

การศึกษาเชิงตัวเลขของการไหลแก๊ส และการเสียดร่อนสำหรับปลายท่อจรวดความเร็วเหนือเสียง

จตุพร ทองศรี^{1*} กมลวรรณ สระทองฮ่อม¹ และ อดุลย์ศักดิ์ บุญพันธ์²

วันที่รับ 30 พฤษภาคม 2565 วันที่แก้ไข 21 กรกฎาคม 2565 วันตอบรับ 5 สิงหาคม 2565

บทคัดย่อ

การพัฒนาระบบขับเคลื่อนของจรวดความเร็วเหนือเสียงให้มีประสิทธิภาพสูง จำเป็นต้องประกอบไปด้วยความรู้และความเข้าใจเกี่ยวกับการไหลของแก๊สและการเสียดร่อนภายในปลายท่อจรวด ในงานวิจัยนี้ การศึกษาเชิงตัวเลข ได้แก่ พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ และการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ ได้ถูกนำมาใช้เพื่อทำความเข้าใจดังกล่าวด้วยการใช้ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. เป็นกรณีศึกษาในสภาวะขึ้นกับเวลา พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณแสดงการไหลของแก๊ส ซึ่งนำไปสู่คลื่นกระแทก อุณหภูมิ ความดัน ฯลฯ ภายในปลายท่อซึ่งสอดคล้องกับผลการทดสอบจริงภาคสถิติ ผลเหล่านี้ถูกนำไปใช้เป็นเงื่อนไขสำหรับตรวจสอบการเสียดร่อนโดยใช้การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ ผลการจำลองด้วยการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์แสดงให้เห็นถึงความเครียดซึ่งเกิดจากความดันและอุณหภูมิของแก๊ส นอกจากนี้ยังพบอีกว่า ยิ่งความเครียดมาก ยิ่งทำให้มีการเสียดร่อนมาก บริเวณด้านหน้าของจรวดมีการเสียดร่อนมากกว่าด้านหลังของจรวดซึ่งสอดคล้องกับการทดสอบจริงภาคสถิติ ผลที่ได้จากงานวิจัยนี้สามารถนำไปใช้เพื่อปรับปรุงปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. และแบบอื่นให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นซึ่งลดการเสียดร่อนได้

คำสำคัญ : การศึกษาเชิงตัวเลข, การถ่ายเทความร้อน, การเสียดร่อน, การไหลแก๊ส, การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์, ปลายท่อจรวดความเร็วเหนือเสียง, พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

¹ วิทยาลัยนวัตกรรมการผลิตขั้นสูง, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

² ส่วนงานวิศวกรรมระบบขับเคลื่อน, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

* ผู้แต่งหลัก, อีเมล: Jatuporn.th@kmitl.ac.th

Numerical Study of Gas flow and Ablation for Supersonic Nozzle

Jatuporn Thongsri ^{1*}, Kamonwan Srathonghuam ¹ and Adulyasak Boonpan ²

Received 30 May 2022, Revised 21 July 2022, Accepted 5 August 2022

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

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

² Propulsion Systems Division - RPS, Defence Technology Institute.

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

1. บทนำ

เมื่อจรวดความเร็วเหนือเสียงปฏิบัติการเคลื่อนที่ของมันเกิดขึ้นจากแรงขับดัน (Thrust) ซึ่งเกิดขึ้นจากปฏิกิริยาการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงและสารออกซิไดซ์จากห้องเผาไหม้ไหลผ่านท่อพ่นไปยังปลายท่อ (Nozzle) จรวดอาจถูกแบ่งตามชนิดของเชื้อเพลิงที่ใช้ได้เป็น 3 ประเภทหลัก ๆ ได้แก่ จรวดเชื้อเพลิงแข็ง (Solid-propellant rocket) จรวดเชื้อเพลิงเหลว (Liquid-propellant rocket) และจรวดเชื้อเพลิงผสม (Hybrid-propellant rocket) สำหรับด้านการทหารจรวดเชื้อเพลิงแข็งนิยมนำมาใช้เนื่องจากมีระบบการทำงานไม่ซับซ้อน มีเสถียรภาพในการทำงานสูง มีอายุการใช้งานยาวนาน เก็บรักษาง่าย และมีราคาถูกเมื่อเทียบกับจรวดเชื้อเพลิงอื่น แต่มันก็ทำให้เกิดการเสียดกร่อนมากด้วยเช่นกัน เนื่องจากจรวดความเร็วเหนือเสียงจำเป็นต้องใช้เชื้อเพลิงที่ทำให้เกิดแก๊สจากการเผาไหม้ที่มีอุณหภูมิและความดันสูงมาก ดังนั้นปลายท่อจรวดจึงมีความสำคัญหากได้รับการออกแบบและพัฒนาไม่สอดคล้องกับการใช้งานจะทำให้เกิดการไหลแก๊สและการถ่ายเทความร้อนที่ไม่เหมาะสม ซึ่งอาจส่งผลให้ความเร็วในการบินต่ำและเกิดการเสียดกร่อนจนทำให้ประสิทธิภาพการปฏิบัติงานต่ำกว่าที่ควรจะเป็นได้

