเตอร์ ทำให้เป็นภาพเสมือนจริงจากสมการคณิตศาสตร์ ในการจำลองการบินมีหลายระดับความเสมือนจริง ระดับสูงสุดคือ มีห้องนักบินที่เท่ากับขนาดของอากาศยานจริงที่ทำการจำลองมีอุปกรณ์เครื่องมือวัดที่ใช้งานได้จริงและมีการจำลองการเคลื่อนที่ของห้องควบคุม ซึ่งให้มีความรู้สึกเสมือนจริงของอากาศยานในขณะทำการบินในโปรแกรมจำลอง

## 2.3 ระบบควบคุมอากาศยานไร้คนบิน

ปัจจุบันมีความนิยมการใช้งานโดรนอย่างแพร่หลาย หากมองในมุมมองของการใช้งาน ยี่ห้อที่นิยมมากในกลุ่มผู้ใช้งานคือ DJI ซึ่งถือเป็นโดรนที่มีระบบการควบคุมช่วยการบินที่มีความน่าเชื่อถือสูง รวมถึงยี่ห้ออื่น ๆ ที่ไม่ได้กล่าวถึง ณ ที่นี้ หากมองในมุมมองของการวิจัยและพัฒนาแล้ว ในการพัฒนาฟังก์ชันการใช้งานโดรนเหล่านี้สามารถพัฒนาได้เฉพาะผู้ผลิตเท่านั้น เพราะเป็นลิขสิทธิ์ทางปัญญาของแต่ละผู้ผลิตที่ป้องกันผลประโยชน์ทางการค้า ทำให้นักวิจัยภายนอกไม่สามารถปรับปรุงหรือพัฒนาในเชิงลึกให้สอดคล้องกับการทำงานวิจัยได้อย่างอิสระ ดังนั้นจึงไม่นิยมสำหรับการใช้งานด้านการวิจัยในเชิงพัฒนาเทคโนโลยี ในขณะเดียวกันยังมีผู้พัฒนาและสร้างอุปกรณ์ชุดควบคุมการบินของอากาศยานขนาดเล็กอย่าง Ardupilot และ Pixhawk ที่เน้นในการผลิตบอร์ดควบคุมสำหรับอากาศยานที่สามารถปรับแต่งการควบคุมได้ รวมถึงการเปิดโอกาสให้ผู้ใช้สามารถแก้ไขโปรแกรมควบคุมหรือที่เรียกว่า “Firmware” ได้ตามต้องการ โดยไม่สงวนลิขสิทธิ์ เรียกว่า “Open source” ซึ่งเหมาะสำหรับการนำมาใช้กับงานวิจัยอย่างยิ่ง

### 2.3.1 ArduPilot Mega (APM)

Ardupilot หรือ “ArduPilot Mega (APM)” ซึ่งรุ่นล่าสุดในปัจจุบันคือ APM2.6 ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์เป็น ATmega 2560 มีพोटเชื่อมต่อสำหรับอุปกรณ์ควบคุมภายในที่หลากหลายและเพียงพอต่อการควบคุมการบินดังรูปที่ 2.1 ภายในเฟิร์มแวร์สามารถตั้งโหมดควบคุมการบิน ซึ่งมีความเหมาะสมอย่างยิ่งกับวิจัยนี้ เนื่องจากการทดลองด้วยการบินนั้นจำเป็นต้องมีการกำหนดความเร็วบิน ความสูงการบิน ให้ได้ตามการทดลอง เพื่อให้ค่าการวัดข้อมูลการบินเป็นไปตามที่ต้องการ



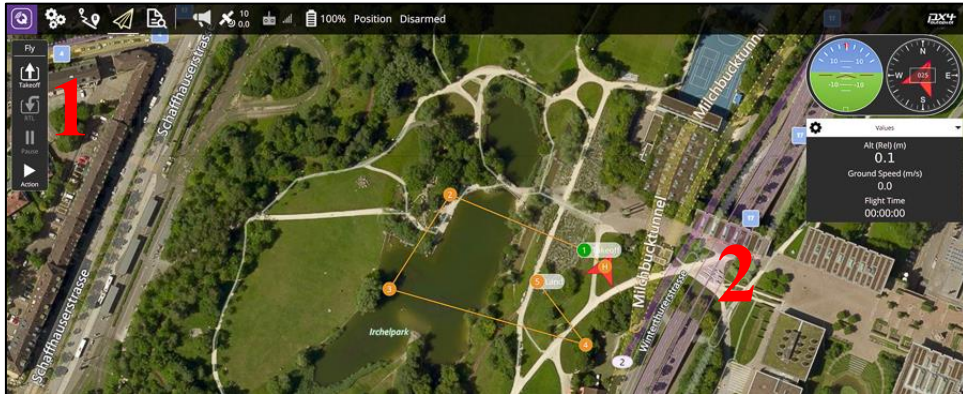
รูปที่ 2.1 APM 2.6 Board, 2019 (ที่มา: www.rcnhobby.com)

ในปัจจุบัน ArduPilot Mega (APM) มีความนิยมอย่างยิ่งในหมู่ผู้วิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับทั้งในประเทศไทยและต่างประเทศต่างมีการตั้งกระทู้ที่มีการพูดคุยหรือแบ่งปันประสบการณ์การแก้ในปัญหาการทำงานและโปรแกรมที่หลากหลาย แต่ถึงอย่างนั้น APM ยังมีข้อจำกัดในด้านของฮาร์ดแวร์ที่มีพื้นที่ความจุข้อมูลและความเร็วในการประมวลผลที่ต่ำ โดยเฟิร์มแวร์ ArduPilot เวอร์ชัน 3.5.0 ขึ้นไป ไม่สามารถทำงานบนบอร์ด APM2.6 ได้อีกต่อไป เนื่องจากมีหน่วยความจำและความเร็วในการประมวลผลที่ไม่เพียงพอ ทำให้ผู้ใช้ส่วนใหญ่มีการพัฒนาอุปกรณ์ในการช่วยเก็บข้อมูลการบินเป็นหน่วยความจำภายนอกแทน

### 2.3.2 Pixhawk

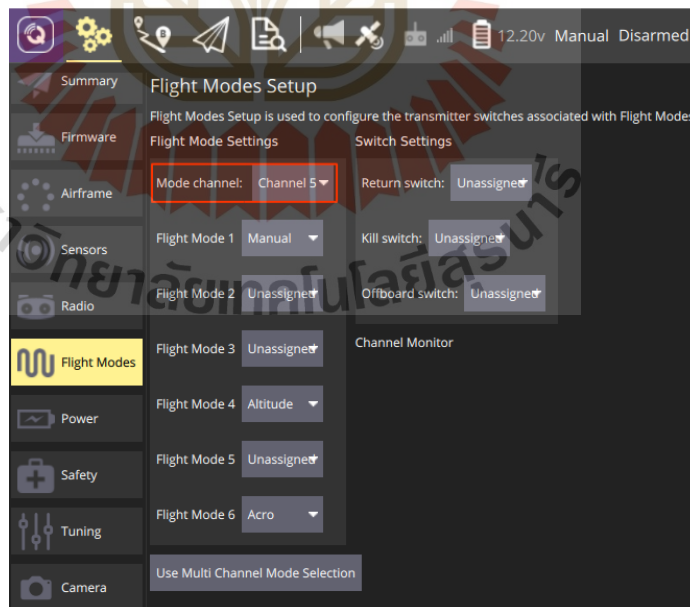
Pixhawk อีกค่ายหนึ่งที่มีความนิยมสูงสำหรับการใช้งานวิจัย เนื่องจากมีความรวดเร็วและแม่นยำในการประมวลผล มีช่องพอดเชื่อมต่อเซ็นเซอร์ภายนอกที่หลากหลาย มีหน่วยความจำภายนอกสำหรับบันทึกผลการบิน ซึ่งทำให้สามารถนำข้อมูลการบินไปประมวลผลได้ มีหน่วยงานในการพัฒนาและแก้ไขปัญหา พร้อมทั้งช่วยเหลือผู้ใช้งานและสามารถแลกเปลี่ยนข้อมูลในการปรับเปลี่ยนเฟิร์มแวร์ให้เหมาะสมกับการใช้งานมากขึ้น

Pixhawk ถูกพัฒนาขึ้น โดย Lorenz Meier จากมหาวิทยาลัย Swiss Federal Institute of Technology in Zurich ในปี ค.ศ. 2009 โดยเป็นบอร์ดที่ประกอบด้วย Flight management unit และ Input/Output โดยมีสิ่งอำนวยความสะดวกทางการบิน อาทิ เซ็นเซอร์ตรวจวัดท่าทางการบิน เซนเซอร์ตรวจวัดความสูง ระบบติดต่อสื่อสารระหว่างอากาศยานและภาคพื้นที่มีโปรแกรมควบคุมหรือเฟิร์มแวร์รองรับการทำงานที่ใช้งานง่าย โดยถูกพัฒนาขึ้นและเผยแพร่ให้บุคคลทั่วไปได้ใช้งาน เรียกว่า “Open source” ซึ่งมีการสงวนลิขสิทธิ์ให้บุคคลใด ๆ สามารถทำซ้ำ เผยแพร่หรือดัดแปลงซอฟต์แวร์นั้นได้อย่างถูกต้องตามกฎหมายโดยเสรีซึ่งถูกเรียกว่า “General Public License (GPL, 2007)” และมีโปรแกรมที่ใช้งานร่วมกันชื่อว่า “Qgroundcontrol (2019)”



รูปที่ 2.2 โปรแกรม Qgroundcontrol (ที่มา: www.01net.com)

โปรแกรม Qgroundcontrol มีองค์ประกอบหลัก 2 ส่วน คือ การตั้งค่ามิวไว้สำหรับการตั้งค่าการบิน การวางแผนการบิน และการสอบเทียบเซ็นเซอร์ เป็นต้น และการแสดงผลมิวไว้สำหรับการแสดงผลสถานะการบินของอากาศยาน เช่น ความเร็ว ความสูง ทิศทางการบิน ทำทางการบิน เวลาทำการบิน ปริมาณพลังงานที่เหลือ คุณภาพการรับและส่งสัญญาณ เป็นต้น โดยมีรายละเอียดที่จำเป็นสำหรับการทดลองสำหรับงานวิจัยดังต่อไปนี้



รูปที่ 2.3 โหมดการควบคุมการบิน

1) การตั้งค่า คือ การกำหนดความสำคัญต่างที่จำเป็นต่อการใช้งาน ซึ่งในที่นี้จะกล่าวถึงเพียงบางส่วนที่มีผลต่อการทดสอบสำหรับงานวิจัย ซึ่งได้แก่ โหมดการบิน, พารามิเตอร์ และการวางแผนการบิน โดยโหมดที่ใช้สำหรับการทดลองในงานวิจัยมีดังนี้

Stabilize mode เป็นโหมดที่ตัวประมวลผลการบินจะทำการช่วยรักษาท่าทางของอากาศยานให้มีระนาบขนานกับผิวโลก โดยไม่จำกัดความสูง, ความเร็วและทิศทางการบิน นักบินสามารถบังคับทิศทาง, ความเร็ว, ความสูง และเปลี่ยนท่าทางการบินได้ แต่หลังจากที่นักบินปล่อยคันบังคับ อากาศยานจะกลับมามีท่าทางการบินที่ขนานกับผิวโลกเช่นเดิม

Altitude mode เป็นโหมดที่ตัวประมวลผลการบินจะทำการช่วยรักษาท่าทางของอากาศยานให้มีระนาบขนานกับผิวโลกและรักษาความสูงค่าสุดท้ายที่นักบินควบคุม นักบินสามารถบังคับทิศทาง, ความเร็ว, ความสูง และเปลี่ยนท่าทางการบินได้ แต่หลังจากที่นักบินปล่อยคันบังคับ อากาศยานจะกลับมามีท่าทางการบินที่ขนานกับผิวโลกและรักษาความสูงค่าสุดท้ายเช่นเดิม

Hold mode เป็นโหมดที่ตัวประมวลผลการบินจะทำให้อากาศยานบินวนเป็นวงกลม นักบินไม่สามารถทำการบินใด ๆ ทั้งสิ้น จนกว่าจะยกเลิกโหมดนี้

Mission เป็นโหมดที่ตัวประมวลผลการบินจะทำให้อากาศยานบินตามแผนการบินที่วางไว้

Return home เป็นโหมดที่ตัวประมวลผลการบินจะทำให้อากาศยานบินบินกลับมาที่ตำแหน่ง Home ตำแหน่งนี้คือตำแหน่งที่ตั้งไว้ในការวางแผนการบินหรือตำแหน่งที่ทำการต่อแบตเตอรี่ เมื่ออากาศยานมาถึงตำแหน่ง Home อากาศยานวนเป็นวงกลม จนกว่าจะยกเลิกโหมดนี้

พารามิเตอร์ที่มีการตั้งค่าในการทดสอบในงานวิจัยมีดังนี้

FW\_P\_LIM\_MAX : ใช้ในการตั้งค่ามุมเงยสูงสุด (Maximum of pitch) ทำให้อากาศยานสามารถทำมุม Pitch ขณะทำการบินไม่เกินค่าที่ตั้งไว้

FW\_AIRSOD\_MAX : ความเร็วอากาศสูงสุด (Maximum of airspeed) ทำให้อากาศยานสามารถทำความเร็วการบินได้ไม่เกินค่าที่ตั้งไว้

FW\_AIRSOD\_MIN : ความเร็วอากาศสำหรับเดินทาง (Cruise airspeed) ทำให้อากาศยานทำความเร็วการบินตามค่าที่ตั้งไว้

FW\_AIRSOD\_MIN : ความเร็วอากาศต่ำสุด (Minimum of airspeed) ทำให้อากาศยานสามารถทำความเร็วการบินได้ไม่ต่ำกว่าค่าที่ตั้งไว้

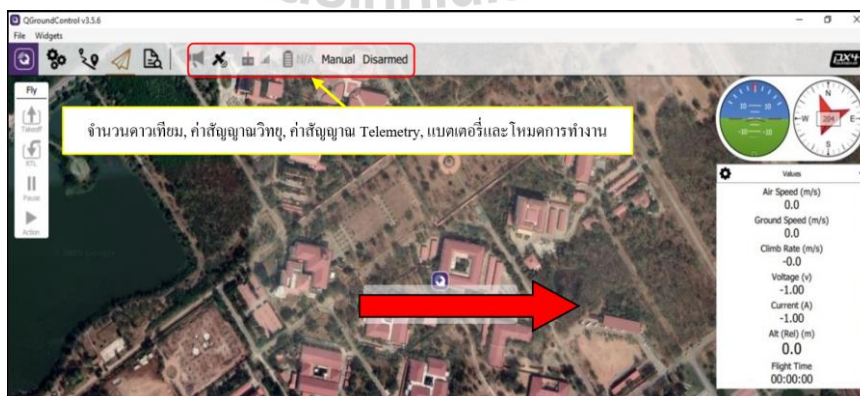
NAV\_LOITER\_RAD : รัศมีบินวน (Loiter radius) ทำให้อากาศยานสามารถทำการเลี้ยวในรัศมีที่ตั้งไว้

การวางแผนการบิน เป็นการวางตำแหน่งหรือพิกัดต่าง ๆ บนแผนที่ที่ต้องการให้อากาศยานบินไป ณ จุดนั้น ๆ โดยระบุความสูงของพิกัดและความเร็วในการเดินทาง เมื่ออากาศยานเข้าสู่โหมดการบินแบบ Mission ตัวประมวลผลการบินจะทำให้อากาศยานบินไป ณ พิกัดที่ตั้งไว้ ด้วยความสูงที่กำหนด



รูปที่ 2.4 การวางแผนการบิน (ที่มา: <https://docs.qgroundcontrol.com>)

2) การแสดงผล มีไว้สำหรับการแสดงผลสถานะการบินของอากาศยาน เช่น ความเร็ว ความสูง ทิศทางการบิน ทำทางการบิน เวลาทำการบิน ประมาณพลังงานที่เหลือ คุณภาพการรับและส่งสัญญาณ



รูปที่ 2.5 สถานะการบิน

## 2.4 สมรรถนะและเสถียรภาพ

สมรรถนะและเสถียรภาพถูกกล่าวถึงเสมอเมื่อมีการใช้งานอากาศยาน ซึ่งถูกนำมาใช้ในการประเมินความสามารถในการทำภารกิจต่าง ๆ เพื่อให้สามารถเลือกใช้งานได้อย่างเหมาะสม โดยส่วนใหญ่สมรรถนะและเสถียรภาพจะถูกกำหนดไว้ตั้งแต่แรกเริ่มก่อนกระบวนการแบบและสร้างอากาศยาน โดยเป็นสิ่งที่สอดคล้องกับความต้องการของผู้ใช้งานหรือผู้สร้างนั่นเอง ในปัจจุบันอากาศยานไร้คนขับถูกออกแบบและสร้างเพื่องานเฉพาะกิจนั้น ๆ ซึ่งมีขนาดและความสามารถที่แตกต่างกันออกไป งานวิจัยนี้จึงได้รวบรวมข้อมูลและวิธีการหาสมรรถนะและเสถียรภาพของอากาศยาน โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

### 2.4.1 สมรรถนะ

จากการค้นคว้างานวิจัยที่เกี่ยวข้อง พบว่าตัวแปรที่ถูกกล่าวถึงเสมอในเรื่องสมรรถนะของอากาศยาน คือ ความสามารถในการบรรทุกทุกสิ่งของ (Play Load) มีผลโดยตรงต่อความเร็วในการบิน, ระยะทำการบินหรือพิสัยการบิน (Range) ที่มีผลต่อพื้นที่ในการทำภารกิจ, เวลาการบิน (Endurance), ความเร็วสูงสุดในการบิน (Maximum of velocity) มีผลต่อความรวดเร็วในการทำภารกิจ, ความเร็วต่ำสุดในการบิน (Minimum of velocity) ที่มีผลต่อการทำภารกิจ เช่น การบินถ่ายภาพทำแผนที่หรือการสำรวจทรัพยากร ที่ต้องใช้ความเร็วต่ำในการบิน อีกทั้งระยะทางวิ่งในขึ้นบินหรือการลงจอด และอัตราการไต่ระดับการบิน (Rate of climb) จากข้างต้นมีการอธิบายความสัมพันธ์ของแต่ละตัวแปรโดยละเอียดจากทฤษฎีกลศาสตร์การบินของ John D. Anderson (2012) ผู้เชี่ยวชาญด้านอากาศพลศาสตร์ดังนี้

การหาสมรรถนะเริ่มจากการหา Power require และ Power available เพื่อนำไปคำนวณหา Maximum velocity และ Rate of climb นำ Thrust require หรือ Rang และ Endurance โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1) Drag polar แรงต้านอากาศ เกิดจากรูปร่างของอากาศยานเมื่อปะทะกับอากาศ และแรงเสียดทานเมื่ออากาศยานเคลื่อนที่ผ่านอากาศ ซึ่งมีความสัมพันธ์ดังสมการที่ 2.1

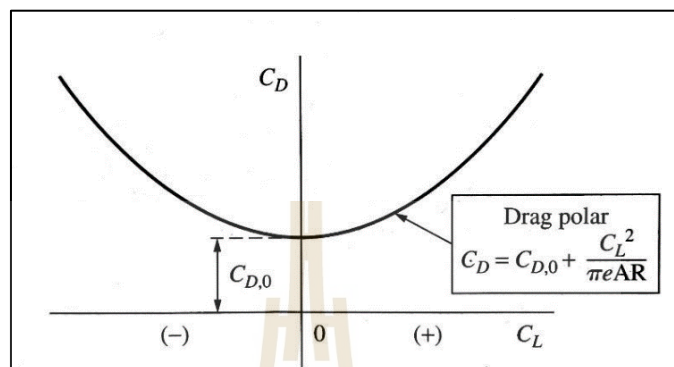
แรงต้านอากาศ = แรงต้านอากาศจากรูปร่าง + แรงเสียดทานที่ผิวอากาศยาน

$$\text{Total drag} = \text{Parasit drag} + \text{Induce drage} \quad (2.1)$$

ซึ่งเขียนในรูปสัมประสิทธิ์ของแรงจะได้ดังสมการที่ 2.2 โดยสามารถเรียกความสัมพันธ์นี้ว่า “Drag polar”

John D. Anderson (2012) ได้กล่าวว่า การหาสมรรถนะเริ่มต้นที่การพิจารณา Drag polar เป็นความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) กับแรงต้านอากาศ ( $C_D$ ) โดยที่ค่า  $C_L$

และ  $C_D$  จะมีค่าขึ้นกับความเร็วอากาศที่ไหลผ่านปีกอากาศยาน สามารถหาได้จากข้อมูลการออกแบบอากาศยานด้วยการคำนวณจากการจำลองด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ (CFD) จากนั้นหากนำมาเขียนกราฟความสัมพันธ์จะแนวโน้มนับดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 2.6 Drag polar (John D. Anderson, 2012)

Drag polar มักเขียนอยู่ในรูปแบบสมการผลรวมของสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ (Total drag coefficient) ดังสมการต่อไปนี้

$$C_D = C_{D,0} + \frac{C_L^2}{\pi e AR} \quad (2.2)$$

- โดยที่  $C_D$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศทั้งหมด (Total drag coefficient)  
 $C_{D,0}$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศที่เกิดจากรูปร่างของอากาศยาน (Drag coefficient at zero-lift)  
 $C_L$  คือ สัมประสิทธิ์แรงยก (Lift coefficient)  
 $e$  คือ Oswald efficiency factor  
 $AR$  คือ อัตราส่วนระหว่างความยาวปีกกับความยาวหน้าของปีก

นำข้อมูลข้างต้นหาแรงยกและแรงต้านที่แปรผันตรงกับความเร็วในการเคลื่อนที่ได้ดังสมการต่อไปนี้

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2.3)$$

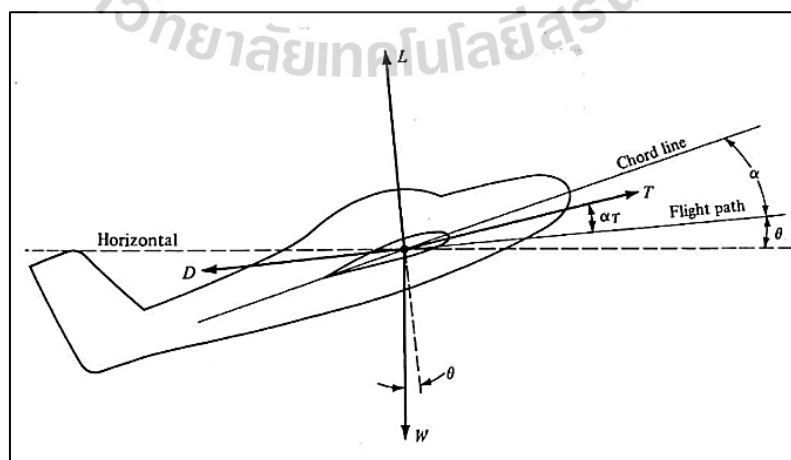


$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.4)$$

โดยที่	L	คือ แรงยกที่เกิดจากความดันที่ปีกอากาศยาน (Lift force) มีหน่วยเป็น นิวตัน (N)
	D	คือ แรงต้านที่เกิดจากรูปร่างของอากาศยาน (Drag force) มีหน่วยเป็น นิวตัน (N)
	$\rho$	คือ ความหนาแน่นของอากาศ มีหน่วยเป็น กิโลกรัมต่อลูกบาศก์เมตร ( $\text{kg/m}^3$ )
	V	คือ ความเร็วการบิน มีหน่วยเป็น เมตรต่อวินาที (m/s)
	S	คือ พื้นที่ปีกของอากาศยาน มีหน่วยเป็น ตารางเมตร ( $\text{m}^2$ )

เมื่อได้แรงยกและแรงต้านอากาศของอากาศยานที่แต่ละความเร็วที่อากาศไหลผ่านปีก นำแรงยกและแรงต้านอากาศประเมินหาแรงขับของเครื่องยนต์ที่ต้องการใช้ในการบินของอากาศยานนั้นคือ แรงที่ทำให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้าและทำให้เกิดแรงยกที่ปีกอากาศยานจากการไหลของอากาศที่ผ่านปีกอากาศยาน ซึ่งนำไปสู่การหาเครื่องยนต์ที่เหมาะสมในลำดับถัดไป

2) แรงขับที่ต้องการ (Thrust require, Tr) แรงขับที่ต้องการเป็นแรงขับที่ต้องใช้สำหรับทำการบินในภาวะการบินแบบ Cruise speed จากการกล่าวถึงแรงต้านอากาศไว้ข้างต้น การที่อากาศยานบินที่ความเร็วคงที่ค่าหนึ่ง อากาศยานจะมีแรงต้านอากาศที่ความเร็วนั้นเช่นกัน การที่อากาศยานจะบินได้ที่ความเร็วนั้น เครื่องยนต์ต้องทำให้ใบพัดหมุนเพื่อสร้างแรงขับไปด้านหน้าที่มีขนาดเท่ากับแรงต้านอากาศของอากาศยานที่ความเร็วนั้น โดยสอดคล้องกับกฎการเคลื่อนที่ของนิวตันข้อที่ 1 (Newton's 1<sup>st</sup> laws) ดังนั้นแรงขับที่ได้จากเครื่องยนต์ขึ้นต่อ ณ เวลานั้น ๆ จะต้องมาค่าเท่ากับแรงต้านอากาศ ณ ความเร็วเดียวกัน



รูปที่ 2.7 แผนภาพแรงที่เกิดขึ้นขณะที่อากาศยานทำการบิน (John D. Anderson, 2012)

การคำนวณหาแรงขับที่ต้องการของอากาศยานจะพิจารณาที่การบินที่ความเร็วคงที่ค่าใดค่าหนึ่ง ซึ่งพฤติกรรมนี้สามารถเกิดได้ง่ายที่การบินระดับเพดานบินคงที่ (Steady-level flight) โดยส่วนใหญ่เป็นการบินเดินทางของอากาศยาน (Cruise speed) ความสัมพันธ์ของแรงยกและแรงต้านอยู่ใน ดังรูปที่ 2.7 เมื่อพิจารณาแนวแกนตั้งและแนวแกนอนมีความสัมพันธ์ของแรงที่ผลรวมเท่ากันศูนย์ ตามกฎการเคลื่อนที่ของนิวตันข้อที่ 1 ดังสมการต่อไปนี้

$$L + T \sin(\alpha_T) = W \cos(\theta) \quad (2.5)$$

$$T \sin(\alpha_T) = D + W \cos(\theta) \quad (2.6)$$

- โดยที่ W คือ แรงที่เกิดจากน้ำหนักอากาศยาน (Weight) มีหน่วยเป็น นิวตัน (N)  
 T, Tr คือ แรงขับดันหรือแรงดึงที่เกิดจากระบบขับดัน (Thrust) มีหน่วยเป็น นิวตัน (N)  
 $\alpha_T$  คือ มุมปะทะหน่วยเป็น องศา (Degree)  
 $\theta$  คือ มุมที่เส้นทางการบินทำกับแกนระนาบผิวโลกหน่วย องศา (Degree)

การบินที่ขนาดกับผิวโลกและระดับการบินคงที่ (Cruise speed) ส่งผลให้  $\theta$  และมุมปะทะมีค่าน้อยมาก จึงทำให้สมการที่ 2.5 และสมการที่ 2.6 มีผลลัพธ์ดังต่อไปนี้

$$L = W \quad (2.7)$$

$$Tr = D \quad (2.8)$$

จากสมการที่ 2.7 และสมการที่ 2.8 เป็นการยืนยันว่าการที่อากาศยานจะบินที่ความเร็วค่าหนึ่ง อากาศยานต้องมีแรงขับเท่ากับแรงต้านที่ความเร็วนั้น ๆ และการที่อากาศยานจะบินที่เพดานบินคงที่ได้ต้องมีแรงยกเท่ากับน้ำหนักอากาศยาน จากนั้นนำสมการที่ 2.3 และสมการที่ 2.4 มาแทนค่าในสมการที่ 2.7 และสมการที่ 2.8 จะได้ว่า

