

# การศึกษาตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี สำหรับการบินของจรวด

## Study of Fuzzy PD for Rocket Flight Dynamics

กิตติกร มุ่ยเฟือก

ภาควิชาวิศวกรรมการบินและอวกาศ คณะวิศวกรรมการบินและอวกาศ มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

### บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาและแก้ไขปัญหาควคุมการบินของจรวดแบบหมุนรอบแกนแลทเทอรอล ซึ่งได้รับผลกระทบจากการถูกรบกวนจากสภาวะอากาศอยู่ในห้วงอากาศ รวมถึงความไม่เป็นเชิงเส้นของจรวด การแก้ไขด้วยการควบคุมที่ขาดประสิทธิภาพอาจนำไปสู่ความล้มเหลวได้ ดังนั้นงานวิจัยนี้ได้ออกแบบและศึกษาตัวควบคุม เพื่อลดโอกาสของความล้มเหลวด้วยการใช้การควบคุมลิเนียร์ไรเซชัน (Linearization Control) โดยตัวควบคุมไดนามิกอินเวอร์ชัน (Dynamic Inversion) ซึ่งเป็นตัวควบคุมลิเนียร์ไรเซชันแบบหนึ่งที่มีประสิทธิภาพสูงในการแก้ไขความไม่เป็นเชิงเส้น แต่ยังมีจุดอ่อนต่อการถูกรบกวนจากสภาวะอากาศคือลมกระโชก ดังนั้นจึงเพิ่มตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี เพื่อให้การตอบสนองของการบินเป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพ เมื่อเปรียบเทียบผลของตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี กับตัวควบคุมพีดีแล้ว ตัวควบคุมฟัซซี่ พีดีจะให้ผลที่ดีในการลดการรบกวนจากลมกระโชก แต่การเข้าสู่เสถียรภาพยังคงเกิดการแกว่งของสัญญาณ

คำสำคัญ : แกนแลทเทอรอล, ตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี, ไดนามิกอินเวอร์ชัน, ลมกระโชก

### Abstract

This research represents studying and solving of the rocket flight dynamics problem by Rotating about lateral axis. The massive effects of rocket flight in airspace are disturbance and nonlinearity lacking in the proficient controller may lead to a cause of completely failure so decreasing a probability of failure can be provided by linearization controller. This research provides the nonlinearity controller, the Dynamic conversion controller is one of the nonlinear controllers that carry a high efficient and a bit of weakness, Disturbed of gust. Therefore, adding a fuzzy PD Controller to boost the capability of flight would be performed. Finally a comparison of Fuzzy PD controller and conventional PD controller showed a nicely result of Fuzzy PD controller by decreasing gust impact but the stability approach still oscillated.

**Keyword:** Lateral Axis, Fuzzy PD Controller, Dynamic Inversion, Gust Wind

### 1. บทนำ

จรวดในยุคปัจจุบันประกอบไปด้วยระบบต่างๆมากมาย และระบบสำคัญที่ช่วยให้อากาศยานบรรลุแต่ละวัตถุประสงค์สำหรับการนำไปใช้งาน คือ ระบบควบคุมการบิน ซึ่งเป็นเสมือนสมองของระบบจรวดมีหน้าที่สั่งการและควบคุมการปรับทิศทางการบิน ขณะจรวดเคลื่อนที่ในห้วงอากาศจะต้อง

เผชิญต่ออุปสรรคที่เกิดจากทั้งโครงสร้างของจรวดและสภาวะแวดล้อม เรียกว่าความไม่แน่นอนทางอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic Uncertainty) [1] ซึ่งเกิดจาก 2 สาเหตุ คือ Structured Uncertainties เกิดจากโครงสร้างของจรวดที่มีมวลลดลงเนื่องจากการเผาผลาญเชื้อเพลิงขณะบิน หรือโครงสร้างที่มีความยืดหยุ่น [2] และอีกสาเหตุ คือ Unstructured Uncertainties เกิดจากการถูกรบกวนจาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตถือว่าผิดกฎหมาย

