

การควบคุมการทรงตัวแบบฟัซซีของดาวเทียมประเภทโมเมนตัมไบอัส

Fuzzy Attitude Control of Momentum Bias Satellites

สุวัฒน์ กุลชนปรีดา

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล ส่วนวิศวกรรมการบินและอวกาศ

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ บางซื่อ กรุงเทพฯ 10800

โทร 0-29132500 โทรสาร 0-25870026 E-mail: suwat@kmitnb.ac.th

Suwat Kuntanapreeda

Department of Mechanical Engineering, Division of Aerospace Engineering

King Mongkut's Institute of Technology North Bangkok, Bangsue, Bangkok 10800 Thailand

Tel: 0-29132500 Fax: 0-25870026 E-mail: suwat@kmitnb.ac.th

บทคัดย่อ

บทความนี้แสดงผลลัพธ์ของการใช้ตรรกะฟัซซีเป็นตัวควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมประเภทโมเมนตัมไบอัสที่ใช้ล้อโมเมนตัมและเจ็ทหัวฉีดเป็นตัวกระตุ้นในแนวแกนพิทช์และแนวโรล-ยอ ตามลำดับ การศึกษาได้กระทำโดยการจำลองการทำงานในคอมพิวเตอร์ ดาวเทียมที่ใช้ในเป็นกรณีศึกษาในบทความนี้เป็นดาวเทียมค้างฟ้าที่โคจรเป็นวงกลมในระนาบเส้นศูนย์สูตรโลก แกนเวกเตอร์ยอของดาวเทียมกำหนดให้ชี้เข้าสู่จุดศูนย์กลางโลกในขณะที่โคจรอยู่ตลอดเวลา ส่วนแกนเวกเตอร์โรลและพิทช์กำหนดให้อยู่ในทิศทางสัมผัสกับแกนเวกเตอร์ความเร็วของการโคจรและตั้งฉากกับระนาบวงโคจร ตามลำดับ ล้อโมเมนตัมติดตั้งให้แกนของล้อขนานกับแกนเวกเตอร์พิทช์ ตัวควบคุมแบบฟัซซีทำหน้าที่ปรับขนาดของโมเมนตัมของล้อและเปิดปิดเจ็ทหัวฉีดเพื่อรักษาให้แกนทั้งสามของดาวเทียมอยู่ในทิศทางที่กำหนดตลอดเวลาที่โคจรรอบโลก ผลลัพธ์ของการจำลองการทำงานเป็นไปอย่างน่าพอใจ

Abstract

This paper shows the results of using a fuzzy logic as an attitude controller for momentum bias satellites that employ a momentum wheel and a cold gas jet, respectively, as pitch and roll-yaw actuators. The study is conducted via computer simulations. The satellite studied here is an equatorial circular geo-synchronous satellite. In orbit the satellite's yaw axis is required to be in the nadir direction all the time. The roll and pitch axes are required to tangent to the orbital velocity and to normal to the orbital plane, respectively, following the right-hand rule. The momentum wheel

is along the pitch axis. The fuzzy controller regulates the roll-pitch-yaw axes to be in alignment with the required directions all time while orbiting the earth by adjusting the momentum magnitude of the wheel and tuning on/off the jet. In general the simulation results are satisfactory.

1. บทนำ

ในการควบคุมการทรงตัว (attitude) ของดาวเทียมแบบโมเมนตัมไบอัส (momentum bias) [1,2] ล้อโมเมนตัม (momentum wheel) จะถูกกำหนดให้หมุนอย่างต่อเนื่อง เพื่อรักษาให้ค่าโมเมนตัมของดาวเทียมมีค่าสูงมาก เมื่อเทียบกับทอร์คภายนอกที่จะมารบกวน ซึ่งการควบคุมแบบนี้ใช้กันทั่วไปกับดาวเทียมที่ต้องการให้มุมการทรงตัวของดาวเทียมสัมพันธ์กับการหมุนของโลก เช่น ต้องการให้จานรับสัญญาณที่ตั้งอยู่กับดาวเทียมชี้ที่โลกตลอดเวลา เป็นต้น โดยทั่วไปแกนโรล (roll) พิตช์ (pitch) และยอ (yaw) ของดาวเทียมจะถูกกำหนดให้อยู่ในทิศทางสัมผัสกับแกนเวกเตอร์ความเร็วของการโคจร ทิศทางตั้งฉากกับระนาบวงโคจร และทิศทางชี้เข้าสู่จุดศูนย์กลางโลก ตามลำดับ และล้อโมเมนตัมจะติดตั้งให้แกนของล้อขนานกับแกนพิทช์ เพื่อสร้างเสถียรภาพในแนวแกนพิทช์ ข้อดีของการควบคุมแบบโมเมนตัมไบอัสในลักษณะนี้ประกอบด้วย (1) มีความเสถียรภาพต่อทอร์คภายนอกที่จะมารบกวนเหมือนกับของดาวเทียมแบบหมุน (2) มีความเกี่ยวข้องกันระหว่างโรลและยอทำให้สามารถรักษามุมยอได้โดยไม่ต้องใช้อุปกรณ์วัดมุมยอ (yaw sensor) (3) สามารถควบคุมมุมพิทช์ได้โดยตรงจากล้อโมเมนตัม และ (4) สามารถติดตั้งอุปกรณ์วัดเส้นขอบฟ้าของโลกบนตัวล้อโมเมนตัมได้โดยตรง ซึ่งอุปกรณ์วัดเส้นขอบฟ้าโลกจะใช้หาค่ามุมการทรงตัวของดาวเทียม [1]

