

การทดสอบและวิเคราะห์สมรรถนะของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริด ของจรวดโดยใช้หัวฉีดแบบต่าง ๆ

Testing and performance analysis of a rocket's hybrid propulsion system
using various types of nozzles

ธาดา สุขศิลา^{1*}

Thada Suksila^{1*}

บทคัดย่อ

ปัจจุบันการพัฒนาาระบบขับเคลื่อนของจรวดจะต้องมีคุณลักษณะด้านประสิทธิภาพ ความปลอดภัย ความเป็นมิตรกับสิ่งแวดล้อม ความประหยัดและความสามารถในการควบคุมการเปิดปิดของการเผาไหม้ได้ จึงทำให้นักวิจัยและวิศวกรค้นหาเทคโนโลยีทางเลือกโดยการนำทฤษฎีมาประยุกต์ใช้ในทางปฏิบัติซึ่งได้เกิดนวัตกรรมที่น่าสนใจนั่นคือ ระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด โดยมีเอกลักษณ์เฉพาะตัวเพราะรวมข้อดีของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงแข็งและแบบเชื้อเพลิงเหลวของจรวดเข้าด้วยกัน ระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดเป็นการผสมผสานระหว่างออกซิโดเซอร์ที่อยู่ในสถานะของเหลวและเชื้อเพลิงที่อยู่ในสถานะของแข็ง ในการวิจัยนี้จัดทำขึ้นเพื่อทดสอบและวิเคราะห์สมรรถนะของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดโดยการออกแบบและสร้างหัวฉีดแบบต่าง ๆ มาทดสอบเข้าด้วยกันกับระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด โดยหัวฉีดจะมีทั้งหมด 10 แบบ โดยจะแบ่งออกเป็น 4 กลุ่มคือ 1) แบบทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่เส้นผ่านศูนย์กลางทางออกจะแตกต่างกัน ส่งผลต่อความสั้นหรือยาวของหัวฉีด 2) แบบที่มีทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่จะมีเส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดที่แตกต่างกัน ส่งผลต่อพื้นที่หน้าตัดที่อากาศไหลผ่าน 3) แบบที่มีทางเข้าเป็นแบบทรงกรวยและทางออกเป็นแบบมีความโค้งจะมีทั้งหมด 3 แบบ ส่งผลต่อลักษณะการไหลของอากาศบริเวณทางออก และ 4) แบบที่มีมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกัน ส่งผลต่อลักษณะความชันของมุมหัวฉีด โดยมีค่าเรย์โนลด์ส์ นัมเบอร์ต่ำกว่า 1×10^4 ผลที่ได้จากการทดสอบแสดงให้เห็นว่าค่าแรงขับของกลุ่มที่ 1 ได้แรงขับสูงสุด ส่วนค่าแรงดลจำเพาะที่มากที่สุดจะเป็นของกลุ่มที่ 3

คำสำคัญ: เชื้อเพลิงแบบไฮบริด เชื้อเพลิงแข็ง เชื้อเพลิงเหลว หัวฉีด

Abstract

At present, the development of rocket propulsion systems must concern characteristics of efficiency, safety, environmental friendliness, economics, and the ability to control the on and off of combustion. Therefore, researchers and engineers search for alternative technologies by applying theory in practice, which has resulted in compulsive innovations and hybrid propulsion systems of rockets. It is unique because it incorporates the advantages of solid and

¹ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

¹ Faculty of Engineering, King Mongkut's University of Technology North Bangkok

* Corresponding author. E-mail: thada.s@eng.kmutnb.ac.th

liquid fuels. Hybrid propulsion systems are a consolidation of a liquid oxidizer and a solid fuel. This research focused on testing and analyzing the performance of a rocket's hybrid propulsion system using different types of nozzles. The study involved the design and construction of ten different types of nozzles, divided into 4 groups as follows: 1) conical inlet and outlet with different outlet diameters, impacting nozzle length, 2) cone-shaped inlet and outlet with varying throat diameters affecting airflow cross-sectional area, 3) cone-shaped inlet and curved outlet affecting airflow characteristics at the exit and 4) inlet and outlet angles of different sizes impact the nozzle angle slope with the Reynolds number less than 1×10^4 . The test results showed that group 1 thrust force had the highest thrust, and the highest specific impulse value belonged to group 3.

Keywords: hybrid propellant, solid propellant, liquid propellant, nozzles

บทนำ

อุตสาหกรรมทางด้านอวกาศมีบทบาทสำคัญสำหรับการพัฒนาประเทศเป็นอย่างมากเนื่องจากมีมูลค่าทางด้านเทคโนโลยีเป็นจำนวนเงินมหาศาล เช่น ดาวเทียม ระบบสื่อสาร และเทคโนโลยีทางด้านระบบขับเคลื่อนของจรวดเพื่อขนส่งดาวเทียมและมนุษย์เพื่อทำภารกิจ ดังนั้นเทคโนโลยีทางด้านระบบขับเคลื่อนของจรวดจึงต้องการพัฒนาระบบต่าง ๆ ให้ดีขึ้นเพื่อความปลอดภัย ประหยัดค่าใช้จ่าย เป็นมิตรกับสิ่งแวดล้อมและความสามารถในการควบคุมการเปิดและปิดของการเผาไหม้ได้ ปัจจุบันได้มีการวิจัยและพัฒนาระบบขับเคลื่อนของจรวดมาอย่างต่อเนื่องไม่ว่าจะเป็นระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงแข็งของจรวดในมหาวิทยาลัยต่างประเทศ ได้มีการนำเชื้อเพลิงแข็งมาทดสอบและวิจัยในจรวดความเร็วเหนือเสียง (Singh, 2013) รวมทั้งยังได้มีการสร้างจรวดความเร็วเหนือเสียงเพื่อแข่งขันในมหาวิทยาลัย (Cortes et al., 2013) นอกจากนี้ได้มีการทำการวิจัยเพื่อนำจรวดที่ใช้เชื้อเพลิงแข็งมาส่งดาวเทียมขนาดเล็ก (Okninski et al., 2015) และมหาวิทยาลัยในประเทศไทยได้มีการทดสอบเชื้อเพลิงแข็งที่ทำขึ้นเอง (Suksila, 2017) ส่วนการวิจัยและพัฒนาของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด

ก็เช่นกันเป็นเทคโนโลยีทางเลือกที่ได้รับความสนใจอย่างมาก โดยมหาวิทยาลัยในต่างประเทศได้มีการดำเนินการทดสอบปล่อยจรวดที่ใช้ระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดเพื่อส่งดาวเทียมขนาดเล็ก (Tsohas, Appel, Rettenmaier, Walker, 2009) นอกจากนั้นได้มีการออกแบบและสร้างจรวดที่ใช้ระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดโดยได้มีการใช้สร้างและใช้งานจริง (Corchado, 2016)

เนื่องจากเทคโนโลยีของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดนั้นยังมีข้อจำกัดในเรื่องของการผสมกันระหว่างเชื้อเพลิงที่อยู่ในสถานะของแข็งกับออกซิไดเซอร์ที่อยู่ในสถานะก๊าซ รวมทั้งหัวฉีดซึ่งเป็นอุปกรณ์ออกแบบลักษณะเวนทูรี ซึ่งเป็นอุปกรณ์ที่เร่งความเร็วของก๊าซร้อนเพื่อเป็นตัวขับเคลื่อนจรวดนั้นส่วนใหญ่การศึกษาและวิจัยการออกแบบหัวฉีดให้เกิดการไหลที่เหมาะสม โดยขนาดของคอคอดและรูปร่างหัวฉีดส่งผลต่อสมรรถนะ ใช้เฉพาะอากาศในการทดลองมิได้มีการเผาไหม้เกิดขึ้น (Singh, Zerpa, Partington, & Gamboa, 2019) ในส่วนของการศึกษาหัวฉีดที่ค่าเรย์โนลด์สต่ำกว่า 1×10^4 ลักษณะของหัวฉีดที่เป็นแบบระฆัง (bell nozzle) และแบบกรวย (conical nozzle) ที่มีค่าต่าง ๆ เท่ากัน เช่น

ค่าคอคอด ค่าความยาวช่วงลู่ออก ให้ผลที่แตกต่างกัน น้อยมากเนื่องจากผลของค่าความหนืดที่ใกล้เคียงวัดภูมิ ค่ามากเมื่อเทียบกับการไหล (Arrington, Reed, & Rivera, 1996) ส่วนระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดพบว่าส่วนใหญ่เป็นการวิจัยเฉพาะในส่วนจากระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดที่มีหัวฉีดเฉพาะแบบเดียว (Tsohas, Appel, Rettenmaier, Walker, 2009; Corchado, 2016) ดังนั้นผู้วิจัยจึงเห็นว่าหากนำการออกแบบหัวฉีดแบบต่าง ๆ มารวมกับระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดจะสามารถทำให้เข้าใจการทำงานและวิเคราะห์คุณสมบัติของการทำงานของระบบนี้ให้มีลักษณะที่เหมาะสมของหัวฉีดกับระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดเพื่อให้ได้ผลที่ดียิ่งขึ้นและนำไปใช้อย่างแพร่หลายในอนาคตต่อไป

