

การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 24  
20-22 ตุลาคม 2553 จังหวัดอุบลราชธานี

## การทดสอบการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์แบบ PD ขณะมีลมปะทะ Experiments of PD Heading Control of Helicopter in the Wind

สุรัชชัย เหมหิรัญ \* และ อรรถณพ เรืองวิเศษ

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี  
แขวงบางมด เขตทุ่งครุ กรุงเทพฯ 10140

\*E-mail: me\_03@hotmail.com, โทร 0-2470-9123, โทรสาร 0-2470-911

### บทคัดย่อ

ในงานวิจัยที่ผ่านมาได้มีการนำเอาการควบคุมอัตโนมัติแบบ PD มาใช้ในการควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็ก เพื่อนำไปใช้ในภารกิจสำรวจทางอากาศ และเนื่องจากเฮลิคอปเตอร์เป็นระบบที่มีความไม่เป็นเชิงเส้นสูง จึงได้มีการนำการควบคุมแบบอื่นๆ เช่น โครงสร้างเครือข่ายประสาท(neural network) และฟัซซี (fuzzy) เข้ามาใช้ร่วมด้วยเพื่อปรับปรุงผลการควบคุม ซึ่งส่วนใหญ่เป็นวิธีการที่ใช้การเรียนรู้จากข้อมูลการบังคับของผู้บังคับขณะที่ไม่ใช้การควบคุมแบบอัตโนมัติ จึงไม่ได้พิจารณาถึงสาเหตุจากสภาวะแวดล้อมระหว่างการบิน ดังนั้นการวิจัยครั้งนี้จึงจะศึกษาถึงผลของลมปะทะที่มีต่อผลการควบคุมอัตโนมัติ โดยบทความนี้เป็นงานเริ่มต้นศึกษาจากการเปรียบเทียบผลการควบคุมทิศทางด้วยการควบคุมแบบ PD ในขณะที่ไม่มีลมปะทะ และขณะที่มีลมปะทะ การทดสอบจะใช้แท่นทดสอบ (testbed) ที่จำกัดการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ให้สามารถหมุนเปลี่ยนทิศทางได้เท่านั้น และทำการทดสอบในอุโมงค์ลมเพื่อจำลองสภาวะลมปะทะ จากผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่าค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวจะเพิ่มขึ้นเมื่อความเร็วลมปะทะสูงขึ้น โดยจะขึ้นอยู่กับทิศทางของลมปะทะ และทิศทางการหมุนเปลี่ยนทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ด้วย

**คำหลัก:** การควบคุมเฮลิคอปเตอร์, ลมปะทะ, การทดสอบในอุโมงค์ลม

### Abstract

In previous research PD automatic control has been used in flight control of small size helicopter for the purpose of aerial surveying. But helicopter is the system with lot of nonlinearity so that other control methods such as neural network and fuzzy has been introduced to improve the control result. Most of those kinds of method do not consider the cause of flying circumstance. Therefore this research will study about the effect of wind on the automatic control. This paper is the beginning of work to compare the PD control of heading angle in the condition without and with wind. The experiments used testbed that constrain the motion of helicopter to be only free to change the heading angle. And the experiments were set in the wind tunnel to simulate the wind condition. The results showed that the steady state error increased when the wind velocity increased with depending on the direction of wind and the direction of rotating of the helicopter.

**Keywords:** helicopter control, wind, wind tunnel test

## 1. บทนำ

เฮลิคอปเตอร์เป็นอากาศยานที่มีความคล่องตัวในการบินสูง มีความสามารถในการบินขึ้นและลงจอดในแนวดิ่ง มีความสามารถในการบินอยู่กับที่ (hovering) ซึ่งเป็นการบินแบบพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ [1] ผู้วิจัยจึงเห็นความสำคัญของการที่จะควบคุมเฮลิคอปเตอร์ให้ได้โดยอัตโนมัติ จากงานวิจัยที่ผ่านมาได้แสดงให้เห็นว่าการควบคุมแบบ PD (Proportional and Derivative control) สามารถที่จะควบคุมหุ่นยนต์บินที่มีลักษณะเป็นเฮลิคอปเตอร์ให้รักษาทิศทางการบินได้อย่างมีประสิทธิภาพ [2] และมีการวิจัยที่นำการควบคุมแบบอื่น เช่น การควบคุมแบบฟัซซี (fuzzy) เข้ามาใช้ร่วมด้วย [3] เพื่อปรับปรุงความสามารถในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์ให้มีความแม่นยำมากขึ้น