ปัจจุบันระบบอัจฉริยะ (intelligent system) โดยเฉพาะระบบโครงข่ายนิวรอล (neural networks) [3] ตรรกะฟัซซี่ (fuzzy logic) [4,5] และวิธีการเชิงพันธุกรรม (genetic algorithm) [6,7] ได้รับความสนใจอย่างมากมาย เนื่องจากนี้ศักยภาพในการใช้งานสูง และมีแนวโน้มการลอกเลียนแบบความฉลาดของระบบของมนุษย์ได้ดี โดยเฉพาะในกรณีที่ใช้เป็นตัวควบคุมอัตโนมัติในการแก้ปัญหาการควบคุมของระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น (nonlinear system)

ตรรกะฟัซซี่ (fuzzy logic) เป็นตรรกะที่มีค่าได้ต่อเนื่องระหว่าง 0 และ 1 ซึ่งแตกต่างจากตรรกะดั้งเดิม (classical logic) ที่มีค่าเฉพาะ 0 และ 1 เท่านั้น ทำให้ตรรกะฟัซซี่นี้ได้รับความสนใจและถูกประยุกต์ใช้กับงานควบคุมอัตโนมัติมากมาย ในวงการการบินในอวกาศก็ได้รับความสนใจระดับหนึ่งเช่นเดียวกัน ตัวอย่างงานวิจัยที่ปรากฏ เช่น [8,9,10] เป็นต้น

บทความนี้แสดงผลลัพธ์ของการใช้ตรรกะฟัซซี่เป็นตัวควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมประเภทโมเมนตัมไบอัสที่ใช้ล้อโมเมนตัมและเจ็ทหัวฉีด หัวฉีดเป็นตัวกระตุ้น การศึกษากระทำโดยการจำลองการทำงานในคอมพิวเตอร์ ผลลัพธ์ของการจำลองทำงานเป็นไปอย่างน่าพอใจ

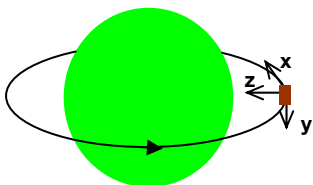
2. รายละเอียดและสมการแบบจำลองดาวเทียม

ประเภทของดาวเทียมที่ศึกษาในที่นี้เป็นดาวเทียมประเภทดาวเทียมค้างฟ้าที่โคจรเป็นวงกลมในระนาบเส้นศูนย์สูตรโลก ดาวเทียมค้างฟ้ามีคาบของการโคจรเท่ากับคาบการหมุนรอบตัวเองของโลก ทำให้ตำแหน่งของดาวเทียมปรากฏนิ่งบนท้องฟ้าเมื่อเทียบกับโลก

พิจารณาการโคจรของดาวเทียมดังแสดงในรูปที่ 1 ในที่นี้กำหนดระบบพิกัดบนตัวดาวเทียม ดังนี้

- แกนโรล (Roll) หรือ x กำหนดให้อยู่ในทิศทางสัมผัสกับเวกเตอร์ความเร็วของดาวเทียมในวงโคจร
- แกนยอ (Yaw) หรือ z กำหนดให้ชี้เข้าสู่ศูนย์กลางโลก
- แกนพิทช์ (Pitch) หรือ y กำหนดสอดคล้องตามกฎมือขวากับแกน x และ z ซึ่งจะมีทิศทางตั้งฉากกับระนาบวงโคจร