จรวดขนาด 122 มม. เป็นจรวดที่นิยมใช้ในหลายประเทศ โดยในปัจจุบันประเทศไทยเป็นหนึ่งในประเทศที่ได้นำจรวดขนาดนี้เข้าประจำการสำหรับใช้งาน เนื่องจากมีสมรรถนะสูงเหมาะสำหรับการรบที่มีระยะไกลมากกว่าปืนใหญ่ สำหรับจรวดรุ่นนี้หากพิสัยทำการมากกว่า 30 กม. ฉนวนป้องกันความร้อนที่ได้รับการออกแบบโดยผู้ผลิตจะมีปัญหาการเสียดกร่อน เนื่องจากปลายท่อจะได้รับความร้อน

ปริมาณมากเป็นระยะเวลานานทำให้ประสิทธิภาพในการปฏิบัติงานลดลง ดังนั้นการพัฒนาปลายท่อจรวดพิสัยไกลให้ทนทานต่อการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นจึงเป็นปัญหาที่ต้องได้รับการแก้ไขอย่างเร่งด่วน เนื่องจากการพัฒนาปลายท่อจรวดเป็นความรู้ที่เกี่ยวข้องกับยุทธภัณฑ์มีความสำคัญ และมีมูลค่าสูงในเชิงพาณิชย์ดังนั้นจึงยากที่จะเปิดเผยกันในแวดวงวิชาการ หากมีการเปิดเผยและรายงานไว้ในเอกสารทางวิชาการก็มีเพียงเล็กน้อยเท่านั้น ยังไม่ครบถ้วนและไม่สามารถนำมาใช้แก้ปัญหาการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นกับปลายท่อจรวด 122 มม. ที่ผู้เขียนสนใจได้ ดังนั้นหากนักวิจัยไทยสามารถมีความรู้และระเบียบวิธีวิจัยที่ถูกต้องก็จะลดการพึ่งพาเทคโนโลยีจากต่างชาติ ประหยัดงบประมาณและทำให้ประเทศไทยมีจรวดประสิทธิภาพสูงใช้งานอย่างยั่งยืน รูปที่ 1 แสดงตัวอย่าง (ก) ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. ก่อนใช้งาน และ (ข) หลังการใช้งาน จะเห็นได้ว่าหลังการใช้งาน ปลายท่อเกิดความเสียหาย เนื่องจากเกิดการเสียดกร่อนที่มากเกินไปจนฉนวนกันความร้อนซึ่งอยู่ด้านในไม่อาจทนได้จนเกิดการเสียดกร่อนจนถึงชั้นอะลูมิเนียมนอกสุด

บทความนี้สนใจการศึกษาและพัฒนาปลายท่อจรวดความเร็วเหนือเสียงที่เกี่ยวข้องกับการไหลของแก๊ส (Gas flow) และการเสียดกร่อน (Ablation) ด้วยการศึกษาเชิงตัวเลขจากการทบทวนวรรณกรรมพบว่างานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับปลายท่อจรวดสามารถแบ่งออกได้เป็น 2 ส่วน ได้แก่ รูปร่างและเงื่อนไขที่เหมาะสม (shape and condition optimizations) และการเสียดกร่อน (ablation)

