การศึกษาและพัฒนาระบบจุดระเบิดในต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม

A Study to Develop a Prototype of a Hybrid Rocket

นรภัทร์ ทัศนียกุล, เฉลิมศักย์ ดาสะอาด และปานทิพย์ บุญส่ง
Norraphat Tussaneyakul, Chalermsak Dasaard and Panthip Boonsong
หลักสูตรวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาเทคโนโลยีวิศวกรรมพลังงาน
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ
Master of Engineering Program in Energy Engineering Technology,
King Mongkut's University of Technology North Bangkok
Received: February 27, 2018
Revised: May 24, 2018
Accepted: May 25, 2018

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการออกแบบและสร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม เพื่อใช้ศึกษาและพัฒนากลไกการเผาไหม้ของจรวดเชื้อเพลิงผสม เพื่อเป็นการส่งเสริมงานวิจัยและพัฒนาเทคโนโลยีจรวดเชื้อเพลิงผสมในอนาคต โดยผู้วิจัยได้ออกแบบและสร้างระบบจุดระเบิดเชื้อเพลิงจรวดที่แตกต่างกัน 2 ระบบ ได้แก่ ระบบหัวเทียน และระบบหัวเผา โดยระบบหัวเผาเป็นระบบที่ผู้วิจัยออกแบบและพัฒนาขึ้น งานวิจัยนี้จัดทำขึ้นเพื่อทดสอบการทำงานของระบบจุดระเบิดที่จัดสร้างทั้งสองระบบ และเปรียบเทียบแรงขับที่เกิดขึ้น การทดสอบกระทำโดยใช้กระดาษแทนเชื้อเพลิงจรวด และใช้ก๊าซออกซิเจน (GOX) เป็นสารออกซิไดซ์ ในการทดสอบผู้วิจัยได้ทำการทดลองระบบจุดระเบิดทั้ง 2 ระบบ ระบบละ 3 ครั้ง แล้วนำค่าแรงขับ (thrust) ที่ได้มาเฉลี่ย เพื่อทำการเปรียบเทียบการทำงานของระบบจุดระเบิดทั้งสองระบบ ซึ่งผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่าระยะเวลาการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงของทั้ง 2 ระบบมีค่าใกล้เคียงกันที่ 5 วินาที และแรงขับที่วัดได้จากชุดต้นแบบระบบหัวเผามีค่าสูงกว่าระบบหัวเทียนอยู่ประมาณ 0.367 lbf โดยมีสาเหตุมาจากน้ำหนักโดยรวมของชุดต้นแบบระบบหัวเผามีค่าน้อยกว่าระบบหัวเทียน ทำให้เกิดค่าแรงเสียดทานน้อยกว่า จากผลการทดลองสามารถสรุปได้ว่าชุดต้นแบบระบบหัวเผาและระบบหัวเทียนให้ค่าแรงขับที่สอดคล้องและเป็นไปในแนวทางเดียวกัน ทั้งนี้ชุดต้นแบบระบบหัวเผามีจุดเด่นคือสามารถใช้ได้กับเชื้อเพลิงที่ติดไฟยากกว่าระบบหัวเทียน แต่ข้อควรระวังของชุดต้นแบบระบบหัวเผาคือถ้านำไปใช้กับเชื้อเพลิงที่จุดติดยาก ปริมาณความร้อนสะสมที่ห้องจุดระเบิดก่อนการจุดระเบิด อาจก่อให้เกิดความเสียหายกับจรวดได้

คำสำคัญ: จรวดเชื้อเพลิงผสม, ระบบหัวเทียน, ระบบหัวเผา, แรงขับ

Abstract

This research designs and builds a prototype hybrid fuel rocket in order to study and develop an ignition system and a combustion mechanism of a hybrid fuel rocket. In addition, this prototype will be able to support further study and development of hybrid fuel rockets. Two types of ignition systems, a spark plugs system and a glow plug system, have been developed. The main focus of this

research is to study the ignition mechanism, investigate and determine the combustion efficiency and thrust between both ignition systems - the spark plug and glow plug systems. Both ignition systems had been commissioned, tested and compared. The researchers used paper for a solid fuel and oxygen (GOX) as an oxidizer. Both ignition systems were tested three times and the mean statistic has been used for comparing the results for both ignition systems. From the test results, the combustion time of both ignition systems demonstrate the same characteristics – a combustion time of 5 seconds. For measuring thrust, the glow plug system generates higher thrust than the spark plug system at 0.367due to less weight and lower friction of glow plug system. In conclusion, both types of ignition systems are able to operate and have the same operating characteristics. However, the glow plug system has a beneficial ability because it can be used with a wider range of fuels which are more difficult to ignite. One caution for the glow plug system is when used with fuel that is difficult to ignite, the accumulated heat in the combustion chamber before ignition may damage the rocket and equipment.

Keywords: hybrid rocket, spark plug system, glow plug system, thrust

บทนำ

จรวด (rocket) หมายรวมถึง ขีปนาวุธ, ยานอวกาศ, เครื่องบิน หรือพาหนะอื่นใดที่ทำการเคลื่อนที่โดยอาศัยแรงผลักดันของไอเสียที่มีอุณหภูมิและแรงดันสูงที่ด้านปลายส่งผลให้เกิดแรงขับ (thrust) ซึ่งทำให้เกิดการเคลื่อนที่ไปด้านหน้าตามกฎข้อที่ 3 ของนิวตัน จรวดสามารถแบ่งตามสถานะของเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์ได้เป็น 3 ประเภท ได้แก่ จรวดเชื้อเพลิงแข็ง (solid rocket) จรวดเชื้อเพลิงเหลว (liquid rocket) และจรวดเชื้อเพลิงผสม (hybrid rocket) (Sutton & Biblarz, 2001)

