

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์ขณะที่มีลมปะทะ
หน่วยกิต	12
ผู้เขียน	นายเทเวศร์ โพธิ์รังสียากร
อาจารย์ที่ปรึกษา	ผศ. ดร.อรรณพ เรืองวิเศษ
หลักสูตร	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมเครื่องกล
ภาควิชา	วิศวกรรมเครื่องกล
คณะ	วิศวกรรมศาสตร์
พ.ศ.	2554

### บทคัดย่อ

วัตถุประสงค์ของงานวิจัยนี้เพื่อปรับปรุงระบบควบคุมแบบสัดส่วนและอนุพันธ์ (Proportional-Derivative Control) ในการควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์ขณะที่มีลมปะทะให้มีความแม่นยำมากขึ้น ด้วยวิธีการที่นำขนาดและทิศทางของความเร็วของลมปะทะมาพิจารณาโดยตรง การทดสอบใช้การทดสอบแบบพลศาสตร์ในอุโมงค์ลม เริ่มจากการทดสอบในสถานะไม่มีลมปะทะจากอุโมงค์ลมและปรับค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD จนได้ผลตอบสนองที่มีเสถียรภาพตามที่ต้องการ จากนั้นใช้ค่าอัตราขยายนี้ทดสอบในสถานะที่มีลมปะทะ ผลกระทบของลมปะทะทำให้เฮลิคอปเตอร์เกิดการแกว่งอย่างรุนแรงจนเสียเสถียรภาพ ดังนั้นจึงทำการปรับค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ในสถานะที่มีลมปะทะอย่างต่อเนื่องด้วยความเร็วและทิศทางต่างๆ จนไม่เกิดการแกว่งขึ้น แล้วนำค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD มาหาความสัมพันธ์กับความเร็วและทิศทางของลมปะทะ จากผลการทดสอบนี้งานวิจัยนี้จึงนำเสนอเป็นวิธีการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแบบ PD ตามสถานะลมปะทะ ผลการทดสอบวิธีการที่นำเสนอนี้ด้วยการทดลองแบบพลศาสตร์ในอุโมงค์ลมแสดงให้เห็นว่าสามารถควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ได้อย่างมีเสถียรภาพและไม่เกิดการแกว่ง โดยมีค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวเฉลี่ยของแต่ละกรณีการทดสอบเป็นที่ยอมรับได้อยู่ในช่วง  $\pm 2$  deg

คำสำคัญ : การควบคุมการเอียงตัว / การควบคุมแบบ PD / การปรับเปลี่ยนอัตราขยาย / เฮลิคอปเตอร์

Thesis Title	Autonomous Attitude Control of Helicopter in Wind
Thesis Credits	12
Candidate	Mr. Tewet Potirangsiyagon
Thesis Advisor	Asst. Prof. Dr. Annop Ruangwiset
Program	Master of Engineering
Field of Study	Mechanical Engineering
Department	Mechanical Engineering
Faculty	Engineering
B.E.	2554

### Abstract

The purpose of this research is to improve the proportional and derivative control system (PD control) for more accurate controlling of helicopter's attitude in wind conditions i.e. by considering wind speed and direction directly. The dynamic test method in wind tunnel was firstly tested without the wind attack and a PD controller gains was adjusted and got the desired stable responses. Then, that gain value was tested in the wind attack conditions. The effect of wind caused the helicopter to sway and lose stability. Therefore the PD control gain was tuned again in continuous wind condition with various speeds and directions of wind until the sway do not occur. After that obtained gain values of the PD control was used to construct the relation with the speed and direction of attacking wind. From this result, this research proposed the method of changing the gain values of PD controller in accordance with the wind condition. The results of the dynamic test method in wind tunnel of the proposed method showed that it could control the attitude of helicopter stably without the sway. And the average of steady state error of each tested conditions were also in acceptable range of  $\pm 2$  deg.

Keywords: Attitude control/ Gain scheduling / Helicopter / PD control

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จได้ด้วยความกรุณาจากอาจารย์ที่ปรึกษา ผศ.ดร.อรรณพ เรืองวิเศษ ที่กรุณาให้ความรู้ คำแนะนำ ความช่วยเหลือ ตลอดจนให้คำชี้แนะช่วยแก้ปัญหา เอื้อเฟื้อสถานที่รวมทั้งเครื่องมือและอุปกรณ์ต่างๆในการทดลองทดลองงานวิจัยและให้ประสบการณ์ที่ดีแก่ข้าพเจ้า อันเป็นประโยชน์ต่องานวิจัยเป็นอย่างยิ่ง

กราบขอบพระคุณ บิดา มารดา ครอบครัว และผู้มีพระคุณทุกท่านที่ให้การสนับสนุนตลอดจนกำลังใจด้วยดีเสมอมา และครูอาจารย์ ผู้ให้วิชาความรู้ ขอบขอบคุณพี่ๆ และเพื่อนๆ นักศึกษาคณะวิศวกรรมเครื่องกลที่ให้คำปรึกษา คำแนะนำ และความช่วยเหลือในการทำงานวิจัยนี้จนสำเร็จลุล่วงไปด้วยดี