บทที่ 3

วิธีการดำเนินงานวิจัย

ในบทนี้จะนำเสนอวิธีการดำเนินงานวิจัย ซึ่งแบ่งเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนที่ 1 การประเมินสมรรถนะทางทฤษฎีและเขียนโปรแกรมเพื่อใช้ประเมินสมรรถนะปีกหมุนซึ่งนำเสนอในหัวข้อ 3.1 และ 3.2 ส่วนที่ 2 การทดสอบสมรรถนะของปีกหมุนด้วยชุดทดสอบโดยนำเสนอในหัวข้อ 3.3 ถึง 3.6 การดำเนินทั้งสองส่วนนี้เพื่อให้บรรลุจุดประสงค์ในข้อ 1.3.1 ถึง 1.3.

3.1 การวิเคราะห์หาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุน

การวิเคราะห์หาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนที่ทำงานแบบหมุนอยู่กับที่ (Hover Mode) ในครั้งนี้ใช้ 2 วิธี ได้แก่ วิธีที่ 1 ประยุกต์ทฤษฎีเบลดอิลิเมนท์ร่วมกับการวิเคราะห์ความเร็วอากาศหมุนวนหลังใบพัดซึ่งต่อไปจะขอกล่าวถึงวิธีนี้ว่าทฤษฎีใบพัด วิธีที่ 2 ประยุกต์ทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์ร่วมกับทฤษฎีวอร์เทคนั้นซึ่งต่อไปจะขอกล่าวถึงวิธีนี้สั้นๆว่าทฤษฎีวอร์เทค เพื่อหาค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงของแรงขับ $\left(\frac{dT}{dr}\right)$ และแรงบิด $\left(\frac{dQ}{dr}\right)$ เทียบกับการเปลี่ยนแปลงของรัศมี การหาคำตอบใช้ระเบียบวิธีทำซ้ำแบบหนึ่งจุด (Simple One-Point Iteration) และหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนโดยการอินทิเกรต (Integrate) ด้วยระเบียบวิธีกฎเศษหนึ่งส่วนสามของซิมป์สัน (Simson's 1/3 Rule) ทั้งนี้มีข้อสมมุติฐานที่ใช้ในการวิเคราะห์คือ ปีกหมุนมีกลีบใบเป็นวัสดุแข็งเกร็ง ปีกที่วิเคราะห์มีคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์เหมือนกับข้อมูลของ N.A.C.A.0012-B ที่ Rice ได้แสดงไว้ในคู่มือหน้าตัดปีก[12] และปีกหมุนทำงานอยู่ในอากาศนิ่ง

การหาอัตราการเปลี่ยนแปลงแรงขับและแรงบิดเทียบกับการเปลี่ยนแปลงของรัศมีมีตัวแปรที่สำคัญคือ ความเร็วลมเหนี่ยวนำไหลเข้าซึ่งถ้าทราบก็จะได้ค่าตัวแปรอื่นด้วย การวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีใบพัดนั้นมีจำนวนสมการไม่เพียงพอต่อการหาคำตอบจึงได้หาความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วอากาศเหนี่ยวนำในแนวแกนเพลาและในแนวรัศมีจากการสมมุติให้ความเร็วอากาศเหนี่ยวนำลัพธ์มีทิศทางตั้งฉากกับความเร็วอากาศลัพธ์ จากรูปที่ 2.3 จะได้สมการเป็น

$$V_{ia} = \left(\sqrt{b(1-b)\left(\Omega r \right)^2} \right) \qquad (3.1)$$

จากการวิเคราะห์ทั้ง 2 วิธี ได้กำหนดขั้นตอนการคำนวณแยกเป็นวิธีดังนี้

3.1.1 ขั้นตอนการคำนวณหาค่าตัวแปรต่างๆด้วยวิธีการทำซ้ำที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีใบพัด

ก. สมมุติค่า α เริ่มต้น และคำนวณค่า ϕ จากสมการ (2.11)

ข. หาค่า C_L , C_D จากสมการ (2.3) (2.4) (2.5) และ (2.6)

ค. หาค่า b จากสมการ (2.18)

ง. หาค่า V_a จากความสัมพันธ์ขององค์ประกอบความเร็ว (3.1)

จ. หาค่าV_Rจากสมการ (2.15)

ฉ. หาค่า M จากสมการ (2.9)

ช. หาค่าϕ จากสมการ (2.16)

ซ. หาค่าα จากสมการ (2.11)

ฌ. เปรียบเทียบค่าα จากข้อ ก. และข้อ ซ.

ญ. หากค่า α จากข้อ ช. แตกต่างจากในข้อ ก. มากกว่า 10^{-8} นำค่า α จากข้อ ช. แทนในข้อ ก.แล้วทำตามลำดับไปจนกระทั่งค่า α จากข้อ ช. แตกต่างจากในข้อ ก. น้อยกว่า 10^{-8}

3.1.2 ขั้นตอนการคำนวณหาค่าตัวแปรต่างๆด้วยวิธีการทำซ้ำที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีวอร์เทค

ก. สมมุติค่า V_{it} เริ่มต้น

ข. หาค่า V_{ia} จากสมการ (2.19)

ค. หาค่ามุม ϕ จากสมการ (2.21)

ง. หาค่ามุม α จากสมการ (2.11)

จ. หาค่า C_L , C_D จากสมการ (2.3) (2.4) (2.5) และ (2.6)

ฉ. หาค่า V_R จากสมการ (2.20)

ช. หาค่า M จากสมการ (2.9)

ซ. หาค่า C_{Lc} จากสมการ (2.8)

ฌ. หาค่า Γ จากสมการ (2.22)

ญ. หาค่า F จากสมการ (2.24)

ฎ. หาค่า V_{it} จากสมการ (2.23)

ฏ. เปรียบเทียบค่า V_{it} จากข้อ ก. และข้อ ฎ.

ฐ. หากค่า V_{it} จากข้อ ฌ. แตกต่างจากในข้อ ก. มากกว่า 10^{-8} นำค่า V_{it} จากข้อ ฌ. แทนในข้อ ก.แล้วทำตามลำดับไปจนกระทั่งค่า V_{it} จากข้อ ฌ. แตกต่างจากในข้อ ก. น้อยกว่า 10^{-8}

3.1.3 การหาค่าแรงขับและแรงบิดของปีกหมุน

เมื่อทราบตัวแปรต่างๆจะสามารถหาอัตราการเปลี่ยนแปลงแรงขับ $\left(\frac{dT}{dr}\right)$ และแรงบิด $\left(\frac{dQ}{dr}\right)$ เทียบกับการเปลี่ยนแปลงรัศมีได้จากสมการ (2.9) และ (2.11) และค่าแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนหาได้จากการอินทิเกรตและคูณกับจำนวนปีกของปีกหมุน ค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงแรงขับและแรงบิดจากโคนปีกถึงปลายปีก

$$T = N \times \int_{r_{root}}^{r_{tip}} \frac{dT}{dr} dr \qquad (3.2)$$

$$Q = N \times \int_{r_{root}}^{r_{tip}} \frac{dQ}{dr} dr \qquad (3.3)$$

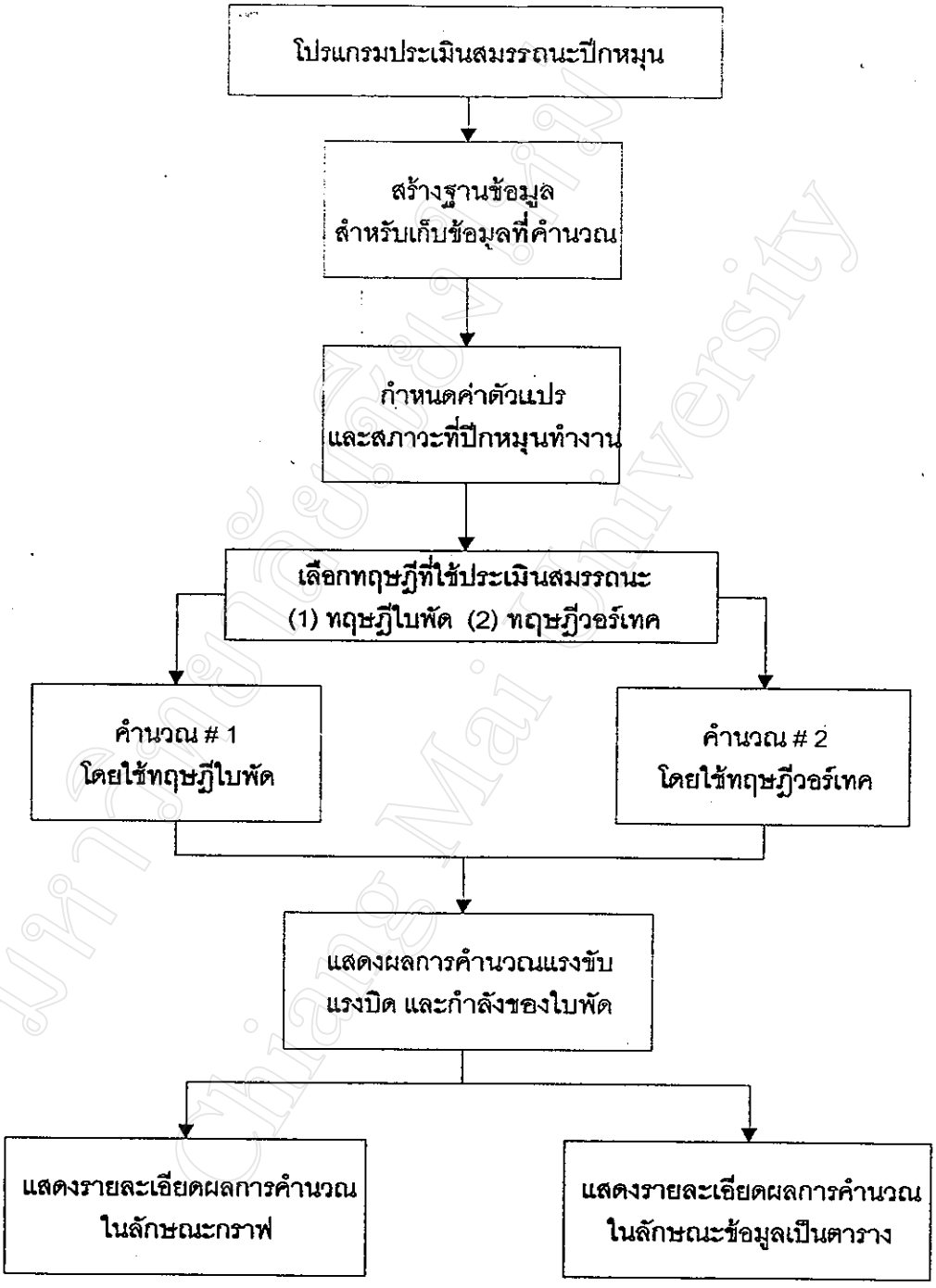
การอินทิเกรตทำโดยวิธีการเชิงตัวเลข (Numerical Method) ซึ่งใช้กฎเศษหนึ่งส่วนสามของซิมป์สัน เมื่อประยุกต์กฎของซิมป์สันมีสมการเป็น [5]

$$\int_{r_{root}}^{r_{tip}} \frac{dT}{dr} dr = \frac{h}{3}\left[T_{root} + T_{tip} + 4\sum_{i=1,2,3,\ldots}^{n-1} T_i + \sum_{i=2,4,6,\ldots}^{n-2} T_i\right] \qquad (3.4)$$