จรวดเชื้อเพลิงผสม (hybrid rocket) เป็นการรวมเอาจุดเด่นของจรวดเชื้อเพลิงแข็ง และจรวดเชื้อเพลิงเหลวเข้าด้วยกัน โดยจรวดเชื้อเพลิงผสมจะใช้เชื้อเพลิงที่มีสถานะเป็นของแข็งและสารออกซิไดซ์ที่มีสถานะเป็นของเหลวหรือก๊าซ ทำให้จรวดเชื้อเพลิงผสมมีจุดเด่นในด้านความปลอดภัยในการผลิต การจัดเก็บ และการใช้งาน เนื่องจากเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์เป็นชนิดที่ไม่สามารถระเบิดได้ (non-explosive type) แต่อย่างไรก็ตามจรวดเชื้อเพลิงผสมมีข้อด้อยในแง่ที่มีประสิทธิภาพในการเผาไหม้ต่ำ ซึ่งส่งผลให้แรงขับ (thrust) ที่เกิดขึ้นมีค่าต่ำไปด้วย ดังนั้นนักวิจัยส่วนมากจึงพยายามพัฒนาเทคโนโลยีเกี่ยวกับจรวดเชื้อเพลิงผสม โดยมุ่งเน้นการเพิ่มประสิทธิภาพการเผาไหม้ของห้องเชื้อเพลิงในจรวด เพื่อให้เกิดแรงขับสูงสุด (Krishnan, 2002)

จากเหตุผลข้างต้น ผู้วิจัยจึงได้ทำการวิจัยโดยมุ่งเน้นไปที่การออกแบบและสร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม โดยออกแบบและติดตั้งระบบจุดระเบิดเชื้อเพลิงจรวดที่แตกต่างกัน 2 ระบบ ได้แก่ ระบบหัวเทียนและระบบหัวเผา เพื่อวัดและบันทึกค่าของปัจจัยต่าง ๆ ที่ส่งผลต่อประสิทธิภาพการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์ โดยนำค่าแรงขับ (thrust) ซึ่งเป็นผลลัพธ์โดยตรงที่มีผลกับประสิทธิภาพการเผาไหม้ และการเคลื่อนที่ของจรวดมาทำการเปรียบเทียบและทดสอบการใช้งานระบบจุดระเบิดทั้ง 2 ระบบ เพื่อใช้เป็นข้อมูลเบื้องต้นในการศึกษาค้นคว้า และพัฒนาจรวดเชื้อเพลิงผสมต่อไปในอนาคต ชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมนี้เปรียบเสมือนจุดเริ่มต้นในการพัฒนาเทคโนโลยีจรวดเชื้อเพลิงผสมในประเทศไทย โดยผลสัมฤทธิ์ที่ได้จากเทคโนโลยีจรวดเชื้อเพลิงผสม มนุษย์สามารถนำไปใช้ประโยชน์ได้ในหลากหลายลักษณะ ไม่ว่าจะเป็นการขนส่ง การสำรวจพื้นที่หรือบริเวณที่ยากลำบาก

สำหรับมนุษย์ เทคโนโลยีทางการทหาร และเทคโนโลยีทางอวกาศ นอกจากนี้ในต่างประเทศได้มีการนำเทคโนโลยีดังกล่าวไปใช้ในการเกษตร เช่น ใช้ในการโปรยสารเคมี หรือปุ๋ยในไร่นา

วัตถุประสงค์การวิจัย

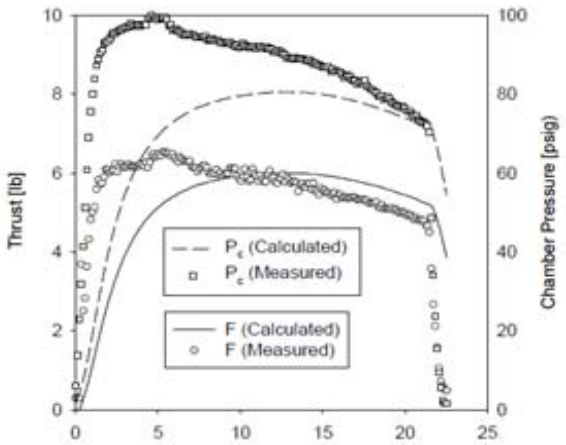
งานวิจัยนี้มุ่งเน้นการออกแบบและจัดสร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม โดยได้ออกแบบและติดตั้งระบบจุดระเบิดเชื้อเพลิงจรวด 2 ระบบ ได้แก่ ระบบหัวเทียนและระบบหัวเผา เพื่อทดสอบการทำงานและเปรียบเทียบค่าแรงขับ (thrust) ที่ได้จากการทดสอบการใช้งานชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมซึ่งมีระบบจุดระเบิดทั้งหมด 2 ระบบ เป็นข้อมูลเบื้องต้นในการศึกษา ค้นคว้า และพัฒนาจรวดเชื้อเพลิงผสมต่อไปในอนาคต

แนวคิดทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

Krishnan (2002) ได้ทำการศึกษาและรวบรวมพัฒนาการของเทคโนโลยีจรวดเชื้อเพลิงผสม (hybrid rockets) ย้อนหลังเป็นเวลาจำนวน 10 ปี โดยแนวคิดเกี่ยวกับจรวดเชื้อเพลิงผสม (hybrid rockets) มีการพัฒนามาตั้งแต่ปี ค.ศ. 1937 และได้พัฒนาอย่างต่อเนื่องมาจนถึงปัจจุบัน จากการเปรียบเทียบข้อเด่นและข้อด้อย ทำให้ทราบว่าจรวดเชื้อเพลิงผสม (hybrid rockets) มีจุดเด่นในด้านความปลอดภัย, ความสะดวกในการควบคุมและใช้งาน แต่มีจุดด้อยทางด้านประสิทธิภาพในการเผาไหม้และค่าอัตราการถดถอยที่ต่ำ (regression rate) ดังนั้น ผู้วิจัยส่วนใหญ่จึงมุ่งเน้นการพัฒนาจรวดเชื้อเพลิงผสม (hybrid rockets) ไปที่การเพิ่มประสิทธิภาพการเผาไหม้ของห้องเชื้อเพลิงในหลากหลายแนวทาง เช่น การเปลี่ยนชนิดของเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์ รวมทั้งศึกษาการออกแบบระบบการเผาไหม้เชื้อเพลิงให้มีประสิทธิภาพดียิ่งขึ้น เช่น ทำการปรับเปลี่ยนรูปร่างของเชื้อเพลิงให้มีพื้นที่ผิวสัมผัสกับการเผาไหม้มากขึ้น หรือการปรับเปลี่ยนอัตราการไหลของสารออกซิไดซ์

