

ผลของลมปะทะต่อการควบคุมมุมพิทช์ของเฮลิคอปเตอร์ขณะใช้การควบคุมแบบ PD

Effects of Wind on Helicopter Pitch Control Using PD Controller

เทเวศร์ โพธิ์รังสิยากร*, อรรถนพ เรืองวิเศษ

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี

กรุงเทพฯ 10140

*ผู้ติดต่อ: sai-toom@hotmail.com, 0 2470 9289, 0 2470 9111

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาพฤติกรรมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ในสภาวะที่มีลมมาปะทะขณะที่ควบคุมด้วยการควบคุมแบบ PD (Proportional-Derivative) เพื่อที่ปรับปรุงสมรรถนะของการควบคุมด้วยวิธีการที่นำขนาดและทิศทางของลมปะทะมาพิจารณาโดยตรง บทความนี้แสดงการทดสอบในอุโมงค์ลมจำลองสภาวะที่มีลมปะทะในขณะทำการควบคุมมุมพิทช์แบบ PD โดยทำการทดลองในกรณีที่มีลมมาปะทะจากทิศทางต่างๆ และทดลองปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ P ผลการทดลองแสดงให้เห็นว่าการใช้ค่าอัตราขยายที่สูงจะทำให้ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวของมุมพิทช์ต่ำขณะที่ไม่มีลมปะทะ แต่จะเกิดการสั่นขึ้นเมื่อมีลมมาปะทะ ส่วนการใช้ค่าอัตราขยายที่ต่ำจะมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวสูงขณะที่ไม่มีลมปะทะ แต่ค่าความผิดพลาดนี้จะลดลงเมื่อมีลมปะทะและไม่มีการสั่นเกิดขึ้น ดังนั้นการใช้ค่าอัตราขยายสูงและต่ำจึงมีข้อดีที่เหมาะสมสำหรับสภาวะที่ต่างกัน

คำหลัก: เฮลิคอปเตอร์, ลมปะทะ, การควบคุมแบบ PD

Abstract

This research is the study of the behavior in wind of helicopter with attitude controlling by PD (Proportional-Derivative) controller. The aim is to improve the performance of control with considering the speed and direction of wind impact directly. This paper presents the wind tunnel test for simulate wind impact while pitch angle is controlled with PD control. The test is performed in the case of various wind directions. And the adjustment of P control gain is also tested. The results showed that using a higher gain decreases the steady state error of pitch angle in windless condition, but the oscillation occurs when the wind impact. And using a lower gain increases this steady state error, but this error reduces when the wind impact and without oscillation occurs. Therefore, the use of high and low value of P control gain has advantage in different conditions.

Keywords: helicopter, wind condition, PD control

1. บทนำ

เฮลิคอปเตอร์เป็นอากาศยานที่มีลักษณะแตกต่างจากเครื่องบินปีกติด (Fixed wings) โดยเฮลิคอปเตอร์จะมีชุดใบพัดขนาดใหญ่ (Main rotor) อยู่ทางด้านบนของตัวลำ และมีชุดใบพัดขนาดเล็ก (Tail rotor blades) อยู่ที่หางท้ายตัวลำ ทำให้มีความคล่องตัวสูง มีความสามารถในการบินขึ้น-ลงในแนวดิ่ง และการบินในลักษณะอยู่กับที่ (Hovering) แต่เฮลิคอปเตอร์ยังคงเป็นอากาศยานที่มีลักษณะการบินที่ไม่เป็นเชิงเส้นสูงกว่าอากาศยานชนิดอื่นๆ อีกด้วย[1,2,3] งานวิจัยที่ผ่านมาได้แสดงให้เห็นว่าการควบคุมแบบ PD (Proportional and Derivative control) สามารถที่จะควบคุมหุ่นยนต์บินที่มีลักษณะเป็นเฮลิคอปเตอร์ให้รักษาทิศทางการบินได้อย่างมีประสิทธิภาพ [4] ซึ่งงานวิจัยนั้นใช้การควบคุมแบบผสมระหว่าง online self-tuning กับ การควบคุมแบบ PID และยังมีงานวิจัยที่นำการควบคุมแบบ Fuzzy มาใช้ร่วมกับการควบคุมแบบ PID เพื่อปรับปรุงความแม่นยำของการควบคุม [5] แต่การควบคุมด้วยวิธีเหล่านี้จะสร้างจากข้อมูลการบังคับของตัวนักบิน จึงไม่ได้เกิดจากการพิจารณาผลกระทบจากสภาวะแวดล้อมในขณะที่ทำการบินนั้นโดยตรง