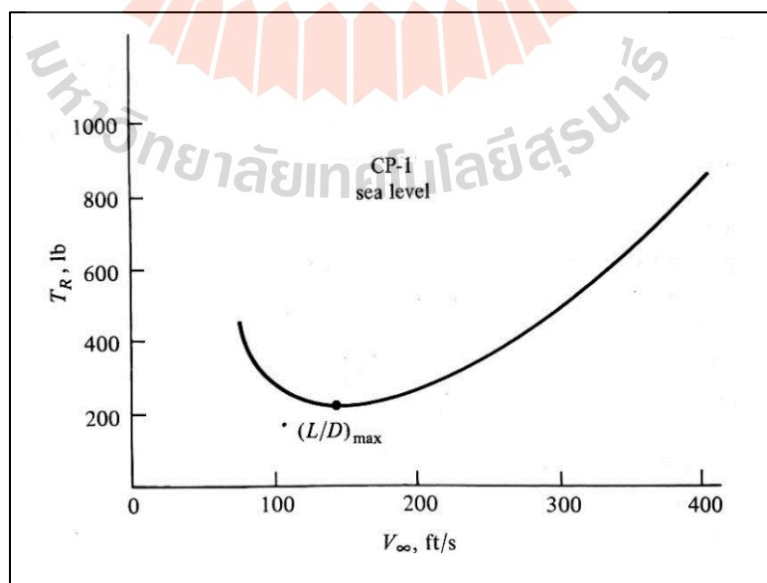
$$W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2.9)$$

$$Tr = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.10)$$

จากสมการที่ได้พบว่าสามารถนำข้อมูล Drag polar ที่แต่ละความเร็วมาหาค่าแรงขับที่ต้องการได้ โดยนำสมการที่ 2.10 หาค่าด้วยสมการที่ 2.9 และจัดความสัมพันธ์ในรูปของแรงขับที่ต้องการได้ดังนี้

$$Tr = \frac{W}{L/D} = \frac{W}{C_L/C_D} \quad (2.11)$$

สมการที่ 2.11 เห็นได้ว่าหากนำน้ำหนักของอากาศยานหารด้วยอัตราส่วนแรงยกต่อแรงต้านอากาศหรืออัตราส่วนของแรงสัมประสิทธิ์ คือ ค่าของแรงขับที่ต้องการ ณ ความเร็วนั้น และหากนำสมการที่ 2.9 มาเขียนกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับที่ต้องการกับความเร็วจนตัวอย่างในหนังสือของ John D. Anderson (2012) ได้แสดงไว้ดังรูปที่ 2.8 ซึ่งพบว่าจุดที่แรงขับที่ต้องการมีค่าต่ำสุด ( $Tr_{min}$ ) คือ จุดที่มีความเร็วที่ทำให้  $L/D$  มีค่าสูงสุด ดังสมการที่ 2.11 ซึ่ง Anderson กล่าวต่ออีกว่า “ถ้าอากาศยานทำการบินที่ความเร็วที่ใช้แรงขับน้อยสุดจะทำให้อากาศยานบินได้ระยะทางที่ไกลที่สุด คือ จุดที่มีความเร็วที่ทำให้  $L/D$  มีค่าสูงสุด” ดังสมการที่ 2.11 จากนั้นนำ  $Tr$  ซึ่งนำไปสู่การหาพิสัยการบินสูงสุดที่งานวิจัยนี้ต้องการ



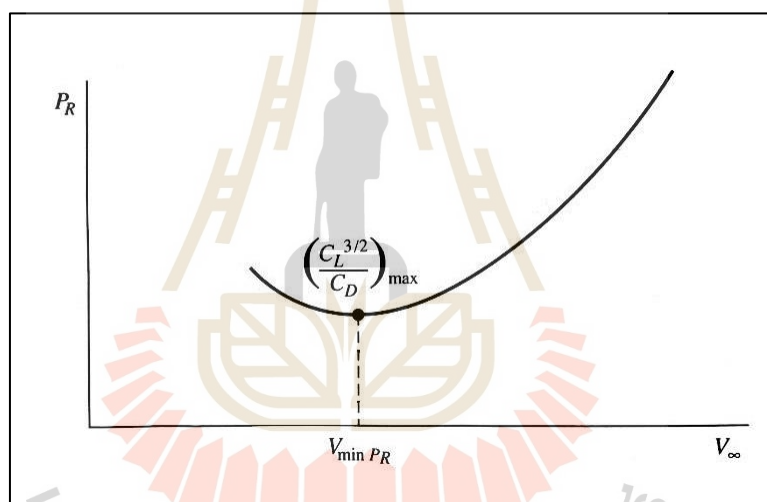
รูปที่ 2.8 แรงขับที่ต้องการ (John D. Anderson, 2012)

3) กำลังขับที่ต้องการ (Power require,  $P_r$ ) คือ กำลังงานที่ต้องการเป็นกำลังจากเครื่องยนต์ที่ใช้ในการสร้างแรงขับเพื่อทำการบิน โดยมีค่าเท่ากับแรงขับที่แปรผันตรงกับความเร็ว อยู่ในรูปสมการดังต่อไปนี้

$$P_r = T_r \times V \quad (2.12)$$

โดยที่  $P_r$  คือ กำลังที่ต้องการ มีหน่วยเป็น นิวตัน-เมตร/วินาที (N-m/s)

หากนำความสัมพันธ์ของกำลังที่ต้องการกับความเร็วแสดงเป็นกราฟจะได้ จากตัวอย่างในหนังสือของ Anderson แสดงไว้ดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 กำลังขับที่ต้องการ (John D. Anderson, 2012)

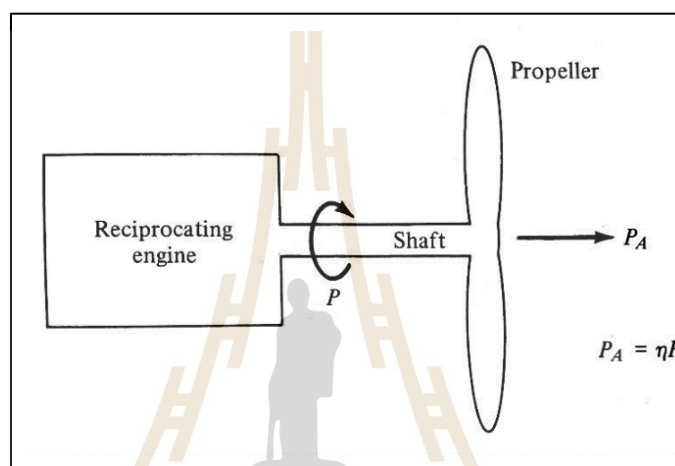
นำสมการที่ 2.9 และสมการที่ 2.11 แทนในสมการที่ 2.12 และจัดรูปสมการใหม่ได้ดังนี้

$$P_r = \sqrt{\frac{2W^3}{\rho V^2 S C_L^3 / C_D^2}} \quad (2.13)$$

เมื่อพิจารณาสมการที่ 2.11 เปรียบเทียบกับรูปที่ 2.9 พบว่า ที่จุดที่ความเร็วที่ทำให้  $P_r$  ต่ำสุด พบว่า  $C_L^3 / C_D^2$  หรือ  $[C_L / C_D]^{3/2}$  จะมีค่าสูงสุด Anderson กล่าวว่า “ถ้าอากาศยานทำ

การบินที่ความเร็วที่ทำให้เกิด  $[C_L/C_D]^{3/2}$  สูงสุดหรือก็คือใช้พลังงานน้อยที่สุดในการบินทำให้อากาศยานบินได้นานที่นาน” ซึ่งนำไปสู่การหาเวลาการบินสูงสุดที่งานวิจัยนี้ต้องการ

4) กำลังขับสูงสุด (Power available,  $P_A$ ) คือ กำลังขับสูงสุดของเครื่องยนต์สำหรับเครื่องยนต์ใบพัดเกิดจากกำลังสูงสุดของเครื่องยนต์ที่ทำได้และที่ทำให้ใบพัดหมุน เพื่อสร้างแรงขับให้อากาศยาน ซึ่งแปรผันตรงกับประสิทธิภาพการทำงานของใบพัด โดยความสัมพันธ์แสดงได้ดังรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 ความสัมพันธ์ของ กำลังขับสูงสุดและกำลังขับของเครื่องยนต์ (John D. Anderson, 2012)

จากรูปสามารถเขียนสมการได้ดังต่อไปนี้

$$P_A = \eta P \quad (2.14)$$

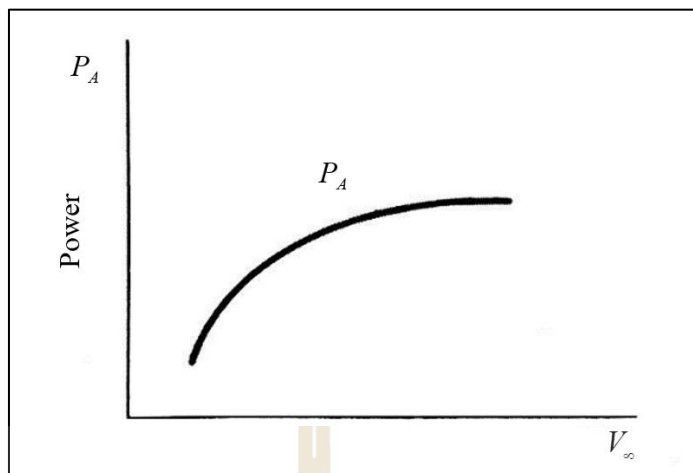
โดยที่  $P_A$  คือ กำลังที่ทำได้สูงสุด (Power available,  $P_A$ ) มีหน่วยเป็น นิวตัน-เมตร/วินาที (N-m/s)

$P$  คือ กำลังสูงสุดของเครื่องยนต์ มีหน่วยเป็น นิวตัน-เมตร/วินาที (N-m/s)

$\eta$  คือ ประสิทธิภาพการทำงานของใบพัด

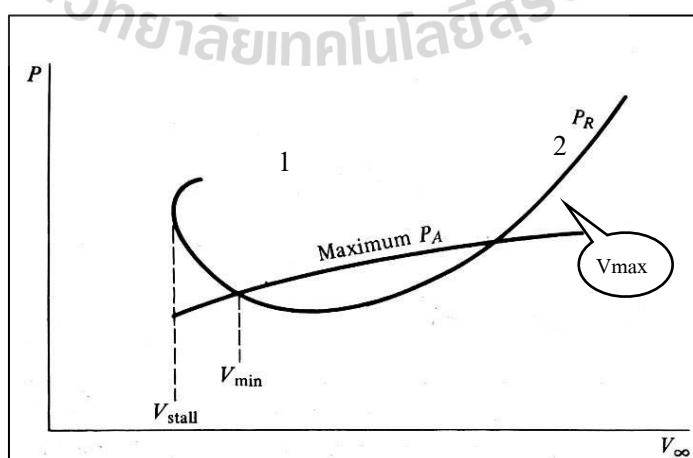
(หาได้จากการทดสอบประสิทธิภาพใบพัดในอุโมงค์ลม)

การหาค่าแรงขับสูงสุดนี้สามารถหาได้จากการนำเครื่องยนต์ที่ติดตั้งใบพัดไปทดสอบในอุโมงค์ลม โดยให้สร้างลมที่ความเร็วใด ๆ และให้กำลังสูงสุดกับเครื่องยนต์พร้อมทั้งวัดความเร็วและแรงขับที่ต้องการ โดยพฤติกรรมของ  $P_A$  ที่ความเร็วต่ำสุดไปสู่ความเร็วสูงสุดดังนี้



รูปที่ 2.11 พฤติกรรมของกำลังขับสูงสุด ( $P_A$ ) (John D. Anderson, 2012)

จากรูปที่ 2.11 พบว่า เมื่ออากาศยานมีความเร็วสูงขึ้นทำให้อากาศไหลผ่านอากาศยานเร็วขึ้น ส่งผลให้ประสิทธิภาพการทำงานของใบพัดเริ่มทำงานได้ดีขึ้นแต่จะลดลงในช่วงปลายของเส้นโค้ง นั่นคือช่วงที่ความเร็วสูงมากจะทำใบพัดมีความเร็วในการหมุนรวมกับความเร็วยังของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยานเร็วขึ้น แน่นอนว่าใบพัดหมุนเร็วขึ้นและอากาศยานบินเร็วขึ้น หากพิจารณาแรงต้านอากาศของใบพัดร่วมกับแรงต้านอากาศของใบพัดจะเพิ่มสูงขึ้นจนถึงจุดที่เท่ากับแรงบิดหรือแรงขับสูงสุดที่กำลังของมอเตอร์สร้างได้นั่นเอง จากนั้นนำ  $P_A$  และ  $P_R$  มาเขียนกราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่าง  $P_A$ ,  $P_R$  กับความเร็ว ซึ่งสามารถนำไปสู่การหาความเร็วสูงสุดและต่ำสุดสำหรับการบินเพื่อรักษาคับความสูงสุดได้ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 2.12 ความสัมพันธ์  $P_A$  และ  $P_R$  ที่แต่ละความเร็ว (John D. Anderson, 2012)

จากรูปที่ 2.12 เมื่อพิจารณาจุดที่ 1 ที่ความเร็วต่ำกว่าจุดที่หนึ่ง ความต้องการกำลังในการบิน ( $Pr$ ) มีสูงมากกว่าที่ก้ำกึ่งที่เครื่องยนต์จะสร้างกำลังขับได้ ( $Pa$ ) จึงไม่สามารถทำอากาศยานรักษาระดับการบินได้ แต่เมื่อความเร็วของอากาศยานสูงขึ้นจนถึงจุดที่ 1 ที่  $Pa$  สามารถสร้างให้ได้เท่ากับ  $Pr$  ได้ นั่นหมายถึง อากาศยานสามารถบินและรักษาระดับการบินได้ “ที่ความเร็วนี้เป็นความเร็วต่ำสุดที่อากาศยานบินได้” (John D. Anderson, 2012)

พิจารณาจุดที่ 2 เมื่ออากาศยานเพิ่มความเร็วสูงขึ้นจนถึงจุดที่ 2 พบว่า  $Pa$  เท่ากับ  $Pr$  อีกครั้ง “ที่ความเร็วนี้เป็นความเร็วสูงสุดที่อากาศยานได้” เนื่องจากที่ความเร็วมากกว่าจุดนี้ อากาศยานต้องการ ( $Pr$ ) สูงขึ้น แต่ความสามารถของเครื่องยนต์ถึงขีดจำกัดที่ไม่สามารถสร้าง  $Pa$  ให้มากขึ้นได้อีกนั่นเอง

นอกเหนือจากนี้กำลังขับสูงสุดยังสามารถนำไปหาอัตราการไต่ระดับ (Rate of climb,  $R/C$ ) โดยมีรายละเอียดหัวข้อถัดไปนี้

5) สมรรถนะการเลี้ยว (Turning performance) โดยรัศมีการเลี้ยว (Turn radius,  $R_t$ ), อัตราการเลี้ยว (Turn rate,  $\omega$ ) และมุมเอียง (Bank angle,  $\phi$ ) จะถูกกล่าวถึง ณ ที่นี้ สำหรับการพิจารณาการเลี้ยวในระดับเพดานบินคงที่ พารามิเตอร์ทั้งหมดเหล่านี้สามารถหาได้โดยใช้ Drag polar Anderson ได้ให้ความสัมพันธ์ดังสมการต่อไปนี้

$$R_t = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \quad (2.15)$$

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_\infty} \quad (2.16)$$

$$\phi = \arccos \frac{1}{n} \quad (2.17)$$

โดยที่  $g$  คือ ความเร่งที่เกิดจากแรงโน้มถ่วงของโลก มีหน่วยเป็น นิวตัน/วินาที<sup>2</sup> ( $m/s^2$ )

$n$  คือ Load factor

ซึ่ง Load factor คือ อัตราส่วนแรงยกต่อน้ำหนักของอากาศยาน สามารถเขียนสมการได้ดังนี้

$$n = \frac{L}{W} \quad (2.18)$$

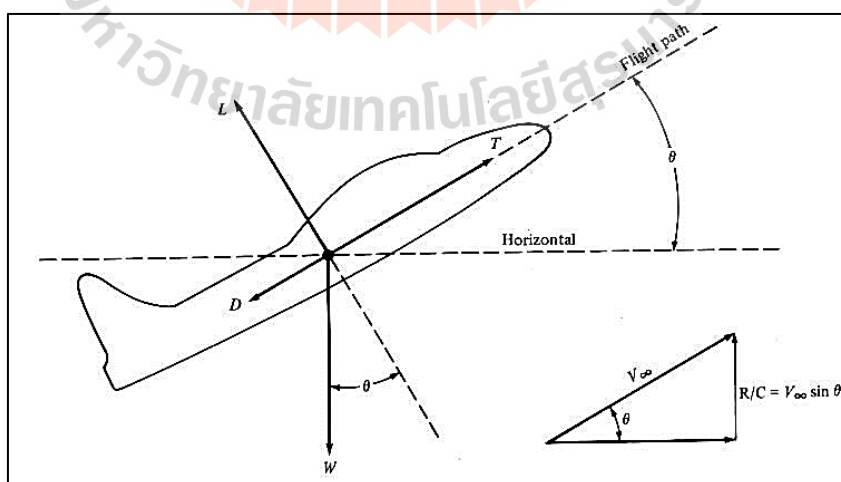
นำสมการที่ 2.2 มาแทนในสมการที่ 2.18 และจัดรูปเพื่อหาค่าความเร็วได้ดังนี้

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2n}{\rho C_L} \frac{W}{S}} \quad (2.19)$$

โดยที่  $W/S$  คือ อัตราส่วนน้ำหนักอากาศยานต่อพื้นที่ปีก (Wing loading)

Anderson กล่าวว่า “หากต้องการหาค่า  $Rt_{\min}$ ,  $\omega_{\max}$  และ  $\phi_{\max}$  จะต้องคำนวณจากความเร็วที่ทำให้ Load factor มีค่าสูงสุด ( $n_{\max}$ ) และสัมประสิทธิ์แรงยกมากที่สุด ( $C_{L\max}$ ) เท่านั้น”

6) อัตราการไต่ระดับ (Rate of climb, R/C) คือ อัตราการไต่ระดับคือความเร็วในการเปลี่ยนระดับการบินที่อากาศยานทำได้ โดยความเร็วนี้เป็นความเร็วที่เปลี่ยนแปลงในตั้งฉากกับผิวโลก ซึ่งมีความสัมพันธ์ในเชิงของแรงที่มีทั้งขนาดและทิศทางที่แสดงดังรูปที่ 2.14 เมื่อพิจารณาการไต่ระดับโดยใช้กำลังสูงสุดในการไต่จะเกิดความเร็วที่คงที่ ( $V_{\infty}$ ) ในทิศทางการไต่ที่มีมุมในการระดับคงที่ ดังนั้นสามารถเชื่อมความสัมพันธ์องค์ประกอบของแรงภายใต้ข้อที่ 1 ของนิเวศได้ดังสมการที่ 2.20 และสมการที่ 2.21 จากนั้นหากพิจารณาในมุมของเวกเตอร์ของแรงจากรูปจะมีความสัมพันธ์ของเวกเตอร์ดังสมการที่ 2.22



รูปที่ 2.13 แผนภาพแรงของอากาศยานขณะไต่ระดับ (John D. Anderson, 2012)



$$T_{\max} = D + W \sin \theta \quad (2.20)$$

$$L = W \cos \theta \quad (2.21)$$

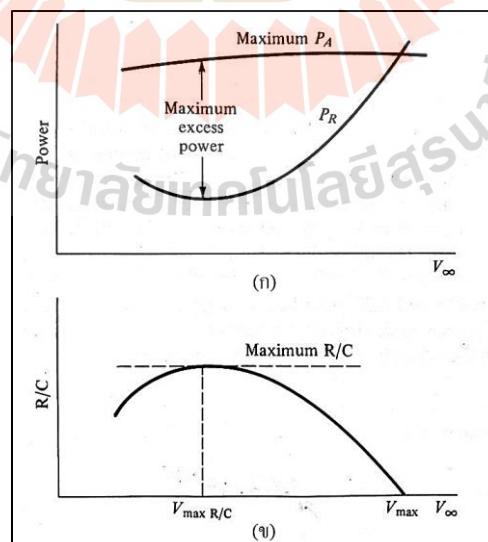
$$R/C = V_{\infty} \sin \theta \quad (2.22)$$

จากนั้นนำสมการที่ 2.12 มาแทนในสมการที่ 2.22 และจัดรูปใหม่จะได้ดังนี้

$$\frac{T_{\max} V - DV}{W} = V_{\infty} \sin \theta$$

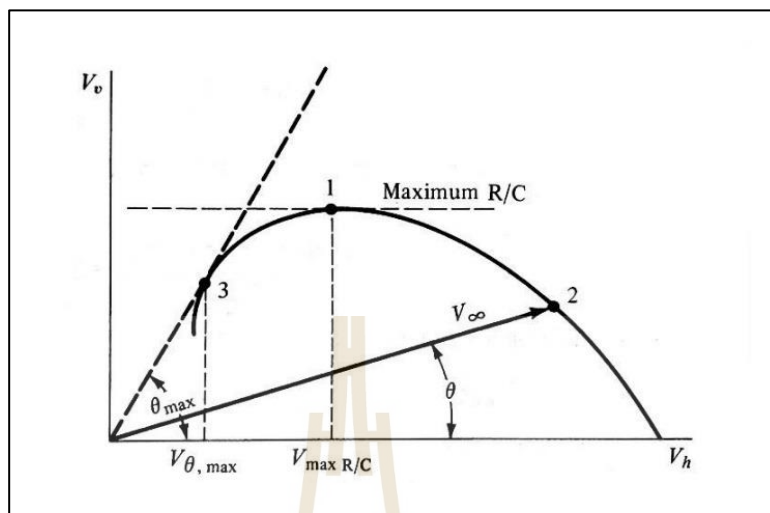
$$R/C = V_{\infty} \sin \theta = \frac{P_a - P_r}{W} \quad (2.23)$$

จากสมการที่ 2.23 พบว่า อัตราการไต่ระดับคือผลต่างของ  $P_a - P_r$  ที่แต่ละความเร็วหาด้วยน้ำหนักของอากาศยาน ดังรูปที่ 2.15 (ก) และเมื่อนำมาเขียนกราฟ  $R/C$  จากผลต่างของ  $P_a - P_r$  ที่แต่ละความเร็ว จะได้ดังรูปที่ 2.15 (ข)



รูปที่ 2.14 ความสัมพันธ์ของอัตราการไต่ระดับกับความเร็ว (John D. Anderson, 2012)

หากนำเวกเตอร์ความเร็วมาเขียนกราฟเวกเตอร์ จะได้ดังนี้



รูปที่ 2.15 เวกเตอร์ความเร็ว (John D. Anderson, 2012)

จากรูป จุดที่ 1 คือ จุดที่เวกเตอร์ความเร็วมีค่า ( $V_v$ ) สูงสุด คือ  $R/C \max$

จุดที่ 2 คือ เวกเตอร์ความเร็วขณะไต่ระดับ โดยทำมุม  $\theta$  กับแนวระดับ

จุดที่ 3 คือ เวกเตอร์ความเร็วที่สัมผัสเส้นแนวโน้ของเวกเตอร์ที่จุดนี้  $\theta$  มีค่ามากที่สุด

ความทนทานในการบินและพิสัยการบิน (Endurance, E and Range, R)

ในส่วนนี้การพิจารณาอากาศยานที่ใช้เครื่องยนต์กับอากาศยานที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นระบบขับเคลื่อนจะไม่เหมือนกัน งานวิจัยนี้มุ่งเน้นในการหาสมรรถนะของอากาศยานที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นระบบขับเคลื่อนเท่านั้น ดังนั้นการพิจารณาความทนทานในการบินและพิสัยการบินจะพิจารณาเฉพาะอากาศยานที่ใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเท่านั้น

Lance W. Traub (2011) กล่าวว่า “เวลาที่แบตเตอรี่สามารถให้พลังงานได้นานที่สุด (Time,  $t = \text{Endurance, E}$ ) คือ ปริมาณความจุ (Capacity, C) ต่อปริมาณการใช้กระแส (I)” ดังสมการต่อไปนี้

$$t, E = \frac{C}{I} \quad (2.24)$$

นำสมการที่ 2.15 มาแทนในสมการที่ 2.20 จะได้ดังนี้

$$E = \frac{\eta V_e \times C}{\sqrt{2W^3 / \rho V^2 S C_L^3 / C_D^2}} \quad (2.25)$$

โดยที่  $V_e$  คือ ความต่างศักย์ไฟฟ้า มีหน่วยเป็น โวลต์ (V)

กรณีสมการที่ 2.21 สามารถใช้คำนวณหา  $E_{max}$  ได้ต่อเมื่อทราบความจุของแบตเตอรี่และกระแสไฟฟ้าต่ำสุดที่ใช้สำหรับสร้างความเร็วในการทำการบินในอากาศได้ โดยพิจารณาที่การบินที่มีทิศทางเป็นเส้นตรง มีความเร็วคงที่และรักษาระดับการบินเท่าเดิม

กรณีสมการที่ 2.22 สามารถใช้คำนวณหา  $E_{max}$  ได้ต่อเมื่อทราบ Drag polar ที่ความเร็วอากาศยานที่ทำให้  $C_L^3 / C_D^2$  โดยพิจารณาที่การบินที่มีทิศทางเป็นเส้นตรง มีความเร็วคงที่และรักษาระดับการบินเท่าเดิม

พิสัยการบิน (Range, R) Anderson กล่าวว่า “อัตราการบินเปลืองเชื้อเพลิงต่อกำลังของเครื่องยนต์ที่ได้ในเวลาที่ผ่านมาที่ได้ระยะทางเพิ่มขึ้น ดังนั้นพิสัยการบินสูงสุด ( $R_{max}$ ) คือ ระยะทางที่ไกลที่สุดต่อการใช้พลังงานที่น้อยที่สุด” ซึ่งเป็นพิจารณา Lance W. Traub (2011) ให้ความสัมพันธ์ของ R สำหรับอากาศยานที่ใช้พลังงานจากแบตเตอรี่ ดังสมการต่อไปนี้

$$R = E \times V_\infty \quad (2.26)$$

นำสมการที่ 2.21 แทนค่า E ในสมการที่ 2.22 พร้อมทั้งสามารถจัดรูปสมการใหม่ได้ดังนี้

$$R = \frac{V_\infty C}{I} \quad (2.27)$$

จากข้างต้นของการหาสมรรถนะจะเห็นว่าหากทราบค่า  $C_D$  และ  $C_L$  จะสามารถนำไปแทนค่าในสมการเพื่อหาสมรรถนะของอากาศยานได้ แต่เนื่องด้วยข้อจำกัดที่ได้กล่าวไว้ในที่มาและความสำคัญนั้นทำให้ไม่สามารถเริ่มต้นหาสมรรถนะได้

Drew land mand (1999) ทำการทดสอบอากาศยานในอุโมงค์ลม โดยอภิปรายว่าการทดสอบหาสมรรถนะของอากาศยานในอุโมงค์ลมหรือแม้กระทั่งการคำนวณด้วยวิธีการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์ไม่สามารถคำนวณได้อย่างแม่นยำทั้งหมด ปริมาณที่วัดได้ เช่น คุณภาพการควบคุม (Control effectiveness) มีความอ่อนไหวอย่างมากต่อการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อยในพื้นที่ผิว

และค่าเรย์โนลด์ในอุโมงค์ลม การทดสอบบินจริงเพื่อหาสมรรถนะเป็นคำตอบจริงที่สามารถเชื่อถือได้สูงสุด เพียงแต่ในอากาศยานขนาดเล็กมีข้อจำกัดในเรื่องของพื้นที่การติดตั้งเครื่องมือเพื่อทำการบิน

Jon N. Ostler, (2006) สร้างเครื่องมือวัดความเร็วขนาดเล็กและระบบควบคุมการบินของอากาศยานเพื่อใช้ในการทดสอบบิน และได้เสนอวิธีการหาสมรรถนะด้วยวิธีการบินทดสอบ โดยเริ่มจากการนำระบบขับเคลื่อน ซึ่งได้แก่ มอเตอร์ที่ติดตั้งใบพัด ทำการหาประสิทธิภาพของใบพัด ( $\eta$ ) ในอุโมงค์ลมในขั้นตอนการหา Power available ของ Anderson โดยใช้เครื่องมือวัดที่มีในอุโมงค์ลมวัดค่าแรงดัน กระแส ความเร็วรอบมอเตอร์ และความเร็วลม สามารถคำนวณด้วยสมการที่ 2.14 โดยที่ค่า P คือค่าของกำลังทางไฟฟ้าที่มอเตอร์ใช้ ทำให้ทราบถึงประสิทธิภาพใบพัดในทุก ๆ ความเร็วอากาศ และเมื่อพิจารณาสมการ Power require ที่มีความสัมพันธ์ดังสมการที่ 2.12 Ostler พิจารณาว่า Power require คือ Power available เนื่องกำลังขับที่ให้กับอากาศยานในการบินที่ความเร็วคงที่นั้น ๆ คือ กำลังขับจริงที่ได้จากใบพัดที่ใช้พลังงานจากแบตเตอรี่ ดังนั้นเมื่อทำการทดสอบบินอากาศยานในรูปแบบการบินแบบรักษาเพดานบินคงที่และวัดค่าแรงดันและกระแสที่จ่ายให้มอเตอร์ขณะทำการบินจะสามารถคำนวณหา กำลังขับมอเตอร์ได้สามารถนำ  $\eta$  มาพิจารณาในรูปของ Power require ได้ ดังสมการต่อไปนี้

$$Pr = Pa \quad (2.28)$$

$$\eta Pe = Tr \times V \quad (2.29)$$

ซึ่งทำให้สามารถนำไปคำนวณหา  $C_D$  และ  $C_L$  ได้ในทฤษฎีของ Anderson ตามลำดับ

Garibaldi Castillo (2010) ใช้ IMU, GPS และ Air speed sensor ในการช่วยวัดและควบคุมผลการบินของอากาศยานที่มีการวัดที่แม่นยำขึ้น และทำการหาสมรรถนะด้วยวิธีการเดียวกับ Ostler แต่ยังคงขาดการพิจารณามุมปะทะร่วมด้วย