Duvall et al. (2015) ได้ทำการออกแบบ และสร้างชุดทดลองจรวดเชื้อเพลิงผสม เพื่อทดสอบการเผาไหม้ของจรวดเชื้อเพลิงผสม โดยทำการทดสอบหาแรงดัน (pressure), แรงขับ (thrust) และค่า Thrust Coefficient (CF) ที่เกิดขึ้นจากการเผาไหม้ของชุดทดลองที่ออกแบบและก่อสร้าง โดยนำผลลัพธ์ที่ได้จากการทดลองไปเปรียบเทียบกับผลการคำนวณ (simulation) ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้คือ ค่าแรงดัน (pressure) ที่เกิดขึ้นในชุดทดลองมีค่าใกล้เคียงกับผลการคำนวณ (simulation) แต่ค่าแรงขับ (thrust) และ Thrust Coefficient ที่เกิดขึ้นในชุดทดลองนั้นมีค่าต่ำกว่าค่าที่ได้จากการคำนวณ (simulation)

Marchese (2006) ได้ศึกษา ออกแบบ และสร้างชุดทดลองเพื่อทดสอบการทำงานและการเผาไหม้ของจรวดเชื้อเพลิงผสมขนาดเล็ก โดยทำการทดสอบหาแรงดัน (pressure) และแรงขับ (thrust) ที่เกิดขึ้นจากการเผาไหม้ในชุดทดลอง รวมทั้งนำผลที่ได้จากการทดลองในชุดทดลองดังกล่าวมาเปรียบเทียบกับผลการคำนวณ (simulation) ซึ่งสรุปผลการทดลองได้ดังภาพ 1



ภาพ 1 กราฟเปรียบเทียบแรงขับในการคำนวณและผลการทดลองจากชุดทดลองจรวดเชื้อเพลิงผสม

สมมติฐานการวิจัย

1. ชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมที่ผู้วิจัยออกแบบและจัดสร้างทั้ง 2 ระบบ สามารถใช้งานได้, มีความแข็งแรงเพียงพอต่อการทดสอบ และค่าที่วัดได้จากการทดสอบมีความถูกต้อง เสถียร และสามารถนำไปใช้ต่อได้

2. ค่าแรงขับ (thrust) ที่วัดได้จากชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมทั้ง 2 ระบบซึ่งได้แก่ ระบบหัวเทียนและระบบหัวเผา มีค่าแรงขับ (thrust) ที่สอดคล้องไปในแนวทางเดียวกัน

วิธีดำเนินการวิจัย

1. ศึกษาเอกสารบทความ ทฤษฎี และงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง โดยผู้วิจัยมุ่งเน้นการศึกษาไปที่การคำนวณและออกแบบชุดทดลองจรวดเชื้อเพลิงผสมเพื่อให้สามารถนำไปใช้ในการทดลองกับเชื้อเพลิงชนิดต่าง ๆ และสามารถวัดประสิทธิภาพการเผาไหม้ของจรวดเชื้อเพลิงผสมได้อย่างถูกต้อง รวมทั้งทำการศึกษาปัจจัยต่าง ๆ ที่มีผลต่อประสิทธิภาพการเผาไหม้ของเชื้อเพลิง และสารออกซิไดซ์

2. คำนวณและออกแบบชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม ผู้วิจัยได้อ้างอิงมาจากงานวิจัยของ Marchese (2006) และงานวิจัยของ Duvall et al. (2015) โดยนำมาปรับปรุง เพื่อประยุกต์ใช้กับวัสดุ อุปกรณ์ที่สามารถจัดหาได้ในประเทศไทย

3. สร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมตามที่ออกแบบ โดยใช้วัสดุเป็นท่อเหล็ก และข้อต่อเหล็กมาตรฐาน ซึ่งวัสดุดังกล่าวสามารถหาได้ในประเทศไทย

4. กำหนดค่าที่ต้องการวัด, ออกแบบวิธีการวัดค่าและติดตั้งเครื่องมือสำหรับการวัดค่าปัจจัยต่าง ๆ ที่มีผลต่อประสิทธิภาพการเผาไหม้ ได้แก่ แรงขับ (thrust), อุณหภูมิการเผาไหม้, อัตราการไหลของสารออกซิไดซ์

5. ทดสอบการทำงานของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมทั้ง 2 ระบบ

6. ทำการทดสอบอีกครั้ง โดยควบคุมปัจจัยตามที่ต้องการ แล้วทำการบันทึกผลการทดสอบ

7. สรุปและวิเคราะห์ผลการทดสอบของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม

8. เพิ่มเติมข้อเสนอแนะสำหรับพัฒนาชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมในอนาคต

