ชื่อเรื่องวิทยานิพนธ์	สมรรถนะแรงยกของโรเตอร์ออโต้ไจโรโหมด โดยใช้ทฤษฎีเบลดอิลิเมนท์	
ชื่อผู้เขียน	นายชาตรี คอยแก่น	
วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต	สาขาวิศวกรรมเครื่องกล	
คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์	รศ.ดร. สัมพันธ์ ไชยเทพ	ประธานกรรมการ
	ผศ.ดร. อภิวันท์ พลชัย	กรรมการ
	ผศ.ดร. วสันต์ จอมภักดี	กรรมการ

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้มีจุดประสงค์เพื่อศึกษาถึงสมรรถนะแรงยกในแนวแกนเพลาโรเตอร์จากการทดสอบแบบจำลองโรเตอร์ในลักษณะออโต้ไจโร และเปรียบเทียบกับผลการคำนวณโดยใช้ทฤษฎีเบลดอิลิเมนท์ (BE) และทฤษฎีการสูญเสียที่ปลายปีก (TL) ด้วยโปรแกรมที่เขียนขึ้น ทั้งนี้ยังได้ศึกษาถึงผลกระทบของมุมพิทช์ของปีก (β) ที่อยู่ในช่วง 0 ถึง 45 องศา ผลของการตั้งมุมเอียงของเพลาโรเตอร์ (δ) ที่ 0 15 30 และ 45 องศา และผลของความเร็วลม (v) ที่พัดเข้าหาชุดโรเตอร์ในช่วง 0 ถึง 8 เมตรต่อวินาที ที่จะมีผลต่อแรงยกในแนวแกนเพลาโรเตอร์ที่เกิดขึ้นโดยใช้ชุดแท่นทดสอบโรเตอร์ที่ประกอบด้วยปีกหมุน 2 ใบ แต่ละใบจะมีภาคตัดปีกแบบสมมาตรแบบ NACA 0015 แปลนปีกรูปสี่เหลี่ยมผืนผ้าที่มีขนาดคอร์ด (0.06 เมตร) และมุมพิทช์คงที่ตลอดความยาวปีก 0.375 เมตร

ผลจากการวิจัยพบว่าตำแหน่งมุมเอียงของเพลาและมุมพิทช์ของปีกที่ศูนย์องศานั้นโรเตอร์ไม่หมุนและไม่ก่อให้เกิดแรงยก สมรรถนะแรงยกจากการทดสอบที่ตำแหน่งมุมเอียงของเพลา 15 30 และ 45 องศา มีความสอดคล้องกับแรงยกที่ได้จากการคำนวณคือ แรงยกมีแนวโน้มเพิ่มขึ้นเมื่อมีความเร็วลมและตำแหน่งมุมเอียงของเพลาเพิ่มขึ้นแต่ในทางกลับกันแรงยกลดลงเมื่อตำแหน่งมุมพิทช์ของปีกเพิ่มขึ้น เมื่อเทียบกับผลการทดสอบพบว่าแรงยกจากการคำนวณโดยทฤษฎีเบลดอิลิเมนท์สามารถคาดคะเนค่าแรงยกของตำแหน่งมุมพิทช์และความเร็วลมที่กำหนดในการทดสอบโดยมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 13 เปอร์เซ็นต์ และทฤษฎีการสูญเสียที่ปลายปีกสามารถคาดคะเนค่าแรงยกได้โดยมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 9 เปอร์เซ็นต์ จากการศึกษาแรงต้านในการเคลื่อนที่ในแนวระดับพบว่า ที่ตำแหน่งมุมเอียงของเพลา 45 องศานั้นมีแรงต้านในแนวการเคลื่อนที่ของ

