

การพัฒนาจรวดสำหรับใช้ในการทดสอบจรวดความเร็วเสียงโดยใช้เชื้อเพลิงแข็ง

Development of Experimental Solid Motors for Sounding Rockets

Received:	August	2, 2018
Revised:	May	16, 2019
Accepted:	May	17, 2019

ธาดา สุขศิลา (Thada Suksila)*

บทคัดย่อ

การวิจัยและทดลองเกี่ยวกับจรวดที่ใช้เชื้อเพลิงแข็งในมหาวิทยาลัยในประเทศไทยยังไม่ค่อยมีการศึกษามากนัก เหตุผลส่วนหนึ่งเป็นเพราะต้องมีการผสมสารเคมีและหาพื้นที่ในการทดสอบเชื้อเพลิงที่มีการเผาไหม้ ในการวิจัยนี้จะใช้วัสดุที่สามารถหาได้ง่ายตามท้องตลาดและไม่มีข้อจำกัดทางด้านกฎหมาย ในส่วนของระบบขับเคลื่อนซึ่งต้องมีการเผาไหม้นั้นจะใช้เชื้อเพลิงแข็ง 2 ชนิด คือเชื้อเพลิงแบบผงสีขาว (White Mixed) และเชื้อเพลิงแบบคาราเมล (Rocket Candy หรือ R-Candy) โดยเชื้อเพลิงทั้งสองชนิดจะมีรูปทรงเป็นแบบทรงกระบอกตัน (End Burning) และทรงกระบอกกลวง (Core Burning) โดยทั่วไปเชื้อเพลิงจะมีการแบ่งตามขนาดแรงดลทั้งหมด (Total Impulse) โดยการวิจัยนี้จะเน้นที่คลาสไอและคลาสเจ ดังนั้นการวิจัยนี้จะมีการออกแบบจรวดเป็น 2 คลาสของขนาดแรงดลทั้งหมดของเชื้อเพลิงที่ใช้ ขั้นตอนหลักๆ 3 ประการของงานวิจัยคือการออกแบบจรวด การสร้างจรวด และการทดสอบจรวด ซึ่งหลังจากสร้างจรวดเสร็จแล้วจะทำการทดสอบจรวดโดยนำเชื้อเพลิงแต่ละชนิดมาบรรจุในทั้งรูปทรงกระบอกตันและรูปทรงกระบอกกลวง และมีระบบต่างๆ ที่ประกอบอยู่ในจรวดได้แก่ ระบบร่มชูชีพ ระบบระบุตำแหน่ง ระบบถ่ายภาพ และระบบบันทึกข้อมูล เช่น ความสูงของจรวด เป็นต้น ผลการวิจัยสรุปได้ว่าจรวดที่ใช้เชื้อเพลิงทั้งสองชนิดที่มีรูปทรงกระบอกกลวงสามารถยิงขึ้นไปบนท้องฟ้าได้โดยจรวดคลาสไอและเจสูงประมาณ 600 เมตรและ 1,000 เมตรตามลำดับ ในทางกลับกันจรวดที่ใช้เชื้อเพลิงทั้งสองชนิดที่ใช้รูปทรงกระบอกตันไม่สามารถยิงขึ้นได้ ทั้งนี้พบว่าการเผาไหม้เชื้อเพลิงบนพื้นที่หน้าตัดของรูปทรงกระบอกตันจะมีการเผาไหม้ค่อนข้างคงที่จึงไม่สามารถที่จะสร้างแรงขับที่มากพอ ส่วนต่างๆของจรวดทั้ง 2 คลาสทำงานได้ตามปกติ ยกเว้นระบบร่มชูชีพไม่ทำงานตามที่ต้องการทำให้เกิดการติดตัวออกก่อนดังนั้นจึงต้องมีการปรับปรุงให้ดีขึ้นต่อไป

คำสำคัญ : จรวดความเร็วเสียง เชื้อเพลิงแบบผงสีขาว เชื้อเพลิงแบบคาราเมล เชื้อเพลิงแข็ง

* ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. ประจักษ์ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลและการบิน-อวกาศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

Assistant Professor Ph.D., Department of Mechanicals and Aerospace Engineering, Faculty of Engineering, King Mongkut's University of Technology North Bangkok. , thada.s@eng.kmutnb.ac.th, 0963519519

Abstract

There are only a few experimental solid motor sounding rockets in Thai universities. One of the reasons for this, is the complexity of the mixture and facility for testing the solid motors. In this project, a mixture of propellants that are easily available and can be purchased in any commercial store without the need for prior permission was selected. Two types of propellants, White Mixed and Rocket Candy, were selected; each propellant uses a different grain design, - End Burning and Core Burning, respectively. The solid rocket motors chosen for the research were classified as Class I and Class J. This project is focused on the designing, building and testing of rockets for these two classes of solid motors. Both the classes of rockets have several on-board systems like parachutes, GPS tracking devices, VDO recording devices and electronic recorders to calculate the heights of the rockets. Both rockets, Class I and Class J, with Core Burning, took-off from the launch pad and reached heights of approximately 600 and 1,000 m, respectively. However, both rockets with End Burning, did not have enough thrust to lift-off from the launch pad as the burning cross-section area remained constant. The systems in the rockets were working correctly; however, the parachutes did not deploy properly. Hence, a new method of parachute ejection is necessary for future development.

Keywords: Sounding Rockets, White Mixed, Rocket Candy (R-candy), Solid Propellant

บทนำ

ตามที่คณะรัฐมนตรีได้รับทราบมติคณะกรรมการนโยบายอวกาศแห่งชาติครั้งที่ ๑/๒๕๕๗ เมื่อวันที่ ๑๑ ธันวาคม ๒๕๕๗ และครั้งที่ ๑/๒๕๕๘ เมื่อวันที่ ๒๘ มกราคม ๒๕๕๘ ประเทศไทยจำเป็นต้องมีเป้าหมายแผนงานในการพัฒนากิจการอวกาศของประเทศที่ชัดเจนขึ้น เพื่อนำเทคโนโลยีด้านอวกาศมาใช้ประโยชน์ทั้งทางด้านการสื่อสาร เศรษฐกิจ โดยการรังสรรค์นวัตกรรมด้านอวกาศ (The Secretariat of the Cabinet Thailand, 2015) ปัจจุบันประเทศไทยยังขาดการวิจัยและพัฒนาด้านเทคโนโลยีด้านจรวดในระดับมหาวิทยาลัย ซึ่งเป็นหัวใจสำคัญในการพัฒนาต่อยอดเทคโนโลยีระดับสูงทางด้านอวกาศ ถึงแม้การศึกษาทางด้านวิศวกรรมอากาศยานหรือวิศวกรรมทางด้านอวกาศในประเทศไทยนั้นได้มีการพัฒนาหลักสูตรอย่างต่อเนื่องมาหลายสิบปี เพื่อที่จะรองรับการเจริญเติบโตทางด้านอุตสาหกรรมทางด้านอวกาศ หากแต่ประเทศไทยยังมีข้อจำกัดทางด้านบุคลากรที่ศึกษามาทางด้านระบบขับเคลื่อนของจรวด

การวิจัยเกี่ยวกับจรวดความเร็วเสียงในระดับมหาวิทยาลัยในหลายๆประเทศเพื่อทำการส่งดาวเทียมขนาดเล็กขึ้นไปบนวงโคจรนอกโลกเพิ่งอยู่ในช่วงเริ่มต้นไม่ถึงสิบปี ซึ่งหากประเทศไทยมีการเริ่มต้นการวิจัยและพัฒนาจะทำให้ประเทศต่างๆได้เห็นศักยภาพของประเทศไทยทางด้านอวกาศและจรวดต่อไป John, Lloyd, & Stephen (2006) ได้ทำการออกแบบจรวดแบบ 3 stages โดยมีขนาดแรงขับอยู่ที่ 8,790 lbf (อยู่ในช่วง