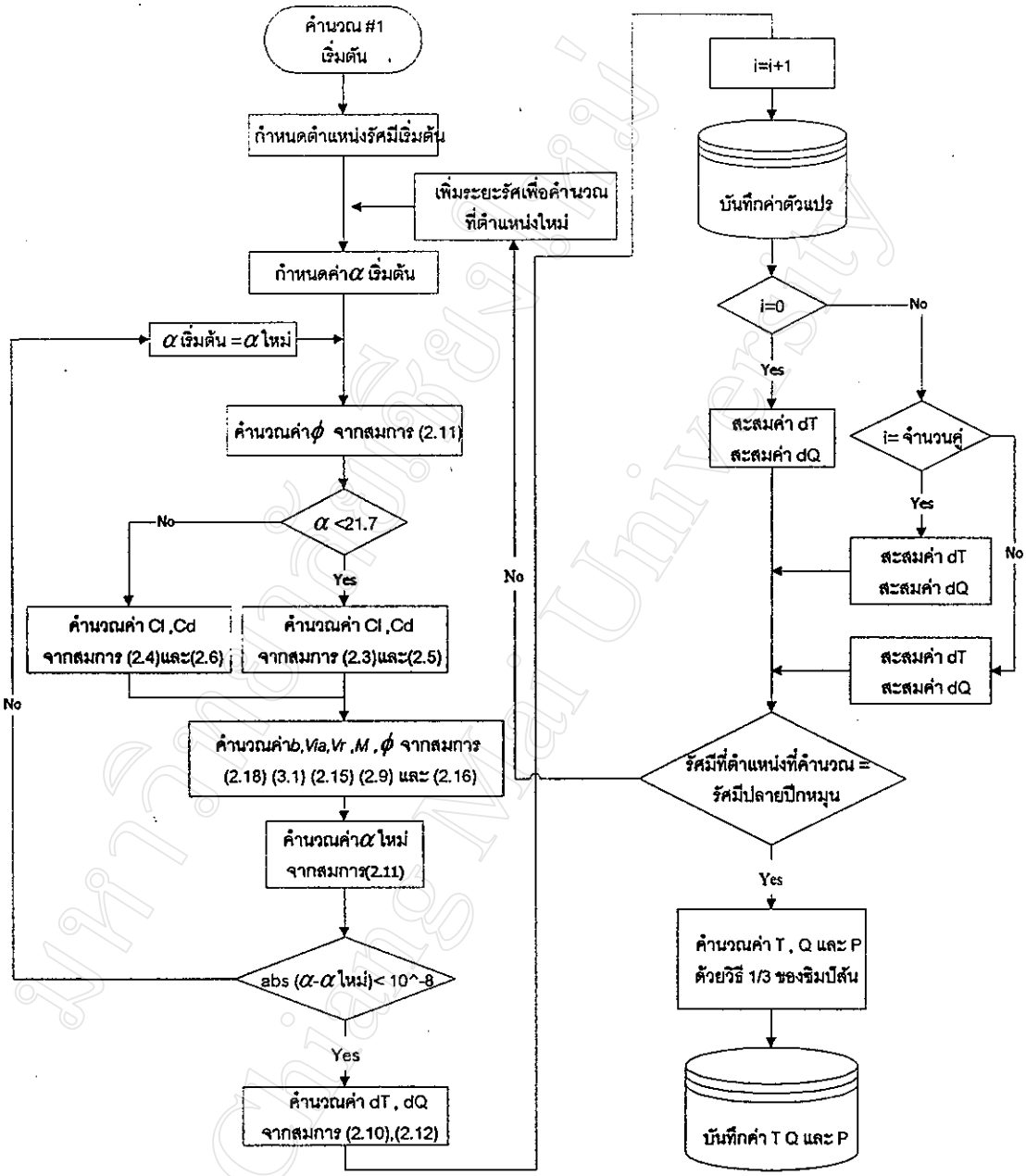
$$\int_{r_{root}}^{r_{tip}} \frac{dQ}{dr} dr = \frac{h}{3}\left[Q_{root} + Q_{tip} + 4\sum_{i=1,2,3,\ldots}^{n-1} Q_i + \sum_{i=2,4,6,\ldots}^{n-2} Q_i\right] \qquad (3.5)$$

3.2 โปรแกรมประเมินสมรรถนะปีกหมุน

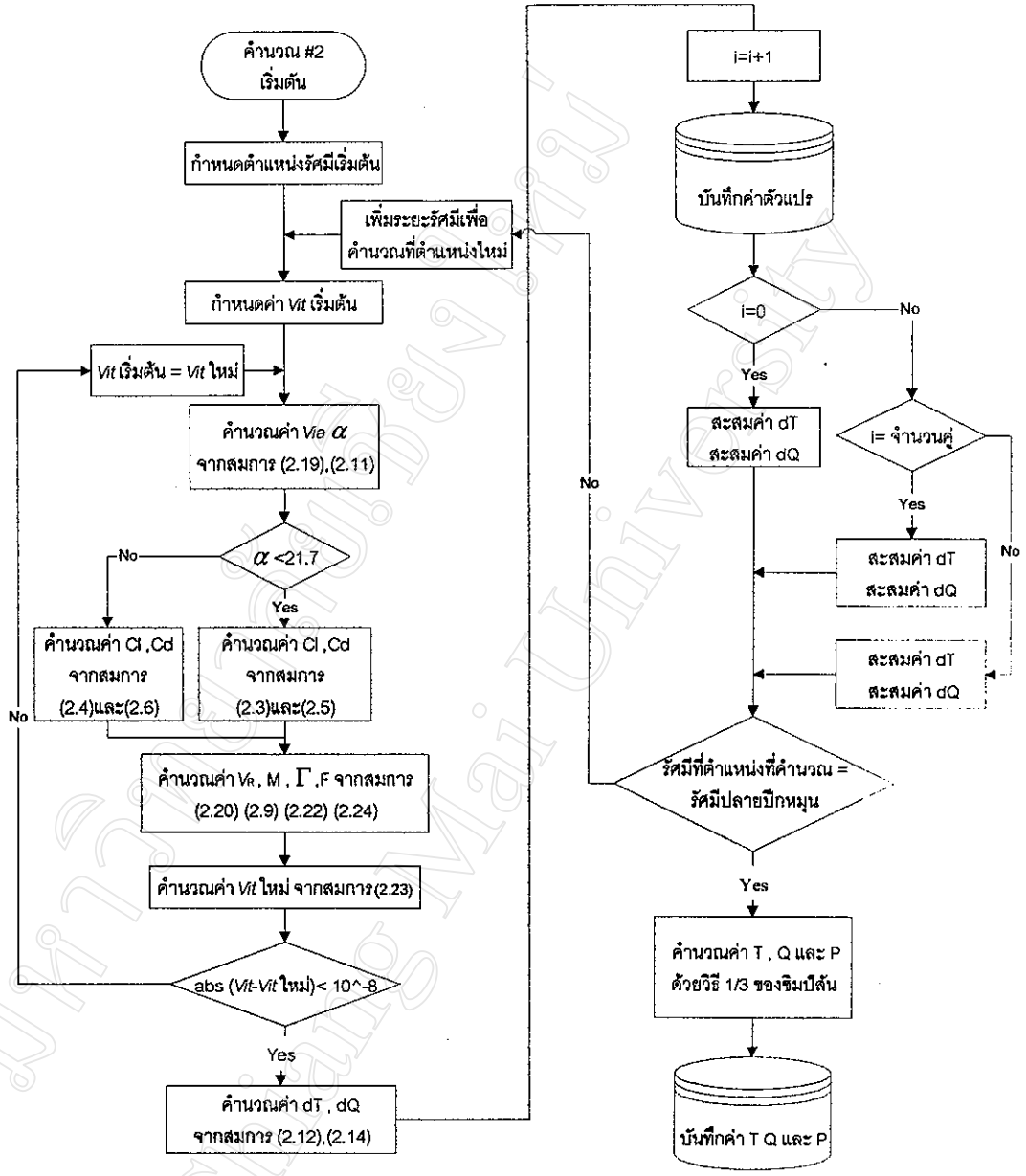
โปรแกรมคอมพิวเตอร์เขียนขึ้นเพื่อจุดประสงค์ใช้ในการคำนวณประเมินหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนด้วยภาษา Visual Basic ตามขั้นตอนการประเมินสมรรถนะปีกหมุนแสดงดังรูปที่ 3.1 และแผนภูมิการคำนวณที่แสดงในรูปที่ 3.2 และ 3.3 โดยมุ่งเน้นที่จะประเมินสมรรถนะของปีกหมุนที่มีหน้าตัดแอร์ฟอยล์แบบ N.A.C.A.0012-B ผลการประเมินนั้นแสดงออกมาใน 3 ลักษณะด้วยกัน ลักษณะแรกคือ ผลแรงขับ แรงบิด และกำลังของปีกหมุน ลักษณะที่สองคือ แสดงลักษณะการกระจายของแรงขับ แรงบิด และตัวแปรต่างๆ ตลอดความยาวปีกในรูปของกราฟ ลักษณะที่สามคือ แสดงค่าตัวแปรที่คำนวณได้ในลักษณะเป็นตารางข้อมูล รายละเอียดของโปรแกรมได้แสดงไว้ในภาคผนวก ก.



รูปที่ 3.1 ขั้นตอนการประเมินสมรรถนะของโปรแกรมคอมพิวเตอร์



รูปที่ 3.2 แสดงแผนผังของโปรแกรมในส่วนของการคำนวณที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีใบพัด



รูปที่ 3.3 แสดงแผนผังของโปรแกรมในส่วนของการคำนวณที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีวอร์เทค

ขอบเขตของโปรแกรมที่ใช้ในการประเมินสมรรถนะปีกหมุนที่เขียนขึ้น

- ใบพัดต้องมีหน้าตัดแอร์ฟอลย์แบบ NACA 0012-B เท่านั้น
- ลักษณะใบพัดเป็นแบบ ความยาวคงที่ตลอดความยาวใบพัด และไม่มีการบิด
- ค่าความเร็วลัพธ์ต้องมีค่ามัคนัมเบอร์น้อยกว่า 0.8
- ค่า Spacing/Chord Ratio ต้องน้อยกว่า 1
- มุมพิทช์ต้องอยู่ในช่วง –4 ถึง 30 องศา

3.2.1 การลู่เข้าของคำตอบและจำนวนคำตอบของโปรแกรมประเมินสมรรถนะปีกหมุน

สมการที่ใช้ในการคำนวณหาอัตราส่วนแรงขับและแรงบิดเทียบกับการเปลี่ยนแปลงรัศมีด้วยวิธีการทำซ้ำมีความซับซ้อน และไม่ต่อเนื่อง ทำให้ยากต่อการหาค่าเริ่มต้นเพื่อให้เกิดการลู่เข้าสู่คำตอบด้วยวิธี Derivative Mean Value จึงหาค่าเริ่มต้นด้วยการทดลองเปลี่ยนค่าเริ่มต้นที่ใช้ไปทีละน้อยแล้วทำการประเมินสมรรถนะของปีกหมุนด้วยโปรแกรม และนำคำตอบที่ได้มาพิจารณาเปรียบเทียบ ทั้งนี้ค่าเริ่มต้นจะต้องอยู่ในเงื่อนไขที่เป็นไปได้ในทางกายภาพจึงพิจารณาเป็น 2 กรณีดังนี้

3.2.1.1 การหาค่าเริ่มต้นที่ทำให้ลู่เข้าสู่คำตอบกรณีที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีใบพัด

การวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีใบพัดใช้มุมปะทะเป็นค่าเริ่มต้นในการหาคำตอบด้วยวิธีการทำซ้ำ ซึ่งมีเงื่อนไขทางกายภาพคือ ต้องมีค่ามากกว่าหรือเท่ากับ 0 และมีค่าน้อยกว่ามุมพิทช์ ในการทดลองป้อนค่ามุมปะทะเริ่มต้นจึงเริ่มจาก 0 องศา และเปลี่ยนไปครั้งละ 1 องศา จนกระทั่งมีค่าเท่ากับมุมพิทช์ จากการทดลองประเมินและเปรียบเทียบผลที่ได้พบว่า เกิดการลู่เข้าสู่คำตอบสำหรับทุกค่าเริ่มต้นในช่วงเงื่อนไขที่กำหนดยกเว้นที่มีค่าเท่ากับมุมพิทช์เท่านั้นที่มีการลู่ออก และคำตอบที่ได้มีค่าเดียว จึงเลือกใช้ค่าเริ่มต้นเท่ากับ 0 องศา เพื่อให้ใช้ได้ทุกสภาวะที่ทำการประเมินในการศึกษาครั้งนี้

