

การพัฒนาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์สำหรับการคำนวณกระบวนการภายใน มอเตอร์จรวดเชื้อเพลิงแข็ง

The Development of Mathematical Model for Solving Internal Processes of Solid Rocket Motor

สุรสิทธิ์ ปาลสาร¹ และวรเดช มโนสร้อย²

Surasith Palasarn¹ and Woradaj Manosroi²

¹คณะครุศาสตร์ มหาวิทยาลัยราชภัฏชัยภูมิ

¹Faculty of Education, Chaiyaphum Rajabhat University

²คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเชียงใหม่

²Faculty of Engineering, Chiang Mai University

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้สร้างขึ้นเพื่อจำลองกระบวนการเผาไหม้ภายในมอเตอร์หรือส่วนขับเคลื่อนของจรวดเชื้อเพลิงแข็ง โดยเชื้อเพลิงที่ใช้คือส่วนผสมของโพแทสเซียมไนเตรท (KNO_3) และเดกโตรส ($\text{C}_6\text{H}_{12}\text{O}_6$) ในอัตราส่วน 65/35 โดยทำการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์ โดยจำลองแท่งเชื้อเพลิงเป็นแท่งทรงกระบอกกลม เส้นผ่านศูนย์กลางภายนอก 48 mm เส้นผ่านศูนย์กลางภายใน 15 mm ความยาว 112 mm ขนาดคอคอตของหัวฉีด 10.4 mm การจำลองแบ่งเป็นสองกรณี คือกรณีปลายปิดทั้งสองด้านและกรณีปลายเปิดทั้งสองด้าน ผลการจำลองสรุปได้ว่าความดันภายในมอเตอร์เปลี่ยนแปลงตามพื้นที่เผาไหม้ ค่าแรงขับเปลี่ยนแปลงตามค่าความดันที่เปลี่ยนไป ค่าแรงขับ ค่าการดลรวมและการดลจำเพาะ เพิ่มขึ้นตามค่าอัตราส่วนขยายที่เพิ่มขึ้น โดยค่าการดลจำเพาะอยู่ระหว่าง 112-126 s ผลการจำลองสามารถนำไปใช้ในการออกแบบมอเตอร์จรวดที่มีประสิทธิภาพและวางใจได้

คำสำคัญ: มอเตอร์จรวด, เชื้อเพลิงแข็ง, ระบบขับเคลื่อนจรวด, การดลจำเพาะ

Abstract

This research was aimed to simulate the combustion process inside motor of solid fuel rocket. The fuel was a mixture of Potassium Nitrate (KNO_3) and Dextrose ($\text{C}_6\text{H}_{12}\text{O}_6$) in ratio of 65/35. The simulation was conducted with a computer by simulating cylindrical fuel bar, outer diameter 48 mm, inner diameter 15 mm, length 112 mm, nozzle throat diameter 10.4 mm. The simulation divided into two cases, closed end and open end. Pressure change inside the motor was based on burning area while thrust force was subjected to changing pressure. Meanwhile, total impulse, and specific impulse rose with increasing nozzle expansion ratio. The specific impulse was between 112-126 s. In conclusion, the result of simulation could be implemented in designing effective and reliable rocket motor.

Keywords: rocket motor, solid propellant, rocket propulsion, specific impulse

บทนำ

ในปัจจุบันนี้ เทคโนโลยีด้านอวกาศก้าวหน้าไปเป็นอย่างมาก ทั้งด้านการสื่อสารโทรคมนาคม ด้านการทหาร และการสำรวจอวกาศ ทั้งนี้เป็นผลมาจากการประสบความสำเร็จในการทดลองการพัฒนาเครื่องยนต์จรวดขึ้นมานั่นเอง หลักการออกแบบเครื่องยนต์จรวดนั้นอาศัยคณิตศาสตร์เข้ามาช่วยในการวิเคราะห์ปัญหาหลักคณิตศาสตร์ที่เกี่ยวข้อง นั้นผสมผสานกันกับหลักฟิสิกส์และกระบวนการทางเคมี ออกมาเป็นตัวแบบทางคณิตศาสตร์ ที่สามารถอธิบายการทำงานของจรวดเชื้อเพลิงแข็งได้อย่างมีเหตุมีผลตามหลักวิทยาศาสตร์ และนำไปสู่ผลสำเร็จในการพัฒนาที่เป็นรูปธรรมนั่นเอง

ย้อนหลังไปประมาณ 2,000 ปีที่ผ่านมา จรวดสร้างขึ้นในประเทศจีนโดยชาวจีนใช้จรวดในงานดอกไม้ไฟ นั่นคือต้นกำเนิดของพลุในปัจจุบัน จากนั้นจรวดก็ถูกใช้ในการทำสงครามโดยชาวจีน และชาวมองโกลใช้จรวดในการรบพิชิตเอเชียและยุโรปบางส่วน