40,000-320,000 N-s) ซึ่งถือว่ามีขนาดใหญ่มาก เพื่อใช้สำหรับศึกษาหาความรู้และการวิจัยในมหาวิทยาลัย ซึ่งการออกแบบ ดังกล่าวทำให้นักศึกษาสามารถนำความรู้ที่ได้เรียนมาไปใช้ในการออกแบบจริงๆ ซึ่งในอนาคตจะได้ดำเนินการสร้างจรวด และทำการทดสอบต่อไป นอกจากนี้ Singh (2013) ได้ศึกษาออกแบบและสร้างระบบขับเคลื่อนจรวดที่ใช้เชื้อเพลิงแข็ง ในจรวด (1,411 N-s) เพื่อทดสอบในงานวิจัยต่างๆในมหาวิทยาลัย ส่วน Elvia et al. (2013) ได้ทำการออกแบบ และสร้างจรวด (20,000-40,000 N-s) และความสูงระหว่าง 3 – 8 กม. เพื่อใช้ในการแข่งขันในระดับมหาวิทยาลัย โดยมีการวางระบบ GPS และระบบร่มชูชีพเป็นอย่างดี Mark & David (2014) ได้ทำการยิงจรวดเพื่อส่งดาวเทียมขนาดเล็กแบบ Pico ขึ้นสู่วงโคจร Adam et al. (2015) ได้ทำการออกแบบ สร้างและ ทดสอบจรวด (13,000-15,500 N-s) เพื่อใช้สำหรับส่งดาวเทียมขนาดเล็กที่เรียกว่า CanSat ส่วน Emily, Lucas, & Asha (2015) ได้วิจัยเกี่ยวกับศักยภาพของการส่งดาวเทียม CubeSat ที่จะช่วยลดค่าใช้จ่ายสำหรับการส่งดาวเทียมซึ่งหลายภาคส่วนเช่น รัฐบาล ทหารและบริษัทเอกชนมีความสนใจเพราะมีพัฒนา CubeSat ในช่วงระยะเวลา 10 ปีที่ผ่านมา Anders, Joshua, Jeremy, & David (2016) ได้มีการศึกษาถึงการเติบโตของการพัฒนาดาวเทียม CubeSat และการพัฒนาจรวดที่จะเติบโตมากยิ่งขึ้นเพราะราคาในการยิงขึ้นจะลดลงดังนั้นตลาดที่มีความต้องการทดสอบดาวเทียมและจรวดจะมีการเติบโตมากยิ่งขึ้น และ Suksila (2017) ได้ทำการทดลองการทำเชื้อเพลิงแข็งสำหรับใช้ในการวิจัยจรวดในมหาวิทยาลัยโดยได้ทดสอบขนาดของการใส่เชื้อเพลิงและแรงดลทั้งหมดที่ได้ของจรวดแต่ละคลาส

ดังนั้นโครงการพัฒนาจรวดสำหรับใช้ในการทดสอบจรวดความเร็วเสียงโดยใช้เชื้อเพลิงแข็งนี้จึงเป็นขั้นแรกในการที่จะวิจัยพัฒนาองค์ความรู้ทางด้านจรวดให้เกิดขึ้น โดยจะมีการออกแบบ การสร้าง และการทดสอบต่อไป รวมทั้งการวิจัยและพัฒนาในระดับมหาวิทยาลัยจะเป็นส่วนหนึ่งในการที่จะแก้ปัญหาดังกล่าว เพราะการวิจัยและพัฒนาในด้านจรวดในต่างประเทศระดับมหาวิทยาลัยจะมีโครงการวิจัยด้านจรวดนี้ในระดับมหาวิทยาลัยอย่างต่อเนื่อง เพื่อที่จะทำให้เกิดความองค์ความรู้และมีบุคลากรที่เข้าใจเรื่องเหล่านี้ในการที่จะนำความรู้มาแก้ปัญหาต่างๆได้ต่อไป รวมทั้งสามารถจะพัฒนาอุตสาหกรรมด้านอากาศยานและอวกาศมากยิ่งขึ้น

วิธีวิจัย

การศึกษาวิจัยครั้งนี้เป็นการเน้นพัฒนาจรวดที่ไม่มีความซับซ้อนมากนักและเน้นถึงความสูงของจรวดที่จะยิงขึ้นไปได้จากการพัฒนาเชื้อเพลิงแข็งที่มีการผลิตเองทุกขั้นตอนเพื่อจัดทำเป็นมาตรฐานภายในห้องปฏิบัติการ Advanced Spacecraft Propulsions and Rockets Lab มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ในการสร้างจรวดและเชื้อเพลิงแข็งนั้นมีขั้นตอนหลักๆ 3 ประการคือ 1.การออกแบบจรวด 2.การสร้างจรวดและ 3.การทดสอบจรวด

1. การออกแบบจรวด

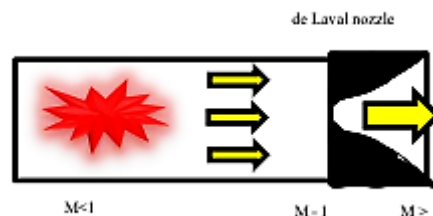
ในขั้นตอนการออกแบบจรวดนี้จะมีการออกแบบส่วนประกอบหลัก 4 ส่วนคือ 1.ระบบขับเคลื่อนหรือมอเตอร์จรวด 2.ตัวจรวด 3.ร่มชูชีพ และ 4.ระบบดีรุ่มชูชีพ

1.1 ระบบขับเคลื่อนหรือมอเตอร์จรวด

1.1.1 ทฤษฎีและหลักการทำงานของมอเตอร์จรวด

มอเตอร์จรวดชนิดของแข็ง คือ เครื่องยนต์จรวดที่ใช้กระบวนการเผาไหม้เพื่อทำลายพลังงานพันธะเคมีของเชื้อเพลิง (Fuel) และตัวออกซิไดเซอร์ (Oxidizer) เพื่อสร้างแรงขับสำหรับจรวด เชื้อเพลิงและตัวออกซิไดเซอร์จะถูกผสมเข้าด้วยกันเพื่อให้ได้ส่วนผสมที่ผสมผสานกันอย่างลงตัวในขณะที่มีสารยึดเกาะเป็นตัวประสานเชื้อเพลิงและตัวออกซิไดซ์ เนื่องจากมอเตอร์จรวดชนิดของแข็งมีการเผาไหม้ที่รุนแรงจึงอาจมีข้อกังวลเกี่ยวกับภาวะเปื่อยด้านความปลอดภัยและกฎหมายของแต่ละประเทศในการทำวิจัยเรื่องนี้ รวมทั้งการจัดซื้อ ฝึกอบรมและจัดเก็บวัสดุตั้งกล่าว ในการวิจัยนี้มุ่งเน้นไปที่การพัฒนาจรวดที่บรรจุมอเตอร์จรวดชนิดของแข็งในคลาส I (320.01-640 N·s) และคลาส J (640.01-1,280 N·s) (High Power Rocket Safety Code, 2012) ที่ใช้วัสดุและสารเคมีที่สามารถหาได้ทั่วไปในท้องตลาดเพื่อสร้างจรวดที่ยิงไปมีระดับความสูงประมาณ 1-5 กม.

มอเตอร์จรวดพื้นฐานประกอบด้วยสามส่วนหลัก คือ ฝาครอบ (End Cap) ห้องเผาไหม้ (Combustion Chamber) และ ปลายหัวฉีด (Nozzle) หลักการทำงานของจรวดมอเตอร์แสดงในรูปที่ 1 เริ่มต้นขบวนการจะถูกจุดซึ่งทำให้เชื้อเพลิงภายในห้องเผาไหม้เผาไหม้ในอัตราที่รวดเร็ว การเผาไหม้นี้ก่อให้เกิดก๊าซร้อนซึ่งจะเพิ่มความดันในห้องเผาไหม้ ก๊าซร้อนไหลผ่านทางออกที่ปลายหัวฉีด โดยปกติปลายหัวฉีดจะมีส่วนที่แคบลงและส่วนที่กว้างออก ส่วนที่แคบมีพื้นที่ทางออกน้อยกว่าทางเข้าซึ่งจะเพิ่มความเร็วของก๊าซไอเสีย ส่วนต่อระหว่างส่วนที่แคบและกว้างออกเรียกว่าลำคอ (Throat) เมื่อถึงจุดนี้ความเร็วของก๊าซร้อนจะถึงความเร็วของเสียง Mach (M) = 1 เนื้อคอบริเวณทางออก พื้นที่จะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆเพื่อนำก๊าซร้อนไปสู่ความเร็วเหนือเสียง อย่างไรก็ตามแรงดันจะลดลงเมื่อก๊าซไหลผ่านปลายหัวฉีด



