รายงานวิจัยฉบับสมบูรณ์

การศึกษาการถ่ายเทความร้อนและการไหลของแก๊สในปลายท่อจรวดด้วยการ จำลองคอมพิวเตอร์ Study of heat transfer and gas flow in a rocket nozzle using computer simulation

โดย

รศ.ดร.จตุพร ทองศรี

งานวิจัยนี้ได้รับทุนสนับสนุนจาก สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ ประจำปีงบประมาณ 2564 ชื่อโครงการ (ภาษาไทย) <u>การศึกษาการถ่ายเทความร้อนและการไหลของแก๊สในปลายท่อจรวดด้วย</u> การจำลองคอมพิวเตอร์

แหล่งเงิน สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

ประจำปีงบประมาณ 2564 จำนวนเงินที่ได้รับการสนับสนุน 275,000 บาท

ระยะเวลาการทำวิจัย <u>1</u> ปี ตั้งแต่ <u>1 มิ.ย. 2564</u> ถึง <u>9 มิ.ย. 2565</u>

ชื่อ-สกุล หัวหน้าโครงการ พร้อมระบุหน่วยงานต้นสังกัด

รศ.ดร.จตุพร..ทองศรี..วิทยาลัยนวัตกรรมการผลิตขั้นสูง..สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้า คุณทหารลาดกระบัง

บทคัดย่อ

การพัฒนาระบบขับเคลื่อนของจรวดความเร็วเหนือเสียงให้มีประสิทธิภาพสูง จำเป็นต้องประกอบไปด้วยความรู้และความเข้าใจเกี่ยวกับการไหลของแก๊สและการเสียดกร่อนภายใน ปลายท่อจรวด ในงานวิจัยนี้การศึกษาเชิงตัวเลขได้แก่พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ และการ วิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ได้ถูกนำมาใช้เพื่อความเข้าใจดังกล่าวด้วยการใช้ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม.เป็นกรณีศึกษาในสภาวะขึ้นกับเวลา พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณแสดงการไหลของแก๊สซึ่ง นำไปสู่คลื่นกระแทก อุณหภูมิ ความดัน ฯลฯ ภายในปลายท่อซึ่งสอดคล้องกับผลการทดสอบจริงภาค สถิตย์ ผลเหล่านี้ถูกนำไปใช้เป็นเงื่อนไขสำหรับตรวจสอบการเสียดกร่อนโดยใช้การวิเคราะห์ไฟไนต์เอ ลิเมนต์ ผลการจำลองด้วยการวิเคราะห์ไฟในต์เอลิเมนต์แสดงให้เห็นถึงความเครียดซึ่งเกิดจากความ ดันและอุณหภูมิของแก๊ส นอกจากนี้ยังพบอีกว่า ยิ่งความเครียดมากยิ่งทำให้การเสียดกร่อนมาก บริเวณด้านหน้าของจรวดมีการเสียดกร่อนมากกว่าด้านหลังของจรวดซึ่งสอดคล้องกับการทดสอบจริง ภาคสถิตย์ ผลที่ได้จากงานวิจัยนี้สามารถนำไปใช้เพื่อปรับปรุงปลายท่อจรวดขนาด 122 มม.และแบบ อื่นให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นซึ่งลดการเสียดกร่อนได้

คำสำคัญ : การศึกษาเชิงตัวเลข, การถ่ายเทความร้อน, การเสียดกร่อน, การไหลแก๊ส, การวิเคราะห์ ไฟไนต์เอลิเมนต์, ปลายท่อจรวดความเร็วเหนือเสียง, พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

Research Title: Study of heat transfer and gas flow in a rocket nozzle using computer simulation

Researcher: Assoc. Prof. Dr. Jatuporn Thongsri

 Address:
 College of Advanced Manufacturing Innovation, King Mongkut's Institute

 of Technology Ladkrabang

Abstract

Developing a highly efficient supersonic rocket propulsion system requires knowledge and understanding of gas flow and ablation at the nozzle. In this research, numerical studies were carried out in that development: Computational Fluid Dynamics (CFD) and Finite Element Analysis (FEA). Using a 122 mm nozzle as a case study in a transient state, CFD revealed a gas flow leading to the shock wave, temperature, pressure, etc., inside the nozzle, consistent with actual static experimental results. The CFD results were applied as conditions for the determination of ablation using the FEA. The FEA results showed the equivalent (von-mises) stress due to the pressure and temperature of the gas flow. Additionally, it was found that the more the stress, the greater the ablation. Consistent with the experiment, the front nozzle had higher ablation than the tail. The finding from this research can be applied to improve the 122 mm and other types of nozzle for higher efficiency with reduction of ablation.

Keywords: Numerical simulation, heat transfer, ablation, gas flow, finite element analysis, supersonic nozzle, computational fluid dynamics

กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับการสนับสนุนจากสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (สทป.) โดยเฉพาะอย่าง ยิ่ง คุณอดุลยศักดิ์ บุญพันธ์ และผู้เชี่ยวชาญในส่วนงานวิศวกรรมระบบขับเคลื่อนของสทป.ที่ให้ คำแนะนำเกี่ยวกับการเสียดกร่อนในปลายท่อจรวดเป็นอย่างดี สิ่งอำนวยความสะดวกอื่นๆสนับสนุน โดยวิทยาลัยนวัตกรรมการผลิตขั้นสูง สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ผู้วิจัย ขอขอบคุณทุกท่านเป็นอย่างสูง

> ผู้วิจัย มิถุนายน 2565

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย	ก		
บทคัดย่อภาษาอังกฤษข			
กิตติกรรมประกาศค			
สารบัญ	্র		
สารบัญรูปภาพ	ຈ		
สารบัญตาราง	ฉ		
บทที่ 1 บทนำ	1		
บทที่ 2 ทฤษฎีเบื้องหลัง	5		
2.1 ปลายท่อเดอ ลาวาล	5		
2.2 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ	6		
2.3 การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์	7		
บทที่ 3 ระเบียบวิธีวิจัย			
3.1 ปลายท่อจรวด 122 มม	8		
3.2 การทดลองภาคสถิตย์	9		
3.3 การศึกษาเชิงตัวเลข	10		
3.3.1 แบบจำลอง	10		
3.3.2 การตั้งค่าเงื่อนไขขอบเขต	10		
บทที่ 4 ผลการจำลองและการอภิปราย	14		
4.1 การไหลของแก๊ส	13		
4.2 การเสียดกร่อน			
บทที่ 5 สรุปผลการวิจัย18			
เอกสารอ้างอิง19			
ภาคผนวก20			
วารสารวิชาการเทคโนโลยีป้องกันประเทศ	21		

สารบัญรูป

		ห	น้า
รูปที่	1.1	ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. (ก) ก่อนการใช้งาน และ (ข) หลังการใช้งาน	2
รูปที่	2.1	การไหลของแก๊สในปลายท่อเดอ ลาวาล	5
รูปที่	3.1	ผังงานของระเบียบวิธีวิจัย	8
รูปที่	3.2	รูปร่างขนาดและชนิดของวัสดุปลายท่อจรวด	. 9
รูปที่	3.3	การทดลองภาคสถิตย์	. 9
รูปที่	3.4	แบบจำลองมช	10
รูปที่	3.5	เงื่อนไขขอบเขต (ก) ภาพรวม และ (ข) ภาพขยายเฉพาะส่วนปลายท่อ	11
รูปที่	4.1	เลขมัคที่ตำแหน่ง x บริเวณเส้นกึ่งกลางปลายท่อจรวด	13
รูปที่	4.2	การเปรียบเทียบความดันรวมบริเวณทางออกที่ได้จากการจำลองและการทดลอง	14
รูปที่	4.3	เลขมัคที่เวลา 1.2 วินาที	14
รูปที่	4.4	เลขมัคที่เวลา 1.2 วินาที	15
รูปที่	4.5	อุณหภูมิที่เวลา 1.2 วินาที	15
รูปที่	4.6	การเสียดกร่อนที่ได้จากการทดลองภาคสถิตย์ (ก) ภาพจริง และ (ข) ภาพร่าง	16
รูปที่	4.7	Equivalent (von-mises) stress ที่ได้จากการจำลองและความหนาของชั้นถ่าน	17
		ที่ได้จากการทดลองภาคสถิตย์	

สารบัญตาราง

ตารางที่ 1 การกำหนดค่าตัวแปรที่สำคัญที่ใช้ในการจำลอง	_11
ตารางที่ 2 การกำหนดค่าตัวแปรที่สำคัญสำหรับใช้ในการจำลอง LES	_ 11
ตารางที่ 3 ประสิทธิภาพของหัวดูดแบบต่างๆ	20

บทที่ 1

บทนำ

เมื่อจรวดความเร็วเหนือเสียงปฏิบัติการ การเคลื่อนที่ของมันเกิดขึ้นจากแรงขับดัน (Thrust) ซึ่ง เกิดขึ้นจากปฏิกิริยาการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์จากห้องเผาไหม้ไหลผ่านท่อพ่นไปยัง ปลายท่อ (Nozzle) เราอาจแบ่งจรวดตามชนิดของเชื้อเพลิงที่ใช้ได้เป็น 3 ประเภทหลักๆได้แก่ จรวด เชื้อเพลิงแข็ง (Solid-propellant rocket), จรวดเชื้อเพลงเหลว (Liquid-propellent rocket) และ จรวดเชื้อเพลงผสม (Hybrid-propellant rocket) สำหรับด้านการทหารจรวดเชื้อเพลิงแข็งนิยม นำมาใช้เนื่องจากมีระบบการทำงานไม่ซับซ้อน มีเสถียรภาพในการทำงานสูง มีอายุการใช้งานยาวนาน เก็บรักษาง่าย และมีราคาถูกเมื่อเทียบกับจรวดเชื้อเพลิงอื่น แต่มันก็ทำให้เกิดการเสียดกร่อนมากด้วย เช่นกัน เนื่องจากจรวดความเร็วเหนือเสียงจำเป็นต้องใช้เชื้อเพลิงที่ทำให้เกิดแก้สจากการเผาไหม้ที่มี อุณภูมิและความดันสูงมาก ดังนั้นปลายท่อจรวดจึงมีความสำคัญหากได้รับการออกแบบและพัฒนาไม่ สอดคล้องกับการใช้งานจะทำให้เกิดการไหลแก๊สและการถ่ายเทความร้อนที่ไม่เหมาะสมซึ่งอาจส่งผล ให้ความเร็วในการบินต่ำและเกิดการเสียดกร่อนจนทำให้ประสิทธิภาพการปฏิบัติงานต่ำกว่าที่ควรจะ เป็นได้