วิทยาศาสตร์จรวดยุคใหม่เกิดขึ้นจากการบุกเบิกของนักวิทยาศาสตร์ชาวอเมริกันนามว่า โรเบิร์ต ก็อดดาร์ด (Robert H. Goddard) ในช่วงปี ค.ศ.1917 ได้พัฒนาจรวดเชื้อเพลิงเหลวที่สามารถควบคุมทิศทางได้เป็นครั้งแรก ทำให้เขาได้รับการยกย่องว่าเป็น “บิดาแห่งจรวดสมัยใหม่”

ต่อมาในช่วงสงครามโลกครั้งที่สอง วิศวกรเยอรมันชื่อเวอร์เนอร์ วอน บรานน์ (Wernher Von Braun) และทีมงาน ได้พัฒนาจรวดติดตั้งหัวรบทำลายล้างให้กับกองทัพเยอรมันนี้ เรียกว่าจรวด V-2 ซึ่งใช้แอลกอฮอล์และออกซิเจนเหลวเป็นเชื้อเพลิง ในช่วงสิ้นสุดสงคราม วิศวกรเยอรมันบางส่วนเข้าร่วมกับฝ่ายอเมริกาในการพัฒนาจรวดในโครงการอวกาศของอเมริกา และบางส่วนเข้าร่วมกับฝ่ายสหภาพโซเวียต จนทำให้เกิดการแข่งขันด้านเทคโนโลยีอวกาศระหว่างสหรัฐอเมริกาและสหภาพโซเวียต

จนกระทั่งในปี ค.ศ.1957 โซเวียตส่งดาวเทียมดวงแรกของโลกเข้าสู่โคจรได้สำเร็จ และในปี ค.ศ.1961 ก็ส่งมนุษย์อวกาศคนแรกขึ้นไปโคจรรอบโลกคือ ยูริ กาการิน

(Yuri Gagarin) ต่อมาอเมริกาก็ส่งมนุษย์สองคนแรกลงเดินบนดวงจันทร์ได้สำเร็จคือ นีล อาร์มสตรอง (Neil Armstrong) และบัซ อัลดริน (Buzz Aldrin) ในภารกิจของยานอะพอลโล 11 ในปี ค.ศ.1969 จากนั้นจรวดถูกใช้ในโครงการโซยุสของรัสเซีย และโครงการกระสวยอวกาศของอเมริกา มาจนถึงปัจจุบัน จรวดยังถูกใช้ในการส่งดาวเทียมประเภทต่าง ๆ ขึ้นสู่อวกาศ การส่งหุ่นยนต์สำรวจดาวเคราะห์ รวมถึงในด้านการทหาร จรวดถูกใช้เป็นระบบขับเคลื่อนของอาวุธนำวิถีติดตั้งหัวรบทำลายเป้าหมาย

ปัจจุบันมีการพัฒนาจรวดเชื้อเพลิงแข็งในงานหลากหลายด้านทั้งในและต่างประเทศ ในประเทศไทย เจษฎา ศิริรัฐนิคม, อุดลยศักดิ์ บุญพันธ์ และไกรสรเนตร เหมสุข (Kiriratnikom, Boonpun & Hemsuk 2010) นำเสนอการออกแบบรูปร่างดินขับเชื้อเพลิงแข็ง โดยใช้ดินขับสองชนิดคือ ดินขับแบบฐานคู่ (double base) และดินขับแบบคอมโพสิท (composite) การหาแรงขับรวมถึงรูปแบบของแรงขับเมื่อเทียบกับเวลาและความดันคมสันต์ ประพันธ์กาญจน์ และคณะ (Praphankan et al., 2011) นำเสนอการพัฒนโปรแกรมคอมพิวเตอร์จำลองการเผาไหม้ดินขับจรวดด้วยโปรแกรม Visual Basic อุดลยศักดิ์ บุญพันธ์, เจษฎา ศิริรัฐนิคม และอิทธิพันธ์ หดย้อย (Boonpun, Kiriratnikom & Yodyoi, 2011) นำเสนอกระบวนการออกแบบหน้าตัดของดินขับเชื้อเพลิงแข็ง ปัญหาการออกแบบโดยทฤษฎีรูปร่างที่เหมาะสมที่สุดของการออกแบบหน้าตัดของดินขับแบบเชื้อเพลิงแข็ง นฤพน พิทยประเสริฐกิจ, ญัฐวัฒน์ วิญญา และนิกร กุหลาบอำ (Pittayaprasertkit, Winya & Kulabam, 2011) นำเสนอผลการศึกษาการวัดอัตราการเผาไหม้และคุณสมบัติการเผาไหม้แบบกักถ่วง ของดินขับจรวดโดยใช้มอเตอร์จรวดขนาดเล็ก คมสันต์ ประพันธ์กาญจน์, ญัฐวัฒน์ วิญญา และอนันต์ จันทร์เพือก (PraphanKan, Winya & Junpheuk, 2011) นำเสนอการปรับปรุงโปรแกรมคำนวณชีพินวิถีภายในของจรวดเชื้อเพลิงแข็งในต่างประเทศ Okninski et al. (2015) ได้นำเสนอโครงการจรวดขนาดเล็ก ราคาถูก ใช้ซ้ำได้

