บทที่ 5 บทสรุปและข้อเสนอแนะ

5.1 บทสรุป

วัตถุประสงค์ของงานวิจัยนี้เพื่อจะปรับปรุงความแม่นยำการควบคุมแบบ PD ในการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ขณะมีลมปะทะ โดยเริ่มจากการศึกษาถึงผลตอบสนองโดยการปรับแต่งค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ในสภาวะที่ไม่มีลมเข้าปะทะ ผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่าการควบคุมแบบ PD ซึ่งได้ค่าอัตราขยายของการควบคุมที่สามารถควบคุมการเอียงตัวได้โดยไม่เกิดการแกว่งขึ้นหรือเสียสมดุลและมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยอยู่ในช่วง ± 2 deg ในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะนั้น เมื่อนำค่าอัตราขยายของการควบคุมดังกล่าวมาใช้ทดสอบการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ในกรณีที่มีลมปะทะ จะไม่สามารถควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์จนเข้าสู่สภาวะอยู่ตัวได้โดยเกิดการสั่นอย่างรุนแรงเมื่อมีลมเข้ามาปะทะอย่างต่อเนื่อง ดังนั้นจะต้องมีค่าอัตราขยายของการควบคุมที่เหมาะสมตามขนาดและทิศทางของความเร็วของลมที่ปะทะ

การศึกษาขั้นต่อมาจึงได้ทำการทดสอบหาค่าอัตราขยายของการควบคุมที่เหมาะสมกับสภาวะลมปะทะ โดยความเร็วลมที่ใช้ในการทดสอบคือ 2, 3 และ 4 m/s และทิศทางของลมที่เข้าปะทะคือทางด้านหน้าที่มุมยอร์ 0 deg และทางด้านซ้ายที่มุมยอร์ -90 deg เพื่อหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าอัตราขยายของการควบคุมและสภาวะของลมปะทะ เพื่อนำไปใช้เปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมเฮลิคอปเตอร์ให้เหมาะสมกับสภาวะของลมปะทะในขณะนั้น ซึ่งจากผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่าค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบสัดส่วน (Kp) ของมุมโรลที่เหมาะสมนั้นที่มีการเปลี่ยนค่าไปตามค่าความเร็วลมที่เปลี่ยนไปแต่ไม่ขึ้นอยู่กับทิศทางของลมปะทะ ส่วนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบอนุพันธ์ (Kd) ของมุมโรล ค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบสัดส่วน (Kp) ของมุมพิทช์ และค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบอนุพันธ์ (Kd) ของมุมพิทช์ สามารถที่จะใช้ค่าคงที่ไม่เปลี่ยนค่าไปตามค่าความเร็วลม และทิศทางของลมที่เข้าปะทะไม่มีผลต่อค่าอัตราขยายแต่ละแบบ

ความสัมพันธ์ของค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบสัดส่วน (Kp) ของมุมโรลที่เหมาะสมซึ่งเปลี่ยนแปลงไปตามค่าความเร็วลมที่เปลี่ยนแปลงไปนั้น ค่าอัตราขยายของการควบคุมมีลักษณะการลดค่าลงเมื่อมีความเร็วลมที่เพิ่มขึ้น ทั้งนี้อันเนื่องมาจากเมื่อค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบสัดส่วน (Kp) มีค่าที่สูง จะทำให้ระบบมีผลตอบสนองที่ไวและเมื่อมีการรบกวนในระบบเกิดขึ้นส่งผลให้เฮลิคอปเตอร์เสียการควบคุมเกิดขึ้น ดังนั้นจึงทำการลดค่าอัตราขยายของการควบคุมดังกล่าวลงเพื่อให้ระบบมีผลตอบสนองที่ช้าลงโดยที่เฮลิคอปเตอร์ไม่เกิดการสั่นหรือการแกว่งไปมาเกิดขึ้น

ดังนั้นการวิจัยนี้จึงเสนอการใช้ตัวควบคุมแบบ PD ที่ค่าอัตราขยายของตัวควบคุมปรับเปลี่ยนค่าไปตามความเร็วของลมปะทะ โดยที่