ทั้งนี้ผู้วิจัยจึงสนใจศึกษาเกี่ยวกับการทดสอบและวิเคราะห์สมรรถนะของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดโดยใช้หัวฉีดแบบต่าง ๆ โดยจะให้ค่าเรย์โนลด์ นัมเบอร์ต่ำกว่า 1×10^4 เนื่องจากเป็นระบบขนาดเล็ก (Arrington, Reed, & Rivera, 1996) หัวฉีดจะแบ่งออกเป็น 4 กลุ่มคือ เส้นผ่านศูนย์กลางทางออกหัวฉีดต่างกัน เส้นผ่านศูนย์กลางของคอคอดต่างกัน ทรงกรวยอยู่ทางด้านลู่ออกและแบบมีความโค้งอยู่ทางด้านลู่ออก และมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกัน เนื่องจากเป็นตัวแปรหลักที่ส่งผลทำให้หัวฉีดมีลักษณะแตกต่างกันออกไป และส่งผลต่อสมรรถนะของหัวฉีด (Singh, Zerpa, Partington, & Gamboa, 2019) รวมทั้งเพื่อศึกษา ทฤษฎีและหลักการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดทดสอบระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดโดยมีการจุดระเบิดและมีการเผาไหม้ของระบบและมีรูปแบบปลายหัวฉีด

ตามที่ได้ออกแบบไว้ นอกจากนั้นเพื่อวัดค่าอุณหภูมิและความดันในห้องเผาไหม้ วัดค่าอุณหภูมิที่ทางออกหัวฉีด วัดค่าแรงขับของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด และคำนวณหาค่าแรงดลจำเพาะ ค่าแรงดลทั้งหมด โดยค่าของแรงขับและแรงดลจำเพาะจะเป็นตัวแปรหลักที่นำมาวิเคราะห์สมรรถนะของระบบนี้เพราะค่าแรงขับเป็นค่าที่ทำให้จรวดเกิดแรงขับขึ้น ส่วนค่าแรงดลจำเพาะเป็นค่าที่บอกถึงประสิทธิภาพของหัวฉีด (Arrington, Reed, & Rivera, 1996) โดยการศึกษาสามารถนำไปสู่การอธิบายการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดเพื่อพัฒนาจรวดที่สามารถนำระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดนี้ไปใช้ได้ต่อไป

วัตถุประสงค์ของการวิจัย

- 1) เพื่อศึกษาทฤษฎีและหลักการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด
- 2) เพื่อทดสอบระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดโดยมีรูปแบบปลายหัวฉีดตามที่ได้ออกแบบไว้
- 3) เพื่อทดสอบวัดค่าอุณหภูมิและความดันในห้องเผาไหม้ วัดค่าอุณหภูมิที่ทางออกหัวฉีด
- 4) เพื่อทดสอบวัดค่าแรงขับของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด
- 5) เพื่อคำนวณหาค่าแรงดลจำเพาะ ค่าแรงดลทั้งหมด

วิธีการศึกษา

ในการทดสอบและวิเคราะห์สมรรถนะของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดโดยใช้หัวฉีดแบบต่าง ๆ ผู้วิจัยได้ดำเนินการศึกษาตามวัตถุประสงค์ของการวิจัยดังนี้

1) ในการศึกษาทฤษฎีและหลักการการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด ผู้วิจัยได้รวบรวมเอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับทฤษฎีและหลักการการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด (hybrid fuel of rocket propulsion system) เป็นระบบขับเคลื่อนที่ใช้การผสมกันระหว่างเชื้อเพลิง (fuel) ที่อยู่ในสถานะของแข็ง ส่วนออกซิไดเซอร์ (oxidizer) จะอยู่ในสถานะเป็นของเหลวส่วนประกอบของระบบขับเคลื่อน

แบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด เช่น ถังออกซิไดเซอร์ (oxidizer tank) เพื่อบรรจุไนโตรสออกไซด์หรือออกซิเจน วาล์ว (valve) เพื่อเปิด-ปิดระบบ หัวฉีด (injector) เพื่อฉีดออกซิไดเซอร์เข้าห้องเผาไหม้ ตัวจุดระเบิด (igniter) เพื่อทำให้เกิดเปลวไฟ เชื้อเพลิงเพื่อผสมกับออกซิไดเซอร์ ทำให้เกิดการเผาไหม้จะใช้พลาสติกเช่นในลอนหรือ polyethylene (PE) และหัวฉีด (nozzle) ทำหน้าที่สร้างแรงขับของจรวด ดัง (Figure 1)

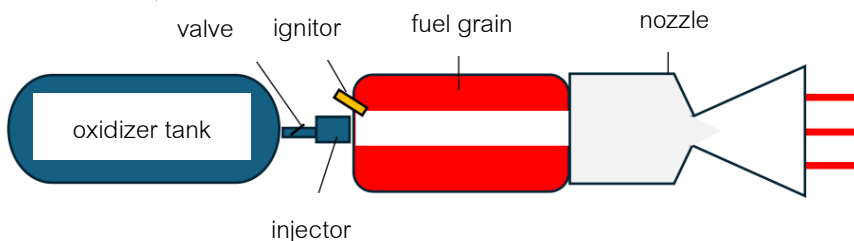


Figure 1 Components of a rocket's hybrid propulsion system.

ข้อดีของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดคือมีความปลอดภัย เนื่องจากเชื้อเพลิงและออกซิไดเซอร์จะอยู่คนละสถานะ ประหยัดค่าใช้จ่ายกว่าการใช้แบบการใช้ระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงเหลว (liquid fuel of rocket propulsion system) ซึ่งต้องใช้ระบบการจ่ายออกซิไดเซอร์และเชื้อเพลิง เป็นมิตรกับสิ่งแวดล้อม (Tsohas, Appel, Rettenmaier, Walker, 2009) เนื่องจากการเผาไหม้ไม่ทำให้เกิดก๊าซที่เป็นอันตรายกับสุขภาพเมื่อเทียบกับระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงแข็งซึ่งบางครั้งผลผลิตจากการเผาไหม้จะได้ก๊าซซึ่งมีค่าเป็นกรด ความสามารถในการควบคุมการเปิดและปิดของการเผาไหม้ได้เนื่องจากมีวาล์วเปิดและปิดออกซิไดเซอร์ รวมทั้งมีตัวจุดระเบิดทำให้สามารถหยุดการเผาไหม้หากต้องการให้มีการเผาไหม้

เกิดขึ้นใหม่ก็สามารถทำได้ ส่วนค่าอื่น ๆ เช่น ค่าแรงดลจำเพาะ (specific impulse, I_{sp}) จะมีค่ามากกว่าระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงแข็ง (solid propellant) และสามารถเปลี่ยนแปลงค่าแรงขับ (thrust) ได้โดยการเปลี่ยนอัตราการไหลของเชื้อออกซิไดเซอร์

ส่วนข้อเสียของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดคือค่าอัตราส่วนผสม (mixture ratio) และค่าแรงดลจำเพาะจะเปลี่ยนแปลงเมื่อใช้งานที่สภาวะ steady-state เนื่องจากขึ้นอยู่กับภาระของเชื้อเพลิงซึ่งส่วนมากใช้พลาสติกทำให้มีประสิทธิภาพอยู่ที่ 93-97 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งค่อนข้างน้อยเมื่อเทียบกับระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงแข็งและเชื้อเพลิงเหลวของจรวด รวมทั้งเมื่อเผาไหม้จนหมดแล้วจะมีเชื้อเพลิงหลงเหลืออยู่ (Palateerdham, Ingenito, & Cipriotti, 2020)

ในส่วนของทฤษฎีที่นำมาใช้เช่นค่าของแรงขับซึ่งจะมีหัวฉีดที่ออกแบบมาให้มีการไหลของก๊าซร้อนจะทำให้เกิดแรงขับที่ต้องการ โดยสามารถอธิบายได้ด้วยสมการแรงขับ ดังสมการ (1) ค่าแรงขับที่เกิดขึ้นอยู่กับปัจจัยหลัก ๆ 2 อย่างคือ พจน์ของอัตราการไหลกับความเร็วของการไหลที่ทางออก และผลต่างความดันของเครื่องยนต์ที่ทางออกและความดันบรรยากาศกับพื้นที่คอขวด (Humble, Henry, & Larson, 1995; Sutton, & Biblarz, 2001)

$$F_{TH} = \dot{m}V_e + (P_e - P_a)A_e \quad (1)$$

จากสมการ (1) ระหว่างแรงขับ (thrust, F_{TH}) กับอัตราการไหล (mass flow rate, $\dot{m}$) ความเร็วที่ทางออก (exit velocity, V_e) ความดันทางออก (exit pressure, P_e) ความดันบรรยากาศ (ambient pressure, P_a) และพื้นที่ทางออก (exit area, A_e) ถ้ากำหนดให้ความดันที่ทางออกเท่ากับความดันบรรยากาศจะเรียกว่าจุด optimal ของการเกิดแรงขับ ในความเป็นจริงความดันที่ทางออกจะเปลี่ยนแปลงไปตามการทำงานของเครื่องหรือความดันบรรยากาศก็จะเปลี่ยนแปลงไปตามความสูงของจรวด ดังนั้นถ้าหากความดันทางออกมีค่ามากกว่าความดันบรรยากาศจะเรียกว่า under expanded ในทางกลับกันถ้าหากความดันทางออกน้อยกว่าความดันบรรยากาศจะเรียกว่า over expanded นอกจากนี้หากต้องการให้มีแรงขับที่มากที่สุดสามารถที่จะเลือกที่จะทำให้มีอัตราการไหลที่มากขึ้นหรือทำให้ความเร็วทางออกมีค่ามากขึ้นก็ได้ โดยอัตราการไหล จะคำนวณได้ดังสมการ (2)

$$\dot{m} = \frac{A^* P_t}{\sqrt{T_t}} \sqrt{\frac{\gamma}{R}} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

