บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและปัญหาที่นำไปสู่การค้นคว้าและวิจัย

การประเมินหาแรงขับและแรงบิดของปีกหมุนใช้ 3 ทฤษฎี ได้แก่ ทฤษฎีโมเมนตัม ซึ่งอยู่บนพื้นฐานของกฎของนิวตัน ทฤษฎีเบลดอิลิเมนท์ (Blade Element Theory) ซึ่งพิจารณาแรงที่เกิดจากความดันที่กระทำในแต่ละหน้าตัดของปีกตั้งแต่โคนปีกจนถึงปลายปีก และทฤษฎีวอร์เทค (Vortex Theory) ซึ่งจะพิจารณาความสัมพันธ์ของแรงยกกับการไหลวนของอากาศรอบปีก ทฤษฎีทั้ง 3 นี้มีสมมุติฐานหลายข้อที่ไม่เป็นไปตามความเป็นจริง เช่น การให้ความดันแตกต่างของอากาศคร่อมจานขับซึ่งเกิดจากการกวาดของใบพัดนั้นมีค่าเท่ากันทั่วทั้งพื้นที่จานขับซึ่งไม่เป็นจริงในทางปฏิบัติ เป็นต้น อีกทั้งมีอีกหลายปัจจัยที่มีผลกระทบต่อสมรรถนะของปีกหมุน เช่น ปัจจัยการไหลเข้าของอากาศที่ถูกเหนี่ยวนำในแนวแกนเพลาและในแนวรัศมี ปัจจัยของการยุบตัวได้ของอากาศ ปัจจัยการสูญเสียที่ปลายปีก ฯลฯ นอกจากนั้นอัตราส่วนสนทรรศของปีกก็เป็นอีกตัวแปรหนึ่งที่มีผลกระทบต่อแรงยกและแรงต้านของปีก จึงมีผลต่อสมรรถนะของปีกหมุนด้วย เพื่อแสดงให้เห็นว่าผลที่ได้จากการประเมินสมรรถนะทางทฤษฎีนั้นมีความใกล้เคียงกับสมรรถนะจริงมากเพียงใด จึงต้องทำการทดสอบแล้วนำไปพิจารณาเปรียบเทียบ และการเปรียบเทียบสมรรถนะของปีกหมุนที่มีค่าอัตราส่วนสนทรรศต่างๆจะแสดงให้เห็นถึงแนวโน้มของสมรรถนะเทียบกับอัตราส่วนสนทรรศที่เปลี่ยนแปลงไป ผลที่ได้จากการเปรียบเทียบทั้งสองจะช่วยเป็นแนวทางในการออกแบบและการเลือกใช้ปีกหมุนได้ดียิ่งขึ้น ซึ่งการประเมินสมรรถนะของปีกหมุนทางทฤษฎีจะสร้างโปรแกรมคอมพิวเตอร์มาช่วยในการคำนวณ เพื่อความรวดเร็วและถูกต้อง

1.2 สรุปสาระสำคัญจากเอกสารที่เกี่ยวข้อง

Morcos [21] ศึกษาเกี่ยวกับพลังงานลมในอียิปต์และศึกษาถึงผลทางอากาศพลศาสตร์ของชนิดใบพัดและจำนวนใบพัดของกังหันลม โดยในการศึกษาใช้ใบพัด 3 ลักษณะคือ ใบพัดแบบแผ่นเรียบ ใบพัดแบบภาคหน้าตัดของใบพัดเป็นแบบสมมาตร และใบพัดแบบภาคตัดมีลักษณะเป็นส่วนโค้งของวงกลม การวิเคราะห์ได้ใช้ทฤษฎีโมเมนตัมและทฤษฎีใบพัด เพื่อหาสัมประสิทธิ์ กำลัง แรงขับและแรงบิด การศึกษาครั้งนี้ได้คิดถึงผลกระทบของ แรงต้าน ปัจจัยการไหลเข้าทั้งในแนวแกนและในแนวการหมุน ในการหาค่าสัมประสิทธิ์ กำลัง แรงขับและแรงบิด เมื่อทำการเปลี่ยนแปลงค่า