3.2.1.2 การหาค่าเริ่มต้นที่ทำให้ลู่เข้าสู่คำตอบกรณีที่วิเคราะห์ด้วยทฤษฎีวอร์เทค

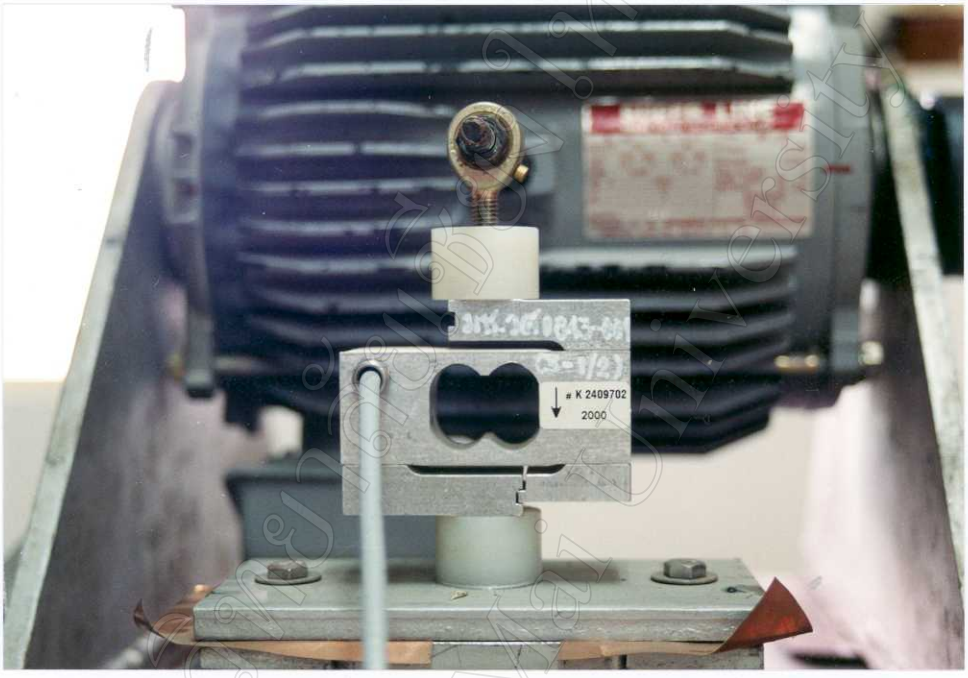
การวิเคราะห์ด้วยทฤษฎีวอร์เทคนั้นใช้ความเร็วลมเหนี่ยวนำไหลเข้าในแนวรัศมีเป็นค่าเริ่มต้นในการหาคำตอบด้วยวิธีการทำซ้ำ ซึ่งมีเงื่อนไขทางกายภาพคือ ต้องมีค่ามากกว่าหรือเท่ากับ 0 และมีค่าน้อยกว่าค่าความเร็วของแพนอากาศเล็กๆของปีกที่นำมาวิเคราะห์ ในการทดลองป้อนค่าเริ่มต้นจึงกำหนดค่าความเร็วลมเหนี่ยวนำไหลเข้าในแนวรัศมีเท่ากับ 0 ($\Omega r/50$) ($\Omega r/40$) ($\Omega r/30$) ($\Omega r/20$) ($\Omega r/10$) ($\Omega r/9$) ($\Omega r/8$) ($\Omega r/7$) ($\Omega r/6$) ($\Omega r/5$) ($\Omega r/4$) ($\Omega r/3$) ($\Omega r/2$) และ (Ωr) ซึ่งจากการทดลองประเมินและเปรียบเทียบผลพบว่า เมื่อกำหนดค่าเริ่มต้นตามค่าต่างๆที่ได้กล่าวมาแล้วทุกค่าเกิดการลู่เข้าสู่คำตอบยกเว้นค่าเริ่มต้นที่มีค่าเท่ากับ 0 และ Ωr เท่านั้นที่มีการลู่ออก และคำตอบที่ได้มีค่าเดียว จึงเลือกใช้ค่าความเร็วลมเหนี่ยวนำไหลเข้าในแนวรัศมีเริ่มต้นเท่ากับ ($\Omega r/10$)

3.3 อุปกรณ์และเครื่องมือ

ในหัวข้อนี้จะนำเสนออุปกรณ์และเครื่องมือหลักๆ ที่ใช้ในการหาวัดค่าตัวแปรบอกสภาวะและวัดแรงขับ แรงบิดของปีกหมุน โดยจะกล่าวถึงลักษณะและคุณสมบัติดังนี้

3.3.1 ทรานส์ดิวเซอร์สำหรับวัดแรง (Force Transducer)

ทรานส์ดิวเซอร์สำหรับวัดแรง ยี่ห้อ HBM ชนิด S2 ขนาดวัดแรง 0 ถึง 1,000 N ค่าความแม่นยำ 50 N มีค่า Sensitivity เท่ากับ 2 mV/V วัดแรงได้ทั้งแรงกดและแรงดึง ลักษณะของทรานส์ดิวเซอร์วัดแรงแสดงในรูปที่ 3.4 รายละเอียดอื่นได้แสดงไว้ที่ภาคผนวก ง.



รูปที่ 3.4 แสดงทรานส์ดิวเซอร์สำหรับวัดแรงที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้

3.3.2 อุปกรณ์ขยายสัญญาณ

อุปกรณ์ขยายสัญญาณที่เรียกว่า Weight Transmitter รุ่น WT95 ยี่ห้อ Wisco สามารถรับสัญญาณจากสเตรนเกจที่มีค่า Sensitivity 0.4 ถึง 3 mV/V ความต่างศักย์กระตุ้น 12 โวลท์ DC สัญญาณออก 0 ถึง 10 โวลท์ ค่า Linearity น้อยกว่า 0.1 เปอร์เซ็นต์ของช่วงการวัด ลักษณะของ WT95 แสดงในรูปที่ 3.5

3.3.3 อุปกรณ์บันทึกข้อมูลโดยเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์

อุปกรณ์เก็บข้อมูลที่เรียกว่า Online Excel Datalogger รุ่น OD95 ยี่ห้อ Wisco สามารถเก็บข้อมูลโดยเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์ด้วยสาย RS232 เพื่อเก็บบันทึกข้อมูลลงในฮาร์ดไดร์ฟ โดยมีซอฟแวร์ควบคุมและแสดงค่า สามารถรับสัญญาณ Analog ได้ 8 ช่องสัญญาณ ลักษณะของ OD95 แสดงในรูปที่ 3.5

รูปที่ 3.5 แสดงชุดอุปกรณ์ WT95 และ OD95

อุปกรณ์แต่ละตัวในชุดวัดแรงจะต่อเชื่อมกันและต่อเข้ากับคอมพิวเตอร์ PC เพื่อรับสัญญาณแรง แสดงผล และเก็บบันทึกค่าสัญญาณ อุปกรณ์แต่ละตัวจะมีค่าผิดพลาดดังที่แสดงไว้ในรายละเอียดของอุปกรณ์ ค่าผิดพลาดรวม [14] ของชุดอุปกรณ์วัดแรงสามารถคำนวณได้จากสมการ

$$\varepsilon_T = \sqrt{\varepsilon_F + \varepsilon_A} \qquad (3.6)$$

เมื่อใช้สมการ (3.5) หาค่าผิดพลาดของชุดอุปกรณ์วัดแรงได้เท่ากับ 0.58 นิวตัน จึงกำหนดค่านี้เป็นค่าน้อยที่สุดที่ชุดอุปกรณ์วัดแรงจะวัดได้ ถ้าค่าแรงที่ได้จากการทดสอบมีค่าน้อยกว่าค่านี้จะไม่นำมาพิจารณา สำหรับค่าแรงบิดน้อยที่สุดที่จะเริ่มพิจารณาคือ 0.33 นิวตัน.เมตร เนื่องจากแขนของไดนาโมมิเตอร์ยาว 0.115 เมตร วัดจากจุดศูนย์กลางเพลาถึงตำแหน่งที่แขนกดอุปกรณ์วัดแรง

3.3.4 เครื่องควบคุมความเร็วรอบมอเตอร์

เพื่อให้ได้ความเร็วรอบของปีกหมุนตามที่ต้องการในครั้งนี้ใช้ชุดควบคุมรอบมอเตอร์ยี่ห้อ YASKAWA รุ่น 606PC3 ขนาด 5 แรงม้า 3 เฟส สามารถปรับความถี่ของกระแสไฟฟ้าได้ละเอียดสุดที่ 0.1 เฮิร์ท อย่างไรก็ตามในการควบคุมความเร็วรอบนั้นต้องใช้เครื่องวัดความเร็วรอบมาวัดเพื่อตรวจสอบความเร็วรอบจริงของปีกหมุน เนื่องจากความเร็วรอบของมอเตอร์ไม่ได้ขึ้นอยู่กับความถี่ที่กำหนดไว้ที่มอเตอร์เพียงอย่างเดียวยังขึ้นอยู่กับภาระที่ทำงานด้วย

รูปที่ 3.6 แสดงชุดเครื่องควบคุมความเร็วมอเตอร์

3.3.5 เครื่องวัดความเร็วรอบ

การวัดความเร็วรอบของปีกหมุนเป็นการตรวจสอบสภาวะการทำงาน ว่าปีกหมุนหมุนด้วยความเร็วรอบที่ต้องการทดสอบหรือไม่ เนื่องจากความเร็วรอบของปีกหมุนเป็นตัวแปรหนึ่งที่บอกสภาวะการทำงานของปีกหมุน เครื่องมือที่ใช้วัดความเร็วรอบนี้เป็นเครื่องวัดความเร็วรอบแบบใช้แสงสะท้อนยี่ห้อ DIGICON DIGITAL TACHO รุ่น DT-230T มีช่วงการทำงานระหว่าง 5 ถึง 100,000 รอบต่อนาที มีความเม่นยำ $\pm$ 1 รอบต่อนาที สำหรับความเร็วรอบ 5 ถึง 5,000 รอบต่อนาที และ $\pm$ 0.5 เปอร์เซ็นต์ สำหรับความเร็วรอบมากกว่า 5,000 รอบต่อนาที

3.3.6 น้ำหนักมาตรฐาน

ในการสอบเทียบชุดอุปกรณ์วัดแรงต้องใช้น้ำหนักมาตรฐานมาทำสอบเทียบ สำหรับในการศึกษาครั้งนี้ใช้น้ำหนักมาตรฐานชนิดเหล็กหล่อขนาดพิกัดกำลัง 20 10 5 2 และ 1 กิโลกรัม มีค่าความไม่แน่นอน $\pm$0.2 $\pm$0.1 $\pm$0.0 และ $\pm$0.0 กรัมตามลำดับ และ ใช้น้ำหนักมาตรฐานชนิดทองเหลืองขนาดพิกัดกำลัง 0.50 0.20 0.10 0.05 0.02 0.01 0.005 0.002 0.001 0.0005 กิโลกรัม มีความไม่แน่นอน $\pm$2.5 $\pm$1.1 $\pm$0.6 $\pm$0.5 $\pm$0.4 $\pm$0.4 $\pm$0.4 $\pm$0.4 $\pm$0.4 และ $\pm$0.4 มิลลิกรัมตามลำดับ

3.3.7 เครื่องชั่งดิจิตอล

การดูลยภาพปีกหมุนจำเป็นต้องทราบน้ำหนักที่จุดรองรับที่ปลายปีกทั้งสองรายละเอียดการดูลยภาพได้อธิบายในภาคผนวก ข. การวัดขนาดน้ำหนักใช้เครื่องชั่งดิจิตอลขนาด 1 กิโลกรัม ยี่ห้อ TANITA รุ่น MODEL 1140 ความละเอียด 1 กรัม จำนวน 2 เครื่อง แสดงดังรูปที่ 3.9

3.3.8 เครื่องมือวัดอุณหภูมิ

อุณหภูมิเป็นตัวแปรบอกสภาวะตัวหนึ่งในการศึกษาครั้งนี้ จึงจำเป็นต้องทราบอุณหภูมิที่ปีกหมุนกำลังทำงานอยู่ ในการศึกษาครั้งนี้ใช้เครื่องวัดอุณหภูมียี่ห้อ FLUKE ใช้สำหรับวัดอุณหภูมิสถานที่ที่ใช้ทดสอบโดยใช้ร่วมกับสายเทอร์โมคับเปิลชนิดเค ความละเอียด 0.01 องศาเซลเซียล ดังแสดงในรูปที่ 3.10

