

การทดสอบการควบคุมมุมพิทช์ของอากาศยานไร้คนขับ ด้วยการทดลองแบบจลศาสตร์ในอุโมงค์ลม

Wind Tunnel Test of Automatic Pitch Control of UAV by Dynamical Technique

อรรณพ เรืองวิเศษ

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี

91 ถ.ปราชญ์ศึก แขวงบางมด เขตทุ่งครุ กรุงเทพฯ 10140

E-mail: annop.rua@kmutt.ac.th

Annop Ruangwiset

Department of Mechanical Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's University of Technology Thonburi

91 Pracha u-tid Rd., Bangmod, Tungkru, Bangkok 10140

E-mail: annop.rua@kmutt.ac.th

บทคัดย่อ

การทดลองแบบจลศาสตร์ในอุโมงค์ลมเป็นการจำลองการบินซึ่งอากาศยานจะยังสามารถเคลื่อนที่ภายในอุโมงค์ลมได้ในองศาอิสระที่ต้องการทดสอบ งานวิจัยนำการทดลองแบบจลศาสตร์ในอุโมงค์ลมมาใช้ในการทดสอบการควบคุมการบินของอากาศยานไร้คนขับ โดยแสดงตัวอย่างการควบคุมมุมพิทช์ด้วยตัวควบคุมแบบแปรผันตาม การทดสอบทำ 2 กรณี คือ คำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมเชิงขึ้น และคำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมคงที่ แต่ละกรณีมีการเปรียบเทียบผลการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์เมื่อใช้ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมต่างกัน การทดสอบวิธีนี้สามารถจำลองการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์ขณะบินได้ดี ตัวควบคุมที่นำมาใช้สามารถปรับอัตราขยายให้ควบคุมมุมพิทช์ได้ตามต้องการ

คำหลัก อุโมงค์ลม การทดลองแบบจลศาสตร์ การควบคุมมุมพิทช์

Abstract

The dynamical test in wind tunnel is the method to simulate the flight of an aircraft in considering degree of freedom in the wind tunnel. In this research, the dynamical test in wind tunnel was applied to test the flight control of UAV. The pitch control by proportional feedback control was tested 2 cases, pitch up command and pitch down command. In each case the pitch angle response when used different gain were compared. This dynamical test could well simulate the pitch motion. And the controller could control pitch angle to desired value by adjusting the gain.

Keywords: wind tunnel, dynamical test, pitch control

1. บทนำ

การทดสอบอากาศยานในอุโมงค์ลมโดยทั่วไปจะเป็นการวัดแรงหรือโมเมนต์ที่กระทำกับอากาศยานในสภาวะต่างๆ [1, 2] เพื่อนำไปวิเคราะห์ประสิทธิภาพของอากาศยาน ซึ่งในการทดสอบอากาศยานจะถูกยึดไว้ในอุโมงค์ลม แต่การทดสอบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติจำเป็นต้องให้อากาศยานเคลื่อนที่เพื่อที่จะสังเกตผลการควบคุมของระบบที่ออกแบบมา วิธีการทดสอบที่ใช้กันแพร่หลายคือการจำลองทางคณิตศาสตร์ (mathematical simulation) ผลการทดสอบด้วยวิธีนี้จะเชื่อถือได้มากหรือน้อยเพียงไรขึ้นอยู่กับความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (math model) และแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์ (aerodynamic model) ของอากาศยาน ซึ่งการหาแบบจำลองทางอากาศพลศาสตร์สามารถหาได้ทั้งจากการคำนวณ [3] การทดลองในอุโมงค์ลม หรือการบินทดสอบ [4] วิธีการทดสอบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติอีกวิธีหนึ่งที่แพร่หลายคือการบินทดสอบ [5] ซึ่งจะใช้การบินโดยนักบินสลับกับการบินด้วยระบบควบคุมอัตโนมัติ หากระบบควบคุมอัตโนมัติที่ออกแบบมาไม่สามารถควบคุมได้ตามต้องการจะสลับการให้นักบินเป็นผู้บังคับอากาศยานกลับเข้าสู่สภาวะปกติ วิธีการทดสอบนี้จะสามารถพิจารณาผลการควบคุมได้ดีเนื่องจากเป็นการบินในสภาพจริง แต่จะมีความเสี่ยงจากการตกของอากาศยาน