รูปที่ 1 หลักการทำงานของมอเตอร์จรวด

แรงขับเกิดขึ้นจากของความเร็วของก๊าซร้อนและความแตกต่างระหว่างความดันตั้งต้นกับความดันที่ทางออกปลายหัวฉีด โดยสามารถหาแรงขับได้จากสมการ (Ronald, Gary, & Wiley, 1995) และ (George & Oscar, 2001) ต่อไปนี้

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

โดยที่ F เป็นแรงขับ (N), \dot{m} เป็นอัตราการไหลของมวล (kg/s), V_e เป็นความเร็วที่ทางออกของก๊าซร้อน (m/s), P_e, P_a ความดันที่ทางออกของปลายหัวฉีด และ ความดันด้านนอกจรวด ตามลำดับ, และ A_e พื้นที่ทางออกของปลายหัวฉีด จะเห็นได้ว่าสมการในการหาค่าแรงขับนั้นจะประกอบไปด้วยพจน์ของโมเมนตัมและพจน์ของผลต่างของความดันที่ปลายทางออกหัวฉีด การจัดคลาสของมอเตอร์เพื่อหาแรงขับทั้งหมดจะทำโดยวัดแรงขับกับเวลาในการเผาไหม้เพื่อหาพื้นที่ใต้กราฟทั้งหมด โดยการวัดจะทำโดยใช้โหลดเซลล์ต่อเข้ากับวงจร

สำหรับบันทึกในคอมพิวเตอร์ หลังจากนั้นนำมาพล็อตกราฟเพื่อหากราฟระหว่างแรงขับกับเวลาและนำไปหาพื้นที่ใต้กราฟเพื่อกำหนดคลาสของแต่ละมอเตอร์ต่อไป

1.1.2 การออกแบบระบบขับเคลื่อนหรือมอเตอร์จรวด

เชื้อเพลิงจรวด (Rocket Propellant) เป็นส่วนผสมของเชื้อเพลิงและตัวออกซิไดเซอร์ ตัวออกซิไดเซอร์ให้ออกซิเจนในการเผาไหม้เชื้อเพลิง อัตราส่วนของเชื้อเพลิงและตัวออกซิไดเซอร์สามารถเปลี่ยนแปลงได้หรือสามารถเปลี่ยนค่าพารามิเตอร์ของห้องเผาไหม้เพื่อให้อัตราการเผาไหม้แตกต่างกัน เชื้อเพลิงและตัวออกซิไดเซอร์เป็นเกรดทั่วไปและสามารถหาได้ตามท้องตลาด ในการวิจัยและทดสอบครั้งนี้จะใช้เชื้อเพลิงแข็ง 2 ชนิดคือ เชื้อเพลิงแบบผงสีขาว (White Mixed) จะมีส่วนผสมของโพแทสเซียมไนเตรดและผงน้ำตาลอยู่ที่ 65% และ 35% และเชื้อเพลิงแบบคารามเมล (Rocket Candy หรือ R-Candy) ที่มีส่วนผสมของโพแทสเซียมไนเตรด น้ำเชื่อม และผงน้ำตาลในอัตราส่วน 65%, 18% และ 17% โดยน้ำหนักตามลำดับ โดยเชื้อเพลิงทั้งสองชนิดจะมีรูปทรงแบบทรงกระบอกตัน (End Burning) และทรงกระบอกกลวง (Core Burning) หลังจากนั้นจะออกแบบเชื้อเพลิงเพื่อให้ได้ค่าแรงดลทั้งหมดให้อยู่ในคลาสไอและคลาสเจเพื่อใส่ในจรวดต่อไป

มอเตอร์คลาสไอจะมีความยาวของมอเตอร์จรวด 22.3 ซม. น้ำหนักมอเตอร์จรวด 537 กรัม ดูได้จากรูปที่ 2 โดยมีความยาวของเชื้อเพลิง 19 ซม. เส้นผ่านศูนย์กลางเชื้อเพลิงคือ 4 ซม. ปลายหัวฉีดมีขนาดต่างๆดังนี้ ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของลำคอ (Throat) 1.34 ซม. พื้นที่ของลำคอ (Throat Area) 1.40 ซม.² พื้นที่ด้านปลายหัวฉีด 18.1 ซม.² ค่าอัตราส่วนพื้นที่ด้านปลายหัวฉีดต่อพื้นที่ลำคอ (Expansion Ratio) 12.93 ส่วนประกอบของเชื้อเพลิงและออกซิไดเซอร์มีดังนี้ ปริมาตรคือ 238.76 ลบ.ซม. น้ำหนักของเชื้อเพลิงประมาณ 300 กรัม ค่าต่างๆที่ได้จากการทดสอบคือ ค่าการดลทั้งหมด (Total Impulse) ประมาณ 400 N-s ส่วนค่าเฉลี่ยของแรงขับคือ 125 N มอเตอร์ตัวนี้จัดอยู่ในคลาสไอ

มอเตอร์คลาสเจมีความยาวของมอเตอร์จรวด 50 ซม. น้ำหนักมอเตอร์ 1,920.41 กรัม ดูได้จากรูปที่ 3 โดยมีความยาวของเชื้อเพลิง 40 ซม. เส้นผ่านศูนย์กลางเชื้อเพลิงคือ 5.4 ซม. และเส้นผ่านศูนย์กลางของรูกลวงคือ 2.0 ซม. ปลายหัวฉีดมีขนาดต่างๆดังนี้ ขนาดของลำคอ (Throat) 1.5 ซม. พื้นที่ของลำคอ (Throat Area) 1.77 ซม.² พื้นที่ด้านปลายหัวฉีด 75.43 ซม.² ค่าอัตราส่วนพื้นที่ด้านปลายหัวฉีดต่อพื้นที่ลำคอ (Expansion Ratio) 42.62 ส่วนประกอบของเชื้อเพลิงและออกซิไดเซอร์ต่างๆมีดังนี้ ปริมาตรคือ 916.09 ลบ.ซม. น้ำหนักของเชื้อเพลิงประมาณ 1,188.41 กรัม ค่าต่างๆที่ได้จากการทดสอบคือ ค่าการดลทั้งหมด (Total Impulse) ประมาณ 1,100 N-s ส่วนค่าเฉลี่ยของแรงขับคือ 250 N มอเตอร์ตัวนี้จัดอยู่ในคลาสเจ



รูปที่ 2 รูปแบบของเชื้อเพลิงทรงกระบอกตัน



รูปที่ 3 รูปแบบของเชื้อเพลิงทรงกระบอกกลวง

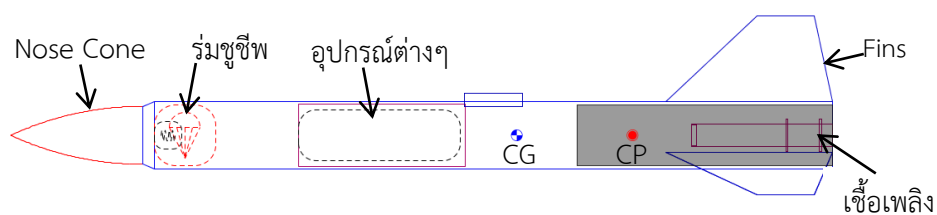
การใช้เชื้อเพลิงทั้งสองชนิดและรูปทรงของเชื้อเพลิงสองแบบนี้จะทำให้ได้ทราบถึงความเหมาะสมในการดำเนินการออกแบบ จัดเตรียมสำหรับใช้ทดสอบจรวดจะว่าแบบไหนจะดีกว่ากัน

