

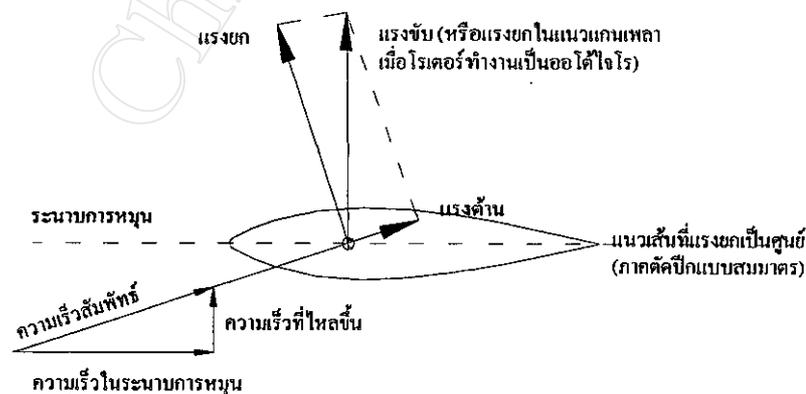
บทที่ 1

บทนำ

1.1 ปัญหาและความเป็นมาของการวิจัย

ในสภาวะปัจจุบันทรัพยากรเชื้อเพลิงน้ำมัน จะยิ่งขาดแคลนและมีราคาสูงเพิ่มขึ้นดังนั้นพลังงานลมจึงเป็นอีกทางเลือกหนึ่งของพลังงานทดแทน เพราะนอกจากเป็นแหล่งพลังงานที่สะอาดแล้วยังสามารถใช้ได้ไม่มีวันหมด สำหรับการบินได้มีการศึกษาและประยุกต์พลังงานลมกับอากาศยานอย่างต่อเนื่องจนได้มีการพัฒนาอากาศยานที่ใช้ลมเป็นแหล่งพลังงานหลักเพื่อสร้างแรงยกค่อใบพัดซึ่งถูกเรียกว่า เครื่องออโต้ไจโร (Autogyro) โดยมีหลักการทำงานคือโรเตอร์สามารถสร้างแรงยกจากการหมุนอย่างอัตโนมัติเมื่อมีกระแสลมไหลผ่าน (Hurt, 1965) จากคุณสมบัติพิเศษนี้จึงทำให้โรเตอร์สามารถสร้างแรงยกได้โดยไม่ต้องใช้กำลังขับจากเครื่องยนต์

ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงมีความสนใจที่จะศึกษาถึงแรงยกที่เกิดขึ้นในแนวแกนเพลารอเตอร์ออโต้ไจโร และนำเอาทฤษฎีเบลคอีลิเมนต์ (Blade Element Theory) รวมถึงการสูญเสียที่ปลายปีก (Tip Losses) มาใช้ในการวิเคราะห์โดยจะอยู่ในรูปของแรงขับบนเบลคอีลิเมนต์ดังแสดงในรูปที่ 1.1 การศึกษาจะกระทำด้วยการปรับมุมพิทช์ปีก เปลี่ยนมุมเอียงของเพลารอเตอร์ และเปลี่ยนค่าความเร็วลมอิสระที่ไหลเข้าหาภาคตัดปีก ทั้งนี้จะเป็นการศึกษาเปรียบเทียบทั้งในด้านโปรแกรมคำนวณและด้านการทดสอบจากชุดแท่นทดสอบแบบจำลองโรเตอร์ออโต้ไจโรที่จะจัดสร้างขึ้นและวิเคราะห์ผลโดยการประเมินสมรรถนะจากแรงยกที่ได้ด้วยทั้งสองวิธีการ



รูปที่ 1.1 แสดงแรงที่เกิดขึ้นบนภาคตัดปีกของโรเตอร์

ที่มา : Hurt (1965)