จากสมการ (2) เป็นความสัมพันธ์หลักๆ ระหว่างอัตราการไหล พื้นที่คอขวด (throat area, A^*) ความดันในห้องเผาไหม้ (combustion chamber pressure หรือ total pressure, P_t) และอุณหภูมิในห้องเผาไหม้ (combustion temperature หรือ total temperature, T_t) เนื่องจากพจน์อื่น ๆ จะเป็นค่าคงที่ เช่น ค่าอัตราส่วนของความร้อนจำเพาะของก๊าซ (the heat capacity ratio, γ) ค่าคงที่ของก๊าซแต่ละชนิด (gas constant, R) ดังนั้นจะเห็นว่าเมื่ออัตราการไหลและอุณหภูมิห้องเผาไหม้คงที่ โดยในกรณีของการวิจัยนี้เชื้อเพลิงได้ใช้ชนิดเดียวกันทำให้อุณหภูมิในห้องเผาไหม้ใกล้เคียงกันหรือมีค่าแตกต่างกันน้อยมาก ถ้าหากขนาดของคอขวดที่ใหญ่ขึ้นจะทำให้ความดันในห้องเผาไหม้ลดลง ในทางกลับกันเมื่อหัวฉีดมีขนาดของคอขวดที่เล็กลงจะทำให้ความดันในห้องเผาไหม้ที่สูงขึ้น V_e หาได้ดังสมการ (3) ดังนี้

$$V_e = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \cdot R T_t \cdot \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (3)$$

จากสมการ (3) ที่แสดงความสัมพันธ์หลัก ๆ ระหว่างความเร็วที่ทางออกกับค่ารากของค่าอุณหภูมิในห้องเผาไหม้และอัตราส่วนระหว่างความดันทางออกกับความดันห้องเผาไหม้ จะเห็นว่าถ้ากำหนดให้อุณหภูมิในห้องเผาไหม้และความดันห้องเผาไหม้คงที่ ค่าความดันทางออกที่น้อยจะส่งผลให้ความเร็วทางออกมีค่ามาก โดยจะมีการวัดค่าแรงขับจากโพลดเชลล์

และวัดค่าอัตราการไหลโดยจะมีการชั่งน้ำหนักของเชื้อเพลิงก่อน-หลังและจับเวลาในการเผาไหม้ รวมทั้งวัดค่าความดันก่อน-หลังจากถังออกซิไดเซอร์ ความดันที่ห้องเผาไหม้และอุณหภูมิห้องเผาไหม้จะทำการวัดค่าโดยใช้เทอร์โมคัปเปิลและอุปกรณ์วัดความดัน

2) ในการทดสอบระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดโดยมีรูปแบบปลายหัวฉีดตามที่ได้ออกแบบไว้มีการดำเนินการดังนี้ หัวฉีด เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการเร่งความเร็วของแก๊สร้อนที่ปล่อยออกมาเพื่อสร้างแรงขับหลักการของหัวฉีดจะอาศัยหลักเวนทูรีที่อาศัยความแตกต่างของพื้นที่หน้าตัดที่ทำให้ความเร็วของของไหลที่แตกต่างกันโดยหัวฉีดจะแบ่งเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนลู่เข้า (converging section) และส่วนลู่ออก (diverging section) ในส่วนลู่เข้านั้นจะเป็นส่วนตั้งแต่ทางออกของแก๊สร้อนจากห้องเผาไหม้ไปจนถึงคอขวด (throat) โดยมีพื้นที่หน้าตัดค้อยๆ เล็กลงจนมาถึงคอขวด

ซึ่งมีขนาดหน้าตัดเล็กที่สุด ส่วนลู่ออกที่เป็นบริเวณตั้งแต่คอขวดไปจนถึงจุดสุดท้ายหัวฉีดโดยพื้นที่หน้าตัดค่อย ๆ ใหญ่ขึ้นจนสุดที่ทางออกโดยใช้หลักการ de Laval nozzle (Humble, Henry, & Larson, 1995; Sutton, & Biblarz, 2001; Singh, Zerpa, Partington, & Gamboa, 2019)

การออกแบบและการผลิต nozzle แบบต่าง ๆ นี้จะเน้นการออกแบบและผลิตหัวฉีดที่ทำด้วยวัสดุที่มีราคาไม่แพงและสามารถจัดหาได้ทั่วไป โดยแม่พิมพ์ในการหล่อจะใช้สแตนเลสกรวยที่มีจำหน่ายอยู่ในท้องตลาด การออกแบบหัวฉีดชนิดต่าง ๆ จะมีส่วนต่าง ๆ ที่สำคัญคือ เส้นผ่านศูนย์กลางลู่เข้า (D_{inlet}) เส้นผ่านศูนย์กลางคอขวด (D^*) เส้นผ่านศูนย์กลางลู่ออก (D_{exit}) ความยาวช่วงลู่เข้า ($L_{convergent}$) ความยาวช่วงลู่ออก ($L_{divergent}$) มุมของช่วงลู่เข้า (β°) มุมของช่วงลู่ออก (α°) ดัง (Figure 2)

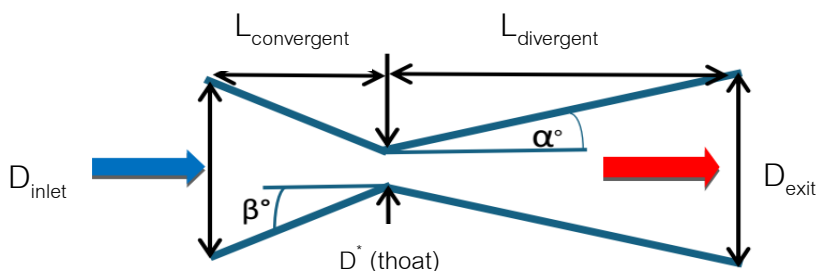


Figure 2 Important parts of the nozzles.

การออกแบบหัวฉีดสรุปรวมทั้งหมดจะมีหัวฉีดทั้งหมด 10 แบบโดยจะมีเส้นผ่านศูนย์กลางลู่เข้าเท่ากันทั้งหมดคือ 70.80 มิลลิเมตร ส่วนขั้นตอนการดำเนินการสร้างจะใช้วัสดุดังนี้ ปูน น้ำ ท่อเหล็ก

ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 3 นิ้ว แม่พิมพ์สำหรับหล่อหัวฉีด สเปร์ย์หล่อลื่น (WD-40) สกรู เทปกาวย โดยจะใช้รายละเอียด ดัง (Table 1)

Table 1 The sizes of all 10 nozzle types.

nozzle no.	D^* (mm)	angle α and β	D_{exit} (mm)	length convergent (mm)	length divergent (mm)	type
1 (G1)	6	$\alpha=\beta=13^\circ$	70.80	137.50	137.50	conical-conical
2 (G1)	6	$\alpha=\beta=13^\circ$	52.00	145.00	95.00	conical-conical
3 (G1)	6	$\alpha=\beta=13^\circ$	37.00	142.00	63.00	conical-conical
4 (G2)	6	$\alpha=11^\circ, \beta=13^\circ$	70.80	137.50	137.50	conical-conical
5 (G2)	7	$\alpha=11^\circ, \beta=13^\circ$	70.80	167.00	138.00	conical-conical
6 (G2)	10	$\alpha=11^\circ, \beta=13^\circ$	70.80	168.00	137.00	conical-conical
7 (G3)	6	$\alpha=29^\circ, (5)$	70.80	59.00	37.00	conical-curve
8 (G3)	6	$\alpha=33^\circ, (4)$	70.80	49.00	51.00	conical-curve
9 (G3)	6	$(4), (4)$	70.80	58.00	57.00	curve-curve
10 (G4)	6	$\alpha=14^\circ, \beta=24^\circ$	70.80	130.00	73.00	conical-conical

จาก (Table 1) แสดงให้เห็นลักษณะการออกแบบหัวฉีดโดยแบ่งหัวฉีดทั้งหมดออกเป็น 4 กลุ่ม 10 แบบ โดยการออกแบบจะให้ความแตกต่างกันโดยแบ่งออกเป็นทั้งหมด 4 กลุ่ม กลุ่ม 1 (G1) ได้ทำให้มีขนาด D_{exit} ต่างกัน กลุ่มที่ 2 (G2) ได้ออกแบบให้มีขนาด D^* ต่างกัน กลุ่มที่ 3 (G3) ออกแบบให้เป็นแบบทรงกรวยอยู่ทางด้านลู่ออกและแบบมีความโค้งอยู่ทางด้านลู่ออก การออกแบบหัวฉีดชนิดมีความโค้งจะทำให้มีลักษณะความโค้งทางออกที่ต่างกันโดยหัวฉีดชนิดที่ 8 และ 9 จะใช้สมการความโค้ง ดังสมการ (4) และหัวฉีดชนิดที่ 7 จะใช้สมการความโค้ง ดังสมการ (5) ส่วนกลุ่มที่ 4 (G4) แบบที่มีมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกัน

$$y = 0.1837x^2 - 6.01x + 55.22 \quad (4)$$

$$y = 0.03199x^2 - 0.5669x + 12.5 \quad (5)$$

จากสมการ (4) และ สมการ (5) x คือตำแหน่งแกนของหัวฉีด y คือตำแหน่งความโค้งของหัวฉีด เมื่อเปรียบเทียบความโค้งแล้วจะพบว่า สมการ (4) จะมีความโค้งที่มากกว่าเพื่อให้มีลักษณะคล้ายแบบหัวฉีดกระสวย ส่วนการผลิตหัวฉีดที่ทำเสร็จแล้วดัง (Figure 3) และ (Figure 4)

**Figure 3** The completed nozzle.

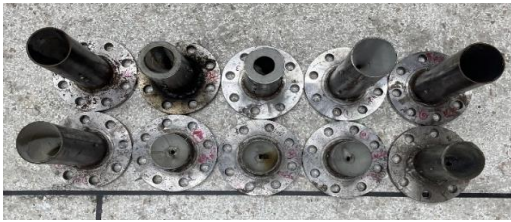


Figure 4 The 10 type of studied nozzles.