สำหรับส่วนแรก พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) ได้ถูกนำมาใช้เพื่อตรวจสอบการไหลของแก๊สสำหรับ

ปลายท่อรูปทรงต่าง ๆ ผลจากงานวิจัยเหล่านี้แสดงว่า รูปร่างของปลายท่อ (Nozzle shape) และเงื่อนไขการใช้งาน (Operating condition) มีผลต่อการไหลของแก๊ส เรโซแนนซ์ คลื่นกระแทก อุณหภูมิ ความดัน ฯลฯ ภายในปลายท่อ [1-6]



รูปที่ 1 ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม.
(ก) ก่อนใช้งาน และ (ข) หลังการใช้งาน

สำหรับส่วนหลัง มีหลายวิธีใช้สำหรับศึกษาการเสียดร่อนในปลายท่อจรวดแต่สามารถจำแนกได้เป็น 2 กลุ่ม คือ การทดลอง [7-8] และการจำลอง [9-13] ตัวอย่างงานวิจัยที่ใช้การจำลอง เช่น ชัชพล และคณะ [7] ได้ทดลองการเกิดการเสียดร่อนโดยการยิงจรวดขนาด 122 มม. ในภาคสถิติ พวกเขา รายงานว่าสารประกอบซิลิกาฟีนอลิก (Silica-phenolic composite) มีความเหมาะสมที่จะใช้เป็นฉนวนป้องกันความร้อนมากกว่าสารประกอบฉนวนยาง (Rubber-insulation composite) เนื่องจากเกิดการเสียดร่อนที่น้อยกว่าภายใต้สภาวะการใช้งานเดียวกัน การทดลองการเสียดร่อนที่เกิดขึ้นในปลายจรวดแบบลาवाल (Laval nozzle) โดย Hui และคณะ [8] ได้แสดงให้เห็นอีกว่าการเสียดร่อนขึ้นอยู่กับความเร็วของแก๊สและมุมของปลายท่อ แม้จะได้ผลการทดลองที่มีความน่าเชื่อถือแต่การทดลองต้องใช้เวลาและค่าใช้จ่ายมาก หลากหลายงานวิจัยจึงอยู่ในกลุ่มที่ 2 ใช้การจำลองคอมพิวเตอร์ ตัวอย่างงานวิจัย ได้แก่ Cross และ Boyd [9] ได้ใช้

โปรแกรมภาษาฟอร์แทรนชื่อว่า SENKIN คำนวณการเสียดร่อนที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวดแบบ HIPPO (HIPPO Nozzle) ในรายงานของพวกเขาการเสียดร่อนสามารถคำนวณได้จากสมการและค่าคงที่จากปฏิกิริยาเคมีที่เรียกว่า “สปีชีส์ (Species)” ข้อจำกัดของวิธีนี้คือจำเป็นต้องรู้ภาษาฟอร์แทรน สมการและค่าคงที่ของสปีชีส์จำนวนมาก รวมถึงต้องมีความเข้าใจในปฏิกิริยาเคมีที่เกิดขึ้นในห้องเผาไหม้ ผลการคำนวณจึงมีความน่าเชื่อถือ หลังจากนั้นไม่นานพวกเขาได้นำเสนอการจำลองการเสียดร่อนด้วยการใช้ระเบียบวิธีที่มี LeMANS Solver และ Material Response ร่วมกับอัลกอริทึมที่ถูกออกแบบและใช้เฉพาะกลุ่มวิจัยของพวกเขา ซึ่งก็ให้ผลการเสียดร่อนที่มีความน่าเชื่อถือเช่นเดียวกัน [10] แต่ข้อจำกัดของวิธีนี้ คือเป็นการยากที่ผู้วิจัยภายนอกจะพัฒนาต่อได้ เนื่องจากระเบียบวิธีวิจัย รวมถึงโค้ด (Code) ที่ใช้ไม่มีการเปิดเผย วิธีต่อมาที่ได้รับความนิยมอย่างกว้างขวางคือการใช้ซอฟต์แวร์ Fluent CFD [11] ข้อดีของวิธีนี้คือซอฟต์แวร์นี้เป็นซอฟต์แวร์ที่ได้รับการยอมรับและใช้ทั่วไป มีการวางขายเชิงพาณิชย์ (Commercial software) ดังนั้นผู้ใช้หรือต้องการศึกษาต่อยอดสามารถเข้าใจได้ง่าย ข้อจำกัดของวิธีนี้คือจำเป็นต้องกำหนดเงื่อนไขการคำนวณครบถ้วนทั้งในส่วนของการไหลและของแข็ง เพื่อให้ซอฟต์แวร์คำนวณทั้งการไหลของก๊าซในของไหลและการถ่ายเทความร้อนในของแข็งพร้อมกัน จึงใช้ได้สำหรับปลายท่อที่มีรูปร่างไม่ซับซ้อน เช่น มีวัสดุโครงสร้างเพียงชนิดเดียวหรือสนใจเพียงบางบริเวณที่มีขนาดเล็กเท่านั้น ในทางตรงข้าม หากปลายท่อมีรูปร่างซับซ้อน เช่น มีวัสดุโครงสร้างหลายชนิด หรือมีขนาดใหญ่ วิธีนี้จะไม่เหมาะสมเนื่องจากต้องใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ในการคำนวณมาก นอกจากนี้ยังไม่สะดวก