การควบคุมมุมโรล

- ค่าอัตราขยายตัวควบคุมแบบสัดส่วน (K_p) เปลี่ยนไปตามค่าความเร็วของลมปะทะในขณะนั้น โดยคำนวณค่าอัตราขยายจากสมการความสัมพันธ์ที่ได้จากการทดสอบ
- ค่าอัตราขยายตัวควบคุมแบบอนุพันธ์ (K_d) ปรับเปลี่ยนระหว่าง 2 ค่า คือ ค่าในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะ กับค่าในสภาวะที่มีลมปะทะ

การควบคุมมุมพิทช์

- ทั้งค่าอัตราขยายตัวควบคุมแบบสัดส่วน (K_p) และค่าอัตราขยายตัวควบคุมแบบอนุพันธ์ (K_d) ปรับเปลี่ยนระหว่าง 2 ค่า คือ ค่าในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะ กับค่าในสภาวะที่มีลมปะทะ

การควบคุมตามวิธีที่เสนอถูกนำไปตรวจสอบผลการควบคุม โดยทำการทดสอบในสภาวะลมปะทะที่มีความเร็วลมเป็น 2.5 และ 3.5 m/s และทิศทางของลมที่เข้ามาปะทะที่มุมยอร์ –45, -135, 135 และ 45 จากการทดสอบการควบคุมแบบ PD ที่ปรับค่าอัตราขยายตามสภาวะลมปะทะที่เสนอในการศึกษานี้ สามารถควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์โดยไม่เกิดการแกว่งหรือการสั่นไปมาอย่างรุนแรงเกิดขึ้น โดยมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในการควบคุมแบบ PD อยู่ที่ประมาณ ± 2 deg ตามต้องการ ดังตารางที่ 5.1-5.3

ตารางที่ 5.1 สรุปค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยของมุมโรล

ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยของมุมโรล (deg)										
มุมยอว์	**ความเร็วลม (m/s)**									
(deg)	**0**	**2**	**0**	**2.5**	**0**	**3**	**0**	**3.5**	**0**	**4**
0	0.75	0.85	0.73	0.88	0.81	0.87	0.87	1	0.68	1.05
-45	0.72	1.16	0.81	1.18	0.83	1.4	0.6	1.31	0.88	1.61
-90	0.7	1.07	0.75	1.41	0.9	1.59	0.84	1.66	0.56	1.46
-135	0.81	1.02	0.65	1.07	0.72	1.13	0.8	1.32	0.84	1.37
180	0.82	0.58	0.79	0.72	0.82	0.57	0.77	0.73	0.87	0.41
135	0.8	0.36	0.81	0.31	0.91	0.27	1.41	0.68	0.96	0.08
90	0.61	0.46	0.8	0.53	0.76	0.59	0.7	0.77	0.67	0.97
45	0.76	0.75	0.82	0.68	0.7	0.77	0.68	0.75	0.77	0.87

ตารางที่ 5.2 สรุปค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยของมุมพิทช์

ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยของมุมพิทช์ (deg)										
มุมยอว์	ความเร็วลม (m/s)									
(deg)	0	2	0	2.5	0	3	0	3.5	0	4
0	0.84	1.99	0.53	2.12	0.92	2.44	1.5	2.5	0.8	2.6
-45	0.68	1.45	0.46	1.51	1.08	1.65	0.87	0.82	1.36	0.06
-90	0.93	0.49	0.72	0.45	0.87	-0.38	1.1	-0.46	1.39	-0.29
-135	1.14	-0.45	1.09	-0.23	1.13	-0.49	0.8	-0.89	1.42	-0.85
180	1.02	0.05	1.04	-0.7	0.86	-0.44	1.1	-0.03	0.92	-0.52
135	1.05	2.1	0.57	2.15	0.85	2.16	1.09	2.81	0.6	2.62
90	0.81	2.36	1	2.3	0.85	2.8	0.5	3.21	0.38	3.75
45	0.57	2.3	1.3	2.43	0.51	2.72	0.79	2.91	0.86	3.53

ตารางที่ 5.3 สรุปค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในสภาวะมีลมปะทะเทียบกับค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในสภาวะไม่มีลมปะทะ