1.2 ตัวจรวด

การออกแบบตัวจรวดจะออกแบบเป็น 2 แบบคือ จรวดคลาสไอและจรวดคลาสเจ เนื่องจากขนาดและน้ำหนักของมอเตอร์จรวดจะต่างกัน ดังนั้นขนาดจรวดจึงต้องออกแบบให้เหมาะสมกัน โดยจรวดคลาสไอจะมีขนาดเล็กกว่าจรวดคลาสเจเนื่องจากมีขนาดแรงดลของมอเตอร์เพราะมวลของเชื้อเพลิงน้อยกว่า จรวดทั้งสองแบบนี้จะใช้มอเตอร์เชื้อเพลิง 2 ชนิดและ 2 รูปทรงตามลำดับ การออกแบบจรวดจะใช้โปรแกรม Open Rocket ซึ่งเป็นโปรแกรมที่ใช้สำหรับออกแบบจรวดโดยสามารถกำหนดขนาดและส่วนต่างๆที่ประกอบกันเข้ากับจรวดได้ทั้งหมด นอกจากนี้ยังสามารถหาค่าจุด Center of Gravity (CG) และจุด Center of Pressure (CP) ของจรวดทั้ง 2 แบบเพื่อให้จรวดมีเสถียรภาพขณะยิงขึ้นโดยทั่วไปจะออกแบบให้จุด CP อยู่ต่ำกว่าจุด CG โดยวัดจากหัวจรวด การทำหัวจรวด (Nose Cone) เองจะต้องมีความแข็งแรงและคงทน รวมทั้งไม่เสียเวลาในการผลิตและราคาถูก ดังนั้นหลักของการทำหัวจรวดคือเลือกผลิตภัณฑ์ที่มีขายตามท้องตลาดอยู่แล้ว

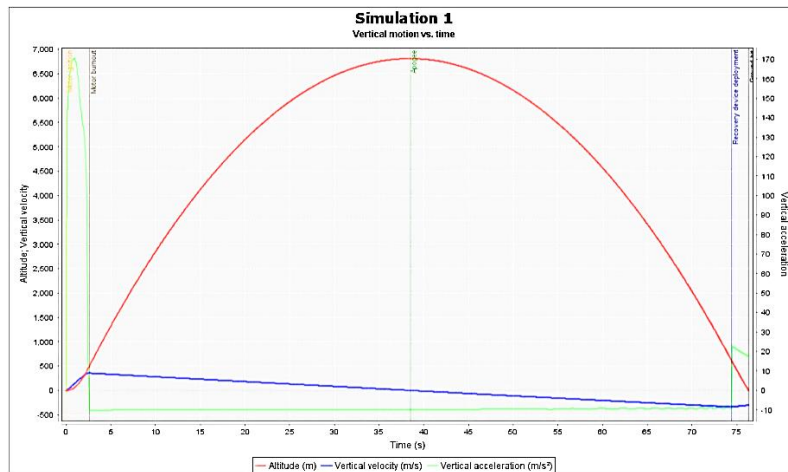
1.2.1 การออกแบบจรวดคลาสไอ

การออกแบบจรวดคลาสไอ จะเริ่มต้นจากการออกแบบหัวจรวด (Nose Cone) นั้นมีจุดประสงค์ในด้าน Aerodynamic โดยหัวจรวดที่เลือกจะมีรูปร่างแบบ Ogive เนื่องจากง่ายต่อการหาวัสดุมาทำ เช่น แก้วโพลีคาร์บอเนต ความยาว 11.9 เซนติเมตร มีความยาวเส้นผ่าศูนย์กลางของฐาน 5.2 เซนติเมตร และความหนาของวัสดุ 0.29 เซนติเมตร ต่อมาคือการออกแบบข้อต่อระหว่างหัวจรวดและลำตัว (Transition) เนื่องจากขนาดของเส้นผ่าศูนย์กลางระหว่างหัวจรวดกับตัวจรวดไม่เท่ากัน ความยาว 1 เซนติเมตร มีเส้นผ่าศูนย์กลางด้านหน้า 5.2 เซนติเมตร และด้านหลัง 6.09 เซนติเมตร มีความหนา 0.06 เซนติเมตร หลังจากนั้นออกแบบลำตัวจรวด (Rocket Body) โดยใช้ท่อ PVC เส้นผ่าศูนย์กลางด้านใน 5.59 เซนติเมตร ความยาว 61 เซนติเมตร ความหนาอยู่ที่ 0.25 เซนติเมตร สุดท้ายคือการออกแบบหางของจรวด (Fins) จะเน้นไม่ให้เกิดแรงเสียดทานแบบ Induced Drag โดยมีความยาวที่ฐาน 15 เซนติเมตร ความยาวของด้านปลายหาง (Tip Chord) 7.62 เซนติเมตร และมีมุม Sweep 47.1 องศาโดยเมื่อนำแต่ละชิ้นส่วนมาประกอบกับจรวดจะมีความยาว 73.9 เซนติเมตร มีเส้นผ่าศูนย์กลาง 6.09 เซนติเมตร น้ำหนักจรวดโดยไม่มีเชื้อเพลิง 513 กรัม มีจุด CG ห่างจากปลายหัวจรวด 37 เซนติเมตร และมีจุด CP ห่างจากปลายหัวจรวด 55.9 เซนติเมตร โดยดูได้จากรูปที่ 4



รูปที่ 4 Layout ภาพจรวดคลาสไอจากโปรแกรม Open Rocket ตำแหน่งจุด CG และ จุด CP

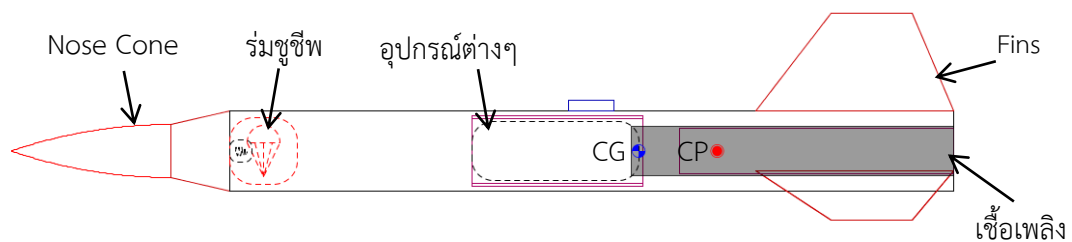
จากผลการจำลองการเคลื่อนที่ในโปรแกรม Open Rocket รูปที่ 5 จะได้ค่าการดลทั้งหมด (Total Impulse) 757 N·s โดยใช้มอเตอร์จรวดของ AeroTech J315R ค่าความเร็วที่ออกจากฐานยิงอยู่ที่ 16.6 เมตรต่อวินาที ความสูงที่สุดที่ขึ้น (Apogee) 6,813 เมตร ความเร็วสูงสุด 354 เมตรต่อวินาที ค่าความเร่งสูงสุด 171 เมตรต่อวินาที² เวลาถึงจุดสูงสุด 38.5 วินาที เวลาที่ใช้ทั้งหมด 76.4 วินาที ความเร็วขณะตกพื้น 304 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 5 ผลการจำลองการเคลื่อนที่จรวดในโปรแกรม Open Rocket จรวดคลาสไอ

