

การไหลของแก๊สและการเสียดกร่อนในปลายท่อจรวด ตรวจสอบด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์

จตุพร ทองศรี^{1*} และ อุดลยศศักดิ์ บุญพันธ์²

วันที่รับ 24 มิถุนายน 2564 วันที่แก้ไข 22 กรกฎาคม 2564 วันที่ตอบรับ 25 กรกฎาคม 2564

บทคัดย่อ

การออกแบบจรวดสมรรถนะสูงจำเป็นต้องมีองค์ความรู้เกี่ยวกับระบบป้องกันความร้อน ซึ่งบริเวณปลายท่อจรวด (Nozzle) จะมีชั้นของฉนวน (Insulation layer) ทำหน้าที่ป้องกันความร้อนที่เกิดจากการเผาไหม้ (Combustion) ไม่ให้อุณหภูมิสูงเกินไปจนทำให้ชั้นโครงสร้างโลหะเกิดความเสียหายซึ่งจะทำให้ประสิทธิภาพของจรวดลดลง เมื่อเชื้อเพลิงจรวดเผาไหม้ ความร้อนที่เกิดจากการไหลของแก๊ส (Gas flow) จะทำให้ผิวของฉนวนดังกล่าวเกิดการเสียดกร่อน (Ablation) และเสื่อมสภาพ (Deteriorate) ในต่างประเทศแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Mathematical model) ง่าย ๆ ได้ถูกพัฒนาขึ้นโดยอาศัยพื้นฐานของทฤษฎีการถ่ายเทความร้อน (Heat transfer), ปฏิกิริยาเคมี (Chemical reaction) และพลศาสตร์ของไหล (Fluid dynamics) เพื่อใช้อธิบายการเสียดกร่อน การไหลของแก๊ส และอุณหภูมิภายในชั้นฉนวนกันความร้อนซึ่งได้รับการยอมรับกันอย่างกว้างขวางและสามารถนำไปใช้ได้จริง ปัจจุบันด้วยเทคโนโลยีที่ทันสมัยทำให้จรวดถูกพัฒนาไปอย่างรวดเร็ว ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าวจึงมีข้อจำกัดในการใช้งาน เพื่อหลีกเลี่ยงข้อจำกัด การจำลองคอมพิวเตอร์ (Computer simulation) ได้แก่ การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite element analysis) และพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational fluid dynamics) ได้ถูกนำมาใช้แก้ปัญหา การไหลของแก๊ส การเสียดกร่อน โครงสร้าง และปัญหาอื่น ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการถ่ายเทความร้อนในปลายท่อจรวดได้อย่างมีประสิทธิภาพ ดังนั้นในเอกสารนี้จึงเป็นการทบทวนและการรวบรวมเชิงทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบจรวดสมรรถนะสูงด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์เพื่อใช้ในการตรวจสอบการไหลของแก๊สและการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวดสำหรับประยุกต์ใช้พัฒนาระบบขับเคลื่อนต่อไป โดยผลการตรวจสอบจะรายงานในเอกสารของ สทป. ฉบับถัดไป

คำสำคัญ : การจำลองคอมพิวเตอร์, การถ่ายเทความร้อน, การเสียดกร่อน, การไหลแก๊ส, ปลายท่อจรวด

¹ วิทยาลัยนวัตกรรมการผลิตขั้นสูง, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

² ส่วนงานวิศวกรรมระบบขับเคลื่อน, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

* ผู้แต่ง, อีเมล: Jatuporn.th@kmit.ac.th

Gas Flow and Ablation in a Rocket Nozzle Investigated by Computer Simulation

Jatuporn Thongsri ^{1*} and Adulyasak Boonpan ²

Received 24 June 2021, Revised 22 July 2021, Accepted 25 July 2021

Abstract

The design of high-performance rockets requires knowledge of a Thermal Protection System (TPS). In the TPS, a nozzle has an insulation layer to prevent the heat generated by combustion from too high a temperature, resulting in damage on a metal layer that may degrade rockets' performance. When the propellant burns, the heat generated by the gas flow will cause the insulation surface to be ablated and deteriorated. Overseas, simple mathematical models were developed based on heat transfer, chemical reaction, and fluid dynamics theories to describe ablation, gas flow, and temperature within the insulation layer, widely accepted and applied in practical applications. However, with modern technology, rockets have been developed rapidly, so the mentioned mathematical models have limitations in their uses. To avoid the limitations, computer simulation such as finite element analysis and computational fluid dynamics have been effectively employed to solve gas flow, ablation, structure, and other problems related to heat transfer in the nozzle. Therefore, this article is a theoretical review and compilation of high-performance rocket design with computer simulation to investigate gas flow and ablation in the nozzle to further develop a propulsion system. Results of investigation will be reported in the next article of Defence Technology Academic Journal.

Keywords : Computer simulation, Heat transfer, Ablation, Gas flow, Rocket nozzle

¹ College of Advanced Manufacturing Innovation, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang.

² Propulsion Systems Division, Defence Technology Institute.