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สภาวะอากาศ (Disturbance) ระบบควบคุมที่ดีจะต้องลดการรบกวนดังกล่าวให้มีผลกระทบต่อจรวดน้อยที่สุด และส่งผลให้มีการเบี่ยงไปยังทิศทางเป้าหมายได้อย่างมีประสิทธิภาพ [3] การเคลื่อนที่ของจรวดด้วยความเร็วสูงมากก่อให้เกิดแรงเฉื่อยที่นำไปสู่พลวัตอันไม่พึงประสงค์ (Undesirable Dynamic) ประกอบกับลำตัวของจรวดมีความไม่เสถียรและการถูกรบกวนจากสภาวะอากาศรวมถึงความไม่เป็นเชิงเส้นของสมการการเคลื่อนที่ อาจทำให้ระบบจรวดมีการทำงานผิดเพี้ยนจนยากที่จะควบคุม การควบคุมด้วยตัวควบคุมเชิงเส้นกับระบบไม่เป็นเชิงเส้นจึงทำได้ยาก การแก้ไขระบบควบคุมไม่เป็นเชิงเส้นในขอบเขตด้านวิศวกรรมการบินและอวกาศด้วยการควบคุมลิเนียร์เรชัน ซึ่งมีคุณสมบัติสอดคล้องกับปัญหาทางด้านพลวัต ระบบควบคุมแบบไดนามิกอินเวอร์ชันจึงเป็นตัวเลือกที่ดี เนื่องจากการมีคุณสมบัติการหักล้าง (Cancellation) กับพลวัตที่ไม่พึงประสงค์ [4]

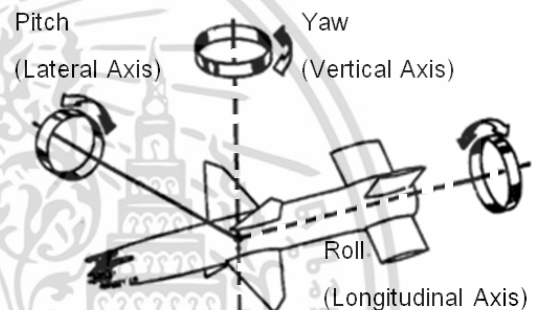
เนื่องจากปัญหาทางความไม่เป็นเชิงเส้นของจรวดและการถูกรบกวนจากสภาวะอากาศทำให้ผู้วิจัย ออกแบบระบบควบคุมไม่เป็นเชิงเส้นของจรวด อาศัยทฤษฎีการควบคุมแบบพื้นฐานตัวควบคุมพีดี (PD controller) แต่การแก้ปัญหาอย่างเบ็ดเสร็จเพียงตัวควบคุมชนิดเดียวยังขาดความสามารถที่จะทำให้ระบบจรวดที่ไม่เป็นเชิงเส้นมีประสิทธิภาพภายใต้สภาพการณ์ขณะถูกรบกวนจากสภาวะอากาศที่คาดเดาได้ยาก [4] ดังนั้นเพื่อให้ตอบสนองของตัวควบคุมเป็นไปได้ อย่างชาญฉลาดจึงเพิ่มความสามารถในการปรับพารามิเตอร์พีและคิอย่างต่อเนืองด้วยตัวควบคุมฟัซซี่ (Fuzzy Controller) สำหรับการช่วยอำนวยความสะดวกให้กับตัวควบคุมมีประสิทธิภาพในการปรับค่าพารามิเตอร์พีดีอีกชั้นหนึ่ง [6] ขณะเดียวกันการลดความไม่เป็นเชิงเส้นสามารถทำได้ด้วยการใช้ระบบไดนามิกอินเวอร์ชัน โดยขอบเขตของการออกแบบให้จรวดเคลื่อนที่ด้วยการหมุนรอบแกนแลเทอรอล (Lateral Axis) ตามรูปที่ 1