Christopher cotting (2010) ใช้วิธีการหาสมรรถนะด้วยการจำลองโมเดลของอากาศยานด้วยคอมพิวเตอร์ (CFD) และทำการทดสอบในอุโมงค์ลมพร้อมทั้งทดสอบบินหลาย ๆ ครั้ง เพื่อใช้ปรับปรุงระบบควบคุมอากาศยานดีขึ้น

Lance W. (2011) นำเสนอวิธีการหาความหน่วงสำหรับการบินและพิสัยการบินด้วยการประเมินจากอัตราการใช้กระแสไฟฟ้าของมอเตอร์ขณะทำการบินเทียบกับความจุแบตเตอรี่ของอากาศยานไร้คนขับ

Castillo (2015) และ Brent Michalowski (2017) โดยการสร้างเครื่องวัดข้อมูลการบิน ได้แก่ Pitot tube และก้านวัดมุมปะทะ สำหรับติดตั้งภายนอกอากาศยาน IMU และ GPS ติดตั้งภายในอากาศยาน ทำให้สามารถหาสมรรถนะได้ดีกว่า Ostler ที่ไม่มีการพิจารณามุมปะทะการบิน ซึ่งสามารถใช้งานในอากาศยานขนาดมีความยาวปีกมากกว่า 3 เมตรขึ้นไป

Pei-Hsiang chung (2019) นำวิธีการของ ostler มาประยุกต์ใช้ในทดสอบสมรรถนะของอากาศยานการด้วยการบินทดสอบ โดยเริ่มจากออกแบบและจำลองหาค่า  $C_L$  และ  $C_D$  ด้วยโปรแกรม XFR5 และทำการหาแรงขับที่ต้องการด้วยวิธีการของ Anderson ต่อมาทำการหาสมรรถนะของระบบขับเคลื่อนด้วยอุโมงค์ลมและทำบินทดสอบ นอกจากนี้ยังใช้ระบบควบคุมการบินแบบอัตโนมัติด้วย Pixhawk บอร์ด ที่มีความแม่นยำทั้งในการควบคุมการบินและการวัดผลการบิน

อย่างไรก็ตาม วิธีการข้างต้นทั้งหมดที่กล่าวมานี้ยังต้องใช้อุโมงค์ลมในการทดสอบหาอยู่ดี งานวิจัยนี้จึงได้นำเสนอวิธีการทดสอบโดยไม่ใช้อุโมงค์ลม จากวิธีการของ Ostler ที่ทำการวัดหา  $\eta$  ด้วยการใช้อุโมงค์ลมเพื่อไปคำนวณหาแรงขับที่และหาค่า  $C_L$  และ  $C_D$  กล่าวไว้ข้างต้น งานวิจัยนี้จึงสร้างเครื่องวัดแรงขับที่สามารถวัดแรงขับที่เกิดขึ้นขณะทำการบิน ซึ่งทำให้สามารถวัดแรงขับที่ต้องการได้โดยตรงและสามารถนำไปคำนวณด้วยวิธีการของ Anderson ได้ จากวิธีการของ Castillo และ Michalowski งานวิจัยนี้จึงสร้างเครื่องวัดมุมปะทะที่สามารถใช้งานกับระบบควบคุมการบินอย่าง Pixhawk ได้ จากนั้นทำการบินทดสอบโดยมีวิธีการและรายละเอียดในลำดับต่อไป

#### 2.4.2 เสถียรภาพ

เสถียรภาพของอากาศยานจะแบ่งออกเป็น 2 ประเภท คือ เสถียรภาพสถิต (Static stability) และเสถียรภาพพลวัต (Dynamic stability) โดยทั้ง 2 ประเภทจะประยุกต์ใช้กับแกนของอากาศยานทั้ง 3 ซึ่ง Static stability คือ แนวโน้มของอากาศยานที่จะกลับสู่จุดสมดุลหรือจุดทริม (Trim) ภายหลังการถูกรบกวนของลมหรือนักบิน โดยไม่ได้พิจารณาเวลาในการกลับเข้าสู่จุดนั้น แตกต่างกับ Dynamic stability ที่จะมีเวลาเข้ามาเกี่ยวข้องอยู่ในรูปความถี่และความหน่วง

ความมีเสถียรภาพ คือ ความสามารถที่อากาศยานคืนกลับสู่ท่าบินที่ต้องการโดยปราศจากการบังคับของนักบิน แบ่งเป็น 3 แกน

##### 1. เสถียรภาพตามแกนนอน (longitudinal stability)

ความโน้มเอียงที่อากาศยานจะรักษาระดับตามแกนขวาง (Lateral axis) ไว้ได้ บางแห่งเรียก เสถียรภาพตามแนวแกนนอนว่า Pitch stability คือ เสถียรภาพในการปักเงย

## 2. เสถียรภาพตามแนวแกนขวาง (Lateral stability)

อาการคงเสถียรภาพรอบแกนนอน (Longitudinal axis) ของอากาศยาน คือ การที่อากาศยานพยายามทรงตัวในท่าบินปกติหลังจากถูกแรงภายนอก เช่น ความปั่นป่วนของอากาศ (Turbulent air) บังคับให้ม้วนตัว (Rolling) ทางปีกด้านใดด้านหนึ่ง การทำให้อากาศยานกลับทรงเสถียรภาพรอบแกนนอนจะกระทำได้โดยอาศัยปีกเล็กเอียง (Ailerons)

## 3. เสถียรภาพทางทิศ (Directional stability)

เสถียรภาพของอากาศยานตามแกนตั้ง (Vertical axis) หรือแกนปกติ (Normal axis) อากาศยานที่มีเสถียรภาพแบบนี้จะกลับเข้าสู่สภาพการบินปกติหลังจากมีการหันซ้าย (Yaw) หรือแฉลบ (Sideslip) เกิดขึ้น

อากาศยานจะต้องมีทั้งเสถียรภาพสถิตและเสถียรภาพพลวัต ถ้ามีแต่เสถียรภาพสถิตแต่อย่างเดียวอากาศยานจะสามารถคืนกลับท่าเดิมได้แต่การเคลื่อนไหวจะแยกห่างออกไปทุกที แต่ถ้าอากาศยานมีเสถียรภาพทั้ง 2 ประการ ก็สามารถคืนกลับท่าเดิมและคืนสู่สภาพบินปกติ

เสถียรภาพสถิต (Static stability) หมายถึง เมื่อวัตถุถูกทำให้เคลื่อนที่จะมีแนวโน้มที่จะกลับไปอยู่ในสภาพสมดุล ซึ่งยังแบ่งออกเป็นเสถียรภาพสถิตในสภาวะปกติ (Normal static stability) คือการกลับอยู่ที่เดิมและเสถียรภาพในภาวะเป็นกลาง (Neutral static stability) คือ การที่วัตถุเมื่อถูกแรงมากกระทำแล้วจะไม่กลับมาอยู่ที่เดิมแต่จะหยุดที่จุดที่หมดแรงที่มากะนั้นั้น

เสถียรภาพพลวัต (Dynamic stability) แบ่งออกเป็น 2 ประเภทเช่นกัน คือ เสถียรภาพพลวัตในสภาวะปกติ (Normal dynamic stability) ถ้าระยะทางที่วัตถุเคลื่อนตัวลดลงเมื่อเทียบกับเวลา และเสถียรภาพพลวัตในภาวะเป็นกลาง ถ้าวัตถุมีระยะทางเคลื่อนตัวคงที่เมื่อเทียบกับเวลา

## 2.5 ข้อมูลอุปกรณ์ควบคุมและเซ็นเซอร์

งานวิจัยนี้ได้รวบรวมข้อมูลจำเพาะของอุปกรณ์ที่ใช้ในงานวิจัยรวมถึงวิธีการออกแบบเครื่องมือวัดแรงขับและเครื่องมือวัดมุมปะทะ โดยแยกหัวข้อตามส่วนประกอบต่าง ๆ ดังนี้

### 2.5.1 ลำตัวอากาศยาน

งานวิจัยนี้เลือกใช้อากาศยานที่มีพื้นที่กว้างสำหรับติดตั้งเครื่องมือวัดอย่าง Sky hunter ที่มีลำตัวที่ยาวและกว้าง มีโครงสร้างที่ทำมาจากโฟมที่เสริมความแข็งแรงด้วยแท่งคาร์บอนรวมไปถึงพื้นที่สำหรับติดตั้งเครื่องมือวัดที่ต้องดึงภายนอกอากาศยานอย่าง เครื่องมือวัดความเร็วอากาศ เครื่องวัดแรงขับ เครื่องวัดมุมปะทะ เป็นต้น โดยมีข้อมูลจะเพราะดังต่อไปนี้



รูปที่ 2.16 Sky hunter

## ตารางที่ 2.1 คุณสมบัติของ Sky hunter

Brand Name: Sonic Modell	Item Name: Full Scale Sky hunter
Wing span: 1,800 mm (70.86")	ความยาว: 1,400 mm (55.11") (ปรับได้)
พื้นที่ปีก: 36 dm <sup>2</sup> /3.9 ft <sup>2</sup> (Main wing Area)	น้ำหนักการบินสูงสุด: 3.0-3.5 กิโลกรัม
วัสดุ: EPO + คาร์บอนไฟเบอร์	CG: 1/3 ของปีกจากชายหน้าปีก

## 2.5.2 ชุดควบคุมการบินและระบบขับเคลื่อน

1) มอเตอร์เซอร์โว ES08MD II (Digital Metal gear) เป็นอุปกรณ์ทำหน้าที่ให้กำลังกับกลไกควบคุมการบิน

## ตารางที่ 2.2 คุณสมบัติของมอเตอร์เซอร์โว ES08MD II

Voltage: 4.8 V	Torque: 0.8 kg.cm
Speed: 0.09 s/60'	Size: 19 × 8.3 × 23.2 mm
Weight: 4.1 g	

2) มอเตอร์ SunnySky X2820 Brushless Motors เป็นอุปกรณ์สร้างแรงขับให้อากาศยาน

### ตารางที่ 2.3 คุณสมบัติของมอเตอร์ SunnySky X2820

Stator diameter: 28 mm	Rotor Diameter: 35 mm
Stator thickness: 20 mm	Shaft Diameter: 5 mm
No. of stator slots: 12	Body Length (Without shaft): 42 mm
No. of Rotor Poles: 14	Body Length: 61 mm
Motor: Kv 800	Max. Lipo Cell 3-5S
No-load current: 0.9A/10V	ESC 60A
Motor resistance: 41 mΩ	Recommended Prop(inch) APC13*6.5/APC12*6/APC12*8/APC13*8
Max. continuous current: 46A/30s	Weight for aerobatics airplane: 1,400-1,800 g 4SA PC12*6\APC12*8\APC13*6.5\APC13*8
Max. continuous power: 700W	Weight for 3D airplane: 1,100-1,400 g 4S APC12*6\APC12*8\APC13*6.5\APC13*8
Weight: 138 g	

3) Phoenix edge ESC (Electronic speed control) เป็นตัวที่ใช้ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์ให้หมุนช้า-เร็ว ตามสัญญาณควบคุมที่ได้รับจากกล่องภาครับ (Receiver)

### ตารางที่ 2.4 คุณสมบัติของ Electronic speed control

Input Voltage Range: MIN 2S LiPo MAX 8S LiPo	Max Voltage: 34V
Max Continuous Amperage at full throttle: 50 amps	BEC Output: 5 Amp peak
BEC Voltage: User selectable choice from 5 to 8.4 Volt output	Weight (w/wires): 2.0 oz. (56 g)
Size: W 1.0" (25.4 mm) L 2.0" (50.8 mm) D 0.9" (23.2 mm)	

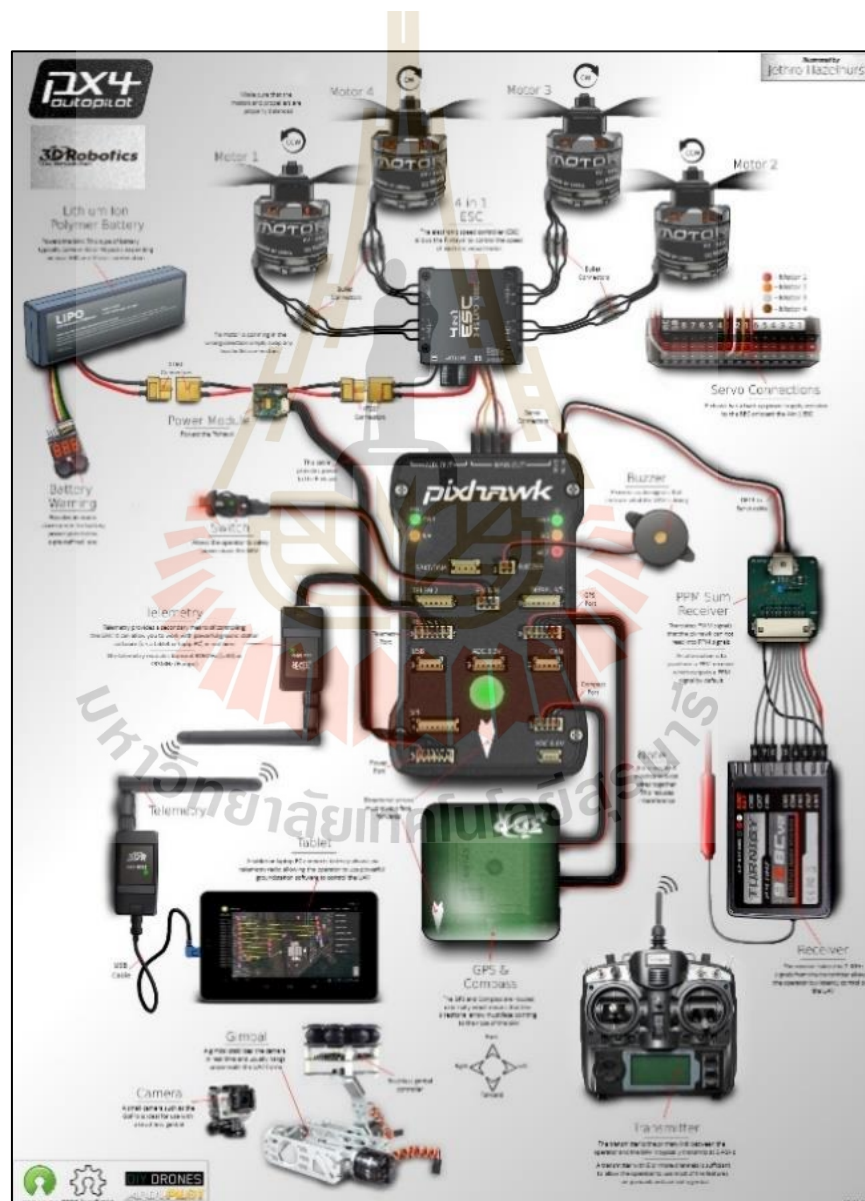
#### 2.5.3 ชุดประมวลผลการบิน

งานวิจัยนี้ชุดประมวลผลของ Pixhawk เป็นระบบช่วยควบคุมการบิน ประกอบด้วยอุปกรณ์และเครื่องมือวัดต่าง ๆ ดังต่อไปนี้

- 1) บอร์ดประมวลผล Pixhawk ที่มีเซ็นเซอร์ภายในอย่าง IMU และบารอมิเตอร์
- 2) GPS + Compass ทำหน้าที่ระบุตำแหน่ง ทิศทาง ความสูง



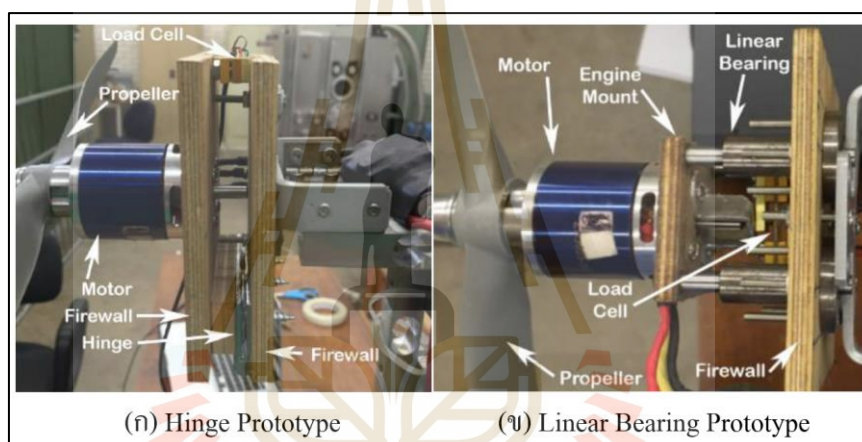
- 3) บอร์ดจ่ายไฟ (Power module) ทำหน้าที่จ่ายไฟให้กับระบบและวัดค่ากระแสและความต่างศักย์ไฟฟ้า
- 4) ตัวรับสัญญาณวิทยุ (Receiver) ทำหน้าที่รับสัญญาณวิทยุและเปลี่ยนข้อมูลเป็น PWM ส่งข้อมูลให้บอร์ดประมวลผล
- 5) Safety Switch ทำหน้าที่ป้องกันอุบัติเหตุทำงานเพื่อเปิดและปิดระบบ
- 6) Telemetry Radios ทำหน้าที่ส่งและรับข้อมูลระบบระหว่างบอร์ดประมวลผลและซอฟต์แวร์



รูปที่ 2.17 แผนผังชุดควบคุม Pixhawk (ที่มา: <https://ardupilot.org>)

### 2.5.4 เครื่องมือวัดแรงขับ

Andrew Gong และคณะ (2017) ได้กล่าวไว้ว่า เครื่องมือวัดสำหรับอากาศยานที่ใช้พลังงานไฟฟ้าขนาดเล็กนั้นมีความสำคัญมาก เนื่องจากสภาพอากาศโดยทั่วไปมีผลกระทบอย่างมากกับอากาศยานขนาดเล็ก เนื่องจากมีน้ำหนักที่เบา การประเมินผลหรือทดลองหาสมรรถนะโดยการทดสอบในอุโมงค์นั้นมีความคลาดเคลื่อนจากการใช้จริงเป็นอย่างยิ่ง อากาศยานขนาดเล็กจึงจำเป็นต้องมีเครื่องมือวัดที่สามารถวัดแรงขับเพื่อให้สามารถหาสมรรถนะที่ใกล้เคียงความจริงมากขึ้น จึงได้ทดลองและออกแบบพร้อมสร้างต้นแบบเครื่องมือวัดแรงขับสำหรับติดตั้งบนอากาศยานขนาดเล็ก 2 รูปแบบ ได้แก่ รูปแบบบานพับ (Hinge prototype) และแบบตรง (Linear bearing prototype) ดังรูปที่ 2.18 (ก) และรูปที่ 2.18 (ข) ตามลำดับ



รูปที่ 2.18 ต้นแบบเครื่องมือวัดแรงขับสำหรับติดตั้งบนอากาศยานขนาดเล็ก

จากการทดลองพบว่า รูปแบบ Hinge prototype ให้ผลการวัดที่ดีกว่าทำให้ผู้วิจัยนำรูปแบบนี้มาประยุกต์ออกแบบให้เข้ากับอุปกรณ์ที่สามารถจัดหาได้ง่ายและราคาถูกลง โดยมีรายละเอียดอุปกรณ์ดังต่อไปนี้

#### 1) TAL220B Miniature Load Cell

Straight bar load cell นี้หรืออาจเรียกว่า “Strain gauge” สามารถแปลงค่าความดันหรือแรงที่กระทำได้มากถึง 5 กิโลกรัม ไปเป็นสัญญาณอิเล็กทรอนิกส์ (Electrical signal) โดย Load cell จะสามารถวัดความต้านทานไฟฟ้า (Electrical resistance) ที่เปลี่ยนแปลงไปตามแรงกดหรือแรงดึงที่กระทำ ซึ่งก็จะสามารถบอกได้ว่าแรงหรือน้ำหนักที่กดอยู่มีค่ามากน้อยเพียงใด รายละเอียดของ Miniature load cell มีดังนี้

ตารางที่ 2.5 คุณสมบัติของ TAL220B Miniature load cell

<b>Capacity</b>	5 kg
<b>Material</b>	Aluminum-Alloy
<b>Parallel beam type</b>	IP65 Rating
<b>55 mm × 12.7 mm × 12.7 mm, 200 mm Wire</b>	

### 2) SparkFun load cell amplifier-HX711

SparkFun load cell amplifier เป็น Breakout board ขนาดเล็กสำหรับทำให้การอ่าน Load cell ง่ายขึ้นเพื่อใช้ในการวัดน้ำหนักหรือแรงที่กระทำ โดยการต่อ Amplifier นี้ไปยัง Microcontroller ก็จะสามารถอ่านความต้านทานไฟฟ้าที่เปลี่ยนแปลงของ Load cell ได้ รายละเอียดของ SparkFun Load Cell Amplifier มีดังนี้

ตารางที่ 2.6 คุณสมบัติของ SparkFun load cell amplifier-HX711

<b>Operation Voltage: 2.7V-5V</b>	Operation Current: < 1.5 mA
<b>Selectable 10SPS or 80SPS output data rate</b>	Simultaneous 50 and 60 Hz supply rejection

### 3) Arduino Pro Mini 328-5V/16MHz

Arduino Pro Mini เป็นบอร์ดที่ขนาดเล็กและเบาใช้ในการอ่านข้อมูลและแปลงข้อมูลเป็นแบบ I2C data ส่งไปยัง Pixhawk4 board โดยมีรายละเอียดดังนี้

ตารางที่ 2.7 คุณสมบัติของ Arduino Pro Mini

<b>ATmega328 running at 16 MHz</b>	0.8 mm Thin PCB
<b>Supports auto-reset</b>	Max. 150 mA output
<b>Over current protected</b>	DC input 5V up to 12V
<b>On board Power and Status LEDs</b>	Analog Pins: 8
<b>Digital I/Os: 14</b>	0.7 × 1.3" (18 × 33 mm)
<b>Arduino Pro Mini 328 - 5V/16MHz</b>	

### 2.5.5 เครื่องมือวัดมุมปะทะ

งานวิจัยนี้ออกแบบหางเสือ ที่มีหน้าตัดเป็น Symmetry airfoil โดยพฤติกรรมของ Symmetry airfoil เมื่อเกิดมุมปะทะกับกระแสอากาศจะทำให้เกิดความต่างของความดัน ด้านที่มีความดันมากกว่าจะทำให้ครีบก่เคลื่อนที่ไปยังด้านที่มีความดันน้อยกว่า และจะส่งผลให้ความแตกต่างของความดันทั้ง 2 ด้านเริ่มลดลงจนมีความดันเท่ากัน นั่นหมายถึง หางเสืออยู่ในตำแหน่งที่ขนานกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศ งานวิจัยนี้ออกแบบกลไกการทำงานของเครื่องมือวัดคล้ายคลึงกับ Wind vane หรือ Weather vane โดยให้หางเสือ ทำหน้าที่เป็นหางเสือและลูกศรด้านหน้าทำหน้าที่เป็น Counterweight (ดังรูปที่ 1) ดังนั้นแรงดันที่กระทำต่อหางเสือจะทำให้เกิด Pitching moment กับกลไกทำให้ตอบสนองต่อกระแสอากาศได้ ในการออกแบบหางเสือจะต้องออกแบบให้มีขนาดที่สามารถสร้างแรงยก ที่มุมปะทะต่ำ ๆ ในความเร็วอากาศขั้นต่ำที่ต้องและเกิด Pitching moment ที่มีค่ามากกว่า Torque friction of bearing จึงจะสามารถใช้งานได้ โดยสมการ Torque friction of bearing (Svenska Kullagerfabriken. General Catalogue,2003) แสดงดังต่อไปนี้

$$M = 0.5\mu Pd \quad (2.30)$$

โดยที่	M	คือ โมเมนต์จากแรงเสียดทาง มีหน่วยเป็น นิวตันเมตร (Nm)
	$\mu$	คือ สัมประสิทธิ์แรงเสียด
	P	คือ แรงเสียดทาง มีหน่วยเป็น นิวตัน (N)
	d	คือ เส้นผ่าศูนย์กลางแบร์ริง มีหน่วยเป็น เมตร (m)

$$\text{Pitching moment (P)} = \text{Lift} \times \text{Length (Center of pressure-Pivot point)} \quad (2.31)$$

AS5048A เป็น Rotary position sensor (ที่รู้จักกันในชื่อ Encoder) ใช้สำหรับการวัด Absolute angular ในรอบของการหมุน 360 องศา โดยใช้เทคโนโลยี Contactless magnetic sensor ซึ่งอุปกรณ์ที่เหมาะสมสำหรับการใช้งานจะต้องมีแกนที่มี Simple 2-pole magnet ติดอยู่ หมุนอยู่ด้านบนหรือด้านล่างของ Sensor IC นอกจากนี้ ยังสามารถเขียนโปรแกรมเพื่อกำหนดตำแหน่งศูนย์ (Zero position) ได้ง่ายด้วยคำสั่ง SPI (AMS, 2019) มีรายละเอียดดังนี้

ตารางที่ 2.8 คุณสมบัติของ Arduino Pro Mini

<b>Resolution</b>	14-bit resolution (16384 positions/revolution)
<b>Operating temperature</b>	-40°C up to +150°C
<b>Angle accuracy</b>	0.05° after system linearization and averaging

## 2.6 XLFR5 program

XLFR5 เป็นโปรแกรมสำหรับการวิเคราะห์การไหลผ่านอากาศยานกรณีเลขเรย์โนลด์ต่ำ (น้อยกว่า 1 ล้าน) โดยใช้วิธี 3D Panel method, Vortex lattice method (VLM) ซึ่งเป็นการวิเคราะห์แบบไม่มีความหนืด (Inviscid) หรือ Potential flow โดยจุดเด่นของวิธีนี้คือ มีการคำนวณที่รวดเร็วซึ่งเหมาะกับช่วงการออกแบบเบื้องต้นที่ต้องปรับเปลี่ยนและเปรียบเทียบแบบอยู่บ่อยครั้ง (XFLR, 2020) อย่างไรก็ตาม ความแม่นยำของโปรแกรมนี้นั้นต่ำกว่าการใช้ ANSYS Fluent เนื่องจากไม่ได้คำนวณผลจากความหนืดโดยตรง แต่ได้มีการเพิ่มความแม่นยำให้มากขึ้นด้วย แบบจำลองที่เรียกว่า “Vicious Boundary Layer” (Drela, M., and Giles, M.B., 1987) โปรแกรม XLFR5 ประกอบไปด้วย 2 ส่วนคือ การวิเคราะห์แพนอากาศด้วยโปรแกรม XFOIL ซึ่งสามารถหาสัมประสิทธิ์แรงยก แรงต้าน และโมเมนต์ได้เมื่อใส่พิกัดรูปร่างของแพนอากาศเข้าไป โดยเป็นการใช้ทฤษฎี Panel method สามารถปรับเปลี่ยนเลขเรย์โนลด์และมุมปะทะได้ตามต้องการ ในส่วนที่ 2 คือ การออกแบบและวิเคราะห์แรงที่ปีก โมเมนต์ และเสถียรภาพ