สำหรับการหาค่าเหมาะสมที่สุด (Optimization) เนื่องจากไม่สามารถแสดงพลั๊กความร้อน และความเครียดที่เกิดในวัสดุโครงสร้างได้ วิธีสุดท้ายคือการจำลองการเสียดร่อนด้วยการใช้ทั้ง CFD และการวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์ (ANSYS Finite Element Analysis: FEA) หรือในเอกสารบางเล่มเรียกว่า การถ่ายเทความร้อนร่วม (Conjugate heat transfer) [12-14] วิธีการนี้ CFD จะถูกใช้คำนวณการไหลของแก๊สในปลายท่อ ผลที่ได้จากการคำนวณจะถูกส่งต่อเพื่อใช้เป็นภาระ (Load) เพื่อคำนวณการถ่ายเทความร้อนในเนื้อวัสดุด้วย FEA ซึ่งจะนำไปสู่การเสียดร่อนต่อไป ข้อดีของวิธีนี้คือได้ผลการคำนวณที่มีความแม่นยำโดยใช้ทรัพยากรคอมพิวเตอร์ที่น้อยกว่าเมื่อเทียบกับการใช้ CFD เพียงอย่างเดียวภายใต้เงื่อนไขเดียวกัน นอกจากนี้ยังเหมาะกับการคำนวณที่ปลายท่อมีรูปร่างซับซ้อน มีวัสดุโครงสร้างหลายชนิด และมีขนาดใหญ่ โดยสามารถแสดงผลการคำนวณในรูปของพลั๊กความร้อน ความเค้น ความเครียด ฯลฯ ในวัสดุโครงสร้าง เพื่อสะดวกต่อการวิเคราะห์การเสียดร่อนเมื่อใช้วิธีนี้ร่วมกับซอฟต์แวร์ เช่น ANSYS Fluent CFD และ ANSYS Mechanical FEA ซึ่งมีใช้กันอย่างแพร่หลายในเชิงพาณิชย์ ดังนั้นด้วยวิธีหลังสุดนี้ ผู้ใช้และผู้สนใจจึงมีความสะดวกในการนำไปศึกษาต่อยอดในปัญหาที่มีความซับซ้อนขึ้นได้ด้วยตัวเองจากการทบทวนวรรณกรรมในเอกสาร [1-14] ซึ่งชี้ให้เห็นข้อดีและข้อจำกัดของการวิจัยปลายท่อจรวดด้วยวิธีต่าง ๆ เมื่อนำข้อมูลเหล่านั้นมาพิจารณา ร่วมกับความรู้และความชำนาญและประสบการณ์ของคณะวิจัย พวกเรามีความเห็นว่า ANSYS Fluent CFD และ ANSYS Mechanical FEA ซึ่งให้ผลการคำนวณเชิงตัวเลข เหมาะสมสำหรับงานวิจัยนี้