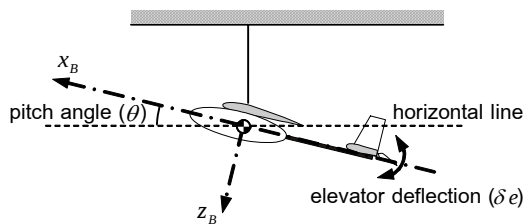
การทดสอบแบบจลศาสตร์ในอุโมงค์ลม [6] เป็นการจำลองการบินของอากาศยานให้อยู่ในอุโมงค์ลม อากาศยานจะไม่ถูกยึดนิ่งอยู่กับที่ แต่จะสามารถเคลื่อนที่ได้ในองศาอิสระที่ต้องการจะทดสอบ วิธีการนี้จึงสามารถนำมาประยุกต์ใช้ทดสอบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติได้ โดยยึดอากาศยานไว้ให้สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างเฉพาะในองศาอิสระที่จะทดสอบระบบควบคุม หรืออาจปล่อยให้อากาศยานเคลื่อนที่ได้อิสระมากขึ้นเพื่อ

สังเกตผลกระทบต่อการเคลื่อนที่ในองศาอิสระอื่น โดยเฉพาะสำหรับอากาศยานไร้คนขับซึ่งมีขนาดไม่ใหญ่มากนักจะสามารถนำเข้าทดสอบการเคลื่อนที่ในอุโมงค์ลมได้โดยไม่ต้องย่อขนาด วิธีนี้จะสามารถช่วยลดความเสี่ยงจากการตกในการบินทดสอบ และสามารถวิเคราะห์ผลการควบคุมได้ใกล้เคียงกับสภาพจริงมากกว่าการจำลองทางคณิตศาสตร์ นอกจากนี้ยังสามารถสังเกตการเคลื่อนที่ได้ง่ายและชัดเจนกว่าการบินทดสอบ

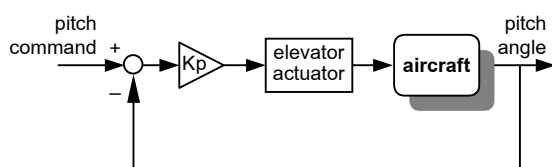
งานวิจัยนี้แสดงตัวอย่างการทดสอบระบบควบคุมการบินอัตโนมัติด้วยการทดลองแบบจำลองศาสตร์ในอุโมงค์ลมของอากาศยานขนาดเล็กซึ่งมีความยาวปีก 1 m โดยแสดงวิธีการทดสอบและผลการทดสอบการควบคุมมุมพิทช์ด้วยตัวควบคุมแบบแปรผันตาม (proportional control) ผลการทดสอบจะแสดงการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์เมื่อปรับค่าอัตราขยายของตัวควบคุม (P gain)

2. การทดสอบการควบคุมมุมพิทช์ด้วยการทดลองแบบจำลองศาสตร์ในอุโมงค์ลม

งานวิจัยนี้เป็นการทดสอบตัวควบคุมอัตโนมัติแบบแปรผันตามสำหรับควบคุมมุมพิทช์ด้วยแพนหาง รูปที่ 1 แสดงมุมพิทช์และมุมแพนหางของอากาศยาน และรูปที่ 2 แสดงวิธีการควบคุมมุมพิทช์ด้วยตัวควบคุมแบบแปรผันตาม