โดยปัจจัยจากสภาวะแวดล้อมอย่างหนึ่งซึ่งส่งผลต่อการควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์คือสภาวะของลมที่เข้ามาปะทะ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงมีเป้าหมายในการเพิ่มสมรรถนะในการควบคุมการบินอัตโนมัติแบบ PD ในสภาวะที่มีลมมาปะทะ ด้วยวิธีการที่นำขนาดและทิศทางของลมปะทะมาพิจารณาโดยตรง โดยเริ่มต้นจากการทดสอบเก็บข้อมูลเพื่อศึกษาผลกระทบของขนาดและทิศทางของลมปะทะที่มีต่อการควบคุมการเอียงตัว (attitude control) ของเฮลิคอปเตอร์ เพื่อที่จะนำมาพัฒนาวิธีการแก้ไขผลกระทบของลมปะทะที่ทำให้เฮลิคอปเตอร์เกิดลักษณะการตอบสนองที่ไม่ต้องการขึ้น ซึ่งในบทความนี้จะแสดงและวิเคราะห์ผลตอบสนองของการควบคุมมุมพิตช์ (pitch angle) ด้วยการควบคุมแบบ PD ในสภาวะที่มีลมปะทะจาก

ทิศทางต่างๆ และเปรียบเทียบผลตอบสนองเมื่อค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ P แตกต่างกัน

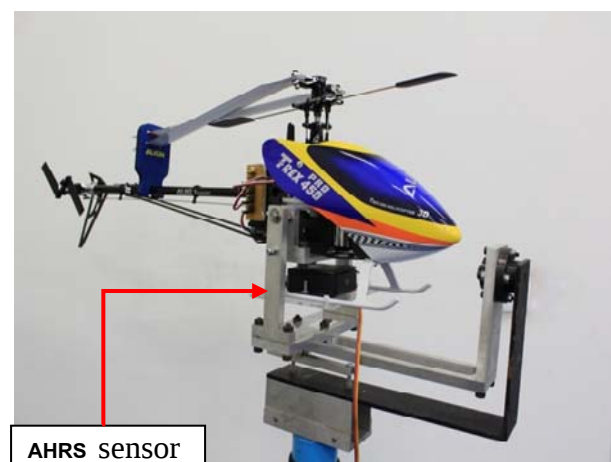
2. อุปกรณ์การทดลอง

งานวิจัยนี้ใช้เฮลิคอปเตอร์ไฟฟ้าขนาดเล็กบังคับด้วยวิทยุ T-REX 450 PRO มาใช้เป็นต้นแบบ ข้อมูลพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์นี้แสดงในตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ข้อมูลพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ต้นแบบ

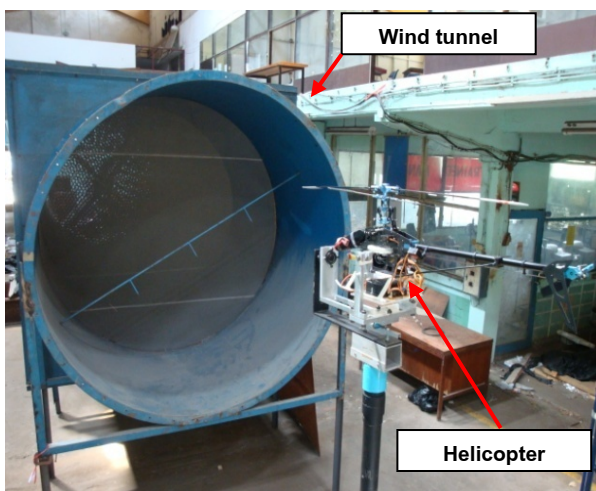
Main Rotor Diameter	710 mm
Main Blade Length	325 mm
Tail Rotor Diameter	158 mm
Height	230 mm
Length	635 mm
Flying Weight(Approx.)	780 g
Flight Time	10 min

เซนเซอร์หลักที่ใช้ในการสอบการควบคุมมุมเอียงตัวคือ เซนเซอร์วัดมุมเอียงตัวและทิศทาง (AHRS: Attitude and Heading Reference Sensor) ซึ่งใช้เซนเซอร์ Microstrain 3DM-GX1 ค่ามุมเอียงตัวและความเร็วเชิงมุมจากเซนเซอร์จะถูกประมวลผลด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ Microchip PIC18F4431 แล้วส่งสัญญาณไปสั่งงานการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์ซึ่งบังคับการเอียงระนาบของ Swash plate