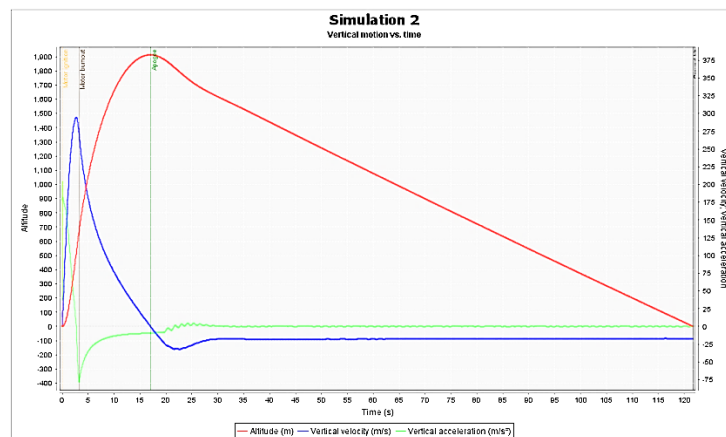
1.2.2 การออกแบบจรวดคลาสเจ

การออกแบบจรวดคลาสเจจะมีขนาดใหญ่กว่าจรวดคลาสไอ หลักการออกแบบจะคล้ายกันโดยจะเริ่มต้นจากการออกแบบหัวจรวด (Nose Cone) ความยาว 17.8 เซนติเมตร เส้นผ่าศูนย์กลาง 5.89 เซนติเมตร ความหนา 0.35 เซนติเมตร ตัว Transition ความยาว 6.59 เซนติเมตร เส้นผ่าศูนย์กลางด้านหน้า 5.89 เซนติเมตรและด้านหลัง 6.56 เซนติเมตร ความหนา 0.5 เซนติเมตร หลังจากนั้นออกแบบ ลำตัวจรวด (Rocket Body) มีความยาว 80.5 เซนติเมตร เส้นผ่าศูนย์กลางด้านใน 8.3 เซนติเมตร มีความหนาอยู่ที่ 0.3 เซนติเมตร สุดท้ายคือการออกแบบ Fins โดยมีความยาวที่ฐาน 22 เซนติเมตร ความยาวของด้านปลายทาง (Tip Chord) 9 เซนติเมตร และมีมุม Sweep 37.8 องศา โดยเมื่อนำแต่ละชิ้นส่วนมาประกอบกันจรวดจะมีความยาวอยู่ที่ 105 เซนติเมตร มีเส้นผ่าศูนย์กลาง 8.9 เซนติเมตร น้ำหนักจรวดแบบไม่มีเชื้อเพลิง 1,096 กรัม มีจุด CG ห่างจากปลายหัวจรวดอยู่ที่ 69.8 เซนติเมตร และมีจุด CP ห่างจากปลายหัวจรวดอยู่ที่ 78.6 เซนติเมตร ดูภาพประกอบได้จากรูปที่ 6



รูปที่ 6 Layout ภาพจรวดคลาสเจจากโปรแกรม Open Rocket ตำแหน่งจุด CP และ จุด CG

จากผลการจำลองการเคลื่อนที่ในโปรแกรม Open Rocket รูปที่ 7 จะได้ค่าการดลทั้งหมด (Total Impulse) 1,429 N·s โดยใช้มอเตอร์จรวดของ AeroTech K535 ค่าความเร็วที่ออกจากฐานยิงอยู่ที่ 18.5 เมตรต่อวินาที ความสูงที่สุดที่ขึ้น (Apogee) 1,833 เมตร ความเร็วสูงสุด 315 เมตรต่อวินาที ค่าความเร่งสูงสุด 177 เมตรต่อวินาที² เวลาถึงจุดสูงสุด 16.4 วินาที เวลาที่ใช้ทั้งหมด 126 วินาที ความเร็วขณะตกพื้น 16.2 เมตรต่อวินาที



รูปที่ 7 ผลการจำลองการเคลื่อนที่จรวดในโปรแกรม Open Rocket จรวดคลาสเจ

1.3 ร่มชูชีพ

การออกแบบร่มชูชีพนั้นมีจุดประสงค์สำหรับความปลอดภัยต่ออุปกรณ์ภายในจรวดและความปลอดภัยต่อคนรอบข้างโดยสามารถกำหนดความเร็วในการตกของจรวดหลังจากเชื้อเพลิงหมด การออกแบบร่มชูชีพนั้นจะต้องคำนวณเพื่อหาขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของร่มชูชีพเพื่อให้จรวดตกด้วยความเร็วที่เหมาะสมไม่ทำให้ลมพัดไปไกลจากฐานมากเกินไป ความเร็วในการตกของจรวดที่ต้องการอยู่ที่ 17.22 ฟุตต่อวินาที ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอยู่ที่ 0.77 จรวดตกจากที่สูงจากฐานปล่อย 2,000 ฟุต โครงสร้างจรวดหนัก 0.439 กิโลกรัม อุปกรณ์ที่ใส่ลงไปในจรวดหนัก 0.08 กิโลกรัม การคำนวณค่าต่างๆได้จากสูตร (1) ถึง (2) (Ronald et al., 1995)

$$W_{rocket} = (m_s + m_{payload})g \quad (2)$$

$$F_{Drag} = \frac{1}{2}\rho C_d A V^2 \quad (3)$$

โดย W_{rocket} คือน้ำหนักของจรวด (Newton) m_s คือมวลของโครงสร้างจรวด (kg) $m_{payload}$ คือมวลของอุปกรณ์ที่ใส่ลงไปในจรวด (kg) g คือความเร่งโน้มถ่วง (m/s^2) ρ คือความหนาแน่นของอากาศ (kg/m^3) A คือพื้นที่หน้าตัดของร่มชูชีพ (m^2) C_d คือสัมประสิทธิ์แรงต้าน V คือความเร็วในการตกของจรวด (m/s) นำสมการที่ (2) และ (3) ซึ่งจะเท่ากันในขณะที่จรวดกำลังตกลงสู่พื้นดิน ดังนั้นค่าของพื้นที่หน้าตัดจะหาได้จากพื้นที่ของวงกลมโดยแทนค่าต่างๆที่กำหนดไว้เพื่อหาค่าพื้นที่หน้าตัดของร่มชูชีพต่อไป หลังจากการคำนวณแล้วให้นำผ้าร่มชูชีพมาตัดเป็นวงกลมที่มีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางเท่ากับ 0.73 เมตร หลังจากนั้นจะระบุที่ขอบของร่มชูชีพ 8 รูให้ห่างเท่าๆกันและนำเชือกมาร้อยแต่ละรู หลังจากนั้นก็ทำการใส่ร่มชูชีพเข้าไปในจรวดดังรูปที่ 8 และ 9



รูปที่ 8 ร่มชูชีพ



รูปที่ 9 บรรจุร่มชูชีพลงใน Body จรวด

1.4 ระบบดีดร่มชูชีพ

การที่จะทำให้ร่มชูชีพกางได้นั้นต้องอาศัยตัวระบบดีดร่มชูชีพ (Parachute Ejection) เพื่อตอนที่จรวดอยู่จุดสูงสุด (Apogee) ระบบดีดร่มชูชีพจะดีดหัวจรวดออกจากลำตัวจรวด หลังจากนั้นร่มชูชีพจะถูกกางออก ระบบดีดร่มชูชีพ จะใช้เป็นแบบระบบดีดร่มชูชีพซึ่งจะใช้สปริงในการดีดออก โดยจะใช้ความร้อนของเชื้อเพลิงเป็นตัวเผาไหม้หลักของระบบดีดร่มชูชีพทำให้สปริงนั้นดันร่มชูชีพและหัวจรวดออกมา ขั้นตอนการทำคือนำแผ่นไม้วางกลม 2 แผ่นมาเจาะรูสำหรับนำเชือกมาร้อย แล้วนำแผ่นไม้ชิ้นที่ 1 ติดกับปลายท่อ PVC เส้นผ่าศูนย์กลางใหญ่กว่าสปริงเล็กน้อยและสูงมากกว่าระยะหดของสปริงเล็กน้อย นำแผ่นไม้ชิ้นที่ 2 ติดกับปลายของสปริงโดยใช้ Epoxy และนำสปริงด้านที่ไม่ติดไม้สวมเข้าท่อ PVC โดยทา Epoxy ไว้ที่ไม้ชิ้นที่ 1 เพื่อยึดสปริงกับไม้ชิ้นที่ 1 หลังจากนั้นนำเชือกร้อยผ่านรูที่เจาะไว้ แล้วดึงให้สปริงอยู่ในระยะหด สุดท้ายนำ Cable Tie มัดสปริงกับเชื้อเพลิง เพื่อทำหน้าที่เป็นสลักคู่ได้จากรูปที่ 10