รูปที่ 1 มุมพิทช์และมุมแพนหาง



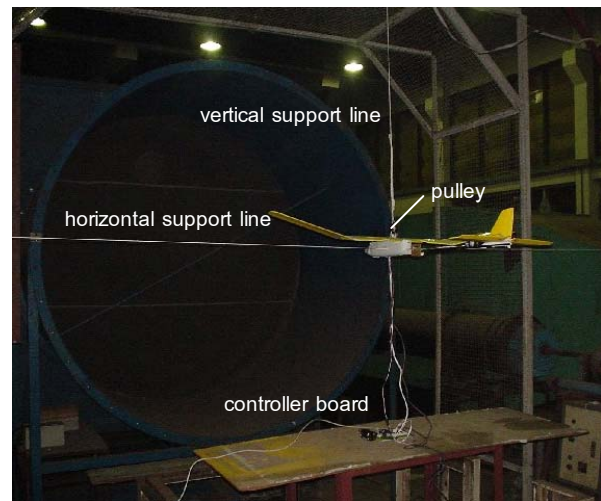
รูปที่ 2 การควบคุมมุมพิทช์ด้วยตัวควบคุมแบบแปรผันตาม

อากาศยานที่ใช้ทดสอบในงานวิจัยนี้เป็นเครื่องบินบังคับด้วยวิทยุ มีความยาวปีก 1 m และข้อมูลพื้นฐานดังตารางที่ 1

ตารางที่ 1 ข้อมูลพื้นฐานของอากาศยานที่ใช้ทดสอบ

Wing span	1 m
Maximum chord length	0.12 m
Fuselage length	0.74 m
Weight (not include controller board)	357 g

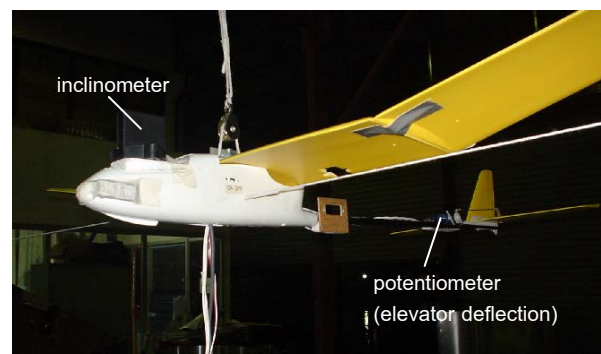
อุโมงค์ลมที่ใช้เป็นอุโมงค์ลมแบบเปิด มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 2 m ความเร็วลมสูงสุด 7 m/s รูปที่ 3 แสดงการแขวนอากาศยานที่ใช้ทดสอบในอุโมงค์ลม



รูปที่ 3 การแขวนอากาศยานในอุโมงค์ลม

อากาศยานจะถูกแขวนไว้ให้ยังสามารถหมุนเชิดขึ้นหรือกลงเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์ได้ตามการบังคับแพนหาง (elevator) ดังแสดงในรูปที่ 3 อากาศยานจะถูกร้อยผ่านจุดศูนย์กลางมวลด้วยเชือกในแนวระดับจากซ้ายไปขวา ทำให้อากาศยานสามารถหมุนได้อิสระรอบแกนนี้ ส่วนเชือกในแนวตั้งสำหรับช่วยพยุงน้ำหนักของอากาศยานและป้องกันไม่ให้อากาศยานตกในกรณีที่เกิดเชือกแนวระดับขาด เชือกแนวตั้งนี้จะแขวนกับอากาศยานด้วยรอกจึงไม่กีดขวางหรือจำกัดการหมุนเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์

บนอากาศยานทดสอบมีเซนเซอร์วัดความเอียง (inclinometer) OMRON D5R-L02 ติดตั้งไว้ที่ส่วนหัวของอากาศยาน และมีเซนเซอร์วัดมุมแพนหาง (potentiometer) ซึ่งดัดแปลงจากเซนเซอร์วัดมุมที่ใช้ในเซอร์โวมอเตอร์ติดตั้งไว้คู่กับเซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ควบคุมแพนหาง ดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 เซนเซอร์บนอากาศยาน