3.3.9 เครื่องวัดความดันบรรยากาศ

ความดันบรรยากาศเป็นตัวแปรบอกสภาวะอีกตัวหนึ่ง จึงจำเป็นต้องทราบความดันบรรยากาศที่ปีกหมุนกำลังทำงานอยู่ ในการศึกษาครั้งนี้ใช้เครื่องวัดความดันบรรยากาศที่สามารถแสดงผลได้ระเอียดถึง 0.1 มิลลิเมตรปรอท ดังแสดงในรูปที่ 3.11

รูปที่ 3.7 แสดงเครื่องวัดความเร็วรอบที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้

รูปที่ 3.8 แสดงน้ำหนักมาตรฐานที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้

รูปที่ 3.9 แสดงเครื่องชั่งดิจิตอลที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้

มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ Chiang Mai University

รูปที่ 3.10 แสดงเครื่องวัดอุณหภูมิที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้

รูปที่ 3.11 แสดงเครื่องวัดความดันบรรยากาศที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้

3.3.10 อุปกรณ์วัดความยาว

การวัดระยะในการปรับมุมพิทช์และวัดความหนาของปีกที่สร้างขึ้นใช้เวอร์เนียร์เป็นเครื่องมือวัด

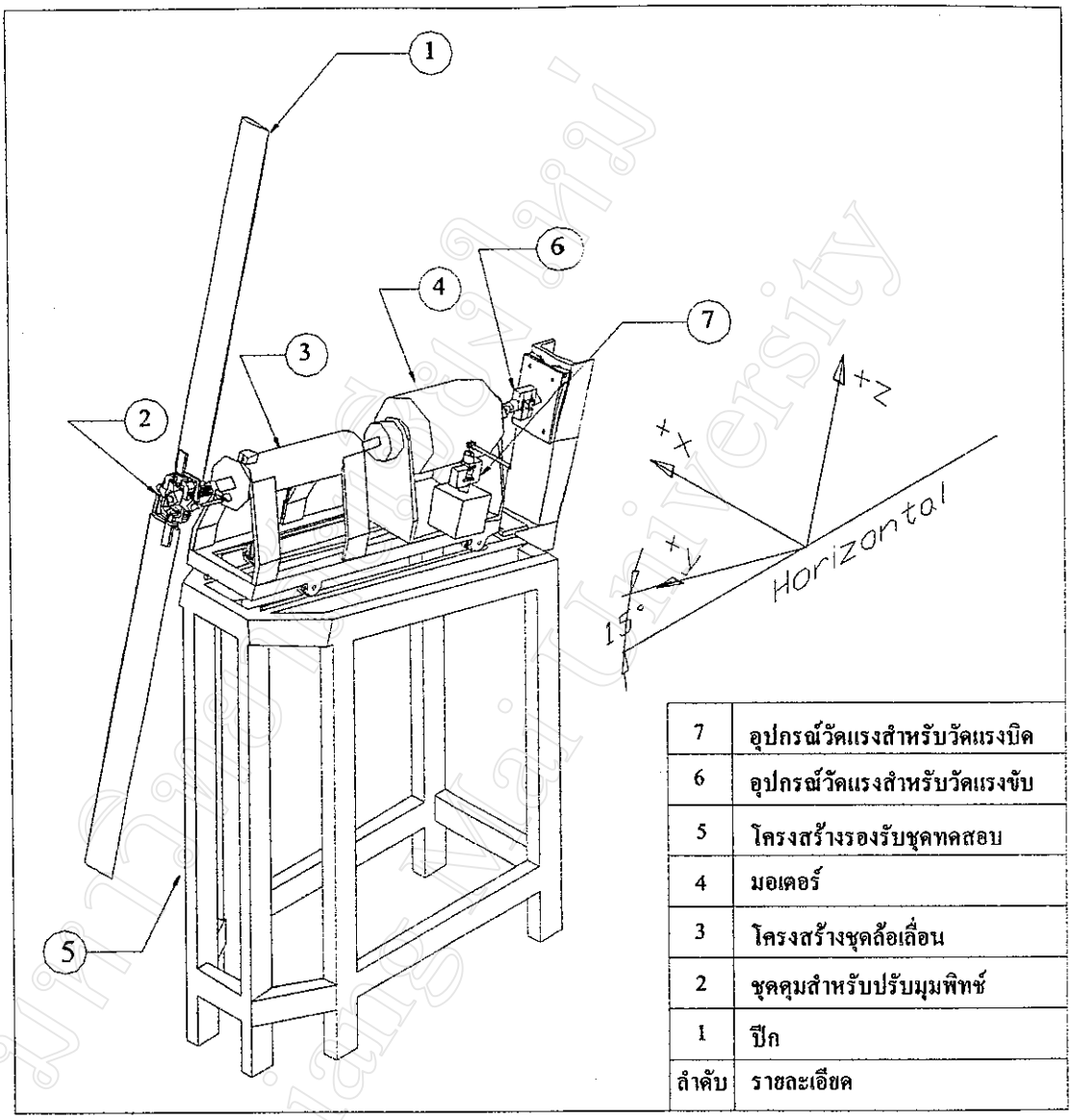
มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ Chiang Mai University

3.4 ชุดทดสอบสมรรถนะของปีกหมุนและปีกที่ใช้ทดสอบ

3.4.1 ชุดทดสอบสมรรถนะของปีกหมุน

ชุดทดสอบสมรรถนะปีกหมุนมีลักษณะดังรูปที่ 3.13 อยู่บนรางเลื่อนที่อยู่ในแนวแกน y ทำมุม 15 องศา กับแนวระดับ ชุดทดสอบที่สร้างขึ้นนี้ไม่เหมือนกับแบบที่ได้นำเสนอไว้ในโครงร่างวิทยานิพนธ์ เนื่องจากอุปกรณ์วัดแรงที่ใช้ในการศึกษาครั้งนี้สามารถรับภาระได้ในช่วง 0 ถึง 1,000 นิวตัน ถ้าใช้ชุดทดสอบตามแบบที่ได้เสนอในโครงร่างวิทยานิพนธ์ซึ่งรางเลื่อนจะอยู่ในแนวดิ่งจะทำให้อุปกรณ์วัดแรงเสียหายได้เนื่องจากรับภาระมากกว่าค่าการใช้งานของอุปกรณ์วัดแรง จึงได้แก้ไขแบบของชุดทดสอบให้รางเลื่อนทำมุมกับแนวระดับ 15 องศา เพื่อลดภาระของอุปกรณ์วัดแรงและน้ำหนักส่วนหนึ่งกลายเป็นแรงเริ่มต้นให้แก่อุปกรณ์วัดแรง ชุดทดสอบจะติดตั้งอุปกรณ์วัดแรงเพื่อวัดแรงขับของปีกหมุนไว้ที่ตำแหน่งหมายเลข 6 ปีกหมุนและมอเตอร์เคลื่อนที่ได้ในแนวแกน y เท่านั้นแรงที่วัดได้จากอุปกรณ์วัดแรงจึงเป็นแรงที่อยู่ในแนวแกนเพลาของปีกหมุน ซึ่งก็คือแรงที่เกิดจากน้ำหนักของชุดปีกหมุนและแรงขับของปีกหมุน มอเตอร์จะมีแท่นรองรับเพลาทั้งสองด้านและต่อแขนจากเปลือกสเตเตอร์และติดตั้งอุปกรณ์วัดแรงเข้ากับแขนขนาด 0.115 เมตร ทำเป็นไดนาโมมิเตอร์วัดแรงบิดที่เกิดจากปีกหมุน โดยดุมของชุดทดสอบสำหรับติดตั้งปีกมีรัศมี 0.1285 เมตร

รูปที่ 3.12 ชุดทดสอบขณะทำงาน



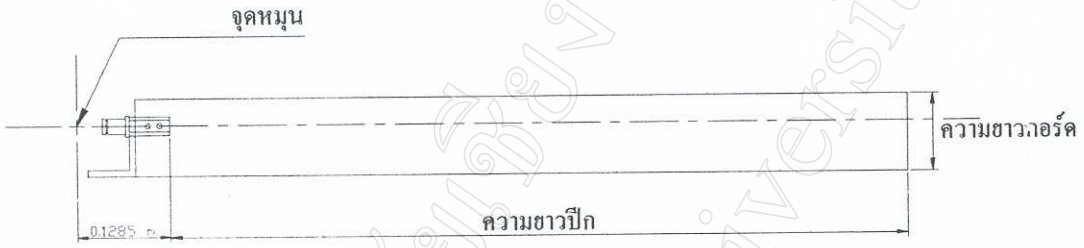
ลำดับ	รายละเอียด
7	อุปกรณ์วัดแรงสำหรับวัดแรงบิด
6	อุปกรณ์วัดแรงสำหรับวัดแรงขับ
5	โครงสร้างรองรับชุดทดสอบ
4	มอเตอร์
3	โครงสร้างชุดล้อเลื่อน
2	ชุดคุมสำหรับปรับมุมพิทช์
1	ปีก

รูปที่ 3.13 ชุดทดสอบสมรรถนะปีกหมุน

ชุดทดสอบทำงานในลักษณะที่มอเตอร์ขับปีกให้หมุน เพื่อขับดันอากาศไปข้างหน้าทำให้เกิดแรงขับในทิศทางตางข้ามกับกระแสอากาศ ซึ่งทิศทาง –y และทำให้เกิดแรงบิดในทิศทางตรงข้ามการหมุนของปีกหมุน

3.4.2 ปีกที่ใช้ในการทดสอบ

รูปร่างของปีกที่ใช้ทำการทดสอบมีลักษณะดังนี้ ภาคหน้าตัดแอร์ฟอยล์แบบ N.A.C.A 0012-B มี 2 ปีก ความยาวคอร์ดขนาด 0.1 เมตรคงที่ตลอดความยาวปีกและไม่มีการบิด การทดสอบใช้ปีกหมุนทั้งหมด 5 ชุด ชุดละ 2 ปีก แต่ละปีกมีความยาว 0.4 0.5 0.6 0.7 และ 0.8 เมตร โดยความยาวของปีกวัดจากขอบตัวจับยึดปีก สำหรับรายละเอียดการสร้างปีกแสดงในภาคผนวก ข.