## 2. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

การดำเนินการการค้นคว้าทฤษฎีที่เกี่ยวข้องเพื่อนำไปประยุกต์ใช้กับงานวิจัยมีดังนี้

### 2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของจรวด (Rocket Mathematical model)

แบบจำลองของจรวดไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear Model) อยู่ในรูปของสมการการเคลื่อนที่ (Equation of Motion) โดยกำหนดให้เป็นวัตถุแข็งเกร็ง (Rigid Body) มีมวลคงที่ (Constant Mass) และมีตัวแปรที่สนใจซึ่งเป็นตัวแปรสถานะ (State Variable) คือ เลขมัค (Mach Number  $M$ ), มุมปะทะ (Angle of Attack  $\alpha$ ), flight path angle  $\gamma$ , อัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมปะทะ (Pitch Rate  $Q$ ) โดยมีตัวแปรควบคุม (Control Variable) คือ มุมของพื้นบังคับ (Deflection Angle  $\delta$ ) เป็นไปตามสมการที่ 1, 2, 3 และ 4



รูปที่ 1 แกนการควบคุมจรวด (ดัดแปลงจาก [9])

$$\begin{aligned} \dot{M} = & 0.4008M^2\alpha^2 \sin \alpha - 0.6419M^2|\alpha|\alpha \sin \alpha \\ & - 0.2010M^2\left(2 - \frac{M}{3}\right)\alpha \sin \alpha - 0.0062M^2 \\ & - 0.0403M^2(\sin \alpha)\delta - 0.0311 \sin \gamma \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} = & 0.4008M\alpha^3 \cos \alpha - 0.6419M|\alpha|\alpha \cos \alpha \\ & - 0.2010M^2\left(2 - \frac{M}{3}\right)\alpha \cos \alpha \\ & - 0.0403M(\cos \alpha)\delta \\ & + 0.0311 \frac{\cos \gamma}{M} + Q \end{aligned} \quad (2)$$

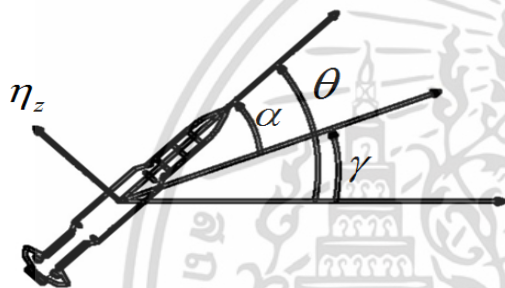
$$\begin{aligned} \dot{\gamma} = & -0.4008M\alpha^3 \cos \alpha + 0.6419M|\alpha|\alpha \cos \alpha \\ & + 0.2010M\left(2 - \frac{M}{3}\right)\alpha \cos \alpha \\ & + 0.0403M(\cos \alpha)\delta - 0.0311 \frac{\cos \gamma}{M} \end{aligned} \quad (3)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{aligned} \dot{Q} = & 49.82M^2\alpha^3 - 78.86M^2|\alpha|\alpha + 3.60M^2(-7 + \frac{8M}{3})\alpha \\ & - 14.54M^2\delta - 2.12M^2Q \end{aligned} \quad (4)$$

การเคลื่อนที่ของจรวดเป็นลักษณะเส้นโค้งส่วนหนึ่งของวงกลม ทำให้เกิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางมีทิศทางพุ่งออกจากจุดศูนย์กลางของวงกลมหรือมีทิศทางตั้งฉากกับแนวการเคลื่อนที่ของจรวดตามรูปที่ 2 ความเร่งนี้เรียกว่า ความเร่งปกติ (Normal Acceleration) ซึ่งมีผลในการควบคุมทิศทางของจรวดและเสถียรภาพโดยตรง มีสมการดังนี้

$$\begin{aligned} n_z = & 12.901M^2\alpha^3 - 20.659M^2|\alpha|\alpha \\ & - 6.471M^2(2 - \frac{M}{3})\alpha \\ & - 1.297M^2\delta + \cos(\gamma + \alpha) \end{aligned} \quad (5)$$



รูปที่ 2 ทิศทางการเคลื่อนที่ของจรวดในโหมดลองจิจูดินอล (ดัดแปลงจาก [11])

พื้นบังคับ(Control Surface) เป็นอุปกรณ์ปรับการเบนทิศทางซึ่งสามารถแสดงเป็นสมการทางคณิตศาสตร์ด้วยฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer Function) ได้ดังนี้

$$\frac{\delta_{out}}{\delta_{in}} = \frac{\omega^2}{S^2 + 2\zeta\omega S + \omega^2} \quad (6)$$