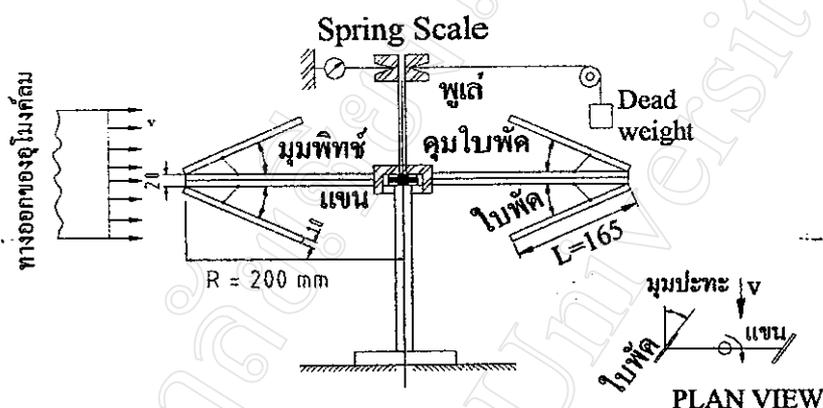
สำหรับแรงขับหรือแรงยกในแนวแกนเพลลาโรเตอร์ที่ทำงานเป็นออโต้ไจโรจะหมายความถึง แรงที่กระทำตั้งฉากกับระนาบการหมุนของโรเตอร์และมีทิศทางนกับแกนเพลลาโรเตอร์ ส่วนความหมายของมุมพิทช์คือ มุมที่เกิดจากแนวเส้นแรงยกเป็นศูนย์กลางกระทำกับระนาบการหมุนของโรเตอร์หรือมุมตั้งของปีกโรเตอร์

1.2 สรุปสาระสำคัญจากเอกสารที่เกี่ยวข้อง

Morcos (1994) รายงานการศึกษาถึงพลังงานของลมในประเทศอียิปต์แถบบริเวณชายฝั่งทะเลเมดิเตอร์เรเนียนและทะเลแดง และศึกษาถึงรูปแบบทางอากาศพลศาสตร์ของใบพัดหรือปีกของกังหันลมแบบแกนนอนด้วยภาคตัดปีกสามแบบคือ ภาคตัดปีกแบบแผ่นบาง สมมาตร (NACA 0012) และส่วนโค้งของวงกลม (Circular-Arc) ที่มีมุมพิทช์ (0 1 2 5 และ 10 องศา) อัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อสัมประสิทธิ์แรงยก (0 0.01 0.025 0.05 และ 0.1) และอัตราส่วนโซลิดิตี (Solidity Ratio, σ ดูเพิ่มเติมได้ในสมการ (2.15)) เป็น (0.01 0.03 0.05 0.07 0.10 0.15 0.20 0.25 และ 0.30) ด้วยโปรแกรมที่เขียนขึ้นโดยใช้ทฤษฎีเบลดคิเลเมนต์เพื่อหาผลลัพธ์จากความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์กำลัง สัมประสิทธิ์แรงขับ และสัมประสิทธิ์แรงบิด เมื่อเทียบกับอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก ($\frac{w_r}{v}$) ซึ่งผลที่ได้จะสรุปได้ดังต่อไปนี้ ความเร็วลมและกำลังเฉลี่ยที่ได้ต่อปีคือ 6.4 เมตรต่อวินาที และ 160 วัตต์ต่อตารางเมตร ตามลำดับ โดยที่สัมประสิทธิ์กำลังและสัมประสิทธิ์แรงขับสามารถเพิ่มขึ้นเมื่อเพิ่มอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกและค่าของ σ และด้วยการลดอัตราส่วนสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อสัมประสิทธิ์แรงยกและมุมพิทช์ของใบพัด ส่วนสัมประสิทธิ์แรงบิดจะลดลงด้วยการเพิ่มมุมพิทช์ของใบพัด เพิ่มอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก และเพิ่มอัตราส่วนของสัมประสิทธิ์แรงต้านต่อสัมประสิทธิ์แรงยก สำหรับกังหันลมที่ใช้ภาคตัดปีกแบบแผ่นบางและสมมาตรจะสามารถใช้งานได้ในช่วงที่มีอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกกว้างกว่ากังหันลมที่ใช้ภาคตัดปีกแบบส่วนโค้งของวงกลม ดังนั้นภาคตัดปีกแบบแผ่นบางเป็นแบบที่ง่ายที่สุดและเหมาะสมสำหรับกังหันลมขนาดเล็กแต่สำหรับกังหันลมขนาดใหญ่ควรจะใช้ภาคตัดปีกแบบสมมาตร