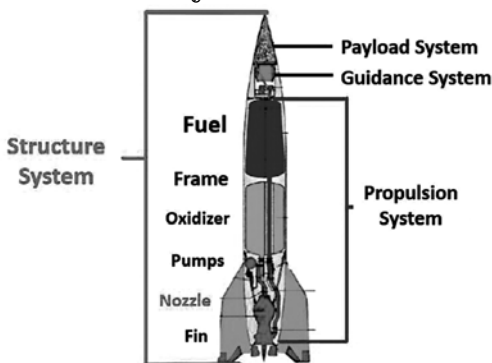
* Corresponding author, E-mail: Jatuporn.th@kmitl.ac.th

1. บทนำ

ในปี ค.ศ. 1898 Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935) [1] ครูสอนวิทยาศาสตร์ชาวรัสเซีย ได้เสนอแนวคิดเรื่องการสำรวจอวกาศด้วยจรวด ในรายงานที่เขาตีพิมพ์ในปี ค.ศ. 1903 เขาได้แนะนำให้ใช้ประโยชน์จากสารขับเคลื่อนของเหลวเพื่อทำให้แรงขับสูงขึ้นซึ่งจะทำให้จรวดบินได้เร็วขึ้นและเคลื่อนไปในระยะทางที่ไกลขึ้นด้วย คำแนะนำของเขาได้รับการพิสูจน์หลายครั้งจนได้รับการยอมรับว่าเป็นรากฐานของวิทยาศาสตร์การบินสมัยใหม่ (Modern astronautics) ต่อมาวิศวกรยังพบอีกว่า นอกจากสารขับเคลื่อนแล้วการออกแบบรูปร่างลักษณะของปลายท่อจรวดก็มีผลต่อแรงขับด้วยเช่นกัน

1.1 ปลายท่อจรวด

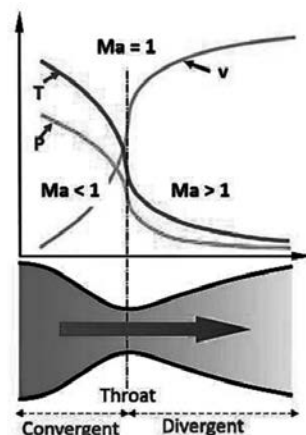
ปลายท่อจรวด (Nozzle) คือส่วนประกอบหนึ่งที่มีความสำคัญของระบบขับเคลื่อน (Propulsion system) มันทำหน้าที่ควบคุมทิศทางการไหลของแก๊สซึ่งออกมาจากการเผาไหม้ และช่วยให้เกิดการเปลี่ยนพลังงานเทอร์โม-เคมี (Thermo-chemical energy) ให้กลายเป็นพลังงานจลน์ที่เหมาะสมเพื่อขับเคลื่อนจรวด รูปที่ 1 แสดงปลายท่อจรวดและส่วนประกอบที่สำคัญ [2]



รูปที่ 1 ปลายท่อจรวดและส่วนประกอบที่สำคัญ [1]

1.1.1 การเปลี่ยนพลังงานเทอร์โม-เคมี

โดยทั่วไปปลายท่อจรวดจะถูกออกแบบให้มีลักษณะแบบ “ลู่เข้า แล้ว ลู่ออก” (Convergent – divergent nozzle) หรือที่คุ้นเคยกันดีในชื่อ “De Laval nozzle” ดังรูปที่ 2 [3] โดยรูปทางด้านบนแสดงพฤติกรรมของความดัน (P), อุณหภูมิ (T) และความเร็วแก๊ส (v) กับตำแหน่งในปลายท่อจรวด เมื่อแก๊สซึ่งเกิดจากการเผาไหม้ผ่านออกมาจากซ้ายไปขวาของปลายท่อจรวด ในบริเวณคอนเวอร์เจนท์ แก๊สจะมีความดันสูง, อุณหภูมิสูง และมีความเร็วต่ำกว่าเสียง (Subsonic) นั่นคือมีเลขมัค (Mach number, Ma) น้อยกว่า 1 ($Ma < 1$) เมื่อเคลื่อนที่ไปทางขวามากขึ้น ทั้งอุณหภูมิและความดันจะลดลงแต่เลขมัคจะสูงขึ้นจนเมื่อแก๊สเคลื่อนที่เข้าสู่บริเวณคอ (Throat) ความเร็วของแก๊สจะเท่ากับความเร็วเสียง (Sonic, $Ma = 1$) และเมื่อเคลื่อนที่เข้าสู่บริเวณไดเวอร์เจนท์ทางด้านขวา อุณหภูมิ และความดันของแก๊สจะลดลงเป็นอย่างมาก แต่ความเร็วแก๊สจะเพิ่มขึ้นจนเร็วกว่าเสียง (Supersonic, $Ma > 1$) ซึ่งจะทำให้จรวดเกิดแรงขับไปข้างหน้าตามกฎข้อที่ 3 ของนิวตันที่กล่าวว่า “แรงกิริยาทุกแรงย่อมมีแรงปฏิกิริยาซึ่งมีขนาดเท่ากันแต่ทิศตรงกันข้ามเสมอ”