วัตถุประสงค์ของงานวิจัยนี้เพื่อศึกษาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และพัฒนาโปรแกรมประยุกต์ที่ใช้คำนวณกระบวนการภายในมอเตอร์จรวดเชื้อเพลิงแข็ง ทั้งนี้เพื่อหารูปแบบมอเตอร์ที่มีประสิทธิภาพสูงสุด ภายใต้เงื่อนไขเชื้อเพลิงที่กำหนด โดยมีขอบเขตของการวิจัยคือโปรแกรมประยุกต์ที่พัฒนาขึ้นสามารถคำนวณค่าความดันภายในมอเตอร์จรวดได้ และคำนวณค่าแรงขับต่อเวลาของมอเตอร์แต่ละแบบได้

แนวคิดทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

ในมอเตอร์จรวดเชื้อเพลิงแข็ง ดินขับเป็นส่วนผสมระหว่างออกซิไดเซอร์และเชื้อเพลิง ผสมกันเป็นของแข็ง เมื่อสัมผัสกับเปลวไฟ จะเกิด ปฏิกิริยาเผาไหม้ขึ้น ส่งผลให้เกิดก๊าซที่มีอุณหภูมิและความดันสูงภายในมอเตอร์ ก๊าซที่เกิดขึ้นจะถูกขับดันออกทางกรวยท้ายหรือน็อซเซิล (nozzle) ทำให้เกิดแรงขับผลักดันจรวดให้เคลื่อนที่ไปข้างหน้า ภายในห้องเผาไหม้ อัตราการเกิดก๊าซ $\dot{m}_g$ ขึ้นอยู่กับพื้นที่เผาไหม้และอัตราการเผาไหม้ตามสมการ

$$\dot{m}_g = A_b p_p r \quad (1)$$

เมื่อ A_b คือพื้นที่เผาไหม้ ตัวแปร p_p คือความหนาแน่นของเชื้อเพลิงและ r คืออัตราการเผาไหม้ พื้นที่เผาไหม้ขึ้นอยู่กับรูปแบบแท่งเชื้อเพลิง ส่วนอัตราการเผาไหม้ขึ้นอยู่กับชนิดของเชื้อเพลิงและความดันห้องเผาไหม้ ดังสมการต่อไปนี้

$$r = a P_o^n \quad (2)$$

โดยที่ P_o คือความดันภายในมอเตอร์ (chamber pressure) a คือสัมประสิทธิ์อัตราเผาไหม้ (burn rate coefficient) และ n คือ ดัชนีกำลังความดัน (pressure exponent) ค่า a และ n ในสมการนี้เป็นค่าเฉพาะของเชื้อเพลิงแต่ละชนิด และขึ้นอยู่กับความดันในขณะนั้น ๆ ด้วย

ความเร็วการขยายตัวทางทฤษฎีของก๊าซเป็นไปตามสมการความเร็วจำเพาะดังนี้

$$c^* = \sqrt{\frac{RT_o}{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (3)$$

ในที่นี้ R คือ ค่าคงที่ของก๊าซผลิตภัณฑ์ T_o คือ อุณหภูมิการเผาไหม้ k คืออัตราส่วนความร้อนจำเพาะของก๊าซ

ความดันภายในขึ้นกับพื้นที่เผาไหม้ A_b และแปรผกผันกับพื้นที่คอคอด A^* ตามสมการ

$$P_o = \frac{A_b}{A^*} p_p r c^* \quad (4)$$

ก๊าซที่เกิดขึ้นจากการเผาไหม้ จะสะสมในมอเตอร์ ทำให้ความดันสูงขึ้น และไหลออกทางคอคอด พิจารณาการไหลของก๊าซเป็นการไหลแบบไอเซนโทรปิก ดังนั้นสมการความดัน ความหนาแน่นและอุณหภูมิ เป็นไปตามสมการดังต่อไปนี้

$$\frac{P_o}{P} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (5)$$

$$\frac{\rho_o}{\rho} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (6)$$

$$\frac{T_o}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \quad (7)$$

โดยที่ตัวแปร P_o , p_o และ T_o แทนความดันความหนาแน่น และอุณหภูมิภายในมอเตอร์ ซึ่งถือว่าเป็นสถานะหยุดนิ่ง (stagnation) ส่วนตัวแปร P_p และ T แทน ความดัน ความหนาแน่น และอุณหภูมิที่แปรตามค่าความเร็วการไหล หรือเลขมัค M ซึ่งเป็นฟังก์ชันของอัตราส่วนขยาย ตามสมการดังต่อไปนี้

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \sqrt{\left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M^2}{1 + \frac{k-1}{2}} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (8)$$