## บทที่ 3

### วิธีการดำเนินการวิจัย

งานวิจัยนี้นำเสนอการสร้างเครื่องจำลองการบินเสมือนจริงที่มีการนำอากาศยานไร้คนขับมาทำการบินจริง ขณะที่อากาศยานกำลังทำการบินจะมีการส่งข้อมูลการบินมาแสดงผลที่ห้องควบคุมการบินภาคพื้น ทำให้เป็นการบินที่มีความเสมือนจริงมากขึ้นกว่าการบินด้วยโปรแกรมจำลอง ซึ่งถือได้ว่าเป็นนวัตกรรมใหม่ของการจำลองการบิน งานวิจัยนี้มุ่งเน้นในการหาสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาดเล็ก ความยาวปีกไม่เกิน 3 เมตร โดยใช้การควบคุมการบินด้วยเครื่องจำลองการบิน จากนั้นทำการบินอากาศยานเพื่อทดสอบหาสมรรถนะ โดยมีรายละเอียดของวิธีการดำเนินการวิจัยดังต่อไปนี้

#### 3.1 การสร้างเครื่องจำลองการบิน

ในส่วนนี้ผู้วิจัยได้ร่วมพัฒนาและสร้างเครื่องจำลองขนาดจริงกับสาขาวิศวกรรมอากาศยาน มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีเพื่อใช้ในการเรียนการสอน โดยการออกแบบโครงสร้างห้องนักบินมีอากาศยาน Cessna 172 เป็นต้นแบบ อีกทั้งยังออกแบบให้สามารถติดตั้งอุปกรณ์แสดงผลการบิน (Flight instrument) ที่มีพอดเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์ หน้าจอแสดงผลการบินของอากาศยานและคันบังคับสำหรับควบคุมการบินได้ งานวิจัยนี้เลือกใช้ชุดบังคับยี่ห้อ Logitech รุ่น Saitek PRO Flight System Bundles ดังรูปที่ 3.1 โดยอุปกรณ์นี้ให้ค่าสัญญาณแบบอนาล็อกเมื่อมีการทำงาน



รูปที่ 3.1 Controllers, Yoke, Pedals, Throttle และ Radio

จากนั้นงานวิจัยนี้ใช้บอร์ด Arduino mega และ USB Host Shield อ่านข้อมูลจากคันทิ้งกับ และแปลงข้อมูลส่งให้กับอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุรุ่น TBE crossfire เพื่อส่งสัญญาณควบคุมไปที่ตัวรับสัญญาณที่ถูกติดตั้งบนอากาศยาน



รูปที่ 3.2 TBE crossfire (ที่มา: <https://rc-innovations.es>)

ในลำดับต่อมาใช้อุปกรณ์รับส่งข้อมูลการบินแบบ MAV-link ด้วย Telemetry 915 MHz เพื่อแสดงผลบนหน้าจอนักบิน อุปกรณ์นี้ใช้งานร่วมกับโปรแกรม Qground control ในการรับและ ส่งข้อมูลเพื่อแสดงผลบนหน้าจอต่าง โปรแกรม ยกตัวอย่างเช่น ความเร็วการบิน ความสูงการบิน ทิศทางการบิน เวลาทำการบินและ โหมคในการบิน เป็นต้น



รูปที่ 3.3 Telemetry 915 MHz

### 3.2 การติดตั้งระบบบนอากาศยาน

ในการติดตั้งระบบบนอากาศยานสำหรับการวิจัยนี้ สิ่งที่ต้องคำนึงถึงหากทำการออกแบบและสร้างอากาศยานขึ้นมาเอง คือ ขนาดความถูกต้องจากการออกแบบ, ความแข็งแรงของโครงสร้าง และพื้นที่ในการติดตั้งอุปกรณ์และเครื่องมือวัดที่จำเป็นสำหรับการบิน ในทางปฏิบัติแล้ว การสร้างออกแบบและสร้างถือได้ว่าเป็นงานที่ละเอียดสูง สามารถผิดพลาดได้ง่ายหากเครื่องมือที่ใช้ไม่ได้มีมาตรฐานมากพอ เพื่อให้ได้อากาศยานที่มีความถูกต้องตามการออกแบบ ซึ่งผู้วิจัยรวมถึงห้องปฏิบัติการวิจัยในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ไม่มีเครื่องมือที่สามารถใช้สร้างอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กสนับสนุน ดังนั้นเพื่อเป็นการประหยัดเวลาและงบประมาณที่มีอยู่อย่างจำกัด รวมไปถึงการลดปัญหาต่าง ๆ ที่จะตามมาระหว่างการสร้างอากาศยาน งานวิจัยนี้จึงเลือกใช้อากาศยานที่มีอยู่ในห้องปฏิบัติการวิจัยด้านอากาศยานไร้คนขับของหลักสูตรวิศวกรรมอากาศยาน มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ที่มีไว้สำหรับการเรียนรู้ระบบควบคุมอากาศยานไร้คนขับ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

#### 3.2.1 โครงสร้างอากาศยาน

อากาศยานสำหรับทดสอบมีพื้นที่ภายในลำตัวที่กว้างสำหรับติดตั้งเครื่องมือวัดและอุปกรณ์ควบคุมการบิน เช่น Pixhawk บอร์ด GPS ตัวรับส่งสัญญาณวิทยุ ตัวรับส่งข้อมูลการบิน โดยเลือกเป็นอากาศยาน รุ่น SKY HUNTER โครงสร้างทำจากโฟมและเสริมความแข็งแรงด้วยแท่งคาร์บอน รวมไปถึงพื้นที่สำหรับติดตั้งเครื่องมือวัดที่ต้องติดตั้งภายนอกอากาศยานอย่าง เครื่องมือวัดความเร็วอากาศ เครื่องวัดแรงขับ เครื่องวัดมีปะทะ เป็นต้น โดยมีรายละเอียดโดยรวมดังรูปที่ 3.4

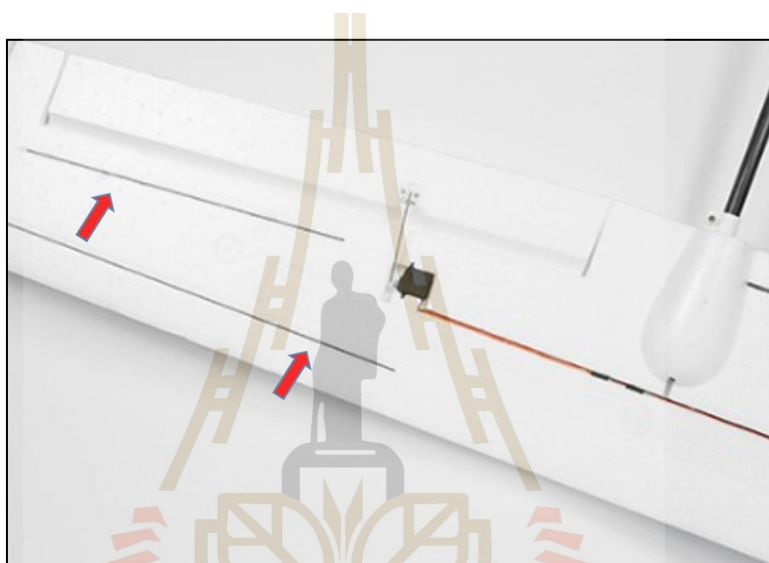


รูปที่ 3.4 SKY HUNTER (ที่มา: <https://th.geekbuying.com>)





รูปที่ 3.5 พื้นที่ภายในของ SKY HUNTER



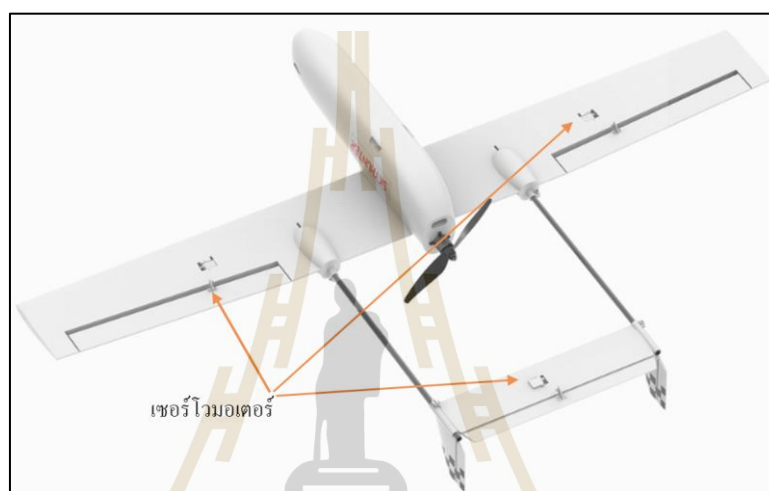
รูปที่ 3.6 การเสริมความแข็งแรงด้วยแท่งคาร์บอน

SKY HUNTER เป็นอากาศยานขนาดเล็ก โดยมีระยะความยาวปีกที่ 1.8 เมตร และความยาวลำตัว 1.4 เมตร น้ำหนักการบินสูงสุด 3.5 กิโลกรัม มีฝาครอบด้านหน้าและด้านข้างที่สามารถเปิดปิด เพื่อใช้สำหรับการติดตั้งและตรวจสอบหรือซ่อมบำรุงเครื่องมือที่อยู่ภายในอากาศยานได้อย่างสะดวก มีรูระบายอากาศภายในอากาศยาน เพื่อช่วยระบายความร้อนของเครื่องมือและอุปกรณ์ที่ติดตั้งภายในอากาศยานถูกออกแบบมาให้ใช้ระบบขับเคลื่อนจากด้านหลัง ข้อดีคือโอกาสเกิดอากาศที่เกิดจากระบบขับเคลื่อนไม่ไปรบกวนการทำงานของเครื่องมือวัดอื่น ๆ ที่ติดตั้งสามารถถอดประกอบโครงสร้างได้ง่ายเพื่อการจัดเก็บ

### 3.2.2 การติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมการบิน

การติดตั้งอุปกรณ์แบ่งออกเป็น 2 ส่วน ได้แก่ ส่วนบังคับปีกเพื่อควบคุมการบิน และส่วนประมวลผลการบิน สองส่วนนี้มีความแตกต่างกันในการติดตั้งดังนี้

การติดตั้งอุปกรณ์สำหรับบังคับกลไก ได้แก่ เซอร์โวมอเตอร์ที่ทำหน้าขยับปีกเล็ก แก้วเอียง (Aileron) และส่วนควบคุมแนวระดับ (Elevator) ควรติดตั้งบริเวณช่วงกึ่งกลางของกลไก เพื่อให้มอเตอร์สามารถให้กำลังอย่างมีประสิทธิภาพสูงสุดและตัวมอเตอร์ควรรออยู่ภายใต้แนวผิวของปีกอากาศยาน เพื่อลดแรงต้านหรือผลกระทบที่อาจเกิดจากกระแสอากาศ โดยปกติแล้วอากาศยานที่ผลิตมาขายนั้นจะมีพื้นที่สำหรับติดตั้งไว้ให้ เหลือเพียงการยึดมอเตอร์เข้ากับพื้นที่ติดตั้งให้มั่นคงและทนต่อการใช้งานถือว่าเพียงพอแล้ว ดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 3.7 การติดตั้งเซอร์โวมอเตอร์

การติดตั้งอุปกรณ์ประมวลผลเพื่อควบคุมการบิน ได้แก่

1. บอร์ดควบคุม งานวิจัยนี้เลือกใช้บอร์ด Pixhawk 4 ที่มีเครื่องมือวัดบารอมิเตอร์ (วัดความสูง) ไจโรแมกเนติก (วัดท่าทางการบิน) มาพร้อมในตัว ตำแหน่งที่เหมาะสมสำหรับการติดตั้งคือ กึ่งกลางจุดหมุน (Center of gravity, CG) ของอากาศยานหรือเข้าใกล้มากที่สุด ต้องไม่มีสนามแม่เหล็กรบกวนและมีการถ่ายเทอากาศน้อยเพื่อให้บารอมิเตอร์ทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ

2. เครื่องมือวัดความเร็ว (Airspeed sensor) โดยปกติแล้วจะติดตั้งบริเวณชายหน้าปีกอากาศยานสำหรับอากาศยานที่มีระบบขับด้านหน้า เพื่อหลีกเลี่ยงกระแสอากาศที่ไม่คงที่จากใบพัด แต่สำหรับอากาศยานที่ใช้ระบบขับด้านหลังจะติดตั้งด้านหลังสุดหรือด้านข้างที่ใกล้ด้านหน้าของอากาศยาน ในทางปฏิบัติแล้วจะต้องพิจารณาความยาวของสายสัญญาณแล้วสายส่งพลังงานสำหรับอุปกรณ์ด้วย โดยงานวิจัยนี้ติดตั้งด้านข้างของอากาศยาน

3. อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์นำร่องการบิน (Global Positioning System, GPS) อุปกรณ์ตัวนี้มีความสำคัญอย่างยิ่งในการบินอัตโนมัติ ในการติดตั้งจะต้องให้อยู่บริเวณสูงสุดของโครงสร้างและต้องไม่มีสนามแม่เหล็กรบกวน นั่นคือต้องติดตั้งให้ไกลจากมอเตอร์
4. อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ (Receiver) งานวิจัยนี้ใช้สัญญาณวิทยุในการควบคุมที่ความถี่ 2.4 GHz ดังนั้นจึงต้องติดตั้งตัวรับสัญญาณวิทยุเพื่อควบคุมการบินไว้บนอากาศยานด้วย โดยติดตั้งบริเวณที่ห่างจากมอเตอร์เพื่อหลีกเลี่ยงการรบกวนจากสนามแม่เหล็ก
5. อุปกรณ์รับส่งข้อมูลการบิน (Telemetry) ความถี่ 915 MHz ติดตั้งบริเวณที่ไกลจากมอเตอร์
6. อุปกรณ์ส่งสัญญาณ (Receiver) ความถี่ 5.8 GHz ติดตั้งบริเวณที่ห่างจากมอเตอร์ และไม่ควรรอยู่ใกล้ข้อที่ 4 และข้อที่ 5
7. กล้องถ่ายภาพวิดีโอ ติดตั้งบริเวณที่ทำให้มองเห็นมุมกว้างมากที่สุด



รูปที่ 3.8 การติดตั้งอุปกรณ์บนอากาศยาน

### 3.3 การสร้างเซ็นเซอร์

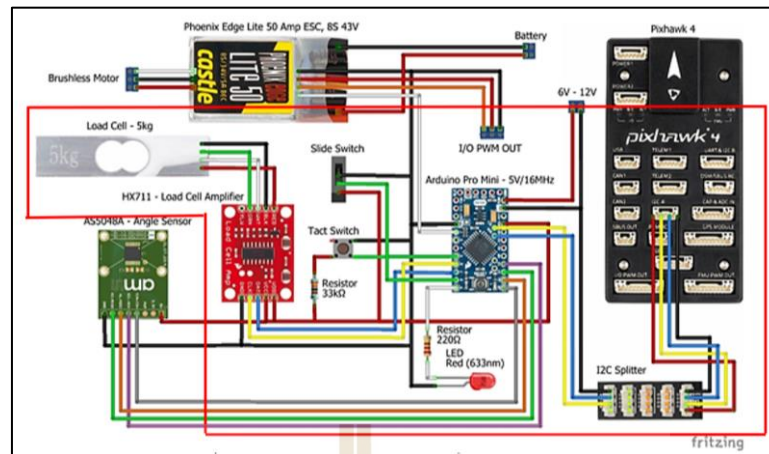
จากวิธีการหาสมรรถนะของ John D. Anderson. (2012) พบว่า หากต้องการหาสมรรถนะของอากาศยาน จำเป็นต้องทราบข้อมูลจำเพาะของอากาศยานอย่าง สัมประสิทธิ์แรงยก ( $C_L$ ) และแรงต้านอากาศ ( $C_D$ ) ที่เกิดขึ้นทุกความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านอากาศยาน ที่นำไปสู่การคำนวณหาตัวแปรสมรรถนะอื่น ๆ รวมถึงการทดสอบหาประสิทธิภาพใบพัดและเครื่องยนต์เพื่อนำมาคำนวณ แต่สำหรับงานอากาศยาน ไร้คนขับขนาดเล็กที่ใช้ในงานวิจัยนี้ไม่มีข้อมูลจำเพาะ จึงจำเป็นต้องหาวิธีการวัด  $C_L$  และ  $C_D$  เอง ซึ่งเทคโนโลยีในปัจจุบันไม่มีมือเครื่องที่สามารถวัด  $C_L$  และ  $C_D$  ได้โดยตรง ซึ่ง Ostler, Jon N (2006) ได้นำเสนอวิธีการวัดที่นำไปสู่การคำนวณหา  $C_L$  และ  $C_D$  ของอากาศยานด้วยวิธีการวัดพลังงานที่ให้กับมอเตอร์ไฟฟ้าคือ กระแสและแรงดัน จากนั้นนำไปแทนในสมการที่ 2.16 โดยค่าประสิทธิภาพใบพัดพร้อมทั้งค่ากำลังสูงสุดของมอเตอร์จากการทดสอบในอุโมงค์ลม ซึ่งทำให้สามารถคำนวณย้อนกลับของสมการเพื่อหา  $C_L$  และ  $C_D$  ได้ จากนั้นจึงนำไปหาสมรรถนะด้วยวิธีการของ Anderson แต่สำหรับงานวิจัยนี้มีขีดจำกัดในส่วนขนาดอุโมงค์ลมที่มีในปฏิบัติการมีขนาดเล็กไม่เอื้ออำนวยต่อการทดสอบ ดังนั้นงานวิจัยนี้ต้องทำการสมรรถนะในรูปแบบใหม่ ที่ไม่ต้องใช้อุโมงค์ลมในการทดสอบ

จากสมการที่ 2.5 และสมการที่ 2.6 งานวิจัยนี้พิจารณาความเป็นไปได้ในการหาสมรรถนะจากตัวแปรที่ไม่ทราบค่า คือ แรงขับและมุมปะทะการบิน ดังรูปที่ 2.7 หากทราบตัวแปรข้างต้นนี้จะสามารถนำไปคำนวณในสมการที่ 2.10 เพื่อค่า  $C_D$  ได้ ซึ่งเป็นความสัมพันธ์ของแรงที่เกิดขึ้นขณะทำการบินแบบระดับการบินคงที่ (Level-flight) ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงเล็งเห็นว่า ปัจจุบันขนาดของอุปกรณ์วัดแรงทางวิศวกรรมอย่าง โหลดเซลล์และอุปกรณ์วัดมุมอย่าง Encoder มีขนาดเล็ก น้ำหนักเบา และราคาถูก เหมาะสมต่อการนำมาประยุกต์สร้างเครื่องมือวัดแรงขับและเครื่องมือวัดมุมปะทะเพื่อให้สามารถคำนวณหา  $C_L$  และ  $C_D$  ได้ โดยมีรายละเอียดการสร้างเพื่อใช้งานดังต่อไปนี้

#### 3.3.1 เซ็นเซอร์วัดแรงขับ (In-flight thrust sensor)

##### 1) การเลือกใช้อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เพื่อใช้สร้างเซ็นเซอร์

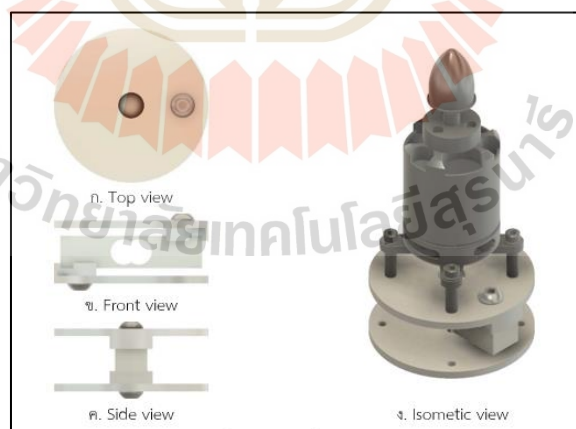
ปัจจัยหลักในการเลือกใช้อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์สำหรับติดตั้งบนอากาศยานจะต้องมีน้ำหนักเบา ทนทานต่อการใช้งาน ความแม่นยำถูกต้องและหาง่ายหากต้องการทดแทนหรือสร้างเพิ่ม งานวิจัยนี้ใช้ TAL220B Miniature Load Cell เป็นอุปกรณ์ในการวัดแรงขับ ใช้ SparkFun Load Cell Amplifier-HX711 เป็นอุปกรณ์ขยายสัญญาณจาก Load cell ใช้ Arduino Pro Mini ในการอ่านค่าสัญญาณและเปลี่ยนข้อมูลเป็น I2C data ส่งไปยัง Pixhawk4 board และใช้ Pixhawk4 board เป็นอุปกรณ์บันทึกข้อมูลพร้อมทั้งส่งข้อมูลผ่าน Telemetry เพื่อแสดงผลข้อมูลที่ภาคพื้นแสดงดังรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 แผนภาพการเชื่อมต่อเครื่องมือวัดแรงขับ

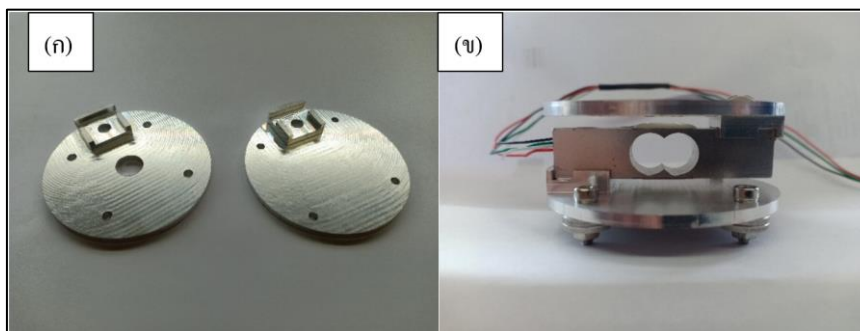
## 2) ออกแบบและสร้างเครื่องวัดแรงขับ

การออกแบบเครื่องวัดแรงขับใช้โปรแกรม Autodesk Fusion 360 ออกแบบสำหรับติดตั้งกับมอเตอร์ SUNNYSKY X2814 โดยมีรูปแบบเป็นบานพับ คือมี จุดยึด 1 จุด แสดงดังรูปที่ 3.10 (ข) ที่ Andrew Gong ได้มีการกล่าวไว้ก่อนหน้านี้ วัสดุที่ใช้เป็นแผ่นอลูมิเนียม Alloy 5083 ที่ให้ความแข็งแรงและมีน้ำหนักเบา ดังรูปที่ 3.10



รูปที่ 3.10 แบบเครื่องวัดแรงขับ

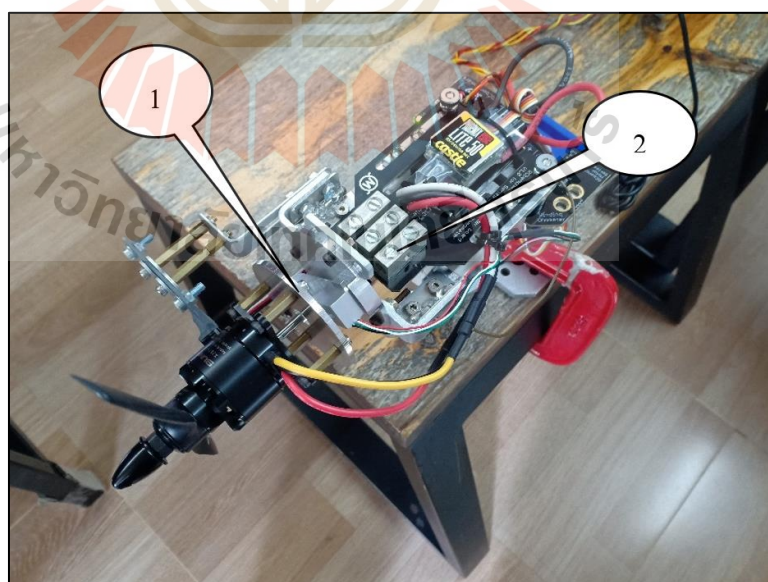
จากนั้นทำการขึ้นรูปด้วยเครื่อง CNC Milling ในการสร้าง ดังรูปที่ 3.11 (ก) และประกอบเป็นเครื่องวัดแรงขับดังรูปที่ 3.11 (ข) จากนั้นเชื่อมต่อเข้ากับบอร์ด Arduino Pro Mini และทำการอ่านค่าสัญญาณเพื่อนำไปทดสอบเทียบค่าการวัดในลำดับต่อไป



รูปที่ 3.11 เครื่องวัดแรงขับ

### 3) การสอบเทียบวัด

การสอบเทียบเครื่องวัดแรงขับ ผู้วิจัยได้ทำการสอบเทียบแบบสถิตและพลวัต โดยเริ่มจากการสอบเทียบแบบสถิตที่ใช้ตุ้มน้ำหนักมาตรฐาน (F1 Standard weight) ทำการทดสอบ โดยเทียบค่าที่อ่านได้จากการวัดกับมวลมาตรฐานที่ทำการทดลอง นำผลที่ได้หาความคลาดเคลื่อน การวัด เพื่อนำไปเป็นเป็นค่าเกณฑ์ที่ใช้ในการแปลงข้อมูลเพื่อให้ค่าการวัดที่อ่านได้มีความแม่นยำมากขึ้น ต่อมาทำการสอบเทียบแบบพลวัตด้วยเครื่องวัดแรงขับ RCBenchmark รุ่น 1580 ที่มีความละเอียดสูงและนิยมในงานอย่างมากในปัจจุบัน ดังรูปที่ 3.12



รูปที่ 3.12 การติดตั้งเครื่องวัดแรงขับกับ RCBenchmark

หมายเลข 1 คือ เครื่องวัดแรงขับ

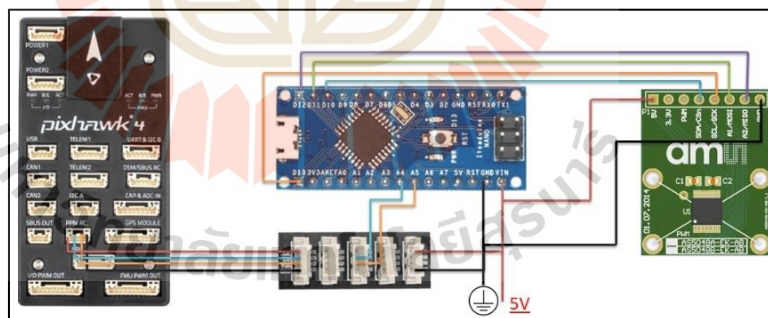
หมายเลข 2 คือ เครื่องวัดแรงขับ RCBenchmark รุ่น 1580

การทดลองเริ่มจากการส่งสัญญาณด้วยรีโมทวิทยุไปที่ตัวรับสัญญาณ เพื่อส่งต่อให้ตัว Electronic speed control (ESC) ทำหน้าที่จ่ายไฟตามค่าสัญญาณให้มอเตอร์ทำงาน เมื่อมอเตอร์หมุนจะเกิดแรงขับที่กระทำกับเครื่องวัดแรงขับที่ติดอยู่กับมอเตอร์และเช่นเดียวกัน จะเกิดแรงที่กระทำที่เครื่องวัดแรงขับ RCBenchmark ด้วย ซึ่งมีค่าเท่ากัน จากนั้นทำการบันทึกผลการทดลองและอภิปรายผลการทำงาน

### 3.3.2 เซ็นเซอร์วัดมุมปะทะ (Angle of attack sensor)

#### 1) การเลือกใช้อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์

ปัจจัยหลักในการเลือกใช้อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์สำหรับติดตั้งบนอากาศยานจะต้องมีน้ำหนักเบา, ทนทานต่อการใช้งานและความแม่นยำถูกต้อง งานวิจัยนี้ใช้ High-resolution rotary encoder (As5048a) ซึ่งเป็น Magnetic position sensor ที่มีแรงเสียดทานต่ำ โดยหลักการวัดคือ วัดการเปลี่ยนแปลงของสนามแม่เหล็กเมื่อเกิดการหมุนทำให้สามารถวัดตำแหน่งได้ เซ็นเซอร์นี้ส่งข้อมูล Output ได้ 2 รูปแบบ คือ SPI data และ PWM ซึ่งความละเอียดสูงสุดที่สามารถวัดองศาได้คือ 0.06 องศา ในแบบ SPI data จากนั้นใช้ Arduino Nano board ที่ขนาดเล็กและเบาในการอ่านข้อมูลและแปลงแปลงข้อมูลเป็นแบบ I2C data ส่งไปยัง Pixhawk4 board เพื่อบันทึกผล