2. การสร้างจรวด

หลังจากทำการออกแบบจรวดผ่านโปรแกรม Open Rocket เสร็จเรียบร้อยแล้ว หัวจรวด (Nose Cone) จะเลือกใช้วัสดุที่ทำมาจากแก้วแชมเปญพลาสติกที่มีความหนาแน่น 2.89 กรัมต่อลูกบาศก์เซนติเมตรสำหรับจรวดคลาสไอและแก้วโวน์พลาสติกวัสดุทำมาจาก Polystyrene ที่มีความหนาแน่น 1.05 กรัมต่อลูกบาศก์เซนติเมตรสำหรับจรวดคลาสเจ ขั้นตอนต่อมาคือข้อต่อระหว่างหัวจรวดและลำตัวจรวด (Transition) วัสดุทำมาจากพลาสติกประเภท Polyethylene Terephthalate ที่มีความหนาแน่นอยู่ที่ 1.39 กรัมต่อลูกบาศก์เซนติเมตร หลังจากนั้นลำตัวจรวด (Rocket Body) นั้นเป็นส่วนสำคัญสำหรับบรรจุและติดตั้งอุปกรณ์หลายอย่างเช่น เชื้อเพลิง ร่มชูชีพ ระบบดีดร่มชูชีพ และเป็นที่ติดตั้งหางจรวดด้วย ลำตัวจรวดมีลักษณะเป็นทรงกระบอกวัสดุทำมาจาก PVC ที่มีความหนาแน่นอยู่ที่ 1.39 กรัมต่อลูกบาศก์เซนติเมตรและสุดท้ายคือการออกแบบหางจรวด (Fins) นั้นมีลักษณะเป็น 3 Fins ติดอยู่ที่ด้านท้ายเป็นแบบ Trapezoid วัสดุทำมาจากไม้บัลซ่า ที่มีความหนาแน่นอยู่ที่ 0.17 กรัมต่อลูกบาศก์เซนติเมตร หลังจากประกอบทุกส่วนเข้าด้วยกันด้วยสกรูแล้วจะได้ดังรูปที่ 11 นอกจากนั้นจะต้องมีการสร้างฐานปล่อยจรวดเพื่อให้จรวดนั้นขึ้นไปยังทิศทางที่กำหนดและยังเป็นอุปกรณ์ยึดจรวดไม่ให้ล้มในขณะก่อนจุดเชื้อเพลิง จึงจำเป็นที่จะต้องสร้างให้ฐานปล่อยนั้นมีความมั่นคงไม่เอียงไปฝั่งใดฝั่งหนึ่ง



รูปที่ 10 ระบบ Ejection



รูปที่ 11 จรวดคลาสไอและจรวดคลาสเจที่ได้
สร้างออกมาตามโปรแกรม Open Rocket

2.1 การสร้างฐานปล่อยจรวดคลาสไอ

การออกแบบฐานปล่อยจรวดคลาสไอ มีโครงสร้างที่ขาตั้งนั้นทำมาจากท่อ PVC แต่ฐานนั้นทำมาจากอลูมิเนียมเพื่อกันความร้อนจากจรวดแม่ไปที่ขาตั้ง และเจาะรูอลูมิเนียมเพื่อใส่ Guide rod เป็นตัวนำทิศทางของจรวด ลักษณะของฐานคลาสไอดูได้จากรูปที่ 12

2.2 การสร้างฐานปล่อยจรวดคลาสเจ

ถึงแม้ว่าการออกแบบฐานปล่อยจรวดคลาสไอ มีโครงสร้างที่ของฐานนั้นทำมาจากอลูมิเนียมเพื่อกันความร้อนจากจรวดแม่ไปที่ขาตั้ง แต่ไม่สามารถทนความร้อนจากจรวดได้จึงสร้างฐานปล่อยจรวดคลาสเจเพื่อใช้ในการทดสอบการยิงจรวดสำหรับจรวดคลาสเจขึ้นมา โดยมีขาตั้งทำมาจากท่อ PVC ฐานปล่อยทำมาจากแผ่นไม้ ทั้งหมดและเจาะรูเพื่อใส่ Guide Rod ลักษณะของฐานคลาสเจดูได้จากรูปที่ 13



รูปที่ 12 ภาพฐานปล่อยจรวดคลาสไอ



รูปที่ 13 ภาพฐานปล่อยจรวดคลาสเจ

3. การทดสอบจรวด

ก่อนการยิงทดสอบจรวดนั้นจะต้องมีการทดสอบอุปกรณ์ต่างๆที่ได้มีการออกแบบไว้แล้วว่าสามารถทำงานได้ตามต้องการ ส่วนใหญ่จะเป็นการทดสอบอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์สำหรับเก็บข้อมูลเช่น ระบบบันทึกข้อมูลเช่น ความสูงของจรวด ระบบถ่ายภาพ ระบบระบุตำแหน่ง

3.1 Altimeter 3

อุปกรณ์ที่เรียกว่า Altimeter 3 นี้สามารถทำการเก็บค่าต่างๆได้ความสูง รวมทั้งอีกหลายค่าของจรวด โดยเครื่องมือชิ้นนี้จะช่วยในการเก็บค่าและวิเคราะห์ผลของการทดสอบการยิงจรวดในครั้งนี้ Altimeter 3 คืออุปกรณ์เครื่องมือที่ใช้วัดความสูงระดับน้ำทะเลและระบุตำแหน่งของเครื่องบินบนแผนที่ระหว่างการทำกิจกรรมการบินทุกชนิด เช่นการขับเครื่องบิน การควบคุมเครื่องบินบังคับ รวมไปถึงการยิงจรวด และบันทึกผลบน โทรศัพท์หรือแท็บเล็ต นอกจากการวัดความสูงแล้วเครื่องมือชนิดนี้ ยังสามารถพล็อตกราฟความสูง และเขียนผลที่บันทึกลงเป็นตารางในโปรแกรม MS Excel ได้อีกด้วย

3.2 ระบบถ่ายภาพ

การทดสอบการยิงจรวดในครั้งนี้จะทำการบันทึกภาพระหว่างจรวดขึ้นไปบนท้องฟ้าโดยจะต้องใช้อุปกรณ์ที่สามารถบันทึกวิดีโอในขณะที่จรวดนั้นเคลื่อนที่ได้เช่น Car keys micro-camera คือ กล้องพวงกุญแจรีโมทรถยนต์ สำหรับบันทึกภาพนิ่ง หรือ วิดีโอ ได้มีแบตเตอรี่ในตัว สามารถชาร์จได้โดยเสียบเข้ากับคอมพิวเตอร์ ตัวเครื่องเหมือนรีโมทรถยนต์ของจริง ขนาดเล็กจัดเก็บง่ายเหมาะสำหรับพกพา

3.3 ระบบระบุตำแหน่ง

ในบางครั้งการตกของจรวดนั้น อาจมีการตกนอกพื้นที่ทดสอบ จึงจำเป็นต้องมีอุปกรณ์ในการช่วยตามหาและระบุตำแหน่งของจรวด เพื่อเก็บกู้จรวดและอุปกรณ์อย่างอื่นไว้ใช้ในครั้งต่อไป อุปกรณ์ที่เรียกว่า Mini A8 คือ GPS tracker ที่มีขนาดเล็ก น้ำหนักเพียง 30 กรัม และยังมีฟังก์ชันที่สามารถดักฟังได้หลังจากส่งข้อความไป จะได้รับข้อความกลับมาโดยเวลาไม่ถึง 1 นาที โดยเนื้อหาข้อความที่ได้รับคือตำแหน่งที่อยู่และค่าแบตเตอรี่ของตัว Mini A8 หลังจากนั้น กดเข้า Link เพื่อเปิดดูแผนที่และตำแหน่งของ Mini A8

ก่อนการประกอบระบบทั้งหมดเข้าด้วยกันจะต้องมีการทดสอบแต่ละระบบว่าสามารถทำงานได้เป็นอย่างดี เมื่อประกอบเข้าด้วยกันแล้วก็จะเป็นการทดสอบ การทดสอบจะใช้พื้นที่ที่ไม่มีบ้านเรือนโดยจะใช้พื้นที่ต่างจังหวัด ก่อนการยิงจะมีการแจ้งให้กรมการบินพลเรือนได้ทราบวัน ช่วงเวลา จำนวนจรวดที่ใช้ทดสอบ รวมทั้งปฏิบัติตามกฎข้อบังคับอื่นๆ ที่จำเป็นในเรื่องความปลอดภัย ระหว่างยิงจะยึดถือความปลอดภัยเป็นหลักในการปฏิบัติในการทดสอบ การทดสอบจะมีการบันทึกภาพเคลื่อนไหวและมีการบันทึกข้อมูล ต่างๆเช่น ความสูง ตำแหน่งของจรวด เมื่อจรวดตกลงสู่พื้นหลังจากระบบขับเคลื่อนไม่มีเชื้อเพลิงแล้ว ระบบเก็บกู้จะทำงานโดยทางร่มชูชีพออกทำให้จรวดตกอย่างช้าๆเพื่อเก็บกู้ข้อมูลและวิเคราะห์ระบบต่างๆต่อไป