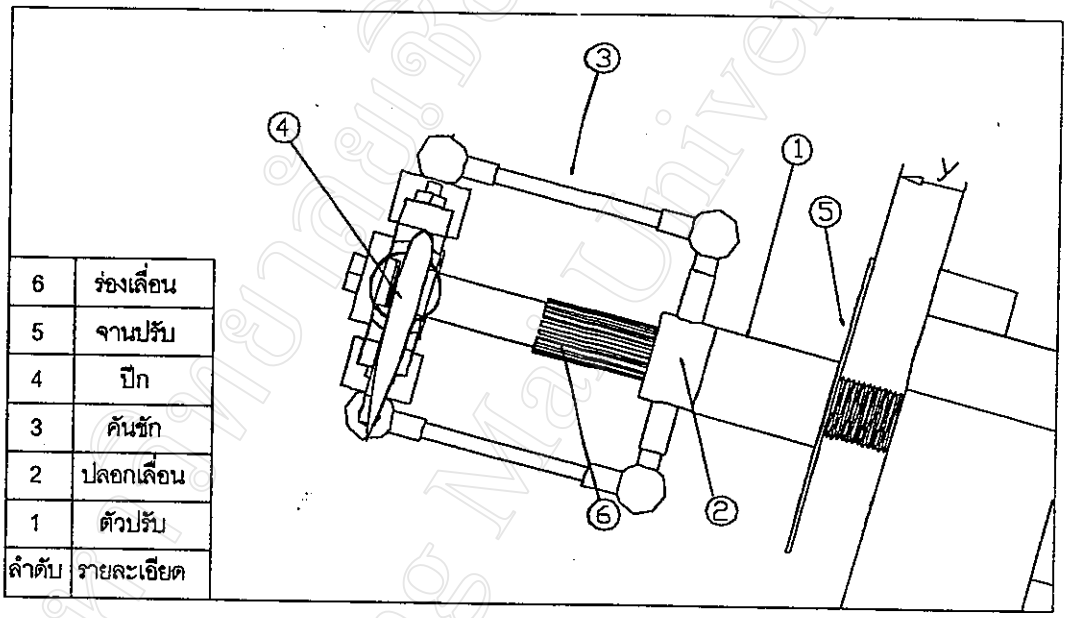
รูปที่ 3.14 แสดงการวัดความยาวปีก

รูปที่ 3.15 แสดงปีกหมุนทั้งหมด 5 ชุด ชุดละ 2 ใบ ความยาว 0.4 0.5 0.6 0.7 และ 0.8 เมตร คอร์ดขนาด 0.1 เมตร

ลิขสิทธิ์มหาวิทยาลัยเชียงใหม่
Chiang Mai University

3.4.3 การปรับมุมพิทช์

กลไกสำหรับมุมพิทช์ได้ออกแบบให้ง่ายต่อการปรับเปลี่ยนมุมพิทช์ซึ่งมีส่วนแสดงดังรูปที่ 3.16 โดยกลไกเป็นแบบปลอกเลื่อนปรับมุมพิทช์ด้วยการหมุนเกลียวตัวปรับหมายเลข 1 ไปดันตัวเลื่อนหมายเลข 2 ให้เคลื่อนที่ทำให้ดันชักหมายเลข 3 ดันให้ปีกหมุนเปลี่ยนมุมพิทช์ไป กลไกปรับมุมพิทช์จะอาศัยการวัดระยะ y จากจุดอ้างอิงจนถึงจานปรับดังรูปที่ 3.16 เพื่อเป็นระยะเปรียบเทียบกับขนาดมุมพิทช์



ลำดับ	รายละเอียด
6	ร่องเลื่อน
5	จานปรับ
4	ปีก
3	คันชัก
2	ปลอกเลื่อน
1	ตัวปรับ

รูปที่ 3.16 แสดงชุดปรับมุมพิทช์ของชุดทดสอบสมรรถนะปีกหมุน

3.5 การสอบเทียบมาตรฐาน

ก่อนการทำการทดสอบต้องทำการสอบเทียบมาตรฐานวัดแรงหรือการปรับมุมพิทช์เพื่อให้แน่ใจว่าการวัดแรงหรือการปรับมุมพิทช์นั้นทำได้อย่างถูกต้อง การดำเนินการสอบเทียบมาตรฐานจะนำเสนอแยกเป็นข้อดังนี้

3.5.1 การสอบเทียบมาตรฐานการปรับมุมพิทช์

กลไกปรับมุมพิทช์จะอาศัยการวัดระยะ y จากจุดอ้างอิงจนถึงจานปรับ ดังรูปที่ 3.16 และการทดสอบสมรรถนะของปีกหมุนต้องทำการปรับตั้งให้มุมพิทช์มีค่าจาก 0 ถึง 30 องศา โดยเพิ่มครั้งละ 5 องศา เพื่อที่จะเชื่อถือได้ว่าการปรับมุมพิทช์ถูกต้องจึงทำการสอบเทียบมาตรฐานเทียบมุมพิทช์ที่แท้จริงกับระยะ y จากจุดอ้างอิงจนถึงจานปรับ ดังรูปที่ 3.16 ที่มุมพิทช์ต่างๆตามขั้นตอนดังนี้

ก. ตั้งปีกหมุนให้มุมพิทช์เป็น 0 องศา โดยอาศัยการปรับตั้งให้เส้นลวดแข็งตรงทั้ง 3 ที่ติดตามแนวเส้นคอร์ดให้ตรงกัน

ข. ติดตั้งจานวัดองศาและเข็มชี้ที่ชุดคุมของปีกหมุน โดยให้เข็มชี้ที่ 0 องศา

ค. ปรับมุมพิทช์ให้เข็มชี้ไปที่ตำแหน่ง 1 องศาแล้ววัดระยะจานปรับถึงจุดอ้างอิง บันทึกค่า

ง. ปรับมุมพิทช์ไปครั้งละ 1 องศา พร้อมทั้งวัดระยะจานปรับถึงจุดอ้างอิงและจดบันทึกค่า จนกระทั่งมุมพิทช์เป็น 30 องศา

จ. ทำซ้ำข้อ ค. 6 ครั้ง

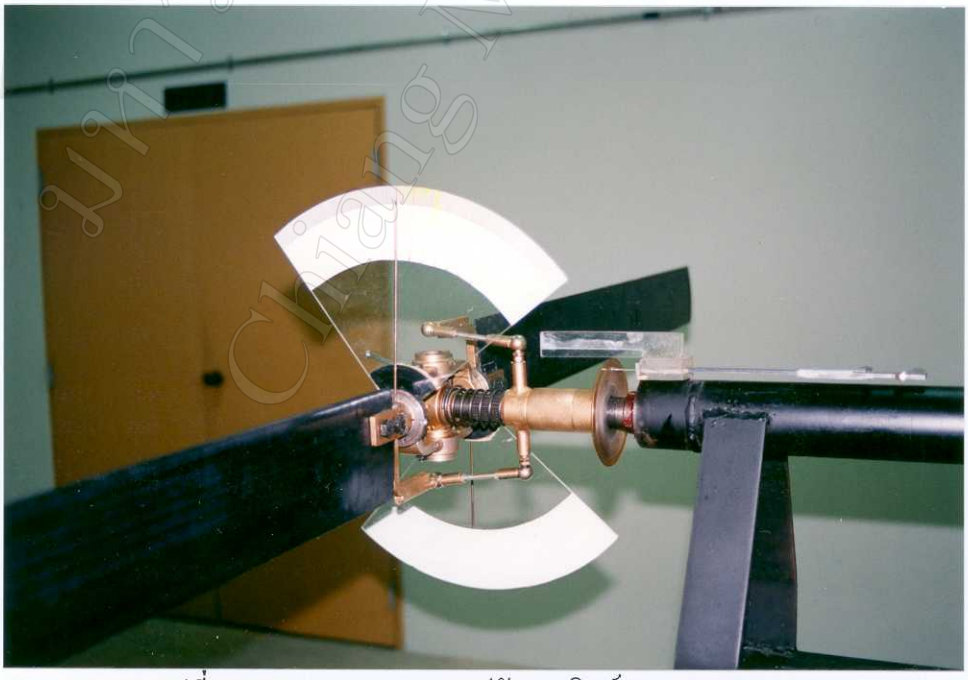
ฉ. นำข้อมูลที่บันทึกจำนวน 6 ครั้ง มาหาค่าเฉลี่ยของระยะจานปรับถึงจุดอ้างอิง

ช. ปรับมุมพิทช์ให้อยู่ในตำแหน่ง 0 องศา จากนั้นปรับให้มุมพิทช์เพิ่มครั้งละ 5 องศาตามระยะที่ได้จากข้อ ช. บันทึกค่ามุมที่อ่านได้

ซ. ทำซ้ำข้อ ฉ. อีก 3 ครั้ง

ฌ. ตรวจสอบค่าผิดพลาดการปรับมุมพิทช์ ถ้ายอมรับไม่ได้ก็ปรับแก้ระยะของคันชักให้การปรับมุมพิทช์เป็นไปอย่างถูก

จากการดำเนินการตามหัวข้อ ก. ถึง ฌ. ได้ระยะจากจุดอ้างอิงถึงจานปรับสำหรับมุมพิทช์ตั้งแต่ 0 ถึง 30 องศา แสดงผลดังตารางที่ 3.1 ซึ่งแสดงในเห็นว่ากลไกปรับมุมพิทช์สามารถปรับมุมพิทช์ได้อย่างแม่นยำมีค่าผิดพลาดไม่เกิน 0.2 องศา



รูปที่ 3.17 แสดงการทดสอบปรับมุมพิทช์ของชุดทดสอบ

ตารางที่ 3.1 แสดงผลการทดลองการปรับมุมพิทช์ของปีกหมุน

ระยะตัวปรับ(มม.)	มุมองศาที่อ่านได้(องศา)					
	อ่านครั้งที่ 1	อ่านครั้งที่ 2	อ่านครั้งที่ 3	อ่านครั้งที่ 4	อ่านครั้งที่ 5	อ่านครั้งที่ 6
27.75	-0.1	0	0	0	0.2	0
34.15	5	5.1	1	5.1	5	5.1
40.45	9.9	10.2	9.95	10.1	10	10.1
46.60	14.85	15.2	14.9	15	14.9	15.1
52.55	20	20.2	20	20.2	20	20.2
58.35	25.1	25.2	25	25.2	25	25.2
64.20	29.9	30	30	30	30	30

3.5.2 การสอบเทียบมาตรฐานการวัดแรงขับ

การสอบเทียบนี้มีจุดประสงค์เพื่อหาฟังก์ชันของแรงเนื่องจากน้ำหนักมาตรฐานกับค่าแรงที่ได้จากการวัด โดยจะทำในขณะที่ปีกหมุนกำลังหมุนอยู่โดยมีมุมพิทช์เป็น 0 องศา และใช้ความเร็วรอบของปีกขณะทำการสอบเทียบคือ 100 200 300 400 และ 500 รอบต่อนาที การสอบเทียบมาตรฐานการวัดแรงขับจะทำทุกครั้งที่เปลี่ยนความยาวปีกหมุนที่ทำการทดสอบ แผนผังการสอบเทียบแรงขับแสดงดังรูปที่ 3.18 ซึ่งดำเนินการตามขั้นตอนดังนี้

ก. พิจารณาค่าแรงขับสูงสุดของปีกหมุนที่จะทำการทดสอบจากผลการคำนวณทางทฤษฎี และทำการแบ่งช่วงเพื่อกำหนดน้ำหนักมาตรฐานในเหมาะสมกับขนาดน้ำหนักมาตรฐานที่มีอยู่

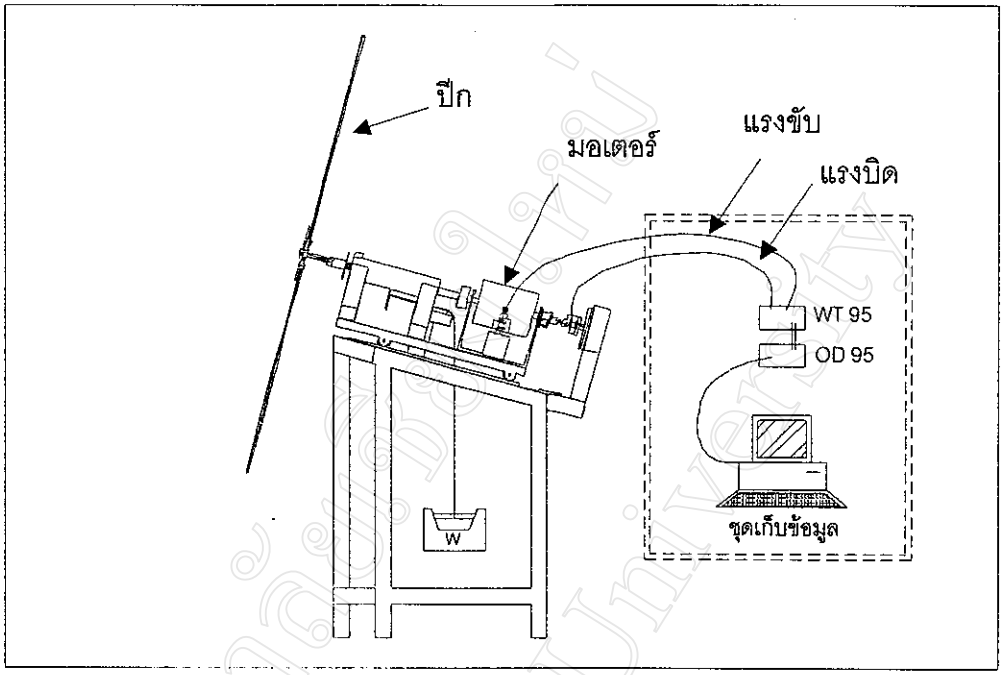
ข. ปรับมุมพิทช์ของปีกหมุนไปอยู่ในตำแหน่งที่ 0 องศา

ค. ปรับความเร็วรอบของปีกหมุนให้เป็น 100 รอบต่อนาที

ง. ทำการถ่วงน้ำหนักมาตรฐานตามช่วงน้ำหนักที่กำหนดไว้ บันทึกค่าแรงจำนวน 20 ค่า

จ. ทำการเปลี่ยนน้ำหนักมาตรฐานตามช่วงน้ำหนักที่กำหนดไว้ และบันทึกค่าแรงจำนวน 20 ค่า

ฉ. เมื่อถ่วงน้ำหนักเพิ่มขึ้นจนถึงค่าน้ำหนักที่กำหนดไว้ในข้อ ก. เปลี่ยนความเร็วรอบของปีกหมุนเป็น 200 300 400 และ 500 รอบต่อนาทีตามลำดับ โดยในแต่ละความเร็วรอบดำเนินการเหมือนข้อ ง. และข้อ จ.