กระแสลมที่มากกว่าที่ตำแหน่ง 15 และ 30 องศา ประมาณ 4 และ 2 เท่าตามลำดับ จากการทดสอบยังพบว่าเมื่อความเร็วลมเพิ่มขึ้นนั้นไม่ส่งผลให้อัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีก (λ) และสัมประสิทธิ์แรงยกของโรเตอร์ (C_T) เพิ่มขึ้นแต่เมื่อตำแหน่งมุมพิทช์ของปีกเข้าใกล้ศูนย์ส่งผลให้อัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกและสัมประสิทธิ์แรงยกของโรเตอร์เพิ่มขึ้น ตำแหน่งการเอียงของเพลาโรเตอร์มีผลต่อการเปลี่ยนแปลงของอัตราส่วนความเร็วที่ปลายปีกและสัมประสิทธิ์แรงยกที่ไม่สูงมากนักพบว่าผลจากการเอียงมุมของเพลาโรเตอร์ที่ตำแหน่ง 15 องศา ให้ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงกว่าที่ตำแหน่งมุมเอียง 30 และ 45 องศา ประมาณ 24 และ 30 เปอร์เซ็นต์ตามลำดับ

ดังนั้นตำแหน่งที่ชุดแท่นทดสอบโรเตอร์ออโต้ไจโรสามารถให้แรงยกดีที่สุดที่มีผลกระทบต่อขนาดแรงต้านในแนวการเคลื่อนที่ของกระแสลมไม่มากนักคือ ตำแหน่งการเอียงของเพลาโรเตอร์ควรมีตำแหน่งอยู่ในช่วงที่ไม่ต่ำกว่า 15 องศา และไม่เกินกว่า 30 องศา โดยมีตำแหน่งมุมพิทช์ของปีกที่ 0 องศา

มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ Chiang Mai University

Thesis Title	Lift Performance of a Rotor in Autogyro Mode Using Blade Element Theory
Author	Mr. Chatree Coikane
M.Eng.	Mechanical Engineering

Examining Committee	Assoc. Prof. Dr. Sumpun Chaitep	Chairman
	Asst. Prof. Dr. Apiwon Polchai	Member
	Asst. Prof. Dr. Wasan Jompakdee	Member

ABSTRACT

This research aimed to study an axial lift performance of a free rotating modeled rotor in Autogyro mode. Experimental results were compared with computational modules using Blade Element Theory (BE) and Tip Losses (TL). Combination of these parameters were selected in this study, i.e., the pitch angles of blade (β) between 0^0 to 45^0, the tilt angles of rotor shaft (δ) which set in the positions of 0^0, 15^0, 30^0 and 45^0 and the free stream of air velocities (v) within 0 to 8 m/s. The modeled rotor was consisted of two blades of the constant chord (0.06 m) with airfoil section of NACA 0015 and the constant pitch angle throughout the length of 0.375 m span.

Experimental results showed that the modeled rotor did not rotate and had no lift when the tilt and pitch angle were set at zero degree. The lift performance results of the tilt angles at 15^0, 30^0 and 45^0 were similar to the results predicted from the calculation, i.e., the lift increased with an increasing in both the air velocities and the tilt angles, but diminished with an increasing in the pitch angles. The predicted calculation by the Blade Element Theory offered result within the error range of 13 percent whereas calculation by the theory of Tip Losses offered within the error range of 9 percent. The study of horizontal drag showed that the drag of the 45^0 tilt angle

was more than the drag of the 15^0 tilt angle for 4 times and more than the drag of the 30^0 tilt angle for 2 times. The study showed that lift coefficient (C_T) and tip speed ratio (λ) did not increase with the increasing of air velocity but they would be increased when the pitch angle approach to zero. The increasing of the tilt angle had a few effects to the changes of lift coefficient. At the 15^0 tilt angle offered more lift coefficient than the result of the 30^0 tilt angle by 24 percent and more lift coefficient than the result of the 45^0 tilt angle by 30 percent.

Therefore, the rotor in Autogyro should be arranged in order to get a large lift with minimal value of drag, the tilt angle should be positioned between 15^0 to 30^0 while the pitch angle should be set at 0^0.

มหาวิทยาลัยเชียงใหม่ Chiang Mai University