

การศึกษาเกี่ยวกับการควบคุมเครื่องร่อนด้วยระบบควบคุมจุดศูนย์ถ่วงแบบอัตโนมัติ

Study of Autonomous Centre of Gravity Control for Hang Glider

พชร แผลงศร¹, พงศธร สายสุจริต² และ บุญชัย วัจจะตรากุล³

^{1, 2, 3} ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
1518 ถนนประชากราษฎร์ 1 วงศ์สว่าง บางซื่อ กรุงเทพฯ 10800

*ติดต่อ: ¹ping_aero@yahoo.com, ²phongsatorns@kmutnb.ac.th, ³bnc@kmutnb.ac.th

บทคัดย่อ

บทความนี้เป็นการนำเสนองานวิจัยในการศึกษาเกี่ยวกับการควบคุมการบินของเครื่องร่อน (Hang Glider) ด้วยระบบควบคุมจุดศูนย์ถ่วงแบบอัตโนมัติ เครื่องร่อนคืออากาศยานที่ไม่มีเครื่องยนต์ซึ่งโดยทั่วไปแล้วจะมีนักบินเพียงคนเดียวสำหรับการร่อน การร่อนไปในทิศทางต่างๆของเครื่องร่อนใช้การเปลี่ยนท่าทางของนักบิน ซึ่งการเปลี่ยนท่าทางในแต่ละแบบเป็นการเปลี่ยนจุดศูนย์ถ่วงเพื่อสร้างแรงสำหรับเปลี่ยนทิศทางการบิน เป้าหมายของงานวิจัยนี้คือศึกษาการควบคุมของเครื่องร่อนโดยการเคลื่อนย้ายจุดศูนย์ถ่วงของเครื่องร่อนใน Lateral Mode ด้วยระบบอัตโนมัติจากสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานให้สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างมีเสถียรภาพ

คำหลัก: เครื่องร่อน, ระบบควบคุม, อัตโนมัติ, จุดศูนย์ถ่วง, เสถียรภาพ

Abstract

This paper describes the research of study of autonomous centre of gravity control for hang glider. The hang glider is a type of no thrust airplane with only one pilot and its motion is controlled by centre of gravity movement from body movement. The research target is study of automatic control system for hang glider motion in lateral mode by mathematical model with the control system.

Keywords: Hang Glider, Control, Autonomous, Centre of Gravity, Stability

1. คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ		p	อัตราการ Roll
g	ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วง	q	อัตราการ Pitch
I_x	Roll Moment of Inertia	r	อัตราการ Yaw
I_{xz}	Product of Inertia ในแกน x และ z	t	เวลา
I_y	Pitch Moment of Inertia	u	ความเร็วในแกน Longitudinal
I_z	Yaw Moment of Inertia	U	ความเร็วรวมในแกน Longitudinal
L	แรงยก; Rolling Moment	v	ความเร็วในแกน Lateral
m	มวล		ความเร็วรวมในแกน Lateral; ความเร็ว-
M	Pitching Moment		อากาศ
N	Yawing Moment	w	ความเร็วในแกน Directional

W	ความเร็วรวมในแกน Directional
x	ตำแหน่งในแกน Longitudinal
X	แรงตามแนวแกน Longitudinal
y	ตำแหน่งในแกน Lateral
Y	แรงตามแนวแกน Lateral
z	ตำแหน่งในแกน Directional
Z	แรงตามแนวแกน Directional
α	มุมปะทะ
δ	มุมการควบคุมในแกน Longitudinal
ϕ	มุม Roll
γ	มุมการร่อน
θ	มุม Pitch
ξ	มุมการควบคุมในแกน Lateral
ψ	มุม Yaw

ดรรชนีล่าง และดรรชนีบน

e	ที่จุดสมดุล
g	เทียบกับแรงโน้มถ่วง
w	ปีก
*	เทียบเท่ากับผลรวมของอนุพันธ์ของอากาศพลศาสตร์