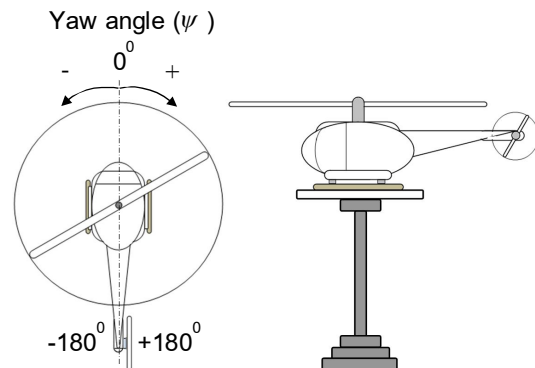
ปัจจัยหนึ่งที่มีผลต่อการควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์คือสภาวะของลมที่เข้ามาปะทะ งานวิจัยนี้จึงมีเป้าหมายที่จะเพิ่มความสามารถในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์แบบอัตโนมัติในสภาวะที่มีลมปะทะ โดยจะใช้การควบคุมแบบ PD เป็นพื้นฐาน วัตถุประสงค์ของการวิจัยในบทความนี้คือเพื่อศึกษาผลกระทบของลมปะทะที่มีต่อความสามารถในการควบคุมการทรงตัวของเฮลิคอปเตอร์

ในบทความนี้จะแสดงผลการทดสอบเปรียบเทียบผลตอบสนองของการควบคุมทิศทางอัตโนมัติแบบ PD ของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็กที่มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของใบพัดหลัก 705 mm ในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะกับสภาวะที่มีลมปะทะจากทิศทางต่างๆ การทดสอบทำในอุโมงค์ลมเพื่อจำลองสภาวะของลมได้ตามต้องการ เฮลิคอปเตอร์จะถูกติดตั้งไว้กับแท่นทดสอบ (testbed) ที่เฮลิคอปเตอร์ยังสามารถหมุนเปลี่ยนทิศทาง (yaw) ได้อย่างอิสระตามการควบคุมใบพัด แต่การเอียงตัว (pitch and roll) จะถูกจำกัดไว้ให้ลำตัวอยู่ในแนวระดับคงที่ บนเฮลิคอปเตอร์มีเซนเซอร์วัดมุมและความเร็วเชิงมุม (AHRS: Attitude Heading Reference Sensor) ซึ่งจะวัดลักษณะการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์นำมาประมวลผลในการควบคุมการบินแบบอัตโนมัติ

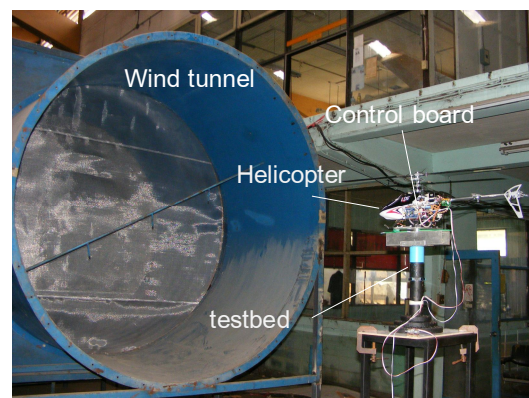
## 2. การทดสอบการควบคุมทิศทางอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์ขณะที่มีลมปะทะ