รูปที่ 1 แทนทดสอบการเอียงตัว

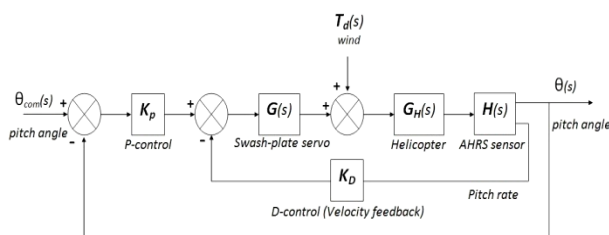
ในการศึกษาผลกระทบของลมปะทะที่มีต่อการควบคุมการเอียงตัวนั้น เพื่อความสะดวกในการกำหนดขนาดและทิศทางของลมปะทะ จึงใช้อูโมงค์ลมจำลองลมปะทะ โดยอูโมงค์ลมที่ใช้มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 2 m และมีความเร็วลมสูงสุด 8 m/s และเพื่อป้องกันความเสียหายในกรณีที่เฮลิคอปเตอร์เสียการทรงตัว จึงใช้แท่นทดสอบจำกัดการเคลื่อนที่ไม่ให้เคลื่อนที่ในแนวเส้น แต่ยังหมุนเอียงตัวได้อิสระในช่วงมุมประมาณ ± 30 deg ดังรูปที่ 1 แสดงแท่นทดสอบและรูปที่ 2 แสดงการติดตั้งแท่นทดสอบในอูโมงค์ลม



รูปที่ 2 การติดตั้งแท่นทดสอบในอูโมงค์ลม

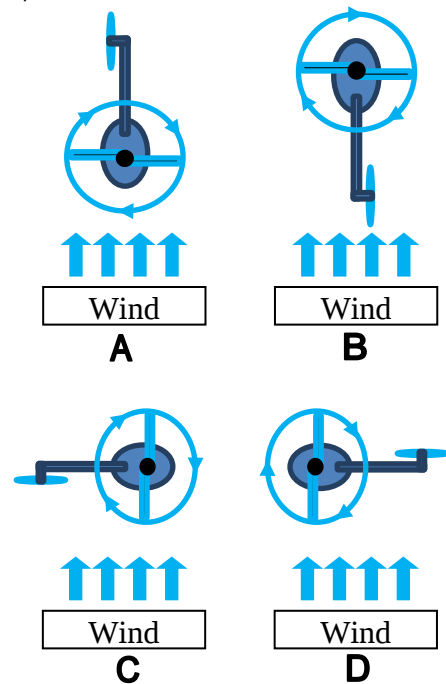
3. วิธีการทดลอง

การควบคุมมุมพิตช์แบบ PD ที่เป็นพื้นฐานในการวิจัยนี้แสดงในรูปที่ 5 ในบทความนี้จะแสดงผลการทดสอบกรณีที่มุมโรล (roll angle) ถูกยึดนิ่งไว้ในแนวระดับ ซึ่งเป็นข้อมูลเบื้องต้นที่ใช้ในการวิเคราะห์ผลกระทบแยกกันในแต่ละแกนการหมุน



รูปที่ 3 ผังการควบคุมมุมพิตช์แบบ PD

ในการทดสอบเบื้องต้นได้กำหนดทิศทางของลมปะทะ 4 ทิศทางดังกรณี A B C และ D ในรูปที่ 4 โดยเริ่มจากสถานะที่ไม่มีลมปะทะ จากนั้นเปิดให้ลมจากอูโมงค์ลมเข้ามาปะทะกับเฮลิคอปเตอร์ด้วยความเร็วลมคงที่ที่ค่าที่กำหนด ในแต่ละกรณีทำการทดสอบด้วยความเร็วลมที่คงที่ 2 ค่าความเร็วลม และทดลองใช้ค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ P (P control gain) ที่แตกต่างกัน 2 ค่า โดยใช้ค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ D (D control gain) เป็นค่าคงที่