ตัวอย่างสัญลักษณ์ของอนุพันธ์ของอากาศ

พลศาสตร์

X_u	อนุพันธ์ของแรงในแนวแกนเมื่อเทียบกับความเร็วในแนวแกนแบบไม่มีมิติ
\dot{X}_u	อนุพันธ์ของแรงในแนวแกนเมื่อเทียบกับความเร็วในแนวแกนแบบมีมิติ
X_u^*	อนุพันธ์ของแรงในแนวแกนเมื่อเทียบกับความเร็วในแนวแกนเทียบเท่าแบบไม่มีมิติ
\dot{X}_u^*	อนุพันธ์ของแรงในแนวแกนเมื่อเทียบกับความเร็วในแนวแกนเทียบเท่าแบบมีมิติ

2. บทนำ

เครื่องร่อน (Hang Glider) เป็นอากาศยานชนิดหนึ่งที่ใช้การเคลื่อนไหวในอากาศด้วยการเปลี่ยน

ท่าทางของนักบิน เพื่อการขยับจุดศูนย์ถ่วงให้มีการเปลี่ยนแปลงทิศทางการร่อนแทนการใช้พื้นผิวควบคุม ดังเช่นอากาศยานทั่วไป [1,2] ซึ่งโดยทั่วไปแล้วเครื่องร่อนไม่มีเครื่องยนต์หรือระบบไฟฟ้าใดๆ จึงเป็นอากาศยานที่มีระบบในการบินอย่างง่าย โดยไม่มีระบบที่ยุ่งยากและซับซ้อน เหมาะแก่การทำการกิจทางอากาศที่ไม่ยากมากนัก เช่น การถ่ายรูปลักษณ์ภูมิประเทศ เป็นต้น แต่เนื่องจากว่าการใช้นักบินสำหรับเครื่องร่อนนั้นค่อนข้างจะมีความเสี่ยงต่อชีวิตของนักบิน งานวิจัยนี้จึงมุ่งเน้นที่การจำลองเครื่องร่อนให้ควบคุมแบบอัตโนมัติด้วยโปรแกรม Matlab และหลังจากนั้นจะนำรูปแบบการควบคุมนี้ไปประยุกต์ใช้กับเครื่องร่อนขนาดเล็กแบบอัตโนมัติต่อไป

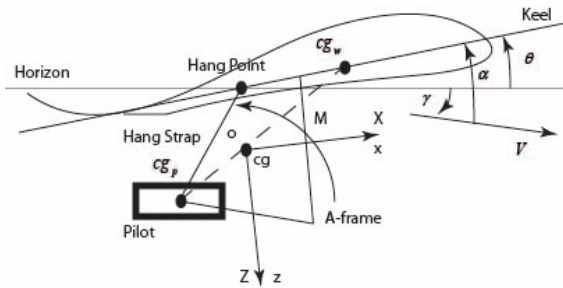
3. พลศาสตร์ของเครื่องร่อน (Hang Glider Dynamics)

3.1 สมการการเคลื่อนที่ของเครื่องร่อน (Equations of Motion)

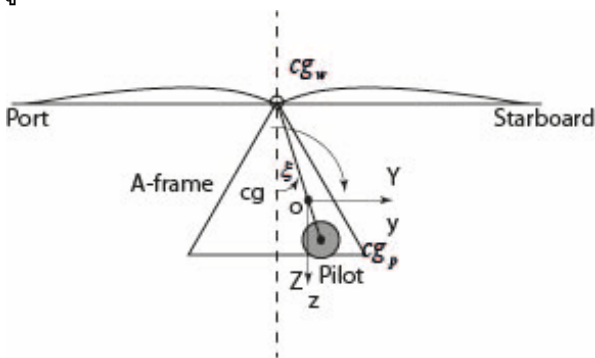
ลักษณะการเคลื่อนที่ของเครื่องร่อนนั้น แตกต่างกับอากาศยานโดยทั่วไปเลย [3] เพราะฉะนั้นสามารถนำสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานได้เลยดังนี้

$$\begin{bmatrix} \frac{dx}{dt} \\ \frac{dy}{dt} \\ \frac{dz}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi \\ C_\theta S_\psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi \\ -S_\theta & S_\phi C_\theta & C_\phi C_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{1}$$