ตัวแปรแต่ละตัวไปทีละน้อย ซึ่งมีตัวแปร ได้แก่ อัตราส่วนแรงต้านต่อแรงยก มุมปะทะ ค่าโซลิดิตี้ (Solidity) และอัตราส่วนความเร็วปลายปีก และอาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ช่วยในการคำนวณ

ผลที่ได้สามารถสรุปได้ดังนี้ สัมประสิทธิ์กำลังและแรงขับของกังหันลมเพิ่มขึ้นเมื่อเพิ่มของอัตราส่วนความเร็วที่ปลายใบพัดและการเพิ่มของโซลิดิตี้ เป็นผลให้กังหันลมที่มีความเร็วต่ำจะต้องมีจำนวนใบพัดที่มาก ในขณะที่กังหันลมที่มีความเร็วสูงก็จะมีจำนวนใบพัดน้อย ค่าอัตราส่วนความเร็วที่ปลายใบพัดที่ทำให้มีค่าสัมประสิทธิ์กำลังสูงสุดมีค่าน้อยกว่าค่าของอัตราส่วนความเร็วที่ปลายใบพัดที่ทำให้เกิดสัมประสิทธิ์แรงขับสูงสุดในค่าโซลิดิตี้เดียวกัน และกังหันลมที่ทำงานที่ความเร็วต่ำต้องการแรงบิดสูงขณะการเริ่มทำงาน แต่กังหันลมที่ทำงานที่ความเร็วสูงต้องการแรงบิดสูงขณะการเริ่มทำงานที่มีค่าต่ำ ช่วงของความเร็วลมในการทำงานของกังหันลมที่ใช้ภาคตัดปีกที่มีลักษณะเป็นส่วนโค้งของวงกลม จะมีค่าน้อยกว่าของภาคตัดปีกแบบแผ่นบางและสมมาตร ดังนั้นภาคตัดปีกแบบแผ่นบางเรียบและสมมาตรจะถูกแนะนำให้ใช้สำหรับระบบในการนำพลังงานลมมาใช้ประโยชน์ โดยภาคตัดปีกแบบแผ่นบางเป็นแบบที่ง่ายที่สุดและเหมาะสำหรับกังหันลมขนาดเล็ก สำหรับกังหันลมขนาดใหญ่ควรจะใช้ภาคตัดแบบสมมาตร

Higgins and Hanks [20] ได้กล่าวถึงการประเมินสมรรถนะของโรเตอร์หลักของเฮลิคอปเตอร์ที่กำลังลอยอยู่กับที่ ด้วยทฤษฎีโมเมนตัมและทฤษฎีเบลดอิลิเมนท์ การประเมินแสดงเพียงแนวโน้มของ ตัวแปรที่สำคัญๆ และผลกระทบหลักเท่านั้น ส่วนผลกระทบรอง เช่น แรงต้านการสูญเสียที่ปลายปีก ปัจจัยการไหลเข้า และการที่ใบพัด ถูกรบกวน ฯลฯ ถูกตัดทิ้งไม่นำมาคิดและขอบเขตหรือข้อสมมติเบื้องต้นถูกสมมติขึ้นเพื่อใช้วิเคราะห์ทางทฤษฎี ซึ่งไม่ตรงกับที่เกิดขึ้นจริง ในการวิเคราะห์ทางทฤษฎีนั้นจะประเมินแรงขับ แรงบิด กำลังที่ต้องใช้ และประสิทธิภาพของใบพัดซึ่งอยู่ในรูปของฟิกเก้อออฟเมอริท (Figure of Merit)

McCarthy et al. [24] ปรับปรุงสมรรถนะของใบพัดในอากาศยานประเภทใบพัดโรเตอร์ (Prop-Rotor) ความเร็วสูง ด้วยขบวนการของการหาค่าคำตอบที่เหมาะสม โดยใช้ฟังก์ชันหลายจุดประสงค์ เพื่อให้โรเตอร์มีประสิทธิภาพสูงทั้งในการบินไปข้างหน้าและการบินลอยตัวอยู่กับที่ โดยมีตัวแปรที่ใช้คือ ค่าความยาวคอร์ด มุมบิดของใบพัด อัตราส่วนความหนาของหน้าตัดปีกต่อความยาวคอร์ด และมุมปะทะที่ทำกับเส้นแรงยกเป็นศูนย์ในแต่ละหน้าตัดของกลีบใบ ในการวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดโรเตอร์นี้ได้ใช้ทฤษฎีเบลดอิลิเมนท์ร่วมกับทฤษฎีโมเมนตัมเพื่อใช้ประเมินแรงขับ แรงบิด และคิดถึงผลกระทบของการไหลเข้าของอากาศเนื่องจากถูกเหนี่ยวนำเข้าหาใบพัด การคำนวณได้ทำการเปลี่ยนแปลงตัวแปรทั้ง 4 ตัว ไปเรื่อยๆในขอบเขตที่กำหนดไว้เพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์แรงขับ ที่สภาวะการทำงานต่างๆ ซึ่งส่วนนี้อยู่ในขบวนการของการหาค่าที่เหมาะ