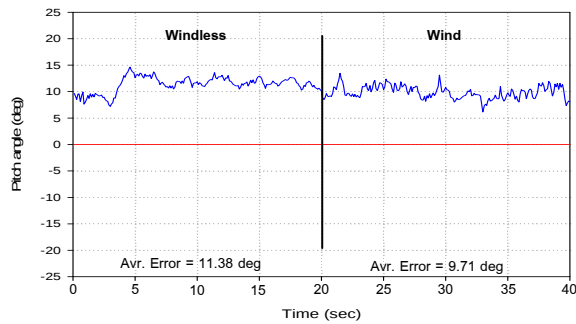


รูปที่ 4 ทิศทางของลมปะทะในการทดสอบเบื้องต้น

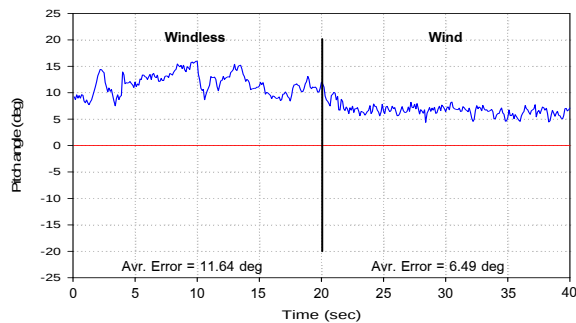
4. ผลการทดลอง

กรณีที่มิลมมาปะทะจากทางด้านหน้า ผลการทดสอบดังในรูปที่ 7 (ก, ข) แสดงให้เห็นว่าเมื่อค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ P (K_p) เป็น 1 นั้นเมื่อมีลมเข้ามาปะทะจากทางด้านหน้าแล้วค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัว (steady state error) ของมุมพิตช์จะลดลงกว่าขณะที่ไม่มีลมปะทะทั้งในกรณีที่ความเร็วลมเป็น 2 m/s และ 4 m/s ส่วนในรูปที่ 7 (ค, ง) เมื่อค่า $K_p = 4$ นั้น ขณะที่ไม่มีลมปะทะจะมีค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวของมุมพิตช์น้อยกว่าเมื่อ $K_p = 1$ แต่เมื่อมีลมมาปะทะจากด้านหน้าจะเกิดการสั่นเปลี่ยนแปลงมุมพิตช์อย่างรุนแรง

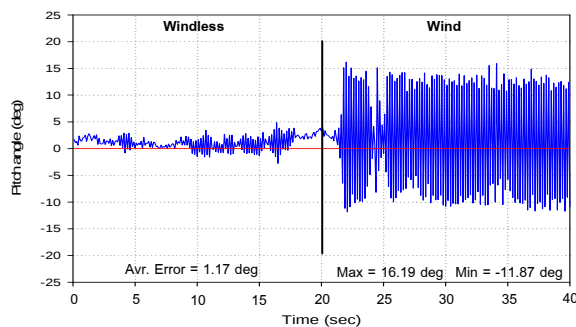
ปะทะจากทางขวาแสดงในรูปที่ 9 และผลการทดลอง
กรณีที่มีลมมาปะทะจากทางด้านซ้ายแสดงในรูปที่ 10



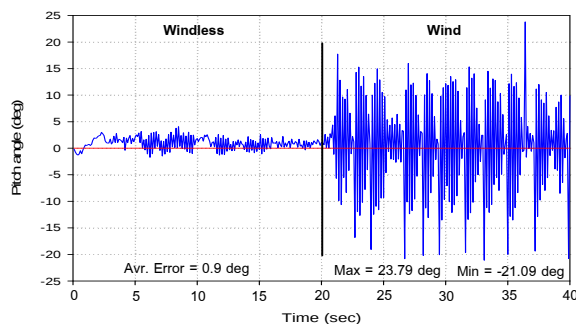
(ก) ($K_p = 1$, wind speed = 2 m/s)



(ข) ($K_p = 1$, wind speed = 4 m/s)



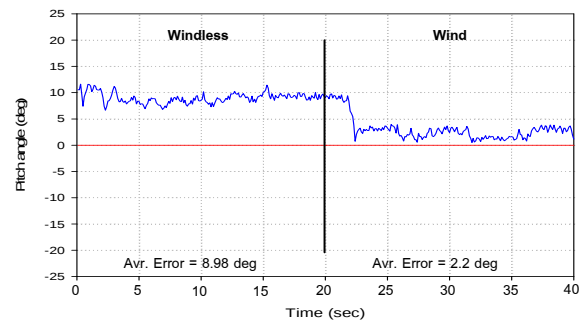
(ค) ($K_p = 4$, wind speed = 2 m/s)