เครื่องมือที่ใช้ในการวิจัย

ผู้วิจัยได้ทำการออกแบบ และสร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม เพื่อให้เกิดความเข้าใจในกลไกการทำงานของจรวดเชื้อเพลิงผสม สำหรับการพัฒนา และเพิ่มประสิทธิภาพการเผาไหม้เชื้อเพลิงของจรวดเชื้อเพลิงผสมต่อไปในอนาคต ทั้งนี้ผู้วิจัยได้ออกแบบ และติดตั้งระบบจุดระเบิดเชื้อเพลิงจรวด 2 ระบบ ได้แก่ (1) ระบบหัวเทียน ซึ่งเป็นชุดทดลองมาตรฐานที่ผู้วิจัยทำการออกแบบและสร้างโดยประยุกต์จากทฤษฎี และงานวิจัยของ Marchese (2006) และงานวิจัยของ Duvall et al. (2015) (2) ระบบหัวเผาซึ่งเป็นระบบที่ผู้วิจัยทำการค้นคว้า ออกแบบ และพัฒนาขึ้นเพิ่มเติม จุดประสงค์เพื่อเสริมจุดด้อยของระบบหัวเทียน

ในการออกแบบชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม ผู้วิจัยได้กำหนดข้อมูลเริ่มต้นสำหรับการออกแบบ (design parameter) โดยประยุกต์มาจากงานวิจัยของ Marchese (2006) และงานวิจัยของ Duvall et al. (2015) ซึ่งเป็นงานวิจัยของต่างประเทศ เนื่องจากในประเทศไทยยังไม่มีงานวิจัยด้านที่เกี่ยวข้องกับการจัดทำชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมดังกล่าว ทั้งนี้ผู้วิจัยได้กำหนดข้อมูลเริ่มต้นในการออกแบบ (design parameter) ดังนี้

- สารออกซิไดซ์ใช้ออกซิเจน (GOX) ที่มีความเข้มข้น 90% และอัตราการไหลสูงสุดของสารออกซิไดซ์ที่ 500 ลิตรต่อนาที

- ห้องเผาไหม้มีเส้นผ่านศูนย์กลางภายในเท่ากับ 1.175 นิ้ว และความยาวของห้องเผาไหม้เท่ากับ 12 นิ้ว

- แรงดันสูงสุดในการออกแบบ (design pressure) ห้องเผาไหม้เท่ากับ 175 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว (การกำหนดค่าแรงดันสูงสุดในการออกแบบมาจากการคำนวณค่าแรงดันภายในห้องเผาไหม้และค่าความปลอดภัย ซึ่งจะกล่าวถึงในลำดับถัดไป)

จากการศึกษาทฤษฎี และงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง ค่าตัวแปรหลักที่ใช้ในการคำนวณ เพื่อกำหนดค่าแรงดันออกแบบ (design pressure) ในชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม ได้แก่ พื้นที่ผิวของเชื้อเพลิงแข็งที่เกิดการเผาไหม้ (Ab) ระยะเวลาในการเผาไหม้ (t) พื้นที่หน้าตัดของหัวฉีด (At) พื้นที่หน้าตัดของเชื้อเพลิง (Ap) พื้นที่ผิวที่มีการเผาไหม้ (Ab) ความหนาแน่นของเชื้อเพลิงซึ่งจะขึ้นอยู่กับชนิดของเชื้อเพลิง (pf) ชนิดของสารออกซิไดซ์ และอัตราการไหลของสารออกซิไดซ์ (mox) ในการจัดสร้างชุดทดลองต้นแบบนี้ผู้วิจัยได้คำนวณหาแรงดันภายในห้องเผาไหม้ (combustion pressure) เพื่อใช้ในการหาค่าแรงดันออกแบบ (design pressure) ซึ่งมีรายละเอียด และขั้น

ตอนการคำนวณดังต่อไปนี้ (Duvall et al., 2015)

1. กำหนดข้อมูลเบื้องต้นสำหรับการออกแบบ (design parameter) ได้แก่ อัตราการไหลของสารออกซิไดซ์ (mox) และพื้นที่หน้าตัดของเชื้อเพลิง (Ap) อ้างอิงตามด้านบนในหัวข้อเครื่องมือและวิธีการวิจัย เพื่อใช้คำนวณหาอัตราการถดถอย (Regression Rate-- $\dot{r}$) โดยใช้สมการ

$$\dot{r} = a\dot{G}_{ox}^{n} = a\left(\frac{\dot{m}_{ox}}{A_p}\right)^{n} \qquad (1)$$

โดยที่

$\dot{r}$ = อัตราการถดถอย (regression rate) หน่วย (m/s) หรือ (inch/s)

a = Regression Rate Experimental Coefficient = 0.145

n = Regression Rate Exponent = 0.7

$\dot{G}_{ox}$ = Mass Flux Rate อัตราการไหลโดยมวลของสารออกซิไดซ์ หน่วย kg/m^2s หรือ g/cm^2s

2. จากค่าอัตราการถดถอย (regression rate) กำหนดค่าความหนาแน่นของเชื้อเพลิง (pf) และพื้นที่ผิวเชื้อเพลิงที่มีการเผาไหม้ (Ab) เพื่อคำนวณหาค่าอัตราการไหล (Fuel Mass Flow Rate--mf) โดยมวลของเชื้อเพลิง ซึ่งใช้สมการ

$$\dot{m}_f = \dot{r}\rho_f A_b \qquad (2)$$

โดยที่

$\dot{m}_f$ = อัตราการไหล (อัตราการสูญเสีย) โดยมวลของเชื้อเพลิง (kg/s)

P_f = ความหนาแน่นของเชื้อเพลิง (kg/m^3)

A_b = พื้นที่ผิวที่มีการเผาไหม้ขณะใช้งานชุดทดลอง (m^2) มาจากสูตร $2\pi r_b L$

3. เมื่อทราบค่าอัตราการไหล (Fuel Mass Flow Rate-- $\dot{m}_f$) แล้ว คำนวณหาค่าอัตราส่วนระหว่างออกซิเจนกับเชื้อเพลิง (O/F ratio) ซึ่งคำนวณมาจาก $\frac{\dot{m}_{ox}}{\dot{m}_f}$ เพื่อใช้ในการหาค่า Characteristic Exhaust Velocity (**C***) ซึ่งเป็นค่าที่นำมาจากโปรแกรม NASA CEA Code เพื่อไปคำนวณหาแรงดันภายในห้องเผาไหม้ (combustion pressure) ต่อไป