สมการนี้สามารถหาความเร็วจากแกนของวัตถุได้โดยตรงจากมุมออยเลอร์ หรือหาตำแหน่งของเครื่องร่อนได้จากการหาปริพันธ์จากความสัมพันธ์ของแกนวัตถุและแกนอ้างอิงได้เช่นกัน



รูปที่ 1 แรงในแนวแกน Longitudinal



รูปที่ 2 แรงในแนว Lateral

3.2 สมการเคลื่อนที่ของเครื่องร่อนเมื่อมีการก่อกวนขนาดเล็ก (The Small Perturbation Equations of Motion)

เนื่องจากว่าเครื่องร่อนไม่มีการใช้พื้นผิวควบคุม Cook [4] จึงพิสูจน์สมการการเคลื่อนที่ของเครื่องร่อนออกมาในรูปแบบของการเทียบกันระหว่างมุมของพื้นผิวควบคุมกับมุมของการย้ายจุดศูนย์กลางถ่วง ซึ่งลักษณะการย้ายของจุดศูนย์กลางถ่วงคล้ายกับลูกตุ้มที่แกว่งไปมาดังรูปที่ 1 และ 2 โดยจะแบ่งออกมาหลักๆเป็น 2 รูปแบบในแบบของสมการสถานะ แบบแรกจะเป็นสมการสถานะของการเคลื่อนที่ในแกน Longitudinal

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u^* & X_w^* & (X_q^* - W_e) & -mg \cos \theta_e \\ Z_u^* & Z_w^* & (Z_q^* + U_e) & -mg \sin \theta_e \\ M_u^* & M_w^* & M_q^* & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ M_\delta^* \\ 0 \end{bmatrix} \delta \quad (2)$$

แบบที่สองตามแกน Lateral-Directional

$$\begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I_x & -I_{xz} & 0 & 0 \\ 0 & -I_{xz} & I_z & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v^* & (Y_p^* + W_e) & (Y_r^* - U_e) & mg \cos \theta_e & mg \sin \theta_e \\ L_v^* & L_p^* & L_r^* & 0 & 0 \\ N_v^* & N_p^* & N_r^* & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ L_\xi^* \\ N_\xi^* \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \xi \quad (3)$$

ตารางที่ 1 ค่าองค์ประกอบของเครื่องร่อนแบบ Hiway Demon

น้ำหนักนักบิน	m_p	80 กิโลกรัม
น้ำหนักปีก	m_w	31 กิโลกรัม
น้ำหนักรวม	m	111 กิโลกรัม
พื้นที่ปีก	S	16.26 ตารางเมตร
ความยาวปีก	b	10 เมตร
ความยาวคอร์ดเทียบ	c'	1.626 เมตร
มุมไดฮีดรอล	Γ	1 องศา
ความยาวแขนระหว่างนักบินและปีก	l_2	1.2 เมตร
ตำแหน่งจุดรวมของอากาศพลศาสตร์เทียบบนคอร์ด		0.215
ตำแหน่งจุดแขนเทียบบนคอร์ด		0.246
ตำแหน่งของเฟรมสำหรับควบคุมเทียบบนคอร์ด		0.185
สัมประสิทธิ์แรงต้านของนักบิน	C_{D_p}	0.009
สัมประสิทธิ์แรงต้านของเฟรมสำหรับควบคุม	C_{D_f}	0.007