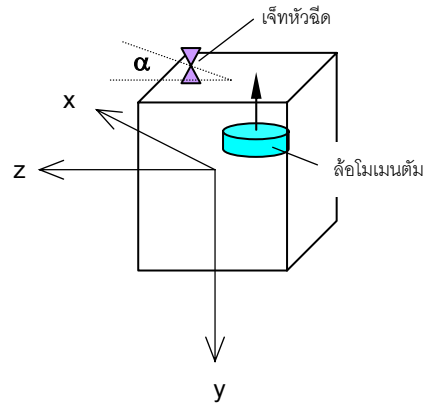
โดยที่มุมการทรงตัว (attitude angle) ประกอบด้วยมุมโรล (ϕ) มุมพิทช์ (θ) และมุมยอ (ψ) ซึ่งกำหนดทิศทางบวกของมุมตามกฎมือขวารอบแกนโรล พิตช์ และยอ ตามลำดับ และมีข้อสังเกตว่าถ้าไม่มีการควบคุมแล้ว แกนยอจะชี้ในทิศทางเดิมตลอดเวลาในขณะที่โคจรรอบโลก ส่งผลให้แกนยอไม่ชี้เข้าสู่ศูนย์กลางโลกตามที่ต้องการ



รูปที่ 1 ระบบพิกัดของดาวเทียม

บนตัวดาวเทียมติดตั้งด้วยล้อโมเมนตัมและเจ็ทหัวฉีด ซึ่งล้อโมเมนตัมจะใช้เป็นอุปกรณ์กระตุ้น (Actuator) ในการควบคุมมุมพิทช์

โดยกำหนดให้ล้อโมเมนตัมติดตั้งโดยเวกเตอร์โมเมนตัมของล้ออยู่ในแนวแกนพิทช์ ดังแสดงในรูปที่ 2 ในขณะที่เจ็ทหัวฉีดเป็นอุปกรณ์กระตุ้นในการควบคุมมุมโรลและยอ ติดตั้งในระนาบแกนโรลและยอ โดยทำมุมกับแกนยอ α องศา (ดูรูปที่ 2) นอกจากนี้แล้วสมมุติให้หัวฉีดรับคำสั่งการควบคุมผ่านชุด derived-rate modulator ซึ่งทำให้ตัวควบคุมสามารถออกคำสั่งควบคุมเป็นสัญญาณแบบต่อเนื่องได้ แทนที่จะเป็นสัญญาณปิดเปิดหัวฉีด



รูปที่ 2 แสดงการติดตั้งล้อโมเมนตัมและหัวฉีด

ในการหาสมการแบบจำลองดาวเทียมที่ใช้ล้อโมเมนตัมนี้ สามารถหาได้โดยตรงจากสมการออยเลอร์ (Euler's equation) [1,2]

$$\begin{aligned} \bar{T} + \bar{G} &= \frac{d\bar{h}}{dt} \\ &= \left. \frac{d\bar{h}}{dt} \right|_{body} + \bar{\omega} \times \bar{h} \end{aligned} \quad (1)$$

โดยที่

\bar{T} คือ เวกเตอร์ทอร์กที่กระทำกับดาวเทียม

\bar{G} คือ เวกเตอร์ทอร์กเนื่องจาก Gravity Gradient ที่มารบกวนกับดาวเทียม

$\bar{\omega}$ คือ เวกเตอร์ความเร็วเชิงมุมของดาวเทียม

\bar{h} คือ เวกเตอร์โมเมนตัมของดาวเทียม โดยในที่นี้จะประกอบด้วยค่าโมเมนตัมของตัวดาวเทียม (\bar{h}_b) และค่าโมเมนตัมของล้อโมเมนตัม (\bar{h}_w) นั่นคือ

$$\bar{h} = \bar{h}_b + \bar{h}_w \quad (2)$$

โดยที่

$$\bar{h}_b = I_x \omega_x \hat{i} + I_y \omega_y \hat{j} + I_z \omega_z \hat{k}$$

และ

$$\bar{h}_w = -h_w \hat{j}$$

โดย $h_w = I_w \omega_w$ คือ ค่าขนาดของโมเมนตัมของล้อ และ I_x, I_y, I_z คือ ค่าโมเมนต์ความเฉื่อย (Moment of Inertia) ของตัว