ในการทดสอบครั้งนี้บอร์ดควบคุมถูกนำออกมาวางไว้บนนอกอากาศยานเพื่อไม่ให้น้ำหนักตกลงบนเชือกที่ใช้แขวนมากเกินไป ถึงแม้ว่าการการวางบอร์ดควบคุมไว้บนนอกอากาศยานจะทำให้น้ำหนักของอากาศยานลดลงแต่ก็ยังจะสามารถจำลองการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์ได้เหมือนกับการบินจริง เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์เป็นผลจากการควบคุมแพนหาง ซึ่งแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่เกิดขึ้นที่แพนหางไม่ขึ้นอยู่กับน้ำหนักของอากาศยาน และการแขวนอากาศยานได้แขวนให้ผ่านจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานจุดเดียวกันกับในสภาพบินจริง ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์จึงเกิดขึ้นเหมือนกับการบินจริง

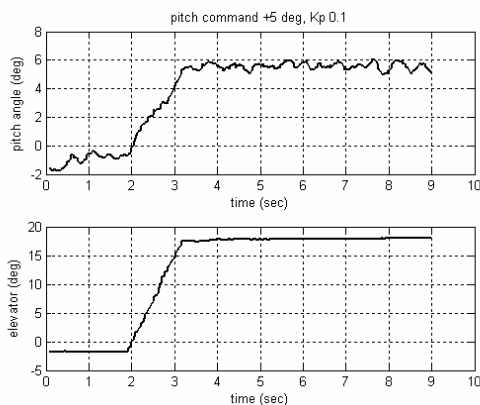
บอร์ดควบคุมเป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC16F877A ค่าจากเซนเซอร์วัดความเอียงจะถูกอ่านผ่านช่อง A/D ซึ่งมีความละเอียด 10 bit จากนั้นนำไปคำนวณค่าของคำสั่งที่จะส่งไปยังบังคับแพนหางตามวิธีการควบคุมแบบแปรผันตาม (proportional control) ผลการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์และมุมบังคับแพนหางจะถูกส่งไปบันทึกผลในคอมพิวเตอร์ภายนอกเพื่อใช้ในการพิจารณาผลการควบคุมต่อไป

3. ผลการทดสอบ

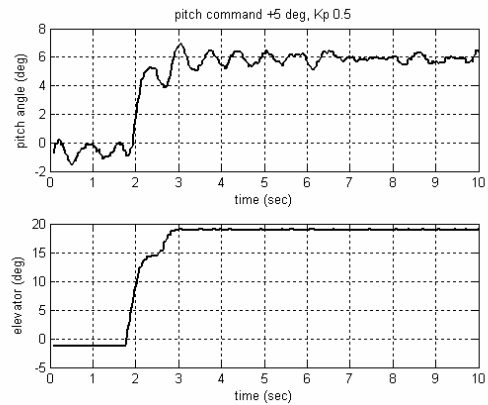
การทดสอบการควบคุมมุมพิทช์ได้ปรับโมเมนต์ให้ความเร็วลมเป็น 5.5 m/s ใช้คำสั่งมุมพิทช์ 2 กรณีคือเป็นมุมเชิดขึ้น +5 องศา และเป็นมุมกดลง -5 องศา