ผลการวิจัย

การวิจัยนี้ใช้เชื้อเพลิงแข็ง 2 ชนิด คือเชื้อเพลิงแบบผงสีขาว (White Mixed) และเชื้อเพลิงแบบคาราเมล (Rocket Candy หรือ R-Candy) โดยเชื้อเพลิงทั้งสองชนิดจะมีรูปทรงเป็นแบบทรงกระบอกตัน (End Burning) และทรงกระบอกกลวง (Core Burning) โดยออกแบบจรวด 2 แบบ คือจรวดคลาสไอและจรวดคลาสเจ และมีระบบต่างๆจะมีอยู่ในจรวดเช่น ระบบร่มชูชีพ ระบบระบุตำแหน่ง ระบบถ่ายภาพ ระบบบันทึกข้อมูล เช่น ความสูงของจรวด และนำไปทดสอบยิงที่มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือวิทยาเขตปราจีนบุรี จากนั้นสรุปผลออกเป็นระบบต่างๆได้ดังนี้

1. เชื้อเพลิงรูปทรงกระบอกตัน (End Burning)

จรวดคลาสไอซึ่งใช้มอเตอร์คลาสไอทั้งแบบเชื้อเพลิงแบบผงสีขาว (White Mixed) และเชื้อเพลิงแบบคาราเมล (Rocket Candy) เมื่อทำการยิงแล้วจรวดไม่สามารถทะยานขึ้นสู่ท้องฟ้าได้ โดยการเผาไหม้รูปทรงกระบอกตันนี้ไม่สามารถนำตัวจุดระเบิดเข้าไปติดตั้งด้านในห้องเผาไหม้ (Combustion Chamber) ได้ ดังนั้นจึงติดตั้งได้บริเวณปลายด้านในของหัวฉีด (Nozzle) ที่ติดกับเชื้อเพลิง ซึ่งพื้นที่ในการเผาไหม้จะลามเป็นวงกลมและไม่มีการเพิ่มพื้นที่การเผาไหม้เหมือนกับเชื้อเพลิงทรงกระบอกกลวง ดังนั้นจึงไม่ทำให้เกิดแรงขับที่มากพอในการยกตัวของจรวดขึ้น ส่วนจรวดคลาสเจซึ่งใช้มอเตอร์คลาสเจทั้งแบบเชื้อเพลิงแบบผงสีขาว (White Mixed) และเชื้อเพลิงแบบคาราเมล (Rocket Candy) นั้น ไม่สามารถทำให้จรวดขึ้นได้เช่นกัน ซึ่งจรวดทั้งสองคลาสส่งผลกระทบให้เกิดการเผาไหม้บริเวณฐานยิงจรวดอย่างต่อเนื่องจนกว่าเชื้อเพลิงจะหมดทำให้ฐานปล่อยจรวดได้รับความเสียหายรวมทั้งส่งผลต่อระบบอิเล็กทรอนิกส์ที่บรรจุอยู่ภายในด้วยเนื่องจากเกิดความร้อนสะสมขึ้นมาบริเวณที่จัดเก็บอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ ดังจะเห็นได้จากรูปที่ 14



รูปที่ 14 การทดสอบยิงจรวดคลาสไอและเจเกิดการเผาไหม้แต่ยังไม่ขึ้นรูปแบบเชื้อเพลิงรูปทรงกระบอกตัน

2. เชื้อเพลิงรูปทรงกระบอกกลวง (Core Burning)

จรวดคลาสไอซึ่งใช้มอเตอร์คลาสไอทั้งแบบเชื้อเพลิงแบบผงสีขาว (White Mixed) และเชื้อเพลิงแบบคาราเมล (Rocket Candy) นั้น เมื่อทำการยิงแล้วจรวดสามารถทะยานขึ้นสู่ท้องฟ้าได้สำเร็จโดยมีความสูงประมาณ 600 เมตร การเผาไหม้รูปทรงกระบอกกลวงจะติดตั้งตัวจุดระเบิด (Ignition) ที่บริเวณด้านบนของเชื้อเพลิงและเปลวไฟจะลามไปยังบริเวณผิวของเชื้อเพลิงที่เป็นรูกลวงลงไปยังปลายหัวฉีด (Nozzle) ดังนั้นพื้นที่ผิวของการเผาไหม้จะเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว เนื่องจากการเผาไหม้แบบทรงกระบอกกลวงนั้นจะให้แรงขับที่เป็นลักษณะ progressive (George & Oscar, 2001) ซึ่งลักษณะนี้จะให้ค่าแรงขับที่มากขึ้นเรื่อยๆตามเวลาที่เผาไหม้จนกระทั่งเชื้อเพลิงหมด นั่นคือการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงจะเผาไหม้ด้านปลายและด้านในทรงกระบอกกลวงด้วย ทำให้พื้นที่ของการเผาไหม้เพิ่มขึ้นเรื่อยๆ ซึ่งส่งผลต่อแรงขับให้มากขึ้นเรื่อยๆ จรวดคลาสเจซึ่งใช้มอเตอร์คลาสเจทั้งแบบเชื้อเพลิงแบบผงสีขาว (White Mixed) และเชื้อเพลิงแบบคาราเมล (Rocket Candy) นั้น จะได้ความสูงประมาณ 1,000 เมตร และเวลาที่ใช้ในการเผาไหม้ประมาณ 4-6 วินาที ดังรูปที่ 15 และ 16



รูปที่ 15 การทดสอบยิงจรวดคลาสไอและเจจรวดทะยานขึ้นโดยใช้เชื้อเพลิงรูปทรงกระบอกกลวง



รูปที่ 16 (a) จรวดคลาสเจเริ่มจุดระเบิด (b) จรวดเคลื่อนที่ขึ้น (c) จรวดเคลื่อนที่ไปบนท้องฟ้า

สรุปผลการวิจัย

การวิจัยในครั้งนี้สรุปได้ว่าการใช้เชื้อเพลิงแบบคาราเมล (Rocket Candy) จะสะดวกกว่าการใช้เชื้อเพลิงแบบผงสีขาวเนื่องจากเชื้อเพลิงแบบผงจะต้องมีการอัดให้เชื้อเพลิงแน่นและเป็นรูกลวง บางครั้งขั้นตอนการขนส่งอาจจะมีการกระแทกทำให้เกิดความเสียหายของเชื้อเพลิงซึ่งไม่สามารถมองด้วยตาเปล่าได้ดังนั้นเชื้อเพลิงแบบคาราเมลจึงมีความเหมาะสมมากกว่า ค่าความผิดพลาดของความสูงระหว่างการออกแบบโดยใช้โปรแกรม Open Rocket และการยิงจริงของจรวดคลาสไอและเจอยู่ที่ประมาณ 91% และ 47% ซึ่งค่าที่เกิดจากแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ย่อมไม่ได้ค่าที่เหมือนกับความเป็นจริง (Elvia et al., 2013) ดังนั้นในการวิจัยครั้งนี้ปัจจัยที่น่าจะทำให้เกิดค่าความผิดพลาดระหว่างโปรแกรม Open Rocket กับการทดสอบจรวดจริงๆเช่นการเลือกเชื้อเพลิงในโปรแกรมกับการผลิตเชื้อเพลิงเอง ในส่วนของระบบตีถ่มซูชิยังต้องมีการปรับปรุงเนื่องจากการทำงานไม่ดีและกำหนดเวลาการทำงานให้อยู่บริเวณจุดที่จรวดอยู่สูงสุดไม่ได้ แนวทางแก้ไขในอนาคตคือสร้างอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ซึ่งจะมีตัวรับสัญญาณเมื่อจรวดเคลื่อนที่มาถึงจุดสูงสุดแล้วซึ่งจะทำให้ระหว่างการยิงขึ้นของจรวดนั้นไม่เปลี่ยนแปลงทิศทางที่กำหนดไว้ ส่วนร่มซูชิพนั้นต้องทำมาจากวัสดุทนไฟเพื่อไม่ให้เกิดความเสียหายของร่มซูชิพทำให้จรวดตกอย่างรวดเร็วมทั้งเชือกที่ยึดระหว่างลำตัวจรวดและตัวร่มซูชิพจะต้องเป็นเชือกกันไฟหรือเคลือบสารเคมีที่ทำให้ทนความร้อนได้ การออกแบบและวางอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในลำตัวจรวด

จะต้องมีการแบ่งแยกให้ชัดเจนรวมทั้งไม่ให้เกิดความเสียหายจากความร้อนที่เกิดขึ้น การออกแบบฐานยิงจรวด อาจจะต้องมีการปรับปรุงให้มีความสะดวก ราคาถูก รวมทั้งไม่เกิดความเสียหายจากความร้อนระหว่างยิงขึ้นด้วย

อภิปรายผล

จากการวิจัยพบว่ามอเตอร์ที่มีเชื้อเพลิงรูปแบบทรงกระบอกกลางจะทำให้จรวดเคลื่อนที่ขึ้นไปในอากาศได้เนื่องจากพื้นที่เผาไหม้เพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วส่งผลทำให้เกิดแรงขับอย่างรวดเร็วในระยะเวลาสั้นๆ ส่วนมอเตอร์ที่มีเชื้อเพลิงรูปแบบทรงกระบอกตันซึ่งการเผาไหม้จะมีเพียงปลายด้านเดียวคือพื้นที่หน้าตัดวงกลมที่มีการเผาไหม้ ดังนั้นพื้นที่การเผาไหม้จึงค่อนข้างคงที่ ซึ่งสอดคล้องกับ Ronald et al. (1995) และ George & Oscar (2001) ที่อธิบายไว้ว่าลักษณะการเลือกรูปแบบของการหล่อเชื้อเพลิงเป็นตัวสำคัญในการที่จะทำให้จรวดเคลื่อนที่ขึ้นได้ ในการพัฒนาเชื้อเพลิงแข็งหรือมอเตอร์จรวดในครั้งนี้เมื่อเปรียบเทียบกับการศึกษาและวิจัยต่างจะได้ดังนี้ คำน้่าน้ำหนักของมอเตอร์จรวดคลาสไอและคลาสเจจะอยู่ที่ประมาณ 300 กรัมและ 1,200 กรัม ตามลำดับเมื่อเปรียบเทียบกับค่าน้ำหนักของมอเตอร์ที่จัดทำโดย Singh (2013) จะอยู่ที่ประมาณ 3,400 กรัมหรืออยู่ในคลาสแอลจะเห็นว่าการน้ำหนักของมอเตอร์เชื้อเพลิงมีผลต่อการที่จะจัดคลาสของมอเตอร์จรวดซึ่งในอนาคตถ้าต้องการสร้างมอเตอร์ที่มีขนาดอยู่ในคลาสแอลก็สามารถประมาณเชื้อเพลิงคร่าวๆได้ โดย Singh (2013) ได้มีการพัฒนามอเตอร์ขนาดคลาสแอลโดยใช้วัสดุที่ทนต่อความร้อนได้มากกว่า pvc เช่นอลูมิเนียมหรือเหล็ก รวมทั้งต้องมีการออกแบบปลายหัวฉีดใหม่เพื่อทนความร้อนที่มากขึ้นแต่ไม่ได้มีการบรรจุมอเตอร์ในจรวดและนำไปทดสอบยิงขึ้น ทั้งนี้การศึกษาของ Elvia et al. (2013) ซึ่งได้จัดทำจรวดที่จุดเชื้อเพลิงสองชั้นคือชั้นแรกมอเตอร์อยู่ในคลาสไอและส่วนชั้นที่สองอยู่ในคลาสไอแต่ไม่ได้มีการอธิบายถึงการผลิตเชื้อเพลิงของมอเตอร์จรวด รวมทั้งยิงจรวดให้มีความสูงอยู่ในช่วง 3 – 8 กิโลเมตร ส่วนการวิจัยในต่างประเทศอื่นๆของ Mark & David (2014) Adam et al. (2015) Emily, Lucas, & Asha (2015) และ Anders, Joshua, Jeremy, & David (2016) ก็จะเน้นในส่วนของจรวดที่สามารถบรรจุดาวเทียมขนาดเล็กซึ่งน้ำหนักของดาวเทียมก็จะขึ้นอยู่กับการออกแบบระบบภายในและการทำงานต่างๆที่ต้องใช้ โดยจรวดที่จะทำหน้าที่ส่งจะต้องมีขนาดใหญ่มาแล้วก็ต้องใช้เงินในการทำมากเพราะต้องพัฒนาระบบการขับเคลื่อนที่ดีและมีการจุดเชื้อเพลิงสองชั้นเพื่อจะให้ได้ความสูงที่มากขึ้นโดยจะจุดเชื้อเพลิงชั้นที่สองพร้อมกับทั้งมอเตอร์ชั้นที่หนึ่งที่ใช้แล้วไป

กิตติกรรมประกาศ

ในการวิจัยครั้งนี้ได้รับทุนสนับสนุนจากสำนักงานพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีแห่งชาติ สัญญาเลขที่ FDA-CO-2559-3046-TH

References

- Adam, O., Blazej, M., Bartosz, B., Damian, K., Jan, M., Jan, K., & Pitotr, W., (2014). Development of the Polish Small Sounding Rocket Program. *Acta Astronautica*, 108 (2015), 46-56.
- Anders, K. N., Joshua, B., Jeremy, S., & David, W. (2016). A Pathway to Small Satellite Market Growth. *Advances in Aerospace Science and Technology*, 01(01), 1-20. doi:10.4236/aast.2016.111002
- D. S., & Joseph, D. W. (2013), Experimental Sounding Rocket: Sonic Eagle. *8th Intercollegiate Rocket Engineering Competition*, 1-7. Retrieved from http://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/technical_paper_csula.pdf
- Elvia, C., Salvador, G., Shahan, K., Yiu, W. L., Benjuamin, L., Azizkhan., P., Jonathan, R., Nathan, Emily, S. N., Lucas, M. P., & Asha, B. (2015). The CubeSat Ecosystem: Examining the Launch Niche, 66th International Astronautical Congress, Jerusalem, Israel. the International Astronautical Federation, 1-41. Retrieved from <https://www.ida.org/idamedia/Corporate/Files/Publications/STPIIPubs/2016/D-5678.pdf>
- George, P. S., & Oscar, B. (2001) *Rocket Propulsion Elements* (New Jersey: John Wiley & Sons), 445-446.
- High Power Rocket Safety Code. (2012) In National Association of Rocketry. Retrieved July, The John, T., Lloyd, J. D., & Stephen, D. H. (2006). Sounding Rocket Technology Demonstration for Small Satellite Launch Vehicle Project. *AIAA-RS4-4004, 4th Responsive Space Conference April 24-27, 2006*, 1-16.
- Mark, S. G. & David, W. D. (2014). A Sounding Rocket Launch Technique For Pico Satellite Payloads, *Texas Rocket Company* 2014, 1-5.
- Ronald, W. H., Gary, N. H., & Wiley, J. L. (1995). *Space Propulsion analysis and Design* (New York: McGraw-Hill), 110-111.
- Secretariat of the Cabinet Thailand. (2015). *samnak lekḥathikān khana ratthamontri* (2558, *Mīnākḥom sām*) . *mati khana kammakān nayōbāi ‘awakāt hæng chāt* .Retrieved from http://www.cabinet.soc.go.th/soc/Program2-3.jsp?top_serl=99312638 2018, from <http://www.nar.org/safety-information/high-power-rocket-safety-code/>

- Singh, S. (2013). Solid Rocket Motor for Experimental Sounding Rockets. *Advances in Aerospace Science and Applications*, 3(3), 199-208. Retrieved from https://www.ripublication.com/aasa/aasav3n3spl_11.pdf
- Suksila, T. (2017). Experimental investigation of Solid Rocket Motors for Small Sounding Rockets, The 8th TSME International Conference on Mechanical Engineering doi:10.1088/1757-899X/297/1/012009