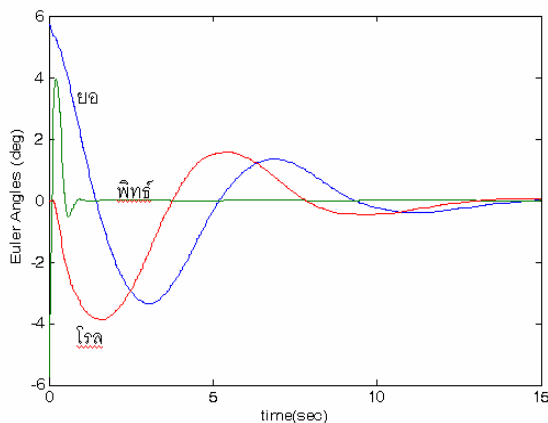
ตัวควบคุมมุมโรลและยอเป็นตัวควบคุมแบบพีชซึ่งรูปแบบเช่นเดียวกับกับตัวควบคุมมุมพิทช์ โดยการแบ่งค่าช่วงฐานของฟังก์ชันของ $\phi, \dot{\phi}$ และ T_u กำหนดเป็น $\{-0.1, -0.05, 0, 0.05, 0.1\}$, $\{-1, -0.5, 0, 0.5, 1\}$ และ $\{-10, -5, 0, 5, 10\}$ ตามลำดับ ตัวควบคุมจะรับเฉพาะค่ามุมโรลและค่าการเปลี่ยนแปลงมุมโรล ($\phi, \dot{\phi}$) เป็นค่าอินพุตเท่านั้น โดยไม่ต้องใช้ค่ามุมยอ เนื่องจากพลวัตของมุมโรลและมุมยอมีความเกี่ยวพัน (Coupling) กัน โดยในที่นี้กำหนดให้เจ็ทหัวฉีดติดตั้งทำมุมกับแกนยอ $\alpha = 45$ องศา (ดูรูปที่ 2) และกำหนดให้เจ็ทหัวฉีดขับด้วยชุด derived-rate modulator ซึ่งทำให้ตัวควบคุมสามารถสั่งเป็นสัญญาณแบบต่อเนื่องแทนสัญญาณเปิดปิดหัวฉีดได้ โดยมีกฎการควบคุมแบบพีชซึ่งของตัวควบคุมมุมโรลและยอแสดงในรูปที่ 7

PL	ZE	ZE	NS	NL	NL
PS	ZE	ZE	NS	NL	NL
ZE	PS	PS	ZE	NS	NS
NS	PL	PL	PS	ZE	ZE
NL	PL	PL	PS	ZE	ZE
$\dot{\phi}/\phi$	NL	NS	ZE	PS	PL

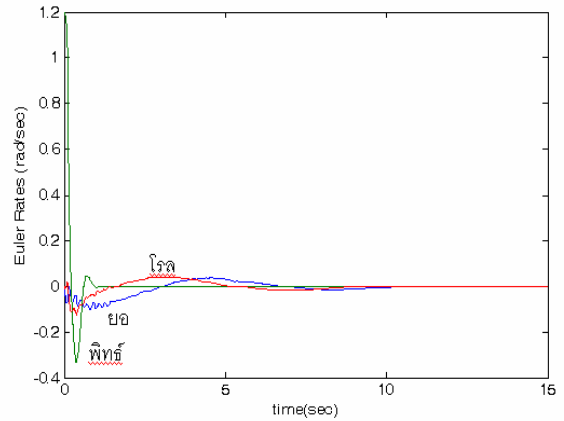
รูปที่ 7 กฎการควบคุมของมุมโรลและยอ

4. ผลลัพธ์

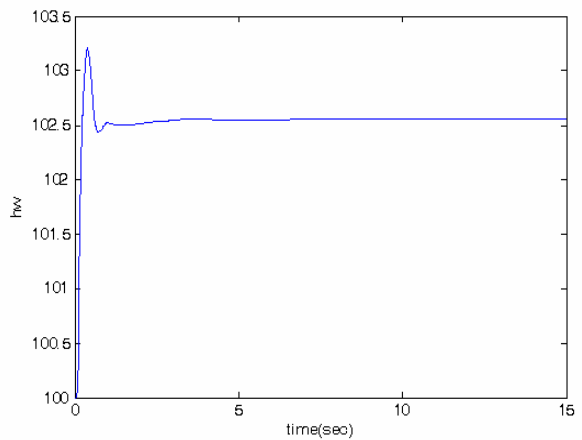
รูปที่ 8 และ 9 แสดงผลตอบสนองของค่ามุมการทรงตัวและอัตราการเปลี่ยนแปลงค่ามุมการทรงตัว พบว่าตัวควบคุมสามารถบังคับให้มุมการทรงตัวมีค่าเป็นศูนย์ได้อย่างต่อเนื่อง ส่งผลให้แกนโรลมีทิศทางสัมพันธ์กับเวกเตอร์ความเร็วของดาวเทียมในวงโคจร และแกนยอชี้เข้าสู่จุดศูนย์กลางโลกอย่างต่อเนื่อง เป็นไปตามวัตถุประสงค์ของการควบคุมที่กำหนดไว้ โดยรูปที่ 10 และ 11 แสดงการค่าโมเมนต์ของล้อโมเมนต์ และค่าสัญญาณควบคุมเจ็ทหัวฉีด ตามลำดับ