3) ในการทดสอบวัดค่าอุณหภูมิและความดันในห้องเผาไหม้ วัดค่าอุณหภูมิที่ทางออกหัวฉีดมีการดำเนินการดังนี้ อุปกรณ์วัดค่าต่าง ๆ จะมีการวัดค่าอุณหภูมิและความดันในห้องเผาไหม้ ได้แก่ เทอร์โมคัปเปิล (thermocouple) อุปกรณ์วัดความดัน (pressure transducer) ก่อนการทดสอบทุกครั้งนอกจากจะต้องเตรียมอุปกรณ์ต่าง ๆ ให้ครบถ้วนแล้วยังต้องตรวจเช็คความพร้อมของอุปกรณ์ว่าเกิดการชำรุดหรือได้รับความเสียหายหรือไม่ เพื่อความปลอดภัยระหว่างการทดสอบ การเตรียมความพร้อมของอุปกรณ์เช่นความพร้อมของคอมพิวเตอร์ การสอบเทียบเครื่องมือวัดค่าโดยจะนำอุปกรณ์วัดอุณหภูมิ อุปกรณ์วัดความดันและโหลดเซลล์มาเชื่อมต่อกับโปรแกรม WinDaq โดยมีการเช็คค่าเริ่มต้นที่ศูนย์โดยอุปกรณ์และเครื่องมือวัดที่ทำการสอบเทียบจะเปลี่ยนหน่วยให้เหมาะสมสำหรับค่าที่ต้องการวัดซึ่งอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่สอบเทียบแล้วจะมีค่าผิดพลาดไม่เกิน 5 เปอร์เซ็นต์ อุปกรณ์ความปลอดภัย ได้แก่ การเตรียมถังดับเพลิงและที่อุดหู ในการทดสอบครั้งนี้ผู้วิจัยได้ทำการจับเวลาในการทดสอบครั้งละประมาณ 50 วินาทีและใช้เชื้อเพลิงที่มีขนาดเท่ากันในทุกการทดสอบ โดยจะทดสอบจำนวน 3 ครั้ง โดยจะต้องถอดหัวฉีดออกแล้วนำตัวจุดระเบิดใส่เข้า

มาแล้วนำสายไฟออกทางปลายหัวฉีดเพราะตัวจุดระเบิดจะมีขนาดใหญ่กว่าคอคอดของหัวฉีด รวมทั้งจะปรับอัตราการไหลของไนโตรสออกไซด์คงที่ขณะเผาไหม้ไว้ที่ 6 บาร์ โดยอุปกรณ์เหล่านี้จะจะอยู่บริเวณใกล้ทางเข้าใกล้กับออกซิไดเซอร์ ดัง (Figure 5)

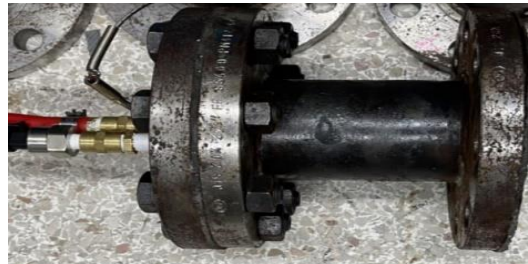


Figure 5 Various measuring devices.

4) ในการทดสอบวัดค่าแรงขับของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด จะมีการติดตั้งโหลดเซลล์ที่บริเวณด้านฐานโดยจะให้ฐานที่ติดตั้งระบบขับเคลื่อนสัมผัสกับโหลดเซลล์และคันโหลดเซลล์เมื่อมีการเผาไหม้และทำให้เกิดแรงขับที่ระบบขับเคลื่อน หลังจากนั้นเมื่อโหลดเซลล์โดนแรงกระทำจะส่งสัญญาณไฟฟ้าเข้าไปที่เครื่องขยายสัญญาณและบันทึกต่อไปในเครื่องคอมพิวเตอร์

5) ในการคำนวณหาค่าแรงดลจำเพาะ ค่าแรงดลทั้งหมด ในส่วนของการคำนวณจะหาค่าแรงดลจำเพาะ (specific impulse, I_{sp}) คือแรงขับต่อน้ำหนักเชื้อเพลิงที่ใช้เทียบกับเวลาซึ่งใช้เปรียบเทียบกับประสิทธิภาพของเชื้อเพลิงแต่ละชนิดโดยมีหน่วยเป็นวินาที (s) ดังสมการ (6) ในส่วนของแรงดลทั้งหมด (total impulse, I_t) สามารถหาได้จากการหาพื้นที่ใต้กราฟของแรงขับกับเวลา โดยหน่วยของแรงดลทั้งหมดคือ N.s

$$I_{sp} = F/(\dot{m}g) \quad (6)$$

ในการวิจัยนี้ ได้ทำการทดสอบที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ บริเวณภาควิชา

วิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ โดยดำเนินการวิจัยระหว่างเดือนมกราคม-มีนาคม 2567 อุปกรณ์ที่ใช้ในการทดสอบระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริด ดัง (Figure 6)

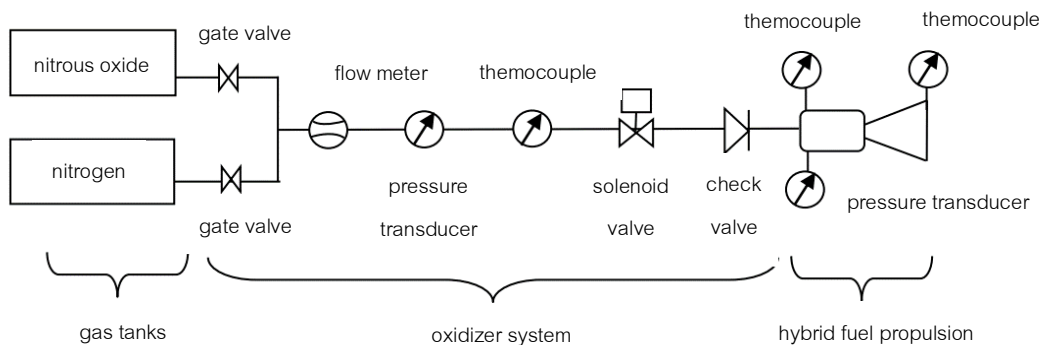


Figure 6 Schematic of hybrid fuel propulsion system.

จาก (Figure 6) ส่วนแรกเป็นถังบรรจุก๊าซ (gas tanks) ส่วนต่อมาเป็นระบบออกซิไดเซอร์ (oxidizer system) และส่วนสุดท้ายเป็นระบบขับเคลื่อนเชื้อเพลิงไฮบริด โดยส่วนนี้จะมีหัวฉีด และอุปกรณ์ thermocouple และความดัน (pressure transducer)

ถังบรรจุก๊าซ จะประกอบไปด้วยถังออกซิไดเซอร์ และถังไนโตรเจน (nitrogen tank) ถังออกซิไดเซอร์จะบรรจุไนโตรสออกไซด์หรือออกซิเจน โดยในการวิจัยนี้จะใช้ก๊าซไนโตรสออกไซด์ ในส่วนของถังไนโตรเจนจะใช้บรรจุก๊าซไนโตรเจนเพื่อใช้ในการดับไฟในห้องเผาไหม้ โดยเมื่อต้องการดับไฟจะทำการปิดวาล์วของก๊าซไนโตรสออกไซด์ หลังจากนั้นจะเปิดวาล์วให้ก๊าซไนโตรเจนไหลเข้ามาในห้องเผาไหม้แทน จึงมั่นใจได้ว่าไม่มีเปลวไฟตกค้างเหลืออยู่ในห้องเผาไหม้

ระบบออกซิไดเซอร์ จะเป็นระบบควบคุมออกซิไดเซอร์โดยมีส่วนประกอบต่าง ๆ เช่น ท่อลำเลียงออกซิไดเซอร์ วาล์วปิด-เปิด วาล์วทางเดียว (check valve) ตัวปรับการไหล (flow meter) โซลินอยด์วาล์ว (solenoid valve) และมีการติดตั้งอุปกรณ์ป้องกันอันตรายก่อนเข้าระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดคือ วาล์วทางเดียว และวาล์วป้องกันไฟไหม้ย้อนกลับ (flashback arrester) หน้าที่ของระบบออกซิไดเซอร์ คือควบคุมการลำเลียงออกซิไดเซอร์เข้าไปในห้องเผาไหม้เพื่อผสมกับเชื้อเพลิง เมื่อไนโตรสออกไซด์และเชื้อเพลิงทั้งสองส่วนผสมกันแล้วมีการจุดระเบิดของตัวจุดระเบิด จะทำให้เกิดการเผาไหม้ ในกรณีที่ต้องการหยุดหรือดับไฟในห้องเผาไหม้นั้นจะต้องปิดวาล์วของท่อออกซิไดเซอร์และเปิดท่อลำเลียงก๊าซไนโตรเจนเข้ามาแทนในห้องเผาไหม้ จึงจะทำให้มั่นใจได้ว่าไม่มีการเผาไหม้