Formatted: Space After: 0 pt

Formatted: Space Before: 0 pt

ค่าความแตกต่างความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยระหว่างสภาวะมีลมปะทะเทียบกับในสภาวะไม่มีลมปะทะของมุมโรล					
มุมยอว์	ความเร็วลม (m/s)				
(deg)	2	2.5	3	3.5	4
0	-0.1	-0.15	-0.06	-0.13	-0.37
-45	-0.44	-0.37	-0.57	-0.71	-0.73
-90	-0.37	-0.66	-0.69	-0.82	-0.9
-135	-0.21	-0.42	-0.41	-0.52	-0.53
180	0.24	0.07	0.25	0.04	0.46
135	0.44	0.5	0.64	0.73	0.88
90	0.15	0.27	0.17	-0.07	-0.3
45	0.01	0.14	-0.07	-0.07	-0.1

ค่าความแตกต่างความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยระหว่างสภาวะมีลมปะทะเทียบกับในสภาวะไม่มีลมปะทะของมุมพิทช์					
มุมยอว์	ความเร็วลม (m/s)				
(deg)	2	2.5	3	3.5	4
0	-1.15	-1.59	-1.52	-1	-1.8
-45	-0.77	-1.05	-0.57	0.05	1.3
-90	0.44	0.27	1.25	1.56	1.68
-135	1.59	1.32	1.62	1.69	2.27
180	0.97	1.74	1.3	1.13	1.44
135	-1.05	-1.58	-1.31	-1.72	-2.02
90	-1.55	-1.3	-1.95	-2.71	-3.37
45	-1.73	-1.13	-2.21	-2.12	-2.67

จากผลการทดสอบที่สรุปดังตารางที่ 5.3 การควบคุมการเอียงตัวอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์ในขณะที่มีลมเข้ามาปะทะ ด้วยวิธีการที่ได้นำเสนอไปนั้นโดยภาพรวมแล้วสามารถควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์และรักษาเสถียรภาพไม่เกิดการสั่นหรือการแกว่งไปมาได้ โดยมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในกรณีที่มีลมปะทะเพิ่มขึ้นจากค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในกรณีที่ไม่มีลมปะทะ อยู่ที่ประมาณ ± 2 deg ถึงแม้ว่าในผลการทดสอบมีบางกรณีการทดสอบที่มีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในกรณีที่มีลมปะทะเพิ่มขึ้นจากค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในกรณีที่ไม่มีลมปะทะเกินกว่า ± 2 deg ซึ่งอาจเป็นผลมาจากค่าอัตราขยายของการควบคุมที่นำมาใช้ในการปรับเปลี่ยนตามวิธีที่นำเสนอนั้นยังไม่สัมพันธ์อย่างที่สุดกับความเร็วลมและทิศทางของลมที่เข้าปะทะในสภาวะขณะนั้น

5.2 การทดสอบเพิ่มเติม

การทดสอบในส่วนเพิ่มเติมนี้เป็นการทดสอบเพื่อดูผลตอบสนองของการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์เมื่อทำการเพิ่มความเร็วรอบของใบพัดหลักให้สูงขึ้นจากเดิมเป็น 1,680 rpm ~~รอบต่อนาที ในการทดสอบเพิ่มเติมนี้ทำตามจะมีขั้นตอนของการทดสอบขั้นตอนที่ 1-5 คล้ายเช่นเดียวกับที่อธิบายในคับหัวข้อที่~~ 3.2.2 แต่การแสดงผลการทดสอบในหัวข้อนี้ จากการทดสอบขั้นตอนที่ 1-3 จะแสดงเฉพาะผลสรุปค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยเท่านั้น จากนั้นแสดงผลสมการความสัมพันธ์ระหว่างค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ P ของการควบคุมมุมโรลกับความเร็วและทิศทางของลมปะทะที่ได้ในการทดสอบขั้นตอนที่ 4 แล้วซึ่งผลการทดสอบจะแสดงกราฟผลตอบสนองของมุมเอียงตัวเฉพาะในการทดสอบขั้นตอนที่ 5 ~~การทดสอบการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ตามสภาวะลมปะทะเท่านั้น โดยผลการทดสอบในขั้นตอนที่ 1-3 สรุปดังแสดงในตารางที่ 5.4~~