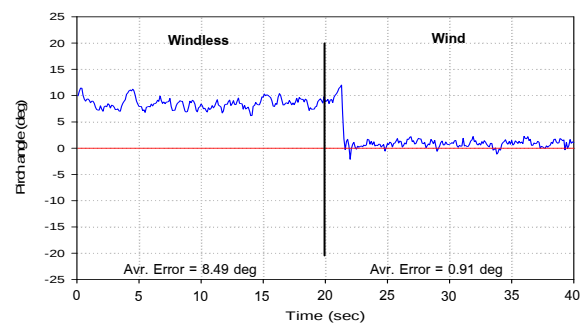
(ง) ($K_p = 4$, wind speed = 4 m/s)

รูปที่ 7 ผลการควบคุมมุมพิชท์กรณีลมปะทะด้านหน้า

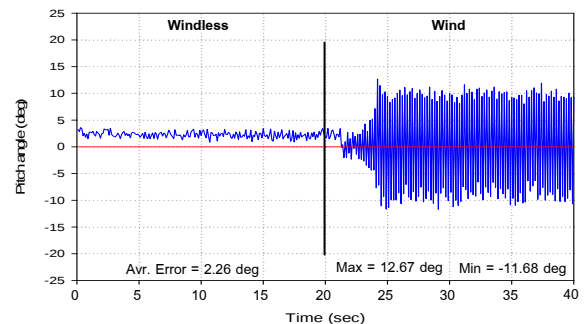
ส่วนผลการทดลองโดยมีลมมาปะทะจากทิศทาง
อื่นๆ นั้น ผลการทดลองกรณีที่มีลมมาปะทะจากทาง
ด้านหลังแสดงในรูปที่ 8 ผลการทดลองกรณีที่มีลมมา



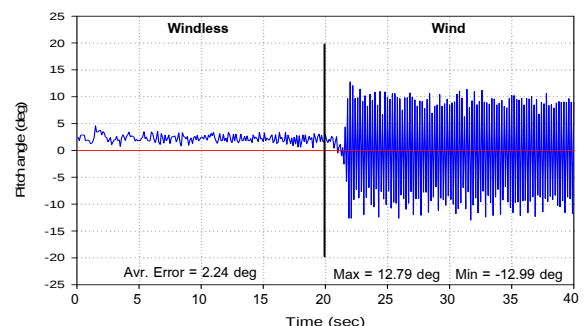
(ก) ($K_p = 1$, wind speed = 2 m/s)



(ข) ($K_p = 1$, wind speed = 4 m/s)

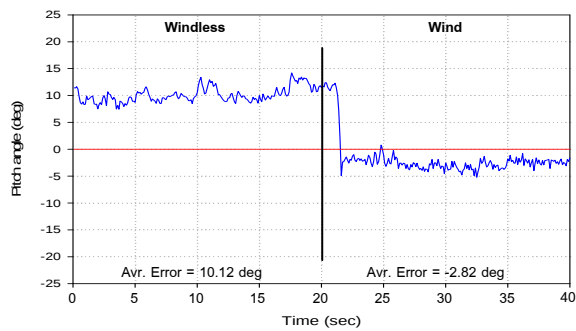


(ค) ($K_p = 4$, wind speed = 2 m/s)

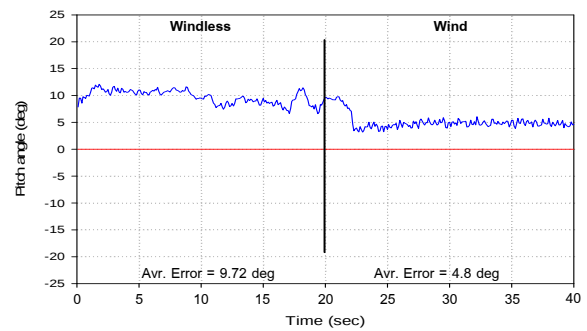


(ง) ($K_p = 4$, wind speed = 4 m/s)