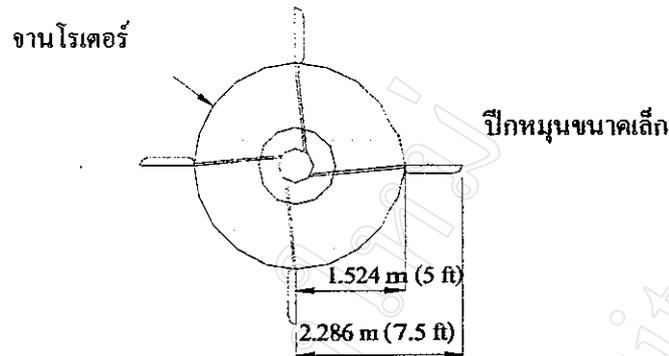
Habali and Saleh (1995) รายงานผลการออกแบบและทดสอบกังหันลมที่ซึ่งประกอบด้วยใบพัดกังหันลมที่มีขนาดความยาว 5 เมตร และมีการผสมผสานภาคตัดปีกสองแบบเข้าด้วยกันคือ ภาคตัดปีก NACA 63-621 และ FX 66-S-196 โดยที่ตำแหน่งระยะภาคตัดปีกที่ห่างจากคุมใบพัด 0.8 ถึง 4 เมตร นั้นเป็นภาคตัดปีก NACA แต่ตั้งแต่ระยะ 4 ถึง 5 เมตร จะเป็นภาคตัดปีก FX ดังกล่าว ใบพัดถูกสร้างจากไฟเบอร์กลาสซึ่งได้ทำการทดสอบแบบจำลองและเปรียบเทียบกับโปรแกรมการ

คำนวณ พบว่าในโปรแกรมคำนวณกำลังที่ได้คือ 15.05 กิโลวัตต์ ที่ความเร็วลม 10 เมตรต่อวินาที ดังนั้นจึงติดตั้งเครื่องควบคุมขนาด 16 กิโลวัตต์ ลงในแบบจำลอง จากการทดสอบพบว่า ที่ความเร็ว 10 เมตรต่อวินาที กำลังจะไปถึงค่าสูงสุดคือ 16 กิโลวัตต์ และค่าสัมประสิทธิ์กำลังเฉลี่ย 41.2 เปอร์เซ็นต์



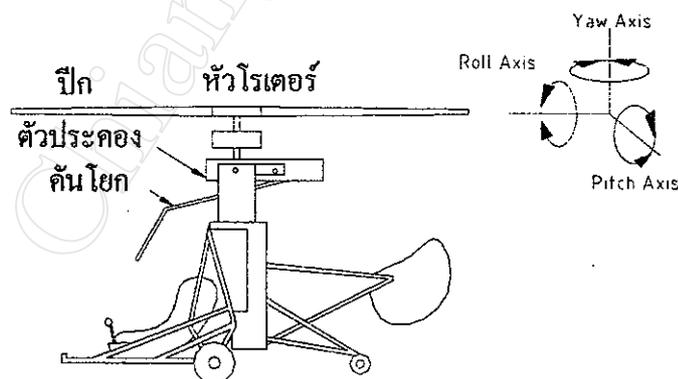
รูปที่ 1.2 ชุดทดสอบกังหันลมแกนตั้งที่โรเตอร์เป็นแบบหัวลูกศร
ที่มา : Abdel-Hafez and Morcos (1996)