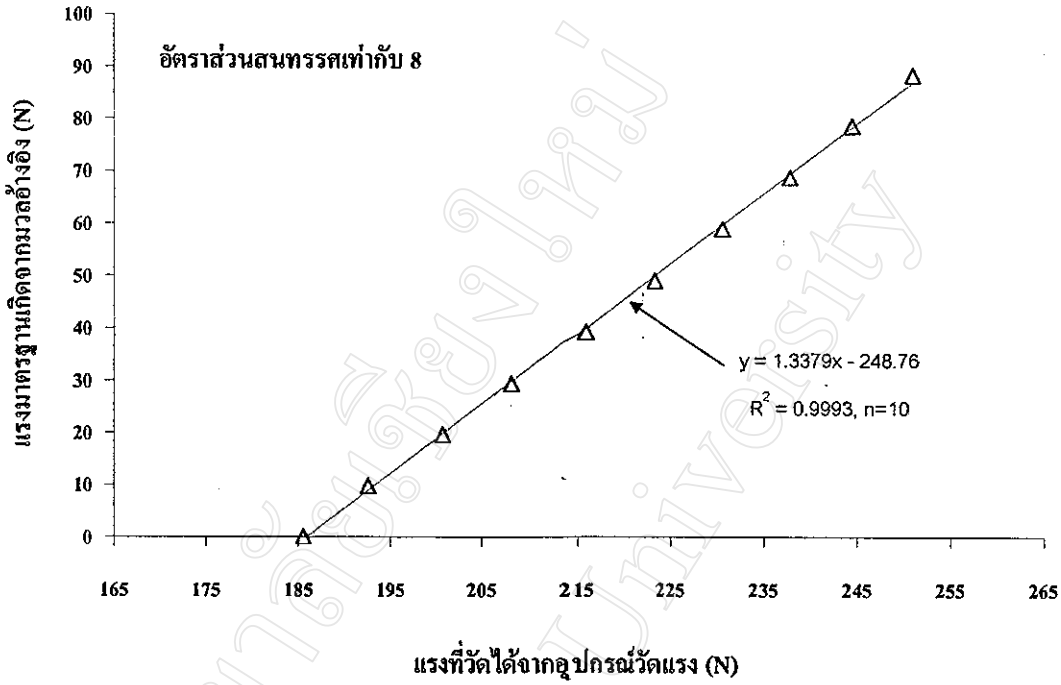


รูปที่ 3.18 แสดงการสอบเทียบแรงขับ

ในการสอบเทียบแรงขับได้ดำเนินการตามขั้นตอนที่ได้กล่าวมาในข้อ ข. ถึง ฉ. ข้อมูลที่ได้มี 5 ชุด ตามความเร็วรอบของปีกหมุนคือ 100 200 300 400 และ 500 รอบต่อนาที นำมาเปรียบเทียบโดยพิจารณาค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานและค่าเฉลี่ยของข้อมูลในแต่ละสภาวะ ถ้าค่าเฉลี่ยของข้อมูลในแต่ละครั้งมีค่าอยู่ในช่วงของค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของแต่ละครั้งแล้วจะถือว่าข้อมูลทั้ง 5 ชุด เหมือนกัน จากการพิจารณาเปรียบเทียบพบว่าข้อมูลทั้งหมด 5 ชุดนั้นเหมือนกัน จึงรวมข้อมูลเข้าด้วยกันเป็นชุดเดียว และหาค่าเฉลี่ยเพื่อใช้เป็นค่ากลางสำหรับนำไปใช้สร้างแนวโน้มด้วยวิธีถดถอยเชิงเส้นแบบกำลังสองน้อยที่สุด ซึ่งฟังก์ชันถดถอยที่ได้แสดงในตารางที่ 3.3 ในหัวข้อนี้จะแสดงตัวอย่างกราฟแนวโน้มของแรงมาตรฐานกับแรงที่อ่านได้จากอุปกรณ์วัดแรงดังรูปที่ 3.19 ส่วนที่อัตราส่วนสนทรรศอื่นนั้นแสดงไว้ที่ภาคผนวก ค.

ตารางที่ 3.2 แสดงมวลที่ใช้สอบเทียบอุปกรณ์วัดแรงขับของปีกหมุนที่อัตราส่วนสนทรรศต่างๆ

อัตราส่วนสนทรรศ	มวลมาตรฐานสูงที่สุดที่ใช้ (kg)	ช่วงของมวลมาตรฐานที่ทำการเปลี่ยน (kg)
4	4	0.4
5	3.4	0.2
6	5	1
7	9	1
8	9	1



รูปที่ 3.19 แสดงตัวอย่างเส้นกราฟแนวโน้มของค่าแรงที่ได้จากการวัดเทียบกับแรงมาตรฐานของปีกหมุนที่มีอัตราส่วนสนทรรศเท่ากับ 8 ในการสอบเทียบมาตรฐานการวัดแรงขับ

ตารางที่ 3.3 แสดงฟังก์ชันของแรงมาตรฐานกับค่าแรงที่วัดได้จากอุปกรณ์วัดแรง

อัตราส่วนสนทรรศ	ฟังก์ชันแรงมาตรฐานกับค่าแรงที่อ่านได้	R^2	จำนวนข้อมูล
4	y = 1.016x – 3.077	0.9997	11
5	y = 1.221x – 221.97	0.9985	18
6	y = 1.274x – 237.14	0.9999	6
7	y = 1.255x – 228.50	0.9996	10
8	y = 1.337x – 248.76	0.9993	10

หมายเหตุ y คือ แรงมาตรฐาน x คือ แรงที่วัดได้จากเครื่องมือวัดแรง

3.5.3 การสอบเทียบมาตรฐานของการวัดแรงบิด

การสอบเทียบมาตรฐานของการวัดแรงบิดได้ทำการสอบเทียบอุปกรณ์วัดแรงก่อนการติดตั้งอุปกรณ์วัดแรงเข้ากับแขนของมอเตอร์ของชุดทดสอบ โดยการนำน้ำหนักมาตรฐานวางบนอุปกรณ์วัดแรงทำให้เกิดภาระในแนวดิ่งกดลงบนอุปกรณ์วัดแรง การสอบเทียบดำเนินการตามขั้นตอนดังนี้

ก. ยึดอุปกรณ์วัดแรงกับตัวรองรับเพื่อเตรียมรับภาระในแนวดิ่ง และตรวจเช็คด้วยระดับน้ำ

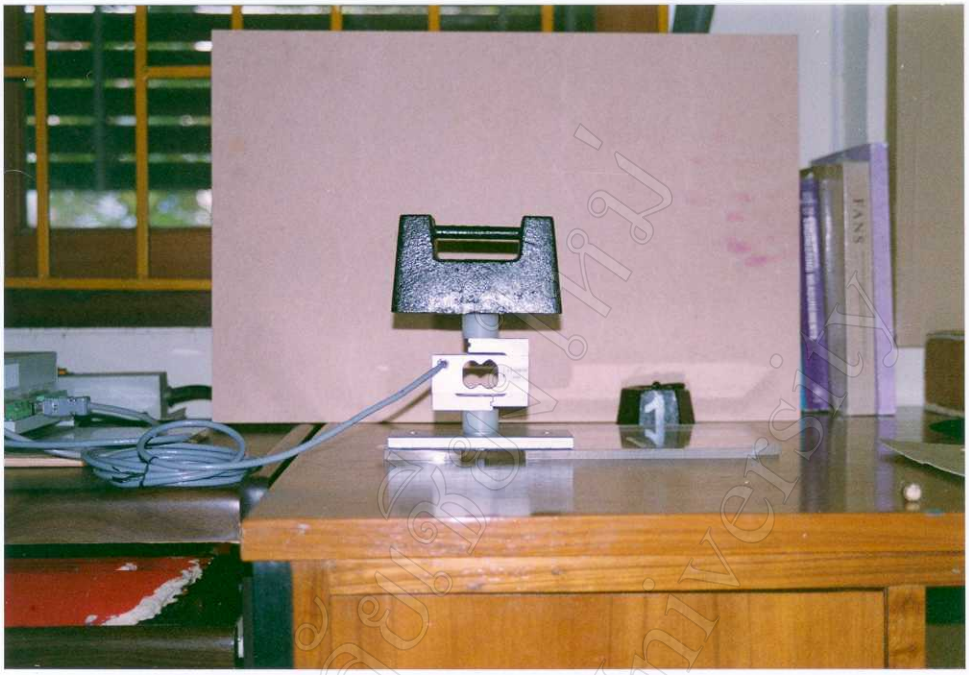
ข. ทำการบันทึกค่าแรงที่ได้จากอุปกรณ์วัดแรงในขณะที่ไม่มีภาระ

ค. ใส่ตุ้มน้ำหนักมาตรฐานขนาด 1 กก. ทำการบันทึกค่าแรง

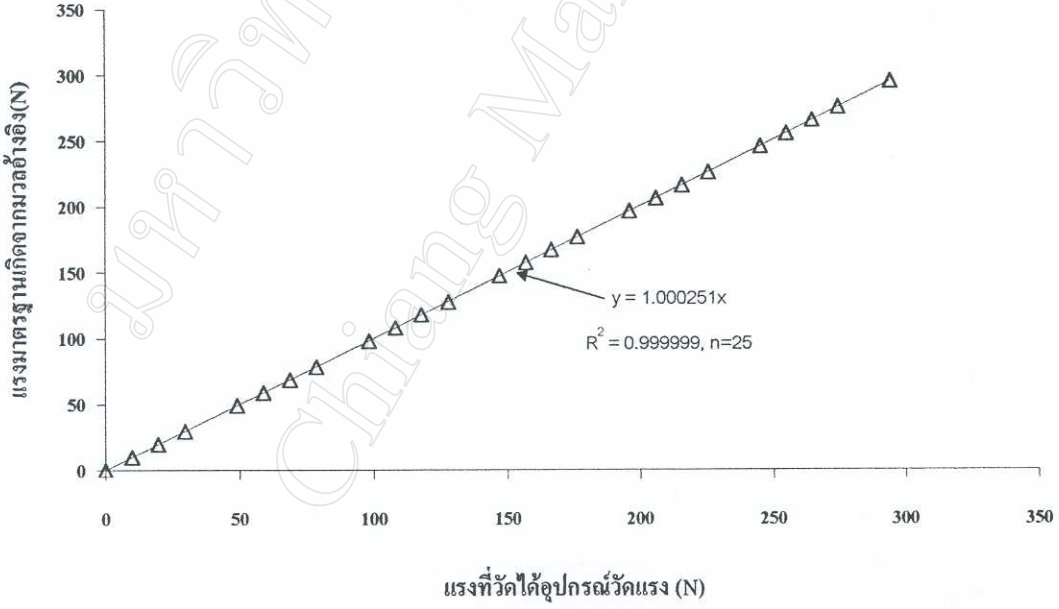
ง. เพิ่มตุ้มน้ำหนักขึ้นครั้งละ 1 กก. ทำการบันทึกค่าแรง จนกระทั่งตุ้มน้ำหนักมาตรฐานเป็น 30 กก.