$s$  = ตัวดำเนินการลาปลาซ (Laplace Operator)

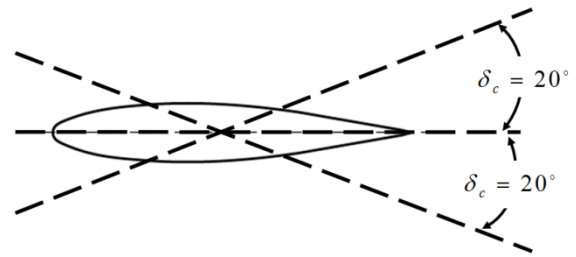
$\omega_n$  = ความถี่ธรรมชาติ (Natural Frequency)

$\zeta$  = อัตราการหน่วง (Damping Ratio)

$\delta_{out}$  = เอาต์พุตของแอกชูเอเตอร์, มุมของพื้นบังคับ

$\delta_{in}$  = อินพุตของแอกชูเอเตอร์

คุณสมบัติของพื้นบังคับมีมุมจำกัด  $\pm 20^\circ$  ตามรูปที่ 3 โดยมีความถี่ธรรมชาติและอัตราการหน่วง 50 และ 0.7 ตามลำดับ ซึ่งเป็นค่ามาตรฐานที่มากจากการทดลอง [5]

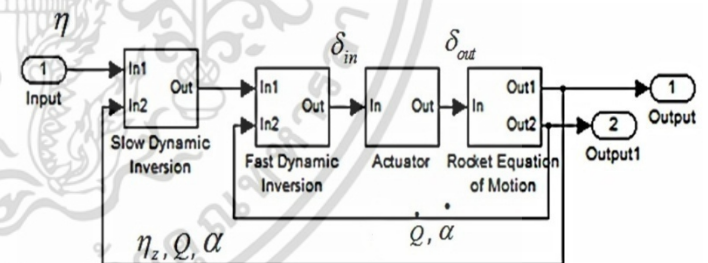


รูปที่ 3 มุมสูงสุดของพื้นบังคับที่สามารถขยับได้ (ดัดแปลงจาก [9])

### 2.2 การควบคุมระบบไม่เป็นเชิงเส้น

การควบคุมความไม่เป็นเชิงเส้นไดนามิกอินเวอร์ชัน ซึ่งมีโครงสร้างประกอบด้วยวงลูปภายนอก(Outer Loop) ควบคุมค่าความผิดพลาด (Error) ของตัวแปร  $\alpha$  และ  $Q$  (Slow Inversion) และวงลูปภายใน (Inner Loop) ควบคุมสถานะที่มีการเปลี่ยนแปลงต่อเวลา (Fast State) คือ  $\dot{\alpha}$  และ  $\dot{Q}$  ตามรูปที่ 4 จะได้ผลของการควบคุมเป็นค่าอินพุตของแอกชูเอเตอร์ตามสมการที่ 7 โดย  $m_\alpha, m_q, m_\delta$  เป็นค่าอนุพันธ์ของโมเมนต์ในแกนพิทช์ (Pitching-Moments)

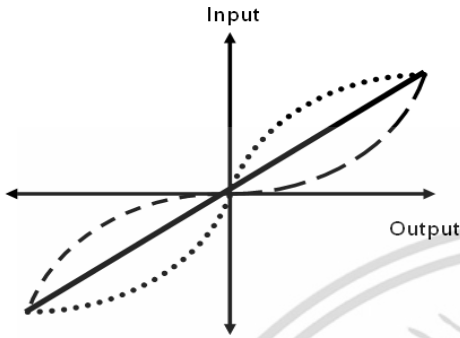
$$\delta_{in} = (m_\delta)^{-1}[\dot{Q} - m_\alpha\alpha - m_qQ] \quad (7)$$



รูปที่ 4 ฝั่งการควบคุมแบบไดนามิกอินเวอร์ชัน (ดัดแปลงจาก [1])