Abdel-Hafez and Morcos (1996) รายงานถึงการทดสอบแบบจำลองกังหันลมแกนตั้งที่โรเตอร์เป็นแบบหัวลูกศรดังแสดงในรูปที่ 1.2 ในอุโมงค์ลมด้วยความเร็ว 16.3 18.05 และ 19.75 เมตรต่อวินาที เพื่อศึกษาถึงผลลัพธ์ของสัมประสิทธิ์กำลังและสัมประสิทธิ์แรงบิดจากใบพัดที่มีภาคตัดปีกแบบ NACA 0012 และภาคตัดปีกที่มีหน้าตัดเป็นสี่เหลี่ยมผืนผ้าแบบบาง โดยเทียบกับอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก ซึ่งทำการทดสอบจากการปรับตำแหน่งของมุมพิทช์ (12 55 และ 90 องศา) มุมปะทะ (0 30 และ 90 องศา) และอัตราส่วนความยาวปีก ($\frac{L}{L_{max}}$) เป็น (0.50 0.75 และ 1.0) ผลที่ได้สามารถสรุปได้ว่า สัมประสิทธิ์กำลังของภาคตัดปีกที่มีหน้าตัดเป็นสี่เหลี่ยมผืนผ้าแบบบางจะมีค่าสูงกว่าภาคตัดปีกแบบ NACA และสัมประสิทธิ์กำลังของทั้งสองภาคตัดปีกสามารถเพิ่มขึ้น โดยการเพิ่มค่าของมุมปะทะหรือลดอัตราส่วนความยาวปีกและมุมพิทช์ ส่วนสัมประสิทธิ์แรงบิดจะลดลงเมื่อเพิ่มอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก เพิ่มมุมพิทช์ และเพิ่มอัตราส่วนความยาวปีก แต่สัมประสิทธิ์แรงบิดจะเพิ่มขึ้นเมื่อเพิ่มมุมปะทะ โดยที่โรเตอร์จะมีสัมประสิทธิ์กำลังสูงสุดคือ 0.0039 ที่ความหนาแน่นของกำลังประมาณ 18.50 วัตต์ต่อตารางเมตร เมื่อใช้ใบพัดที่มีภาคตัดปีกแบบสี่เหลี่ยมผืนผ้าแบบบางโดยตั้งมุมปะทะที่ 30 องศา มุมพิทช์ที่ 12 องศา และอัตราส่วนความยาวปีกที่ 0.75



รูปที่ 1.3 แสดงชุดโรเตอร์ออดี้ใจโรของ Wallace
ที่มา : Wallace (1977)

Wallace (1977) รายงานถึงการสร้างชุดโรเตอร์ออดี้ใจโรดังแสดงในรูปที่ 1.3 ซึ่งมีองค์ประกอบสำคัญคือจานหมุนโรเตอร์และใบพัดขนาดเล็กที่ติดตั้งเข้ากับเส้นรอบวงรอบนอกของจานหมุน โดยที่ระยะของส่วนเส้นรอบวงรอบนอกจานหมุนควรห่างจากจุดศูนย์กลางโรเตอร์ประมาณครึ่งหนึ่งของระยะห่างระหว่างปลายใบพัดและจุดศูนย์กลางโรเตอร์ในที่นี้เส้นผ่านศูนย์กลางระหว่างจุดศูนย์กลางและปลายปีกประมาณ 4.572 เมตร (15 ฟุต) และระหว่างจุดศูนย์กลางกับเส้นรอบวงรอบนอกของจานหมุนประมาณ 3.048 เมตร (10 ฟุต) จานโรเตอร์ได้ถูกออกแบบเพื่อสร้างแรงยกขณะโรเตอร์เคลื่อนไปข้างหน้าและสามารถปรับมุมพิทช์ของใบพัดเพื่อเพิ่มแรงยก ดังนั้นชุดโรเตอร์นี้จะเข้าสู่การทำงานออดี้ใจโรเพื่อสร้างแรงยกแก่ตัวยาน