สม การศึกษาครั้งนี้ใช้ใบพัดแบบ XV-15 ใบพัดโรเตอร์ เป็นใบพัดอ้างอิงโดยใช้ข้อมูลที่ได้จากการทดลองมาเปรียบเทียบกับผลที่ได้จากขบวนการการหาค่าที่เหมาะสมทั้งที่ใช้เทคนิคฟังก์ชันจุดประสงค์เดี่ยวและใช้ฟังก์ชันหลายจุดประสงค์ และได้พิจารณาในกรณีที่บินด้วยความเร็ว 300 และ 400 น็อต (Knot) ผลที่ได้แสดงอยู่ในรูปของกราฟของตัวแปรต่างๆ กับอัตราส่วนระยะจากโคนใบพัดถึงตำแหน่งต่างๆบนใบพัดต่อความยาวใบพัด

Habali and Saleh [16] ได้รายงานเกี่ยวกับการออกแบบทดสอบและผลิตใบพัดกังหันลมมีภาคหน้าตัดเป็นรูปแพนอากาศแบบผสมด้วยวัสดุพลาสติกเสริมเส้นใยแก้ว กังหันลมจะถูกออกแบบที่อัตรากำลังขนาด 20 กิโลวัตต์ และเมื่อพิจารณาประกอบด้วย ค่าความสูญเสียที่เครื่องกำเนิดไฟฟ้าและอุปกรณ์ส่งกำลังจะได้กำลังงานจากระบบโรเตอร์เท่ากับ 15 กิโลวัตต์ ที่ความเร็วลม 9.5 เมตรต่อนาที และสัมประสิทธิ์กำลัง 40 เปอร์เซ็นต์ ออกแบบได้โรเตอร์ที่มีพื้นที่หน้าตัด 93.3 ตารางเมตร เส้นผ่าศูนย์กลาง 10.4 เมตร จำนวนใบพัด 3 ใบ ความหนา 20 มิลลิเมตร ซึ่งลักษณะของใบพัดจะเป็นหน้าตัดรูปแพนอากศแบบผสมคือด้านโคนของใบพัดจะเป็นหน้าตัดแบบ NACA 63-621 ส่วนด้านปลายของใบพัดเป็นหน้าตัดแบบ FX66-5-19-6 ในการวิเคราะห์ภาระที่กระทำ ความเค้นและความเครียดที่เกิดขึ้นบนใบพัดจะใช้วิธีการของไฟไนต์อิลิเมนต์ในการวิเคราะห์ ซึ่งผลจากการวิเคราะห์พบว่า ความเค้นสูงสุด 9.348 เมกกะปาสคาล เกิดขึ้นที่โคนของใบพัดติดกับหน้าแปลน เมื่อเปรียบเทียบกับความเค้นของวัสดุพลาสติกเสริมเส้นใยแก้ว พบว่ามีค่าความปลอดภัยเท่ากับ 6.7 ความเครียดสูงสุดมีขนาด 0.15 เปอร์เซ็นต์ซึ่งน้อยกว่าค่าที่ยอมรับได้ของ Jansen คือ 0.3 เปอร์เซ็นต์ และค่าการโก่งตัวที่ปลายใบพัดเท่ากับ 104.3 มิลลิเมตร ขณะที่มีภาระกระทำ สรุปได้ว่ามีความปลอดภัยสามารถใช้งานได้ ส่วนการทดสอบจะทำการทดสอบ 2 วิธีคือ การทดสอบภาระที่กระทำแบบสถิตย์และการทดสอบสมรรถนะของโรเตอร์ซึ่งผลจากการทดสอบพบว่าใบพัดสามารถรับภาระที่เกิดได้ 10 เท่าของช่วงทำงานปกติ และมีสัมประสิทธิกำลัง 41.2 เปอร์เซ็นต์