### 2.1 อุปกรณ์การทดสอบ

ในการศึกษาผลกระทบของลมปะทะที่มีต่อการควบคุมเฮลิคอปเตอร์ งานวิจัยนี้ใช้การทดสอบบนแท่นทดสอบที่ออกแบบมาให้สามารถจำกัดการเคลื่อนที่ได้ตามต้องการ เพื่อให้สามารถวิเคราะห์ผลการเคลื่อนที่แต่ละแบบแยกจากกันได้ บทความนี้เป็นารทดสอบผลกระทบของลมปะทะต่อการควบคุมทิศทาง ดังนั้นจึงใช้แท่นทดสอบที่เฮลิคอปเตอร์สามารถหมุนเปลี่ยนทิศทางได้อย่างอิสระในขณะที่การหมุนรอบแกนอื่นและการเคลื่อนที่แนวเส้นถูกจำกัดไว้ ดังแสดงเค้าโครงในรูปที่ 1 การทดสอบนี้ทำในอุโมงค์ลมแบบเปิดเพื่อจำลองสภาวะของลมปะทะ รูปที่ 2 แสดงการวางแท่นทดสอบและอุปกรณ์การควบคุมและเก็บข้อมูลภายในอุโมงค์ลม



รูปที่ 1 แสดงเค้าโครงแท่นทดสอบการควบคุมทิศทาง

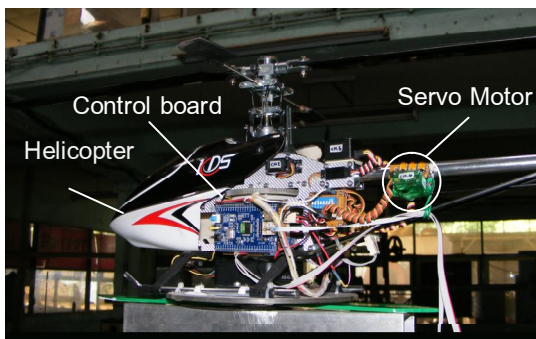


รูปที่ 2 แสดงการทดสอบด้วยอุโมงค์ลม

เฮลิคอปเตอร์ที่ใช้เป็นต้นแบบในการทดสอบเป็นเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุซึ่งมีข้อมูลพื้นฐานดังในตารางที่ 1 บนเฮลิคอปเตอร์ติดตั้งบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ ARM Cortex-M3 16/32 bit เป็นบอร์ดควบคุม ซึ่งจะรับสัญญาณจากเซนเซอร์วัดมุมเอียงตัว ทิศทาง และความเร็วเชิงมุม (AHRS) เพื่อนำมาใช้ในการประมวลผลการควบคุม จากนั้นส่งสัญญาณไปสั่งงานเซอร์โวมอเตอร์ (servo motor) ที่ใช้ในการบังคับการบินของเฮลิคอปเตอร์ ข้อมูลระหว่างการทดลองจะถูกส่งผ่านทาง RS232 ไปบันทึกในคอมพิวเตอร์ภายนอกบอร์ดควบคุมและเซนเซอร์ดังกล่าวแสดงในรูปที่ 3

ตารางที่ 1 ข้อมูลพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ต้นแบบ

Fuselage Length	710 mm
Machine height	225 mm
Main Blade Length	325 mm
Main Rotor Diameter	705 mm
Flying Weight: Approx.	790 g
Flight time	10 minutes
Drive Gear Ratio	1:120.5:4.24

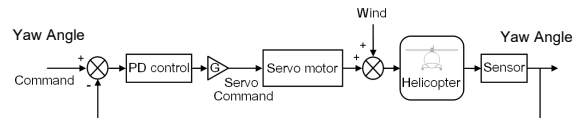


รูปที่ 3 แสดงบอร์ดควบคุมและเซนเซอร์

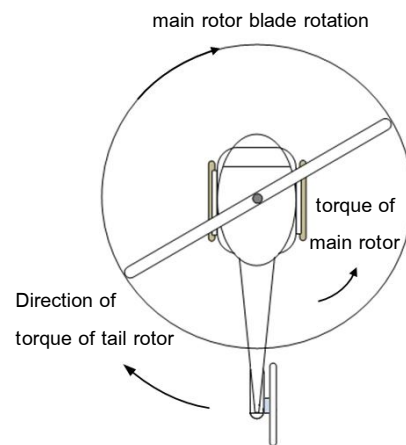
## 2.2 วิธีการทดสอบ

เฮลิคอปเตอร์ที่ติดตั้งบนแท่นทดสอบจะถูกควบคุมทิศทางแบบอัตโนมัติด้วยการควบคุมแบบ PD ดังแสดงแผนผังในรูปที่ 4 ค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ที่ใช้ตลอดการทดสอบนี้เป็นค่าอัตราขยายที่ทดสอบแล้วว่าเป็นค่าที่เหมาะสมในการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ในสภาวะที่ไม่มีลม