เมื่อ A คือพื้นที่หน้าตัดของน๊อคเซลล์ที่จุดใด ๆ ตามแนวยาวของน๊อคเซลล์ เมื่อเขียนสมการแสดงอัตราส่วน A^*/A_x ในรูปของความดันภายใน จะได้สมการดังนี้

$$\frac{A^*}{A_x} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{P_x}{P_o}\right) \sqrt{\left(\frac{k+1}{k-1}\right) \left[1 - \left(\frac{P_x}{P_o}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (9)$$

เราสามารถคำนวณพื้นที่ ณ ทางออก A_e ได้จาก ที่ซึ่งความดัน ณ ทางออกน๊อคเซลล์ P_e ค่าเท่ากับความดันภายนอก P_o (ambient pressure) หากแทน P_x ด้วย P_o จะได้ A_x เป็นค่าที่เหมาะสม โดยอัตราการไหลผ่านน๊อคเซลล์ของก๊าซมีค่าเท่ากับสมการ

$$\dot{m}_n = P_o A^* \sqrt{\frac{k}{RT_o} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (10)$$

สมการแรงขับของมอเตอร์เป็นไปตามสมการดังต่อไปนี้

$$F = C_f A^* P_o \quad (11)$$

โดยที่ A^* คือพื้นที่คอขวด และ P_o คือความดันภายในมอเตอร์ C_f คือค่าสัมประสิทธิ์แรงขับค่าสัมประสิทธิ์แรงขับนี้เป็นไปตามสมการ

$$C_f = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_o}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} + \frac{(P_e - P_a) A_e}{P_o A^*} \quad (12)$$

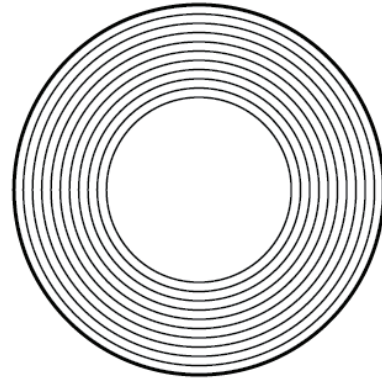
ค่าการดล และการดลจำเพาะเป็นไปตามสมการ

$$I_t = \int_0^b F dt \quad (13)$$

$$I_{SP} = \frac{I_t}{W_p} = \frac{c^* C_f}{g} \quad (14)$$

การจำลองด้วยคอมพิวเตอร์

การจำลองกระบวนการเผาไหม้เชื้อเพลิงด้วยคอมพิวเตอร์ ผู้เขียนใช้การสร้างตารางการคำนวณ โดยใช้วิธีคำนวณซ้ำ (iteration) คำนวณจนกระทั่งบรรทัดที่มีหน้าตัดการเผาไหม้เป็นวงกลมดังภาพ 1



ภาพ 1 การเผาไหม้ของเชื้อเพลิงจรวดในทิศทางตั้งฉากกับพื้นผิว

ทิศทางการเผาไหม้จะตั้งฉากกับพื้นผิว ดังนั้นแท่งเชื้อเพลิงที่มีรูแกนกลางเป็นวงกลม จะมีพื้นผิวเผาไหม้เป็นวงกลมขยายขึ้นดังภาพ 1 เชื้อเพลิงจะเผาไหม้จากแกนกลางไปจนถึงขอบนอก ทั้งนี้พื้นผิวที่ต้องการให้เผาไหม้จะถูกปล่อยให้สัมผัสกับประกายไฟโดยตรง ขณะที่พื้นผิวที่ไม่ต้องการให้เผาไหม้จะต้องหุ้มฉนวนกันไฟเอาไว้ สำหรับในงานวิจัยนี้ใช้แท่งเชื้อเพลิงทรงกระบอก มีรูแกนกลางขนาดเท่ากันหมดตลอดทั้งแท่ง



ภาพ 2 ภาพตัดตามยาวของมอเตอร์

การคำนวณอัตราการเผาไหม้ใช้ตารางค่า a และ n ขึ้นอยู่กับเชื้อเพลิงแต่ละชนิดและค่าเปลี่ยนไปตามช่วงความดันต่าง ๆ สำหรับเชื้อเพลิงโพแทสเซียมไนเตรท (KNO_3) และเด็กโตรส ($C_6H_{12}O_6$) ขนาดตัวออกซิไดซ์ประมาณ 60-125 μm อัตราส่วนผสม 65:35 ค่า a และ n เป็นไปตามตาราง 1 ซึ่งเป็นค่าที่ได้จากการทดลองโดย Nakka (2016)

ตาราง 1

ค่า a และ n ตามค่าความดัน

KN/Dextrose 65/35		
ช่วงความดัน	a	n
ความดัน, MPa	MPa, mm/sec	
0.1 to 0.779	8.875	0.619
0.779 to 2.572	7.553	-0.009
2.572 to 5.930	3.841	0.688
5.930 to 8.502	17.20	-0.148
8.502 to 11.20	4.775	0.442