รูปที่ 1.4 แสดงองค์ประกอบของชุดออดี้ใจโรของ Watts
ที่มา : Watts (1987)

Watts (1987) รายงานถึงการสร้างชุดออดี้ใจโรดังแสดงในรูปที่ 1.4 ซึ่งมีองค์ประกอบหลักๆ ที่สำคัญคือ หัวโรเตอร์และใบพัดที่ถูกต่อเข้ากับหัวโรเตอร์โดยที่หัวโรเตอร์จะถูกติดตั้งไว้

บนตัวประกอบ ซึ่งตัวประกอบนี้จะถูกใช้บังคับให้โรเตอร์สามารถหมุนได้ในแกนพิทช์ (Pitch Axis) และแกนโรล (Roll Axis) ซึ่งก็หมายความว่าสามารถปรับให้โรเตอร์ทำมุมเงยขึ้นลงในทิศทางการเคลื่อนที่และเอียงขึ้นลงได้ในด้านข้างด้วยคันโยกที่ติดตั้งเข้ากับตัวประกอบ เพื่อให้นักบินสามารถใช้ในการควบคุมโรเตอร์ใบพัด

Logan (1986) รายงานถึงการสร้างระบบพลังงานสำรองในเฮลิคอปเตอร์ สำหรับในกรณีที่เครื่องยนต์หลักเกิดขัดข้องที่ระดับความสูงไม่เพียงพอในการเข้าสู่สถานะออโต้โร เพราะปรกติหากเครื่องยนต์หลักของเฮลิคอปเตอร์เกิดขัดข้องที่ระดับความสูงที่เพียงพอเข้าสู่สถานะออโต้โร นักบินก็จะสามารถนำเครื่องร่อนลงได้อย่างปลอดภัย แต่ถ้าระดับความสูงไม่เพียงพอเข้าสู่สถานะออโต้โร โรเตอร์ก็ไม่สามารถทำให้เกิดแรงยกที่เพียงพอสำหรับการลอยตัวจึงทำให้เครื่องตก ดังนั้นจึงได้สร้างระบบพลังงานสำรองโดยมีล้อช่วยแรง (Flywheel) เป็นตัวเก็บสะสมพลังงานจลน์เชิงมุม (Angular Kinetic Energy) จากเพลาลูกที่ถูกจับด้วยเครื่องยนต์ขณะทำงานปรกติ ในกรณีที่เครื่องยนต์หลักเกิดขัดข้องก็สามารถปลดคลัตช์ (Clutch) เพื่อให้เพลาลูกแยกการรับส่งกำลังออกจากเครื่องยนต์แต่ยังให้ล้อช่วยแรงส่งพลังงานให้แก่เพลาลูกอย่างต่อเนื่องเข้าสู่สถานะออโต้โร ซึ่งช่วยให้นักบินสามารถประคองเครื่องร่อนลงได้ปลอดภัยขึ้น

1.3 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1.3.1 เพื่อศึกษาสมรรถนะของแรงยกทั้งที่ได้จากโปรแกรม โดยใช้ทฤษฎีเบลดอิลิเมนต์ และจากการทดสอบชุดแทนทดสอบแบบจำลอง โรเตอร์ในลักษณะออโต้โร

1.3.2 เพื่อศึกษาถึงผลกระทบของมุมพิทช์ปีก มุมเอียงของเพลลา และความเร็วลมต่อแรงยกที่เกิดขึ้นบนชุดแทนทดสอบแบบจำลองออโต้โร

1.4 ขอบเขตของการวิจัย

1.4.1 จะทดลองบนชุดแทนทดสอบแบบจำลองออโต้โรที่ถูกสร้างขึ้น เพื่อใช้ในการทดสอบเท่านั้น