ปะทะ การทดสอบในครั้งนี้จะยังไม่มี การเปลี่ยนแปลงค่าอัตราขยายนี้ การประมวลผลการควบคุมแบบ PD จะส่งสัญญาณไปสั่งงานเซอร์โวมอเตอร์ที่ทางของเฮลิคอปเตอร์ (tail servo) เพื่อปรับเปลี่ยนมุมของชุดใบพัดหาง (tail rotor) ให้เกิดแรงบิดที่สมดุลกับแรงบิดของชุดใบพัดหลัก (main rotor) ดังแสดงเค้าโครงในรูปที่ 5



รูปที่ 4 แสดงแผนผังการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ด้วยการควบคุมแบบ PD



รูปที่ 5 แสดงเค้าโครงการสมดุลแรงบิดของชุดใบพัดหลักกับใบพัดหาง

การระบุทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ใช้การระบุมุมยอร์ (yaw angle) ในช่วง  $-180^\circ$  ถึง  $180^\circ$  กำหนดให้ทิศที่เฮลิคอปเตอร์หันหน้าเข้าหาอิมโกล์มเป็นมุม  $0^\circ$  จากทิศทางนี้เมื่อเฮลิคอปเตอร์หมุนไปทางขวาให้มุมยอร์เป็นบวก (+) และเมื่อหมุนไปทางซ้ายให้มุมยอร์เป็นลบ (-) ดังรูปที่ 1 การทดสอบผลกระทบของลมที่มีต่อการควบคุมทิศทางด้วยการควบคุมแบบ PD ในครั้งนี้จำลองสภาวะลมปะทะโดยใช้อิมโกล์มแบบเปิด ซึ่งมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางด้านลมออก 2 m ความเร็วลมสูงสุด 7 m/s การทดสอบกระทำในสภาวะ

ที่ไม่มีลมปะทะเปรียบเทียบกับสภาวะที่มีลมปะทะ ความเร็ว 2 m/s และ 4 m/s โดยกำหนดทิศทางของลมปะทะดังรูปที่ 6 คือ

**2.2.1 สภาวะที่มีลมปะทะจากด้านหน้า**

เริ่มต้นจากที่เฮลิคอปเตอร์หันหน้าเข้าหาอุโมงค์ลม มุมยอร์เริ่มต้นเป็น  $0^\circ$  จากนั้นควบคุมให้เปลี่ยนทิศทาง 2 กรณี คือ

A – B: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $0^\circ$  กับ  $90^\circ$

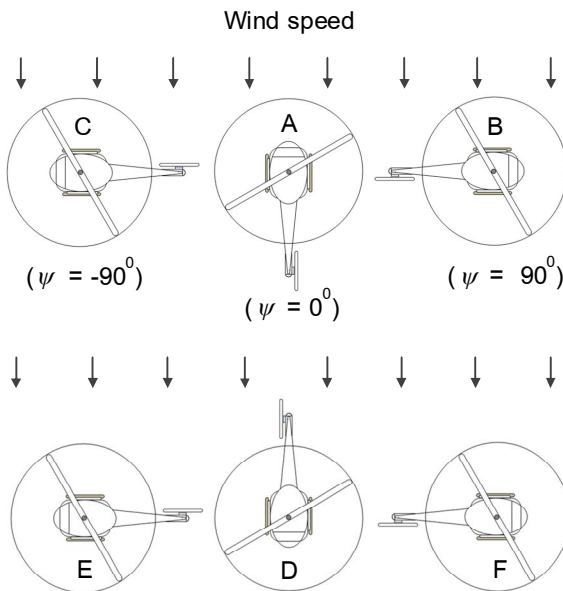
A – C: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $0^\circ$  กับ  $-90^\circ$

**2.2.2 สภาวะที่มีลมปะทะจากด้านหลัง**

เริ่มต้นจากที่เฮลิคอปเตอร์หันหางเข้าหาอุโมงค์ลม มุมยอร์เริ่มต้นเป็น  $180^\circ$  (เป็นทิศทางเดียวกันกับมุมยอร์  $-180^\circ$ ) จากนั้นควบคุมให้เปลี่ยนทิศทาง 2 กรณี คือ