1.3 วัตถุประสงค์ของการศึกษา

1.3.1 เพื่อเปรียบเทียบผลการประเมินสมรรถนะของปีกหมุนที่ได้จากการคำนวณทางทฤษฎีกับข้อมูลที่ได้จากการทดสอบ

1.3.2 เพื่อเปรียบเทียบผลการประเมินสมรรถนะของปีกหมุนที่มีค่าอัตราส่วนสนทรรศต่างๆ

1.3.3 สร้างโปรแกรมคอมพิวเตอร์เพื่อช่วยประเมินสมรรถนะปีกหมุน

1.4 ประโยชน์ที่ได้รับจากการศึกษา เชิงทฤษฎีและประยุกต์

1.4.1 แสดงให้เห็นความแตกต่างระหว่างผลการประเมินสมรรถนะที่ได้จากการคำนวณตามทฤษฎีกับข้อมูลที่ได้จากการทดสอบ

1.4.2 เป็นแนวทางในการออกแบบ หรือการเลือกปีกหมุนสำหรับให้แรงขับ

1.4.3 ได้โปรแกรมคอมพิวเตอร์สำหรับการประเมินสมรรถนะปีกหมุนที่มีหน้าตัดแอร์ฟอยล์แบบ NACA 0012-B

1.5 ขอบเขตการวิจัย

1.5.1 สมรรถนะของปีกหมุนที่จะทำการประเมินในโครงงานนี้คือแรงขับตามแนวแกนเพลาที่ปีกหมุนสร้างขึ้นและแรงบิดที่ต้องการของปีกหมุน

1.5.2 ทำการประเมินสมรรถนะของปีกหมุนด้วยทฤษฎี และทำการทดสอบสมรรถนะด้วยชุดทดสอบที่สร้างขึ้น

1.5.3 ประเมินสมรรถนะปีกหมุนที่มีลักษณะดังนี้ ปีกหมุนมี 2 กลีบใบ ภาคหน้าตัดแอร์ฟอยล์ของปีกเป็นแบบ NACA 0012-B ขนาดคอร์ด 0.1 เมตร คงที่ตลอดความยาวปีก ความยาวปีก 0.4 0.5 0.6 0.7 และ 0.8 เมตร วัดจากขอบของชุดดุมของปีกหมุนรัศมีดุมใบพัดขนาด 0.115 เมตร และปีกไม่มีการบิด

1.5.4 ทำการประเมินสมรรถนะของปีกหมุนที่ทำงานที่สภาวะต่างๆดังนี้

1.5.4.1 มุมพิทช์ 0 5 10 15 20 25 และ 30 องศา

1.5.4.2 ความเร็วรอบของปีกหมุน 0 50 100 150 200 250 300 350 400 450 และ 500 รอบต่อนาที

1.5.4.3 ปีกหมุนทำงานในลักษณะหมุนอยู่กับที่ และอยู่ในอากาศนิ่ง

1.5.4.4 การทำงานของปีกอยู่ในช่วงค่ามัคนัมเบอร์ 0 ถึง 0.8

1.5.4.5 ปีกทำงานโดยไม่ได้รับอิทธิพลจากพื้น กล่าวคือ ไม่มีพื้นผิวมากีดขวางกระแสอากาศภายในระยะ 2 เท่าของเส้นผ่าศูนย์กลางของปีกหมุนหลังจากการไหลผ่านปีกหมุน

1.5.5 ในการคำนวณเพื่อประเมินสมรรถนะของปีกหมุนมีข้อสมมุติคือ

1.5.5.1 ปีกหมุนมีคุณสมบัติเป็นวัตถุแข็งแกร็ง

1.5.5.2 ปีกหมุนที่สร้างขึ้นเพื่อทำการทดสอบจะกำหนดให้มีคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์เหมือนกับคุณสมบัติทางอากาศพลศาสตร์ของแอร์ฟอยล์แบบ NACA 0012-B ที่ Rice ได้แสดงไว้ในคู่มือหน้าตัดแอร์ฟอยล์ [25]