จรวดขนาด 122 มม. เป็นจรวดที่นิยมใช้ในหลายประเทศ โดยในปัจจุบันประเทศไทยเป็นหนึ่งใน ประเทศที่ได้นำจรวดขนาดนี้เข้าประจำการสำหรับใช้งานเนื่องจากมีสมรรถนะสูง เหมาะสำหรับการ รบที่มีระยะไกลมากกว่าปืนใหญ่ สำหรับจรวดรุ่นนี้หากพิสัยทำการมากกว่า 30 กม. ฉนวนป้องกัน ความร้อนที่ได้รับการออกแบบโดยผู้ผลิตจะมีปัญหาการเสียดกร่อน เนื่องจากปลายท่อจะได้รับความ ร้อนปริมาณมากเป็นระยะเวลานานทำให้ประสิทธิภาพในการปฏิบัติงานลดลง ดังนั้นการพัฒนาปลาย ท่อจรวดพิสัยไกลให้ทนทานต่อการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นจึงเป็นปัญหาที่ต้องได้รับการแก้ไขอย่าง เร่งด่วน เนื่องการพัฒนาปลายท่อจรวดเป็นความรู้ที่เกี่ยวข้องกับยุทธภัณฑ์ มีความสำคัญ และมีมูลค่า สูงในเชิงพาณิชย์ดังนั้นจึงยากที่จะเปิดเผยกันในแวดวงวิชาการ หากมีการเปิดเผยและรายงานไว้ใน เอกสารทางวิชาการมีเพียงเล็กน้อยเท่านั้น ยังไม่ครบถ้วนและไม่สามารถนำมาใช้แก้ปัญหาการเสียด กร่อนที่เกิดขึ้นกับปลายท่อจรวด 122 มม. ที่ผู้เขียนสนใจได้ ดังนั้นหากนักวิจัยไทยสามารถมีความรู้ และระเบียบวิธีวิจัยที่ถูกต้องก็จะลดการพึ่งพาเทคโนโลยีจากต่างชาติ ประหยัดงบประมาณ และทำให้ ประเทศไทยมีจรวดประสิทธิภาพสูงใช้งานอย่างยั่งยืน รูปที่ 1 แสดงตัวอย่าง (ก) ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม.ก่อนใช้งาน และ (ข) หลังการใช้งาน จะเห็นได้ว่าหลังการใช้งาน ปลายท่อเกิดความเสียหาย เนื่องจากเกิดการเสียดกร่อนที่มากเกินไปจนฉนวนกันความร้อนซึ่งอยู่ด้านในไม่อาจทนได้จนเกิดการ เสียดกร่อนจนถึงชั้นอะลูมิเนียมนอกสุด





บทความนี้สนใจการศึกษาและพัฒนาปลายท่อจรวดความเร็วเหนือเสียงที่เกี่ยวข้องกับการไหล ของแก๊ส (Gas flow) และการเสียดกร่อน (Ablation) จากการทบทวนวรรณกรรมพบว่างานวิจัยที่ เกี่ยวข้องกับปลายท่อจรวดสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 ส่วน ได้แก่ รูปร่างและเงื่อนไขที่เหมาะสม (shape and condition optimizations) และการเสียดกร่อน (ablation)

สำหรับส่วนแรก พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics, CFD) ได้ ถูกนำมาใช้เพื่อตรวจสอบการไหลของแก๊สสำหรับปลายท่อรูปทรงต่างๆ ผลจากงานวิจัยเหล่านี้แสดง ว่ารูปร่างของปลายท่อ (Nozzle shape) และเงื่อนไขการใช้งาน (Operating condition) มีผลต่อ การไหลของแก๊ส เรโซแนนซ์ คลื่นกระแทก อุณหภูมิ ความดัน ฯลฯ ภายในปลายท่อ [1-6]

สำหรับส่วนหลัง มีหลายวิธีใช้สำหรับศึกษาการเสียดกร่อนในปลายท่อจรวดแต่สามารถจำแนกได้ เป็น 2 กลุ่ม คือการทดลอง [7-8] และ การจำลอง [9-13] ตัวอย่างงานวิจัยที่ใช้การจำลอง เช่น ชัชพล และคณะ [7] ได้ทดลองการเกิดการเสียดกร่อนโดยการยิงจรวดขนาด 122 มม. ในภาคสถิตย์ พวกเขา รายงานว่าสารประกอบซิลิกาฟีนอลิก (Silica-phenolic composite) มีความเหมาะสมที่จะใช้เป็น ฉนวนป้องกันความร้อนมากกว่าสารประกอบฉนวนยาง (Rubber-insulation composite) เนื่องจาก เกิดการเสียดกร่อนที่น้อยกว่าภายใต้สภาวะการใช้งานเดียวกัน การทดลองการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นใน ปลายจรวดแบบลาวาล (Laval nozzle) โดย Hui และคณะ [8] ได้แสดงให้เห็นอีกว่าการเสียดกร่อน ขึ้นอยู่กับการไหลของแก๊สและมุมของปลายท่อ แม้จะได้ผลการทดลองที่มีความน่าเชื่อถือแต่การ

ทดลองต้องใช้เวลาและค่าใช้จ่ายมาก หลากหลายงานวิจัยจึงอยู่ในกลุ่มที่ 2 ใช้การจำลองคอมพิวเตอร์ ้ตัวอย่างงานวิจัยได้แก่ Cross และ Boyd [9] ได้ใช้โปรแกรมภาษาฟอร์แทรนชื่อว่า SENKIN คำนวณ การเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวดแบบ HIPPO (HIPPO Nozzle) ในรายงานของพวกเขาการ เสียดกร่อนสามารถคำนวณได้จากสมการและค่าคงที่จากปฏิริยาเคมีที่เรียกว่า "สปีซี่ (Species)" ้ข้อจำกัดของวิธีนี้คือจำเป็นต้องรู้ ภาษาฟอร์แทรน สมการและค่าคงที่ของสปีซี่จำนวนมากรวมถึงต้อง ้มีความเข้าใจในปฏิกิริยาเคมีที่เกิดขึ้นในห้องเผาไหม้ ผลการคำนวณจึงจะมีความน่าเชื่อถือ หลังจาก ้นั้นไม่นานพวกเขาได้นำเสนอการจำลองการเสียดกร่อนด้วยการใช้ระเบียบวิจัยที่มี LeMANS Solver และ Material Response ร่วมกับอัลกอริทึ่มที่ถูกออกแบบและใช้เฉพาะกลุ่มวิจัยของพวกเขาซึ่งก็ ให้ผลการเสียดกร่อนที่มีความน่าเชื่อถือเช่นเดียวกัน [10] แต่ข้อจำกัดของวิธีนี้คือเป็นการยากที่ผู้วิจัย ภายนอกจะพัฒนาต่อได้เนื่องจากระเบียบวิธีวิจัย รวมถึงโค้ด (Code) ที่ใช้เป็นไม่มีการเปิดเผย วิธี ต่อมาที่ได้รับความนิยมอย่างกว้างขวางคือการใช้ซอฟท์แวร์ Fluent CFD [11] ข้อดีของวิธีนี้คือ ซอฟท์แวร์นี้เป็นซอฟท์แวร์ที่ได้รับการยอมรับและใช้ทั่วไปมีการวางขายเชิงพาณิชย์ (Commercial software) ดังนั้นผู้ใช้หรือต้องการศึกษาต่อยอดสามารถเข้าใจได้ง่าย ข้อจำกัดของวิธีนี้คือจำเป็น จะต้องกำหนดเงื่อนไขการคำนวณครบถ้วนทั้งในส่วนของไหลและของแข็งเพื่อให้ซอฟท์แวร์คำนวณทั้ง การไหลของก๊าซในของไหลและการถ่ายเทความร้อนในของแข็งพร้อมกัน จึงใช้ได้สำหรับปลายท่อที่มี รูปร่างไม่ซับซ้อนเช่น มีวัสดุโครงสร้างเพียงชนิดเดียว หรือสนใจเพียงบางบริเวณที่มีขนาดเล็กเท่านั้น ในทางตรงข้าม หากปลายท่อมีรูปร่างซับซ้อนเช่น มีวัสดุโครงสร้างหลายชนิด หรือมีขนาดใหญ่ วิธีนี้ ้จะไม่เหมาะสมเนื่องจากต้องใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ในการคำนวณมาก นอกจากนี้ยังไม่สะดวก สำหรับการหาค่าเหมาะสมที่สุด (Optimization) เนื่องจากไม่สามารถแสดงฟลักซ์ความร้อน และ ้ความเครียดที่เกิดในวัสดุโครงสร้างได้ วิธีสุดท้ายคือการจำลองการเสียดกร่อนด้วยการใช้การใช้ทั้ง CFD และการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ (ANSYS Finite Element Analysis, FEA) หรือในเอกสาร บางเล่มเรียกว่า การถ่ายเทความร้อนร่วม (Conjugate heat transfer) [12-14] วิธีการนี้ CFD จะถูก ใช้คำนวณการไหลของแก๊สในปลายท่อ ผลที่ได้จากการคำนวณจะถูกส่งต่อเพื่อใช้เป็นภาระ (Load) ้เพื่อคำนวณการถ่ายเทความร้อนในเนื้อวัตถุด้วย FEA ซึ่งจะนำไปสู่การเสียดกร่อนต่อไป ข้อดีของวิธีนี้ คือได้ผลการคำนวณที่มีความแม่นยำโดยใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ที่น้อยกว่าเมื่อเทียบกับการใช้ CFD เพียงอย่างเดียวภายใต้เงื่อนไขเดียวกัน นอกจากนี้ยังเหมาะกับการคำนวณที่ปลายท่อมีรูปร่างซับซ้อน มีวัสดุโครงสร้างหลายชนิด และมีขนาดใหญ่ โดยสามารถแสดงผลการคำนวณในรูปของ ฟลักซ์ความ ้ร้อน ความเค้น ความเครียด ฯลฯในวัสดุโครงสร้างเพื่อสะดวกต่อการวิเคราะห์การเสียดกร่อน เมื่อใช้ วิธีนี้ร่วมกับซอฟท์แวร์เช่น ANSYS Fluent CFD และ ANSYS Mechanical FEA ซึ่งมีใช้กันอย่าง

แพร่หลายในเชิงพาณิชย์ ดังนั้นด้วยวิธีหลังสุดนี้ผู้ใช้และผู้สนใจจึงมีความสะดวกในการนำไปศึกษาต่อ ยอดในปัญหาที่มีความซับซ้อนขึ้นได้ด้วยตัวเอง จากการทบทวนวรรณกรรมในเอกสาร [1-14] ซึ่ง ชี้ให้เห็นข้อดีและข้อจำกัดของการวิจัยปลายท่อจรวดด้วยวิธีต่างๆ เมื่อนำข้อมูลเหล่านั้นมาพิจารณา ร่วมกับความชำนาญและประสบการณ์ของคณะวิจัยพวกเรามีความเห็นว่า ANSYS Fluent CFD และ ANSYS Mechanical FEA เหมาะสมสำหรับงานวิจัยนี้