ตารางที่ 5.4 สรุปค่าอัตราขยายการควบคุมและค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะและสภาวะที่มีลมปะทะต่อเนื่อง (กรณีความเร็วรอบของใบพัดหลัก 1,680 rpm)

ลมปะทะ		การควบคุมมุมโรล			การควบคุมมุมพิทช์		
ความเร็ว (m/s)	ทิศทาง (deg)	K_p	K_d	avg. error (deg)	K_p	K_d	avg. error (deg)
0	-	40	6	-0.56	22	0	-1.79
2	0	36	6	-0.74	14	0	-3.26
3		34	6	-0.56	14	0	-4.4
4		30	6	-0.7	14	0	-5.73
2	-90	36	6	-0.93	14	0	-1.46

Formatted: Space After: 0 pt

3		34	6	-1.09	14	0	-1.49
4		30	6	-1.11	14	0	-0.56

จากผลการทดสอบเพิ่มเติมเมื่อความเร็วรอบของใบพัดหลักเพิ่มขึ้นเป็น 1,680 rmp ในขั้นตอนที่ 1-3 พบว่ากรณีที่ความเร็วรอบของใบพัดหลักสูงขึ้น ค่าอัตราขยายของการควบคุมมีค่าลดลงกว่าค่าอัตราขยายของการควบคุมกรณีที่ความเร็วรอบของใบพัดต่ำกว่าซึ่งผลการทดสอบได้แสดงในบทที่ 4 ทั้งในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะและสภาวะที่มีลมปะทะ โดยที่ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวมีแนวโน้มและลักษณะผลตอบสนองใกล้เคียงกับผลการทดสอบที่แสดงในบทที่ 4 ดังนั้นในที่นี้จึงแสดงเฉพาะผลสรุปค่าอัตราขยายการควบคุมและค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเฉลี่ยในสภาวะที่ไม่มีลมปะทะและสภาวะที่มีลมปะทะต่อเนื่อง กรณีความเร็วรอบของใบพัดหลัก 1,680 rpm ดังตารางที่ 5.4

เมื่อนำผลสรุปตารางที่ 5.4 นี้มาพิจารณาต่อผ่านมานั้น ในการทดสอบขั้นตอนที่ 4 ทำการหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ Pสัดส่วน (K_p) ของมุมโรลD กับความเร็วและทิศทางลมปะทะ โดยขั้นตอนนี้จะมีลักษณะขั้นตอนการทดสอบเหมือนกับการทดสอบในบทที่ 3 ในหัวข้อที่ 3.2.2 แต่สมการความสัมพันธ์ระหว่างค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD กับความเร็วและทิศทางลมปะทะนั้น จะได้ผลดังสมการที่ 5.1

$$\mathbf{Kp_{roll}} = \mathbf{-3V_{wind}} + \mathbf{42.3}\text{33} \qquad (5.1)$$

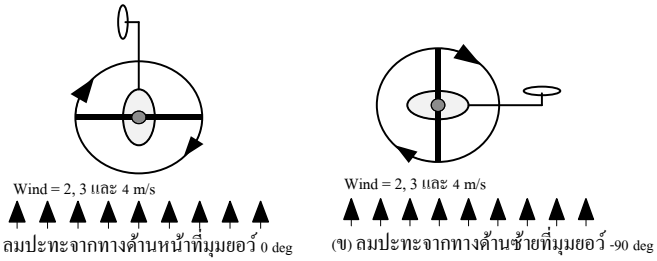
โดยที่ $\mathbf{V_{wind}}$ คือ ขนาดของความเร็วลม, m/s