ตกค้างอยู่ในห้องเผาไหม้ ต่อจากนั้นจะมีการทดสอบการรั่วของระบบออกซิไดเซอร์โดยการทำการทดสอบ

จุดรั่ว (leak test) อุปกรณ์ต่าง ๆ ของระบบออกซิไดเซอร์ที่ใช้งานจริงของระบบขับเคลื่อนแบบไฮบริด ดัง (Figure 7)

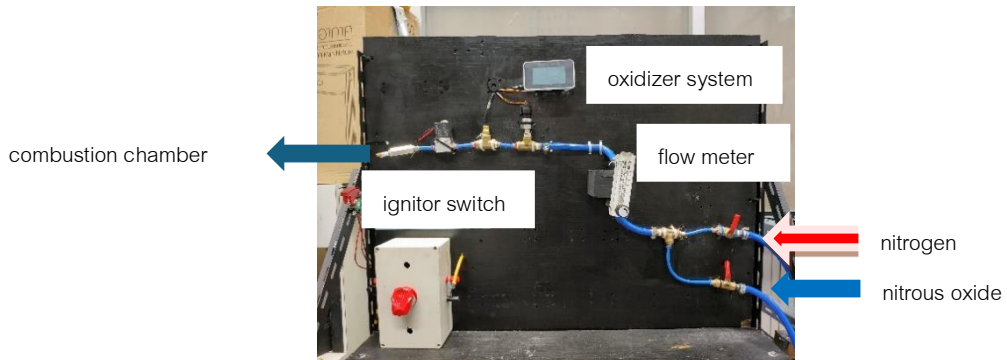


Figure 7 Various equipment of the oxidizer system.

จาก (Figure 7) แสดงอุปกรณ์ต่าง ๆ ของระบบออกซิไดเซอร์ เช่น ท่อทางเข้าของไนโตรเจนและไนตรัสออกไซด์ (nitrous oxide) อุปกรณ์วัดอัตราการไหล ปุ่มกดจุดระเบิด (ignitor switch) และท่อเข้าสู่ห้องเผาไหม้

ระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด (hybrid propulsion system) ในส่วนนี้จะเป็นส่วนที่ประกอบไปด้วยส่วนหลัก ๆ ดังนี้ ห้องเผาไหม้ หัวฉีด และอุปกรณ์ในการวัดค่าต่าง ๆ (measuring devices) ดัง (Figure 8)

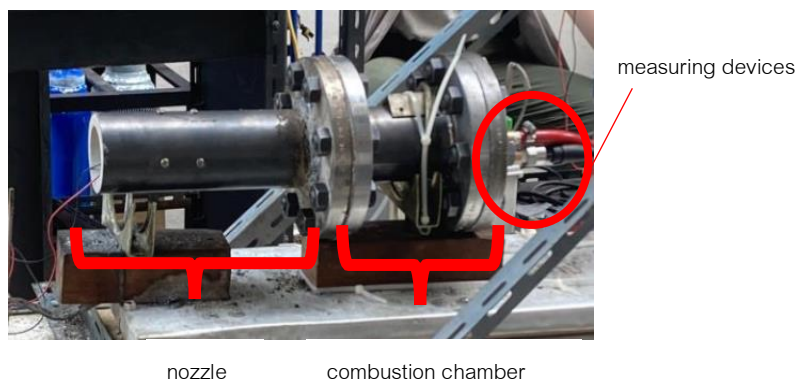


Figure 8 Important components of hybrid propulsion system.

จาก (Figure 8) ห้องเผาไหม้จะมีส่วนประกอบสำคัญคือ หัวฉีดออกซิไดเซอร์ (oxidizer injector) เชื้อเพลิง โดยห้องเผาไหม้จะเป็นบริเวณที่ใช้บรรจุเชื้อเพลิงและเป็นบริเวณที่เกิดการผสมกันระหว่างก๊าซ

ไนตรัสออกไซด์กับเชื้อเพลิงที่ระเหยจากการโดยตัวจุดระเบิด โดยห้องเผาไหม้ทำจากเหล็กขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 3 นิ้ว ความยาว 150 มิลลิเมตร ความหนาประมาณ 1 มิลลิเมตร โดยจะใช้หน้าแปลนต่อที่ปลาย

ทั้งสองด้าน โดยด้านซ้ายจะเป็นหน้าแปลนที่มีการติดตั้งหัวฉีดและอุปกรณ์วัดค่าอุณหภูมิและความดัน ส่วนอีกด้านจะเป็นด้านที่หน้าแปลนประกบกับหัวฉีดที่มีการออกแบบไว้ซึ่งจะเปลี่ยนหัวฉีด 10 แบบ เพื่อวิเคราะห์คุณสมบัติของหัวฉีดแต่ละแบบกับระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด

หัวฉีดออกซิไดเซอร์ เป็นอุปกรณ์ที่ทำหน้าที่ฉีดไนโตรสออกไซด์เข้าสู่ห้องเผาไหม้ โดยจะทำการคัดเลือกหัวฉีดออกซิไดเซอร์ที่สามารถสร้างความเร็วสูงสุดที่พ่นก๊าซออกมา โดยจะมีหัวฉีดออกซิไดเซอร์ที่นำมาคัดเลือกทั้งหมด 3 แบบ ดัง (Figure 9)



Figure 9 Different types of oxidizer nozzles.

จาก (Figure 9) หัวฉีดออกซิไดเซอร์ที่นำมาคัดเลือกเพื่อใช้ในการทดสอบหัวฉีดออกซิไดเซอร์ โดยจะนำหัวฉีดมาติดตั้งเข้ากับชุดทดสอบ โดยใช้ปั๊มลมซึ่งมีความดัน 6 บาร์ปล่อยเข้าไปในชุดทดสอบ และทำการวัดความเร็วของอากาศที่วิ่งออกจากหัวฉีด จากการทดสอบจะได้ความเร็วของหัวฉีดชนิดเกลียว หัวฉีดทองเหลืองยาว และหัวฉีดชนิดสั้น คือ 7.55, 3.27 และ 2.03 เมตรต่อวินาที ตามลำดับ ซึ่งในงานวิจัยนี้จะใช้หัวฉีดชนิดเกลียวเป็นหัวฉีดออกซิไดเซอร์

เชื้อเพลิงในการวิจัยนี้จะใช้เชื้อเพลิงที่เป็นแท่งพลาสติกจำพวก PE โดยมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 66 มิลลิเมตร ความยาว 100 มิลลิเมตรโดยจะมีรูเจาะตรงกลางขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 12.50 มิลลิเมตร ใช้จำนวน 10 แท่งเท่ากับจำนวนหัวฉีดที่จะทำการทดสอบ ดัง (Figure 10)



Figure 10 Fuel (PE).

ผลการศึกษาและอภิปรายผล

จากการดำเนินการทดสอบและวิเคราะห์สมรรถนะของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดโดยใช้หัวฉีดแบบต่าง ๆ ผลการศึกษาและอภิปรายผลมีดังนี้

1) จากการศึกษาทฤษฎีและหลักการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดพบว่า ทฤษฎีที่นำมาใช้ในการวิจัยนี้สามารถนำมาประกอบการวิจัยให้เข้าใจหลักการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดนั้นคือค่าของแรงขับ อัตราการไหลความเร็วของก๊าซที่ออกจากหัวฉีดในทางทฤษฎี สามารถนำมาเป็นประกอบการพิจารณาเมื่อมีผลทดสอบของระบบขับเคลื่อนเพื่อให้สามารถเข้าใจหลักการทำงานของ

ระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดที่มีหัวฉีดแบบต่าง ๆ ได้ นั่นคือแรงขับที่มากสามารถที่จะเลือกจะทำให้มีอัตราการไหลที่มากขึ้นหรือทำให้ความเร็วทางออกมีค่ามากขึ้นก็ได้ รวมทั้งหัวฉีดที่มีลักษณะแตกต่างกัน จะส่งผลต่อแรงขับที่แตกต่างกัน (Humble, Henry, & Larson, 1995; Sutton, & Biblarz, 2001)

2) จากการทดสอบระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดโดยมีรูปแบบปลายหัวฉีดตามที่ได้ออกแบบไว้ พบว่าลักษณะของการเผาไหม้จากการทดสอบโดยจะเห็นไปที่พุ่งออกมาทางด้านปลายซึ่งจะ

วัดอุณหภูมิที่ทางออกโดยเทอร์โมคัปเปิล ดัง (Figure 11) และจะได้ผลการทดสอบ ดัง (Table 2)



Figure 11 Characteristics of testing of rocket hybrid propulsion system.