การสอบเทียบแรงบิดได้ดำเนินการตามขั้นตอนที่ได้กล่าวมาในข้อ ก. ถึง ง. ซ้ำกัน 3 ครั้ง เพื่อเป็นการตรวจสอบว่าข้อมูลที่ได้นั้นถูกต้อง ข้อมูลที่ได้ทั้ง 3 ครั้ง นำมาเปรียบเทียบโดยใช้วิธีพิจารณาเช่นเดียวกับการสอบเทียบแรงขับ จากการพิจารณาพบว่าข้อมูลทั้งหมด 3 ครั้งเหมือนกันทั้ง 3 ครั้ง จึงนำข้อมูลทั้ง 3 ครั้ง รวมเข้าด้วยกันและหาค่าเฉลี่ยสำหรับสร้างกราฟแนวโน้มเพื่อหาความสัมพันธ์ของแรงที่ได้จากการวัดแรงกับแรงมาตรฐานโดยใช้วิธีการถดถอยเชิงเส้น ซึ่งฟังก์ชันที่ได้คือ $y = x$ มีค่าสัมประสิทธิ์การตัดสินใจเท่ากับ 1 จากข้อมูลจำนวน 1,440 คู่อันดับ กราฟแนวโน้มของแรงมาตรฐานกับแรงที่อ่านได้จากอุปกรณ์วัดแรง แสดงดังรูปที่ 3.21

หลังจากทำการสอบเทียบแล้วจึงนำอุปกรณ์วัดแรงติดตั้งเข้ากับชุดทดสอบสมรรถนะของปีกหมุนเพื่อเตรียมทำการทดสอบวัดค่าแรงบิด และพบว่าหลังจากติดตั้งอุปกรณ์วัดแรงเข้ากับชุดทดสอบแล้วมีแรงจากน้ำหนักที่ไม่ดุลยภาพของส่วนประกอบต่างๆขนาด 0.09 นิวตัน ซึ่งมีค่าน้อยจึงสมมุติว่าไม่มีแรงกระทำเริ่มต้นก่อนการทดสอบ



รูปที่ 3.20 แสดงการสอบเทียบมาตรฐานอุปกรณ์วัดแรงก่อนทำการวัดแรงบิด



รูปที่ 3.21 แสดงเส้นกราฟแนวโน้มของแรงที่วัดได้เทียบกับแรงมาตรฐาน
ในการสอบเทียบมาตรฐานการวัดแรงบิด

ลิขสิทธิ์มหาวิทยาลัยเชียงใหม่
Chiang Mai University

3.6 การหาสมรรถนะของปีกหมุน

สมรรถนะของปีกหมุนที่จะนำไปวิเคราะห์เปรียบเทียบหาได้จากการประเมินทางทฤษฎี และทำการทดสอบหาสมรรถนะ โดยสภาวะการทำงานของปีกหมุนไว้ดังนี้

ก. ปีกมีคอร์ดขนาด 0.10 เมตร

ข. อัตราส่วนสนทรรศของปีกเท่ากับ 4 5 6 7 และ 8

ค. ชุดทดสอบมีรัศมีของคุมสำหรับติดตั้งปีก 0.1285 เมตร

ง. ทดสอบปีกหมุนที่มุมพิทช์ 0 5 10 15 20 25 และ 30 องศา

จ. ทดสอบปีกหมุนด้วยความเร็วรอบ 0 50 100 150 200 250 300 350 400 450 และ 500 รอบต่อนาที

3.6.1 การประเมินสมรรถนะปีกหมุนทางทฤษฎี

การประเมินสมรรถนะของปีกหมุนทางทฤษฎีทำโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่เขียนขึ้น และใช้สภาวะตามที่ได้กำหนดไว้ สำหรับอุณหภูมิและความดันบรรยากาศกำหนดให้คงที่ตลอดการทดลอง เนื่องจากพิจารณาผลการประเมินด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์แล้วเห็นว่าผลจากการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิและความดันบรรยากาศในช่วงที่ทำการทดสอบส่งผลต่อสมรรถนะน้อยกว่า 0.3 นิวตัน จึงถือว่าตัวแปรทั้งสองคงที่เพื่อให้สะดวกในการคำนวณโดยใช้อุณหภูมิ 28 องศาเซลเซียส และความดันบรรยากาศ 743 มิลลิเมตรปรอท และขนาดความหนาของปีกที่แบ่งมาวิเคราะห์เท่ากับ 0.01 เมตร ขั้นตอนการประเมินสมรรถนะด้วยโปรแกรมมีดังนี้

ก. เข้าสู่โปรแกรมเพื่อเตรียมทำการคำนวณ

ข. เลือกการวิเคราะห์แบบทฤษฎีใบพัด

ค. สร้างฐานข้อมูลเพื่อใช้เก็บผลการประเมินสมรรถนะ

ง. กำหนดสภาวะของปีกหมุนที่จะทำการประเมินสมรรถนะ

จ. สั่งให้โปรแกรมทำการคำนวณ

ฉ. เริ่มทำข้อ ก ถึง จ ใหม่โดยเปลี่ยนสภาวะของปีกหมุนตามที่กำหนดไว้ในหัวข้อ 3.6 ไปทีละค่าจนกระทั่งครบทุกสภาวะ

ช. ทำข้อ ก ถึง ฉ อีกครั้งโดยเปลี่ยนทฤษฎีที่ใช้วิเคราะห์เป็นทฤษฎีวอร์เทค

3.6.2 การทดสอบหาแรงขับ

การทดสอบหาแรงขับของปีกหมุนจะทดสอบตามสภาวะที่ได้กำหนดไว้ แต่ที่สภาวะมุมพิทช์เท่ากับ 0 องศา จะใช้เป็นค่าอ้างอิงในการวัดแรงขับโดยกำหนดให้แรงขับของปีกหมุนที่มุม

พิทช์นี้มีค่าเท่ากับ 0 นิวตัน เนื่องจากว่าชนิดของแอร์ฟอยล์ที่ใช้เป็นแบบสมมาตร และที่สภาวะความเร็วรอบเท่ากับ 0 รอบต่อนาที ไม่ทำการทดสอบเนื่องจากแรงขับที่สภาวะนี้ต้องมีค่าเท่ากับ 0 นิวตัน ขั้นตอนการทดสอบมีดังนี้

ก. การติดตั้งอุปกรณ์วัดแรงขับเข้าชุดทดสอบในตำแหน่งที่จะวัดแรงขับ

ข. ติดตั้งปีกหมุนที่มีอัตราส่วนสนทรรศเท่ากับ 8

ค. ปรับมุมพิทช์ให้อยู่ตำแหน่ง 0 องศา

ง. ปรับค่าความเร็วรอบการหมุนของปีกหมุนเป็น 50 รอบต่อนาที ทำการบันทึกค่าแรง และอุณหภูมิ

จ. เพิ่มความเร็วรอบการหมุนอีกครั้งละ 50 รอบต่อนาทีจนถึง 500 รอบต่อนาทีพร้อมทั้งบันทึกค่าแรง 2 วินาทีต่อ 1 ค่า ทั้งหมด 20 ค่า

ฉ. ปรับมุมพิทช์เพิ่มครั้งละ 5 องศา แล้วทำซ้ำข้อ ง. และข้อ จ. จนกระทั่งมุมพิทช์เป็น 30 องศา

ช. เปลี่ยนปีกจากที่มีอัตราส่วนสนทรรศเท่ากับ 8 เป็น 7 6 5 และ 4 ตามลำดับ โดยในแต่ละอัตราส่วนสนทรรศของปีกหมุนนั้นทำการทดสอบดังข้อ ข. ถึงข้อ ฉ. จนครบทุกความยาวของปีก

ทั้งนี้แรงขับของปีกหมุนที่ได้จากทำการทดสอบจะหาได้ด้วยการนำค่าที่ได้จากการดำเนินการตามหัวข้อ ข. ถึง ช. แทนค่าลงในสมการที่ได้จากการสอบเทียบแรงมาตรฐานที่ได้แสดงไว้ในตารางที่ 3.2

3.6.3 การทดสอบหาแรงบิด

การทดสอบหาแรงบิดของปีกหมุนจะทดสอบตามสภาวะที่ได้กำหนดไว้ เหมือนกับที่ทดสอบหาแรงขับ แต่ในส่วนที่มีมุมพิทช์เท่ากับ 0 องศา นั้นไม่ถูกใช้เป็นค่าอ้างอิงเหมือนกับในการวัดแรงขับ ส่วนที่สภาวะความเร็วรอบเท่ากับ 0 รอบต่อนาที จะไม่ทำการทดสอบเนื่องจากแรงบิดที่สภาวะนี้มีค่าเท่ากับ 0 นิวตัน ขั้นตอนการทดสอบมีดังนี้

ก. ติดตั้งอุปกรณ์วัดแรงเข้ากับแขนของมอเตอร์ของชุดทดสอบ

ข. ติดตั้งปีกที่มีความยาวขนาด 40.9 มิลลิเมตร ซึ่งปีกนี้จะเป็นส่วนที่ถูกจับยึดเท่านั้น ปลายปีกจะอยู่ที่ขอบของตัวจับยึดพอดี เริ่มทดสอบโดยเพิ่มความเร็วรอบการหมุนของชุดทดสอบครั้งละ 50 รอบต่อนาที จาก 0 ถึง 500 รอบต่อนาที ทำการบันทึกค่าแรง และอุณหภูมิที่ความเร็วรอบต่างๆ

ค. ติดตั้งปีกที่มีอัตราส่วนสนทรรศเท่ากับ 8

ง. ปรับมุมพิทช์ให้อยู่ตำแหน่งศูนย์องศา

จ. ปรับความเร็วรอบการหมุนของปีกเป็น 50 รอบต่อนาที ทำการบันทึกค่าอุณหภูมิ และ แรงที่เกิดขึ้น 2 วินาทีต่อ 1 ค่า ทั้งหมด 20 ค่า

ฉ. เพิ่มความเร็วรอบการหมุนอีกครั้งละ 50 รอบต่อนาทีจนถึง 500 รอบต่อนาที พร้อมทั้งบันทึกค่าแรง 2 วินาทีต่อ 1 ค่า ทั้งหมด 20 ค่า

ช. ปรับมุมพิทช์เพิ่มครั้งละ 5 องศา แล้วทำซ้ำข้อ ง. และข้อ จ. จนกระทั่งมุมพิทช์เป็น 30 องศา

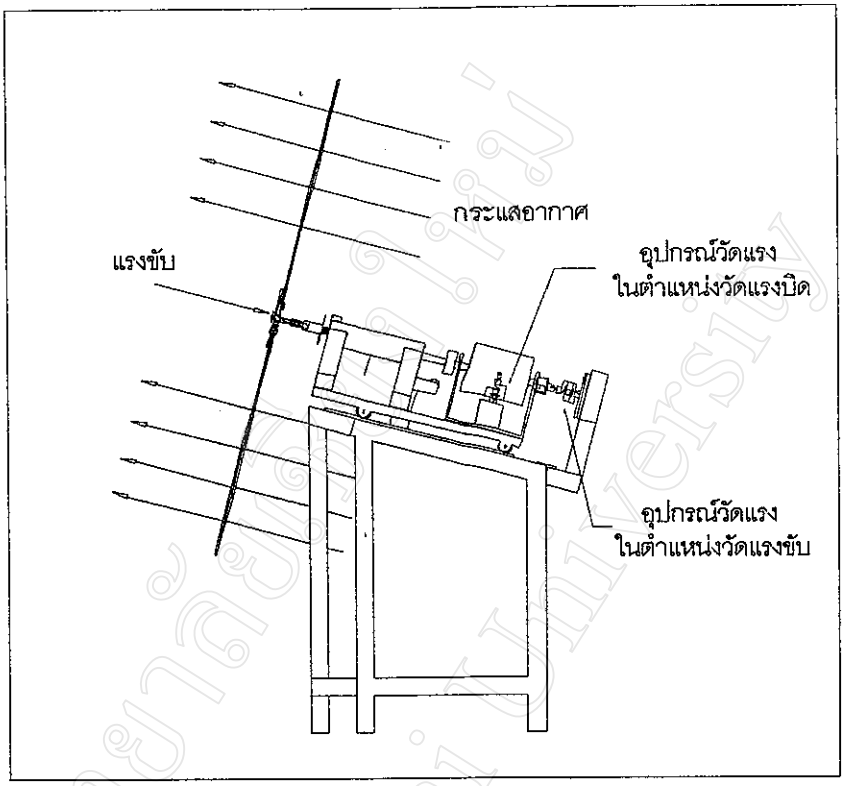
ซ. เปลี่ยนปีกจากที่มีอัตราส่วนสนทรรศเท่ากับ 8 เป็น 7 6 5 และ 4 ตามลำดับโดยในแต่ละอัตราส่วนสนทรรศของปีกหมุนนั้นทำการทดสอบดังข้อ ง. ถึงข้อ ช. จนครบทุกค่าความยาวของปีก