รูปที่ 2 Convergent – divergent nozzle [3]

1.1.2 แรงขับ

เมื่อพิจารณาว่าเป็นการไหลของแก๊สในอุดมคติ (Ideal gas) ความเร็วไอเสีย (Exhaust velocity, \mathbf{v}_e) ของแก๊สซึ่งผลักดันให้จรวดไปข้างหน้าในหัวข้อที่แล้ว สามารถคำนวณได้ด้วยสมการ (1) [4]

$$\mathbf{v}_e = \sqrt{\frac{TR}{M} \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} \right) \left(1 - \left(\frac{P_e}{P} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (1)$$

เมื่อ \mathbf{v}_e คือ ความเร็วไอเสียที่ปลายท่อจรวด (m/s)
 T คือ อุณหภูมิสัมบูรณ์ของแก๊สที่ไหลเข้า ($^{\circ}\text{C}$)
 R คือ ค่าคงที่แก๊สสากล (Jol/kmol.K)
 M คือ น้ำหนักโมเลกุล (kg/mol)
 γ คือ ปัจจัยการขยายตัวไอเซนทรอปิก
 P_e คือ ความดันสัมบูรณ์แก๊สที่ทางออก (Pa)
 P คือ ความดันสัมบูรณ์แก๊สที่ทางเข้า (Pa)

สำหรับใน 1 มิติ อัตราการไหลของแก๊สมีค่าเท่ากันตลอดโดยไม่คำนึงถึงรูปร่างพื้นที่หน้าตัด อัตราการไหลของมวล (Mass flow rate) สามารถคำนวณได้ด้วยสมการ (2)

$$\dot{m} = \frac{AP_{tot}}{\sqrt{T_{tot}}} \sqrt{\frac{\gamma}{R} Ma} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (2)$$

เมื่อ \dot{m} คือ อัตราการไหลของมวล (kg/s)
 A คือ พื้นที่หน้าตัดบริเวณคอ (m^2)
 P_{tot} คือ ความดันรวม (Pa)
 T_{tot} คือ อุณหภูมิรวม ($^{\circ}\text{C}$)
 Ma คือ เลขมัค

จากสมการ (1) และ (2) อาศัยกฎข้อที่ 3 ของนิวตัน แรงที่ทำให้จรวดเคลื่อนที่ (Thrust force, F) คือ

$$F = \dot{m} \mathbf{v}_e \quad (3)$$

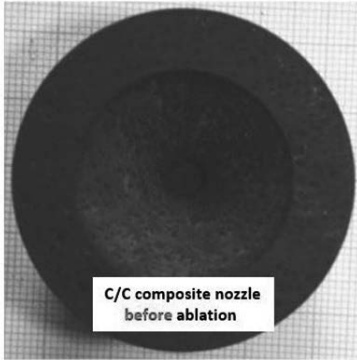
โดยทั่วไปสมการ (1) - (3) คือสมการอย่างง่ายเพื่อช่วยในการออกแบบจรวดให้มีประสิทธิภาพสูงและตรงกับจุดประสงค์การใช้งาน

ความเร็วไอเสียจะขึ้นอยู่กับชนิดของเชื้อเพลิงที่ใช้ หากเป็นเชื้อเพลิงเหลวชนิดเดียว (Liquid monopropellant) จะมีความเร็วประมาณ 1.7-2.9 km/s หากเป็นของเหลวเชื้อเพลิงคู่ (Liquid bipropellant) และเชื้อเพลิงแข็ง (Solid propellant) จะมีความเร็วประมาณ 2.9-4.5 km/s และ 2.1-3.2 km/s ตามลำดับ ด้วยอุณหภูมิที่สูงเกือบ $3,200^{\circ}\text{C}$ และมีความเร็วเหนือเสียงจะทำให้ชั้นผิวโลหะของปลายท่อจรวดเกิดการเสียดกร่อน (Ablation) ดังนั้นจรวดจึงจำเป็นต้องมีการระบบป้องกันความร้อนที่มีประสิทธิภาพ

1.1.3 การเสียดกร่อน

มาจากภาษาละตินคำว่า "Auferre" แปลว่า "เอาออก" เกิดขึ้นจากการที่เนื้อวัสดุได้รับปริมาณความร้อนในปริมาณที่มากจนทำให้เกิดการแปรสภาพไปเป็นวัสดุอย่างอื่นที่ไม่ต้องการ โดยมากคือ ถ่าน (Char) จึงจำเป็นต้องเอาออก การเสียดกร่อนเป็นปัญหาที่สำคัญอย่างยิ่งในการพัฒนาระบบขับเคลื่อนจรวด เนื่องจากเมื่อเนื้อวัสดุของฉนวนกันความร้อนเกิดการเสียดกร่อนจนเสียหาย (Deteriorate) ไปจากเดิมซึ่งจะทำให้ประสิทธิภาพของจรวดลดลง เช่น ระยะเวลาการทำงานสั้นลง ความแม่นยำลดลง ฯลฯ ดังนั้นการออกแบบ และทำความเข้าใจการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นจึงมีความสำคัญ รูปที่ 3 แสดงตัวอย่างปลายท่อจรวด (ก)