$\mathbf{Kp_{roll}}$ คือ ค่าอัตราขยายตัวควบคุมแบบสัดส่วน (K_p) ของมุมโรล

ต่อจากนั้นทำการทดสอบเพิ่มเติมขั้นตอนที่ 5 เป็นการทดสอบการปรับเปลี่ยนค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ตามสภาวะลมปะทะ การทดสอบจะแบ่งช่วงเวลาออกเป็น 2 ช่วง เริ่มจากช่วงแรกไม่มีลมเข้ามาปะทะ จากนั้นเมื่อเวลาผ่านไป 50 วินาทีจะเริ่มช่วงที่ 2 ทำการเปิดให้ลมเข้าปะทะเฮลิคอปเตอร์ด้วยความเร็วและทิศทางที่กำหนด โดยในช่วงแรกที่ไม่มีลมปะทะจะใช้ค่าอัตราขยายของการควบคุมแบบ PD ที่ปรับแต่งในสภาวะที่ไม่มีลม จากนั้นในช่วงที่ 2 จะเปลี่ยนไปใช้ค่าอัตราขยายของการควบคุมที่เหมาะสมกับลมปะทะ คืออัตราขยายของการควบคุมแบบสัดส่วน (K_p) ของมุมโรลปรับเปลี่ยนตามสมการที่ (5.1) ส่วนอัตราขยายอื่นๆ ใช้ค่าดังตารางที่ 5.4 แบบ PD ที่คำนวณจากความสัมพันธ์กับความเร็วและทิศทางของลมปะทะ โดยมีกรณีการทดสอบดังนี้

- ความเร็วลมปะทะ 2, 3 และ 4 m/s
- ทิศทางลมปะทะจากทางด้านหน้า ที่มุมยอว์ 0 deg ของเฮลิคอปเตอร์ และลมปะทะจากทางด้านซ้ายที่มุมยอว์ -90 deg ของเฮลิคอปเตอร์

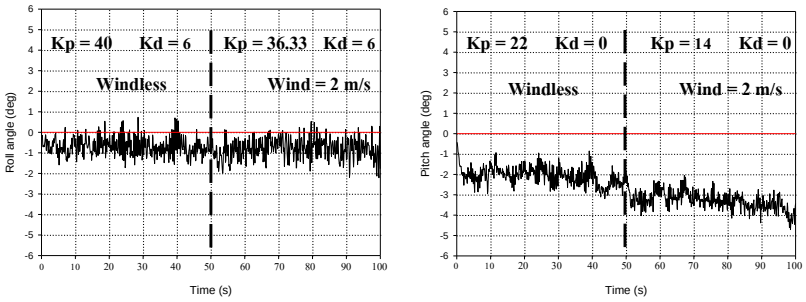
Formatted: Font:



รูปที่ 5.1 ทิศทางลมปะทะในการทดสอบในสภาวะที่มีลมปะทะอย่างต่อเนื่อง

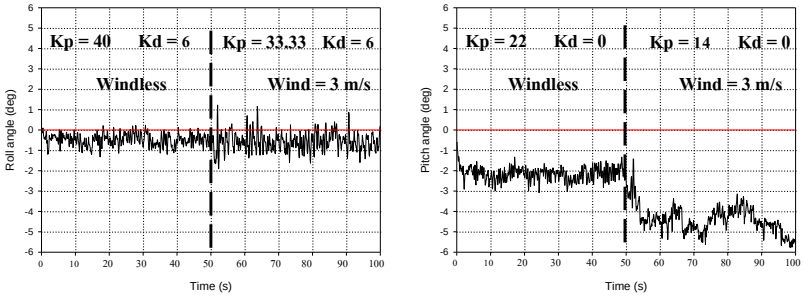
จากผลการทดสอบขั้นตอนที่ 5 นี้เมื่อความเร็วรอบของใบพัดหลักเพิ่มขึ้นเป็น 1,680 rpm ดังรูปที่ 5.2-5.7 พบว่าเมื่อเพิ่มความเร็วรอบของใบพัดหลักให้สูงขึ้น ค่าอัตราขยายการควบคุมในการทดสอบเพิ่มเติมนี้ จะมีค่าลดลงกว่าค่าอัตราขยายการควบคุมเดิมที่ใช้ในการทดสอบในบทที่ 4 ทั้งในสภาวะที่ไม่มีลมเข้ามาปะทะและสภาวะที่เปิดลมเข้ามาปะทะ โดยที่ค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวมีแนวโน้มและลักษณะผลตอบสนองใกล้เคียงกับผลการทดสอบในบทที่ 4 ซึ่งผลตอบสนองที่เกิดขึ้นรวมไปถึงทั้งกรณีการทดสอบในสภาวะที่ลมปะทะจากทางด้านหน้าที่มุมยอว์ 0 deg และกรณีการทดสอบในสภาวะที่ลมปะทะจากทางด้านซ้ายที่มุมยอว์ -90 deg ซึ่งมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวของมุมโรลและมุมพิตช์ที่เกิดขึ้นไปในทิศทางเดียวกันกับกรณีการทดสอบเมื่อความเร็วรอบของใบพัดหลักต่ำกว่าซึ่งแสดงในบทที่ 4