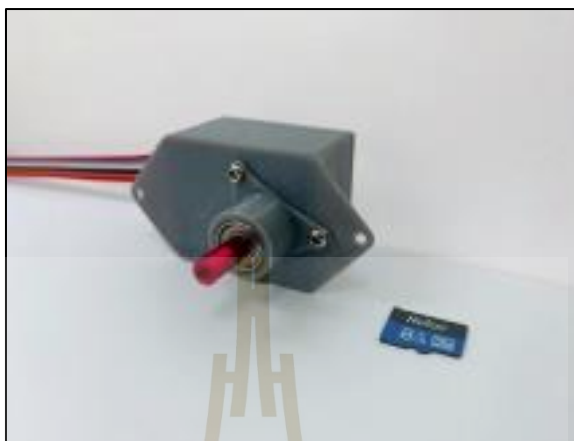


รูปที่ 3.13 แผนภาพการเชื่อมต่อ Pixhawk4 board, Arduino Nano board และ As5048a sensor

#### 2) ออกแบบเครื่องวัดมุม

ข้อมูลองค์ประกอบจาก High-resolution rotary encoder (As5048a) มาออกแบบและสร้างชิ้นส่วนที่สามารถติดตั้งบนอากาศยานขนาดเล็กได้ง่าย โดยใช้โปรแกรม SolidWorks ในการออกแบบและทำการขึ้นรูปด้วยเครื่องปรี้น 3 มิติ โดยตั้งความละเอียดของแต่ละ Layer 0.006 mm

วัสดุที่ใช้เป็นพลาสติกแบบ PLA จากนั้นประกอบเป็นเครื่องวัดมุมและใช้ Arduino Nano อ่านค่ามุม จาก As5048a sensor



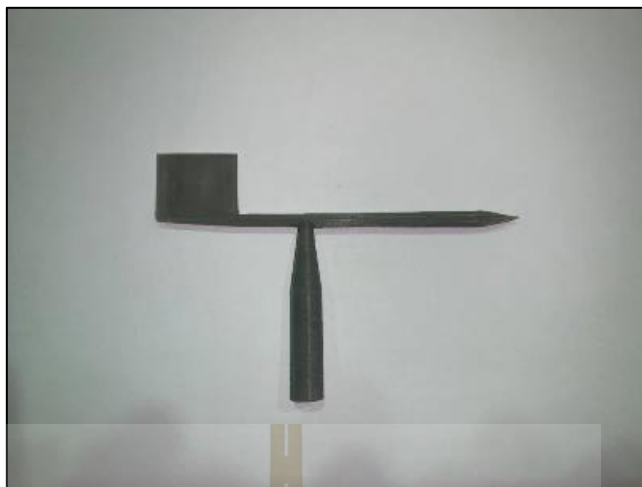
รูปที่ 3.14 เครื่องวัดมุม

### 3) การออกแบบกลไก

การออกแบบเครื่องวัดมุมปะทะได้อาศัยรูปแบบเครื่องวัดทิศทางอากาศที่มีลูกศรด้านหน้าที่ชี้ทิศทางลมที่เข้ามาปะทะเชื่อมกับมีหางเสือด้านหลังที่ทำหน้าที่ปะทะกับทิศทางลม จุดกึ่งกลางมวลถูกตรึงเข้ากับตัวยึดเพื่อให้ง่าย

งานวิจัยนี้ออกแบบหางเสือที่สามารถทำงานได้ด้วยความเร็วขั้นต่ำอยู่ที่ 10 เมตร/วินาที โดยใช้แพนอากาศ (Airfoil) แบบ NACA 009 ที่ความยาวคอर्ड 20 มิลลิเมตร, ความยาวปีก 20 มิลลิเมตร ระยะห่างจากจุดหมุนกับจุดศูนย์กลางความดัน ( $C_p$ ) 25 มิลลิเมตร, เลขเรย์โนลด์ที่ความเร็ว 5 เมตร/วินาที คือ 7,000 และ  $C_l @ AOA 0.1$  องศา คือ 0.006 ซึ่งจากสมการที่ 2.3 จะได้  $L$  คือ 49.32 ไมโครนิวตัน, จากสมการที่ 2.31 จะได้  $P$  คือ 1.23 ไมโครนิวตันเมตร และจากสมการที่ 2 M คือ 375 ไมโครนิวตันเมตร นั้นทำให้พบว่า  $P$  มีค่าเป็น 3.3 เท่าของ  $M$  ซึ่งบ่งบอกได้ว่า หางเสือสามารถตอบสนองต่ออากาศได้ที่ความเร็ว 5 เมตรต่อวินาที และมุมปะทะขั้นต่ำ 0.1 องศา หลังจากนั้น โดยใช้โปรแกรม SolidWorks ในการออกแบบ ขึ้นรูปด้วยเครื่องพิมพ์สามมิติ มี 3 แบบ ดังรูปที่ 3.15-3.17





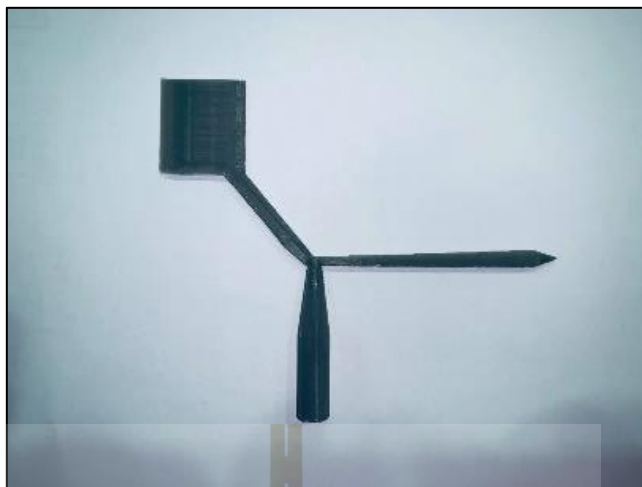
รูปที่ 3.15 กลไกวัดทิศทางลมรูปแบบที่ 1

มีลักษณะก้านตรงจากลูกศรชี้ทิศทางลมจนถึงหางเสือ รูปแบบนี้สามารถพบได้ทั้งไปจากเครื่องวัดทิศทางอากาศที่มีการจำหน่ายในเชิงพาณิชย์



รูปที่ 3.16 กลไกวัดทิศทางลมรูปแบบที่ 2

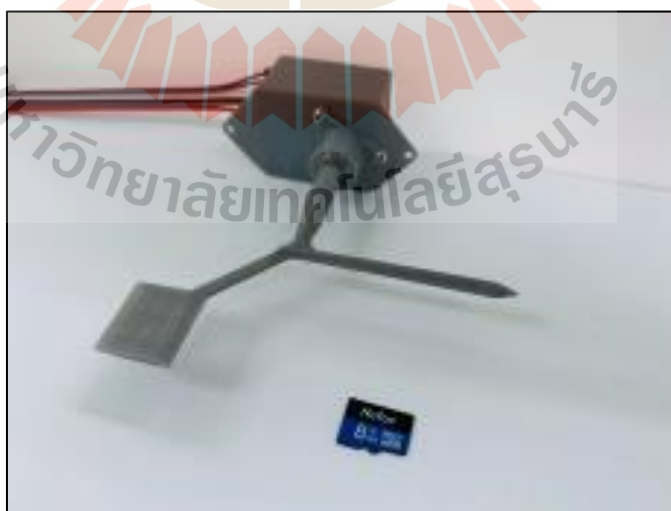
มีลักษณะหน้าตัดก้านลูกศรชี้ทิศทางลมแบบทรงแบนช่วยให้ตอบสนองต่อกระแสอากาศได้ดีขึ้นและมีก้านเอียงที่เชื่อมต่อกับหางเสือ ซึ่งช่วยให้ลมที่ผ่านหางเสือไม่ถูกรบกวนจากลมที่ผ่านลูกศรชี้ทิศทางอากาศ



รูปที่ 3.17 กลไกวัดทิศทางลมรูปแบบที่ 3

มีลักษณะหน้าตัดก้านลูกศรชี้ทิศทางลมแบบกรวยช่วยลดผลกระทบที่อากาศทำให้ลูกศรมีการสั่นเมื่อกระทบกับอากาศ ซึ่งเป็นรูปแบบที่พัฒนาจากกลไกวัดทิศทางลมรูปแบบที่ 2

รูปแบบทั้ง 3 นำมาประกอบเข้ากับเครื่องวัดมุมในรูปที่ 3.14 และทำการทดสอบการทำงานด้วยอุโมงค์ลม รุ่น SUBSONIC WIND TUNNEL 305 MM ดังรูปที่ 3.18 ดังนี้



รูปที่ 3.18 เครื่องวัดมุมปะทะ

#### 4) การทดสอบเทียบเครื่องมือวัด

(1) นำเครื่องวัดมุมประกอบเข้ากับ Rotary table ปรับให้ Rotary เปลี่ยนมุมทีละ 5 องศา แล้วอ่านค่าจาก Monitor mode ใน Arduino program แล้วบันทึกผล จากนั้นนำค่าที่ได้จาก rotary table เขียนกราฟเทียบกับเครื่องวัดมุม เพื่อหาความคลาดเคลื่อนในแต่ละช่วงการวัดที่น้อยที่สุดเพื่อเลือกช่วงการวัดสำหรับใช้งาน ทำการวัดเทียบอีกครั้ง โดยปรับ Rotary ทีละ 0.1 องศา ไปจนครบ 30 องศา เพื่อความละเอียดสูงสุดและคลาดเคลื่อนที่วัดได้ไปปรับใช้การการวัดเมื่อใช้งานจริง



รูปที่ 3.19 เปรียบเทียบเครื่องวัดมุมกับ Rotary table

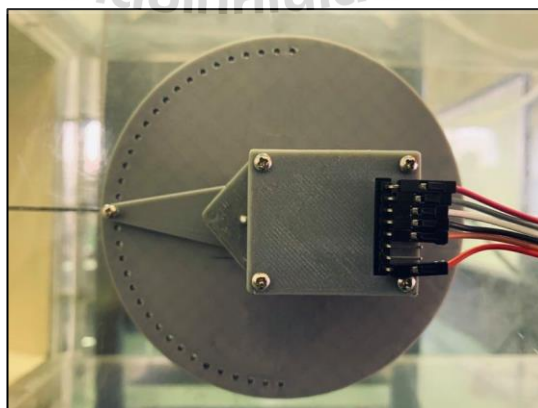
(2) นำเครื่องวัดมุมปะทะไปทดสอบในอุโมงค์ลมรุ่น SUBSONIC WIND TUNNEL 305 MM สามารถสร้างความเร็วลมได้ตั้งแต่ 0-36 เมตร/วินาที เพื่อพิสูจน์สมมติฐานว่าเมื่อทิศทางการไหลของอากาศเปลี่ยนมุมไปที่องศาใดองศาหนึ่ง เครื่องวัดมุมปะทะวัดค่าได้ตรงกับมุมที่เปลี่ยน



รูปที่ 3.20 อุโมงค์ลมรุ่น SUBSONIC WIND TUNNEL 305 MM

โดยอันดับที่ 1 ทำการทดลองหาช่วงความเร็วที่หางเสือสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ โดยติดตั้งมุมเริ่มต้นของเครื่องวัดมุมปะทะที่ 0 ให้ขนาดกับแนวการเคลื่อนที่ของอากาศในอุโมงค์ จากนั้นสร้างความเร็วอากาศในอุโมงค์ตั้งแต่ 0-36 เมตร/วินาที บันทึกข้อมูลแล้วสรุปผล

อันดับที่ 2 ทำการสร้างความเร็วอากาศในอุโมงค์ที่ต่ำสุดที่หางเสือสามารถทำงานได้ รอจนหางเสืออยู่ในภาวะสมดุล แล้วจึงหมุนให้เครื่องวัดมุมเปลี่ยนมุมทีละ 5 องศา ด้วยแผ่นจานวัดที่มีรูที่ห่างกันทีละ 5 องศา วิธีนี้เปรียบเสมือนการที่ทิศการไหลของอากาศเปลี่ยนมุม เพื่อทดสอบว่าหางเสือและเครื่องวัดมุมอ่านค่ามุมที่เปลี่ยนไปได้เท่ากัน ทำการบันทึกผลและสรุปผล



รูปที่ 3.21 การติดตั้งเพื่อทดสอบมุมปะทะ

### 5) การติดตั้งเครื่องวัดมุมปะทะ

ตำแหน่งติดตั้งนั้นจะต้องมีกระแสอากาศที่ไม่แปรปรวนและมีการสั่นน้อย งานวิจัยนี้เลือกติดตั้งที่ด้านข้างของอากาศยาน ดังรูปที่ 3.22 ในระหว่างติดตั้งต้องให้มุมเริ่มต้นที่เท่ากับศูนย์หรือระนาบมุมที่เท่ากับศูนย์ขนานกับระนาบของปีกโดยอ้างอิงที่เส้นกึ่งกลางของหน้าตัดขวางของปีก (Cord line)



รูปที่ 3.22 การติดตั้งเครื่องวัดมุมปะทะ

### 3.4 การทดลองเพื่อหาสมรรถนะ

สมรรถนะของอากาศยานสามารถหาได้จากพฤติกรรมการบินอยู่ 2 แบบ คือ การบินแบบรักษาระดับเพดานบิน (Steady level-flight) และการบินแบบไต่ระดับ (Climbing flight) ดังนั้น งานวิจัยนี้จึงทำการทดลองโดยให้อากาศยานบินรักษาระดับเพดานบินและไต่ระดับเพดานบินพร้อมทั้งวัดค่าต่าง ๆ จากเครื่องมือที่ติดตั้งบนอากาศยาน โดยมีรายละเอียดและขั้นตอนดังต่อไปนี้

ขั้นตอนที่ 1 ตั้งค่าให้อากาศยานเข้าสู่โหมด Return to home แบบอัตโนมัติเมื่ออากาศยานไม่สามารถเชื่อมต่อการส่งข้อมูลกับสถานีควบคุมภาคพื้น เพื่อป้องกันการสูญหายของอากาศยานขณะทำการบิน จากนั้นทำการบินอากาศยานที่ระดับความสูง 100 เมตร ในโหมด Altitude hold โดยให้ทำการบินอากาศยานไปในทิศทางเส้นตรงจนถึงระยะที่อากาศยานหลุดสัญญาณควบคุม (เส้นทางการบินต้องไม่ผ่านเสาสัญญาณหรือเครื่องส่งสัญญาณใด ๆ เช่น เสาสัญญาณโทรศัพท์ เสารับสัญญาณโทรทัศน์ เป็นต้น) อากาศยานจะเข้าสู่โหมด Return to home แบบอัตโนมัติ และจะบินกลับมาที่จุดเริ่มต้นภารกิจ นำข้อมูลการบินมาวิเคราะห์ผลหาขอบเขตระยะควบคุมอากาศยาน

ขั้นตอนที่ 2 ทำการบินอากาศยานที่ระดับความสูง 100 เมตร ในโหมด Stabilizes จากนั้นลด Throttle จากที่กำลังบินลงเหลือศูนย์พร้อมทั้งทำการดึงมุม Pitch ขึ้นอย่างช้า ๆ และมอนิเตอร์ความเร็วของอากาศยาน อากาศยานจะเริ่มมีมุมปะทะมากขึ้นส่งผลให้แรงต้านเพิ่มขึ้น ทำให้

ความเร็วของอากาศยานลดลง เมื่ออากาศยานความเร็วลดมากจนไม่สามารถสร้างแรงยกที่มากกว่าน้ำหนักของอากาศยาน อากาศยานจะเริ่มลดระดับอย่างรวดเร็ว นักบินจะต้องเพิ่ม Throttle ให้สุด จนอากาศยานมีความเร็วที่สามารถบินรักษาระดับได้โดยไม่ตก ความเร็ว ณ ตอนสุดท้ายก่อนจะลดระดับของอากาศยาน คือความเร็วที่เรียกว่า “Stall speed” (การทดลองนี้สามารถทำซ้ำ ๆ ได้ เพื่อนำความเร็วที่ได้มาเฉลี่ย จึงจะได้ค่าความความเร็วที่ถูกต้องมากที่สุด) พบว่า มีความเร็วที่ 10 เมตร/วินาที

ขั้นตอนที่ 3 ทำการบินอากาศยานที่ระดับความสูง 100 เมตร ตั้งความเร็วสำหรับเดินทางของอากาศยานเพิ่มขึ้นทีละ 2 เมตร/วินาทีและรัศมีการบิน ดังตารางที่ 2.26

กรณีที่ 1 อุปกรณ์ที่รับส่งสัญญาณควบคุมและข้อมูลการบินมีความสามารถในการส่งสัญญาณได้ไกลมากกว่า 3-5 กิโลเมตร ทำการบินทดสอบแบบทิศทางการบินมีลักษณะเป็นเส้นตรง เนื่องจากการทดสอบนั้นจำเป็นต้องมีการบันทึกข้อมูลในปริมาณมาก โดยงานวิจัยนี้เก็บข้อมูล 2 ครั้งต่อวินาที ด้วย Pixhawk4 board เป็นเวลา 5 นาที อุปกรณ์จึงมีระยะที่ไกล

กรณีที่ 2 อุปกรณ์ที่รับส่งสัญญาณควบคุมและข้อมูลการบินความสามารถในการส่งสัญญาณได้ต่ำกว่า 2 กิโลเมตร จะทำการทดสอบบินแบบวงกลม เพื่อลดระยะการกระจัดของระยะส่งสัญญาณ ควบคุมและข้อมูลการบินกำหนดให้การบินของอากาศยานทำให้เกิดมุมเอียงต่ำเพื่อลดผลกระทบที่เกิดจากลมที่มากกระทบด้านข้างของอากาศยาน

งานวิจัยนี้เลือกใช้วิธีการดังกรณีที่ 2 เนื่องจากอุปกรณ์ในการทดสอบมีระยะควบคุมไม่เกิน 1.5 กิโลเมตร โดยลำดับการทดลองดังต่อไปนี้

ตารางที่ 3.1 การทดสอบหาแรงขับ

ลำดับการทดลอง	ความเร็วการบิน (เมตร/วินาที)	รัศมี (เมตร)	เวลาบิน/รอบ (นาที/รอบ)
1	10	150	1.5
2	12	110	1.8
3	14	180	2
4	16	370	2.5
5	18	460	2.8
6	20	570	3
7	22	690	3.2
8	24	815.5	3.6

ทำการบันทึกค่า แรงขับ มุมปะทะ และความเร็วการบิน นำผลที่ได้คำนวณหาแรงยก แรงต้านอากาศ สัมประสิทธิ์แรงยก สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ และ กำลังขับที่ต้องการ นำแรงขับ และความเร็วเขียนการความสัมพันธ์ เพื่อประเมินหาค่าความเร็วที่นำไปคำนวณหาค่า พิสัยการบิน ที่ไกลสุด และกำลังขับที่ต้องการและความเร็วเขียนการความสัมพันธ์ เพื่อประเมินหาค่าความเร็ว ที่นำไปคำนวณหาค่า การบินนานที่สุด นำแรงยกที่คำนวณได้หารสมิเลียว อัตราเลียว มุมเอียงสูงสุด และสรุปผลการทดลอง

การไต่ระดับเพดานบิน ทำการตั้งค่ามุม Pitch ที่ตัวแปร FW\_P\_LIM\_MAX: ตามองศา ที่ต้องการทดลอง ได้แก่ 10, 15, 20, 25 และ 30 องศา ด้วย Qground control แล้วทำการบินด้วยความเร็วสูงสุดที่สามารถสั่งได้ โดยปกติอยู่ที่ 100 เปอร์เซ็นต์ ส่วนงานวิจัยนี้ใช้สูงสุดที่ 80 เปอร์เซ็นต์ เนื่องจากการหมุนของมอเตอร์ที่ความเร็วสูงสุดนี้จะมีผลกระทบต่อกรเกิดความร้อน จากการใช้กระแสที่สูงขึ้นของมอเตอร์ โดยการหมุนนี้สามารถทำงานได้เพียงชั่วขณะไม่สามารถทำงานได้ตลอดเวลา

ขั้นตอนทดลองมีรายละเอียดดังนี้

ขั้นตอนที่ 1 ตั้งมุม Pitch สูงสุดด้วย Qground control ตัวแปร FW\_P\_LIM\_MAX:

ขั้นตอนที่ 2 ให้นักบินทำการบินอากาศยานที่ระดับความสูง 50 เมตร ในโหมด Stabilizes

ขั้นตอนที่ 3 ให้นักบินตรงและเพิ่ม Throttle สูงที่สุด (ณ ที่นี้หมายถึง Throttle สูงที่สุดที่มอเตอร์ไฟฟ้าทำได้โดยไม่ทำให้เสียหาย คือ 80 เปอร์เซ็นต์) พร้อมทั้งทำการดึง Pitch up สูงที่สุด เพื่อไต่ระดับด้วยนักบิน

ขั้นตอนที่ 4 ทำทำการไต่ระดับจนถึงความสูง 150-300 เมตร แล้วทำการทดลองอีกครั้งที่มุมไต่ระดับอื่นพร้อมทั้งบันทึกผลและสรุปผลการทดลอง

## บทที่ 4

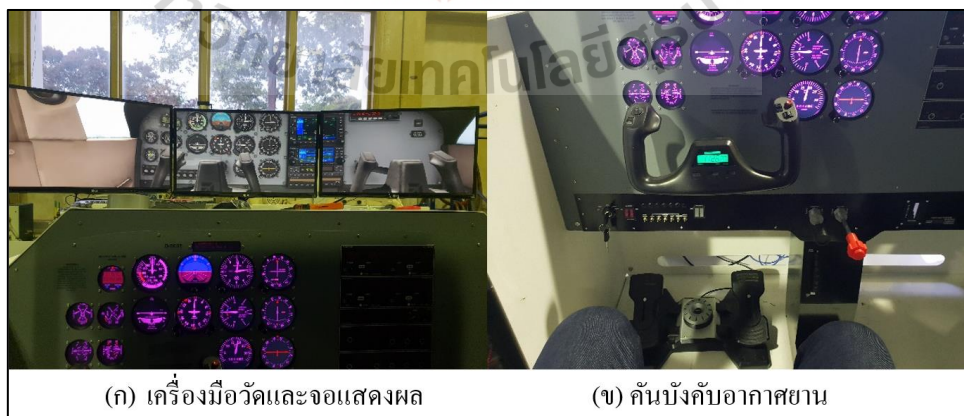
### ผลการดำเนินการวิจัย

#### 4.1 ผลการสร้างเครื่องจำลองการบิน

จากการออกแบบและสร้างเครื่องจำลองการบินที่มีต้นแบบเป็นอากาศยาน รุ่น Cessna 172 โดยแสดงมุมมองต่าง ๆ ดังรูปที่ 4.1



รูปที่ 4.1 เครื่องจำลองการบินรุ่น Cessna 172



รูปที่ 4.2 การติดตั้งอุปกรณ์ภายในห้องนักบิน



ด้านในห้องนักบินติดตั้งอุปกรณ์แสดงผลการบินและอุปกรณ์ควบคุมการบินประกอบด้วย มาตรวัดความเร็ว (Airspeed indicator), มาตรวัดความสูง (Altimeter), มาตรวัดความเร็วรอบ เครื่องยนต์ (Tachometer), มาตรวัดความเร็วในการไต่ระดับ (Vertical speed indicator), เข็มทิศ (Magnetic compass), มาตรวัดทิศทางการบิน (Heading indicator) และมาตรวัดการเลี้ยว (Turn coordinator) แสดงดังรูปที่ 4.2

จากนั้นการทระยะการส่งสัญญาณควบคุม พบว่า เครื่องจำลองการบินสามารถส่งสัญญาณ ควบคุมการบินและแสดงผลการบินในระยะภายในเขตของอาคารเครื่องมือของมหาวิทยาลัยได้ แต่ไม่สามารถออกนอกอาคารได้มากนัก เนื่องจากมีสิ่งปลูกสร้างของอาคารที่เป็นตัวขวางของ คลื่นสัญญาณทำให้ระยะการส่งสัญญาณลดลงอย่างมาก จึงไม่เหมาะสำหรับการใช้งานอากาศยาน แบบปีกตรึงที่ต้องใช้พื้นที่มากในการบิน ซึ่งสามารถแก้ไขได้ 2 วิธี คือ ติดตั้งอุปกรณ์รับส่งสัญญาณ ที่มีกำลังสูงขึ้น ซึ่งทำให้งบประมาณสูงขึ้นหลายเท่าตัว หรือ ย้ายเครื่องจำลองการบินไปติดตั้ง บริเวณสนามบินที่ต้องการทำการบิน ซึ่งต้องใช้แรงงานที่มากในการขนย้ายในแต่ละครั้งและ ยังเสี่ยงต่อการชำรุดของอุปกรณ์

ด้วยเหตุผู้วิจัยจึงหาทางเลือกอื่นที่ทำให้สะดวกและใช้งบประมาณที่น้อยลง ซึ่งพบว่า หากใช้เพียงชุดควบคุมการบินที่สามารถเคลื่อนที่ได้และใช้คอมพิวเตอร์โน้ตบุ๊กในการแสดงผล แทนก็เพียงพอและสามารถทำการบินทดสอบได้ ทำให้ลดความเสี่ยงการเกิดความเสียหายขณะ ขนย้ายและใช้งบประมาณที่ลดลง ซึ่งได้ผลดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 4.3 ชุดการบินแบบมองผ่านหน้าจอได้

รูปแบบการทำงานของอุปกรณ์มีดังนี้

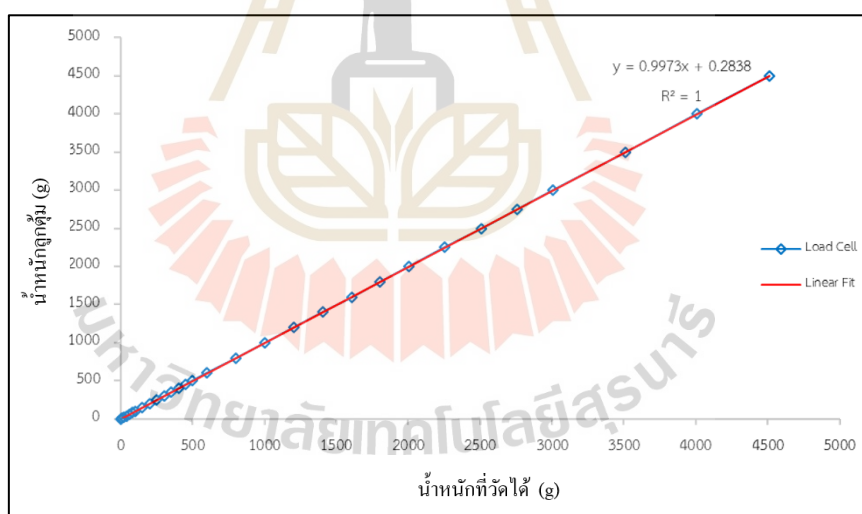
- อุปกรณ์บังคับด้านซ้ายมือของรูป ทำหน้าที่ให้สัญญาณในการควบคุมแรงขับ
- อุปกรณ์ด้านขวา ทำหน้าที่ให้สัญญาณควบคุม Roll, Pitch และ Yaw ของอากาศยาน โดยรูปแบบสัญญาณที่ให้เป็นแบบอนาล็อก ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงใช้ Arduino board ในการอ่านค่าสัญญาณและแปลงข้อมูลเป็นแบบ Pulse position modulation (PPM) เพื่อส่งต่อให้ TBS crossfire ที่รับข้อมูลแบบ PPM และส่งออกสัญญาณแบบวิทยุไปที่ตัวรับสัญญาณเพื่อควบคุมการบินได้

- อุปกรณ์รับส่งข้อมูลการบิน Telemetry 915 GHz
- อุปกรณ์รับสัญญาณภาพและจอแสดงผลภาพจากกล้องบนอากาศยาน

## 4.2 ผลการทดสอบเซ็นเซอร์

### 4.2.1 เซ็นเซอร์วัดแรงขับ (In-flight thrust sensor)

1. การทดสอบเทียบเครื่องวัดกับตุ้มน้ำหนักมาตรฐาน โดยการนำน้ำหนักมาตรฐานมาวางบนเครื่องวัดแรงตั้งแต่ 1-4500 กรัม และบันทึกผล ซึ่งได้ผลดังนี้



รูปที่ 4.4 การสอบเทียบวัดเครื่องวัดแรงขับกับลูกตุ้ม

จากกราฟจะเห็นได้ว่าระยะแรกของการทดสอบมีจำนวนการทดสอบที่ละเอียดมาก ส่วนนี้ทำให้เห็นว่าเครื่องมือมีความละเอียดในการวัดสูง ซึ่งส่งต่อการวัดขณะทดสอบอย่างมาก เนื่องจากการบินบนอากาศของอากาศยาน กระแสอากาศจะไม่คงที่ เครื่องยนต์หรือมอเตอร์ต้องมีการปรับเปลี่ยนรอบการหมุนตลอดเวลาทำให้ค่าแรงขับที่อ่านได้นั้นเปลี่ยนแปลง