ไม่มีการเสียดกร่อน และ (ข) มีการเสียดกร่อน [5] ความร้อนที่สูงและระยะเวลาที่โดนความร้อนที่นานขึ้นจะทำให้อัตราการเกิดการเสียดกร่อนสูงขึ้น



(ก)



(ข)

รูปที่ 3 ปลายท่อจรวด (ก) ไม่มีการเสียดกร่อน (ข) มีการเสียดกร่อน [5]

เพื่อพัฒนาประสิทธิภาพการทำงานของจรวดในปี ค.ศ. 1957 Bartz [6] ได้พัฒนาแบบจำลองกึ่งประจักษ์ (Semi empirical model) ใช้สำหรับคำนวณหาสัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อนของจรวดซึ่งปัจจุบันก็ยังใช้อยู่สำหรับการพัฒนาจรวดพิสัยไกล ปฏิบัติงานในความสูงไม่มากนัก และฟังก์ชันการปฏิบัติงานไม่ซับซ้อน

ต่อมาในปี ค.ศ. 1965-1999 [7,8] องค์การบริหารการบินและอวกาศแห่งชาติ (NASA) ได้ร่วมกับ

เอกชนพัฒนาโปรแกรมสำหรับจำลองการเสียดกร่อนใน 1 มิติของชั้นฉนวนกันความร้อนอย่างง่ายซึ่งถูกแสดงดังรูปที่ 4 เมื่อได้รับความร้อนปริมาณที่มากเป็นเวลานาน ชั้นเสียดกร่อนบางส่วนจะเสียดสภาพกลายเป็นถ่านดังนั้นสามารถเขียนความสัมพันธ์ของความหนาชั้นต่าง ๆ ได้ดัง (4)

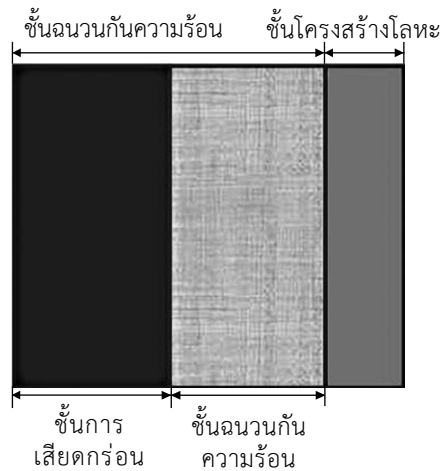
$$d_{tot} = d_{ab} + d_{ch} + d_{in} \quad (4)$$

โดย d_{tot} คือความหนารวมชั้นฉนวนกันความร้อน (mm)

d_{ab} คือ ความหนาของชั้นเสียดกร่อน (mm)

d_{ch} คือ ความหนาของชั้นถ่าน (mm)

d_{in} คือ ความหนาของชั้นฉนวน (mm)



รูปที่ 4 แบบจำลองอย่างง่ายของฉนวนกันความร้อน

สำหรับความหนาของชั้นเสียดกร่อนสามารถคำนวณได้จากสมการ (5)

$$d_{ab} = rt \quad (5)$$

เมื่อ r คือ อัตราการเกิดการเสียดกร่อน

t คือ ระยะเวลาเผาไหม้ของจรวด

ความหนาของชั้นถ่านจะขึ้นอยู่กับชนิดของเนื้อวัสดุ ตามรายงานของ NASA [8] สำหรับวัสดุประเภท Carbon cloth phenolic สามารถเขียนได้ดังสมการ (6) และสำหรับ Silica reinforced phenolic สามารถเขียนได้ดังสมการ (7) ตามลำดับ

$$d_{ch} = 0.036t^{0.68} \text{Exp}(-66.5/Q) \quad (6)$$

$$d_{ch} = 0.031t^{0.68} \text{Exp}(-90.4/Q) \quad (7)$$

เมื่อ Q คือ ฟลักซ์ความร้อน (Heat flux)

สำหรับความหนาของชั้นถ่านความหนาแน่นความร้อนสามารถประมาณได้จากการแก้สมการการนำความร้อน ภาวะไม่คงที่ (Unsteady state heat conduction) โดยพิจารณาว่าเป็นกรณีเกิดการเสียดความร้อนสูงสุด (Worst case) ที่เกิดจากผิวหน้าของชั้นถ่านสัมผัสกับแก๊สที่มีการไหลสถิตย์แบบอิสระและอุณหภูมิคงที่ (Free stream static temperature) ณ ตำแหน่งที่พิจารณา (x) เป็นเวลานานเท่ากับเวลาที่ใช้ในการเผาไหม้ของจรวด โดยความหนาของถ่านความหนาแน่นความร้อนจะเท่ากับระยะทางถึงจุดที่มีอุณหภูมิสูงสุดถึงระดับที่มีผลต่อความแข็งแรงของโลหะโครงสร้างของปลายท่อจรวด ซึ่งสมการดังกล่าวเขียนได้ดังสมการ (8) [9]

$$\frac{T(x,t) - T_\infty}{T_i - T_\infty} = \text{erfc}\left(\frac{x}{2\sqrt{at}}\right) - \text{Exp}\left(\frac{hx}{k} + \frac{h^2at}{k^2}\right) \text{erfc}\left(\frac{x}{2\sqrt{at}} + \frac{h\sqrt{at}}{k}\right) \quad (8)$$