ในงานวิจัยนี้ การไหลของแก๊สและการเสียดร่อนที่เกิดขึ้นในปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. จะถูกศึกษาและตรวจสอบเชิงตัวเลขด้วยวิธีการถ่ายเทความร้อนร่วม เนื่องจากปลายท่อจรวดรุ่นนี้เป็นแบบเดอ ลาวาล (De Laval) ซึ่งเป็นแบบพื้นฐานที่สุด เริ่มแรก ปลายท่อจรวดจะถูกทดสอบการใช้งานจริงภาคสถิตย์ (Actual static experiment) ผลจากการทดสอบบางส่วนจะถูกนำไปใช้เป็นเงื่อนไขสำหรับการจำลอง และบางส่วนจะถูกนำไปใช้เพื่อยืนยันความถูกต้องของผลการจำลอง ต่อมาซอฟต์แวร์ Fluent CFD จะถูกใช้ตรวจสอบการไหลของแก๊สภายในปลายท่อ ซึ่งผลการคำนวณจะเปรียบเทียบกับผลการจำลองเพื่อยืนยันความถูกต้อง หลังจากนั้นผลจาก CFD จะถูกส่งไปให้ Mechanical FEA เพื่อตรวจสอบการถ่ายเทความร้อนของวัสดุโครงสร้างภายในปลายท่อ สุดท้าย ผลจากทั้ง CFD และ FEA จะถูกนำมาวิเคราะห์เทียบกับการเกิดการเสียดร่อนที่ได้จากการทดลอง จุดเด่นของงานวิจัยนี้คือ มีการทดลองจริงร่วมกับการจำลองโดยใช้ปลายท่อจรวดแบบ 122 มม. เป็นต้นแบบ ยังไม่พบว่ามีการวิจัยใดศึกษาจรวดรุ่นนี้ด้วยวิธีนี้มาก่อน

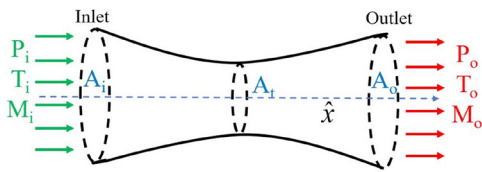
2. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

บทนี้จะกล่าวถึงปลายท่อแบบเดอ ลาวาล และทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง ซึ่งต้องใช้ในการจำลองด้วย CFD และ FEA และใช้เพื่อยืนยันความถูกต้องของผลการคำนวณ

2.1 ปลายท่อเดอ ลาวาล

หรือเรียกอีกชื่อว่าปลายท่อแบบลู่เข้า-ลู่ออก (Convergent-Divergent nozzle) จะมีบริเวณที่แคบที่สุดที่เรียกว่า คอ (Throat) อยู่ระหว่างปลายลู่เข้า

แล้วลู่ออก มันเป็นปลายท่อแบบพื้นฐานที่สุด โดยมากใช้เป็นกรณีศึกษาเบื้องต้นเพื่อเรียนรู้และนำไปพัฒนาต่อยอดสู่ปลายท่อที่มีรูปร่างซับซ้อนมากขึ้น [15-17] สำหรับการศึกษาการไหลของแก๊สในปลายท่อจรวดแบบเดอลาวาล จำเป็นต้องอาศัยสมมติฐานแก๊สที่มีสมบัติดังต่อไปนี้ แก๊สจะถูกพิจารณาว่าเป็นแก๊สในอุดมคติ (ideal gas) โดยการไหลของแก๊สเป็นแบบไอเซนทรอปิก (isentropic) สามารถถูกอัดได้ (compressible) และมีอัตราการไหลของแก๊สค่าคงที่เมื่อจรวดใช้การไหลของแก๊สในปลายท่อเดอลาวาล สามารถพิจารณาได้ว่ามีสมบัติของแก๊ส เช่น อุณหภูมิ (T) ความดันรวม (P) และเลขมัค (M) สอดคล้องกับพื้นที่หน้าตัด (A) ของปลายท่อจรวดดังรูปที่ 2



รูปที่ 2 การไหลของแก๊สในปลายท่อเดอลาวาล

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

$$\frac{T_i}{T_o} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2\right)^{-1} \quad (1)$$

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

$$\frac{P_i}{P_o} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$\frac{A_i}{A_o} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{-\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_x^2\right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}}{M_x} \quad (3)$$