พฤติกรรมของไดนามิกอินเวอร์ชันจะทำให้เกิดผลการหักล้างเป็นดังรูปที่ 5 โดยความไม่เป็นเชิงเส้นของแบบจำลองจรวดซึ่งเป็นพลวัตไม่พึงประสงค์แสดงด้วยเส้น - - - ฟังก์ชันไดนามิกอินเวอร์ชันแสดงด้วย ••• ผลของการหักล้างแสดงด้วยเส้น — คือการทำให้อินพุตและเอาต์พุตเป็นอัตราส่วนที่มีความแน่นอน ความเป็นอัตราส่วนนี้มีความใกล้เคียงกับระบบเชิงเส้นมาก จึงทำให้ระบบที่ไม่

เป็นเชิงเส้นสามารถควบคุมด้วยตัวควบคุมเชิงเส้นได้ แต่อย่างไรก็ตามความไม่แน่นอนทางอากาศพลศาสตร์อาจทำให้การหักล้างมีความผิดเพี้ยนไปบ้างเล็กน้อย งานวิจัยนี้จึงชดเชยด้วยตัวควบคุมแบบฟัซซี่ พีดี



รูปที่ 5 การแก้ไขพฤติกรรมความไม่เป็นเชิงเส้นของจรวดด้วยไดนามิกอินเวอร์ชัน (ดัดแปลงจาก [10])

2.3 ตัวควบคุมพีดี (PD Controller)

ตัวควบคุมพีดี (PD Controller) เป็นตัวควบคุมเชิงเส้นแบบดั้งเดิม (Conventional Controller) ซึ่งอาศัยวิธีการทางคณิตศาสตร์เพื่อให้มีผลตอบสนองตามที่กำหนดด้วยการควบคุมตัวแปรที่เรียกว่าอัตราขยาย  $K_p$  และ  $K_D$  ในสมการที่ 8

$$u(t) = K_p e(t) + K_D \frac{d}{dt} e(t) \tag{8}$$

การใช้ตัวควบคุมพีดีให้ควบคุมระบบจรวดเพียงลำพังจะยังไม่เพียงพอ เนื่องจากตัวแปร  $K_p$  และ  $K_D$  เป็นค่าคงที่ และไม่สามารถปรับค่าได้ตามสถานการณ์การปฏิบัติงาน (Online Scheduling) จึงไม่มีความชาญฉลาดเพียงพอในการตอบสนองเมื่อเผชิญกับความไม่แน่นอนทางอากาศพลศาสตร์ ดังนั้นการเพิ่มความสามารถการปรับค่าจำเป็นต้องมีตัวควบคุมซึ่งทำหน้าที่อำนวยความสะดวกอีกชั้นหนึ่งคือตัวควบคุมฟัซซี่

2.4 ตัวควบคุมฟัซซี่ (Fuzzy Controller)

ตัวควบคุมฟัซซี่จัดเป็นระบบควบคุมแบบชาญฉลาด (Intelligent Control) สามารถตัดสินใจควบคุมได้ใกล้เคียงกับความสามารถของมนุษย์ [8] คือ การไม่ตัดสินใจเหตุการณ์ใดๆ เป็นถูกหรือผิดที่สุด แต่มีระดับของความถูกต้องและความผิดตรงกลาง (Contrast) ทำให้การตัดสินใจมีความหลากหลาย

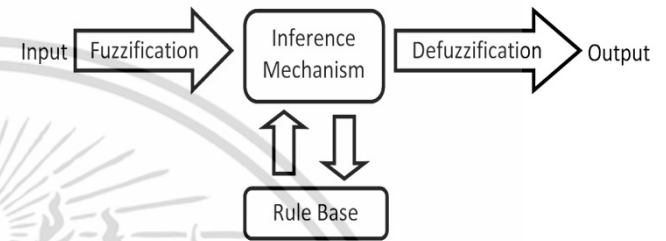
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โครงสร้างของตัวควบคุมฟัซซี่ประกอบด้วยองค์ประกอบตามรูปที่ 6 กฎเกณฑ์การตัดสินใจอ้างอิงตามตารางที่ 1 จะอยู่บนพื้นฐานของสมการที่ 9 และ 10