Table 2 Shows test results of a rocket's hybrid propulsion system using all 10 types of nozzles.

nozzle no.	force (N)	combustion pressure (psi)	combustion temperature (°C)	exit temperature (°C)	mass flow rate (kg/s)	specific impulse (s)	total impulse (N.s)
1 (G1)	4.10	50.00	951.00	136.50	9.00E-04	464.40	205.00
2 (G1)	4.50	11.00	910.10	143.00	8.20E-04	559.40	225.00
3 (G1)	4.30	11.00	912.80	166.40	1.20E-03	371.50	215.00
4 (G2)	2.60	14.00	936.30	214.50	6.20E-04	427.50	130.00
5 (G2)	1.80	1.00	1,166.50	164.00	1.30E-03	141.10	90.00
6 (G2)	2.10	7.20	846.50	301.10	1.10E-03	198.20	105.00
7 (G3)	4.30	11.00	849.60	130.80	1.10E-03	405.90	215.00
8 (G3)	2.70	6.20	918.20	1,350.00	1.20E-03	225.60	135.00
9 (G3)	3.90	7.50	524.20	412.20	4.00E-04	993.90	195.00
10 (G4)	1.60	21.50	67.00	150.20	5.00E-04	326.20	80.00

จาก (Table 2) จะเห็นว่าสามารถวัดค่าแรงขับอุณหภูมิห้องเผาไหม้ ความดันห้องเผาไหม้ อุณหภูมิทางออกปลายหัวฉีด รวมทั้งสามารถคำนวณค่าแรงดลจำเพาะและแรงดลทั้งหมดได้ จากผลการทดสอบได้ผลดังนี้

3) จากการทดสอบวัดค่าอุณหภูมิและความดันในห้องเผาไหม้ วัดค่าอุณหภูมิที่ทางออกหัวฉีดพบว่า

กลุ่มที่ 1 (G1) แบบทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่เส้นผ่านศูนย์กลางทางออกจะแตกต่างกัน จะในส่วนของอุณหภูมิภายในห้องเผาไหม้และทางออกของแต่ละหัวฉีดมีค่าต่างกันไม่เกิน 5 เปอร์เซ็นต์ ค่าอุณหภูมิในห้องเผาไหม้และอุณหภูมิทางออกจะได้ประมาณ 900 และ 130-160 องศาเซลเซียส ส่วนค่า

ความดันในห้องเผาไหม้ได้ประมาณ 50.00 psi, 11.00 psi และ 11.00 psi ตามลำดับ

กลุ่มที่ 2 (G2) แบบที่มีทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่จะมีเส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดที่แตกต่างกัน ค่าอุณหภูมิในห้องเผาไหม้และอุณหภูมิทางออกจะได้ประมาณ 936.30, 1166.50, 846.50 และ 214.50, 164.00, 301.10 องศาเซลเซียส ส่วนค่าความดันในห้องเผาไหม้จะได้ 14.00 psi, 1.00 psi และ 7.20 psi

กลุ่มที่ 3 (G3) แบบที่มีทางเข้าเป็นแบบทรงกรวยและทางออกเป็นแบบมีความโค้ง จะได้ค่าอุณหภูมิในห้องเผาไหม้และอุณหภูมิทางออกจะได้ประมาณ 849.60, 918.20, 524.20 และ 130.80, 1,350.00, 412.20 องศาเซลเซียส ส่วนความดันในห้องเผาไหม้คือ 11.00, 6.20 และ 7.50 psi

กลุ่มที่ 4 (G4) แบบที่มีมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกันจะได้ค่าอุณหภูมิในห้องเผาไหม้และอุณหภูมิทางออกจะได้ประมาณ 67.00 และ 150.20 องศาเซลเซียส ส่วนความดันในห้องเผาไหม้คือ 21.50 psi

4) จากการทดสอบวัดค่าแรงขับของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดพบว่า

กลุ่มที่ 1 (G1) แบบทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่เส้นผ่านศูนย์กลางทางออกจะแตกต่างกัน จะได้ค่าแรงขับมากที่สุดคือหัวฉีดแบบที่ 2, 3 และ 1 คือ 4.50, 4.10 และ 4.30 นิวตัน

กลุ่มที่ 2 (G2) แบบที่มีทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่จะมีเส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดที่แตกต่างกันจะได้ค่าแรงขับมีค่าเฉลี่ยใกล้เคียงกัน คือ 2.60, 1.80 และ 2.10 นิวตัน

กลุ่มที่ 3 (G3) แบบที่มีทางเข้าเป็นแบบทรงกรวยและทางออกเป็นแบบมีความโค้งจะมีค่าแรงขับคือ 4.30, 2.70 และ 3.90 นิวตัน

กลุ่มที่ 4 (G4) แบบที่มีมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกันจะได้ค่าแรงขับจะประมาณ 1.60 นิวตัน ดังนั้นหัวฉีดกลุ่มที่ 1 แบบที่ 2 จะได้ค่าแรงขับที่มากที่สุด

5) จากการคำนวณหาค่าแรงดลจำเพาะทั้งหมดพบว่าสามารถนำกราฟระหว่างแรงขับกับเวลามาคำนวณหาพื้นที่ใต้กราฟได้ (Sutton, & Biblarz, 2001) กลุ่มที่ 1 (G1) แบบทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่เส้นผ่านศูนย์กลางทางออกจะแตกต่างกันจะได้ค่าแรงดลจำเพาะ 464.40, 559.40 และ 371.50 วินาที และจะได้ค่าแรงดลทั้งหมด 205.00, 225.00 และ 215.00 N.s ตามลำดับ

กลุ่มที่ 2 (G2) แบบที่มีทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่จะมีเส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดที่แตกต่างกันจะได้ค่าแรงดลจำเพาะ 427.50, 141.10 และ 198.20 วินาที และจะได้ค่าแรงดลทั้งหมด 130.00, 90.00 และ 105.00 N.s ตามลำดับ

กลุ่มที่ 3 (G3) แบบที่มีทางเข้าเป็นแบบทรงกรวยและทางออกเป็นแบบมีความโค้งจะได้ค่าแรงดลจำเพาะ 405.90, 225.60 และ 993.90 วินาที และจะได้ค่าแรงดลทั้งหมด 215.00, 135.00 และ 195.00 N.s ตามลำดับ

กลุ่มที่ 4 (G4) แบบที่มีมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกันจะได้ค่าแรงดลจำเพาะ 326.20 วินาที และจะได้ค่าแรงดลทั้งหมด 80.00 N.s

จากการเปรียบเทียบค่าความดันในห้องเผาไหม้ของกราฟผลการทดสอบกลุ่มที่ 1 (G1) แบบที่ 2 และแบบที่ 3 ดัง (Figure 12) ส่วนกลุ่มที่ 2 (G2) หัวฉีดแบบที่ 4 จะได้ความดันที่มากกว่า หัวฉีดแบบที่ 1 จะได้ความดันมากกว่าหัวฉีดแบบที่ 5 และ 6 ดัง (Figure 13)

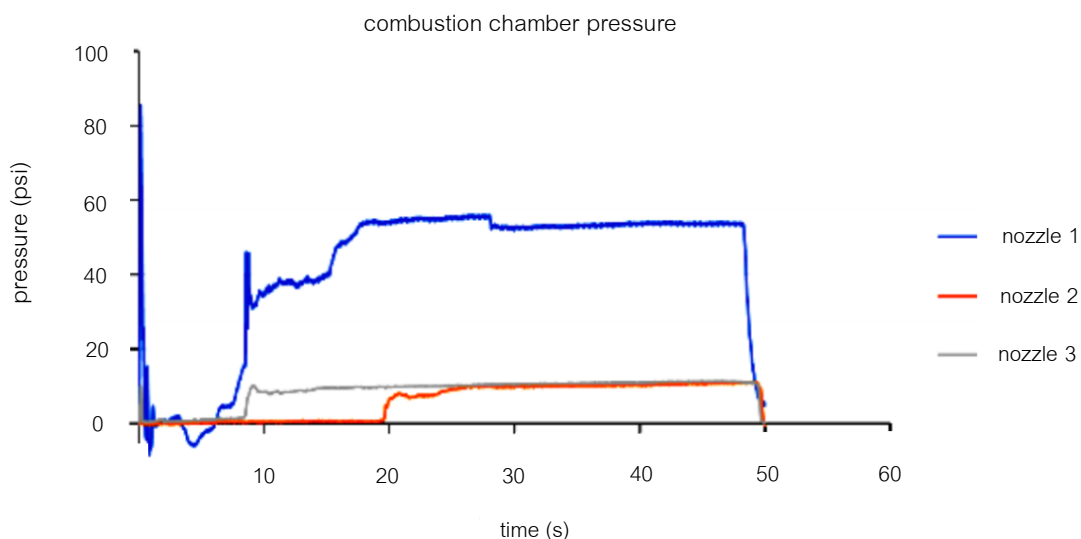


Figure 12 Pressure inside the nozzle 1, 2 and 3 (G1).

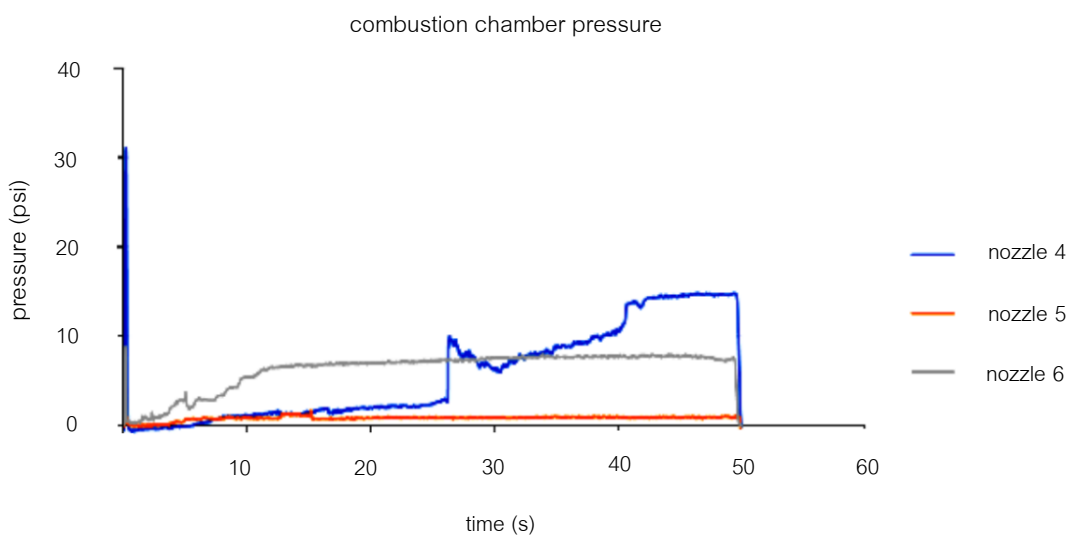


Figure 13 Pressure inside the nozzle 4, 5 and 6 (G2).