ในงานวิจัยนี้ เราจะศึกษาการไหลของแก๊สและการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวดขนาด 122 mm ด้วยวิธีการถ่ายเทความร้อนร่วม เนื่องจากปลายท่อจรวดรุ่นนี้เป็นแบบเดอลาวาล (De Laval) ซึ่งเป็นแบบพื้นฐานที่สุด เริ่มแรก ปลายท่อจรวดจะถูกทดสอบการใช้งานจริงภาคสถิตย์ (Actual static experiment) ผลจากการทดสอบบางส่วนจะถูกนำไปใช้เป็นเงื่อนไขสำหรับการ จำลอง และบางส่วนจะถูกนำไปใช้เพื่อยืนยันความถูกต้องของผลการจำลอง ต่อมาซอฟท์แวร์ Fluent CFD จะถูกใช้ตรวจสอบการไหลของแก๊สภายในปลายท่อซึ่งผลการคำนวณจะเปรียบเทียบกับผลการ จำลองเพื่อยืนยันความถูกต้อง หลังจากนั้นผลจาก CFD จะถูกส่งไปให้ Mechanical FEA เพื่อ ตรวจสอบการถ่ายเทความร้อนของวัสดุโครงสร้างภายในปลายท่อ สุดท้าย ผลจากทั้ง CFD และ FEA จะถูกนำมาวิเคราะห์เทียบกับการเกิดการเสียดกร่อนที่ได้จากการทดลอง จุดเด่นของงานวิจัยนี้คือ มี การทดลองจริงร่วมกับการจำลองโดยใช้ปลายท่อจรวดแบบ 122 มม.เป็นต้นแบบ ยังไม่พบว่ามี งานวิจัยใดศึกษาจรวดรุ่นนี้ด้วยวิธีนี้มาก่อน

บทที่ 2 ทฤษฎีเบื้องหลัง

บทนี้จะกล่าวถึงปลายท่อแบบเดอ ลาวาล และทฤษฎีที่เกี่ยวข้องซึ่งต้องใช้ในการจำลองด้วย CFD และ FEA และใช้เพื่อยืนยันความถูกต้องของผลการคำนวณ

2.1 ปลายท่อเดอ ลาวาล

หรือเรียกอีกชื่อว่าปลายท่อแบบลู่เข้า-ลู่ออก (Convergent-Divergent nozzle) จะมีบริเวณที่ แคบที่สุดที่เรียกว่าคอ (Throat) อยู่ระหว่างปลายลู่เข้าแล้วลู่ออก มันเป็นปลายท่อแบบพื้นฐานที่สุด โดยมากใช้เป็นกรณีศึกษาเบื้องต้นเพื่อเรียนรู้เพื่อนำไปพัฒนาต่อยอดสู่ปลายท่อที่มีรูปร่างซับซ้อนมาก ขึ้น [15-17] สำหรับการศึกษาการไหลของแก๊สในปลายท่อจรวดแบบเดอ ลาวาล จำเป็นต้องอาศัย สมมติฐานแก๊สที่มีสมบัติดังต่อไปนี้ แก๊สจะถูกพิจารณาว่าเป็นแก๊สในอุดมคติ (ideal gas) โดยการไหล ของแก๊สเป็นแบบไอเซนทรอปิก (isentropic) สามารถถูกอัดได้ (compressible) และมีอัตราการไหล ของแก๊สค่าคงที่ เมื่อจรวดใช้งานการไหลของแก๊สในปลายท่อเดอ ลาวาลสามารถพิจารณาได้ว่ามี สมบัติของแก๊สเช่นอุณหภูมิ (*T*) ความดันรวม (*P*) และเลขมัค (*M*) สอดคล้องกับพื้นที่หน้าตัด (*A*) ของ ปลายท่อจรวดดังรูปที่ 2.1





จากรูปที่ 2 ความสัมพันธ์ระหว่างสมบัติดังกล่าวของแก๊สที่ไหลสามารถเขียนสมการแรงขับจรวด ตาม isentropic flow equation (1)-(3) [17-18]

$$\frac{T_{i}}{T_{a}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M_{i}\right)^{-1}$$
(2.1)

เมื่อ γ คืออัตราส่วนความร้อนจำเพาะของแก๊ส (Specific heat ratio) ตัวห้อย *i* และ *o* หมายถึงที่ ตำแหน่งทางเข้า (inlet) และทางออก (outlet) ตามลำดับ

$$\frac{P_{i}}{P_{o}} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2}M_{i}\right)^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}}$$
(2.2)

$$\frac{A_{i}}{A_{r}} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{\left(1+\frac{\gamma-1}{2}M_{x}^{2}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}}{M_{x}}$$
(2.3)

เมื่อ ตัวห้อย x ของ M คือเลขมัค ณ ตำแหน่งบนแกน x

สมการ (2.1) ถูกใช้ช่วยกำหนดเงื่อนไขการจำลอง ส่วนสมการ (2.2)-(2.3) ถูกใช้เพื่อยืนยันผลการ จำลองการไหลของแก๊สซึ่งจะกล่าวถึงอีกครั้งในบทที่ 4

2.2 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

การไหลของแก๊สในปลายท่อจรวดสามารถคำนวณได้จากการแก้สมการอนุรักษ์และสมการความ ปั่นป่วน สมการอนุกรักษ์ได้แก่อนุรักษ์มวล (4) โมเมนตัม (5) และพลังงาน (6) [19]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot \left(\rho \vec{v} \right) = 0 \tag{2.4}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho \vec{v} \right) + \nabla \cdot \left(\rho \vec{v} \vec{v} \right) = -\nabla p + \nabla \cdot \begin{pmatrix} \bar{z} \\ \tau \end{pmatrix} + \rho \vec{g} + \vec{F}$$
(2.5)

$$\frac{\partial}{\partial x_{i}} \left(\vec{v} \left(\rho E + p \right) \right) = \frac{\partial}{\partial x_{i}} \left(\kappa_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_{i}} \right)$$
(2.6)

เมื่อ \vec{v} คือเวกเตอร์ความเร็ว ρ คือความหนาแน่น p คือความดัน \vec{F} คือแหล่งกำเนิดภายนอก \vec{g} คือ ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วง $\vec{\tau}$ คือเทนเซอร์ความเค้น κ_{σ} คือการนำความร้อนยังผล (Effective conductivity) T คือ อุณหภูมิ E คือ พลังงานรวม

ในงานวิจัยนี้ใช้สมการความปั่นป่วนแบบ Shear Stress Transport (SST) *k-@* เนื่องจากมีความ น่าเชื่อและถูกใช้อย่างหลากหลายทั้งในแวดวงวิชาการและอุตสาหกรรม [19-23] SST *k-@* สามารถ เขียนได้ดังสมการ (2.7)-(2.8)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_i}{\sigma_{k3}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - 0.09\rho k\omega$$
(2.7)

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 1.71 \left(1 - F_1 \right) \frac{\rho}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2$$
(2.8)

เมื่อ μ_t คือความหนืดไหลวน (eddy viscosity) P_k คือ shear production ของความปั่นป่วน ω คือ อัตราการกระจายเฉพาะ (specific dissipation rate) k คือ พลังงานความปั่นป่วน (kinetic turbulent energy) F_1 คือ พังก์ชันการผสม (blending function) $\alpha_3 \ \theta_3 \ \sigma_{k3}$ และ σ_{ω_3} คือ สัมประสิทธิ์ค่าคงที่ของแบบจำลอง SST k- ω ส่วน u_i, u_j, u_k คือความเร็วในพิกัดคาทีเซียน

2.3 การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์

การถ่ายเทความร้อนภายในวัสดุโครงสร้างสามารถคำนวณได้จาก [24]

$$[C]{\dot{T}} + [K]{T} = {Q}$$
(2.9)

เมื่อ [C] คือเมทริกซ์ความจุความร้อน (Capacitance matrix) [K] คือเมทริกซ์ความแข็งความร้อน (thermal stiffness matrix) ทั้งเมทริกซ์ [C] และ [K] รวมเทอมการนำ การพา และการแผ่รังสีความ ร้อนด้วย $\{T\}$ คือเวกเตอร์โหนดอุณหภูมิ (nodal vector temperature) $\{\dot{T}\}$ คือ เวกเตอร์ของการ เปลี่ยนแปลงโหนดอุณภูมิ (change of nodal vector temperature) $\{Q\}$ คือเวกเตอร์โหลดความ ร้อน (thermal load vector)

ในงานวิจัยนี้เราไม่พิจารณาการพาความร้อนที่เกิดขึ้นเนื่องจากผิวของจรวดภายนอกที่สัมผัส กับอากาศเพราะเป็นสภาวะชั่วขณะที่สั้นมากจึงไม่มีผล เมื่อกำหนดเงื่อนไขเริ่มต้นครบถ้วน คอมพิวเตอร์จะแก้สมการ (2.4)-(2.8) เพื่อแสดงการไหลของแก๊สภายในปลายท่อ หลังจากนั้นผล เหล่านี้จะถูกนำไปเป็นเงื่อนไขเริ่มต้นสำหรับคำนวณการถ่ายเทความร้อนภายในวัสดุโครงสร้างของ ปลายท่อด้วยสมการ (2.9) ซึ่งสามารถนำไปตรวจสอบความเครียด (stress) ที่เกิดขึ้นเนื่องจากการ ไหลของแก๊สและการ

บทที่ 3 ระเบียบวิธีวิจัย

ระเบียบวิธีวิจัยที่ใช้สามารถแสดงได้ในผังงาน (Flowchart) ดังรูปที่ 3.1 สีเหลืองแสดงถึงขั้นตอนที่ ใช้การศึกษาเชิงตัวเลข ซึ่งสามารถอธิบายได้ดังนี้



รูปที่ 3.1 ผังงานของระเบียบวิธีวิจัย

3.1 ปลายท่อจรวด 122 มม.