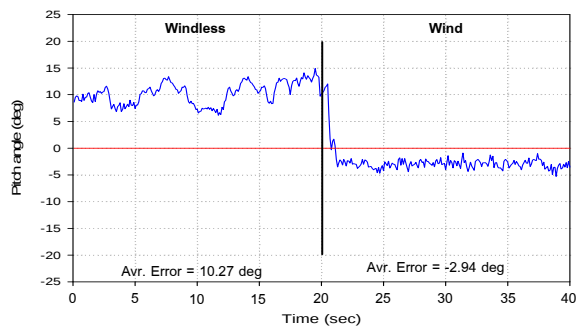
รูปที่ 8 ผลการควบคุมมุมพิชท์กรณีลมปะทะด้านหลัง



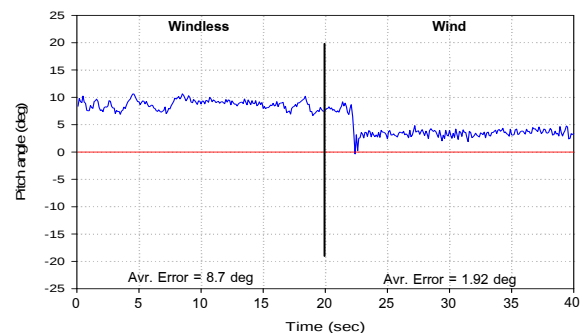
(ก) ($K_p = 1$, wind speed = 2 m/s)



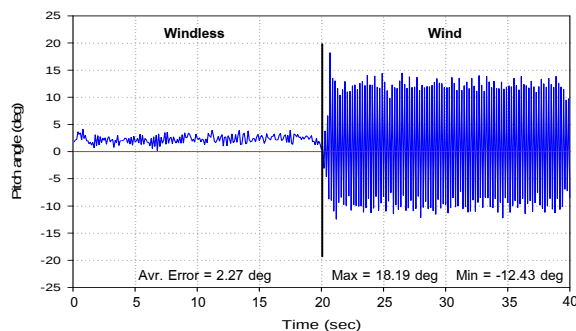
(ก) ($K_p = 1$, wind speed = 2 m/s)



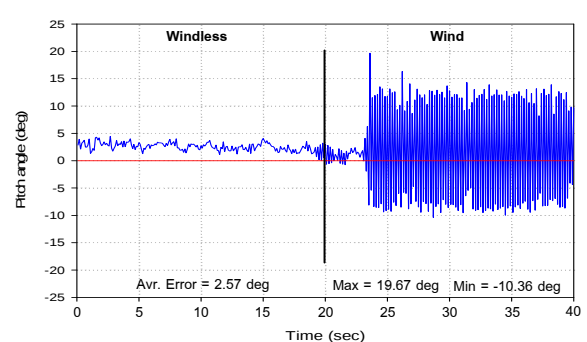
(ข) ($K_p = 1$, wind speed = 4 m/s)



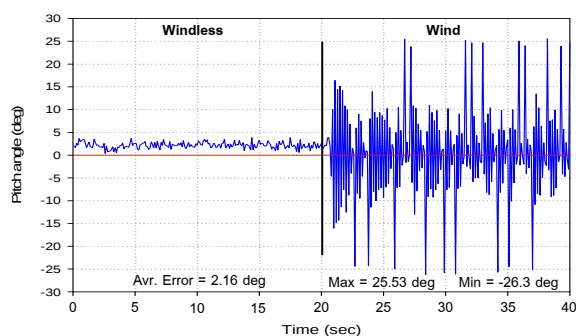
(ข) ($K_p = 1$, wind speed = 4 m/s)



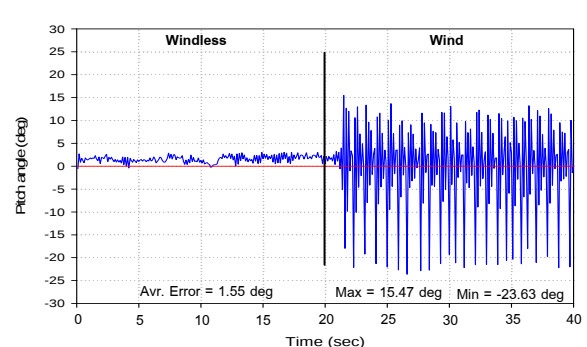
(ค) ($K_p = 4$, wind speed = 2 m/s)



(ค) ($K_p = 4$, wind speed = 2 m/s)



(ง) ($K_p = 4$, wind speed = 4 m/s)



(ง) ($K_p = 4$, wind speed = 4 m/s)