การทดสอบความถูกต้องของการจำลอง สามารถทำได้โดยการกำหนดพื้นที่ผิวที่เปิด หรือพื้นที่ผิวที่ถูกเผาไหม้โดยปรกติแล้วจะกำหนดให้พื้นที่ผิวเผาไหม้ตรงแกนกลางปลายทั้งสองด้านของเชื้อเพลิงอาจปิดหรือเปิดก็ได้ ส่วนผิวข้างด้านนอกจะหุ้มไว้ด้วยฉนวนกันไฟ การทดสอบจะแบ่งเป็นสองกรณีคือ

กรณีที่ 1 พื้นที่ผิวเผาไหม้ตรงแกนกลาง ปลายปิดทั้งสองด้าน ผิวข้างด้านนอกปิดด้วยฉนวน

กรณีที่ 2 พื้นที่ผิวเผาไหม้ตรงแกนกลางและปลายเปิดทั้งสองด้าน ผิวข้างด้านนอกปิดด้วยฉนวน

การทดสอบลักษณะที่สอง คือการหาผลของอัตราส่วนน็อกเชิล (nozzle expansion ratio) หรือ A_e/A^* ที่มีผลต่อแรงขับและการลดรวมที่ได้ โดยกำหนดการทดสอบที่อัตราส่วนน็อกเชิลต่าง ๆ กัน ของทั้งสองกรณีที่กล่าวมา ตัวแปรอื่น ๆ ทั้งขนาดและชนิดเชื้อเพลิงใช้แบบเดียวกันทั้งหมด

ผลการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์

ข้อมูลเงื่อนไขเริ่มต้นการทดสอบแสดงในตาราง 2 เชื้อเพลิงที่ใช้คือ ส่วนผสมของโพแทสเซียมไนเตรท (KNO_3) และเดกโตรส ($C_6H_{12}O_6$) ในอัตราส่วน 65/35 แท่งเชื้อเพลิงมีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางภายนอก 48 mm ภายใน 15 mm ความยาว 112 mm ขนาดคอคอด 10.4 mm

การทดสอบเราแบ่งการจำลองออกเป็นสองกรณี ผลลัพธ์ค่าต่าง ๆ แสดงในตาราง 3 และ 4 ความสัมพันธ์ระหว่าง อัตราส่วน A_e/A^* ต่อระยะของการเผาไหม้ และความสัมพันธ์ระหว่างความดันภายใน P_o ต่อเวลาแสดงในภาพ 3 และ 4 ลักษณะของกราฟนั้นสอดคล้องกันอย่างยิ่งเห็นได้ชัดทั้งกรณีปลายปิดทั้งสองด้าน (ภาพ 3) และกรณีปลายเปิดทั้งสองด้าน (ภาพ 4) จากกราฟในกรณีปลายปิดทั้งสองด้าน กราฟอัตราส่วน A_e/A^* และความดันภายใน P_o เพิ่มขึ้นตามเวลา ความดันสูงสุดเมื่อพื้นที่ผิวเผาไหม้สูงสุด จากนั้นความดันลดลงเนื่องจากการเผาไหม้สิ้นสุด สำหรับกรณีปลายเปิดทั้งสองด้าน พื้นที่ผิวเผาไหม้มีลักษณะค่อนข้างคงตัว และความดันภายในก็เป็นเช่นเดียวกัน ความดันภายในไม่สูงเท่ากรณีแรก

ผลการจำลองแรงขับต่อเวลา และผลของอัตราส่วนน็อกเชิลต่อกราฟแรงขับแสดงในภาพ 5 รูปแบบกราฟแรงขับเหมือนกับกราฟความดันในภาพ 3 และ 4 สำหรับการทดสอบผลของแรงขับเทียบกับค่าอัตราส่วนน็อกเชิล โดยการทดสอบที่อัตราส่วน A_e/A^* สามค่าคือ 2, 4 และ 6 ผลที่ได้จากภาพจะเห็นว่าแรงขับแต่ละค่ามีค่าต่างกันเล็กน้อยทั้งสองกรณี ค่าสูงสุดเกิดจากอัตราส่วนเท่ากับ 6 จากนั้นก็เป็น 4 และ 2 ให้ค่าแรงขับน้อยลงตามลำดับค่าการลดรวมและการลดจำเพาะก็เช่นเดียวกัน

ตาราง 2

ข้อมูลเงื่อนไขเริ่มต้น

เชื้อเพลิง KNDX ($\text{KNO}_3:\text{C}_6\text{H}_{12}\text{O}_6$) อัตราส่วน 65:35				
เส้นผ่านศูนย์กลางภายนอก (เริ่มต้น)	D_o	48	mm	
เส้นผ่านศูนย์กลางรูกลาง (เริ่มต้น)	d_o	15	mm	
ความยาวแท่งเชื้อเพลิง (เริ่มต้น)	L_o	112	mm	
จำนวนแท่งเชื้อเพลิง	N	1		
ความหนาแน่นเชื้อเพลิง	ρ_{grain}	1879	kg/m^3	
เส้นผ่านศูนย์กลางคอขวด	d^*	10.4	mm	
พื้นที่คอขวด (เริ่มต้น)	A^*	84.9	mm^2	
อุณหภูมิก๊าซเผาไหม้	T_o	1710	K	
ประสิทธิภาพของน็อซเซิล	h_{noz}	0.85		
อัตราส่วนความร้อนจำเพาะ (2 เฟส)	k	1.043		
ความดันบรรยากาศ	P_{atm}	0.101	MPa	