4.เสถียรภาพของเครื่องร่อน

จากการคำนวณโดยไม่คิดผลของลมที่ทำให้เคลื่อนออกไปด้านข้าง (Sideslip) และในสภาวะที่ระดับน้ำทะเลในสมการที่ (2) และ (3) จะได้เมทริกซ์สมการสถานะ [4] ออกมาดังนี้

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.1730 & 0.6538 & 0.1388 & -9.7222 \\ -1.4208 & -2.2535 & 10.7370 & 1.3093 \\ 0.2685 & -0.4402 & -1.4113 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

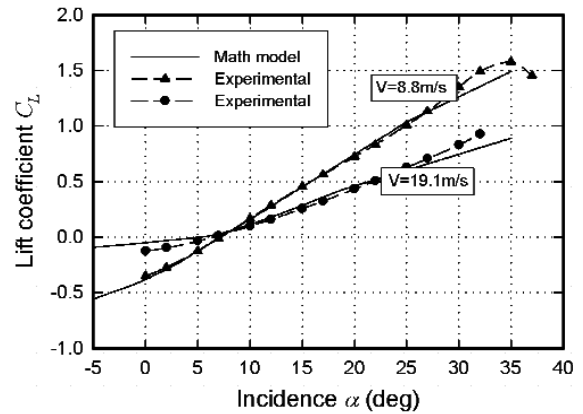
$$+ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 7.46 \\ 0 \end{bmatrix} \delta$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.2195 & -0.1580 & -10.798 & 9.722 & -1.3098 \\ -1.4670 & -21.318 & 7.5163 & 0 & 0 \\ 0.2906 & 3.7362 & -2.1119 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} \quad (5)$$

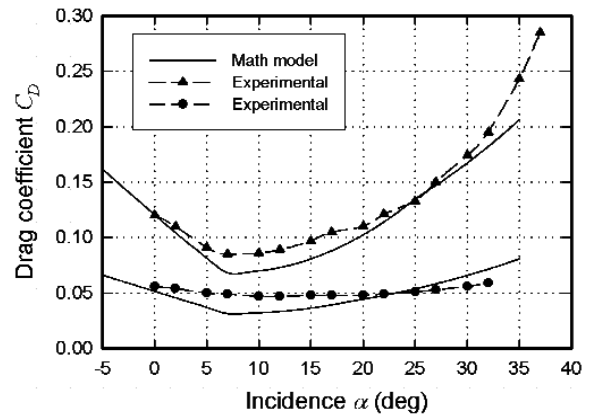
$$+ \begin{bmatrix} 0 \\ 3.6136 \\ -0.4311 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \zeta$$

จากการตรวจสอบเสถียรภาพในแต่ละโหมดของ Cook [4] นั้น ปรากฏว่าในเสถียรภาพของ Longitudinal Mode นั้นไม่เสถียรภาพ เนื่องจากการไม่เสถียรภาพของ Phugoid Mode ที่ให้ค่าความหน่วงอยู่ที่ -0.078 และค่าความถี่ 1.16 rad/s และ Short-period Mode ที่มีค่าความหน่วงอยู่ที่ 0.68 และค่าความถี่ 2.97 rad/s แต่ถ้ามองที่ Lateral Mode ที่จะมาทำการควบคุมนั้นมีความเสถียรภาพ ซึ่งจะได้ค่าคงที่เวลาจาก Spiral Mode ที่ 1.95 วินาที และของ Roll Mode ที่ 0.044 วินาที นับว่ามีการตอบสนองค่อนข้างเร็วและมีเสถียรภาพ นอกจากนั้น Dutch Roll Mode ตรวจสอบได้จากรากของจำนวนเชิงซ้อน จะได้ค่าความหน่วงที่ 0.3 และความถี่ 0.92 rad/s จากค่าที่ได้มานับว่าค่อนข้างมีความเสถียรภาพที่มากกว่าเครื่องบินขนาดใหญ่อยู่พอสมควรในทิศทาง Lateral-directional Mode และมีความเหมาะสมอย่างมากที่จะนำมาใส่ระบบควบคุมฟีดโอบี้ เนื่องจากสามารถเข้าสู่