$$\text{ค่าความผิดพลาด}(e) = n - n_z \tag{9}$$

อัตราการเปลี่ยนแปลงความผิดพลาด

$$= \frac{d}{dt}(e) \tag{10}$$



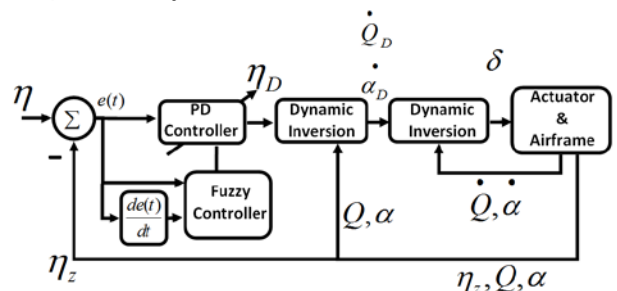
รูปที่ 6 โครงสร้างของตัวควบคุมฟัซซี่ (ดัดแปลงจาก [8])

ตารางที่ 1 กฎเกณฑ์การตัดสินใจของฟัซซี่

	--e	-e	0	+e	++e
--de/dt	D C C C D D A D E A				
-de/dt	C C D C C B D B B D				
0	D C B C A E B C D C				
+de/dt	C E B D B C A E A E				
++de/dt	A D C C A E C D A C				

3. วิธีการจำลองการทำงานด้วยคอมพิวเตอร์

การจำลองการทำงานของจรวดจะใช้การจำลองบนโปรแกรม MATLAB/SIMULINK เมื่อรวมแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของจรวด, ตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี, ไดนามิกอินเวอร์ชันและฟังก์ชันบังคับเข้าด้วยกันจะได้โครงสร้างของการควบคุมจรวดตามรูปที่ 7

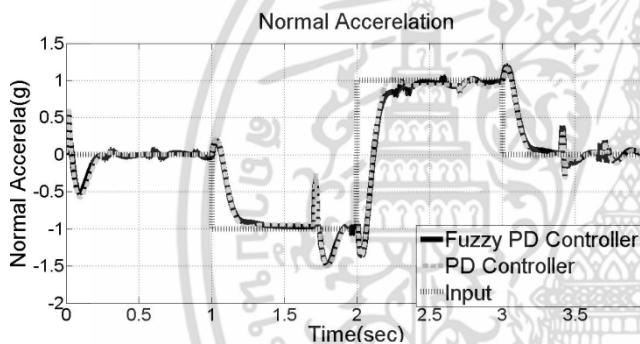


รูปที่ 7 โครงสร้างระบบควบคุมของจรวด

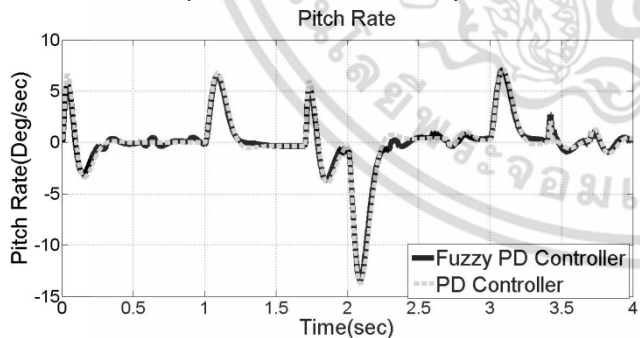
การจำลองการทำงานของจรวดด้วยการควบคุมตามโครงสร้างรูปที่ 7 กำหนดอินพุตให้กับทั้งระบบคือคำสั่งความเร่งปกติ (Normal Acceleration Command) ภายใต้เงื่อนไขความเร็วเริ่มต้น มัค 2.5 ที่ความสูง 20,000 ft โดยเปรียบเทียบในเงื่อนไขเดียวกันระหว่างตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี (Fuzzy PD Controller) และ ตัวควบคุมพีดี (PD Controller) กำหนดให้เกิดการรบกวนด้วยลมกระโชกในช่วงวินาทีที่ 0-0.25 และ 1.7-1.9