รูปที่ 9 ผลการควบคุมมุมพิตช์กรณีลมปะทะด้านขวา

รูปที่ 10 ผลการควบคุมมุมพิตช์กรณีลมปะทะด้านซ้าย

ผลการทดลองเมื่อมีลมมาปะทะจากทิศทางต่างๆ แต่ละกรณีมีลักษณะคล้ายคลึงกันคือ ในขณะที่ไม่มีลมปะทะนั้น การใช้ค่า K_p ที่ต่ำ ($K_p = 1$) จะมีผลทำให้ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวของมุมพิตช์มีค่าสูงกว่า การใช้ค่า K_p ที่สูง ($K_p = 4$) แต่เมื่อเปิดอุโมงค์ลมให้มีลมเข้ามาปะทะแล้ว ในการใช้ค่า K_p ที่ต่ำ ($K_p = 1$) นั้น ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวของมุมพิตช์จะลดลงต่ำกว่าขณะที่ไม่มีลมปะทะ แต่ในการใช้ค่า K_p ที่สูง ($K_p = 4$) นั้น จะเกิดการสั่นเปลี่ยนแปลงมุมพิตช์อย่างรุนแรงขึ้นเมื่อมีลมเข้ามาปะทะ

5. บทสรุป

เมื่อมีลมปะทะเฮลิคอปเตอร์จะทำให้ความเร็วของใบพัดแต่ละใบของชุดใบพัดหลักมีความเร็วสัมพันธ์กับลมไม่เท่ากัน เป็นผลให้แรงยกที่เกิดขึ้นกับใบพัดแต่ละใบไม่เท่ากัน และแรงในระนาบการหมุนของชุดใบพัดหลักไม่สม่ำเสมอ ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงมุมเอียงตัวขึ้น ซึ่งผลการทดสอบเพื่อศึกษาผลกระทบของลมปะทะที่มีต่อการควบคุมมุมพิตช์ด้วยการควบคุมแบบ PD แสดงให้เห็นว่า การใช้ค่า K_p ที่สูงซึ่งมีผลดีในการที่ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวต่ำในสภาวะที่ไม่มีลม แต่เมื่อมีลมปะทะแล้วการควบคุมด้วย K_p จะพยายามปรับแก้การเอียงตัวที่เกิดจากลมปะทะอย่างรวดเร็ว จนเป็นผลเสียทำให้เกิดการสั่นอย่างรุนแรงจนเสียการทรงตัว แต่การใช้ค่า K_p ที่ต่ำนั้นจะมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวสูงในสภาวะที่ไม่มีลม แต่จะค่อยๆ ปรับแก้การเอียงเมื่อมีลมปะทะ ทำให้ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวต่ำลง ซึ่งจะต่ำกว่าในสภาวะที่ไม่มีลม อีกทั้งไม่มีการสั่นเกิดขึ้นด้วย

ดังนั้นการพัฒนาต่อไปในงานวิจัยนี้จึงจะนำข้อดีของการใช้ค่า K_p สูงและต่ำมาใช้โดยการปรับเปลี่ยนค่า K_p ให้เหมาะสมกับสภาวะของลมปะทะ และทำการทดสอบร่วมกับการควบคุมมุมโรลต่อไป

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Guowei Cai., Alvin K. Cai, Ben M. Chen and Tong H. Lee, Construction, Modeling and Control of a Mini Autonomous UAV Helicopter, *Proceeding of the IEEE International Conference on Automation and Logistics Qingdao, China* September, 2008.
- [2] A. Gessow and G. Myers, JR. (1985). *Aerodynamics of the helicopter*, Frederick Ungar Publishing co, 1985.
- [3] สุรัชชัย เหมศิริ และ อรรถพร เรืองวิเศษ (2010). การทดสอบการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์แบบ PD ขณะมีลมปะทะ, วารสารการประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย, ครั้งที่ 24.
- [4] สุคนธ์ พันธุเนตร และ มนูกิจ พานิชกุล, (2547). การควบคุมระยะสูงและทิศทางการบินของหุ่นยนต์บินได้ควบคุมอัตโนมัติ, คณะเทคโนโลยีชั้นสูง สถาบันเทคโนโลยีแห่งเอเชีย.
- [5] เอกลักษณ์ ศุภมณี และ ถิศา มณีวรรณ, (2550). การปรับตัวควบคุมพัลซ์-พีไอดี สำหรับการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็ก, วารสารการประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย, ครั้งที่ 21, หน้า 809-813.