รูปที่ 3.2 แสดงรูปร่าง ขนาด และและชนิดวัสดุของปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. ที่ใช้เป็น กรณีศึกษาซึ่งเป็นแบบลู่เข้า-ลู่ออก มันมีความยาว 260 มม. ประกอบไปด้วย ซิลิกาฟีนอลิก และ กรา ไฟท์ทำหน้าที่เป็นฉนวนป้องกันความร้อนของจรวด ส่วนอะลูมิเนียม SI4130 และ 6061T6 ทำหน้าที่ เป็นวัสดุโครงสร้างอยู่ภายนอก



รูปที่ 3.2 รูปร่าง ขนาด และชนิดของวัสดุปลายท่อจรวด

3.2 การทดลองภาคสถิตย์ (Static experiment)

เพื่อนำผลที่ได้จากการทดลองไปเปรียบเทียบกับผลการจำลองเพื่อยืนยันความน่าเชื่อถือของ งานวิจัย เราได้ทดลองยิ่งจรวดภาคสถิตย์ด้วยเงื่อนไขการทดลองที่ใช้เสมือนการใช้งานจริงทุกประการ ้ต่างเพียงจรวดถูกตรึงบนแท่นจับไม่ให้เคลื่อนที่เท่านั้น

รูปที่ 3.3 แสดงการทดลองภาคสถิตย์ จรวดจะถูกตรึงไว้บนแท่นจับ ด้านหน้าของจรวดจะถูกเจาะ รูขนาดเล็กเพื่อติดตั้งเซนเซอร์วัดความดันรวม บริเวณปลายท่อจรวดจะติดตั้ง กล้องวีดีโอ เพื่อ บันทึกภาพไอพ่นที่ออกมาปลายท่อ นอกจากนี้ยังมีกล้องความร้อน เพื่อตรวจวัดอุณหภูมิของไอพ่น ้ด้วย อุปกรณ์ทั้งหมดจะบันทึกข้อมูลตั้งแต่เริ่มจนสิ้นสุดซึ่งใช้เวลา 2.4 วินาที ผลที่ได้จากการทดลองนี้ ้คือความดันรวมด้านหน้าจรวด อุณภูมิของแก๊สและพฤติกรรมการไหลของไอพ่นที่ถูกปล่อยจากปลาย ท่อ

นอกจากนี้แก๊สที่เกิดจากการเผาไหม้ยังได้ถูกส่งไปวัดองค์ประกอบทางเคมีเพื่อหาชนิดและ ปริมาณ รวมถึงการนำปลายท่อไปผ่าเพื่อวัดความหนาของชั้นถ่านด้วย



รูปที่ 3.3 การทดลองภาคสถิตย์

3.3 การศึกษาเชิงตัวเลข (Numerical study)

เพื่อให้การคำนวณมีความแม่นยำ ในบทนี้จะรายงานรายละเอียดของแบบจำลองที่สร้างขึ้น และ การกำหนดเงื่อนไขขอบเขต

3.3.1 แบบจำลอง (Models)

แบบจำลองปลายท่อในรูปที่ 4 ได้ถูกนำมาเป็นต้นแบบเพื่อสร้างแบบจำลองของไหล (Fluid) และ แบบจำลองของแข็ง (Solid) แบบจำลองของไหลจะใช้สำหรับการคำนวณการไหลของแก๊สส่วน ของแข็งซึ่งแต่ละสีแทนชนิดของวัสดุใช้คำนวณการถ่ายเทความร้อนในวัสดุโครงสร้าง เมื่อนำ แบบจำลองทั้งสองดังกล่าวมาสร้างเป็นแบบจำลองเมชใน 2 มิติจะได้ดังรูปที่ 3.4



รูปที่ 3.4 แบบจำลองเมช

แบบจำลองเมซเป็นเอลิเมนต์แบบสี่เหลี่ยม (Rectangular) ขนาด 2 มม. มีชั้นรอยต่อระหว่างของ ไหลกับของแข็ง (Inflation layer) จำนวน 60 ชั้น ชั้นแรกมีความหนา 3.00×10⁻⁷ ม. ซึ่งถูกคำนวณ จาก Y⁺=1 แบบจำลองนี้มีอัตราการขยายของเมช (Grow rate) เป็น 1.15 ด้วยการกำหนดค่าเช่นนี้ แบบจำลองเมชของไหล มี 722,202 โหนดและ 71,478 เอลิเมนต์ ส่วนแบบจำลองเมชของแข็งมี 35,138 โหนด และ 34,748 เอลิเมนต์

3.3.2 การตั้งค่าเงื่อนไขขอบเขต (Boundary condition settings)

ประกอบไปด้วยการกำหนดเงื่อนไขค่าขอบ (Boundary condition) สำหรับ CFD และ FEA ใน สภาวะขึ้นกับเวลา (Transient state) ภายในช่วงเวลา 0-2.4 วินาที รูปที่ 3.5 แสดงการตั้งค่าเงื่อนไข ขอบเขต (ก) ภาพรวม และ (ข) ภาพขยายเฉพาะส่วนปลายท่อ



รูปที่ 3.5 เงื่อนไขขอบเขต (ก) ภาพรวม และ (ข) ภาพขยายเฉพาะส่วน ปลายท่อ

ใน CFD จะใช้ ANSYS Fluent สำหรับการคำนวณ ของไหลถูกสมมติให้เป็นอากาศ (Air) ที่เป็น แบบอุดมคติ (ideal-gas) ด้วยอัตราส่วนความร้อนจำเพาะเป็น 1.4 และความหนืดแบบ Sutherland ทางเข้า (inlet) จะใช้ความดันรวม (Total pressure) ของ เลขมัค และอุณหภูมิซึ่งมีค่าตามการ ทดลองในหัวข้อ 3.2 ซึ่งควบคุมด้วยฟังก์ชันก์กำหนดโดยผู้ใช้งาน (User Defined Function, UDF) ที่ผู้แต่งเขียนขึ้นมาโดยใช้ความดันที่ได้จากการทดลองเป็นข้อมูล ส่วนทางออก (Outlet) กำหนดให้ เป็นอากาศออกทางเดียว (Outflow=1) เราจะคำนวณการไหลของอากาศทุกๆ 0.01 วินาทีตั้งแต่ เริ่มต้นจนถึงเวลา 2.4 วินาที ดังนั้นโดยรวมคอมพิวเตอร์จะคำนวนและแสดงผลข้อมูลการไหลของ อากาศจำนวน 2,400 ช่วงเวลา (time steps) ช่วงเวลาละ 20 ครั้ง (iterations) การไหลของอากาศ จะทำให้เกิดความร้อนและความดันที่ตำแหน่งต่างๆซึ่งมีค่าแตกต่างกัน ซึ่งข้อมูลเหล่านี้จะถูกส่งต่อ เพื่อคำนวณการถ่ายเทความร้อนด้วย FEA ต่อไป ตารางที่ 1 แสดงการกำหนดค่าทาง CFD ที่สำคัญ

ใน FEA งานวิจัยนี้ใช้ ANSYS Transient structural analysis ความดันรวมและอุณหภูมิที่เป็นผล จาก CFD จะถูกใช้สำหรับคำนวณการถ่ายเทความร้อนซึ่งจะถูกแสดงผลในเทอมของ Equivalent (von-Mises) stress (σ_{v}) อุณหภูมิที่ผิว (Surface temperature) ได้จากการทดลองในหัวข้อ 3.2 สมบัติวัสดุที่ใช้ในการคำนวณแสดงดังตารางที่ 3.1

Туре	Property
	Gauge Pressure: UDF
Pressure Inlet: Pressure Far-Field	Mach Number: 0.234
	Temperature: 3,364.40 K
Outlet	Outflow: 1
	Density: ideal-gas
Air	Viscosity: Sutherland
	Specific heat ratio: 1.4
	Time step size: 0.01
Transient setting	Number of time steps: 2400
	Iteration per time step: 20

เมื่อกำหนดสมบัติทาง CFD และ FEA ตามทั้งสองตารางเรียบร้อย ซอฟท์แวร์จะแสดงผลการ คำนวณออกมาในเทอมของตัวเลขและเฉดสีเพื่อให้สะดวกต่อการวิเคราะห์ข้อมูล

บทที่ 4

ผลการจำลองและการอภิปราย

บทนี้ถูกแบ่งออกเป็นสองส่วนได้แก่ การไหลของแก๊ส และการเสียดกร่อน

4.1 การไหลของแก๊ส

รูปที่ 4.1 แสดงเลขมัค (*M*) ที่เวลา 1.2 วินาทีซึ่งเป็นเวลาที่มีความดันรวมสูงสุดกับตำแหน่งในแนวแกน x กึ่งกลางของปลายท่อเริ่มตั้งแต่ตำแหน่ง x=0 มม. ถึง x=260 มม. เส้นทึบแสดงผลที่ได้จากการจำลองส่วน เส้นประแสดงผลที่ได้จากทฤษฎีคำนวณโดยใช้สมการ (3) จากรูปเลขมัคจากทั้งสองวิธีมีความสอดคล้องกันเป็น อย่างดีมาก ความคลาดเคลื่อนสูงสุดมีค่า 4.0% อยู่บริเวณปลายขวาสุดที่ตำแหน่ง x=260 mm นอกจากนั้นใน รูปนี้ยังแสดงให้เห็นความเป็นปลายท่อแบบ convergent-divergent อย่างชัดเจนด้วยนั่นคือด้านซ้ายเลขมัค ต่ำกว่า 1 (ultrasonic) ด้านขวาเลขมัคมากกว่า 1 (supersonic) ในขณะที่ตรงกลางตำแหน่ง x=120 มม. x=140 มม. เลขมัคใกล้เคียง 1 (sonic)



รูปที่ 4.1 เลขมัคที่ตำแหน่ง × บริเวณเส้นกึ่งกลางปลายท่อจรวด

ในทำนองเดียวกันรูปที่ 4.2 แสดงการเปรียบเทียบความดันรวมทางออก (Total pressure at outlet, *T*_o) ที่ได้จากการจำลองและจากการทดลองในช่วงเวลาตั้งแต่เริ่มต้นจนถึง 2.4 วินาที เนื่องจากในการทดลองไม่ได้มี การติดตั้งเครื่องวัดความดันบริเวณทางออกแต่ติดตั้งบริเวณทางเข้าดังรูปที่ 5 ดังนั้น *T*_o นี้จึงเป็นผลมาจากการ คำนวณด้วยสมการ (3) โดยใช้ความดันจากการทดลองด้วยหัววัดความดันในรูปที่ 3.3 จากรูปจะเห็นได้ว่าผล การจำลอง (เส้นทึบ) สอดคล้องกันอย่างดีมากกับผลที่ได้จากการทดลอง (เส้นประ) ความคลาดเคลื่อนสูงสุดมี ค่า 6.5% ที่เวลา 0.5 วินาที ความดันรวมจะมีค่าสูงสุดที่วินาทีที่ 1.24 หลังจากนั้นจะลดลงจนกระทั่งสิ้นสุด การเผาไหม้ที่เวลา 2.4 วินาที จากรูปที่ 4.1 และ 4.2 จะเห็นได้ว่าผลการจำลองสอดคล้องกับผลจากทฤษฎีและผลจากการทดลอง ความคลาดเคลื่อนอาจเกิดมาจากการสมมติว่าของไหลในปลายท่อคืออากาศเนื่องจากความสะดวกในการ กำหนดค่าในซอฟท์แวร์ทั้งๆที่ในความเป็นจริงเป็นของไหลผสมที่เกิดจากการเผาไหม้ซึ่งจากการทดลองใน หัวข้อ 3.2 เราพบว่าประกอบไปด้วยสารประกอบมากถึง 51 ชนิดโดย 5 ชนิดแรกเรียงตามลำดับจากมากไป น้อยได้ดังนี้ H₂, CO, HCl, H₂O, และ Al₂O₃ ดังนั้นหากในการจำลองเราใช้ข้อมูลจากการทดลองเรื่องปริมาณ สมบัติและชนิดของสารประกอบเหล่านี้ย่อมให้ผลที่มีความสอดคล้องกันมากกว่านี้ อย่างไรก็ตามทั้งสองรูปนี้ ยืนยันได้ว่าการกำหนดให้เป็นอากาศก็ให้ผลการจำลองที่มีความน่าเชื่อถือ ด้วยเหตุนี้ระเบียบวิธีวิจัยและผลการ จำลองที่ได้จากงานวิจัยนี้ย่อมมีความน่าเชื่อถือด้วยเช่นเดียวกัน