เมื่อ erfc คือ ฟังก์ชันเสริมข้อผิดพลาด

(complementary error function)

$T(x,t)$ คือ อุณหภูมิที่มีผลต่อความแข็งแรงของโลหะโครงสร้างปลายท่อจรวด

T_∞ คือ อุณหภูมิของแก๊สที่ไหลสถิตย์แบบอิสระ และอุณหภูมิคงที่ ณ ตำแหน่งที่พิจารณา
 α คือ ค่าการกระจายความร้อน (m^2/s)
 k คือ ค่าการนำความร้อน ($\text{W}/\text{m}\cdot\text{K}$)
 h คือ สัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อน ($\text{W}/\text{m}^2\cdot\text{K}$)

ตั้งแต่ในอดีตที่ผ่านมาสมการ (1) - (8) ได้รับการยอมรับและถูกใช้ช่วยพัฒนาการออกแบบปลายท่อจรวดเรื่อยมา เนื่องจากให้ผลที่สอดคล้องกับการใช้งานจริงเป็นอย่างดี แต่ในปัจจุบันจรวดมีประสิทธิภาพสูงขึ้นด้วยรูปลักษณะและฟังก์ชันการทำงานของอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่ซับซ้อนมากขึ้น ทำให้สมการดังกล่าวไม่เพียงพอที่จะอธิบายการถ่ายเทความร้อน การเสียดความร้อน รวมถึงสิ่งที่เกิดขึ้นจริงขณะปฏิบัติงานได้อย่างเพียงพอ ปัจจุบันการจำลองคอมพิวเตอร์ (Computer simulation) ได้แก่ การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite element analysis, FEA) และพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational fluid dynamics, CFD) ได้เข้ามามีบทบาทในการศึกษาเรื่องดังกล่าว ในประเทศไทยยังไม่พบว่ามีมีการใช้การจำลองคอมพิวเตอร์ช่วยในการศึกษาและพัฒนา ระบบขับเคลื่อนของปลายท่อจรวดมาก่อน ดังนั้นในเอกสารนี้ ผู้เขียนจึงมีจุดมุ่งหวังร่วมกับสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (สทป.) ที่จะใช้บททวนและรวบรวมเชิงทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการจำลองคอมพิวเตอร์ เพื่อนำไปใช้ตรวจสอบการไหลของแก๊สและการเสียดความร้อน จนมีองค์ความรู้สามารถนำไปต่อยอดในการพัฒนาระบบขับเคลื่อนสำหรับปลายท่อจรวดได้ต่อไป

1.2 การจำลองคอมพิวเตอร์

การจำลองคอมพิวเตอร์ เป็นการจำลองในคอมพิวเตอร์เพื่อใช้ศึกษาเหตุการณ์ที่มีอยู่จริง

ทั้งในอดีต ปัจจุบัน หรืออนาคตโดยการกำหนดเงื่อนไขตัวแปร ค่าเฉพาะ ฯลฯ ของสถานการณ์ที่ต้องการศึกษาให้ใกล้เคียงกับของจริงมากที่สุด ซอฟต์แวร์จะแก้สมการคณิตศาสตร์ที่เกี่ยวข้องกับเหตุการณ์นั้น และแสดงคำตอบเชิงตัวเลข (Numerical results) เพื่อใช้ในการวิเคราะห์ และตอบคำถามจากเหตุการณ์ที่สนใจ ในงานวิจัยนี้การจำลองคอมพิวเตอร์ประกอบไปด้วย 2 ส่วน คือ พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ใช้สำหรับศึกษาการเผาไหม้ตลอดจนการไหลของแก๊ส ส่วนการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ใช้สำหรับการถ่ายเทความร้อนในชั้นฉนวนกันความร้อน

1.2.1 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

รูปแบบการไหลของแก๊ส ตลอดจนตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับปลายท่อจรวดสามารถคำนวณด้วยการแก้สมการอนุพันธ์ย่อยไม่เชิงเส้นของสมการอนุรักษ์ (Conservation equation) และสมการความปั่นป่วน (Turbulence equation) สมการอนุรักษ์ ได้แก่ อนุรักษ์มวล (9), อนุรักษ์โมเมนตัม (10) และอนุรักษ์พลังงาน (11) ซึ่งเขียนได้ดังนี้ [10,11]

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j) = 0 \quad (9)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j U_i) = -\frac{\partial p'}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right] + S_m \quad (10)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho E U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu U_j \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} + \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right) \right] \quad (11)$$