เมื่อ ตัวห้อย x ของ M คือ เลขมัค ณ ตำแหน่งบนแกน x

สมการ (1) ถูกใช้ช่วยกำหนดเงื่อนไขการจำลอง ส่วนสมการ (2) - (3) ถูกใช้เพื่อยืนยันผลการจำลองการไหลของแก๊ส ซึ่งจะกล่าวถึงอีกครั้งในบทที่ 4

2.2 พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

การไหลของแก๊สในปลายท่อจรวดสามารถคำนวณได้จากการแก้สมการอนุพันธ์และสมการความปั่นป่วน สมการอนุพันธ์ ได้แก่ อนุกรมมวล (4) โมเมนตัม (5) และพลังงาน (6) [19]

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\bar{\tau}}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\vec{v} (\rho E + p)) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\kappa_{eff} \frac{\partial T}{\partial x_i} \right) \quad (6)$$

เมื่อ $\vec{v}$ คือ เวกเตอร์ความเร็ว ρ คือ ความหนาแน่น p คือ ความดัน $\vec{F}$ คือ แหล่งกำเนิดภายนอก $\vec{g}$ คือ ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วง $\bar{\bar{\tau}}$ คือ เทนเซอร์ความเค้น κ_{eff} คือ การนำความร้อนยังผล (Effective conductivity) T คือ อุณหภูมิ E คือ พลังงานรวม

ในงานวิจัยนี้ใช้สมการความปั่นป่วนแบบ Shear Stress Transport (SST) $k-\omega$ เนื่องจากมีความน่าเชื่อถือและถูกใช้อย่างหลากหลายทั้งในแวดวงวิชาการและอุตสาหกรรม [19-23] SST $k-\omega$ สามารถเขียนได้ดังสมการ (7) - (8)

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho k u_j) \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + P_k - 0.09 \rho k \omega \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \omega u_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ + 1.71 (1 - F_1) \frac{\rho}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 \end{aligned} \quad (8)$$

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 ฟังก์ชันการผสม (blending function) $\alpha_3, \beta_3, \sigma_{k3}$ และ $\sigma_{\omega 3}$ คือ สัมประสิทธิ์ค่าคงที่ ของแบบจำลอง SST $k-\omega$ ส่วน u_i, u_j, u_k คือ ความเร็วในพิกัดคาร์ทีเซียน

2.3 การวิเคราะห์ไฟไนต์เอลิเมนต์

การถ่ายเทความร้อนภายในวัสดุโครงสร้าง สามารถคำนวณได้จาก [24]

$$[C]\{\dot{T}\} + [K]\{T\} = \{Q\} \quad (9)$$

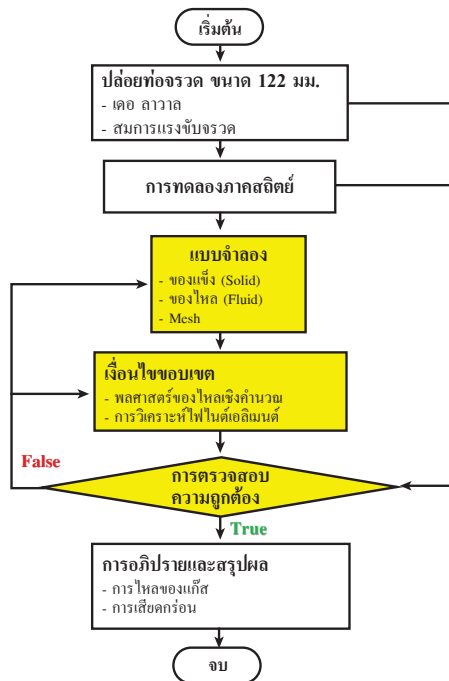
เมื่อ $[C]$ คือ เมทริกซ์ความจุความร้อน (Capacitance matrix) $[K]$ คือเมทริกซ์ความแข็งความร้อน (thermal stiffness matrix) ทั้งเมทริกซ์ $[C]$ และ $[K]$ รวมเทอมการนำ การพา และการแผ่รังสี ความร้อนด้วย $\{T\}$ คือ เวกเตอร์โหนดอุณหภูมิ (nodal vector temperature) $\{\dot{T}\}$ คือ เวกเตอร์ของการเปลี่ยนแปลงโหนดอุณหภูมิ (change of nodal vector temperature) $\{Q\}$ คือ เวกเตอร์ โหลดความร้อน (thermal load vector)