รูปที่ 4.2 การเปรียบเทียบความดันรวมบริเวณทางออกที่ได้จากการจำลองและการทดลองสำหรับช่วงเวลา 0-2.4 วินาที

รูปที่ 4.3 แสดงเลขมัคที่เวลา 1.2 วินาที ซึ่งเป็นเวลาที่มีความดันสูงสุด รูปนี้แสดงให้เห็น Shock แบบต่างๆ , Separation, Recirculation และ Reattachment ซึ่งรูปร่างคล้ายกับที่นำเสนอโดย Dangi และคณะ [6] แต่มีระดับความเร็วที่แตกต่างกันเนื่องจากปลายท่อมีรูปร่างที่แตกต่างกัน ปริมาณเหล่านี้ขึ้นกับรูปร่างของ ปลายท่อจรวด การออกแบบปลายท่อจรวดประสิทธิภาพสูงจำเป็นต้องทราบปริมาณเหล่านี้



รูปที่ 4.3 เลขมัคที่เวลา 1.2 วินาที

รูปที่ 4.4 แสดงความดันรวมของอากาศที่เวลา 1.24 วินาที จะเห็นได้ว่าภายในจรวดบริเวณความดัน จะเพิ่มจากซ้ายไปขวาและเมื่อออกสู่บรรยากาศภายนอกความดันรวมจะลดลง ที่เวลาอื่นความดันรวมก็มีการ เปลี่ยนแปลงในลักษณะเดียวกันกับรูปที่ 4.2



รูปที่ 4.4 ความดันรวมที่เวลา 1.2 วินาที

รูปที่ 4.5 แสดงอุณหภูมิรวม (Total temperature) ของอากาศที่ไหลผ่านปลายท่อจรวดที่เวลา 1.24 วินาที พบว่าภายในปลายท่ออุณภูมิสูงและค่อนข้างคงที่ เมื่อออกสู่บรรยากาศแล้วจึงค่อยลดลง สำหรับ ช่วงเวลาอื่นๆอุณภูมิแทบไม่แตกต่างจากที่เวลา 1.24 วินาทีนี้ แต่ช่วงเวลา 2.2 วินาทีเป็นต้นไปอุณภูมิจะลดลง อย่างรวดเร็วเนื่องจากเชื้อเพลิงใกล้หมด ที่เวลาอื่นอุณภูมิรวมก็มีการเปลี่ยนแปลงในลักษณะคล้ายกันกับความ ดันในรูปที่ 9



รูปที่ 4.5 อุณหภูมิรวมที่เวลา 1.2 วินาที

ความดันรวมและอุณภูมิรวมในปลายท่อจรวดดังแสดงในรูปที่ 4.4 และ 4.5 สำหรับทุกช่วงเวลาจะถูกใช้ เพื่อคำนวณการเสียดกร่อนในหัวข้อต่อไป

4.2 การเสียดกร่อน

เราแบ่งออกเป็นการวิเคราะห์เชิงคุณภาพและการวิเคราะห์เชิงปริมาณ

รูปที่ 4.6 แสดงการเสียดกร่อนในปลายท่อจรวดที่ได้จากการทดลองภาคสถิตย์ที่กล่าวถึงในหัวข้อ 3.2 (ก) ภาพจริง และ (ข) ภาพร่าง ซึ่งจะเป็นการวิเคราะห์เชิงคุณภาพ ในรูปที่ (ก) จะเห็นได้ว่ามีการเสียดกร่อนในท่อ ทางด้านซ้ายมากกว่าทางด้านขวาโดยสังเกตจากลักษณะความเข้มของสี เข้มมากแสดงว่ามีการเสียดกร่อนมาก ในทางตรงข้ามเข้มน้อยความเสียดกร่อนย่อมมีค่าน้อย สีเข้มแสดงถึงกลายเผาไหม้กลายเป็นถ่าน (Charcoal) ของซิลิกาฟีนอลิก [7] ในรูปที่ (ข) บริเวณเส้นประสีแดงแสดงภาคตัดขวางเนื้อโลหะของปลายท่อ สอดคล้องกัน กับรูปที่ (ก) ด้านซ้ายจะมีการเสียดกร่อนมากกว่าด้านขวา นอกจากนี้ยังพบอีกว่าบริเวณใกล้กับคอคอดจะมี การเสียดกร่อนมากกว่าบริเวณที่ไกลออกไปจากคอคอด





รูปที่ 4.6 การเสียดกร่อนที่ได้จากการทดลองภาคสถิตย์ (ก) ภาพจริง และ (ข) ภาพร่าง ต่อไปเป็นการอภิปรายการเสียดกร่อนเชิงปริมาณ เมื่อนำความดันรวมและอุณหภูมิรวมจากรูปที่ 4.4 และ 4.5 มาเป็นโหลดสำหรับคำนวณด้วยการวิเคราะห์โครงสร้างในสภาวะขึ้นกับเวลา (Transient structural analysis) ด้วยสมการ (2.9) ผลที่ได้คือ Equivalent (von-mises) stress (σ_v) ซึ่งเมื่อนำมาแสดงร่วมกับความ หนาของชั้นถ่านที่เกิดจากการเสียดกร่อนจากการทดลองภาคสถิตย์ที่ตำแหน่งเดียวกันบนผิวของปลายท่อจรวด จะได้ดังรูปที่ 4.7 จากรูป ผลที่ได้คือ σ_v ซึ่งต่อไปจะขอเรียกโดยย่อว่าความเครียดมีความสอดคล้องกับความ หนาของชั้นถ่านเป็นอย่างดี ยิ่งความเค้นสูงการเสียดกร่อนยิ่งมาก ความเค้นนี้เกิดจากความดันและอุณหภูมิ ของแก๊ส ดังนั้นอาจกล่าวเพิ่มเติมได้ว่า ยิ่งความดันและอุณหภูมิของแก๊สสูงการเสียดกร่อนยิ่งมีมาก



รูปที่ 4.7 Equivalent (von-mises) stress ที่ได้จากการจำลองและความหนาของชั้นถ่านที่ได้จากการ ทดลองภาคสถิตย์

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัย

เอกสารนี้รายงานการศึกษาเซิงตัวเลขของการไหลแก๊สและการเสียดกร่อนสำหรับปลายท่อจรวด ความเร็วเหนือเสียง โดยการใช้การจำลองคอมพิวเตอร์ได้แก่พลศาสตร์ของไหลเซิงคำนวณและการ วิเคราะห์โครงสร้างในสภาวะขึ้นกับเวลาโดยใช้ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. แบบลู่เข้า-ลู่ออกเป็น กรณีศึกษา ผลการจำลองแสดง Shock แบบต่างๆ, Separation, Recirculation, Reattachment, ความดัน, อุณหภูมิ, เลขมัค และความเครียด ซึ่งสอดคล้องกับงานวิจัยของนักวิจัยท่านอื่นที่มีมาก่อน หน้านี้ นอกจากนี้ผลการจำลองแสดงให้เห็นว่าการไหลของแก๊สยิ่งมีอุณหภูมิและความดันสูงจะยิ่งทำ ให้เกิดการเสียดกร่อนมากขึ้น ผลที่ได้จากงานวิจัยนี้คือระเบียบวิธีวิจัยของการศึกษาเชิงตัวเลขที่ แม่นยำสำหรับนำไปประยุกต์ใช้ต่อยอดเพื่อพัฒนาปลายท่อจรวดรุ่นอื่นๆโดยลดการเสียดกร่อนที่ เกิดขึ้นเพื่อให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นได้ต่อไป

ในภาคผนวกผู้วิจัยได้แนบวารสารวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์ใน "วารสารวิชาการเทคโนโลยี ป้องกันประเทศ" ซึ่งเป็นส่วนหนึ่งที่เกิดจากองค์ความรู้ที่ได้งากงานวิจัยนี้มาประกอบเพื่อให้ผู้อ่านได้ ศึกษาเพิ่มเติมด้วย

เอกสารอ้างอิง

- [1] Prathibha, M., Satyanarayana, M., Naidu, S., "CFD analysis on a different advanced rocket nozzles", Int. J. Eng. Adv. Tech., 4 (6), 2015, pp. 14-22.
- [2] Roy, P., Mondal, A., Barai, B., "CFD analysis of rocket engine nozzle", Int. J. Adv. Eng. Res. Sci., 3(2), 2016, pp. 39-46.
- [3] Nayeem, S., Chaitanya, S., Krishna, G.M., et al., "Optimization of convergent-divergent taper agle with combustion chamber of rocket engine through numerical analysis", Int. J. Innov. Tech. Expl. Eng., 9 (6), 2020, pp. 76-81.
- [4] Baidya, R., Pesyridis, A., Cooper, M., "Ramjet nozzle analysis for transport aircraft configuration for sustained hypersonic flight", Appl. Sci., 8, 2018, 574.
- [5] Afzali, B., Karimi, H., "Numerical investigation on thermos-acoustic effect and flow characteristics in semi-conical Hartmann-Sprenger resonance tube", Proc. IMechE. Part G: Aero. Eng., 0(0), 2016, pp. 1-17.
- [6] Dangi, D.R., Thaker, P.B., Harichandan, A.B., "Flow analysis of rocket nozzle using method of characteristics", Proc. 6th ICRTEST, Punjab, India, 8 Jan 2017, pp. 915-922.
- [7] Saengo, C., Palsarn, S., Boonpan, A., "Insulation analysis for rocket's nozzle to reduce deformation of nozzle shape", 35th ME-NETT, 20-23 Jul 2021, Nakhon Pathom, Thailand, AME0002. (in Thai)
- [8] Hui, W.H., Bao, F.T., Wei, X.G., Liu, Y., "Ablation performance of a 4D-braided C/C composite in a parameter-variable channel of a Laval nozzle in a solid rocket motor", New Carbon Mater., 32 (4), 2017, pp" 365-373.
- [9] Gross, P.G., Boyd, I.D., "Reduce reaction mechanism for rocket nozzle ablation simulations", J. Thermophys. Heat. Tr., 32 (2), 2018, pp. 1-11.
- [10] Gross, P.G., Boyd, I.D., "Conjugate analysis of rocket nozzle ablation", J. Thermophys. Heat. Tr., 56 (5), 2019, pp. 1-22.
- [11] Zhang, X., Wang, Z., Wang, R., et al., "Numerical simulation of chemical ablation and mechanical erosion in hybrid rocket nozzle", Acta Astronaut., 192, 2022, pp. 82-96.
- [12] Babu, G.V., Murphy, V.B., "Prediction of thermal ablation in rocket nozzle using CFD and FEA", Int. J. Comp. Mater. Sci. Eng., 9 (3), 2020, 2050014.
- [13] ANSYS Inc., "How fluid-structure interaction works and why it's important", Available: https://www.ansys.com/blog/fluid-structure-interaction-explained (accessed on 10 May 2022)
- [14] Huc, N., "Conjugate heat transfer", Available: https://www.comsol.com/blogs/conjugate-heattransfer/ (accessed on 10 May 2022)
- [15] Narayana, K.P.S.S., Reddy, K.S., "Simulation of convergent divergent rocket nozzle using CFD analysis", IOSR J. Mech. Civil Eng., 13 (4), 2016, pp. 58-65.