ไปด้วย ดังนั้นหากเครื่องวัดสามารถวัดแรงได้ละเอียดมากขึ้นจะทำให้สามารถประเมินพฤติกรรมของอากาศยานได้อย่างมีประสิทธิภาพมากขึ้นด้วย ลำดับต่อมาการทดสอบระยะหลังมีการปรับระยะของมาความละเอียดในการวัดมากขึ้น เนื่องจากต้องการหาขอบเขตการวัดสูงสุดเท่านั้น

จากความชันของกราฟพบว่าเครื่องมือวัดมีความคลาดเคลื่อนที่ 0.27% ความคลาดเคลื่อนนี้สามารถนำไปชดเชยและคำนวณค่าที่อ่านได้ของเครื่องมือวัดได้ ซึ่งมี 2 วิธีการสำหรับนำไปใช้ดังนี้

1) นำไปคำนวณเพื่อชดเชยค่าการวัดในขั้นตอนเขียนโปรแกรมให้มีการแสดงผลของเครื่องมือวัด ซึ่งง่ายต่อผู้นำไปใช้งาน

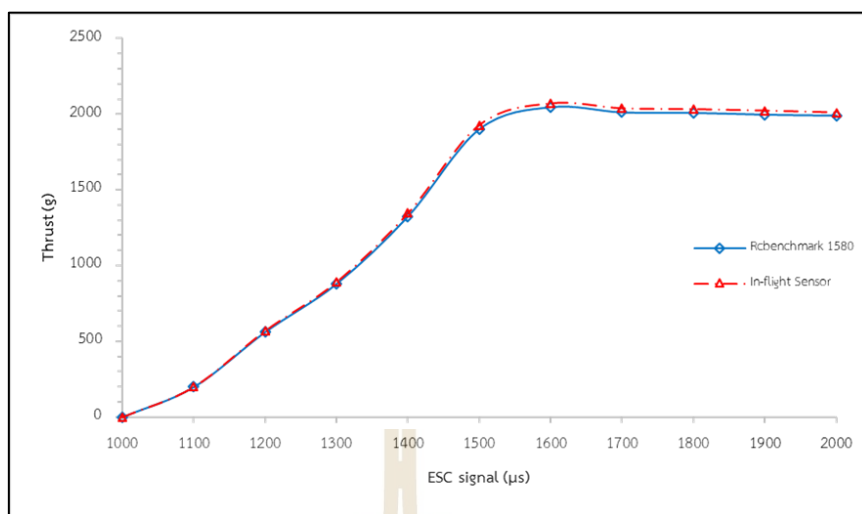
2) นำไปคำนวณเพื่อชดเชยค่าการวัดไปใช้งานระหว่างการทดสอบ โดยทำการบันทึกผลการทดสอบและนำข้อมูลที่ได้มาประเมินผลโดยรวมการคำนวณค่าชดเชยนี้ด้วย ซึ่งเพิ่มขึ้นตอนในการปฏิบัติการ

2. ทดสอบเครื่องวัดแรงเข้ากับเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580 ด้วยการตั้งเครื่องวัดเข้าด้วยกัน แสดงดังรูปที่ 4.5



รูปที่ 4.5 การติดตั้งเครื่องวัดแรงเข้ากับเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580

จากนั้นทำการหมุนใบพัด จะเกิดแรงดึงจากใบพัด ใบพัดจะส่งผ่านแรงดึงนี้ผ่านแกนเพลามอเตอร์ไปจนถึงเครื่องวัดแรงขับและเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580 นำผลของแรงที่วัดได้เทียบระหว่างเครื่องวัดแรงขับและเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580 ซึ่งได้ผลการทดสอบดังต่อไปนี้



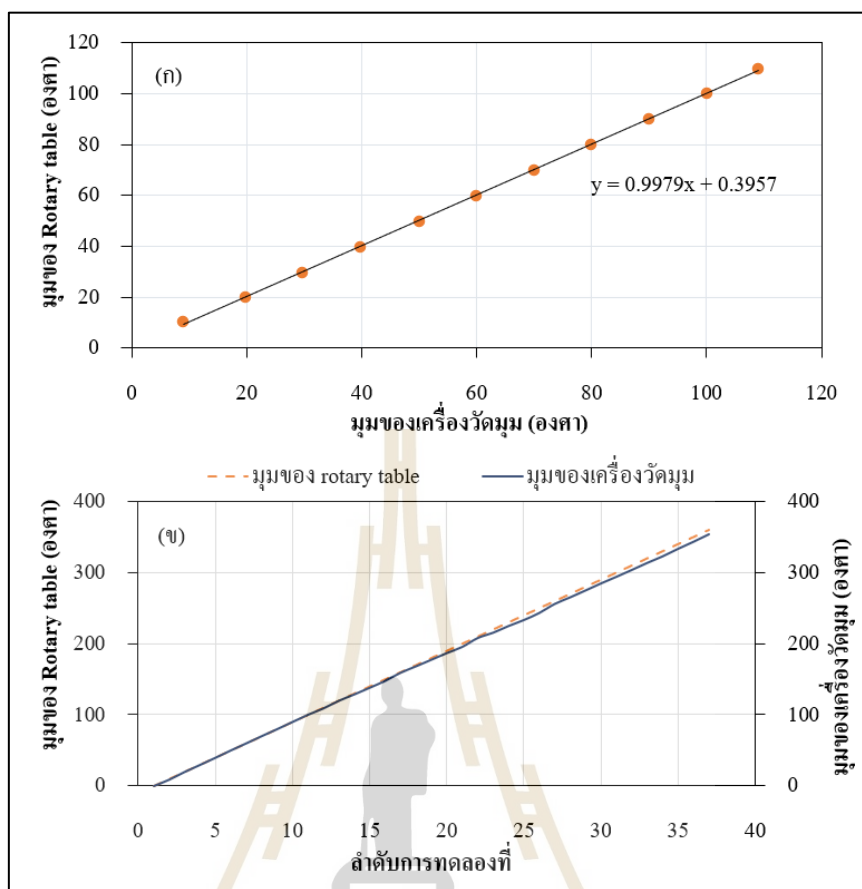
รูปที่ 4.6 การเทียบวัดเครื่องวัดแรงขับกับเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580

จากการทดสอบเส้นกราฟสีฟ้าเป็นข้อมูลจากเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580 และเส้นกราฟสีแดงเป็นข้อมูลที่ได้จากเครื่องวัดแรงขับ ซึ่งพบว่าค่าที่อ่านได้ของเครื่องมือวัดทั้ง 2 มีความคลาดเคลื่อนที่ 1.5 เปอร์เซ็นต์ ทำให้เห็นว่า เครื่องวัดแรงขับที่สร้างขึ้นเพื่อวัดแรงขับขณะทำการทดสอบบิน มีความแม่นยำที่ใกล้เคียงกับเครื่องวัดแรง RCBenchmark 1580 ที่มีความแม่นยำสูงและนำยมใช้งานการมากในปัจจุบัน จึงสามารถสรุปได้ว่าเครื่องวัดแรงขับที่สร้างขึ้นสามารถวัดแรงขับได้อย่างถูกต้อง

#### 4.2.2 เซ็นเซอร์วัดมุมปะทะ (Angle of attack sensor)

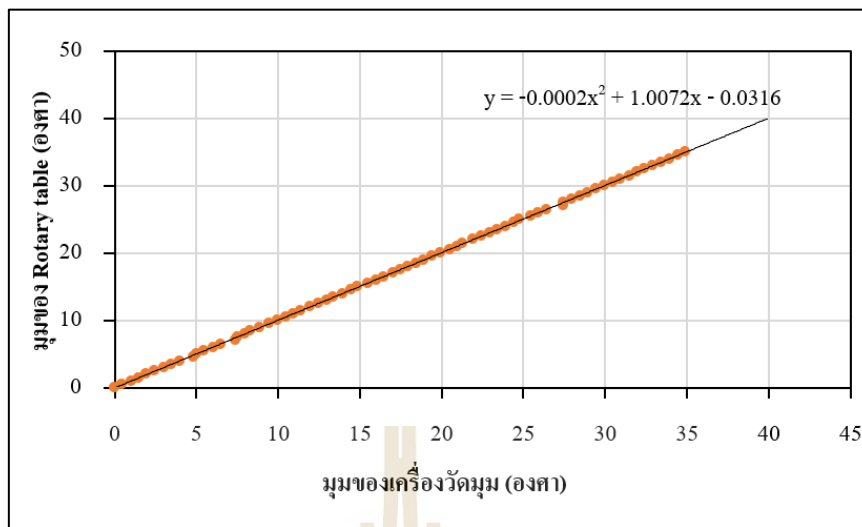
##### I. การทดสอบเทียบเครื่องวัดมุมกับ Rotary table

การทดสอบนี้เป็นการเทียบวัดเพื่อหาความถูกต้องของเครื่องวัดมุม โดยการนำเครื่องมือที่มีมาตรฐานอุตสาหกรรมมาทำการเทียบการวัด เป็นที่แน่นอนว่าผลที่ได้นั้นจะมีความคลาดเคลื่อนเมื่อเทียบเครื่องมือวัดที่มีมาตรฐาน แต่สิ่งที่ทำหลังจากพบความคลาดเคลื่อนแล้วสามารถนำค่าความคลาดเคลื่อนคำนวณหาค่าที่วัดได้จะทำให้ได้ค่าการวัดที่ถูกต้องมากขึ้น จากการทดสอบพบว่า การทดสอบที่เขียนความสัมพันธ์ระหว่างมุมของเครื่องวัดมุมและมุมของ Rotary table ที่มีความละเอียดที่ 0.006 องศาในการวัด



รูปที่ 4.7 การทดสอบเทียบเครื่องวัดมุมกับ Rotary table

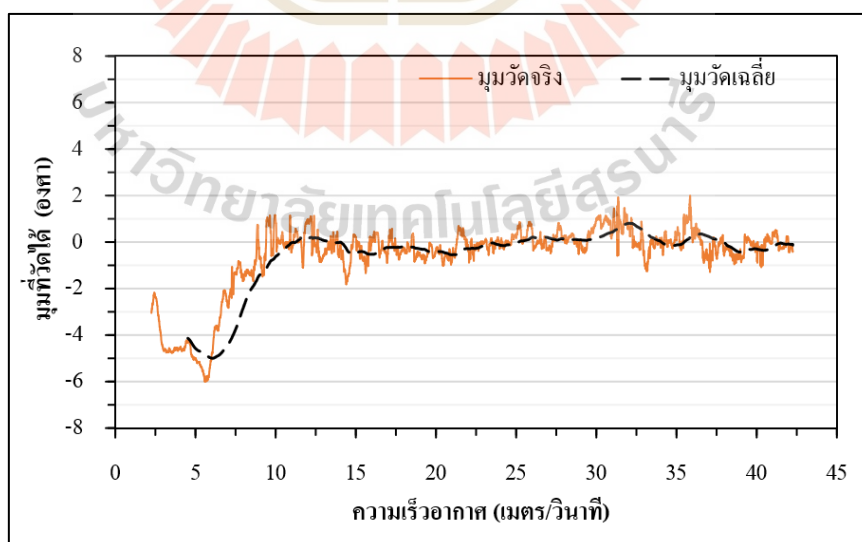
จากรูปที่ 4.7 (ก) พบว่า การอ่านค่าของเครื่องวัดมุม ตั้งแต่มุม 10-110 องศา มีความคลาดเคลื่อนที่น้อยที่สุด งานวิจัยนี้จึงเลือกใช้ช่วงมุม 10-110 ในการทำการวัด โดยตั้งค่าศูนย์ของเครื่องมือวัดใหม่ที่ 20 องศา การเทียบวัดที่ละเอียดทีละ 0.1 องศา ดังรูปที่ 4.7 (ข) ตั้งแต่มุม 0-35 ของการตั้งค่าใหม่ เนื่องจากพฤติกรรมของอากาศยานมักมีมุมปะทะไม่เกินบวกลบ 15 องศา หากเกินมุมนี้ไปจะเข้าสู่ความเร็ว Stall ที่ทำให้อากาศยานไม่สามารถบินได้ จากการทดสอบ ดังรูปที่ 4.7 พบว่า หากนำความชันของกราฟของกราฟมาหาความคลาดเคลื่อน โดยพิจารณาว่าหากการวัดไม่มีความคลาดเคลื่อนจะมีความชันเป็นศูนย์ ดังนั้นเราสามารถนำความชันของกราฟหาค่าความคลาดเคลื่อนได้ ซึ่งจากการทดสอบพบว่า ความคลาดเคลื่อนของเครื่องมือวัดมุมนี้มีค่าเท่ากับ 0.21 เปอร์เซ็นต์ จากนั้นนำค่าความคลาดเคลื่อนคูณกับค่าที่เครื่องวัดมุมวัดได้ จะทำให้สามารถนำเครื่องมือวันนีไปใช้งานได้อย่างถูกต้อง



รูปที่ 4.8 การทดสอบเทียบค่ามุมอย่างละเอียด

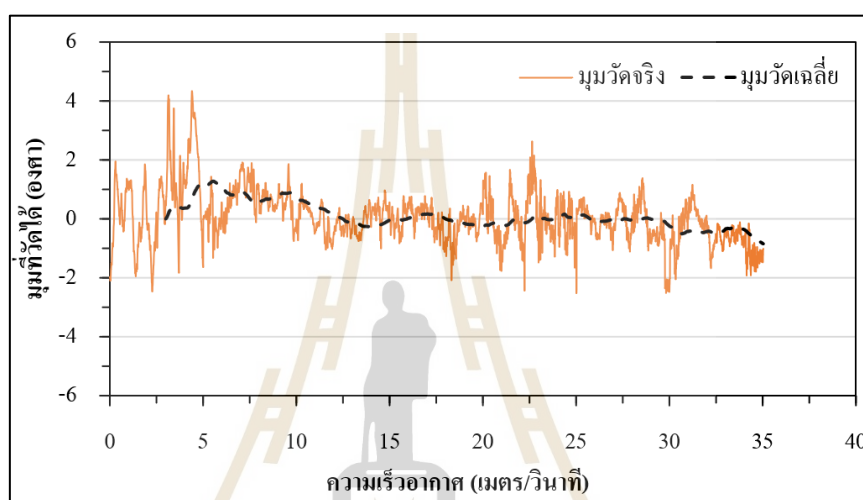
## 2. การทดสอบเครื่องวัดมุมปะทะในอุโมงค์ลม

การทดสอบหาช่วงความเร็วที่หางเสือสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ โดยติดตั้งมุมเริ่มต้นของเครื่องวัดมุมปะทะที่ 0 ให้ขนาดกับแนวการเคลื่อนที่ของอากาศในอุโมงค์ โดยมีผลการทดสอบกลไกวัดทิศทางลมแบบที่ 1 ดังต่อไปนี้



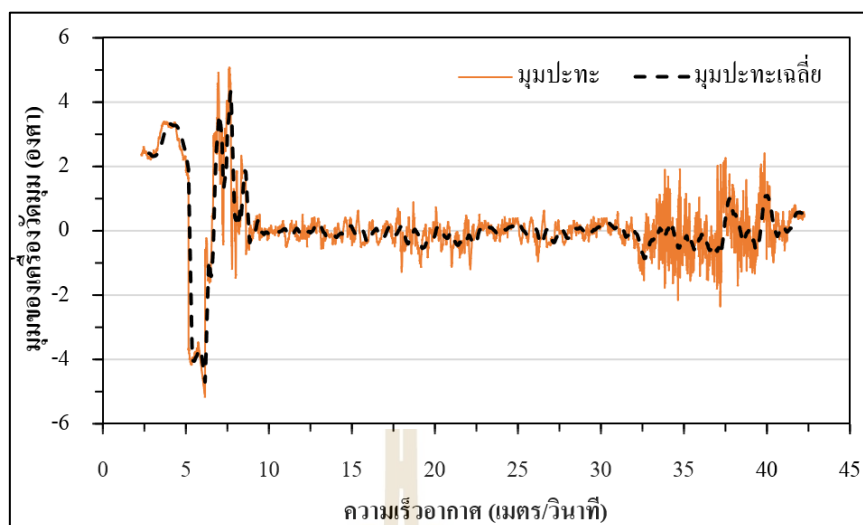
รูปที่ 4.9 การทดสอบหาช่วงความเร็วที่หางเสือทำงานได้ แบบที่ 1

จากรูปพบว่า พฤติกรรมการตอบสนองต่อทิศทางอากาศของกลไกวัดทิศทางลมที่มีความเร็วตั้งแต่ 10-40 เมตร/วินาที โดยมีลักษณะการแกว่งที่ไม่คงที่ ซึ่งเกิดได้กระแสน้ำอากาศที่ไหลผ่านทางเสื่อไม่คงที่ ด้วยเหตุนี้การพิจารณาความแปรปรวนของกระแสน้ำอากาศที่เกิดในอุโมงค์ลมสามารถเกิดได้กลไกหรืออุปกรณ์เครื่องมือวัดเท่าเท่านั้น ซึ่งในการทดสอบนี้มีเพียงลูกศรชี้ทิศลมเท่านั้นที่อากาศเคลื่อนที่ผ่านก่อนถึงทางเสื่อ ดังนั้นจึงออกแบบกลไกวัดทิศทางลมแบบที่ 2 และทำการทดสอบซึ่งได้ผลการทดสอบดังนี้



รูปที่ 4.10 การทดสอบหาช่วงความเร็วที่ทางเสื่อทำงานได้ แบบที่ 2

จากผลการทดสอบพบว่า มุมที่วัดได้มีการแกว่งที่มีความคงที่มากขึ้นในช่วงความเร็ว 15-25 เมตร/วินาที แต่ยังมีแอมพลิจูดที่การวัดที่สูง ถึง  $\pm 0.7$  องศา โดยเฉลี่ยเมื่อเปรียบเทียบกับแบบที่ 1 ถือได้ว่าการสั่นมากขึ้น ซึ่งเกิดจากรูปทรงของลูกศรที่มีหน้าตัดทรงแบนทำให้สามารถตอบสนองได้ดีมากขึ้น จึงเกิดการสั่นได้ง่ายกว่าลูกศรแบบที่หนึ่งและทางเสื่อที่ออกแบบให้ห่างจากกระแสน้ำอากาศที่ผ่านลูกศรพบว่า ส่งผลให้ความคงที่ของการวัดดีขึ้น ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงปรับปรุงส่วนของลูกศรให้มีลักษณะทรงกรวยแบบที่ 1 และปรับทางเสื่อเป็นแบบที่ 2 ซึ่งได้ผลการทดลองดังนี้

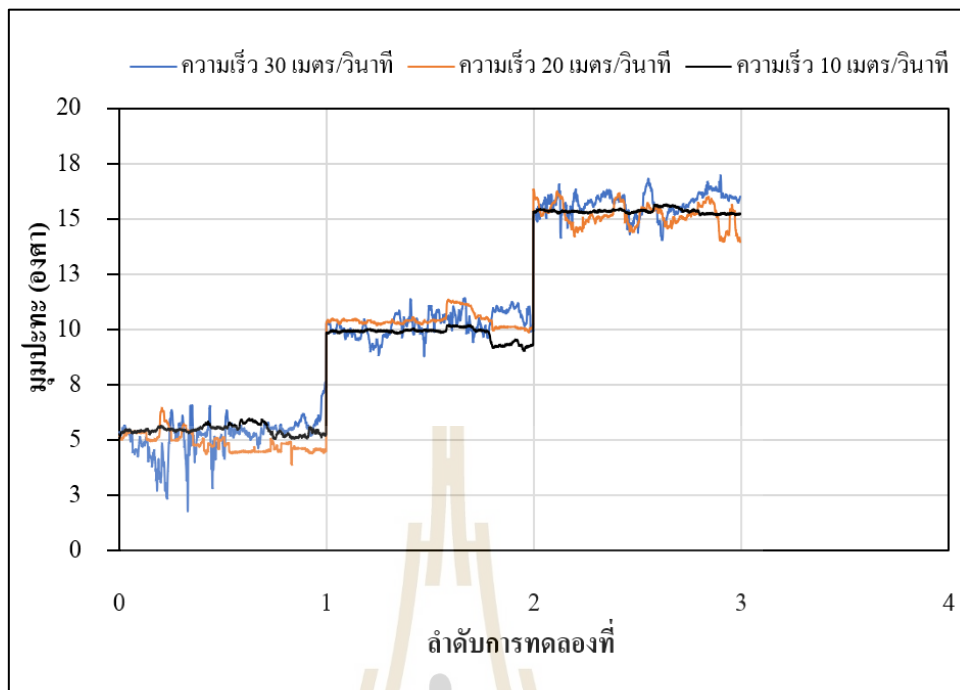


รูปที่ 4.11 การทดสอบหาช่วงความเร็วที่หางเสือทำงานได้ แบบที่ 3

จากรูปที่ 4.11 พบว่า ช่วงความเร็วอากาศ ตั้งแต่ 0-10 เมตร/วินาที มีการแกว่งของมวมที่วัดได้ที่สูง เกิดจากกระแสอากาศมีความเร็วต่ำ ทำให้หางเสือไม่สามารถทำงานได้ อีกทั้งการทดสอบในอุโมงค์ลม รุ่น SUBSONIC WIND TUNNEL 305 นี้ มีขีดจำกัดการป้อนอากาศภายนอกมีผลต่อกระแสลมที่สร้างภายใน โดยง่าย ดังนั้นที่ความเร็วต่ำจึงจึงมักจะมีกระแสอากาศที่ไม่คงที่ ทำหาค่าที่วัดได้มีค่าที่ไม่เสถียร ช่วงความเร็วอากาศ ตั้งแต่ 10-30 เมตร/วินาที มีการแกว่งของค่าที่วัดน้อยลงและมีรูปแบบที่คงที่ โดยเส้นกราฟสีน้ำเงินคือค่าที่วัดได้จริงและเส้นสีส้มคือค่าที่ทำการเฉลี่ยด้วยการใช้วิธีการ Moving average พบว่า ช่วงความเร็วนี้เหมาะสมต่อการนำไปใช้งานและสอดคล้องกับการใช้งานกับอากาศยาน ช่วงความเร็วอากาศ ตั้งแต่ 31 เมตร/วินาที เป็นต้นไปเป็นความเร็วสูงมากสำหรับหางเสือที่สร้างมานี้ ทำให้เกิดการสั่นที่สูงมาก สาเหตุเกิดได้จากความเร็วอากาศที่สูงที่ทำให้หางเสือเกิดการสั่นหรือการสร้างความเร็วอากาศที่สูงของอุโมงค์ลมเครื่องนี้ทำให้เกิดการสั่นจากใบพัดดูดอากาศภายในเครื่อง

จากนั้นทำการทดสอบเพื่อพิสูจน์สมมติฐานว่า เมื่อทิศทางการไหลของอากาศเปลี่ยนมวมไปที่องศาใดองศาหนึ่ง เครื่องวัดมวมปะทะต้องวัดค่าได้ตรงกับมวมที่เปลี่ยน โดยมีผลการทดสอบดังนี้





รูปที่ 4.12 พฤติกรรมการเปลี่ยนมุมที่แต่ละความเร็ว

จากรูปที่ 4.12 พบว่า ที่แต่ละความเร็วมีแนวโน้มที่อัตราเฉลี่ยของข้อมูลที่เป็นค่าเดียว ซึ่งความต่างของทิศทางอากาศที่เปลี่ยนทีละ 5 องศา นั้น เครื่องวัดมุมปะทะสามารถทำงานได้ตามที่ต้องการ

#### 4.3 ผลการทดสอบหาสมรรถนะ

จากการทดสอบและบันทึกผลและนำข้อมูลมาคัดกรองและหาค่าเฉลี่ยของข้อมูลเพื่อเขียนในตารางและนำไปคำนวณเพื่อหาผลสมรรถนะ มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

##### 4.3.1 ผลจากการทดสอบการบินแบบรักษาระดับเพดานบินคงที่

ผลจากการทดสอบนี้สามารถนำไปประเมินหาสมรรถนะที่ประกอบไปด้วย ระยะทำการบินที่ไกลที่สุด ระยะเวลาการบินที่นานที่สุด รัศมีการเลี้ยวต่ำสุด อัตราการเลี้ยวสูงสุดและมุมเอียงสูงสุด โดยมีรายละเอียดผลการทดสอบดังตารางต่อไปนี้

ตารางที่ 4.1 ผลการทดสอบแบบการทดสอบบินแบบรักษาเพดานบิน

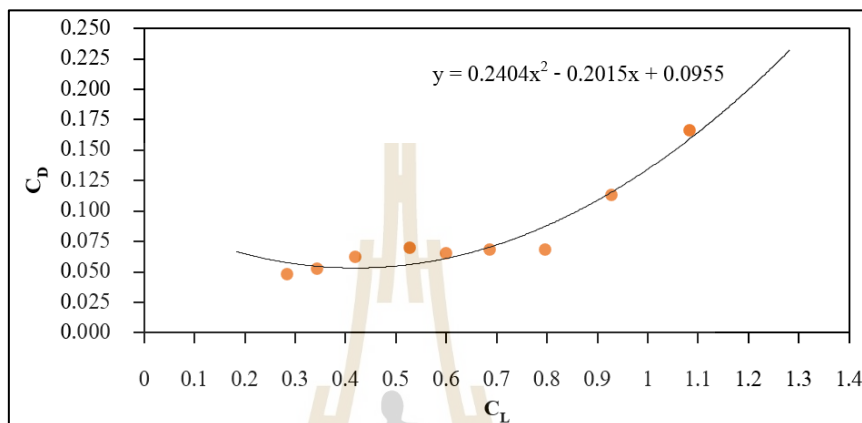
ลำดับการทดสอบ	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
ความเร็วการทดสอบ (m/s)	11	12	13	14	15	16	18	20	22	
ความเร็วที่วัดได้ (m/s)	ค่าสูงสุด	11.52	12.38	13.31	14.43	15.49	16.22	18.33	19.99	22.3
	ค่าเฉลี่ย	11.02	11.99	13.02	14.03	15.03	16.01	18.04	19.99	22.02
	ค่าต่ำสุด	10.57	11.6	12.99	13.64	14.48	15.83	17.84	19.61	21.31
กระแสที่วัดได้ (A)	ค่าสูงสุด	8.093	4.965	4.898	6.545	6.22	6.546	7.702	12.09	12.29
	ค่าเฉลี่ย	6.805	4.665	4.393	5.392	5.506	6.16	7.397	7.543	7.775
	ค่าต่ำสุด	4.476	4.434	3.955	4.212	4.906	5.799	7.186	5.622	6.231
ความต่างศักย์วัดได้ (V)	16.8	16.8	16.8	16.8	16.8	16.8	16.8	16.8	16.8	
มุมปะทะวัดได้ (DEG)	14.9	12.51	10.87	8.044	6.877	5.699	2.622	0.499	1.582	
แรงขับที่วัดได้ (N)	ค่าสูงสุด	4.885	3.779	3.016	3.233	3.428	4.001	4.449	4.613	4.812
	ค่าเฉลี่ย	4.198	3.35	2.368	2.737	2.989	3.61	4.061	4.208	4.669
	ค่าต่ำสุด	3.286	3.094	2.193	2.263	2.494	3.282	3.867	3.922	4.05
เวลาบินสูงสุด (min)	28	46	53	40	37	33	-	-	-	

จากตารางที่ 4.1 นำแรงขับที่วัดได้ คำนวณหา แรงขับที่ต้องการ กำลังขับต้องการ สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน แรงยก แรงต้านอากาศ และอัตราส่วนต่าง ๆ จากความสัมพันธ์ในสมการที่ 2.3-2.6 ตามทฤษฎีของ Anderson (2012) ซึ่งได้ผลดังตารางที่ 4.2 ตาราง ดังนี้

ตารางที่ 4.2 ผลการคำนวณหาแรงขับที่ต้องการ กำลังขับที่ต้องการ สัมประสิทธิ์แรงยกและแรงต้าน