จาก (Figure 12) จะเห็นว่าหัวฉีดแบบที่ 1, 2 จะเริ่มต้นเผาไหม้เข้าสู่สภาวะคงที่ประมาณวินาทีที่ 10 ส่วนหัวฉีดแบบที่ 3 จะเริ่มประมาณวินาทีที่ 20 และจาก (Figure 13) หัวฉีดแบบที่ 4 จะเริ่มเผาไหม้เข้าสู่สภาวะคงที่เมื่อวินาทีที่ 26 โดยเมื่อมีการเผาไหม้ที่สถานะคงที่จะสังเกตได้จากกราฟมีลักษณะแนวโน้มที่ราบ ส่วนหัวฉีดแบบที่ 7, 8 และ 9 จะมีความชันของ

ความดันใกล้เคียงกันหลังจากนั้นเมื่อมีการเผาไหม้ที่เข้าอยู่ในสถานะคงที่จะมีลักษณะของกราฟที่ค่อนข้างราบ โดยหัวฉีดแบบที่ 7 จะมีลักษณะแบบ progressive ส่วนหัวฉีดแบบที่ 8 จะเป็นแบบ neutral หัวฉีดแบบที่ 9 เป็นแบบ regressive ดัง (Figure 14) และ หัวฉีดแบบที่ 1 จะเป็นแบบ neutral ส่วนหัวฉีดแบบที่ 10 จะเป็นแบบ regressive ดัง (Figure 15)

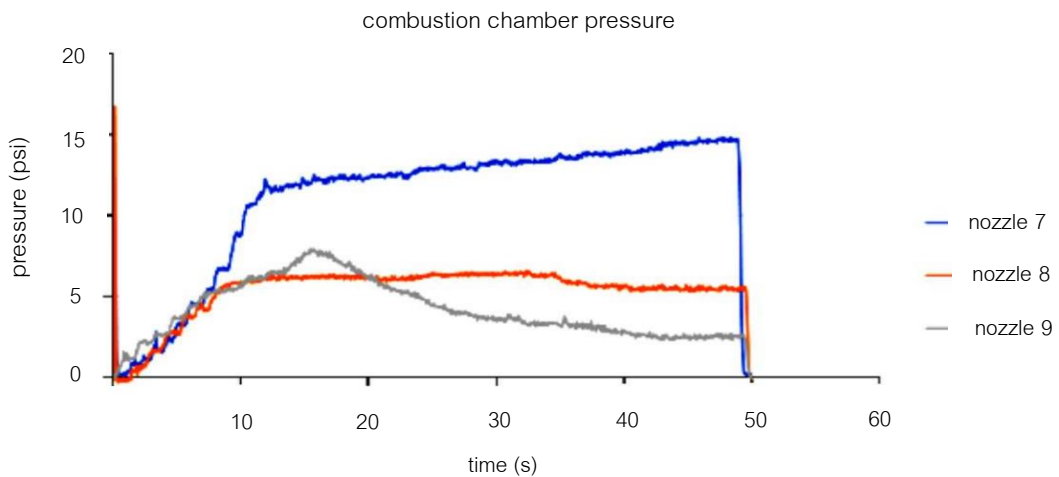


Figure 14 Pressure inside the nozzle 7, 8 and 9 (G3).

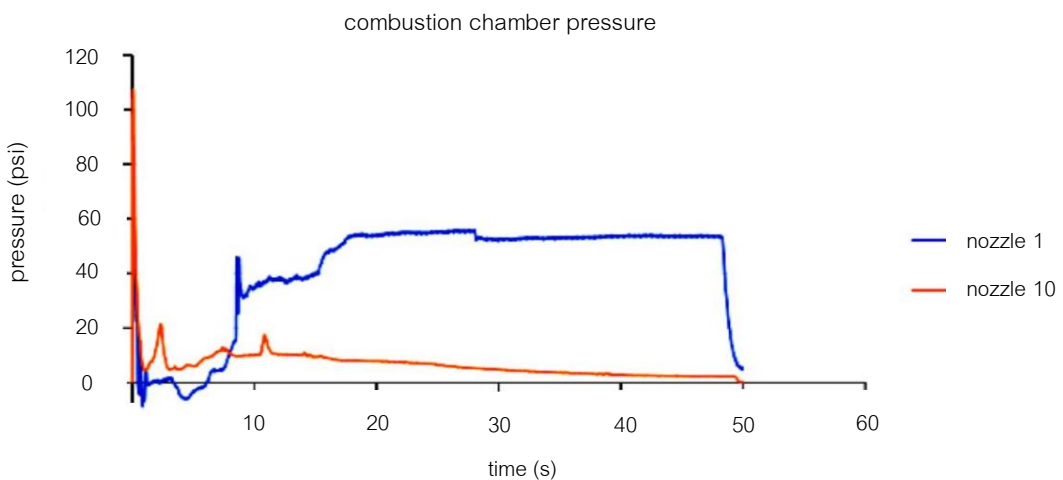


Figure 15 Pressure inside the nozzle 1 and 10.

จาก (Figure 14) และ (Figure 15) เป็นการเปรียบเทียบกราฟผลการทดสอบกลุ่มที่ 3 (G3) หัวฉีดแบบที่ 7 จะได้ความดันที่มากกว่าหัวฉีดแบบที่ 8 และแบบที่ 9 โดยมีการเผาไหม้เข้าสู่ภาวะคงที่ที่ประมาณวินาทีที่ 10 ใกล้เคียงกัน (Figure 14) ส่วนกลุ่มที่ 4 (G4) จะเห็นว่าหัวฉีดแบบที่ 10 ได้ค่าความดันที่น้อยกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับหัวฉีดแบบที่ 1 และการเผาไหม้ของหัวฉีดแบบที่ 10 จะเริ่มเผาไหม้ตั้งแต่เริ่มจุดระเบิด (Figure 15)

ในส่วนของการคำนวณแรงดลจำเพาะที่มากที่สุดจะได้หัวฉีดแบบที่ 9 คือ 993.90 วินาที ส่วนหัวฉีดแบบที่ 5 จะให้ค่าที่น้อยที่สุดคือ 141.10 วินาที สำหรับค่าแรงดลทั้งหมดที่มากที่สุดคือ หัวฉีดแบบที่ 2 คือ 225.00 N.s ส่วนหัวฉีดแบบที่ 10 จะให้ค่าแรงดลทั้งหมดที่น้อยที่สุดคือ 80.00 N.s

เมื่อนำสมการต่าง ๆ ทางทฤษฎีมาเปรียบเทียบกับผลการทดสอบจะได้ว่าในกรณีของกลุ่มที่ 1 (G1) แบบทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่เส้นผ่านศูนย์กลางทางออกจะแตกต่างกันนั้น จะเห็นว่าค่าของแรงขับที่มีค่ามากที่สุดจะเป็นแบบที่ 2 โดยการปรับเส้นผ่านศูนย์กลางทางออกที่เหมาะสมกับความดันทางออกจะช่วยให้แรงขับมากขึ้น (Arrington, Reed, & Rivera, 1996) รวมทั้งอัตราการไหลแตกต่างกันน้อยมากทั้งนี้อาจเนื่องมาจากเส้นผ่านศูนย์กลางทางออกไม่มีผลต่อแรงขับ ดังสมการ (1) ซึ่งไม่มีพจน์ที่เกี่ยวข้องกับเส้นผ่านศูนย์กลางทางออก (Humble, Henry, & Larson, 1995; Sutton, & Biblarz, 2001; Singh, Zerpa, Partington, & Gamboa, 2019) ส่วนในกลุ่มที่ 2 (G2) แบบที่มีทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่จะมีเส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดที่แตกต่างกัน จะเห็นว่าหัวฉีดแบบที่

4, 5 และ 6 ซึ่งมีคอคอดขนาด 6, 7 และ 10 มิลลิเมตร จะมีแรงขับที่แตกต่างกันน้อยมาก จะเห็นว่าหัวฉีดแบบที่ 4 ซึ่งมีคอคอดที่น้อยกว่าแบบที่ 6 จะส่งผลให้มีค่าความดันห้องเผาไหม้ที่มากกว่าซึ่งตรงกับสมการ (2) ส่วนหัวฉีดแบบที่ 5 ระหว่างการทดสอบสายของวงจรบันทึกค่าได้ถูกกระแทกของการจุดระเบิดและเกิดการเคลื่อนที่ทำให้ค่าที่บันทึกได้อาจจะมีความคลาดเคลื่อน ส่วนกลุ่มที่ 3 (G3) แบบที่มีทางเข้าเป็นแบบทรงกรวยและทางออกเป็นแบบมีความโค้งจะมีทั้งหมด 3 แบบ โดยมีความโค้งทางออกจากสมการ (4) และ (5) จะเห็นว่าความหัวฉีดแบบที่ 9 จะให้แรงดลจำเพาะมากที่สุด (Arrington, Reed, & Rivera, 1996) ส่วนกลุ่มที่ 4 (G4) แบบที่มีมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกัน แต่จะเป็นลักษณะกรวยนั้น จะเห็นว่ามุมของส่วนลูเข้าและออกที่ชันมากเกินไปจะไม่ส่งผลดีต่อแรงขับทำให้แรงขับลดลง (Arrington, Reed, & Rivera, 1996)