ตาราง 3

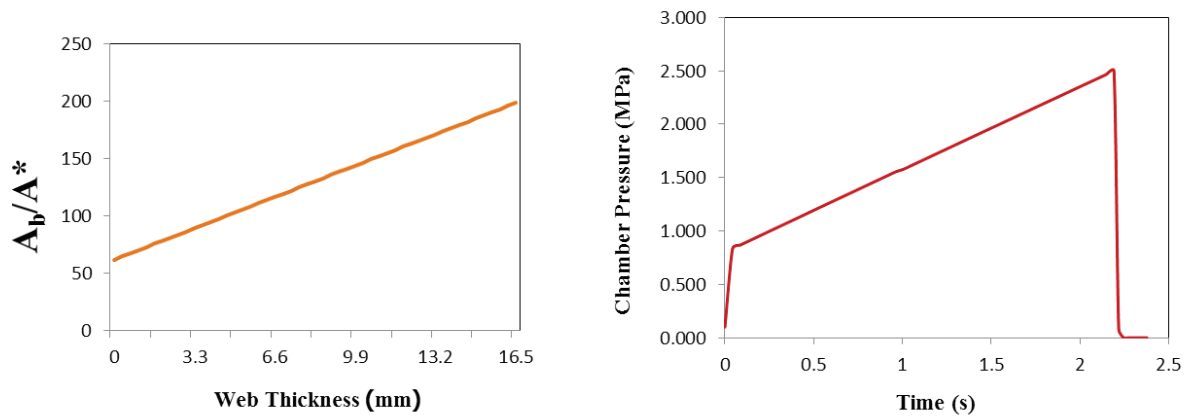
ผลการจำลองกรณีพื้นผิวปลายปิดทั้งสองข้าง

อัตราส่วนน็อซเซิล	A_e/A^*	2	4	6	
ความดันสูงสุด	P_{max}	2.501	2.501	2.501	MPa
แรงขับสูงสุด	F_{max}	272	305	319	N
การดลรวม	I_t	381	417	426	N-s
การดลจำเพาะ	I_{sp}	113	124	126	s
เวลาทั้งหมด	t_{burn}	2.4	2.4	2.4	s