แรงบิดของปีกหมุนที่ทำการทดสอบจะหาได้จาก

$$Q_{\text{ของปีกหมุน}} = Q_{\text{รวมที่ได้จากการวัด}} - Q_{\text{ชุดทดสอบที่ยังไม่ได้ติดตั้งปีก}} \qquad (3.7)$$

ทั้งนี้แรงบิดรวมที่ได้จากการวัดนั้นได้มาจากการดำเนินการตามหัวข้อ ค. ถึง ฉ. คูณกับระยะแขนของไดนาโมมิเตอร์เมตร และ แรงบิดของชุดทดสอบที่ยังไม่ได้ติดตั้งปีก ได้มาจากการดำเนินการตามหัวข้อ ข. คูณกับระยะแขนของมอเตอร์ โดยระยะแขนของไดนาโมมิเตอร์มีค่าเท่ากับ 0.115 ซึ่งผลการทดสอบหาแรงบิดของชุดทดสอบที่ยังไม่ได้ติดตั้งปีกแสดงในภาคผนวก ข.

เพื่อเป็นการตรวจสอบผลที่ได้จากการทดอบจึงทำการทดสอบสมรรถนะของปีกหมุนตามที่ได้กล่าวมาในหัวข้อ 3.5.2 และ 3.5.3 จำนวน 3 ครั้ง และในทางปฏิบัติจริงไม่สามารถปรับค่าความเร็วรอบการหมุนของปีกหมุนให้เท่ากับค่าที่กำหนดไว้ได้เนื่องจากเครื่องควบคุมความเร็วรอบสามารถกำหนดความถี่ของกระแสไฟฟ้าได้ละเอียดได้มากที่สุดเพียง 0.1 เฮิร์ท ดังนั้นในขั้นตอนที่ทำการปรับความเร็วรอบจะหมายถึงการปรับค่าความเร็วรอบให้ใกล้กับค่าที่กำหนดมากที่สุด และการบันทึกข้อมูลทุกค่าได้บันทึกค่าความเร็วรอบจริงที่ได้จากการวัดโดยใช้เครื่องวัดความเร็วรอบแบบแสงสะท้อน



รูปที่ 3.22 แสดงการทำงานของชุดทดสอบ

3.7 วิธีการวิเคราะห์ข้อมูล

3.7.1 วิธีการวิเคราะห์แรงขับและแรงบิดของปีกหมุน

เนื่องจากในการทดสอบมีข้อจำกัดในการควบคุมความเร็วรอบการหมุนของปีกหมุนทำให้แรงขับหรือแรงบิดที่ได้จากการทดสอบมีสภาวะของปีกที่หลากหลายดังนั้นเพื่อให้ง่ายและสะดวกในการวิเคราะห์เปรียบเทียบจึงทำการประมาณค่าในช่วงเพื่อให้ทราบค่าแรงขับหรือแรงบิดที่สภาวะต่างๆในช่วงที่ทำการศึกษาด้วยวิธีการถดถอยกำลังสองน้อยที่สุด ดังนั้นจึงนำผลของแรงขับและแรงบิดที่ได้จากการทดสอบมาสร้างความสัมพันธ์และกราฟแนวโน้มกับความเร็วรอบด้วยวิธีการถดถอยแบบโพลิโนเมียลดีกรี 2 แล้วนำฟังก์ชันถดถอยที่ได้จะใช้ในการพิจารณาเปรียบเทียบ

ผลของแรงขับและแรงบิดที่ได้จากการทดสอบโดยการเปลี่ยนรอบการหมุนในแต่ละครั้งจะทำการทดสอบ 3 ซ้ำ แต่ละซ้ำได้เก็บบันทึกข้อมูล 20 ค่า ซึ่งข้อมูลทั้ง 3 ชุดได้ตัดข้อมูลผิดพลาดออกโดยพิจารณาข้อมูลที่มากกว่า 1.5 เท่าของค่าเบี่ยงเบนมาตรฐาน และทำการตรวจสอบความเหมือนกันของกลุ่มข้อมูลแต่ละซ้ำโดยการพิจารณาค่าเฉลี่ยของแต่ละชุดที่สภาวะต่างๆถ้ามีค่าอยู่ในช่วงของค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของข้อมูลแต่ละชุดแล้วจะถือว่าข้อมูลทั้ง 3 ชุด เหมือนกัน ดังนั้นก่อน

ที่จะหาความสัมพันธ์จึงรวมข้อมูลทั้ง 3 ชุด เข้าเป็นข้อมูลชุดเดียวกัน ข้อมูลจากการทดสอบในแต่ละสภาวะมี 60 ค่า รวมทั้งหมดเป็นจำนวน 600 ค่า ที่ค่ามุมพิทช์และอัตราส่วนสนทรรศหนึ่งๆ โดยมีค่าความเร็วรอบการหมุนจาก 50 ถึง 500 รอบต่อนาที ทำการหาค่าเฉลี่ยของแรงขับและแรงบิดที่สภาวะก่อนนำไปหาความสัมพันธ์ของผลการวัดแรงขับและแรงบิดเทียบกับความเร็วรอบของปีกหมุน โดยข้อมูลบางสภาวะมีค่าต่ำกว่าที่อุปกรณ์วัดแรงจะวัดได้ ข้อมูลเหล่านั้นจะถูกตัดทิ้งไม่นำมาพิจารณา ตัวอย่างการสร้างแนวโน้มแรงขับของปีกหมุนเทียบกับความเร็วรอบแสดงดังรูปที่ 3.23

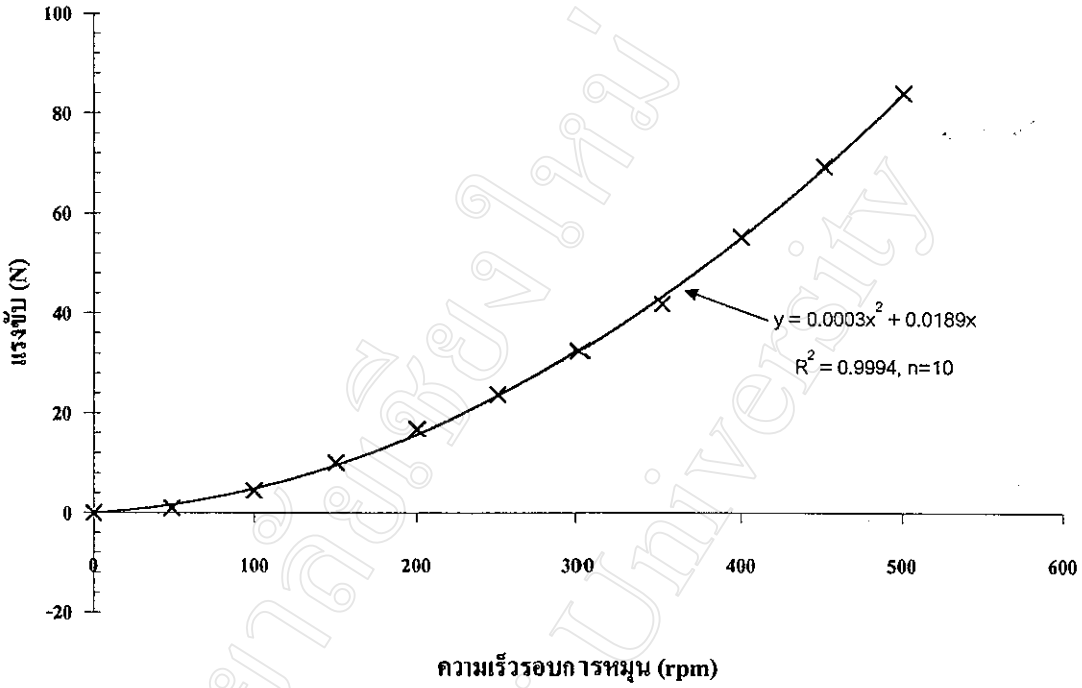
3.7.2 การวิเคราะห์เปรียบเทียบสมรรถนะของปีกหมุนที่ประเมินจากทฤษฎีกับที่ได้จากการทดสอบ

เพื่อให้บรรลุวัตถุประสงค์ในหัวข้อ 1.3.1 จึงนำสมรรถนะของปีกหมุนที่ประเมินในทางทฤษฎีมาเปรียบเทียบกับสมรรถนะที่ได้จากการทดสอบ เพื่อแสดงให้เห็นว่าการประเมินหาสมรรถนะของปีกหมุนที่มีหน้าตัดแอร์ฟอยล์แบบ NACA 0012-B ด้วยทฤษฎีใบพัดและทฤษฎีวอร์เทค เมื่อคำนึงถึงปัจจัยการไหลเข้าของอากาศที่ถูกเหนี่ยวนำและปัจจัยการสูญเสียที่ปลายปีกนั้นคลาดเคลื่อนไปจากสมรรถนะที่ได้จากการทดสอบมากเพียงใด การเปรียบเทียบจะนำเสนอผลจากการคำนวณทางทฤษฎี ผลจากการทดสอบ และแสดงค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ อยู่ในรูปกราฟเดียวกัน โดยค่าผิดพลาดสัมพัทธ์คำนวณจาก

$$\text{ค่าผิดพลาดสัมพัทธ์ (\%)} = \frac{\left|\text{ผลจากการคำนวณทางทฤษฎี} - \text{ผลจากการทดสอบ}\right|}{\text{ผลจากการทดสอบ}} \times 100$$

3.7.3 การวิเคราะห์เปรียบเทียบสมรรถนะของปีกหมุนที่มีค่าอัตราส่วนสนทรรศต่างๆ

ครั้งนี้ได้ทำการประเมินและทดสอบหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนที่มีอัตราส่วนสนทรรศต่างกัน 5 ค่า โดยมีค่าเท่ากับ 4 5 6 7 และ 8 ซึ่งค่าอัตรส่วนสนทรรศที่เพิ่มขึ้นเป็นไปในลักษณะที่พื้นที่ปีกมีค่าเพิ่มขึ้น โดยกำหนดค่าคอร์ดของปีกให้คงที่แล้วเพิ่มความยาวปีกให้เพิ่มขึ้นดังนั้นการเพิ่มขึ้นของค่าอัตราส่วนสนทรรศนี้อาจหมายถึงการเพิ่มรัศมีของปีกหมุน และได้กำหนดใช้รัศมีดุมของปีกหมุนเท่ากับ 0.1285 เมตร การเปรียบเทียบได้นำค่าที่ได้จากการสร้างแนวโน้มตามวิธีในหัวข้อ 3.7.1 มาสร้างกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับและแรงบิดกับค่าอัตราส่วนสนทรรศเพื่อแสดงให้เห็นการเปลี่ยนแปลงค่าแรงขับและแรงบิดเมื่อค่าอัตราส้วนสนทรรศเปลี่ยนไป ทั้งนี้กราฟที่สร้างได้ใช้วิธีถดถอยฟังก์ชันเป็นแบบโพลิโนเมียล



รูปที่ 3.23 แสดงตัวอย่างการสร้างแนวโน้มของแรงขับของปีกหมุนเทียบกับความเร็วรอบ โดยมีมุมพิทช์ 30 องศา อัตราส่วนสนทรรศเท่ากับ 8 ที่ได้จากการทดสอบ

ลิขสิทธิ์มหาวิทยาลัยเชียงใหม่
Chiang Mai University