3.1 การทดสอบด้วยคำสั่งมุมพิทช์เชิดขึ้น +5 องศา

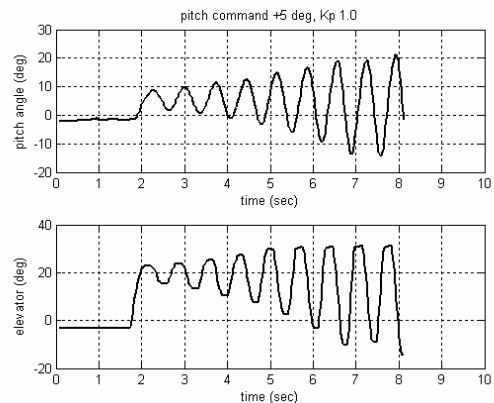
ผลการทดสอบการควบคุมมุมพิทช์ด้วยคำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมเชิดขึ้น +5 องศา และใช้ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแบบแปรผันตาม (K_p) เป็น 0.1 0.5 และ 1.0 แสดงในรูปที่ 5 รูปที่ 6 และรูปที่ 7 ตามลำดับ โดยในแต่ละรูปจะแสดงการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์และมุมแพนหางในระหว่างควบคุม การควบคุมมุมพิทช์เริ่มที่เวลา 1.8 วินาที



รูปที่ 5 ผลการควบคุมมุมพิทช์เมื่อคำสั่งมุมพิทช์ + 5 องศา ($K_p = 0.1$)



รูปที่ 6 ผลการควบคุมมุมพิทช์เมื่อคำสั่งมุมพิทช์ + 5 องศา ($K_p = 0.5$)



รูปที่ 7 ผลการควบคุมมุมพิทช์เมื่อคำสั่งมุมพิทช์ + 5 องศา ($K_p = 1.0$)

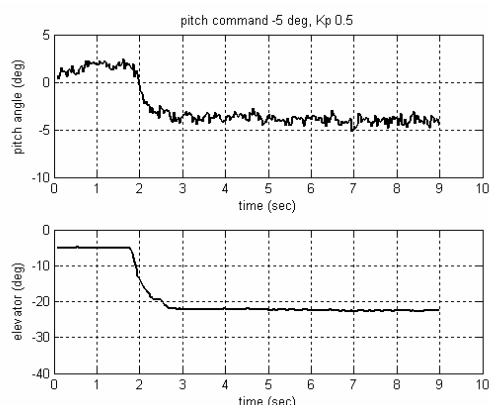
จากผลการทดสอบเมื่อใช้ค่าอัตราขยาย K_p ของตัวควบคุมเป็น 0.1 ในรูปที่ 5 การเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์เป็นไปตามการควบคุมมุมแพนหาง มุมพิทช์จะค่อยๆ เพิ่มขึ้นจนเข้าสู่ค่าคำสั่ง +5 องศาโดยใช้เวลาประมาณ 1.5 วินาที เมื่อใช้ค่า K_p เป็น 0.5 ในรูปที่ 6 ผลตอบสนองของมุมพิทช์จะเร็วขึ้น และเข้าสู่ค่าคำสั่งโดยใช้เวลาประมาณ 1 วินาที แต่จะมีการสั่นเกิดขึ้นในช่วงเริ่มต้นการควบคุม แต่เมื่อเพิ่มค่า K_p ขึ้นไปอีกเป็น 1.0 ในรูปที่ 7 จะเกิดการสั่นขึ้นและการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์จะกลายเป็นการเปลี่ยนแปลงแบบไม่มีเสถียรภาพ

การที่การเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์ไม่มีเสถียรภาพเมื่อใช้ค่า K_p เป็น 1.0 สาเหตุหนึ่งเนื่องจากเมื่อเริ่มต้นการควบคุมมุมพิทช์เปลี่ยนแปลงไปอย่างรวดเร็วจนมีค่าเป็น 9 องศา ทำให้อากาศยานเชิดขึ้นจนมีค่ามุมปะทะ (angle of attack) ระหว่างทิศของอากาศที่ไหลจากอุโมงค์ลมกับปีกใกล้เคียงกับมุมปะทะที่จะทำให้ปีกเสียแรงยก (stall) ซึ่งมุมปะทะที่ทำให้ปีกเสียแรงยกของอากาศยานที่ใช้ทดสอบมีค่า 12 องศา ดังนั้นจึงไม่สามารถควบคุมมุมพิทช์ได้ตามที่ต้องการ