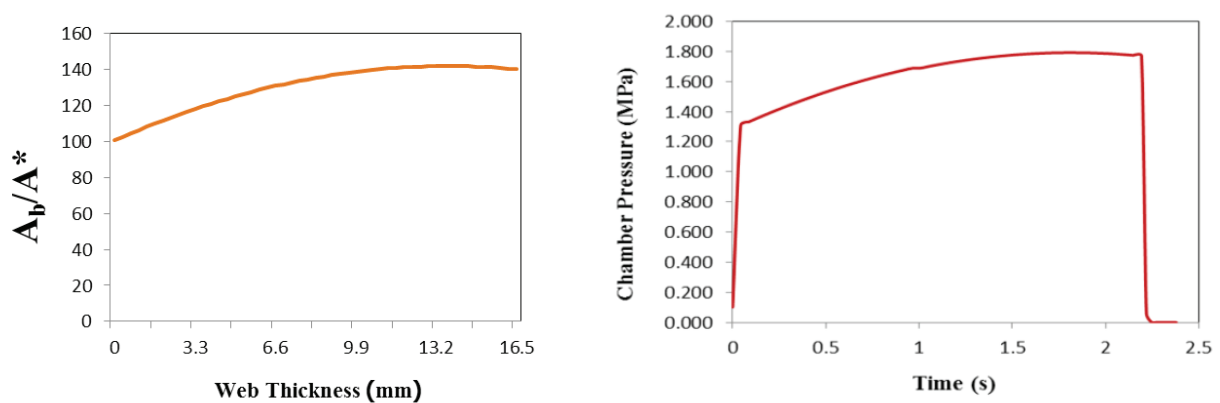
ตาราง 4

ผลการจำลองกรณีพื้นผิวปลายเปิดทั้งสองข้าง

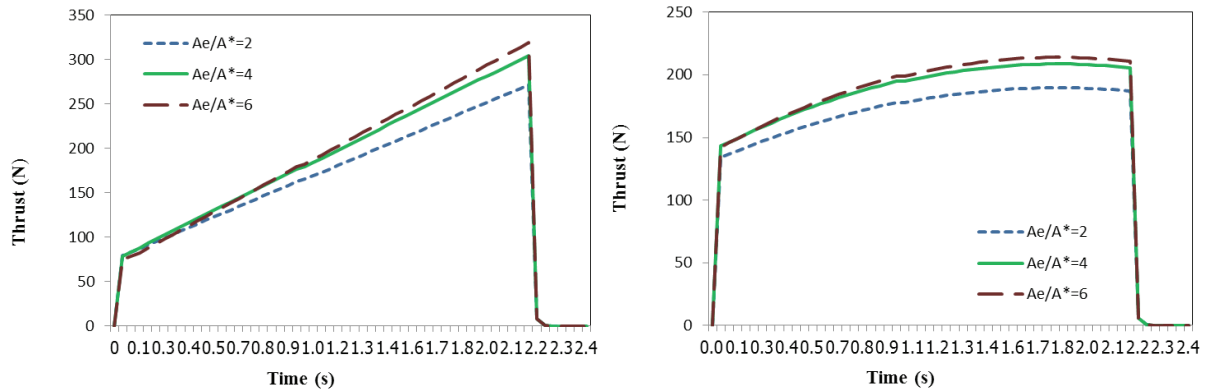
อัตราส่วนน็อกเชิล	A_e/A^*	2	4	6	
ความดันสูงสุด	P_{max}	1.791	1.791	1.791	MPa
แรงขับสูงสุด	F_{max}	190	209	214	N.
การดลรวม	I_t	378	413	421	N-s
การดลจำเพาะ	I_{sp}	112	123	125	s
เวลาทั้งหมด	t_{burn}	2.4	2.4	2.4	s



ภาพ 3 ความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วน A_b/A^* กับการเผาไหม้ และความสัมพันธ์ระหว่างความดันภายในกับเวลา กรณีปลายปิดทั้งสองด้าน



ภาพ 4 ความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วน A_b/A^* กับการเผาไหม้ และความสัมพันธ์ระหว่างความดันภายในกับเวลา กรณีปลายเปิดทั้งสองด้าน



ภาพ 5 ผลกระทบของอัตราส่วนน็อซเซิลต่อแรงขับ กรณีพื้นผิวปลายปิดทั้งสองด้าน และกรณีพื้นผิวปลายเปิดทั้งสองด้าน

บทสรุป

สมรรถนะของจรวดเชื้อเพลิงแข็งขึ้นอยู่กับตัวแปรหลายประการด้วยกัน จากผลการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์แสดงในภาพ 3, 4 และ 5 การจำลองจากทั้งสองกรณี จะเห็นว่าความดันภายใน (chamber pressure) และแรงขับ (thrust) ขึ้นอยู่กับอัตราส่วนพื้นผิวเผาไหม้ (burning surface) ต่อพื้นที่คอคอด หรือ A_b/A^* ทั้งนี้เราอาจสมมติได้ว่าขนาดพื้นที่คอคอดของน็อซเซิลมีค่าคงตัวในระหว่างกระบวนการ ดังนั้นความดันและแรงขับขึ้นอยู่กับพื้นที่ผิวเผาไหม้ A_b นั่นเอง ทั้งนี้พื้นที่ผิวเผาไหม้เปลี่ยนไปตามเวลา ขึ้นอยู่กับการออกแบบแท่งเชื้อเพลิง ในการจำลองที่แม่นยำยิ่งขึ้นเราจะต้องคำนึงถึงการสั่นไหวของพื้นที่คอคอดด้วย ดังนั้นสิ่งที่ต้องการคือผลการทดสอบภาคสถิต (static test) เพื่อปรับปรุงการจำลองให้ถูกต้องยิ่งขึ้น

จากผลลัพธ์ที่ได้นี้เราอาจอธิบายได้ด้วยหลักการอนุรักษ์มวล (conservation of matter) นั่นคือ มวลเชื้อเพลิงที่ถูกเผาไหม้ต่อเวลาเท่ากับปริมาณก๊าซที่เกิดขึ้นต่อเวลารวมกับปริมาณก๊าซที่ไหลผ่านน็อซเซิลต่อเวลา ปริมาณเชื้อเพลิงที่เผาไหม้ชัดเจนว่าขึ้นกับพื้นที่ผิวเผาไหม้ ปริมาณก๊าซที่สะสมก็ทำให้ความดันภายในเกิดขึ้นและปริมาณก๊าซที่ไหลผ่านน็อซเซิลก็มีผลต่อแรงขับของมอเตอร์ จากการจำลองดังตาราง 3 และ 4 ผลของอัตราส่วนน็อซเซิลต่อแรงขับ F เราได้ผลที่น่าสนใจเมื่ออัตราส่วนเพิ่มขึ้น แรงขับเพิ่มขึ้นมีผลทำให้ การลดลง I_t และการลดลง I_{sp} เพิ่มขึ้นด้วย ผลการจำลองแสดงค่า I_{sp} อยู่ระหว่าง 112-126 วินาที การเปลี่ยนของค่าการลดจำเพาะนี้ เป็นผลมาจากการ