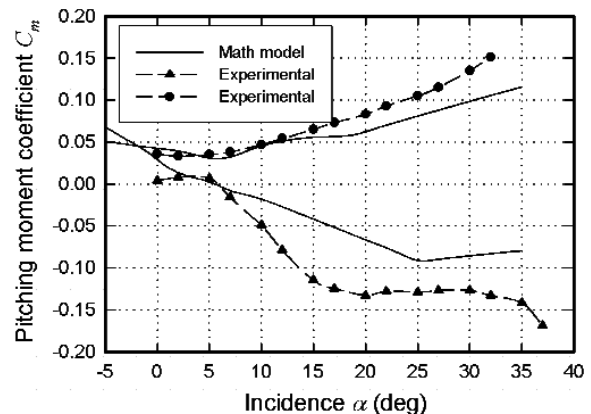
เสถียรภาพได้ดีกว่า Longitudinal Mode ที่ไม่มีความเสถียรภาพเลย



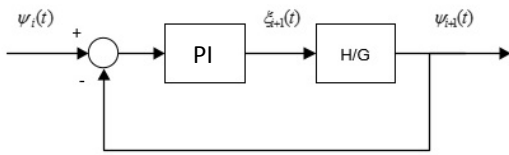
รูปที่ 3 ตารางเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงยก [4]



รูปที่ 4 ตารางเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์แรงต้าน [4]



รูปที่ 5 ตารางเปรียบเทียบค่าสัมประสิทธิ์ของ Pitching Moment [4]

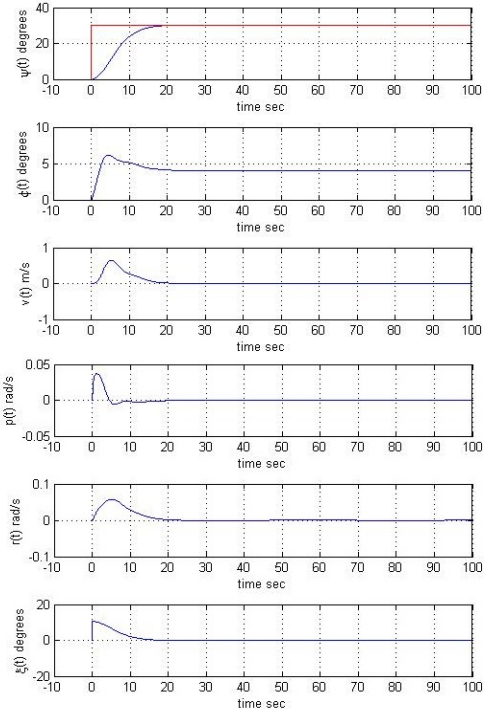


รูปที่ 6 แผนผังการทำงานของระบบควบคุมพีไอ

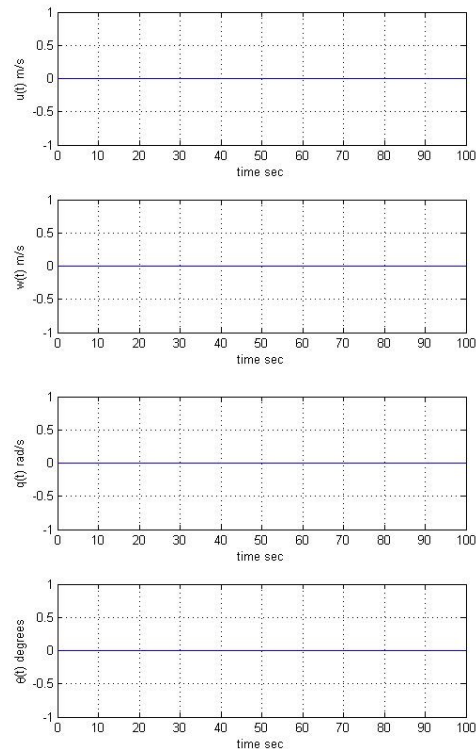
5. การจำลองระบบควบคุมเครื่องร่อนอัตโนมัติ