- [16] Deshpande, N.D., Vidwans, S.S., Mahale, P.R., et al., "Theoretical and CFD analysis of De Laval nozzle", Proc. 4th IRF Int. Con., Punc, 16 Mar 2014, pp. 61-64.
- [17] Patel, M.S., Mane, S.D., Raman, M., "Concept and CFD analysis of De Laval nozzle", Int. J. Mech.Eng. Tech., 7 (5), 2016, pp. 221-240.
- [18] NASA, "Rocket thrust equation", Available: <u>https://www.grc.nasa.gov/www/k-</u> <u>12/airplane/rockth.html#</u> (accessed 10 May 2022)
- [19] Ansys, Inc., "Fluent theory guide 17.1", ANSYS, Inc.: Canonburg, PA, USA, 2016.
- [20] Khongsin, J., Thongsri, J., "Numerical investigation on the performance of suction head in a cleaning process of hard disk drive factory", ECTI Trans. Electr. Eng. Electron. Commun., 18 (1), 2020, pp. 28-34.
- [21] Puangburee, L., Busayaporn, W., Kaewbumrung, M., Thongsri, J., "Evaluation and improvement of ventilation system inside Low-cost automation line to reduce particle contamination", ECTI Trans. Electr. Eng. Electron. Commun., 18 (1), 2020, pp. 35-44.
- [22] Jansaengsuk, T., Kaewbumrung, M., Busayaporn, W., Thongsri, J., "A proper shape of the trailing edge modification to solve a housing damage problem in a gas turbine power plant", Processes, 9, 2021, 705.
- [23] Thongsri, J. Tangsopa, W., Khongsin, J., "A suitable shape of the suction head for a cleaning process in a factory developed by computational fluid dynamics", Processes, 9, 2021, 1902.
- [24] Ansys, Inc., "Ansys mechanical user's guide", ANSYS, Inc.: Canonburg, PA, USA, 2016.

ภาคผนวก

การไหลของแก๊สและการเสียดกร่อนในปลายท่อจรวด ตรวจสอบด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์

จตุพร ทองศรี ^{1*} และ อดุลยศักดิ์ บุญพันธ์ ²

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

บทคัดย่อ

การออกแบบจรวดสมรรถนะสูงจำเป็นต้องมีองค์ความรู้เกี่ยวกับระบบป้องกันความร้อน ซึ่งบริเวณ ปลายท่อจรวด (Nozzle) จะมีชั้นของฉนวน (Insulation layer) ทำหน้าที่ป้องกันความร้อนที่เกิดจากการ เผาไหม้ (Combustion) ไม่ให้อุณหภูมิสูงเกินไปจนทำให้ชั้นโครงสร้างโลหะเกิดความเสียหายซึ่งจะทำให้ ประสิทธิภาพของจรวดลดลง เมื่อเชื้อเพลิงจรวดเผาไหม้ ความร้อนที่เกิดจากการไหลของแก๊ส (Gas flow) จะทำให้ผิวของฉนวนดังกล่าวเกิดการเสียดกร่อน (Ablation) และเสียสภาพ (Deteriorate) ในต่างประเทศ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ (Mathematical model) อย่างง่ายได้ถูกพัฒนาขึ้นโดยอาศัยพื้นฐานของทฤษภู การถ่ายเทความร้อน (Heat transfer), ปฏิกิริยาเคมี (Chemical reaction) และพลศาสตร์ของไหล (Fluid dynamics) เพื่อใช้อธิบายการเสียดกร่อน การไหลของแก๊ส และอุณหภูมิภายในชั้นฉนวนกันความร้อนซึ่งได้ รับการยอมรับกันอย่างกว้างขวางและสามารถนำไปใช้ได้จริง ปัจจุบันด้วยเทคโนโลยีที่ทันสมัยทำให้จรวดถูก พัฒนาไปอย่างรวดเร็ว ดังนั้นแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ดังกล่าวจึงมีข้อจำกัดในการใช้งาน เพื่อหลีกเลี่ยง ข้อจำกัด การจำลองคอมพิวเตอร์ (Computer simulation) ได้แก่ การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ (Finite element analysis) และพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational fluid dynamics) ได้ถูกนำมาใช้ แก้ปัญหา การไหลของแก๊ส การเสียดกร่อน โครงสร้าง และปัญหาอื่น ๆ ที่เกี่ยวข้องกับการถ่ายเทความร้อน ในปลายท่อจรวดได้อย่างมีประสิทธิภาพ ดังนั้นในเอกสารนี้จึงเป็นการทบทวนและการรวบรวมเชิงทฤษฏีที่ ้เกี่ยวกับการออกแบบจรวดสมรรถนะสูงด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์เพื่อใช้ในการตรวจสอบการไหลของแก๊ส และการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวดสำหรับประยุกต์ใช้พัฒนาระบบขับเคลื่อนต่อไป โดยผลการตรวจ สอบจะรายงานในเอกสารของ สทป. ฉบับถัดไป

คำสำคัญ : การจำลองคอมพิวเตอร์, การถ่ายเทความร้อน, การเสียดกร่อน, การไหลแก๊ส, ปลายท่อจรวด

¹ วิทยาลัยนวัตกรรมการผลิตขั้นสูง, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

² ส่วนงานวิศวกรรมระบบขับเคลื่อน, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

^{*} ผู้แต่ง, อีเมล์: Jatuporn.th@kmitl.ac.th

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

Jatuporn Thongsri^{1*} and Adulyasak Boonpan²

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 เขาได้แนะนำ ให้ใช้ประโยชน์จากสารขับดันของเหลวเพื่อทำให้ แรงขับสูงขึ้นซึ่งจะทำให้จรวดบินได้เร็วขึ้นและ เคลื่อนไปในระยะทางที่ไกลขึ้นด้วย คำแนะนำของเขา ได้รับการพิสูจน์หลายครั้งจนได้รับการยอมรับว่า เป็นรากฐานของวิทยาศาสตร์การบินสมัยใหม่ (Modern astronautics) ต่อมาวิศวกรยังพบอีกว่า นอกจากสารขับดันแล้วการออกแบบรูปร่างลักษณะ ของปลายท่อจรวดก็มีผลต่อแรงขับด้วยเช่นกัน

1.1 ปลายท่อจรวด

ปลายท่อจรวด (Nozzle) คือส่วนประกอบหนึ่ง ที่มีความสำคัญของระบบขับเคลื่อน (Propulsion system) มันทำหน้าที่ควบคุมทิศทางการไหลของ แก๊สซึ่งออกมาจากการเผาไหม้ และช่วยให้เกิดการ เปลี่ยนพลังงานเทอร์โม-เคมี (Thermo-chemical energy) ให้กลายเป็นพลังงานจลน์ที่เหมาะสมเพื่อ ขับเคลื่อนจรวด รูปที่ 1 แสดงปลายท่อจรวดและส่วน ประกอบอื่นที่สำคัญ [2]



รูปที่ 1 ปลายท่อจรวดและส่วนประกอบที่สำคัญ [1]

1.1.1 การเปลี่ยนพลังงานเทอร์โม-เคมี

โดยทั่วไปปลายท่อจรวดจะถูกออกแบบให้มีลักษณะ แบบ "ลู่เข้า แล้ว ลู่ออก" (Convergent – divergent nozzle) หรือที่คุ้นเคยกันดีในชื่อ "De Laval nozzle" ดังรูปที่ 2 [3] โดยรูปทางด้านบนแสดงพฤติกรรมของ ความดัน (P), อุณหภูมิ (T) และความเร็วแก๊ส (v) กับ ตำแหน่งในปลายท่อจรวด เมื่อแก๊สซึ่งเกิดจากการ เผาไหม้ผ่านออกมาจากซ้ายไปขวาของปลายท่อจรวด ในบริเวณคอนเวอร์เจนท์ แก๊สจะมีความดันสูง, อุณหภูมิสูง และมีความเร็วต่ำกว่าเสียง (Subsonic) นั่นคือมีเลขมัค (Mach number, Ma) น้อยกว่า 1 (Ma<1) เมื่อเคลื่อนที่ไปทางขวามากขึ้น ทั้งอุณหภูมิ และความดันจะลดลงแต่เลขมัคจะสูงขึ้นจนเมื่อแก๊ส เคลื่อนที่เข้าสู่บริเวณคอ (Throat) ความเร็วของ แก๊สจะเท่ากับความเร็วเสียง (Sonic, Ma=1) และ เมื่อเคลื่อนที่เข้าสู่บริเวณไดเวอร์เจนท์ทางด้านขวา อุณหภูมิ และความดันของแก๊สจะลดลงเป็นอย่างมาก แต่ความเร็วแก๊สจะเพิ่มขึ้นจนเร็วกว่าเสียง (Supersonic, Ma>1) ซึ่งจะทำให้จรวดเกิดแรงขับไปข้างหน้าตามกฎ ข้อที่ 3 ของนิวตันที่กล่าวว่า "แรงกิริยาทุกแรงย่อมมี แรงปฏิกิริยาซึ่งมีขนาดเท่ากันแต่ทิศทางตรงกัน ข้ามเสมอ"



รูปที่ 2 Convergent – divergent nozzle [3]

6 วารสารวิชาการเทคโนโลยีป้องกันประเทศปีที่ 3 ฉบับที่ 8 / กรกฎาคม - ธันวาคม 2564

24

1.1.2 แรงขับ

เมื่อพิจารณาว่าเป็นการไหลของแก๊สในอุดมคติ (Ideal gas) ความเร็วไอเสีย (Exhaust velocity, **v**_e) ของแก๊สซึ่งผลักดันให้จรวดไปข้างหน้าในหัวข้อที่แล้ว สามารถคำนวณได้ด้วยสมการ (1) [4]

$$\mathbf{v}_{e} = \sqrt{\frac{TR}{M} \left(\frac{2\gamma}{\gamma - 1}\right) \left(1 - \left(\frac{P_{e}}{P}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}\right)}$$
(1)

- เมื่อ \mathbf{v}_{e} คือ ความเร็วไอเสียที่ปลายท่อจรวด (m/s) T คือ อุณหภูมิสัมบูรณ์ของแก๊สที่ไหลเข้า (°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 อัตราการไหลของแก๊สมีค่าเท่ากัน ตลอดโดยไม่คำนึงถึงรูปร่างพื้นที่หน้าตัด อัตราการไหลของ มวล (Mass flow rate) สามารถคำนวณได้ด้วยสมการ (2)