D – E: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $-180^\circ$  กับ  $-90^\circ$

D – F: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $180^\circ$  กับ  $90^\circ$



รูปที่ 6 แสดงทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ที่ใช้ในการทดสอบแต่ละกรณี

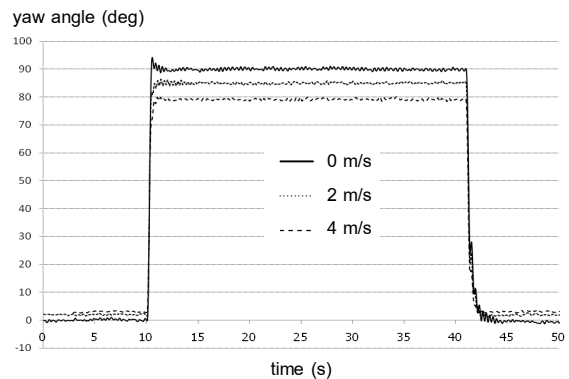
**3.ผลการทดสอบ**

จากการทดสอบปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD และพิจารณาผลตอบสนองของการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะจนผลตอบสนองมีลักษณะที่เหมาะสมแล้ว ได้ค่าอัตราขยายตัวควบคุมแบบสัดส่วน (Kp) เป็น 8 และค่าอัตราขยายตัวควบคุมแบบอนุพันธ์ (Kd) เป็น 24 จากนั้นจึงนำค่าอัตราขยายนี้มาใช้ทดสอบการควบคุมทิศทางในสภาวะที่มีลมปะทะ

**3.1 ผลการทดสอบสภาวะที่มีลมปะทะจากด้านหน้า**

กรณี A – B: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $0^\circ$  กับ  $90^\circ$

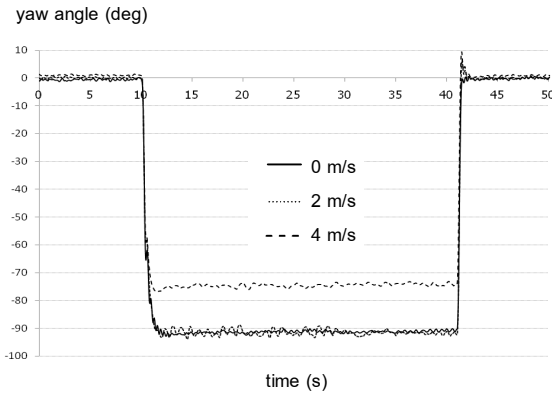
ผลการทดสอบการควบคุมทิศทางแสดงในรูปที่ 7 ในสภาวะที่มีลมปะทะการควบคุมแบบ PD ที่ใช้จะยังสามารถรักษาทิศทางให้คงที่ได้ แต่การหมุนเปลี่ยนทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ในสภาวะที่มีลมปะทะจะหมุนไปไม่ถึงมุมยอร์  $90^\circ$  ที่กำหนดไว้ โดยที่ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว (steady state error) จะมากขึ้นเมื่อความเร็วของลมปะทะมากขึ้น



รูปที่ 7 แสดงผลการควบคุมกรณี A – B

กรณี A – C: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $0^\circ$  กับ  $-90^\circ$

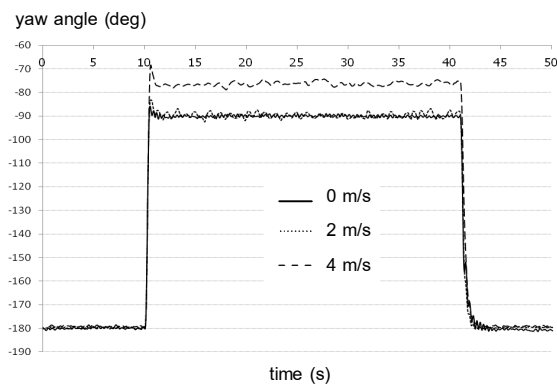
ผลการทดสอบการควบคุมทิศทางแสดงในรูปที่ 8 ในสภาวะที่มีลมปะทะการควบคุมแบบ PD ที่ใช้จะยังสามารถรักษาทิศทางให้คงที่ได้ แต่ในสภาวะอยู่ตัวจะมีการสั่นเกิดขึ้นเมื่อความเร็วลมปะทะเป็น 2 m/s แล้วเมื่อความเร็วลมปะทะเพิ่มเป็น 4 m/s การควบคุมแบบ PD ที่ใช้จะไม่สามารถควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์หมุนเปลี่ยนทิศทางไปถึงยังมุมที่กำหนดได้