เนื่องจากว่าระบบควบคุมพีไอเป็นระบบควบคุมอย่างง่ายโดยการปรับแต่งค่าเกณฑ์ต่าง ๆ [5] ซึ่งทำให้ได้ผลออกมาเป็นที่พอใจที่สุด อีกทั้งเสถียรภาพสำหรับ Lateral Mode นั้นดีอยู่แล้ว จึงมีความเหมาะสมที่สุดสำหรับนำมาใช้กับระบบนำร่อง ให้บินไปอย่างอัตโนมัติ จากรูปที่ 6 จะเห็นว่าเพียงแค่นำผลจากการเปลี่ยนแปลงของมุม Yaw มาทำการป้อนกลับเพื่อที่จะนำมาควบคุมการเปลี่ยนทิศทางของเครื่องร่อนได้ (ซึ่งในที่นี้ใช้ระบบควบคุมกลไกอัตโนมัติแทนมนุษย์) และผลที่ได้เมื่อต้องการมุม Yaw ที่ 30 องศา ค่าเกณฑ์ต่าง ๆ ที่หาได้จากการเทียบค่าจากวิธีซีกเลอร์-นิโคลส์แบบที่ 1 (Ziegler-Nichols Method) [5] เพื่อหาแนวโน้มของค่าเกณฑ์ทำให้ระบบมีความเสถียรภาพ จากนั้นจึงปรับแต่งหาค่าที่ดีที่สุดซึ่งประกอบด้วย $k_p = 0.25$ และ $k_i = 1$ ทำให้ได้พฤติกรรมการร่อนใน Lateral Mode ดังรูปที่ 7 ซึ่งจะไม่ส่งผลกระทบต่อ Longitudinal Mode ใดๆ ทั้งสิ้น ดังแสดงในรูปที่ 8 การควบคุมแบบพีไอดีจึงไม่เหมาะสมสำหรับการควบคุมเครื่อง เพราะอาจเกิดการแกว่งจากค่าเกณฑ์ k_d จนศูนย์เสียเสถียรภาพ เนื่องจากลักษณะการควบคุมจริงแทบจะไม่มีพฤติกรรมที่เกิดการแกว่งขณะเลี้ยวใดๆ เพราะผลของ Spiral Mode โดยที่การเลี้ยวจะเข้าสู่สภาวะการวนเข้าสู่ศูนย์กลางคล้ายกับกันหอยดังรูปที่ 9 หากต้องการเข้าสู่สภาวะการร่อนเป็นเส้นตรงสามารถทำได้โดยการปรับเข้าสู่สภาวะสมดุลของจุดศูนย์ถ่วงอีกครั้ง เครื่องร่อนก็จะเข้าสู่เส้นทางการร่อนแบบตรง ซึ่งจากรูปที่ 8 จะเห็นว่าเมื่อเข้าสู่มุม

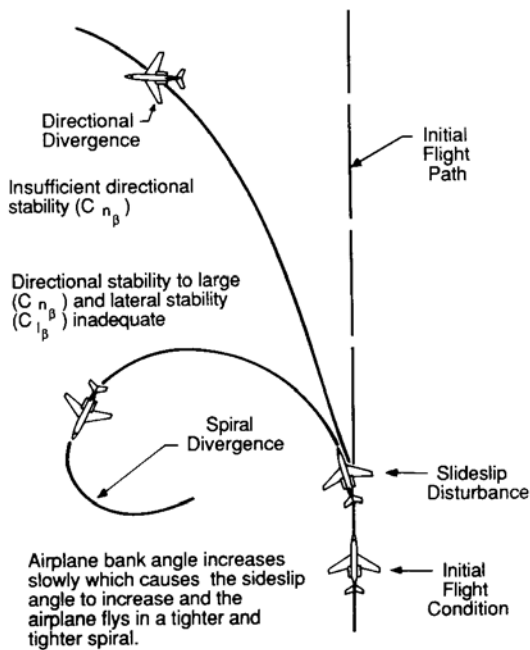
Yaw ที่ 30 องศาแล้ว มุมการควบคุมจะเข้าสู่สภาวะสมดุลโดยอัตโนมัติ (0 องศา)