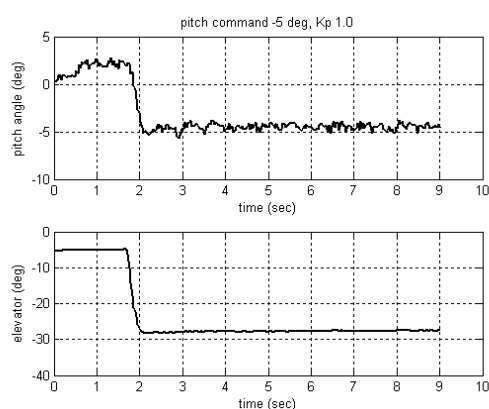
3.2 การทดสอบด้วยคำสั่งมุมพิทช์กดลง -5 องศา

ผลการทดสอบการควบคุมมุมพิทช์ด้วยคำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมกดลง -5 องศา และใช้ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมแบบแปรผันตาม (K_p) เป็น 0.5 1.0 และ 1.5 แสดงในรูปที่ 8 รูปที่ 9 และรูปที่ 10 ตามลำดับ โดยในแต่ละรูปจะแสดงการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์และมุมแพนหางใน

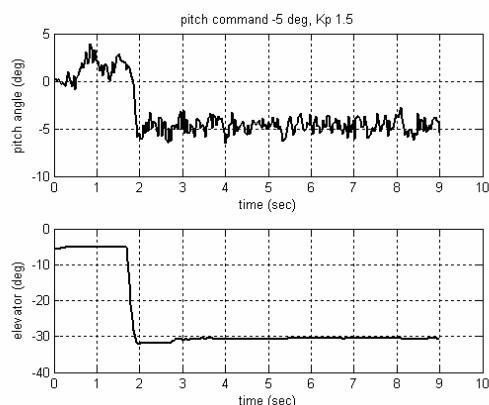
ระหว่างควบคุม การควบคุมมุมพิทช์เริ่มที่เวลา 1.8 วินาที



รูปที่ 8 ผลการควบคุมมุมพิทช์เมื่อคำสั่งมุมพิทช์ - 5 องศา ($K_p = 0.5$)



รูปที่ 9 ผลการควบคุมมุมพิทช์เมื่อคำสั่งมุมพิทช์ - 5 องศา ($K_p = 1.0$)



รูปที่ 10 ผลการควบคุมมุมพิทช์เมื่อคำสั่งมุมพิทช์ - 5 องศา ($K_p = 1.5$)

ผลการทดสอบเมื่อคำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมกดลง -5 องศา เมื่อใช้ K_p เป็น 0.5 ดังในรูปที่ 8 มุมพิทช์จะถูกควบคุมให้เข้าสู่ค่าคำสั่งโดยใช้เวลาประมาณ 1 วินาที เมื่อเพิ่มค่า K_p เป็น 1.0 ดังในรูปที่ 9 มุมพิทช์จะเข้าสู่ค่าคำสั่งเร็วขึ้นโดยใช้เวลาประมาณ 0.5 วินาที และไม่มีอาการสั่นแบบไม่มีเสถียรภาพ เมื่อทดลองเพิ่มค่า K_p ขึ้นไปอีกเป็น 1.5 ดังในรูปที่ 10 มุมพิทช์จะยังเข้าสู่ค่าคำสั่งได้เร็วขึ้นโดยใช้เวลาประมาณ 0.3 วินาที และไม่มีอาการสั่นแบบไม่มีเสถียรภาพเช่นกัน

การที่การควบคุมมุมพิทช์ในกรณีนี้ที่คำสั่งเป็นมุมกดลงจะทำให้มุมปะทะมีค่าน้อยกว่ามุมปะทะที่ทำให้ปีกเสียแรงยก ดังนั้นจึงยังสามารถควบคุมอากาศยานได้โดยไม่เสียเสถียรภาพเมื่อใช้ค่า K_p เป็น 1.0 และ 1.5 ซึ่งจะต่างจากกรณีแรกที่คำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมเชิดขึ้นทำให้มุมปะทะมีค่าสูงเป็นผลให้ปีกเสียแรงยก