เมื่อ i, j คือ 1, 2 และ 3 ในทิศทาง x, y และ z ตามลำดับ

U_i คือ ความเร็วเฉลี่ยในทิศทาง i (m/s)

S_m คือ แหล่งกำเนิดโมเมนตัม (N/m^3)

ρ คือ ความหนาแน่นของแก๊ส (kg/m^3)

μ คือ ความหนืดไดนามิกของโมเลกุล ($kg/m.s$)

x_i คือ พิกัดในคาร์ทีเซียน (m)

E คือ พลังงานภายใน (J)

การหาคำตอบคอมพิวเตอร์ต้องแก้สมการอนุรักษ์ (9) - (11) และแก้สมการของแบบจำลองความปั่นป่วน (Turbulence model) โดยอาศัยวิธีการไฟไนต์วอลุ่ม (Finite volume method) ซึ่งสมการความปั่นป่วนที่เหมาะสมสำหรับงานวิจัยนี้คือ SST $k-\omega$ ซึ่งใช้ดีสำหรับของไหลที่มีการบีบอัดและความเร็วสูง [10-12] สมการความปั่นป่วน 2 สมการนี้ประกอบไปด้วยตัวแปรสำคัญ คือ พลังงานจลน์ศาสตร์ปั่นป่วน (Turbulence kinetic energy, k) และ อัตราการกระจายเฉพาะ (Specific dissipation rate, ω) รูปสมบูรณ์ของสมการความปั่นป่วนนี้ ผู้สนใจสามารถอ่านเพิ่มเติมได้ใน [10,12] ไม่สามารถแสดงได้ในเอกสารนี้ เนื่องจากพื้นที่จำกัด รูปที่ 5 แสดงตัวอย่างการนำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณไปใช้ตรวจสอบ (ก) ความเร็ว และ (ข) ความดันสัมบูรณ์ในการวิเคราะห์การไหลของแก๊สในปลายท่อจรวด [13] โดยแถบสีแสดงระดับของปริมาณที่แสดงผล น้ำเงินคือ ระดับต่ำไปจนถึงแดงในระดับสูง ในรูป (ก) จะเห็นได้ว่าทางด้านซ้ายความเร็วต่ำกว่าเสียง บริเวณคอขวดความเร็วเท่าเสียง และทางด้านขวาความเร็วสูงกว่าเสียง ในรูป (ข) ด้านซ้ายความดันสูง ส่วนด้านขวาความดันต่ำกว่า ความดันจะลดลงจากซ้ายไปขวา ซึ่งพฤติกรรมของความเร็วและความดันสัมบูรณ์ในรูปนี้สอดคล้องกับที่รายงานไว้ในหัวข้อ 1.1 ดังนั้นพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณให้ผลการจำลองที่มีความน่าเชื่อถือ และสอดคล้องกับปัญหาที่เราสนใจ

1.2.2 การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์

สำหรับการถ่ายเทความร้อนที่เกิดขึ้นในเนื้อของแข็งบริเวณฉนวนกันความร้อน ตัวแปรต่าง ๆ ที่ต้องการทราบค่าสามารถคำนวณได้จากการแก้สมการไฟไนต์เอลิเมนต์ในสถานะขึ้นกับเวลาดังสมการ (12) [14]

$$[C]\{\dot{T}\} + ([K_c] + [K_h] + [K_r])\{T\} = \{Q\} \quad (12)$$

เมื่อ $[C]$ คือ เมทริกซ์ความจุความร้อน

$\{T\}$, $\{\dot{T}\}$ คือ เวกเตอร์ของอุณหภูมิและอนุพันธ์ของมันตามลำดับ

$[K_c]$ คือ เมทริกซ์ของการนำความร้อน

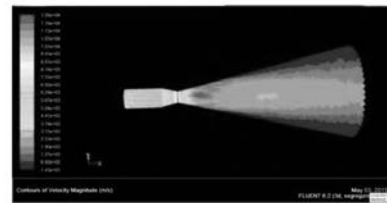
$[K_h]$ คือ เมทริกซ์ของการพาความร้อน

$[K_r]$ คือ เมทริกซ์ของการแผ่รังสีความร้อน

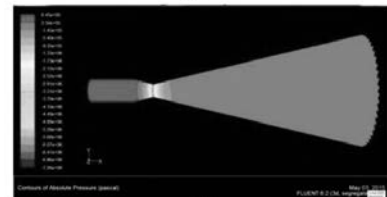
$\{Q\}$ คือ ผลรวมของเวกเตอร์ความร้อนทั้งหมด