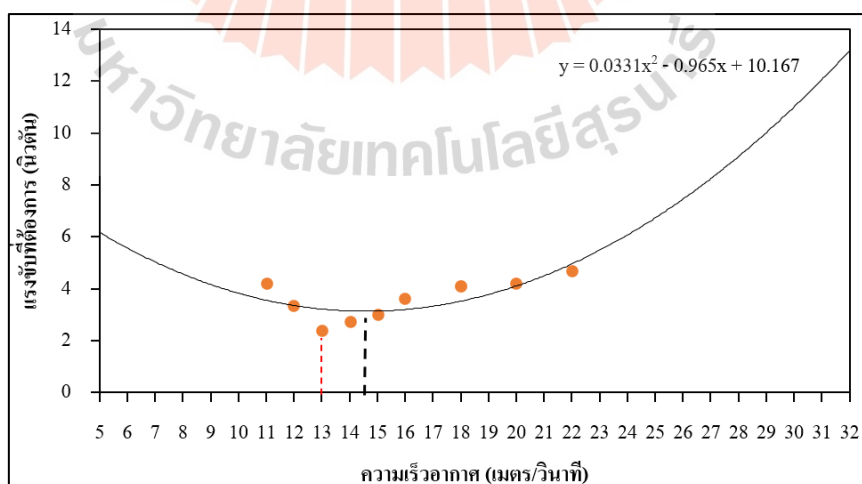
แรงขับที่ต้องการ (N)	4.058	3.271	2.326	2.71	2.968	3.592	4.057	4.208	4.668
กำลังขับที่ต้องการ (w)	44.72	39.22	30.27	38.03	44.59	57.49	73.18	84.1	102.8
น้ำหนักอากาศยาน (N)	27.47	27.47	27.47	27.47	27.47	27.47	27.47	27.47	27.47
พื้นที่ปีก (m <sup>2</sup> )	0.362	0.362	0.362	0.362	0.362	0.362	0.362	0.362	0.362
แรงยก (N)	26.39	26.74	27.02	27.08	27.11	27.11	27.28	27.43	27.6
T/W ratio	0.148	0.119	0.085	0.099	0.108	0.131	0.148	0.153	0.17
แรงต้านอากาศ (N)	4.058	3.271	2.326	2.71	2.968	3.592	4.057	4.208	4.668
Lift coefficient (C <sub>L</sub> )	1.083	0.928	0.795	0.686	0.599	0.528	0.418	0.342	0.284
Drag coefficient (C <sub>D</sub> )	0.167	0.113	0.068	0.069	0.066	0.07	0.062	0.053	0.048
กำลังไฟฟ้า (w)	114.3	78.37	73.8	90.59	92.51	103.5	124.3	126.7	130.6

นำ  $C_L$  เขียนกราฟเทียบกับ  $C_D$  เพื่อหารูปแบบสมการ Drag polar จากสมการแนวโน้มความสัมพันธ์ของ  $C_L$  และ  $C_D$  ดังรูปที่ 4.13 และเมื่อนำ  $C_L$  เทียบความสัมพันธ์กับมุมปะทะพบว่า ที่มุมปะทะสูงสุดที่เป็นไปได้ในการทดสอบคือ 14.8 องศา มีค่า  $C_L$  สูงสุดเท่ากับ 1.0831 ซึ่งสามารถนำไปคำนวณหาสมรรถนะการลื่นของอากาศยานได้ในลำดับต่อไป



รูปที่ 4.13 ความสัมพันธ์ระหว่าง  $C_D$  และ  $C_L$

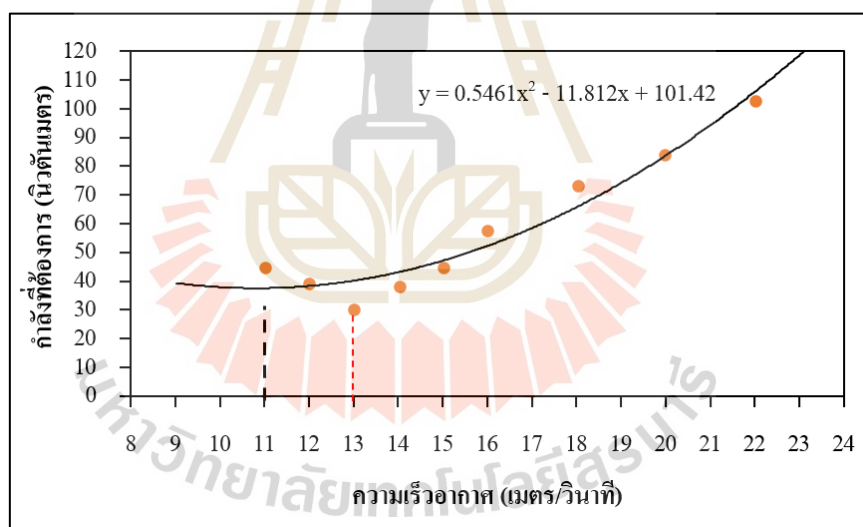
นำแรงขับที่ต้องการเขียนกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับที่ต้องการกับความเร็วเพื่อหาความเร็วสำหรับพิสัยการบินที่ไกลสุด ดังนี้



รูปที่ 4.14 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับที่ต้องการกับความเร็ว

ทำการหาความชันของเส้นกราฟแนวโน้มของข้อมูลที่เท่ากับศูนย์ ความเร็วที่จุดนี้มีแรงขับต่ำสุด ที่ความเร็วนี้ทำให้อากาศยานมีพิสัยการบินที่ไกลที่สุด ตามทฤษฎีของ Anderson (2012) โดยความเร็วมีค่าเท่ากับ 14.6 เมตร/วินาที ซึ่งเมื่อเทียบกับข้อมูลที่เกิดขึ้นจริง จุดที่มีแรงขับที่ต้องการที่มีค่าต่ำสุดคือ ที่ความเร็ว 13 เมตร/วินาที ด้วยสาเหตุนี้ทำให้สามารถเห็นข้อแตกต่างได้ชัดเจนว่า หากทำการพิจารณาด้วยทฤษฎีของ Anderson ที่นำแนวโน้มของ CD และ CL มาแทนค่าในสมการที่ 2.3-2.6 จะมีแนวโน้มที่เป็นแบบเดียวกันกับเส้นแนวโน้มของกราฟข้างต้นจะมีความคลาดเคลื่อนกับผลการบินจริงที่ความเร็วต่างกันถึง 1.6 เมตร/วินาที คิดเป็น 12.31 เปอร์เซ็นต์ของการบินจริง เมื่อคิดเป็นระยะทางการบินจริงที่ความเร็ว 13 เมตร/วินาที ที่ทำการบินได้ในเวลาสูงสุดที่ 53 นาที จะได้ 41 กิโลเมตร ที่ความเร็ว 14.6 เมตร/วินาที โดยเวลาทำการบินสูงสุด 35 นาที จะมีระยะทางการบินที่ 29.4 กิโลเมตร ซึ่งมีระยะทางต่างกันที่ 11.6 กิโลเมตร

เมื่อนำกำลังขับที่ต้องการเขียนกราฟความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับที่ต้องการกับความเร็วเพื่อหาความเร็วสำหรับเวลาที่ทำการบินได้นานที่สุด ดังนี้



รูปที่ 4.15 ความสัมพันธ์ระหว่างกำลังขับที่ต้องการกับความเร็ว

เมื่อทำการหาความชันของเส้นกราฟแนวโน้มของข้อมูลที่เท่ากับศูนย์จะได้จุดที่มีความเร็วที่ทำให้มีกำลังขับต่ำสุด ที่ความเร็วนี้ทำให้อากาศยานมีเวลาที่ทำการบินนานที่สุด ตามทฤษฎีของ Anderson (2012) โดยความเร็วมีค่าเท่ากับ 11 เมตร/วินาที เมื่อเปรียบเทียบกับผลจริงจะมีความเร็ว 13 เมตร/วินาที ซึ่งมีความคลาดเคลื่อนที่ 15.39 เปอร์เซ็นต์ ของผลการทดสอบจริง

โดยความแตกต่างของเวลาที่ทำการทดสอบคือ 28 นาที กับ 53 นาที ดังนั้นที่ความเร็ว 13 เมตร/วินาที จึงเป็นความเร็วที่เหมาะสมสำหรับการทำการบินที่นานที่สุด

เมื่อพิจารณาอัตราการใช้พลังงานของแบตเตอรี่ที่ความเร็ว 13 เมตร/วินาที ใช้กระแสไฟฟ้าที่ 4.393 A ด้วยวิธีการของ Lance W. Traub (2011) สมการที่ 2.21 พบว่า หากพิจารณาการใช้พลังงานแบตเตอรี่ 100 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งงานวิจัยนี้ใช้แบตเตอรี่ที่มีความจุ 5.2 Ah จึงคำนวณได้เวลาการบินสูงสุดที่ 71 นาที เมื่อเทียบกับผลการบินจริงคือ 53 นาที สาเหตุนี้ Lance W. Traub (2011) ได้ให้เหตุผลไว้ว่า การใช้งานแบตเตอรี่นั้นไม่สามารถดึงพลังงานออกมาใช้ได้ 100 เปอร์เซ็นต์ เนื่องจากตัวแบตเตอรี่จำเป็นต้องเหลือพลังงานเพื่อรักษาสภาพให้สามารถคงสภาพในการเก็บประจุไฟฟ้าเพื่อการนำไปใช้งานในครั้งต่อไปทำให้การคำนวณในสมการที่ 2.21 ต้องมีการคูณค่าประสิทธิภาพการใช้งานร่วมด้วย จากการคำนวณข้างต้นนี้ทำให้พบว่า การใช้งานของแบตเตอรี่สามารถใช้งานได้ที่ 75 เปอร์เซ็นต์ของความจุนั่นเอง

จากตารางที่ 4.2 หากพิจารณาค่า  $C_L$  ที่สูงสุด คือ 1.0831 ที่มุมปะทะ 14.8 องศา ที่ความเร็ว 11 เมตร/วินาที ซึ่งที่ความเร็วสูงขึ้นดังตารางผลการทดสอบที่มุมปะทะเท่าเดิมจะมีแรงยกสูงขึ้น สามารถนำไปหาค่า load factor ดังสมการที่ 2.28 นำ Load factor ที่มีค่าสูงสุดและสัมประสิทธิ์แรงยกมากที่สุด คำนวณหารัศมีการเลี้ยว ( $R$ ), อัตราการเลี้ยว ( $\omega$ ) และมุมเอียง ( $\phi$ ) สูงสุด แสดงดังตารางที่ 4.3

ตารางที่ 4.3 ผลการทดสอบหาสมรรถนะการเลี้ยว

ลำดับ การทดสอบ	ความเร็ว (m/s)	แรงยกที่ $C_{L, max}$	n	Rt	$\omega$	$\phi$
1	11	26.283	0.957	-	-	-
2	12	31.279	1.139	26.946	25.530	28.56
3	13	36.709	1.337	19.430	38.354	41.561
4	14	42.574	1.549	16.871	47.568	49.821
5	15	48.873	1.779	15.584	55.175	55.804
6	16	55.608	2.025	14.825	61.867	60.399
7	18	70.379	2.562	14.001	73.700	67.027
8	20	86.888	3.163	13.587	84.381	71.570
9	22	105.133	3.827	13.354	94.438	74.854

จากการทดสอบที่ทำการบินเป็นวงกลมเพื่อลดระยะทางการควบคุมการบินของอากาศยาน ในการบินนี้จะถือว่าเป็นการบินใกล้เคียงกับการบินเป็นเส้นตรง เนื่องจากการบินทดสอบนี้กำหนดให้มุมเอียงของอากาศยานทำมุมอยู่ในช่วง 4-5 องศาเท่านั้น หากทำการเอียงมากขึ้นจะมีผลกระทบในส่วนของเวกเตอร์ของแรงยกและมุมปะทะที่มากขึ้น ทำให้ผลการทดสอบที่ได้คลาดเคลื่อนจากการบินแบบเส้นตรงมากขึ้น หากลดมุมให้เข้าใกล้ค่า 0 องศา จะทำให้ระยะการทดสอบเพิ่มขึ้น ทำให้ระยะการทดสอบเกินระยะการควบคุมหรือเสี่ยงต่อการหลุดการควบคุมการบิน ดังนั้น ที่ความเร็วการทดสอบที่ 1 คือ 11 เมตร/วินาที เป็นความเร็วต่ำสุดที่อากาศยานสามารถทำการบินได้ หากทำการเลี้ยวที่ความเร็วนี้จะทำให้อากาศยานลดระดับการบิน เนื่องจากสูญเสียแรงยกจึงไม่มีผลการเลี้ยวในลำดับการทดสอบที่ 1 นั่นเอง หากทำการหาสมรรถนะการเลี้ยวที่ต่ำสุดของอากาศยานนี้ เมื่อพิจารณาแนวโน้มของข้อมูลที่อากาศยานมีความเร็วสูงขึ้นจะทำให้มีรัศมีการเลี้ยวยิ่งเล็กลง ซึ่งในทางปฏิบัตินั้นจะมีจุดสิ้นสุดที่จุดแตกหักของ โครงสร้างอากาศยาน การพิจารณาจุดแตกหักของโครงสร้างอากาศยานอยู่นอกเหนือขอบเขตของงานวิจัย ผู้วิจัยกล่าวถึงเฉพาะส่วนที่จำเป็นต้องนำไปใช้งาน จึงนำเสนอผลการทดสอบที่ 3 ที่เป็นความเร็วที่สามารถทำการบินได้ไกลและนานที่สุด ซึ่งปกติแล้วจะใช้ความเร็วนี้ในการทำภารกิจของอากาศยาน มีรัศมีการเลี้ยวต่ำสุดที่ 19.5 เมตร, อัตราการเลี้ยวสูงสุดที่ 38.4 องศา/วินาที และมุมเอียงสูงสุด 42 องศา

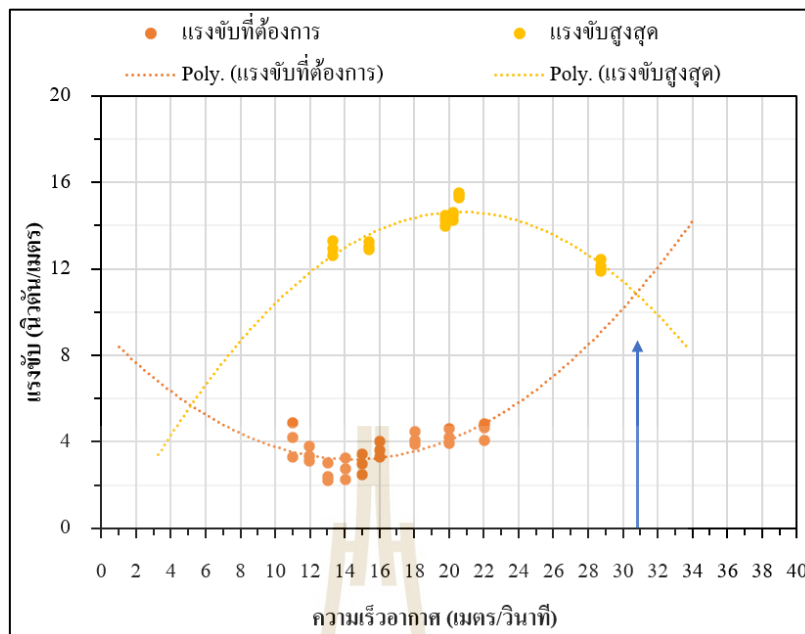
#### 4.3.2 ผลจากการทดสอบบินแบบไต่ระดับเพดานบิน

ผลจากการทดสอบนี้สามารถนำไปประเมินหาสมรรถนะที่ประกอบไปด้วยความเร็วสูงสุด อัตราการไต่ระดับสูงสุดและมุมไต่ระดับสูงสุด การทดสอบไต่ระดับนี้จะสามารถวัดค่าแรงขับสูงสุดได้ โดยที่มุมไต่ระดับแต่ละมุมจะเกิดแรงขับที่วัดได้ไม่เท่ากัน สาเหตุเกิดจากมุมไต่ระดับแต่ละมุมมีผลกระทบการแรงที่โลกกระทำต่อมวลของอากาศยานที่ไม่เท่ากัน ทำให้แรงต้านของอากาศยานมีค่าเพิ่มขึ้นเมื่อเทียบกับการบินที่ขนานกับระนาบผิวโลก ผลกระทบนี้ยังส่งผลต่อความเร็วในการบิน ซึ่งเกิดจากประสิทธิภาพของใบพัดที่มีค่าแปรผันกับความเร็วอากาศของอากาศยาน ดังนั้นการทดสอบนี้นอกจากจะสามารถวัดสมรรถนะการไต่ระดับของอากาศยานได้แล้ว ยังสามารถหาสมรรถนะของขีดความสามารถของมอเตอร์และใบพัดได้ ผลลัพธ์นี้คือกำลังสูงสุดของเครื่องยนต์นั่นเอง โดยมีรายละเอียดผลการทดสอบดังตารางที่ 4.4

ตารางที่ 4.4 ผลการทดสอบบินแบบไต่ระดับเพดานบิน

ลำดับการทดสอบ	1	2	3	4	5	6	
มุมไต่ทดสอบ (องศา)	10	15	20	25	30	35	
มุมไต่ที่วัดได้ (องศา)	9.3	15.8	18.7	23.5	28.2	33.2	
อัตราการใช้ระดับ (m/s)	4.6	7.2	7.2	9	6.6	4.8	
ความเร็วในแนวโค้ง (m/s)	4.8	7.8	7.5	8.6	6.9	5.8	
ความเร็วที่วัดได้ (m/s)	ค่าสูงสุด	29.9	21.65	20.99	20.85	16.39	16.7
	ค่าเฉลี่ย	28.76	20.57	20.21	19.81	15.39	13.29
	ค่าต่ำสุด	27.67	19.63	19.46	19.13	14.52	12.82
กระแสที่วัดได้ (A)	ค่าสูงสุด	37.02	42.24	39.58	39.23	37.28	41.01
	ค่าเฉลี่ย	36.81	42.02	39.04	38.47	37.19	39.22
	ค่าต่ำสุด	36.48	41.86	38.56	37.92	37.1	37.9
ความต่างศักย์วัดได้ (V)	14.34	14.63	14.39	14.2	14.13	14.42	
มุมปะทะวัดได้ (deg)	-3.082	-0.086	0.246	0.645	6.439	10.12	
แรงขับที่วัดได้ (N)	ค่าสูงสุด	12.45	15.52	14.6	14.48	13.26	13.31
	ค่าเฉลี่ย	12.1	15.43	14.45	14.25	13.04	12.94
	ค่าต่ำสุด	11.89	15.27	14.26	13.98	12.87	12.6

เมื่อนำแรงขับและมุมปะทะที่วัดได้เปลี่ยนเป็นแรงขับที่ต้องการ ซึ่งจากการทดสอบนี้เป็นการทดสอบการไต่ระดับที่ใช้กำลังขับสูงสุด ดังนั้นแรงขับที่ได้เมื่อรวมกับมุมปะทะจะมีค่าเท่ากับแรงขับสูงสุด เมื่อนำแรงขับสูงสุดเขียนกราฟความสัมพันธ์ของแรงขับสูงสุดและแรงขับที่ต้องการที่ได้จากการทดสอบการทดสอบการบินแบบรักษาระดับเพดานบินคงที่เทียบกับความเร็วของแต่ละกันทดสอบนั้น ๆ จะสามารถหาค่าความเร็วสูงสุดที่อากาศยานสามารถทำการบินได้ โดยที่จุดที่แรงขับสูงสุดมีค่าเท่ากับแรงขับที่ต้องการ แสดงดังรูปที่ 4.16



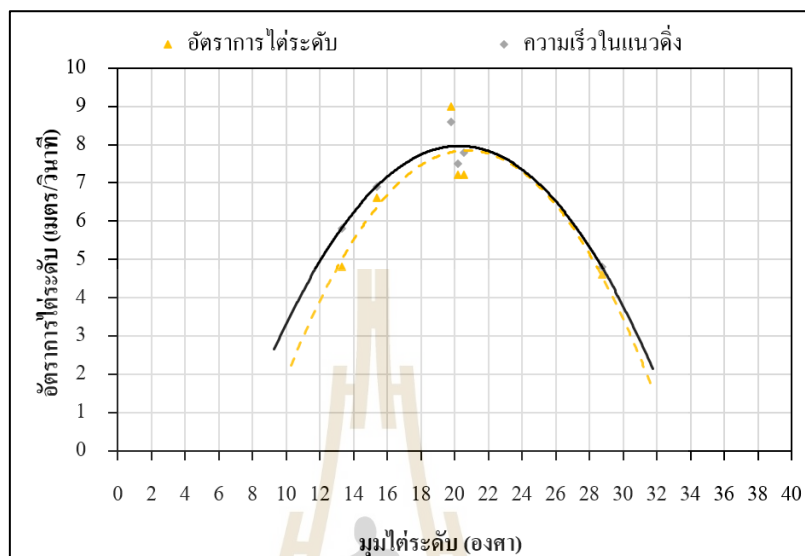
รูปที่ 4.16 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับสูงสุด แรงขับที่ต้องการ และความเร็ว

จากรูปที่ 4.16 พบว่า ความเร็วสูงสุดที่อากาศยานสามารถทำการบินได้ด้วยแรงขับสูงสุดของอากาศยานอยู่ที่ 30.7 เมตรต่อวินาที ซึ่งเมื่อเทียบผลการบินจริงกับการไต่ระดับมีความเร็วสูงสุดที่ 29.9 เมตร/วินาที หากพิจารณาความเร็วการบินในระนาบ 2 มิติ คือแกนตั้งและแกนนอน เมื่ออากาศยานบินขนานระนาบแกนนอนจะมีเวกเตอร์ของความเร็วกว่าที่ 30.7 เมตร/วินาที ในลำดับต่อมาหากอากาศยานทำการไต่ระดับที่ทำมุมกับแกนนอนที่มุม 10 องศา ในทางทฤษฎีนั้นสามารถนำความเร็วแตกเวกเตอร์ได้ ความเร็วที่คำนวณได้นี้จะมีค่าเท่ากับความเร็วในการไต่ระดับอย่างแน่นอน ซึ่งจากการนำความเร็ว 30.7 เมตร/วินาที มาแตกเวกเตอร์ที่มุม 10 องศา จะมีค่าเท่ากับ 30.2 เมตร/วินาที เมื่อเทียบกับผลการทดสอบที่มีความเร็วขณะทำการไต่ระดับที่มีค่าเท่ากับ 29.9 เมตร/วินาที ผลต่างมีค่าน้อยมาก ซึ่งอาจเกิดจากความคลาดเคลื่อนของเครื่องมือวัดหรือสภาพอากาศยานนอกของอากาศยานไม่ไม่คงที่

จากตารางที่ 4.4 อัตราการไต่ระดับที่วัดได้เป็นการอ่านค่าจากหน้าจอคอมพิวเตอร์ ขณะทำการบินทดสอบ ซึ่งเกิดการอ่านค่าของเครื่องมือวัดแล้วนำมาแสดงผล ส่วนความเร็วในแนวตั้งเป็นความเร็วที่เครื่องมือวัดอ่านได้และทำการบันทึกข้อมูลที่มีความถี่สูงกว่าการอ่านด้วยตาหลายเท่า โดยปกติพฤติกรรมของข้อมูลมักเป็นคลื่นรูปไซน์ ดังนั้นผู้วิจัยจึงใช้วิธีการหาค่าเฉลี่ยของข้อมูลในช่วงที่ข้อมูลมีเสถียรภาพแล้ว ซึ่งพบว่าแนวโน้มของข้อมูลมีความใกล้เคียงกัน สาเหตุ

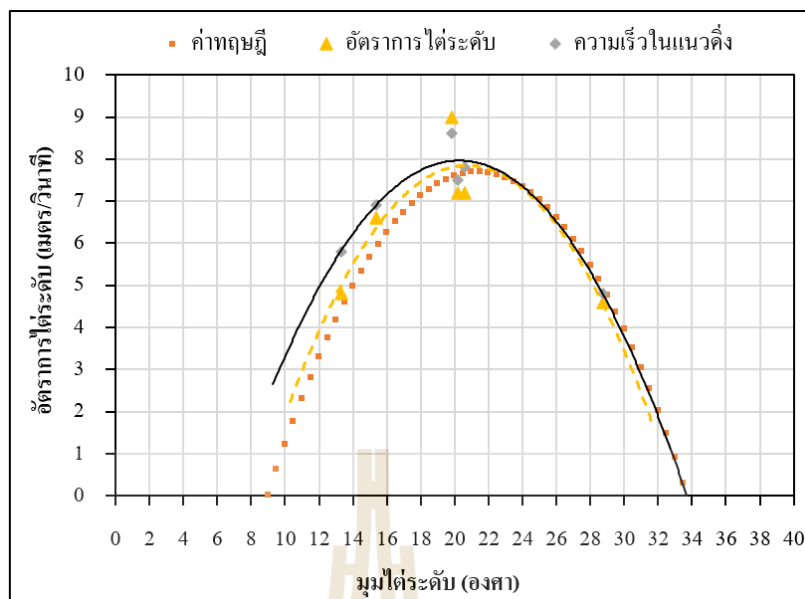


ที่อ่านข้อมูลไม่ตรงกันเนื่องจากความถี่ในการบันทึกข้อมูลไม่เท่ากันจะทำให้มีคลาดเคลื่อนนั่นเอง  
 ดังรูปที่ 4.17



รูปที่ 4.17 การอ่านค่าด้วยบุคคลเทียบกับการอ่านค่าด้วยเครื่องมือวัด

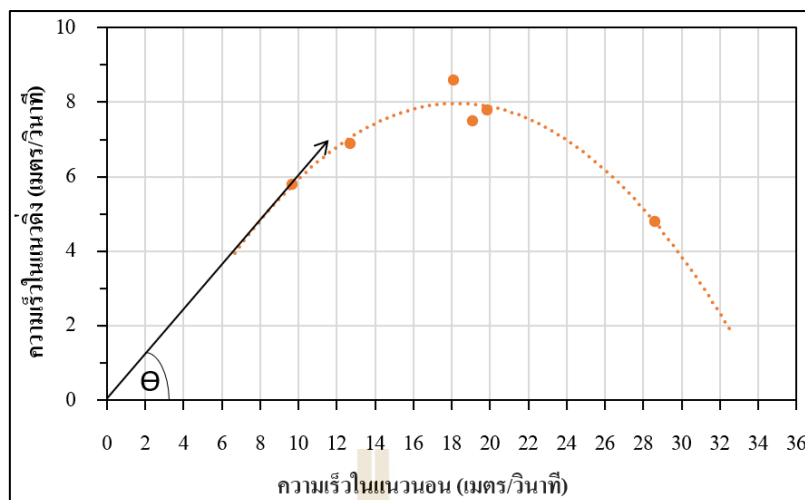
ในลำดับต่อมาหากทำการหาสมรรถนะการไต่ระดับด้วยวิธีการของ Anderson (2012) จากสมการที่ 2.20 ที่มีการแทนค่าของกำลังขับสูงสุด ซึ่งงานวิจัยนี้ได้จากแรงขับสูงสุด คุณความเร็ว ซึ่งผลการทดสอบได้จากเครื่องวัดแรงขับ เมื่อเทียบกับผลการไต่ระดับของเครื่องมือวัดความเร็วด้วย Accelerometer ได้ผลดังรูปที่ 4.18



รูปที่ 4.18 การเปรียบเทียบระหว่างค่าที่อ่านได้โดยตรงกับค่าที่คำนวณทางทฤษฎี

จากรูปที่ 4.18 พบว่า ค่าที่อ่านได้โดยตรงนั้นมีแนวโน้มที่ใกล้เคียงกับค่าที่ทางทฤษฎี โดยมีจุดสูงสุดของข้อมูลที่มีค่าเฉลี่ยที่ใกล้เคียงกัน คือ 8 เมตร/วินาที ที่มุมไต่ระดับ 20 องศา การที่เกิดความคลาดเคลื่อนนั้นเกิดได้จากความถี่ในการเก็บข้อมูลที่ไม่เท่ากัน ความคลาดเคลื่อนของเครื่องมือวัดคือ Accelerometer ที่ใช้วัดความเร็ว และเครื่องวัดแรงขับ ที่ไม่เท่ากัน รวมถึงพฤติกรรมของอากาศที่เกิดขึ้นขณะทำการบินที่ส่งผลต่อเครื่องมือวัดไม่เท่ากันด้วย ดังนั้นหากต้องการที่จะแก้ไขให้การทดสอบมีความคลาดเคลื่อนที่ลดลงจำเป็นต้องทำการทดสอบในสภาวะอากาศที่คงที่มากขึ้น

เมื่อข้อมูลในตารางที่ 4.4 หาค่ามุมไต่ระดับสูงสุดโดยการนำความเร็วในแนวโค้ง เทียบความสัมพันธ์กับความเร็วในแกนนอน โดยการนำความเร็วขณะทำการไต่ระดับแตกเวกเตอร์ให้ขนานกับแนวแกนนอน เขียนในรูปแบบ Hodograph diagram ด้วยวิธีการของ Anderson (2012) ได้ผลดังรูปที่ 4.19