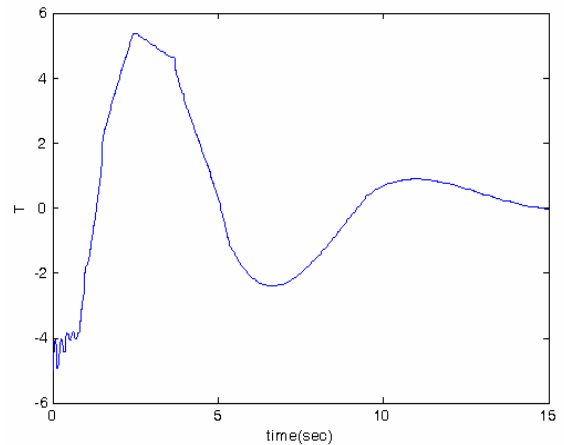
รูปที่ 8 ค่ามุมการทรงตัว



รูปที่ 9 ความเร็วเชิงมุมของการทรงตัว



รูปที่ 10 ค่าโมเมนต์ของล้อโมเมนต์



รูปที่ 11 ค่าสัญญาณควบคุมเจ็ทหัวฉีด

5. สรุป

บทความนี้แสดงผลลัพธ์การจำลองการทำงานด้วยคอมพิวเตอร์ของการใช้ตรรกะพีชซึ่งเป็นตัวควบคุมการทรงตัวของดาวเทียมประเภทโมเมนต์ไบอัส อุปกรณ์กระตุ้นที่ใช้ในการควบคุมประกอบด้วยล้อโมเมนต์และเจ็ทหัวฉีด ดาวเทียมที่ใช้เป็นกรณีศึกษาในบทความนี้เป็นดาวเทียมค้างฟ้าที่โคจรเป็นวงกลมในระนาบเส้นศูนย์สูตรโลก ตัวควบคุมเป็นแบบพีชซึ่งทำหน้าที่ปรับขนาดของโมเมนต์ของล้อและเปิด

ปิดเจ็ทหัวฉีดเพื่อรักษาให้แกนทั้งสามของดาวเทียมอยู่ในทิศทางที่กำหนดตลอดเวลาที่โคจรรอบโลก ผลลัพธ์ของการจำลองทำงานเป็นไปอย่างน่าพอใจ

เอกสารอ้างอิง

1. J. Wertz, Spacecraft Attitude Determination and Control, Kluwer Academic Pub., 1978
2. M. Kaplan, Modern Spacecraft Dynamics and Control, John Wiley and Sons Inc., 1976.
3. K. Narendra and K. Parthasarathy, "Identification and control of dynamical systems using neural networks", IEEE Neural Networks, No. 1, 1990.
4. H. Wang, K. Tanaka, and M.F. Griffin, "An approach to fuzzy control of nonlinear systems: stability and design issues" IEEE Fuzzy Systems, No. 1, 1996
5. F. Lewis and K. Kiu, "Towards a paradigm for fuzzy logic control", Automatica, 1996
- [6] D. Goldberg, Genetic Algorithms in Search, Optimization & Machine Learning, Addison Wesley, 1989
- [7] Kittipong Boonlong, Nachol Chayaratana, and Suwat Kuntanapreeda, "Time Optimal and Time-Energy Optimal Control of a Satellite Attitude using Genetic Algorithms" ASME-2002, New Orleans, USA, 17-22 Nov. 2002
- [8] R.Y. Chiang and J.S. Jang, "Fuzzy Logic Attitude Control for Cassini Spacecraft", IEEE World Congress on Computational Intelligence, Orlando, FL, 1994
- [9] W.M. Buijtenen, G. Schram, R. Babuska and H.B. Verbruggen, "Adaptive Fuzzy Control of Satellite Attitude by Reinforcement Learning", IEEE Trans. Fuzzy Systems, Vol. 6, No. 2, May 1998
- [10] Suriya Thongchet and Suwat Kuntanapreeda, "Fuzzy-neural Bang-bang controller for Satellite Attitude Control", SPIE 15th Annual International Symposium on Aerospace/Defense Sensing, Simulation, and Controls, Orlando, USA, 16-20 April 2001