ดังนั้นถึงแม้จะทำการเพิ่มกรณีที่ความเร็วรอบของใบพัดหลักให้สูงขึ้น แต่ลักษณะของผลตอบสนองของการควบคุมมุมโรลและมุมพิตช์ที่เกิดขึ้นยังคงมีแนวโน้มและทิศทางในการเกิดค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัวเหมือนกับกรณีที่ความเร็วรอบของใบพัดหลักต่ำดังการทดสอบในบทที่ 4 โดยผลการทดสอบจะแสดงดังในรูปที่ 5.2 -5.7

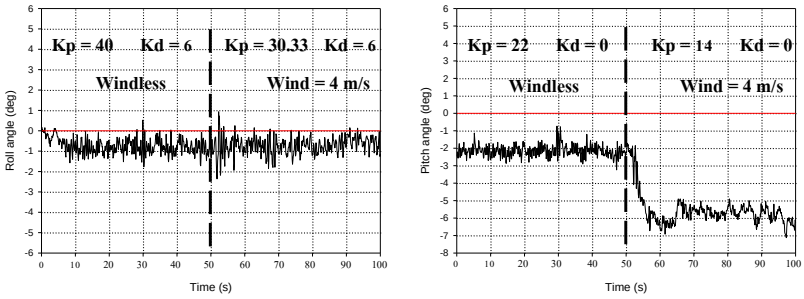


รูปที่ 5.2 ผลการทดสอบเพิ่มเติมกรณีที่มีลมปะทะต่อเนื่องจากทางด้านหน้าด้วยความเร็วลม 2 m/s

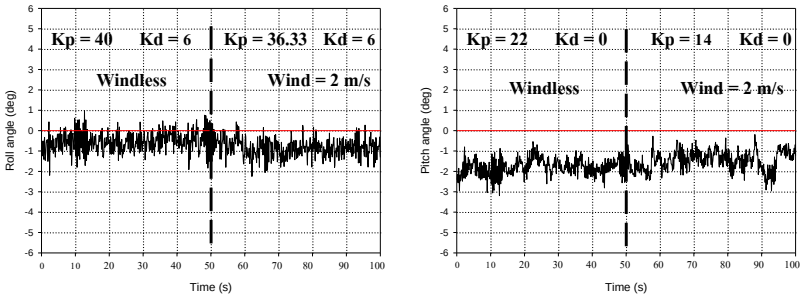
Formatted: Space After: 6 pt



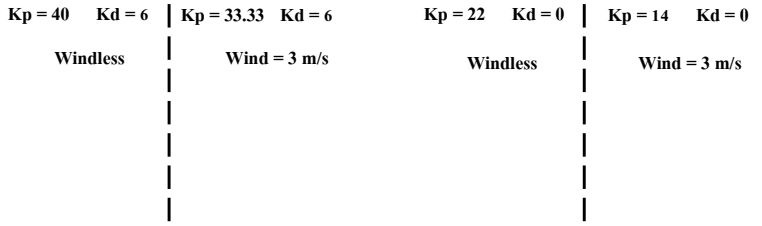
รูปที่ 5.3 ผลการทดสอบเพิ่มเติมกรณีที่มีลมปะทะต่อเนื่องจากทางด้านหน้าด้วยความเร็วลม 3 m/s