รูปที่ 8 แสดงผลการควบคุมกรณี A – C

### 3.2 ผลการทดสอบสถานะที่มีลมปะทะจากด้านหลัง

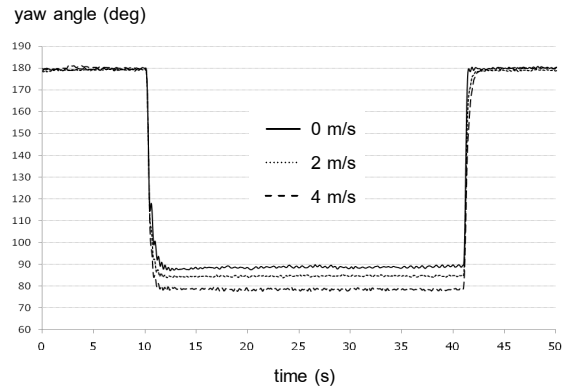
กรณี D – E: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $-180^{\circ}$  กับ  $-90^{\circ}$   
ผลการทดสอบการควบคุมทิศทางแสดงในรูปที่ 9 ในสถานะที่มีลมปะทะการควบคุมแบบ PD ที่ใช้จะยังสามารถรักษาทิศทางให้คงที่ได้ ผลการควบคุมเมื่อความเร็วลมปะทะ 2 m/s จะคล้ายกับกรณี A – C คือในสถานะอยู่ตัวจะมีการสั่นเกิดขึ้น และเมื่อความเร็วลมปะทะเป็น 4 m/s จะไม่สามารถควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ไว้ที่มุมที่กำหนดไว้ได้ โดยผลการควบคุมกรณีนี้เฮลิคอปเตอร์จะหมุนเปลี่ยนทิศทางไปเกินกว่ามุมที่กำหนดไว้



รูปที่ 9 แสดงผลการควบคุมกรณี D – E

กรณี D – F: การหมุนระหว่างมุมยอร์  $180^{\circ}$  กับ  $90^{\circ}$   
ผลการทดสอบการควบคุมทิศทางแสดงในรูปที่ 10 ในสถานะที่มีลมปะทะการควบคุมแบบ PD ที่ใช้จะยังสามารถรักษาทิศทางให้คงที่ได้ ผลการควบคุมจะ

คล้ายกับกรณี A – B คือค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวจะมากขึ้นเมื่อความเร็วลมปะทะมากขึ้น แต่กรณีนี้ทิศทางของเฮลิคอปเตอร์จะหมุนเกินไปกว่ามุมที่กำหนดไว้



รูปที่ 10 แสดงผลการควบคุมกรณี D – F

จากผลการทดสอบการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ด้วยการควบคุมแบบ PD ในสถานะที่ไม่มีลมปะทะ สามารถควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ไปยังมุมที่กำหนดได้ตามต้องการ แต่ในสถานะที่มีลมปะทะ ผลการควบคุมจะมีค่าความผิดพลาดในสถานะอยู่ตัวมากขึ้น โดยถ้าหากเป็นการหมุนเปลี่ยนทิศทางที่สถานะเริ่มต้นเริ่มจากการที่มีลมปะทะจากด้านหน้าของเฮลิคอปเตอร์ คือกรณี A – B และกรณี A – C ผลการควบคุมไม่สามารถที่จะหมุนเปลี่ยนทิศทางไปถึงมุมที่กำหนดได้ และถ้าหากเป็นการหมุนเปลี่ยนทิศทางที่สถานะเริ่มต้นเริ่มจากการที่มีลมปะทะจากด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์ คือกรณี D – E และกรณี D – F ผลการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์จะหมุนไปเกินมุมที่กำหนด ซึ่งแสดงให้เห็นว่าเมื่อพยายามจะควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ให้หมุนไปยังทิศทางที่ขวางกับลมแล้ว ลักษณะการเปลี่ยนแปลงทิศทางของเฮลิคอปเตอร์จะพยายามหันด้านหน้าเข้าหาลมปะทะ ดังนั้นเมื่อมีลมปะทะค่ามุมยอร์ในสถานะอยู่ตัวของ การทดสอบทั้ง 4 กรณีจึงเป็นตำแหน่งที่ด้านหน้าของเฮลิคอปเตอร์หันเอียงเข้าหาลมปะทะ