ออกแบบ ทั้งนี้เป็นผลมาจากการขยายตัวของก๊าซผ่านน็อซเซิล การขยายตัวในทางทฤษฎีถือว่าของไหลเป็นก๊าซอุดมคติ และการไหลเป็นแบบไอเซนโทรปิก (isentropic flow) ความเร็วของก๊าซจะเพิ่มขึ้นเมื่อไหลผ่านน็อซเซิลจากค่าเลขมัค น็อซเซิล Me ที่เพิ่มขึ้นเมื่ออัตราส่วนน็อซเซิลเพิ่มขึ้น นั่นทำให้น็อซเซิลมีประสิทธิภาพมากขึ้น โดยการอาศัยการออกแบบน็อซเซิลที่ดึงพลังงานจากการขยายตัวมาใช้งาน

การออกแบบที่เหมาะสมต้องคำนึงถึงหลายปัจจัย การออกแบบที่เปิดพื้นที่เผาไหม้ที่ปลายทั้งสองด้าน ให้ค่าความดันที่คงที่ ซึ่งมีผลดีที่ลดโอกาสที่มอเตอร์จะทำงานล้มเหลวได้ และเนื่องจากแรงขับที่ค่อนข้างคงที่ จึงสามารถเพิ่มค่าการลดลงของมอเตอร์ได้มากกว่าแบบที่มีค่าแรงขับไม่คงที่ และจากการออกแบบน็อซเซิลที่มีอัตราส่วนขยายที่สูงกว่าจะช่วยให้ประสิทธิภาพโดยรวมสูงกว่าแบบที่อัตราส่วนขยายต่ำ

การจำลองด้วยคอมพิวเตอร์อาศัยหลักการทางทฤษฎีเทอร์โมไดนามิกส์ โดยอาศัยสมมติฐานที่สมเหตุสมผล อย่างไรก็ตามการทดสอบภาคสถิต (static test) มีความจำเป็นเพื่อวัดค่าต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นในกระบวนการทั้งความดัน แรงขับสุทธิที่เกิดขึ้น รวมถึงการวัดค่าอัตราการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงแต่ละแบบปัจจัยที่อาจจะต้องพิจารณาเพิ่มเติมคือการเผาไหม้แบบกักความร้อนเนื่องจากการไหลของก๊าซ รวมถึงการสั่นไหวของน็อซเซิลที่เกิดขึ้นในความเป็นจริง เป็นสิ่งที่ต้องนำมาพิจารณาร่วมด้วย ทั้งนี้เพื่อให้มอเตอร์มีประสิทธิภาพสูงสุ่นั่นเอง

การจำลองนี้ใช้เชื้อเพลิงแค่เพียงชนิดเดียว การทดสอบเพิ่มเติมด้วยการเปลี่ยนเชื้อเพลิง (หรืออัตราส่วนผสม) ชนิดต่าง ๆ จะช่วยให้เราได้ข้อมูลค่าต่างของเชื้อเพลิงแต่ละประเภท เชื้อเพลิงบางประเภทอาจให้ค่าการดลจำเพาะแตกต่างกันไปการวิจัยในปัจจุบันเชื้อเพลิง

แบบผสม (composite propellant) ให้ค่าการดลจำเพาะที่สูง อย่างไรก็ตามค่าใช้จ่ายในการผลิตเชื้อเพลิงก็สูงตามไปด้วย ค่าการดลจำเพาะที่สูง จะให้ค่าสมรรถนะที่สูงกว่า



References

- Boonpun, A., Kiriratnikom, J., & Yodyoi, I. (2011). Design optimization of composite propellant cross section. *The 25th Conference on Mechanical Engineering Network*, Krabi. (in thai)
- Kiriratnikom, J., Boonpun, A., & Hemsuk, G. (2010). Prediction of solid propellant rocket motor thrust using a computer program. *The 24th Conference of the Mechanical Engineering Network*, Ubon Ratchathani. (in thai)
- Nakka, R. (2016). *Richard Nakka's experiment rocketry site*. Retrieved from www.nakka-rocketry.net
- Okninski, A., Marciniak, B., Bartkowiak, B., Kaniewski, D., Matyszewski, J., Kindracki, J., & Wolanski, P. (2015). Development of Polish small sounding rocket program. *Acta Astronautica*, 108(2015), 46-56.
- Pittayaprasertkit, N., Winya, N., & Kulabam, N. (2011). Solid propellant burning rate and erosive burning property measurement using small rocket. *The 25th Conference on Mechanical Engineering Network*, Krabi. (in thai)
- PraphanKan, K., Winya, N., & Junpheuk, A. (2011). Techniques for calculating pressure of solid propellant rocket with un-insulated grain ends. *The 25th Conference on Mechanical Engineering Network*, Krabi. (in thai)
- PraphanKan, K., Kiriratnikom, J., Winya, N., & Chadin, N. (2011). Development of simulator for calculating the burning rate of solid propellant motors. *The 25th Conference on Mechanical Engineering Network*, Krabi. (in thai)