**4. ผลการศึกษาการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์**

ผลการจำลองการทำงานของจรวดเมื่อเปรียบเทียบในเงื่อนไขเดียวกันระหว่างตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี และตัวควบคุมพีดี แสดงในรูปที่ 8, 9, 10 และ 11 ซึ่งตัวควบคุมทั้งสองมีการเสริมการทำงานด้วยตัวควบคุมไดนามิกอินเวอร์ชัน



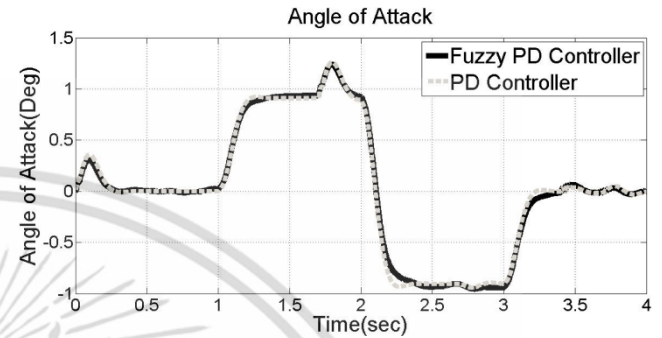
รูปที่ 8 การเปรียบเทียบความเร่งปกติของจรวดระหว่างตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี, พีดีและค่าอินพุต



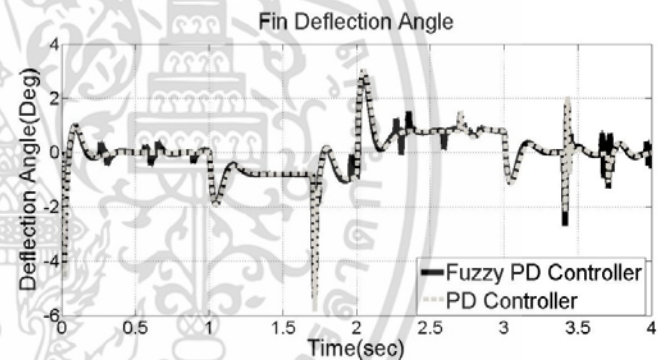
รูปที่ 9 การเปรียบเทียบอัตราการพิชชของจรวดระหว่างการควบคุมด้วยตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี และพีดี

จากรูปที่ 8 และ 11 ในช่วงของการเกิดลมกระโชกแอกซุเอเตอร์ของตัวควบคุมพีดีเปลี่ยนทิศทางในมุมที่สูงกว่าแต่ให้ผลในการรักษาค่าความเร่งปกติยังไม่ดีเท่าตัวควบคุมฟัซซี่พีดีและในช่วงเวลา 4 วินาทีของการทำงานของจรวด จะเห็นเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ได้อย่างชัดเจนว่าความเร่งปกติส่งผลถึงมุมปะทะในรูปที่ 10 โดยตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี ทำให้มีการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะได้อย่างราบเรียบซึ่งสังเกตได้จากอัตราพิชชตามรูปที่ 9 เส้นทึบ สามารถรักษาคงที่ของค่า 0 Deg/sec ได้ดีกว่าเส้นประ ---



รูปที่ 10 การเปรียบเทียบมุมปะทะของจรวดระหว่างการควบคุมด้วยตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี และพีดี



รูปที่ 11 การเปรียบเทียบมุมของครีบของจรวดระหว่างการควบคุมด้วยตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี และพีดี

**5. สรุป**

เมื่อเปรียบเทียบผลจากการได้รับการรบกวนจากลมกระโชกของตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี และตัวควบคุมพีดีในรูปที่ 8 ช่วงวินาทีที่ 0-0.25 และ 1.7-1.9 เห็นได้ว่าเส้นทึบสามารถลดผลกระทบจากลมกระโชกได้ดีกว่าเส้นประ --- เล็กน้อยโดยสังเกตจากรูปที่ 9 ในช่วงเวลาที่จรวดถูกลมกระโชก ระดับของอัตราการเปลี่ยนแปลงมุมปะทะของเส้นทึบยังรักษาระดับศูนย์ได้ดีกว่าเส้นประขณะถูกลมกระโชก และ รูปที่ 10 สามารถชี้วัดได้ว่าช่วงเวลาดังกล่าวเส้นทึบยังคงมุมปะทะเดิมได้อยู่ซึ่งแสดงให้เห็นคุณภาพของตัวควบคุมฟัซซี่ พีดี ที่ให้ผลในการลดผลกระทบจากลม