ดังนั้นจะเห็นได้ว่าค่าจากการทดสอบและสมการทางทฤษฎีนั้นมีความสอดคล้องกัน หากแต่การทดสอบจริงที่มีค่าเรย์โนลด์ นัมเบอร์ต่ำกว่า 1×10^4 ยังคงไม่เห็นผลต่างของค่าที่ชัดเจนมากนักเนื่องจากผลของความหนืดบริเวณผิววัตถุ (boundary effect) จะทำให้การตั้งสมมติฐานของการไม่มีความหนืด (inviscid flow) ไม่สามารถทำได้ (Arrington, Reed, & Rivera, 1996) อาจจะต้องจำเป็นต้องมีการทำซ้ำเพื่อศึกษาความสัมพันธ์ในเรื่องของการเผาไหม้ fuel regression rate ที่อาจจะส่งผลต่อการผสมกันระหว่างเชื้อเพลิงกับก๊าซออกซิไดเซอร์เนื่องจากเชื้อเพลิงซึ่งอยู่ในสถานะของแข็งต้องมีการระเหยกกลายเป็นไอเพื่อผสมเข้ากับก๊าซออกซิไดเซอร์ รวมทั้งยังมีความจำเป็นที่เพื่อเปรียบเทียบค่าต่าง ๆ และนำผลที่ได้มาพัฒนา

องค์ความรู้ของระบบขับเคลื่อนของจรวดแบบเชื้อเพลิงไฮบริด โดยหากพัฒนาต่อไปสามารถนำไปสู่การติดตั้งระบบขับเคลื่อนในจรวดขนาดเล็กเพื่อต่อยอดในการศึกษาและพัฒนาในส่วนของการส่งดาวเทียมกระป๋อง (can sat) ในระดับอุดมศึกษาต่อไป

สรุป

จากการวิจัยครั้งนี้ทำให้ได้ศึกษาทฤษฎีและหลักการทำงานของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวดตลอดจนได้ทำการออกแบบและผลิตหัวฉีดตามขนาดที่กำหนดไว้ 10 แบบ รวมทั้งได้ทดสอบและวัดค่าแรงขับ อุณหภูมิห้องเผาไหม้ อุณหภูมิที่ทางออกหลังจากนั้นนำค่ามาคำนวณเพื่อหาแรงดลจำเพาะและแรงดลทั้งหมดของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดของจรวด จากการทดสอบจะมีความสัมพันธ์ระหว่างขนาดของหัวฉีดที่ออกแบบไว้ในแต่ละกลุ่มและค่าที่วัดจากการทดสอบ กลุ่มที่ 1 (G1) แบบทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่เส้นผ่านศูนย์กลางทางออกจะแตกต่างกัน การเพิ่มขนาดของเส้นผ่านศูนย์กลางทางออกที่เหมาะสมกับความดันทางออกนั้นจะมีผลกระทบกับแรงขับ ส่วนอุณหภูมิในห้องเผาไหม้และอุณหภูมิที่ทางออกมีผลแตกต่างกันเล็กน้อย กลุ่มที่ 2 (G2) แบบที่มีทางเข้าและทางออกเป็นแบบทรงกรวยแต่จะมีเส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดที่แตกต่างกัน เมื่อเส้นผ่านศูนย์กลางคอคอดน้อยที่สุดจะได้ค่าความดันที่มากที่สุดซึ่งจะส่งผลทำให้เกิดแรงขับที่มากที่สุดตามด้วย กลุ่มที่ 3 (G3) แบบที่มีทางเข้าเป็นแบบทรงกรวยและทางออกเป็นแบบมีความโค้งจะมีทั้งหมด 3 แบบ โดยมีความโค้งทางออกจากสมการ (4) และ (5) จะส่งผลให้มีความดันในห้องเผาไหม้มาก

ที่สุดคือค่าความโค้งของหัวฉีดที่ 7 กลุ่มที่ 4 (G4) แบบที่มีมุมทางเข้าและทางออกมีขนาดแตกต่างกัน หัวฉีดที่มีความชันของการลู่ออกและออกมาเกินไปจะส่งผลให้แรงขับน้อย

นอกจากนี้การวิจัยยังทำให้สามารถนำอุปกรณ์การทดสอบต่าง ๆ ไปใช้ในส่วนของการปฏิบัติการสำหรับการเรียนการสอนของวิชาที่เกี่ยวข้องทางด้านการบินและอวกาศต่อไป เนื่องจากการพัฒนาระดับพื้นฐานนี้ทุกชิ้นส่วนสามารถหาซื้อได้ตามท้องตลาดและมีราคาที่ไม่สูงมากนักเมื่อจำเป็นต้องมีการซ่อมบำรุงก็สามารถทำได้ง่าย รวมทั้งยังสามารถทำให้นักเรียน นักศึกษาและบุคคลทั่วไปได้รับชมการสาธิตการทดสอบระบบขับเคลื่อนของเชื้อเพลิงแบบไฮบริด อีกทั้งยังสามารถนำความรู้เกี่ยวกับทางด้านจรวดมาพัฒนาต่อยอดให้กับบุคคลากรและพัฒนาเครื่องมือการทดสอบพื้นฐานที่เกี่ยวข้องกับระบบขับเคลื่อนเชื้อเพลิงไฮบริด

จากผลการศึกษานำไปเป็นแนวทางในการปรับปรุงและพัฒนา ดังนี้ 1) เปลี่ยนวัสดุที่ใช้ในการทำ nozzle เช่น แก้วไฟต์เพื่อให้ทนต่อความร้อนและการสึกกร่อนมากขึ้น ซึ่งจะทำให้สามารถใช้งาน nozzle ได้ยาวนานมากขึ้น 2) เปลี่ยนระบบท่อออกซีไดเซออร์โดยมีข้อต่อเป็นแบบข้อต่อท่อไฮดรอลิกที่มีความทนต่อความดันได้มากกว่า จะทำให้สามารถเพิ่มความดันของระบบออกซีไดเซออร์เพื่อทำให้วัดค่าต่าง ๆ ได้สูงมากกว่าปัจจุบัน 3) ห้องเผาไหม้เกิดรอยแตกเพราะความร้อนสูง จึงควรมีระบบหล่อเย็นลดความร้อน 4) ศึกษาเพิ่มเติมเพื่อหาหลักการเผาไหม้ของระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดเพื่อหาความสัมพันธ์ของหลักการเผาไหม้ของ fuel regression rate ที่สามารถส่งผลต่อค่าต่าง ๆ ที่วัดได้ หลังจากนั้นสามารถออกแบบ

และพัฒนาาระบบขับเคลื่อนแบบเชื้อเพลิงไฮบริดนี้เพื่อนำไปติดตั้งในจรวดขนาดเล็กซึ่งจะนำไปใช้ในการส่งดาวเทียมกระป๋องได้ต่อไปในอนาคต

คำขอบคุณ

งานวิจัยนี้ได้รับทุนสนับสนุนจากคณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ตามสัญญาเลขที่ ENG-NEW-61-19

เอกสารอ้างอิง

- Arrington, L. A., Reed, B. D., & Rivera, A. (1996). A Performance Comparison of Two Small Rocket Nozzles. In *32nd Joint Propulsion Conference* (pp. 1-11). Florida: Aerospace Research Central.
- Corchado, S. E. (2016). *Design and Construction of An Upgraded Hybrid Rocket* (bachelor's thesis). Universidad Carlos III de Madrid. Spain.
- Cortes, E., Garnica, S., Khalighi, S., Lee, W. L., Liu, B., Pathan, A., Ramos, J., Suppanade, N. D., & Wells, J. D. (2013). Experimental Sounding Rocket: Sonic Eagle. In *8th Intercollegiate Rocket Engineering Competition* (pp. 1-7). Utah: Spaceport America.
- Humble, R. W., Henry, G. N., & Larson, W. J. (1995). *Space Propulsion analysis and Design*. New York: McGraw-Hill.
- Okninski, A., Marciniak, B., Bartkowiak, B., Kaniewski, D., Matyszewski, J., Kindracki, J., & Wolanski, P. (2015). Development of the polish small sounding rocket program. *Acta Astronautica*, 108, 46-56.
- Palateerdham, S. K., Ingenito, A., & Ciprioti, S. V. (2020). *Experimental Investigation of the Paraffin Thermomechanical Properties and Hybrid Rocket Engine Performance for Different Fuel Grain Formulations* (master's thesis). Sapienza University of Rome. Italy.
- Singh, J., Zerpa, L. E., Partington, B., & Gamboa, J. (2019). Effect of nozzle geometry on critical-subcritical flow transitions. *Heliyon*, 5(2), e01273.
- Singh, S. (2013). Solid rocket motor for experimental sounding rockets. *Advances in Aerospace Science and Applications*, 3(3), 199-208.
- Suksila, T. (2017). Experimental investigation of solid rocket motors for small sounding rockets. *IOP Conference Series: Materials*, 297, 012009.
- Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). *Rocket Propulsion Elements*. New Jersey: John Wiley & Sons.
- Tsohas, J., Appel, B., Rettenmaier, A., Walker, M., & Heister, S. D. (2009). Development and Launch of the Purdue Hybrid Rocket Technology Demonstrator. In *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (pp. 1-20). Colorado: Aerospace Research Central.