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

เมื่อ \dot{m} คือ อัตราการไหลของมวล (kg/s) A คือ พื้นที่หน้าตัดบริเวณคอ (m²) P_{tot} คือ ความดันรวม (Pa) T_{tot} คือ อุณหภูมิรวม ([°]C) Ma คือ เลขมัค จากสมการ (1) และ (2) อาศัยกฎข้อที่ 3 ของนิวตัน แรงที่ทำให้จรวดเคลื่อนที่ (Thrust force, F) คือ

$$F = \dot{m}\mathbf{v}_e \tag{3}$$

โดยทั่วไปสมการ (1) - (3) คือสมการอย่างง่าย เพื่อช่วยในการออกแบบจรวดให้มีประสิทธิภาพสูง และตรงกับจุดประสงค์การใช้งาน

ความเร็วไอเสียจะขึ้นอยู่กับชนิดของเชื้อเพลิง ที่ใช้ หากเป็นเชื้อเพลิงเหลวชนิดเดี่ยว (Liquid monopropellant) จะมีความเร็วประมาณ 1.7-2.9 km/s หากเป็นของเหลวเชื้อเพลิงคู่ (Liquid bipropellant) และเชื้อเพลิงแข็ง (Solid propellant) จะมีความเร็ว ประมาณ 2.9-4.5 km/s และ 2.1-3.2 km/s ตามลำดับ ด้วยอุณหภูมิที่สูงเกือบ 3,200 °C และมีความเร็ว เหนือเสียงจะทำให้ชั้นผิวโลหะของปลายท่อจรวด เกิดการเสียดกร่อน (Ablation) ดังนั้นจรวดจึงจำเป็น ที่จะต้องมีการระบบป้องกันความร้อนที่มีประสิทธิภาพ

1.1.3 การเสียดกร่อน

มาจากภาษาละตินคำว่า "Auferre" แปลว่า "เอาออก" เกิดขึ้นจากการที่เนื้อวัสดุได้รับปริมาณ ความร้อนในปริมาณที่มากจนทำให้เกิดการแปรสภาพ ไปเป็นวัสดุอย่างอื่นที่ไม่ต้องการ โดยมากคือ ถ่าน (Char) จึงจำเป็นต้องเอาออก การเสียดกร่อนเป็นปัญหาที่ สำคัญอย่างยิ่งในการพัฒนาระบบขับเคลื่อนจรวด เนื่องจากเมื่อเนื้อวัสดุของฉนวนกันความร้อนเกิดการ เสียดกร่อนจนเสียสภาพ (Deteriorate) ไปจากเดิม ซึ่งจะทำให้ประสิทธิภาพของจรวดลดลง เช่น ระยะ การทำการสั้นลง ความแม่นยำลดลง ฯลฯ ดังนั้นการ ออกแบบ และทำความเข้าใจการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้น จึงมีความสำคัญ รูปที่ 3 แสดงตัวอย่างปลายท่อจรวด (ก) ไม่มีการเสียดกร่อน และ (ข) มีการเสียดกร่อน [5] ความ ร้อนที่สูงและระยะเวลาที่โดนความร้อนที่นานขึ้นจะ ทำให้อัตราการเกิดการเสียดกร่อนสูงขึ้น



ร**ูปที่ 3** ปลายท่อจรวด (ก) ไม่มีการเสียดกร่อน (ข) มีการเสียดกร่อน [5]

เพื่อพัฒนาประสิทธิภาพการทำงานของจรวด ในปี ค.ศ. 1957 Bartz [6] ได้พัฒนาแบบจำลองกึ่ง ประจักษ์ (Semi empirical model) ใช้สำหรับ คำนวณหาสัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อนของจรวด ซึ่งปัจจุบันก็ยังใช้อยู่สำหรับการพัฒนาจรวดพิสัยใกล้ ปฏิบัติงานในความสูงไม่มากนัก และฟังก์ชันก์การ ปฏิบัติงานไม่ซับซ้อน

ต่อมาในปี ค.ศ. 1965-1999 [7,8] องค์การ บริหารการบินและอวกาศแห่งชาติ (NASA) ได้ร่วมกับ เอกชนพัฒนาโปรแกรมสำหรับจำลองการเสียดกร่อน ใน 1 มิติของชั้นฉนวนกันความร้อนอย่างง่ายซึ่งถูก แสดงดังรูปที่ 4 เมื่อได้รับความร้อนปริมาณที่มากเป็น เวลานาน ชั้นเสียดกร่อนบางส่วนจะเสียสภาพกลาย เป็นถ่านดังนั้นสามารถเขียนความสัมพันธ์ของ ความหนาชั้นต่าง ๆ ได้ดัง (4)

$$d_{tot} = d_{ab} + d_{ch} + d_{in} \tag{4}$$

โดย d_{tot} คือความหนารวมชั้นฉนวนกันความร้อน (mm)

- d_{ab} คือ ความหนาของชั้นเสียดกร่อน (mm)
- d_{ch} คือ ความหนาของชั้นถ่าน (mm)
- d_{in} คือ ความหนาของชั้นฉนวน (mm)



รูปที่ 4 แบบจำลองอย่างง่ายของฉนวนกันความร้อน

สำหรับความหนาของขั้นเสียดกร่อนสามารถคำนวณ ได้จากสมการ (5)

$$d_{ab} = \dot{r}t \tag{5}$$

เมื่อ r คือ อัตราการเกิดการเสียดกร่อน t คือ ระยะเวลาเผาไหม้ของจรวด ความหนาของชั้นถ่านจะขึ้นอยู่กับชนิดของเนื้อวัสดุ ตามรายงานของ NASA [8] สำหรับวัสดุประเภท Carbon cloth phenolic สามารถเขียนได้ดัง สมการ (6) และสำหรับ Silica reinforced phenolic สามารถเขียนได้ดังสมการ (7) ตามลำดับ

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

$$d_{ch} = 0.03 \, lt^{0.68} Exp(-90.4/Q) \tag{7}$$

เมื่อ Q คือ ฟลักซ์ความร้อน (Heat flux)

สำหรับความหนาของชั้นฉนวนกันความร้อน สามารถประมาณได้จากการแก้สมการการนำความร้อน ภาวะไม่คงที่ (Unsteady state heat conduction) โดยพิจารณาว่าเป็นกรณีเกิดการเสียดกร่อนสูงสุด (Worst case) ที่เกิดจากผิวหน้าของชั้นฉนวนสัมผัส กับแก๊สที่มีการไหลสถิตย์แบบอิสระและอุณหภูมิคงที่ (Free stream static temperature) ณ ตำแหน่งที่ พิจารณา (*x*) เป็นเวลานานเท่ากับเวลาที่ใช้ในการ เผาไหม้ของจรวด โดยความหนาของฉนวนกัน ความร้อนจะเท่ากับระยะทางถึงจุดที่มีอุณหภูมิสูงสุด ถึงระดับที่มีผลต่อความแข็งแรงของโลหะโครงสร้าง ของปลายท่อจรวด ซึ่งสมการดังกล่าวเขียนได้ดัง สมการ (8) [9]

$$\frac{T(x,t) - T_{\infty}}{T_{i} - T_{\infty}} = erfc\left(\frac{x}{2\sqrt{\alpha t}}\right)$$

$$- Exp\left(\frac{hx}{k} + \frac{h^{2}\alpha t}{k^{2}}\right)erfc\left(\frac{x}{2\sqrt{\alpha t}} + \frac{h\sqrt{\alpha t}}{k}\right)$$
(8)

เมื่อ erfc คือ ฟังก์ชันเสริมข้อผิดพลาด

(complementary error function)

 $T\left(x,t
ight)$ คือ อุณหภูมิที่มีผลต่อความแข็งแรงของ โลหะโครงสร้างปลายท่อจรวด

- T_∞ คือ อุณหภูมิของแก๊สที่ไหลสถิตย์แบบอิสระ
 และอุณหภูมิคงที่ ณ ตำแหน่งที่พิจารณา
 α คือ ค่าการกระจายความร้อน (m²/s)
- *k* คือ ค่าการนำความร้อน (₩/m.K)
- h คือ สัมประสิทธิ์การถ่ายเทความร้อน (W/m².K)

ตั้งแต่ในอดีตที่ผ่านมาสมการ (1) - (8) ได้รับ การยอมรับและถูกใช้ช่วยพัฒนาการออกแบบ ปลายท่อจรวดเรื่อยมา เนื่องจากให้ผลที่สอดคล้อง กับการใช้งานจริงเป็นอย่างดี แต่ในปัจจุบันจรวดมี ประสิทธิภาพสูงขึ้นด้วยรูปลักษณ์และฟังก์ชันการ ทำงานของอุปกรณ์ต่าง ๆ ที่ซับซ้อนมากขึ้น ทำให้ สมการดังกล่าวไม่เพียงพอที่จะอธิบายการถ่ายเท ความร้อน การเสียดกร่อน รวมถึงสิ่งที่เกิดขึ้นจริง ขณะปฏิบัติงานได้อย่างเพียงพอ ปัจจุบันการจำลอง คอมพิวเตอร์ (Computer simulation) ได้แก่ การวิเคราะห์ ไฟในต์เอลิเมนต์ (Finite element analysis, FEA) และพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational fluid dynamics. CFD) ได้เข้ามามีบทบาทในการศึกษา เรื่องดังกล่าว ในประเทศไทยยังไม่พบว่ามีการใช้ การจำลองคอมพิวเตอร์ช่วยในการศึกษาและพัฒนา ระบบขับเคลื่อนของปลายท่อจรวดมาก่อน ดังนั้น ในเอกสารนี้ ผู้เขียนจึงมีจุดมุ่งหวังร่วมกับสถาบัน เทคโนโลยีป้องกันประเทศ (สทป.) ที่จะใช้ทบทวน และรวบรวมเชิงทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการจำลอง คอมพิวเตอร์ เพื่อนำไปใช้ตรวจสอบการไหลของแก๊ส และการเสียดกร่อน จนมีองค์ความรู้สามารถนำไป ต่อยอดในการพัฒนาระบบขับเคลื่อนสำหรับปลาย ท่อจรวดได้ต่อไป

1.2 การจำลองคอมพิวเตอร์

การจำลองคอมพิวเตอร์ เป็นการจำลองใน คอมพิวเตอร์เพื่อใช้ศึกษาเหตุการณ์ที่มีอยู่จริง