รูปที่ 6 แสดงตัวอย่างการตรวจสอบการถ่ายเทความร้อนของปลายท่อจรวดด้วยการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ [14] ในรูป (ก) แสดงภาพแบบจำลองแข็ง (Solid model) และ (ข) แสดงอุณหภูมิที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวด จะเห็นได้ว่าไฟไนต์เอลิเมนต์สามารถใช้ตรวจสอบอุณหภูมิบนปลายท่อจรวดได้ อุณหภูมิ, พลิกซ์ความร้อน, ความเร็วการไหลของแก๊ส, ความดัน ฯลฯ สามารถคำนวณได้จากสมการ (9) - (12) ร่วมกับสมการความปั่นป่วนทั้ง 2 สมการ ดังนั้นในงานวิจัยนี้คอมพิวเตอร์จะต้องแก้สมการ 6 สมการในแต่ละเอลิเมนต์ ทำให้เกิดสมการคณิตศาสตร์ที่ต้องแก้หลายล้านสมการ โดยอาศัยซอฟต์แวร์ในคอมพิวเตอร์ สมการเหล่านั้นสามารถหาคำตอบได้

เมื่อกำหนดเงื่อนไขขอบเขต (Boundary condition) ที่เหมาะสม และครบถ้วน ผลที่ได้จากการคำนวณจะอยู่ในเทอมของตัวเลข ซึ่งซอฟต์แวร์จะเปลี่ยนให้อยู่ในรูปแถบสีเพื่อให้ง่ายแก่การวิเคราะห์ ดังที่แสดงเป็นแถบสีในรูปที่ 5 และ 6 เมื่อวิเคราะห์ผลร่วมกับการทดลอง หรือผลเทียบเคียงกับงานวิจัยอื่นจะทำให้เราได้ผลการจำลองที่มีความแม่นยำและน่าเชื่อถือ

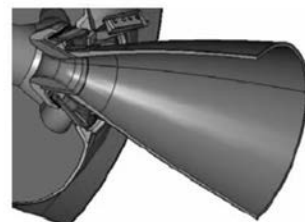


(ก)

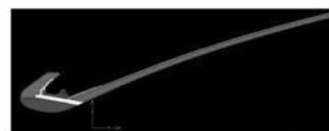


(ข)

รูปที่ 5 ตัวอย่างผลการจำลองการไหลของแก๊สด้วยผลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (ก) ความเร็ว และ (ข) ความดันสัมบูรณ์ [13]



(ก)



(ข)

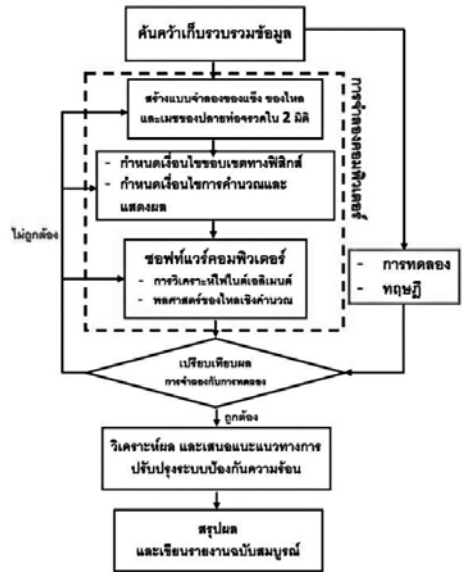
รูปที่ 6 (ก) แบบจำลองของแข็งของปลายท่อจรวด และ (ข) อุณหภูมิที่คำนวณได้ด้วยการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ [15]

2. ระเบียบวิธีวิจัย

งานวิจัยนี้เป็นการทบทวนและการรวบรวมเชิงทฤษฎีเกี่ยวกับการออกแบบจรวดสมรรถนะสูงด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์เพื่อตรวจสอบการถ่ายเทความร้อน และการไหลของแก๊สในปลายท่อจรวดด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์ และหาแนวทางเพิ่มประสิทธิภาพระบบป้องกันความร้อน โดยเราจะใช้ซอฟต์แวร์คอมพิวเตอร์จำลองภายใต้เงื่อนไขที่สนใจได้แก่ เป็นการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงแข็งในสภาวะขึ้นกับเวลาในช่วง 0 - 4 วินาทีแรก และเป็นการจำลองใน 2 มิติ ผลที่ต้องการคือ อุณหภูมิ, พลั๊กความร้อน, การเสียดร่อน, การสั่นพ้อง (Resonance), และคลื่นกระแทก (Shock wave) ที่เกิดขึ้นของปลายท่อจรวดกลุ่ม 122 มม. สำหรับระเบียบวิธีวิจัยที่ใช้แสดงดังแผนผังในรูปที่ 7 จากรูปในเส้นประคือ ขั้นตอนการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์ซึ่งจะถูกนำมาช่วยในการศึกษาเรื่องนี้ ผลการจำลองจะถูกเปรียบเทียบกับผลการทดลองจริงหรือทฤษฎีที่เกี่ยวข้องซึ่งกล่าวไว้ในหัวข้อ 1 ด้วยสมการ (1) - (8) จนมั่นใจว่าผลการจำลองมีความถูกต้อง หลังจากนั้น ผลทั้งหมดจะถูกนำไปวิเคราะห์เพื่อหาแนวทางปรับปรุงระบบป้องกันความร้อนให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นต่อไป ผลที่ได้จากงานวิจัยนี้ในระยะสั้นสามารถนำไปใช้ออกแบบระบบป้องกันความร้อนเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพให้กับปลายท่อจรวดกลุ่ม 122 มม ได้อย่างทันที ส่วนในระยะยาวการจำลองคอมพิวเตอร์ และระเบียบวิธีวิจัยสามารถนำไปใช้ออกแบบปลายท่อจรวดในกลุ่มอื่น ๆ ให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นได้ต่อไป