นอกจากนี้ถ้าหากทิศทางของการหมุนเปลี่ยนทิศทางของเฮลิคอปเตอร์เป็นทิศทางที่ทำให้ด้านหน้าของชุด



ใบพัดหาง (ด้านขวาของเฮลิคอปเตอร์) หันเข้าหาลมปะทะ คือกรณี A – C และกรณี D – E ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวของการควบคุมจะยังไม่เพิ่มขึ้นเมื่อความเร็วลมปะทะต่ำ เพียงแต่จะมีการสั่นเกิดขึ้น แล้วเมื่อความเร็วลมปะทะสูงขึ้น ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวจึงเพิ่มขึ้น แต่ถ้าหากทิศทางการหมุนเปลี่ยนทิศทางของเฮลิคอปเตอร์เป็นทิศทางที่ทำให้ด้านหลังของชุดใบพัดหาง (ด้านซ้ายของเฮลิคอปเตอร์) หันเข้าหาลมปะทะ คือกรณี A – B และ D – F ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวของการควบคุมจะเพิ่มขึ้นตั้งแต่เมื่อความเร็วลมปะทะต่ำ แล้วเมื่อความเร็วลมปะทะสูงขึ้น ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวก็จะมากขึ้น

#### 4. สรุป

จากการทดสอบเพื่อศึกษาผลกระทบของลมปะทะที่มีต่อผลการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็กด้วยการควบคุมแบบ PD ผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่าการควบคุมแบบ PD ซึ่งมีค่าอัตราขยายของการควบคุมที่ปรับแต่งจนสามารถควบคุมทิศทางได้ตามต้องการในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะนั้น เมื่อนำมาใช้ควบคุมในสภาวะที่มีลมปะทะจะยังสามารถควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์จนเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้ แต่ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวจะมากขึ้น ทั้งนี้ลักษณะการเพิ่มขึ้นของค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวจะขึ้นอยู่กับทิศทางและความเร็วของลมปะทะและทิศทางการหมุนเปลี่ยนทิศทางของเฮลิคอปเตอร์

ดังนั้นการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็กในสภาวะที่มีลมปะทะให้ได้ผลการควบคุมตามต้องการ จึงจะต้องมีการปรับเปลี่ยนการควบคุม เช่น การปรับค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ให้เหมาะสมกับทิศทางและความเร็วของลมปะทะ และทิศทางการหมุนเปลี่ยนทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งการปรับเปลี่ยนค่าของตัวแปรของการควบคุมให้เหมาะสมในระหว่างการบินจึงจะต้องศึกษาและทดสอบในงานวิจัยต่อจากนี้

#### 5. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณภาคีวิศวกรเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ที่ให้ใช้สถานที่ในงานวิจัยครั้งนี้

#### 6. เอกสารอ้างอิง

- [1] ประวิทย์ พงษ์อนันต์, 2551, เรียนรู้เรื่อง Helicopters, เจ.เอส.การพิมพ์, หน้า 60.
- [2] สุคนธ์ พันธุณเธร และ มนูกิจ พานิชกุล, 2547, การควบคุมระยะสูงและทิศทางการบินของหุ่นยนต์บินได้ควบคุมอัตโนมัติ, คณะเทคโนโลยีชั้นสูง สถาบันเทคโนโลยีแห่งเอเชีย.
- [3] เอกลักษณ์ สุภมณี และ ถวิดา มณีวรรณ, 2550, “การปรับตัวควบคุมพัชชี-พีไอดี สำหรับการหันทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ขนาดเล็ก”, วารสารการประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรเครื่องกลแห่งประเทศไทย, ครั้งที่ 21, หน้า 809-813.