4. นำค่าที่ได้จากขั้นตอน 1-3 มา คำนวณหาแรงดันภายในห้องเผาไหม้ (Combustion Pressure--P_c) โดยใช้สมการ

$$P_c = \frac{C^*(\dot{m}_f+\dot{m}_{ox})}{A_t} + P_b \qquad (3)$$

โดยที่

$\dot{m}_f$ = อัตราการไหลโดยมวลของเชื้อเพลิง (kg/s)

$\dot{m}_{ox}$ = อัตราการไหลโดยมวลของสารออกซิไดซ์ (kg/s)

P_c = แรงดันภายในห้องเผาไหม้ (N/m^2)

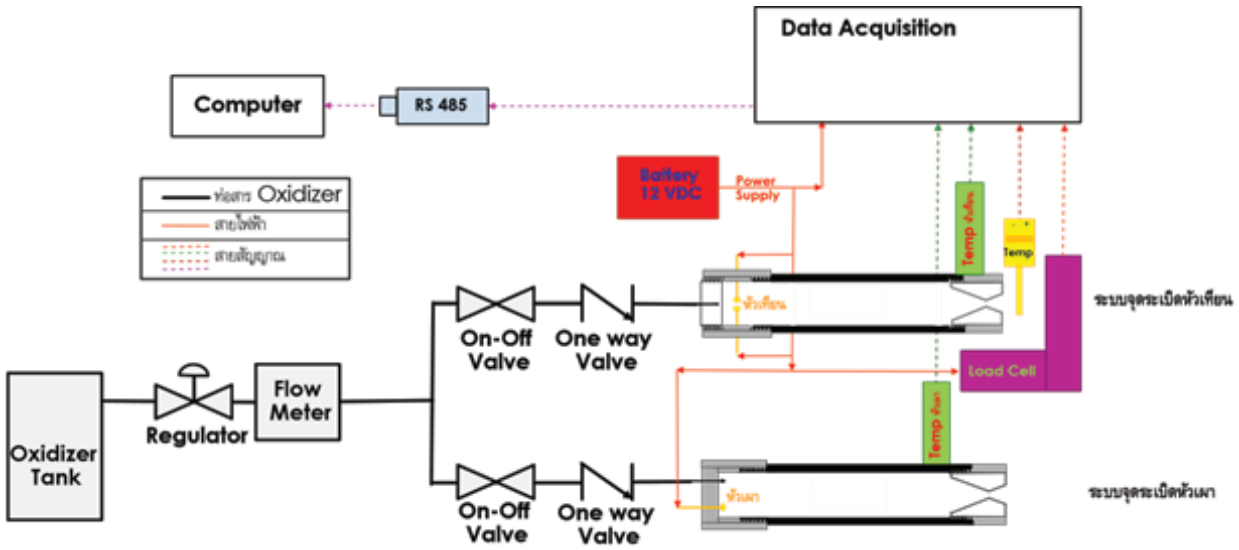
P_b = แรงดันย้อนกลับ (N/m^2)

A_t = พื้นที่หน้าตัดส่วนที่เล็กที่สุดของหัวฉีด (nozzle) คำนวณมาจากสูตร πr_t^2 (m^2)

C*= Characteristic Exhaust Velocity

จากการคำนวณแรงดันภายในห้องเผาไหม้ (combustion pressure) ของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมมีค่าเท่ากับ 159 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ผู้วิจัยได้กำหนดค่าความปลอดภัย (safety factor) ไว้ 10% ดังนั้นชุดต้นแบบนี้จึงถูกออกแบบโดยกำหนดค่าแรงดันออกแบบ (design pressure) ไว้ที่ 175 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว

ในการออกแบบและสร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม ผู้วิจัยได้แบ่งระบบการทำงานหลักของชุดต้นแบบออกเป็น 4 ระบบ อ้างอิงตามภาพ 2 ได้แก่ (1) ระบบตัวจรวด (ห้องเผาไหม้) (2) ระบบสารออกซิไดซ์ (3) ระบบไฟฟ้าสำหรับหัวเทียน หัวเผา และอุปกรณ์วัดค่า (4) ระบบเครื่องมือวัดและบันทึกข้อมูล ซึ่งมีรายละเอียดของแต่ละระบบโดยสังเขปดังนี้



ภาพ 2 แผนผังโดยรวมของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมที่พัฒนาขึ้น

ระบบตัวจรวด (ห้องเผาไหม้) ได้ถูกออกแบบให้สามารถประกอบอุปกรณ์ทั้งหมดด้วยการต่อแบบเกลียว (thread) ตามมาตรฐาน NPT และใช้เทปพันเกลียวที่สามารถทนอุณหภูมิสูงได้ เพื่อป้องกันการรั่วซึม (leak) ของสารออกซิไดซ์ และไอเสียขณะทำการทดสอบ โดยกำหนดรายละเอียดของวัสดุที่เลือกใช้ดังนี้

- ข้อต่อเหล็กมาตรฐาน (fitting) ได้แก่ Coupling และ Thread Plug ซึ่งสามารถทนแรงดันได้ 3,000 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว อ้างอิงตามมาตรฐาน ASME B16.11

- ท่อเหล็กมาตรฐานขนาด 1.5 นิ้ว API5L Grade B Schedule 80 ยาว 12 นิ้ว มีความหนา 0.2 นิ้ว ซึ่งคำนวณความแข็งแรงในการรับแรงดันของวัสดุ (design pressure of materials) เท่ากับ 4,597 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ตามมาตรฐาน ASME B31.3 Process Piping ได้แก่สมการ (The American Society of Mechanical Engineers, 2013)

$$t = \frac{PD}{2(SEW+PY)} \qquad (4)$$

t = ความหนาของท่อ มีหน่วยเป็นนิ้ว

P = แรงดันออกแบบภายในท่อ มีหน่วยเป็นปอนด์ต่อตารางนิ้ว (psi)