1.4.2 อุโมงค์ลมที่ใช้ทำการทดสอบเป็นแบบวงจรมืดความเร็วต่ำชนิดดูดอากาศ มีขนาดหน้าตัดของช่วงทำงาน 0.9×1.2 ตารางเมตร และประสิทธิภาพของใบพัดที่การทำงานสูงสุดซึ่งเป็นสัดส่วนของกำลังสูงสุดที่เป็นประโยชน์ในการขับอากาศให้เคลื่อนที่ด้วยใบพัดกับกำลังที่ป้อนให้ที่เพลาลูกคือ 16.12 เปอร์เซ็นต์จากความเร็วสูงสุดของกระแสลมที่ 8.1 เมตรต่อวินาที เมื่อใช้

กำลังขับ 2.2 กิโลวัตต์ (สัมพันธ์ ไซยเทพ 2527) และยังสามารถเพิ่มประสิทธิภาพได้ด้วยการเพิ่มกำลังขับหรือออกแบบใบพัดใหม่

1.4.3 โปรแกรมการคำนวณจะถูกเขียนขึ้นจากทฤษฎีเบลดอิมเม้นท์เพื่อใช้ประเมินค่าแรงยกบน โรเตอร์ในลักษณะออโต้ใจโรสำหรับกรณีที่มีคอร์คและภาคตัดปีกคงที่ตลอดความยาวปีกโดยเลือกภาคตัดปีกได้จากคู่มือของ Rice (1971) และถูกทดสอบภายใต้มุมเอียงและมุมพิทช์ดังแสดงในตารางที่ 1.1 ที่ความเร็วลมไม่เกิน 30 กิโลเมตรต่อชั่วโมง (หรือ 8.33 เมตรต่อวินาที)

1.4.4 ค่า C_d และ C_l ที่ใช้ในการคำนวณในวิทยานิพนธ์นี้หาได้จากกราฟของภาคตัดปีกเฉพาะในช่วงของมุมปะทะที่ไม่ได้รับผลกระทบจากเรย์โนลด์สจำนวนเบอร์ (Reynolds Number) โดยใช้ระเบียบวิธีเชิงตัวเลข และไม่คำนึงถึงผลกระทบจากอัตราส่วนสนทรรศ

1.4.5 ผลกระทบทั้งหมดที่เกิดขึ้นบนโรเตอร์ที่ทำงานเป็นออโต้ใจโรจะแสดงอยู่ในรูปของฟังก์ชันค่าแก่ $f_i(v)$ โดย i คือ เลขจำนวนเต็มที่ใช้แทนค่าแก่ที่สอดคล้องกับมุมพิทช์และมุมเอียง

1.4.6 ความหนาแน่นและอุณหภูมิที่ใช้ในการคำนวณเป็นค่าเฉลี่ยที่วัดได้ ณ สถานที่ที่ใช้ทำการทดสอบ

1.4.7 สมมติให้อากาศมีคุณสมบัติเป็นก๊าซอุดมคติตลอดการทำวิจัย

1.4.8 โปรแกรมเขียนโดยใช้ภาษา c++ หรือภาษา Visual basic

ตาราง 1.1 แสดงการแปรค่าของความเร็วมุมพิทช์ และมุมเอียง สำหรับใช้เก็บข้อมูลในการวิจัย

การทดสอบที่ความเร็วมุมพิทช์และมุมเอียง(m/s)	v1				v2				v3				v4				v5			
เพลาโรเตอร์ทำมุมเอียง	0°	15°	30°	45°	0°	15°	30°	45°	0°	15°	30°	45°	0°	15°	30°	45°	0°	15°	30°	45°
การทดสอบเมื่อไม่ติดตั้งปีก	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
การทดสอบเมื่อติดตั้งปีกที่มุมพิทช์ 0°	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓	✓
2°		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓
6°		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓
10°		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓
15°		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓		✓	✓	✓
30°			✓	✓			✓	✓			✓	✓			✓	✓			✓	✓
45°				✓				✓				✓				✓				✓

หมายเหตุ ✓ คือ สัญลักษณ์แทน การทำการทดสอบ