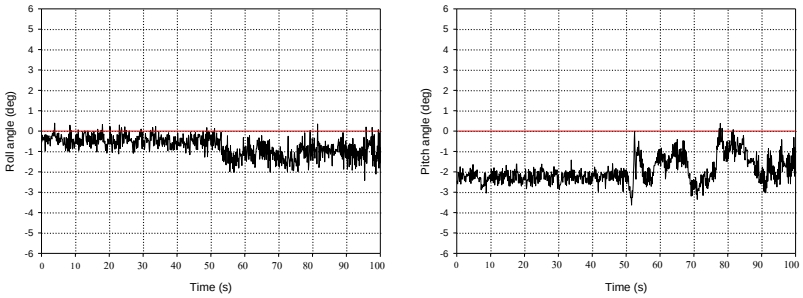


รูปที่ 5.4 ผลการทดสอบเพิ่มเติมกรณีที่มีลมปะทะต่อเนื่องจากทางด้านหน้าด้วยความเร็วลม 4 m/s

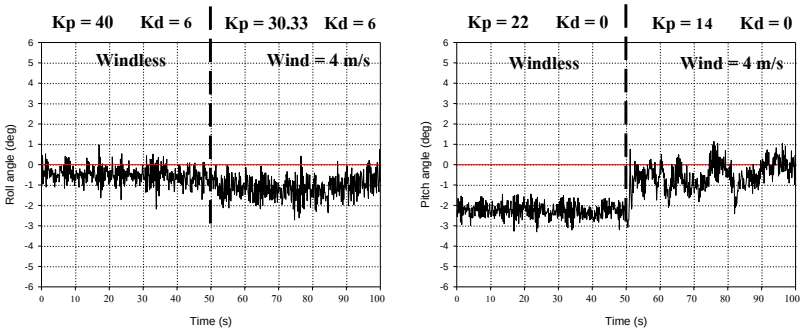


รูปที่ 5.5 ผลการทดสอบเพิ่มเติมกรณีที่มีลมปะทะต่อเนื่องจากทางด้านซ้ายด้วยความเร็วลม 2 m/s





รูปที่ 5.6 ผลการทดสอบเพิ่มเติมกรณีที่มีลมปะทะต่อเนื่องจากทางด้านซ้ายด้วยความเร็วลม 3 m/s



รูปที่ 5.7 ผลการทดสอบเพิ่มเติมกรณีที่มีลมปะทะต่อเนื่องจากทางด้านซ้ายด้วยความเร็วลม 4 m/s

5.3 ข้อเสนอแนะในการพัฒนาต่อ

วิธีการควบคุมที่นำเสนอในการวิจัยนี้เป็นการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ด้วยการควบคุมแบบ PD เท่านั้น ซึ่งวิธีการที่ได้นำเสนอสามารถควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์อยู่ที่ประมาณ ± 2 deg โดยไม่เกิดการแกว่งหรือเสียอาการเกิดขึ้น แต่การทดสอบในงานวิจัยนี้ยังคงให้เฮลิคอปเตอร์ยึดติดกับแท่นทดสอบซึ่งเมื่อนำเฮลิคอปเตอร์ไปทดสอบขึ้นบินในสภาวะจริงนั้นอาจมีลักษณะอาการที่แตกต่างไปบ้างจากการทดสอบที่ได้นำเสนอในข้างต้น

นอกจากนี้ขอบเขตของงานวิจัยนี้พิจารณาเพียงการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์เท่านั้นจึงทำการทดสอบด้วยแท่นทดสอบ แต่การเคลื่อนที่จริงของเฮลิคอปเตอร์เป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงขึ้นในแกนหนึ่งจะส่งผลให้เกิดการเปลี่ยนแปลงในแกนอื่นด้วย ดังนั้นการพัฒนาเพื่อนำไปใช้งานจริงต่อไปจึงต้องทำการทดสอบผลกระทบต่อการเคลื่อนที่ในแกนอื่นๆ ขณะที่ทำการควบคุมการเอียงตัวของเฮลิคอปเตอร์ด้วยวิธีที่นำเสนอนี้ จะจำลองลมปะทะด้วยอุโมงค์ลม จึงสามารถรู้ขนาดและทิศทางของลมได้ แต่ในการใช้งานจริงจะต้องพัฒนาเซนเซอร์เพื่อวัดขนาดและทิศทางของลมที่เข้ามาปะทะกับเฮลิคอปเตอร์