4. สรุป

งานวิจัยนี้ได้เสนอวิธีการทดสอบระบบควบคุมการบินของอากาศยานไร้คนขับด้วยการทดลองแบบจำลองศาสตร์ในอุโมงค์ลมโดยใช้ตัวอย่างในการทดสอบเป็นการควบคุมมุมพิทช์ด้วยตัวควบคุมแบบแปรผันตาม และได้แสดงผลการทดสอบ 2 กรณี คือ คำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมเชิดขึ้นและคำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมกดลง การทดสอบในแต่ละกรณีมีการเปรียบเทียบผลการเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์เมื่ออัตราขยายของตัวควบคุมต่างกัน

จากผลการทดสอบวิธีการนี้สามารถจำลองการหมุนเปลี่ยนแปลงมุมพิทช์ของอากาศยานขณะบินได้ดี และตัวควบคุมที่ทดสอบสามารถควบคุมมุมพิทช์ให้เข้าสู่ค่าสั่งได้ตามต้องการ แต่ในกรณีที่คำสั่งมุมพิทช์เป็นมุมเชิดขึ้นจะมีการสั่นแบบไม่มีเสถียรภาพเกิดขึ้นเมื่ออัตราขยายของตัวควบคุมมากกว่า 1.0 เนื่องจากตัวอากาศยานเชิดขึ้นจนมุมปะทะมีค่าใกล้เคียงกับมุมปะทะที่ทำให้ปีกเสียแรงยก (stall) ทำให้ไม่สามารถควบคุมอากาศยานได้

ข้อดีของการทดลองแบบจำลองศาสตร์ในอุโมงค์ลมคือจะช่วยจำลองการบินของอากาศยาน ทำให้สามารถสังเกตการเคลื่อนที่ของอากาศยานได้ด้วยสายตานอกเหนือจากการวิเคราะห์จากกราฟที่ได้จากการบินทดสอบหรือการจำลองทางคณิตศาสตร์ ช่วยลดความเสี่ยงจากการตกในระหว่างการบินทดสอบ และลดความไม่แม่นยำในการจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เกิดขึ้นจากการจำลองรายละเอียดของอากาศยานไม่ได้ทั้งหมด

ระบบเซนเซอร์ วิธีการคำนวณเพื่อควบคุมมุมพิทช์ด้วยตัวควบคุมแบบแปรผันตาม และวิธีการทดลองแบบจำลองศาสตร์ในอุโมงค์ลมที่นำเสนอนี้จะนำไปพัฒนาต่อเพื่อใช้ในโครงการทดสอบการควบคุมอากาศยานไร้คนขับของคณะวิจัยต่อไป

เอกสารอ้างอิง

- [1] T. Keuter, D. Hermans, D. Jerome, R. Decuyper, and G. Boyet, "Aerodynamic Research on Lifting Surfaces and Performance for Micro & Mini UAV," 17th Bristol International UAV Systems Conference, 2002.
- [2] M.R. Waszak and L.N. Jenkins, "Stability and Control Properties of an Aeroelastic Fixed Wing Micro Aerial Vehicle," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, 2001.
- [3] B. Etkin and L.D. Reid, Dynamics of Flight, John Wiley & Sons, 1996, pp. 154-155.
- [4] V. Klein and P.C. Murphy, "Aerodynamic Parameter of High Performance Aircraft Estimated From Wind Tunnel and Flight Test Data," NASA-98-AGARD-vk, 1998.

- [5] P.L. Fontenrose and C.E. Hall Jr., "Development and Flight Testing of Quantitative Feedback Theory Pitch Rate Stability Augmentation System, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 19, No. 5, 1996, pp. 1109-1115.
- [6] J.M. Brandon, F.L. Jordan Jr., and R.A. Stuever, "Application of Wind Tunnel Free-Flight Technique for Wake Vortex Encounters," NASA Technical Paper 3672, 1997.