3. บทสรุป

เอกสารวิชาการนี้เป็นการทบทวนและการรวบรวมเชิงทฤษฎีเกี่ยวกับการออกแบบจรวดสมรรถนะสูง



รูปที่ 7 แผนผังระเบียบวิธีวิจัย

ด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์โดยได้กล่าวถึงลักษณะการทำงาน แรงขับ และการเสียดร่อนของปลายท่อจรวดรวมถึงทฤษฎีการถ่ายเทความร้อนที่เกี่ยวข้องเบื้องต้น นอกจากนี้ยังได้ยกตัวอย่างการใช้การจำลองคอมพิวเตอร์ ได้แก่ พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ที่ประสบความสำเร็จในการพัฒนาปลายท่อจรวดของนักวิจัยในต่างประเทศเพื่อชี้ให้เห็นประโยชน์ในการใช้แก้ปัญหาและพัฒนาปลายท่อจรวด สำหรับในต่างประเทศการจำลองคอมพิวเตอร์สำหรับพัฒนาระบบป้องกันความร้อนถูกใช้กันอย่างแพร่หลายสำหรับในประเทศไทยยังไม่แพร่หลายมากนัก ดังนั้นในท้ายเอกสารนี้จึงได้นำเสนอการจำลองคอมพิวเตอร์และระเบียบวิธีวิจัยของงานวิจัยพอสังเขป ต่อไปคือ การนำการจำลองคอมพิวเตอร์ไปใช้ในการศึกษาการถ่ายเทความร้อนและการไหลของแก๊สในปลายท่อจรวด เพื่อที่จะนำผลที่ได้ไปใช้ในการปรับปรุง และพัฒนาระบบขับเคลื่อนจรวดต่อไป ซึ่งความรู้ที่ได้จะถูกนำมารายงานในวารสารวิชาการของ สทป. ในฉบับต่อไป

4. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับการสนับสนุนจาก วิทยาลัยนวัตกรรมการผลิตขั้นสูง สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง และสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

5. เอกสารอ้างอิง

[1] L.C., Susan. 2008. The Red Stuff: A History of the Public and Material Culture of Early Human Spaceflight in the U.S.S.R. Ann Arbor, Mich: ProQuest LLC. pp. 57-59.

[2] T., Benson. Rocket Parts. Available: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rockpart.html>. 05 March 2021.

[3] Wikipedia contributors. De Laval nozzle. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/De_Laval_nozzle. 05 March 2021.

[4] G.P., Sutton. 1992. Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineer of Rocket (6th ed.). Wiley-Interscience.

[5] X.T., Shen, L., Liu, W., Li, & K.Z., Li. 2015. Ablation behavior of C/C-ZrC in a solid rocket motor environment. Ceram. Int. 41 (9). pp. 11793-11803.

[6] D.R., Bartz. 1957. A simple equation for rapid estimation of rocket nozzle convection heat transfer coefficients. Jet Propulsion. 27 (1). pp. 49-51.

[7] NASA. 1965. Couple chemically reacting boundary layer and charring ablator Part II CR-1061.

[8] NASA. 1975. Space Vehicle Design Criteria. SP8115. Solid Rocket Motor Nozzle.

[9] Robert H., Perry, & Don W., Green. 2008. Perry's Chemical Engineers's Handbook. 8ed. New York : McGraw-Hil.

[10] L., Puangburee, W., Busayaporn, M., Kaewbumrung, & J., Thongsri. 2020. Evaluation and improvement of ventilation system inside Low-Cost Automation Line to reduce particle contamination. ECTI Transactions on Electrical Engineering, Electronics, and Communications. 18 (1). pp. 35-44.

[11] Ansys, Inc. 2016. Turbulence, Fluent Theory Guide 17.1. Ansys Inc. Southpointe. FL. USA.

[12] J., Khongsin, & J., Thongsri. 2020. Numerical investigation on the performance of suction head in a cleaning process of hard disk drive factory. ECTI Transactions on Electrical Engineering, Electronics, and Communications. 18 (1). pp. 28-34.

[13] B. A., Belega, & T. D., Nguyen. 2015. Analysis of flow in convergent - divergent rocket engine nozzle using computational fluid dynamics. in Proceedings of AFASES conference., Brasov. Romania.

[14] Ansys, Inc. 2016. Nonlinear and transient thermal analysis, Ansys Mechanical Heat Transfer. Ansys Inc. Southpointe. FL. USA.

[15] M.E., Ewing, G.H., Richards, & et al. 2012. Ablation Modeling of a solid rocket nozzle. in Proceedings of the 5th Ablation Workshop. Feb 28-Mar 1. Lexington. KY. USA.