27

ทั้งในอดีต ปัจจุบัน หรืออนาคตโดยการกำหนดเงื่อนไข ตัวแปร ค่าเฉพาะ ฯลฯ ของสถานการณ์ที่ต้องการ ศึกษาให้ใกล้เคียงกับของจริงมากที่สุด ซอฟท์แวร์จะ แก้สมการคณิตศาสตร์ที่เกี่ยวข้องกับเหตุการณ์นั้น และแสดงคำตอบเชิงตัวเลข (Numerical results) เพื่อใช้ในการวิเคราะห์ และตอบคำถามจากเหตุการณ์ ที่สนใจ ในงานวิจัยนี้การจำลองคอมพิวเตอร์ประกอบ ไปด้วย 2 ส่วน คือ พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ใช้สำหรับศึกษาการเผาไหม้ตลอดจนการไหลของแก๊ส ส่วนการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ใช้สำหรับศึกษา การถ่ายเทความร้อนในชั้นฉนวนกันความร้อน

1.2.1 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

รูปแบบการไหลของแก๊ส ตลอดจนตัวแปรที่ เกี่ยวข้องกับปลายท่อจรวดสามารถคำนวณด้วยการ แก้สมการอนุพันธ์ย่อยไม่เชิงเส้นของสมการอนุรักษ์ (Conservation equation) และสมการความปั่นป่วน (Turbulence equation) สมการอนุรักษ์ ได้แก่ อนุรักษ์มวล (9), อนุรักษ์โมเมนตัม (10) และอนุรักษ์ พลังงาน (11) ซึ่งเขียนได้ดังนี้ [10,11]

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}} \left(\rho U_{j} \right) = 0 \tag{9}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}} \left(\rho U_{i} U_{j} \right) = -\frac{\partial p'}{\partial x_{i}} + \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_{i}}{\partial x_{j}} + \frac{\partial U_{j}}{\partial x_{i}} \right) \right] \quad (10)$$
$$+ S_{m}$$

$$\frac{\partial}{\partial x_{j}} \left(\rho E U_{j} \right) = \frac{\partial}{\partial x_{j}} \left[\mu U_{j} \left(\frac{\partial U_{i}}{\partial x_{j}} + \frac{\partial U_{j}}{\partial x_{i}} + \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial U_{i}}{\partial x_{j}} \right) \right]$$
(11)

- เมื่อ *i, j* คือ 1, 2 และ 3 ในทิศทาง *x , y* และ *z* ตามลำดับ
 - U_i คือ ความเร็วเฉลี่ยในทิศทาง $i \pmod{i}$
 - S_m คือ แหล่งกำเนิดโมเมนตัม (N/m 3)
 - ho คือ ความหนาแน่นของแก๊ส (kg/m³)

- μ คือ ความหนืดไดนามิกของโมเลกุล (kg/m.s)
- x_i คือ พิกัดในคาร์ทีเซียน (m)
- E คือ พลังงานภายใน (J)

การหาคำตอบคอมพิวเตอร์ต้องแก้สมการ อนุรักษ์ (9) - (11) และแก้สมการของแบบจำลอง ความปั่นป่วน (Turbulence model) โดยอาศัย วิธีการไฟไนต์วอลุม (Finite volume method) ซึ่ง สมการความปั่นป่วนที่เหมาะสมสำหรับงานวิจัยนี้ คือ SST k- ω ซึ่งใช้ดีสำหรับของไหลที่มีการบีบอัดและ ความเร็วสูง [10-12] สมการความปั่นป่วน 2 สมการนี้ ประกอบไปด้วยตัวแปรสำคัญ คือ พลังงานจลน์ศาสตร์ ปั่นป่วน (Turbulence kinetic energy, k) และ อัตรา การกระจายเฉพาะ (Specific dissipation rate, ω) รูปสมบูรณ์ของสมการความปั่นป่วนนี้ ผู้สนใจสามารถ อ่านเพิ่มเติมได้ใน [10,12] ไม่สามารถแสดงได้ใน เอกสารนี้ เนื่องจากพื้นที่จำกัด รูปที่ 5 แสดงตัวอย่าง การนำพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณไปใช้ตรวจสอบ (ก) ความเร็ว และ (ข) ความดันสัมบูรณ์ ในการวิเคราะห์ การไหลของแก๊สในปลายท่อจรวด [13] โดยแถบสี แสดงระดับของปริมาณที่แสดงผล น้ำเงินคือ ระดับต่ำ ้ไปจนถึงแดงในระดับสูง ในรูป (ก) จะเห็นได้ว่า ทางด้านซ้ายความเร็วต่ำกว่าเสียง บริเวณคอคอด ความเร็วเท่าเสียง และทางด้านขวาความเร็วสูงกว่าเสียง ในรูป (ข) ด้านซ้ายความดันสูง ส่วนด้านขวาความดัน ต่ำกว่า ความดันจะลดลงจากซ้ายไปขวา ซึ่งพฤติกรรม ของความเร็วและความดันสัมบูรณ์ในรูปนี้สอดคล้อง กับที่รายงานไว้ในหัวข้อ 1.1 ดังนั้นพลศาสตร์ของไหล เชิงคำนวณให้ผลการจำลองที่มีความน่าเชื่อถือ และ สอดคล้องกับปัญหาที่เราสนใจ

1.2.2 การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์

สำหรับการถ่ายเทความร้อนที่เกิดขึ้นในเนื้อ ของแข็งบริเวณฉนวนกันความร้อน ตัวแปรต่าง ๆ ที่ต้องการทราบค่าสามารถคำนวณได้จากการ แก้สมการไฟไนต์เอลิเมนต์ในสภาวะขึ้นกับเวลา ดังสมการ (12) [14]

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

เมื่อ [C] คือ เมทริกซ์ความจุความร้อน

- {T}, {T / คือ เวกเตอร์ของอุณหภูมิและอนุพันธ์ ของมันตามลำดับ
- [K] คือ เมทริกซ์ของการนำความร้อน
- [K,] คือ เมทริกซ์ของการพาความร้อน
- [K,] คือ เมทริกซ์ของการแผ่รังสีความร้อน
- {*Q*} คือ ผลรวมของเวกเตอร์ความร้อนทั้งหมด

รูปที่ 6 แสดงตัวอย่างการตรวจสอบการ ถ่ายเทความร้อนของปลายท่อจรวดด้วยการ วิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ [14] ในรูป (ก) แสดงภาพ แบบจำลองแข็ง (Solid model) และ (ข) แสดง อุณหภูมิที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวด จะเห็นได้ว่า ไฟไนต์เอลิเมนต์สามารถใช้ตรวจสอบอุณหภูมิ บนปลายท่อจรวดได้ อุณหภูมิ, ฟลักซ์ความร้อน, ความเร็วการไหลของแก๊ส, ความดัน ฯลฯ สามารถ คำนวณได้จากสมการ (9) - (12) ร่วมกับสมการ ความปี่ นปวนทั้ง 2 สมการ ดังนั้นในงานวิจัยนี้ คอมพิวเตอร์จะต้องแก้สมการ 6 สมการในแต่ละ เอลิเมนต์ ทำให้เกิดสมการคณิตศาสตร์ที่ต้อง แก้หลายล้านสมการ โดยอาศัยซอฟท์แวร์ใน คอมพิวเตอร์ สมการเหล่านั้นสามารถหาคำตอบได้ เมื่อกำหนดเงื่อนไขขอบเขต (Boundary condition) ที่เหมาะสม และครบถ้วน ผลที่ได้จากการคำนวณ จะอยู่ในเทอมของตัวเลข ซึ่งซอฟท์แวร์จะเปลี่ยน ให้อยู่ในรูปเฉดสีเพื่อให้ง่ายแก่การวิเคราะห์ ดังที่ แสดงเป็นแถบสีในรูปที่ 5 และ 6 เมื่อวิเคราะห์ผล ร่วมกับการทดลอง หรือผลเทียบเคียงกับงานวิจัย อื่นจะทำให้เราได้ผลการจำลองที่มีความแม่นยำ และน่าเชื่อถือ



(ข) ความดันสัมบูรณ์ [13]



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

2. ระเบียบวิธีวิจัย

งานวิจัยนี้เป็นการทบทวนและการรวบรวมเชิง ทฤษฎีเกี่ยวกับการออกแบบจรวดสมรรถนะสูงด้วย การจำลองคอมพิวเตอร์เพื่อตรวจสอบการถ่ายเท ความร้อน และการไหลของแก๊สในปลายท่อจรวด ด้วยการจำลองคอมพิวเตอร์ และหาแนวทางเพิ่ม ประสิทธิภาพระบบป้องกันความร้อน โดยเราจะใช้ ซอฟท์แวร์คอมพิวเตอร์จำลองภายใต้เงื่อนไขที่สนใจ ได้แก่ เป็นการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงแข็งในสภาวะ ขึ้นกับเวลาในช่วง 0 - 4 วินาทีแรก และเป็นการจำลอง ใน 2 มิติ ผลที่ต้องการคือ อุณหภูมิ, ฟลักซ์ความร้อน, การเสียดกร่อน, การสั่นพ้อง (Resonance), และ คลื่นกระแทก (Shock wave) ที่เกิดขึ้นของปลายท่อ จรวดกลุ่ม 122 มม. สำหรับระเบียบวิธีวิจัยที่ใช้แสดง ดังแผนผังในรูปที่ 7 จากรูปในเส้นประคือ ขั้นตอน การจำลองด้วยคอมพิวเตอร์ซึ่งจะถูกนำมาช่วยใน การศึกษาเรื่องนี้ ผลการจำลองจะถูกเปรียบเทียบกับ ผลการทดลองจริงหรือทฤษฎีที่เกี่ยวข้องซึ่งกล่าวไว้ ในหัวข้อ 1 ด้วยสมการ (1) - (8) จนมั่นใจว่าผลการ จำลองมีความถูกต้อง หลังจากนั้น ผลทั้งหมดจะถูก นำไปวิเคราะห์เพื่อหาแนวทางปรับปรุงระบบป้องกัน ความร้อนให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นต่อไป ผลที่ได้จาก งานวิจัยนี้ ในระยะสั้นสามารถนำไปใช้ออกแบบระบบ ้ ป้องกันความร้อนเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพให้กับปลาย ท่อจรวดกลุ่ม 122 mm ได้อย่างทันที ส่วนในระยะยาว การจำลองคอมพิวเตอร์ และระเบียบวิธีวิจัยสามารถ นำไปใช้ออกแบบปลายท่อจรวดในกลุ่มอื่น ๆ ให้มี ประสิทธิภาพสูงขึ้นได้ต่อไป

3. บทสรุป

เอกสารวิชาการนี้เป็นการทบทวนและการรวบรวม เชิงทฤษฎีที่เกี่ยวกับการออกแบบจรวดสมรรถนะสูง





รูปที่ 7 แผนผังระเบียบวิธีวิจัย

4. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับการสนับสนุนจาก วิทยาลัย นวัตกรรมการผลิตขั้นสูง สถาบันเทคโนโลยี พระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง และสถาบัน เทคโนโลยีป้องกันประเทศ

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 Reocket (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 Proccedings of the 5th Ablation Workshop. Feb 28-Mar 1. Lexington. KY. USA.