รูปที่ 7 ผลของการตอบสนองของ Lateral Mode



รูปที่ 8 ผลของการตอบสนองของ Longitudinal Mode เมื่อมีการควบคุมใน Lateral Mode เพียงอย่างเดียว



รูปที่ 9 ลักษณะเส้นทางการเกิด Spiral Mode [3]

6. บทสรุป

จากการจำลองการควบคุมจะพบว่าการตอบสนองใน Lateral Mode ซึ่งมาจากผลที่เกิดจากมุม Yaw ทำให้เกิดการ Roll ไปพร้อมๆกันในคราวเดียวกับขณะทำการเลี้ยวดังรูปที่ 7 และไม่มีการส่งผลต่อพฤติกรรมใน Longitudinal Mode ดังรูปที่ 8 นอกจากนี้ยังส่งผลต่อความเร็วในแกน y เช่นกัน โดยที่การตอบสนองของทุกๆการเคลื่อนที่เกี่ยวกับ Longitudinal Mode เป็นไปอย่างมีเสถียรภาพ แต่เนื่องจากการคำนวณของ Cook [4] ที่ทำให้ทราบว่าใน Longitudinal Mode นั้นไม่มีเสถียรภาพ ทำให้การควบคุมโดยใช้การควบคุมแบบพีไอใน Longitudinal Mode ทำให้ระบบไม่มีเสถียรภาพทั้งระบบ ประกอบกับงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับเครื่องร่อนค่อนข้างน้อยมาก ทำให้ไม่สามารถเปรียบเทียบผลการจำลองได้ ทางเลือกที่ดีที่สุดสำหรับการนำมาเปรียบเทียบผลที่ดีที่สุดคือการทดลองการร่อนจริง ซึ่งในต่อไปจะนำระบบควบคุมในแบบอื่นๆ มาประยุกต์ใช้กับ Longitudinal Mode อันเป็นหัวใจสำคัญของการควบคุมทั้งหมดของเครื่องร่อน และจะใช้ระบบควบคุมนี้นำไปประยุกต์ใช้กับเครื่องร่อนต้นแบบขนาดเล็กแล้วมาทำการทดสอบการร่อน

จริง เพื่อเปรียบเทียบถึงความแม่นยำของแบบจำลอง การควบคุมการร่อนแบบอัตโนมัติต่อไป

7. เอกสารอ้างอิง

[1] Cook, M.V. (1994). The Theory of the Longitudinal Static Stability of the Hang-Glider, *the Aeronautical Journal*, vol. 98(978), October 1994, pp. 292-304.

[2] Sheehy, F. (1992). *Hang Glider Technical Book*, Faoilean Press, Pasadena, California.

[3] Nelson, R.C. (1998). *Flight Stability and Automatic Control*, 2nd Edition, ISBN: 0-07-115838-3, McGraw Hill.

[4] Cook, M.V. (2006). Modelling the Flight Dynamics of the Hang Glider, *the Aeronautical Journal*, vol. 110(1103), January 2006, pp. 1-20.

[5] สุวัฒน์ กุลชนปรีดา (2553), *วิศวกรรมการควบคุมอัตโนมัติ (Automatic Control Engineering)*, พิมพ์ครั้งที่ 2, กรุงเทพฯ: สมาคมส่งเสริมเทคโนโลยี (ไทย-ญี่ปุ่น)