รูปที่ 4.19 Hodograph diagram

นำค่าการกระจัดในแนวแกนตั้งและแนวแกนอนคำนวณมุม  $\theta$  ด้วยวิธีการทางตรีโกณมิติ ซึ่งมีค่าเท่ากับ 31 องศา หากพิจารณาเทียบกับตารางผลการทดสอบที่ 4.4 ในลำดับการทดสอบที่ 6 ที่มีการตั้งค่ามุมการไต่ระดับที่ 35 องศา แต่เครื่องสามารถทำการบินได้จริงอยู่ที่ 33 องศา ทำให้เห็นได้ว่า ผลที่คำนวณได้ตามทฤษฎีนั้นมีความใกล้เคียงกับค่าจากการทดสอบจริง ซึ่งถือว่าค่าที่วัดได้มีความถูกต้องบนความคลาดเคลื่อนที่ 2 องศา หรือ 6 เปอร์เซ็นต์ จึงสามารถกล่าวได้ว่า การทดสอบบินจริงเพื่อหาสมรรถนะนั้นมีความถูกต้องและเชื่อถือได้นั่นเอง

## บทที่ 5

### บทสรุปและข้อเสนอแนะ

#### 5.1 สรุปผลการวิจัย

วิทยานิพนธ์นี้นำเสนอวิธีการหาสมรรถนะด้วยการบินทดสอบของเครื่องบิน โดยการติดตั้งระบบควบคุมการบินของ Pixhawk ที่มีเครื่องมือวัดภายในรวมถึงเครื่องวัดแรงขับและมุมปะทะ เพื่อทำการวัดข้อมูลการบินและนำไปคำนวณหาสมรรถนะตามวิธีการของ Anderson จากการบินทดสอบพบว่าสามารถนำผลการบินจริงประเมินหาสมรรถนะได้ตามวัตถุประสงค์ โดยมีรายละเอียดดังนี้

1. สร้างเครื่องมือวัดแรงขับและเครื่องวัดมุมปะทะพร้อมทำการสอบเทียบวัดและปรับปรุงการทำงานให้มีความแม่นยำขึ้น
2. ใช้เครื่องบินที่สามารถจัดหาได้ง่ายอย่าง Sonicmodell Sky hunter ในการทำการทดสอบ พร้อมทั้งติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมการบินของ Pixhawk เครื่องวัดแรงขับและเครื่องวัดมุมปะทะ
3. ทำการทดสอบบินครั้งแรกเพื่อตรวจสอบการทำงานของเครื่องบินและทดสอบการบินหาระยะการควบคุมที่เครื่องสามารถทำได้ ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1.2 กิโลเมตร
4. ทำการทดสอบบินแบบเพดานบินคงที่ ที่ความสูง 100 เมตร โดยบินเป็นวงกลมที่มีมุมของเครื่องบินไม่เกิน 5 องศา ที่ความเร็วการทดสอบที่คงที่ 11, 12, 13, 14, 16, 18, 20 และ 22 เมตร/วินาที นำค่าที่วัดได้จากเซ็นเซอร์และเครื่องมือวัดหา  $C_L$  และ  $C_D$  คำนวณหาแรงขับที่ต้องการและกำลังขับที่ต้องการด้วยวิธีการคำนวณของ Anderson ทำการเขียนกราฟ เพื่อประเมินหาความเร็วการบินสำหรับพิสัยบินสูงสุดและเวลาทำการบินนานที่สุดซึ่งมีค่าเท่ากับ 13 เมตร/วินาที และบินได้ไกลสุดที่ 41 กิโลเมตร เวลาทำการบินสูงสุดที่ 53 นาที นำ  $C_L$  สูงสูง ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1.0831 คำนวณหารัศมีการเลี้ยวต่ำสุดเท่ากับ 19.5 เมตร อัตราเลี้ยวสูงสุด 38.4 องศา/วินาที และมุมเอียงสูงสุด 42 องศา
5. ทำการบินทดสอบแบบบินไต่ระดับที่ความเร็วสูงสุด โดยมีมุมไต่ที่ 10, 15, 20, 25, 30 และ 35 องศา นำค่าแรงขับที่วัดได้เขียนกราฟกับความเร็วในการบินและแรงขับที่ต้องการ ประเมินหาความเร็วสูงสุดในการบิน โดยมีค่าเท่ากับ 30.7 เมตร/วินาที นำความเร็วในแนวดิ่งที่วัดได้หาอัตราการไต่ระดับสูงสุด โดยมีค่าเท่ากับ 8 เมตร/วินาที มีมุมไต่ระดับด้วยวิธีการคำนวณของ Anderson ที่ 33 องศา

โดยสามารถสรุปข้อมูลการทดลองหาสมรรถของอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาด  
เล็ก รุ่น Sonicmodell Sky hunter ดังตารางสรุปผลการทดลองนี้

ตารางที่ 5.1 สรุปผลการทดลองอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาดเล็ก รุ่น Sonicmodell Sky hunter

ลำดับ	คุณสมบัติ	ปริมาณ
1	ความเร็วต่ำสุด	40 กิโลเมตรต่อชั่วโมง
2	ความเร็วสูงสุด	110 กิโลเมตรต่อชั่วโมง
3	พิสัยการบินสูงสุด	41 กิโลเมตร
4	ความทนทานการบินสูงสุด	53 นาที
5	อัตราไต่ระดับสูงสุด	8 เมตร/วินาที
6	มุมไต่ระดับสูงสุด	33 องศา
7	รัศมีวงเลี้ยวต่ำสุด	19.5 เมตร
8	อัตราเลี้ยวสูงสุด	38.4 องศา/วินาที
9	มุมเอียงสูงสุด	42 องศา

## 5.2 ข้อเสนอแนะ

1. การทดสอบบินควรทดสอบในช่วงเวลาที่สภาพอากาศมีความแปรปรวนต่ำ โดยสภาพอากาศที่ทำการทดสอบบินจะต้องไม่มีความเร็วลมของภาพแวดล้อมไม่เกิน 30 กิโลเมตร/ชั่วโมง เพื่อให้ได้ผลการทดลองที่แม่นยำมากขึ้น
2. การทดสอบบินในแต่ละครั้งควรมีรูปแบบหรือแผนการบินที่เหมือนกัน เพื่อให้การคำนวณเวลาการบินมีความแม่นยำมากขึ้น
3. แบตเตอรี่ที่ใช้งานในระหว่างการทดสอบแต่ละครั้งมีผลกระทบเป็นอย่างมากในเรื่องของประสิทธิภาพการทำงาน ดังนั้นอายุการใช้งานของแบตเตอรี่ควรมีอายุเท่ากัน
4. การทดสอบบินและพื้นที่ในการทดสอบบินควรอยู่ห่างจากพื้นที่ชุมชน เพื่อหลีกเลี่ยงอุบัติเหตุ
5. อุปกรณ์รับส่งสัญญาณภาคพื้นควรปรับปรุงให้เป็น โมดูลเดียวกันเพื่อลดความเสี่ยงของสายไฟที่อาจชำรุดได้ง่ายเมื่อมีการเคลื่อนย้าย
6. ควรเปลี่ยนวัสดุที่ใช้ทำเครื่องวัดมุมปะทะจากพลาสติกให้เป็นอลูมิเนียม เพื่ออายุการใช้งานและความแข็งแรง

## รายการอ้างอิง

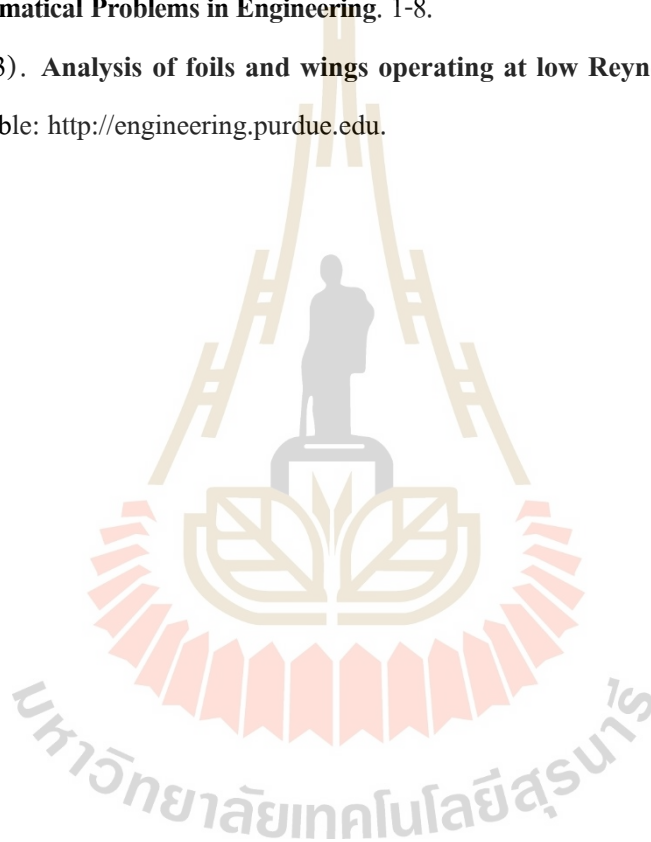
- สถาบันสำรวจและติดตามการปลูกพืชเสพติด สำนักงานป้องกันและปราบปรามยาเสพติด. (2562). การจัดการองค์ความรู้เรื่องอากาศยานไร้คนขับเพื่อการสำรวจพืชเสพติด. สืบค้นเมื่อ 1 กรกฎาคม 2563, จาก <https://www.oncb.go.th>.
- Anderson, J. D. (2012). **Fundamentals of aerodynamics**. Boston: McGraw-Hill.
- Andrew Gong, Hugh Maunder and Dries Verstraete. (2010). Development of an in-flight thrust measurement system for UAVs. **AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference**. 56. 1-10.
- Brent Michalowski and Nathaniel Varano. (2017). UAV Flight Test Characterization Using Minimal Test Equipment. **International Conference on Unmanned Aircraft Systems**. 1737-1741.
- Lance W. Traub. (2011). Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft. **Journal of Aircraft**. 48. 703-707.
- Landman D., Britcher C., and Bennett W. (1999). A Power on Full Scale Win Tunnel Test of a UAV. **Applied Aerodynamics Conference**, 17.502-504.
- Lorenz Meier, Dominik Honegger and Marc Pollefeys. PX4: A Node-Based Multithreaded Open-Source Robotics Framework for Deeply Embedded.
- M. Christopher Cotting, Artur Wolek, Justin F. Murtha, and Craig A. Woolsey. (2010). Developmental Flight Testing of the SPAARO UAV. **AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**. 48 .1-16.
- O. D. Garibaldi Castillo and E. H. Londner. (2010). UAV flight testing with an airborne sonic anemometer, IMU and GPS. **Applied Aerodynamics Conference**. 28. 1-5.
- Ostler, J.N.; Bowman, W.J.; Snyder, D.O.; McLain, T.W. (2009). Performance Flight Testing of Small Electric Powered Unmanned Aerial Vehicles. **International Journal of Micro Air Vehicles**. 1. 155-171.
- Pei-Hsiang Chung, Der-Ming Ma and Jaw-Kuen Shiau. (2019). Design, Manufacturing, and Flight Testing of an Experimental Flying Wing UAV. **Applied Sciences**. 9. 1-22.
- PX4 Autopilot. **Pixhawk Autopilot**. [Online]. Available: <https://pixhawk.org/modules/pixhawk>. [Accessed 10 July 2019].

Qgroundcontrol. **Overview**. [Online]. Available: <http://qgroundcontrol.org>. [Accessed 11 July 2019]

Özgür Dündar, Mesut Bilici Tarık and Üner Tarık Üner. (2020). Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV. **Engineering Science and Technology an International Journal**. 1-12.

Shuo Wang, Ziyang Zhen, Ju Jiang and Xinhua Wang. (2016). Flight Tests of Autopilot Integrated with Fault-Tolerant Control of a Small Fixed-Wing UAV. **Hindawi Publishing Corporation Mathematical Problems in Engineering**. 1-8.

XFLR5. (2013). **Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers**. [Online]. Available: <http://engineering.purdue.edu>.





ภาคผนวก ก

บทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



## รายชื่อบทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่ในระหว่างศึกษา

เกรียงไกร แหวนเงิน, นันทวัฒน์ แซ่ตัน, วัชรพล แสงเพชร และสุรเดช ตัญจรัยรัตน์. เซ็นเซอร์วัดมุมปะทะสำหรับอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาดเล็ก” การประชุมวิชาการนานาชาติ นวัตกรรมการบินและอุตสาหกรรมการบินและอวกาศ. 13-17 มกราคม 2563, จังหวัดชุมพร.

Wanngoen, K.; Saetunand, N.; Saengphet, W.; Tantrairatn, S. Angle of Attack Sensor for Small Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles. Proceedings 2019, 39, 19.





Proceedings

## Angle of Attack Sensor for Small Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles †

Kriangkrai Wanngoen <sup>1</sup>, Nanthawat Saetunand <sup>1</sup>, Watcharapol Saengphet <sup>2</sup> and Suradet Tantrairatn <sup>1,\*</sup>

<sup>1</sup> Institute of Engineering, Suranaree University of Technology, Nakhon Ratchasima 30000, Thailand; kriangkrai.w.n@gmail.com (K.W.); nanthawat.jn@gmail.com (N.S.)

<sup>2</sup> iCreativeSystem Co. Ltd., Nakhon Ratchasima 30000, Thailand; w.sphet@icsco.ai

\* Correspondence: suradetj@sut.ac.th; Tel.: +66-955-623-555

† Presented at the Innovation Aviation & Aerospace Industry—International Conference 2020 (IAAI 2020), Chumphon, Thailand, 13–17 January 2020.

Published: 7 January 2020

**Abstract:** The angle of attack (AOA) is an important parameter for estimating aerodynamic parameter the performance and stability of aircraft. Currently, AOA sensors are used in general aircraft. However, there is no a reasonable-price AOA sensor that is compatible to a small fixed-wing unmanned aerial vehicles (UAVs). This research aims to designs and constructs angle of attract (AOA) sensor for small fixed-wing unmanned aircraft. Mechanism Design, which is similar to aerodynamic wheatear vane, can operate in airspeed 10–30 m/s. The direction of airfoil aligns with the air flow direction. When the AOA of the UAV changes, the air flow changes the direction, resulting in the change of airfoil direction. The high-resolution rotary encoder, that was used to measure the angle of the airfoil, was installed with the fin airfoil. For experiment, the accuracy of the AOA sensor was validated by comparing the angles obtained from the encoder with the standard rotary table in static and wind tunnel. Finally, the AOA sensor, which was attached on aircraft, was verified and recorded in flight test. As the results of the measurement, the airfoil angles detected by the encoder were in good agreement with the standard angles.

**Keywords:** angle of attack sensor; fixed-wing unmanned aerial vehicles; small unmanned aerial vehicles

### 1. Introduction

The angle of attack (AOA) is an angle between the direction of airflow and the cord-line of the aircraft's wing. It is an essential factor that affects aerodynamic forces. It is also used to determine aircraft performance and stability that help user to know the limit of aircraft. At present, the angle of attack instruments is usually employed for general aircraft to evaluate flight safety. These instruments help to prevent stalling in large and heavy aircraft that usually fly at high speed [1]. However, there is no actual application for using with fixed-wing RC plane, VTOL aircraft, and small power electric fixed-wing UAVs. For the research, the angle of attack instruments is only used for designing the fin.

This paper is aimed to design and create a prototype of the angle of attack instrument that can measure the angle of attack at low speed flight for small fixed-wing UAVs. That can operate at air speed range from 10–30 m/s, using the Sonic Modell Mini Sky hunter V2 EPO which has a flight range of 12–35 m/s as a test aircraft.

## 2. Design

### 2.1. Fin Design

A Fin has asymmetric cross-sectional airfoil. When the symmetric airfoil encounters with airflow, there is a pressure difference between two sides of the fin. This pressure difference induces the fin to move to the lower pressure side. The fin stops moving when it reaches the equilibrium position. At that position, the fin is parallel with the airflow direction. This study designed a mechanism for measuring instrument that is similar to wind vane or weather vane. The fin acted as a rudder while the front arrow acted as a counterweight. The pressure exerted on the fin causes a pitching moment. In the design process, the size of the fin must be suitable to generate the lift force with the small angle of attack at the low speed of airflow. The pitching moment should be higher than the torque friction of bearing, which can be expressed by Equations (1) and (2).

Lift coefficient [2] and friction moment of bearing [3] can be expressed, respectively

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_l ; \quad M = 0.5 \mu P d \quad (1)$$

From Momentum equation, that can rewrite in the form of pitching moment as follows

$$\text{Pitching moment } (P) = \text{Lift} \times \text{Length}(\text{Center of pressure} - \text{Pivot point}) \quad (2)$$

### 2.2. Angle Sensor and Electronics Component

The main factor of choosing an electronic device for the small UAV must be lightweight, durable, and accurate. This study used a high-resolution rotary encoder (As5048a), which is a magnetic position sensor with low friction, to measure the position. This sensor can transmit two types of output data: SPI data and PWM data. The finest resolution that the sensor can measure is 0.06 degrees (in the form of SPI data) [4]. The Arduino Nano board that is small and light was utilized to read the data and convert the data into I2C data before sending it to the Pixhawk4 board (Figure 1). The primary function of the Pixhawk4 board is to control the flight and save flight information.

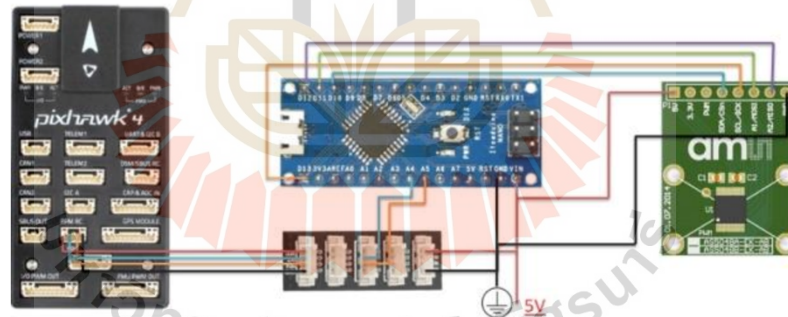


Figure 1. Pixhawk4 board, Arduino Nano board, As5048a sensor.

## 3. Method

### 3.1. Sensor Assembly

The data from the datasheet [4] was used to design and build parts that can be installed on small aircraft easily. The 3D elements were made of PLA plastic, and they were created using a 3D printer with a layer thickness of 0.006 mm. All parts were assembled to be angle sensor, as shown in Figure 3. Then, the Arduino Nano was connected to read signal from the As5048a sensor in the form of SPI data (Figure 2).



Figure 2. Angle sensor.

### 3.2. Angle Sensor and Fin Calibration

Therefore, the rotary table was chosen to calibrate with a high resolution up to 0.002 degrees [5]. The angle sensor was installed on the rotary table, as in Figure 2. We adjust the rotary angle of 5 degrees per step, then read and record the angle from the Arduino data monitor. The data obtained from the rotary table was compared with the data collected from the angle sensor to compute the smallest error of each step. The angle sensor was performed again by adjusting the rotary from 0.1 degrees to 30 degrees for the finest resolution of the measurement.

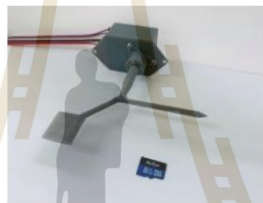


Figure 3. AOA sensor.



Figure 4. Calibration sensor.

When air flow through the fin, there is a lift force that causes the change in the direction of the fin. The fin always balances itself to be in the equilibrium condition. The fin balancing can be affected by the wind direction, airfoil shape, air speed, fin forming, etc. Therefore, to ensure that the fin is in the position aligned with the direction of the airflow. It is necessary to test the fin in the wind tunnel. This study designed fin that can operate at a minimum speed of 10 m/s using NACA 009 airfoil with the cord of 20 mm, and the span of 20 mm. The distance from the pivot point to the center of pressure ( $C_p$ ) is 25 mm, Reynold number at speed 5 m/s is 7000 [6], and  $C_l$  at the angle of attack of 0.1 degrees is 0.006. From Equation (1), we have  $L = 49.32 \mu\text{N}$ . From Equation (2),  $P = 1.23 \mu\text{N}$ . From Equation (2),  $M = 375 \text{ Nm}$  that shows that  $P = 3.3 M$ . It indicated that the fin could respond to the air speed of 5 m/s with the threshold angle of attack of 0.1 degrees. After forming the fin using the 3D printer, the fin was installed into the angle sensor, as shown in Figure 4. The assembly angle sensor was tested in subsonic wind tunnel 305 mm that was able to generate wind speed of 0–36 m/s. The first experiment was to find the speed range that the fin can work efficiently. The experiment conducted in the range

of air speed of 0–36 m/s with various levels of the angle of attack to test the angle measuring capability of the angle sensor. The correct calibration requires a high precision instrument.

The AOA sensor was installed on the aircraft at the position where the air turbulence was minimum, such as at the front of the plane, etc. The AOA sensor on the aircraft was connected to the flight control board using the data cable. The Arduino Nano board read the data from the magnetic sensor in the form of bit data and then transformed it into I2C data and sends it to the Pixhawk board to receive the data and save the data.

### 3.3. Flight Test

The aircraft equipped with the angle sensor was tested by flying at the height of 100 m. The flight mode was changed to loiter mode with the bank angle of 5 degrees to reduce the influence of side slip turn go. The flight speed was at 18, 21, 24, 27, and 30 m/s. The test time for each level of wind speed test is one cycle of flight.

## 4. Result

After the re-calibration of the angle sensor, the AOA sensor was tested to find the optimum air speed range that the sensor could function. In the wind tunnel, it was found that the fin stably responded at the air speed range of 10–30 m/s. It demonstrated that the AOA sensor could work appropriately at the air speed range of 10–30 m/s. When the angle sensor is rotated by 5 degrees at the air speed range of 10–30 m/s to measure the angle of the fin and the angle sensor, it is found that the measured angle of the fin and the measured angle collected from the angle sensor had an average difference of 5 degrees. It demonstrated that the responding angle of the fin was in good agreement with the measured angle collected from the angle sensor, as shown in Figure 5. Therefore, this AOA sensor can work properly during Air velocity from 10–30 m/s.

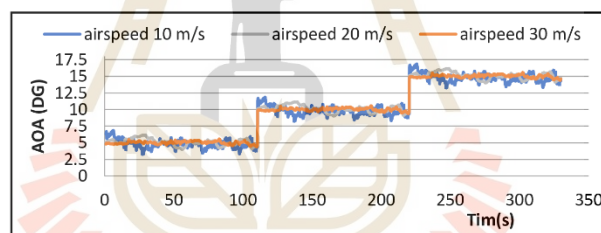


Figure 5. Calibration Angle of fin—Angle of sensor.

### Flight Test

Figure 6 shows the relationship between the speed of aircraft and the angle of attack measured in each unit of time. Test speeds start from 18–30 m/s. Because the batteries of test aircraft were increased during the test, increasing the load, and the flight speed to avoid the stalling. In this test, it could fly at a minimum speed of 18 m/s. From the above information, when an aircraft flew at the lowest speed of 18 m/s, the angle of attack was in between the range of 12–13 degrees. While at a maximum speed of 30 m/s, the angle of attack was in between the range of 1–1.5 degrees. When the aircraft operated at a constant level of height with the speed reduction, the aircraft needed to increase the angle of attack to create enough lift force to fly at the same altitude. On the other hand, if the aircraft increased in speed, it must reduce the angle of attack to maintain itself at the same height. In this experiment, the flying height was at 100 m for all test speeds. From Figure 7, it demonstrates that the AOA sensor can operate on small aircraft at a flight speed of 10–30 m/s.

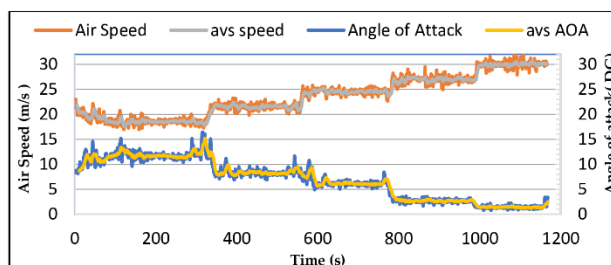


Figure 7. Relation of airspeed and AOA in actual flight.

## 5. Conclusions

The AOA sensor for small aircraft has two main components: a mechanism for measuring wind direction and a sensor for measuring the angle of rotation of the device. In mechanical design, it must have an asymmetric cross-sectional shape to be able to respond to the change in the wind direction as low as 1 degree. The AOA sensor can work at air speed that is lower or equal to 10 m/s. The sensor selection must be small, light, and high accuracy.

This study designed and built the AOA sensor that could measure the angle of attack at the air speed of 10–30 m/s with a weather vane-like mechanism. The fin was a NACA 009 that could respond to the air speed of 10–30 m/s stably. There was a good agreement between the measured angle of the fin and the measured angle collected from the angle sensor. Therefore, this AOA sensor can work properly during Air velocity from 10–30 m/s.

## References

- 1 Angle of Attack (AOA) Systems. Available online: <https://utcaerospacesystems.com/wp-content/uploads/2018/04/Angle-of-Attack-AOA-Systems.pdf> (accessed on 10 November 2019).
- 2 Anderson, J.D., Jr. *Introduction to Flight*, 3rd ed.; McGraw-Hill Education: New York, NY, USA, 1976; p. 184.
- 3 *General Catalogue*; Svenska Kullagerfabriken: Media-Print, Germany, 2003; p. 88.
- 4 AS5048A High-Resolution Position Sensor. Available online: <https://ams.com/as5048a> (accessed on 8 October 2019).
- 5 Prieto, E.; Pérez, M.D.; Yandayan, T.; Przybylska, J.; Just, A.; Geckeler, R. *General Catalogue*; EURAMET e.V.: Braunschweig, Germany, 2018; p. 12.
- 6 Reynolds Number Calculation. Available online: <http://airfoiltools.com/calculator/reynoldsnumber> accessed on 8 October 2019).



© 2020 by the authors. Licensee MDPI, Basel, Switzerland. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license (<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>).

## ประวัติผู้เขียน

นายเกรียงไกร แหวนเงิน เกิดเมื่อวันที่ 6 มกราคม พ.ศ.2537 ที่อำเภอเสิงสาง จังหวัดนครราชสีมา เริ่มต้นระดับประถมศึกษาที่โรงเรียนบ้านโนนสมบูรณ์ และระดับมัธยมศึกษาตอนต้นที่โรงเรียนโนนสมบูรณ์วิทยา ตำบลโนนสมบูรณ์ อำเภอเสิงสาง จังหวัดนครราชสีมา

จนกระทั่งศึกษาต่อในระดับประกาศนียบัตรวิชาชีพที่วิทยาลัยเทคนิคสุรนารี ในโครงการช่างอุตสาหกรรมฐานวิทยาศาสตร์ ตำบลท่าอ่าง อำเภอโชคชัย จังหวัดนครราชสีมา ต่อมาในปี พ.ศ. 2556 ได้โควต้าศึกษาต่อระดับอุดมศึกษาในหลักสูตรวิศวกรรมอากาศยาน สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี สำเร็จการศึกษาระดับปริญญาตรีบัณฑิตศึกษา สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ขณะศึกษาระดับบัณฑิตศึกษาได้รับมอบหมายให้เป็นผู้สอนและผู้ช่วยสอนในสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล จำนวน 6 รายวิชา ดังต่อไปนี้

1. Aeronautical Engineering Laboratory II
2. Aeronautical Engineering fundamentals
3. Aircraft Maintenance and Aircraft System Laboratory
4. Industrial Automation System
5. Automation and Control system
6. Measurement and Instrumentation

เป็นผู้สอนและผู้ช่วยสอนในสาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ จำนวน 7 รายวิชา ดังต่อไปนี้

1. Mechatronics Engineering Laboratory I
2. Mechatronics Engineering Laboratory II
3. Mechatronics Engineering Laboratory III
4. Mechatronics Engineering Laboratory IV
5. Introduction to Robotics
6. Industrial Automation System
7. Design of Automation Machine

ทำหน้าที่รักษาการผู้ดูแลอาคารเครื่องมือโรงประลอง

ผลงานวิจัย: ได้นำเสนอบทความจำนวน 1 บทความ ดังต่อไปนี้

1. บทความเรื่อง “เซ็นเซอร์วัดมุมปะทะสำหรับอากาศยานไร้คนขับชนิดปีกตรึงขนาดเล็ก” การประชุมนานาชาตินวัตกรรมการบินและอุตสาหกรรมการบินและอวกาศ ระหว่างวันที่ 13-17 มกราคม พ.ศ.2563 จังหวัดชุมพร ดังปรากฏในภาคผนวก ก.