D = เส้นผ่านศูนย์กลางภายนอกของท่อมีหน่วยเป็นนิ้ว (inch)

S = Tensile Strength ของวัสดุ มีหน่วยเป็นปอนด์ต่อตารางนิ้ว (psi)

E = Quality Factor

W = Weld Joint Strength Factor

Y = เป็นค่า Temperature Coefficient Factor

ในการออกแบบ และติดตั้งระบบควบคุมสารออกซิไดซ์ อุปกรณ์หลักของระบบได้แก่ ถังออกซิเจน วาล์วปรับแรงดัน (regulator) อุปกรณ์วัดการไหล (flow meter) วาล์วเปิด-ปิด (on-off valve) และวาล์วกันไหลกลับ (one way valve) ซึ่งระบบควบคุมสารออกซิไดซ์จะต่อเข้ากับห้องก่อนการเผาไหม้ (pre-combustion chamber) ของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมแต่ละชนิดก่อนไปถึงระบบจุดระเบิด โดยอุปกรณ์ทั้งหมดจะต่อด้วยสายทนแรงดันขนาด ¼ นิ้ว ข้อต่อหางปลาไหล และ Clamp รัดท่อซึ่งสามารถทนแรงดันได้ 400 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว

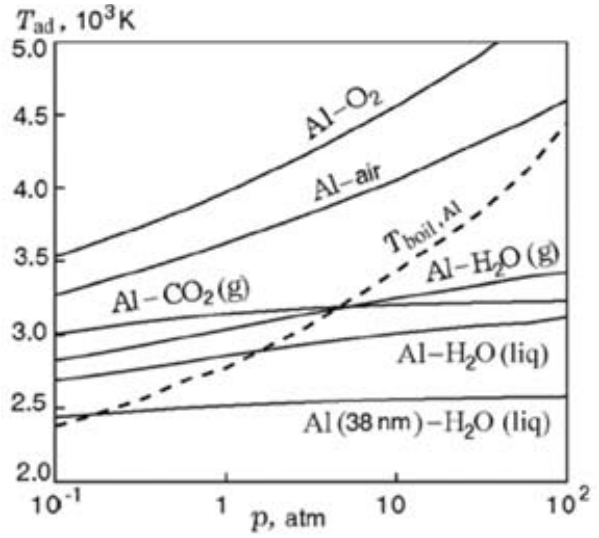
ผู้วิจัยได้ออกแบบ และติดตั้งระบบจ่ายไฟฟ้าสำหรับชุดต้นแบบระบบหัวเทียน ชุดต้นแบบระบบหัวเผา และอุปกรณ์วัดค่า โดยระบบไฟฟ้าสำหรับชุดต้นแบบระบบหัวเทียน และหัวเผาประกอบด้วย แบตเตอร์รี่ สวิตช์เปิด-ปิด ฟิวส์ รีเลย์ และ Timer หัวเผา ส่วนอุปกรณ์วัดค่าที่ต้องใช้พลังงานไฟฟ้าได้แก่ อุปกรณ์วัดแรงขับ (load cell) และอุปกรณ์บันทึกข้อมูลจะมีการจ่ายไฟฟ้าและควบคุมการใช้งานโดยสวิตช์เปิด-ปิด ซึ่งติดตั้งอยู่ภายในอุปกรณ์ที่เรียกว่า Junction Box

สำหรับระบบการวัดและบันทึกค่า ผู้วิจัยได้ออกแบบโดยมีรายละเอียดและอุปกรณ์ต่าง ๆ ดังต่อไปนี้ อุปกรณ์วัดแรง (load cell) ใช้สำหรับวัดแรงขับ (thrust) ของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมขณะทำการทดสอบ Temperature Probe ใช้สำหรับวัดอุณหภูมิจากการเผาไหม้ของเชื้อเพลิง โดยผู้วิจัยต่อสายสัญญาณจากเครื่องมือวัดเข้ากับอุปกรณ์บันทึกข้อมูลที่เรียกว่า Data Acquisition (DA) ซึ่งจะเชื่อมต่อเข้ากับคอมพิวเตอร์ ผ่านอุปกรณ์แปลงสัญญาณ RS-485 และแสดงผลที่วัดได้แบบ Real-Time ผ่านทางจอคอมพิวเตอร์

ในชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมนี้ ผู้วิจัยได้ควบคุมปัจจัยที่มีผลต่อค่าแรงขับ (thrust) ได้แก่ ชนิดของเชื้อเพลิง ชนิดของสารออกซิไดซ์ อัตราการไหลของสารออกซิไดซ์ และขนาดของห้องเผาไหม้ เนื่องจากวัตถุดิบในการขึ้นรูปเชื้อเพลิงมาตรฐานซึ่งได้แก่ High Density Polyethylene (HDPE) ซึ่งมีส่วนประกอบเป็นสารที่ควบคุมการนำเข้าในประเทศ เพราะเป็นยุทธภัณฑ์ทางการทหาร ในการทดลองนี้ผู้วิจัยจึงใช้กระดาษ A4 จำนวน 3 แผ่นเป็นเชื้อเพลิง ใช้ก๊าซออกซิเจน (GOX) เป็นสารออกซิไดซ์ และกำหนดอัตราการไหลที่ 50 ลิตร/นาที โดยทำการทดลองกับระบบจุดระเบิดทั้ง 2 ระบบ ระบบละ 3 ครั้ง แล้วนำค่าที่วัดได้ในแต่ละระบบมาหาค่าเฉลี่ย จุดประสงค์เพื่อวัดและทดสอบการทำงานของอุปกรณ์วัดค่าต่าง ๆ ที่ได้ติดตั้งในชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมทั้ง 2 ระบบ

จากการศึกษาทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง ผู้วิจัยพบว่าประสิทธิภาพการเผาไหม้ระหว่างเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์ในจรวดเชื้อเพลิงผสมมีค่าแปรผันตรงกับค่าอัตราการถดถอย (regression rate) และอุณหภูมิการเผาไหม้ที่เกิดขึ้น นอกจากนี้ค่าอัตราการถดถอยและอุณหภูมิการเผาไหม้ ก็ยังแปรผันตรงกับค่าแรงดันภายในห้องเผาไหม้ (combustion pressure) อ้างอิงจากสมการที่ใช้ในการคำนวณค่าแรงดันออกแบบ (design pressure) ในหัวข้อเครื่องมือและวิธีการวิจัย (Duvall et al., 2015) นอกจากนี้จากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการเผาไหม้จรวดเชื้อเพลิงผสม ยังพบว่ากราฟความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิและแรงดันที่เกิดขึ้น จะเป็นไปตามภาพ 3 (Sundaram, Yang & Zarko, 2015) จากกราฟพบว่าแรงดันที่เกิดขึ้นจะมีค่าแปรผันโดยตรงกับอุณหภูมิการเผาไหม้ จึงสรุปได้ว่าเมื่อค่าประสิทธิภาพการเผาไหม้ระหว่างเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์สูง จะส่งผลให้อุณหภูมิการเผาไหม้ภายในห้องเผาไหม้มีค่าสูง และเป็นผลทำให้เกิดแรงดันและแรงขับมีค่าสูง

จากเหตุผลที่กล่าวมาข้างต้นผู้วิจัยจึงทำการทดสอบ และเปรียบเทียบการทำงานของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมทั้ง 2 ระบบ โดยวัดค่าแรงขับเป็นสำคัญ



ภาพ 3 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างอุณหภูมิกับแรงดันที่เกิดขึ้น

ผลการวิจัย

จากการทดสอบการทำงานของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม โดยใช้กระดาษ A4 จำนวน 3 แผ่น เป็นเชื้อเพลิง และใช้ก๊าซออกซิเจน (GOX) ที่อัตราการไหลที่ 50 ลิตร/นาที เป็นสารออกซิไดซ์ จุดประสงค์เพื่อวัดค่าแรงขับ (thrust) ที่เกิดขึ้น จากการทดลองชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมทั้ง 2 ระบบ โดยภาพการทดสอบการทำงานและเผาไหม้ของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเทียน และระบบหัวเผา อ้างอิงตามภาพ 4 และ 5 ตามลำดับ

ภาพ 4 การทดสอบชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเทียน

ภาพ 5 การทดสอบชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเผา

ผู้วิจัยทำการทดสอบชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบละ 3 ครั้ง เพื่อทดสอบหาค่าแรงขับที่เกิดขึ้นขณะทำการทดลอง โดยค่าแรงขับที่เกิดขึ้นจะถูกนำมาหาค่าเฉลี่ยตามประเภทของระบบจุดระเบิด ดังแสดงในภาพ 6 และ 7 ตามลำดับ แรงขับ (thrust) ที่วัดได้จากอุปกรณ์วัดแรง (load cell) ของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเทียน อ้างอิงตามภาพ 6 พบว่าช่วงเวลาวินาทีที่ 1 ถึง 3 นั้นเป็นช่วงที่ผู้ทดสอบเริ่มการใช้งานระบบหัวเทียน ด้วยการกดสวิตช์ระบบหัวเทียนในวินาทีที่ 2 และสังเกตเห็นเปลวไฟที่บริเวณด้านปลายของหัวฉีด (nozzle) ตั้งแต่วินาทีที่ 5 ถึง 9 ซึ่งแรงขับ (thrust) สูงสุดเกิดขึ้น ณ วินาทีที่ 6 มีค่าเท่ากับ 0.42 lbf และหลังจากวินาทีที่ 6 แล้วแรงขับ (thrust) จะมีค่าลดลงตามปริมาณของเชื้อเพลิงที่ลดลงตามระยะเวลาการเผาไหม้ การทดลองสิ้นสุดในวินาทีที่ 10 ซึ่งมีค่าแรงขับ (thrust) อยู่ที่ -0.009 lbf

ภาพ 6 แรงขับที่วัดได้จากอุปกรณ์วัดแรงของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเทียนเทียบกับเวลา

ภาพ 7 แสดงถึงค่าแรงขับ (thrust) ที่วัดได้จากอุปกรณ์วัดแรง (load cell) ของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเผา พบว่าช่วงเวลาวินาทีที่ 1 ถึง 6 นั้นเป็นช่วงที่ผู้ทดสอบเริ่มต้นการใช้งานระบบหัวเผา โดยทำการกดสวิตช์ระบบหัวเผาในวินาทีที่ 2 และสังเกตเห็นเปลวไฟที่บริเวณด้านปลายของหัวฉีด (nozzle) ตั้งแต่วินาทีที่ 7 ถึง 11 แรงขับ (thrust) สูงสุดเกิดขึ้น ณ วินาทีที่ 8 มีค่าเท่ากับ 0.787 lbf หลังจากวินาทีที่ 8 แรงขับ (thrust) จะลดลงตามปริมาณของเชื้อเพลิงที่ลดลงตามระยะเวลาการเผาไหม้เช่นเดียวกับการจุดด้วยระบบหัวเทียน การเผาไหม้สิ้นสุดในวินาทีที่ 12 ซึ่งมีค่าแรงขับ (thrust) อยู่ที่ -0.009 lbf

ภาพ 7 เปรียบเทียบแรงขับ (thrust) ของชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเทียนและหัวเผา

การอภิปรายผล

จากผลการทดลองข้างต้นสามารถสรุปได้ว่าค่าแรงขับ (thrust) ซึ่งเป็นผลลัพธ์ที่ผู้วิจัยใช้ในการหาประสิทธิภาพการเผาไหม้ และเปรียบเทียบค่าที่เกิดขึ้นระหว่างชุดต้นแบบทั้ง 2 ระบบที่วัดได้จากชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเผามีค่าสูงกว่าจากระบบหัวเทียน ซึ่งมีสาเหตุมาจากน้ำหนักโดยรวมของชุดต้นแบบระบบหัวเผามีค่าน้อยกว่าระบบหัวเทียน ส่งผลให้เกิดแรงเสียดทานที่น้อยกว่า แต่อย่างไรก็ตามจากผลการทดลองสามารถสรุปได้ว่าชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมระบบหัวเผาและระบบหัวเทียนให้ค่าแรงขับที่สอดคล้องกันและเป็นไปในแนวทางเดียวกัน รวมทั้งชุดต้นแบบระบบหัวเผายังสามารถใช้ได้กับเชื้อเพลิงที่มีอุณหภูมิการติดไฟที่สูงกว่า เนื่องจากเกิดความร้อนนานกว่าระบบหัวเทียน ดังนั้นจึงสรุปได้ว่าชุดต้นแบบระบบหัวเผาสามารถใช้กับเชื้อเพลิงหลากหลายชนิดกว่าชุดต้นแบบระบบหัวเทียน แต่อย่างไรก็ตามข้อควรระวังของชุดต้นแบบระบบหัวเผาคือปริมาณความร้อนที่สะสมที่ห้องจุดระเบิดก่อนการจุดระเบิดสำหรับเชื้อเพลิงที่ติดไฟยาก อาจก่อให้เกิดความเสียหายกับวัสดุของจรวดและอุปกรณ์อื่น ๆ ได้

ข้อเสนอแนะการวิจัย

1. การทดสอบการใช้งานและการวัดค่ากับเชื้อเพลิงมาตรฐาน ได้แก่ High Density Polyethylene (HDPE) ซึ่งส่วนประกอบของการทำเชื้อเพลิงชนิดนี้มีสารควบคุมทางการทหาร ทำให้ผู้วิจัยไม่สามารถนำมาใช้เป็นวัตถุดิบสำหรับผลิตเชื้อเพลิงได้

2. ปรับปรุงด้านการวัดค่าแรงขับ โดยการลดน้ำหนักชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมเพื่อลดแรงกระทำที่เกิดขึ้นขณะทำการทดสอบ เช่น การเปลี่ยนชนิดวัสดุจากเหล็กเป็นอะลูมิเนียมหรือสเตนเลสที่มีน้ำหนักเบากว่า หรือการลดค่าสัมประสิทธิ์ความเสียดทานระหว่างชุดต้นแบบกับพื้นผิวสัมผัส เช่น ดัดแปลงการติดตั้งอุปกรณ์รับน้ำหนักห้องเผาไหม้ในชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมเพื่อให้น้ำหนักที่เกิดขึ้นจากชุดต้นแบบเกิดการกระจายตัวมากยิ่งขึ้น ซึ่งจะส่งผลให้แรงเสียดทานที่กระทำต่ออุปกรณ์รับน้ำหนักมีค่าลดลงหรือใช้แผ่นรองที่มีความเสียดทานต่ำเป็นฐานรับน้ำหนักชุดต้นแบบ

3. ปรับปรุงการติดตั้งระบบสารออกซิไดซ์ เพื่อลดน้ำหนัก และลดความยากในการติดตั้ง เช่น การใช้สายลมโพลียูรีเทน (PU) และข้อต่อลม (push-in fittings) แทนสายทนแรงดันและข้อต่อหางปลาไหลทองเหลือง ซึ่งติดตั้งอยู่ในชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสมที่จัดสร้างขึ้น

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีโดยได้รับความอนุเคราะห์และการให้การสนับสนุนเป็นอย่างดีจากบุคคลผู้มีพระคุณดังที่จะกล่าวต่อไปนี้ ขอขอบคุณสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (องค์การมหาชน) กระทรวงกลาโหม ที่สนับสนุนทุนสำหรับการวิจัย พัฒนาและสร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม รวมทั้งชี้แนะแนวทางและให้คำปรึกษา นอกจากนี้ขอขอบคุณนายเกรียงไกร สำราญดี และเจ้าหน้าที่ทุกคนของบริษัท ทรัพย์สำราญดี จำกัด ในการให้ความอนุเคราะห์ อำนวยความสะดวกสนับสนุนสถานที่ และอุปกรณ์ สำหรับก่อสร้างชุดต้นแบบจรวดเชื้อเพลิงผสม รวมทั้งจัดหาสถานที่ในการทดสอบชุดต้นแบบฯ จนทำให้วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ประสบความสำเร็จลุล่วงไปด้วยดี บรรลุตามเป้าประสงค์ของวิทยานิพนธ์

References

Duvall, J., Harvey, P., May, I., & Westhoff, J. (2015). *Design and testing of a hybrid rocket motor.* Retrieved from https://www.slideshare.net/KevinWesthoff/hybrid-rocket-motor-final-report

Krishnan, S. (2002). Hybrid rocket technology: An overview. *The 6th Asia Pacific International Symposium on Combustion and Energy Utilization*, Kuala Lumpur.

Marchese, A. J. (2006). Development and testing of a hybrid rocket motor in a rocket propulsion course. *36th Annual Frontiers in Education Conference*, San Diego.

Sundaram, D. S., Yang, V., & Zarko, V. E. (2015). Combustion of nano aluminum particles. *Combustion, Explosion, and Shock Wave, 51*(2), 173-196.

Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2001). *Rocket propulsion element*. New Jersey: John Wiley & Sons.

The American Society of Mechanical Engineers. (2013). *Process piping: ASME code for pressure piping, B31*. New York: Author.