กระโหลกได้ดีกว่าตัวควบคุม พีดี แต่เมื่อพิจารณาในกรณีที่มีความเร่งปกติเข้าสู่สถานะคงตัว(Steady State) ในช่วงเวลาหลังจากมีการเปลี่ยนแปลงความเร่งปกติในวินาทีที่ 1, 2 และ 3 เส้นทึบแกว่งรอบเส้นคำสั่งความเร่งปกติแสดงให้เห็นว่าตัวควบคุมพีซีพีดี ยังคงปรับอัตราขยาย  $K_p$  และ  $K_D$  ตลอดเวลาซึ่งเป็นผลดีเฉพาะในกรณีที่มีการคงที่ความเร่งปกติไว้เป็นเวลานาน เนื่องจากตัวควบคุมพยายามรักษาระดับให้ใกล้เคียงค่าคำสั่งความเร่งปกติ แต่ขณะที่เส้นประยังคงราบเรียบ เมื่อพิจารณาภายหลังการเข้าสู่เสถียรภาพตัวควบคุมพีดี ยังคงระดับเสถียรภาพได้ดีกว่า

กล่าวโดยสรุป ในเชิงเสถียรภาพเมื่อจรวดถูกลมกระโหลกตัวควบคุมพีซีพีดี จะให้ผลที่ดีกว่า แต่ในด้านของการคงระดับของความเร่งปกติเมื่อเข้าสู่ภาวะคงตัวแล้วยังคงเกิดการแกว่งความเร่งปกติ ซึ่งตัวควบคุมพีซีพีดียังคงให้ผลที่ยังไม่ดีเท่าที่ควร

## 6. เอกสารอ้างอิง

- [1] S. Cho, S. H. Kim and D. G. Choe, "Robust Missile Autopilot Designed using Dynamic Inversion and PI Control," Agency for Defense Development, Daejeon Republic of Korea, 2002.
- [2] G. J. Balas, R. Lind and A. Packard, "Optimally Scaled  $H_\infty$  Full Information Control Synthesis with Real Uncertainty," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.19, No. 4, pp.854-862, Jul/Aug., 1996.
- [3] G. Jiao, Y. Jin and S. Wang, "Research on the Robust of and Adaptive PID Control of a Kind of Supersonic Missile," Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology, Vol.4, No.18, pp.3488-3492, Apr., 2012.
- [4] J. Georgie and J. Valasek, "Evaluation of Longitudinal Descent Dynamics for Dynamic-Inversion Controlled Generic Reentry Vehicles," Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol.26, No.5, pp.811-819, Sept/Oct., 2003.
- [5] M. Xin and S. N. Balakrishnan, "Missile Longitudinal Autopilot designed Using a New Suboptimal Nonlinear Control Method," IEE Proc.-Control Theory Appl., Vol.150 No.6, pp.577-584, Nov., 2003.
- [6] T. H. Tran, Q. P. Ha and H. T. Nguyen, "Robust Non-Overshoot Time Responses Using Cascade Sliding Mode-PID Control," Journal of Advanced Computational Intelligence and Intelligent Informatics, Vol.11, No.10, pp.1224-1230, Aug., 2007.
- [7] M. B. McFarland and S. M. Hoque, "Robust of a Nonlinear Missile Autopilot Designed Using Dynamic Inversion," AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, AIAA-2000-3970, 2000.
- [8] K. M. Passino and S. Yurkovich, Fuzzy Control, Addison-Wesley, CA, 1998.
- [9] Bureau of Naval Personal, Principle of Guided Missile and Nuclear Weapon, U.S. Government Printing office, D.C, 1959.
- [10] N. H. Getz, Dynamic Inversion of Nonlinear Maps with Applications to Nonlinear Control and Robotics, University of California at Berkeley, CA, 1995.
- [11] P. B. Jackson, "Overview of Missile Flight Control Systems", Johns Hopkins APL Technical Digest, vol 29, no.1, pp. 9-24, 2010.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้