ในงานวิจัยนี้ การพาความร้อนที่เกิดขึ้น เนื่องจากผิวของจรวดภายนอกที่สัมผัสกับอากาศ จึงไม่มีผล เมื่อกำหนดเงื่อนไขเริ่มต้นครบถ้วน คอมพิวเตอร์จะแก้สมการ (4) - (8) เพื่อแสดงการไหล ของแก๊สภายในปลายท่อ หลังจากนั้นผลเหล่านี้จะถูก นำไปเป็นเงื่อนไขเริ่มต้นสำหรับคำนวณการถ่ายเท ความร้อนภายในวัสดุโครงสร้างของปลายท่อด้วย สมการ (9) ซึ่งสามารถนำไปตรวจสอบความเครียด

(stress) ที่เกิดขึ้นเนื่องจากการไหลของแก๊สและ การถ่ายเทความร้อนได้

3. ระเบียบวิธีวิจัย

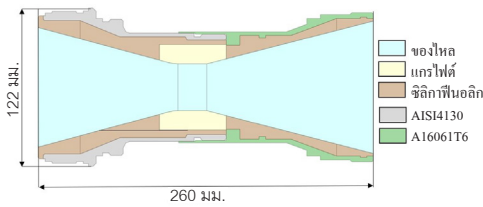
ระเบียบวิธีวิจัยที่ใช้สามารถแสดงได้ในผังงาน (Flowchart) ดังรูปที่ 3 สีทึบแสดงถึงขั้นตอนที่ใช้ การศึกษาเชิงตัวเลข ซึ่งสามารถอธิบายได้ดังนี้



รูปที่ 3 ผังงานของระเบียบวิธีวิจัย

3.1 ปลายท่อจรวด 122 มม.

รูปที่ 4 แสดงรูปร่าง ขนาด และชนิดวัสดุของ ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. ที่ใช้เป็นกรณีศึกษา ซึ่งเป็นแบบลู่เข้า-ลู่ออก มีความยาว 260 มม. ประกอบไปด้วย ซิลิกาฟีนอลิกและกราไฟต์ ทำหน้าที่ เป็นฉนวนป้องกันความร้อนของจรวด ส่วนอะลูมิเนียม SI4130 และ 6061T6 ทำหน้าที่เป็นวัสดุโครงสร้าง อยู่ภายนอก



รูปที่ 4 รูปร่าง ขนาด และชนิดของวัสดุปลายท่อจรวด

3.2 การทดลองภาคสถิตย์ (Static experiment)

เพื่อนำผลที่ได้จากการทดลองไปเปรียบเทียบกับผลการจำลองเพื่อยืนยันความน่าเชื่อถือของงานวิจัย เราได้ทดลองยิงจรวดภาคสถิตย์ด้วยเงื่อนไขการทดลองที่ใช้เหมือนการใช้งานจริงทุกประการ ต่างเพียงจรวดถูกตรึงบนแท่นจับไม่ให้เคลื่อนที่เท่านั้น

รูปที่ 5 แสดงการทดลองภาคสถิตย์ จรวดจะถูกตรึงไว้บนแท่นจับ ด้านหน้าของจรวดจะถูกเจาะรูขนาดเล็กเพื่อติดตั้งเซนเซอร์วัดความดันรวม บริเวณปลายท่อจรวดจะติดตั้งกล้องวิดีโอ เพื่อบันทึกภาพไอพ่นที่ออกมาปลายท่อ นอกจากนี้ยังมีกล้องความร้อนเพื่อตรวจวัดอุณหภูมิของไอพ่นด้วย อุปกรณ์ทั้งหมดจะบันทึกข้อมูลตั้งแต่เริ่มจนถึงสิ้นสุด ซึ่งใช้เวลา 2.4 วินาที ผลที่ได้จากการทดลองนี้ คือ ความดันรวมด้านหน้าจรวด อุณหภูมิของแก๊สและพฤติกรรมของการไหลของไอพ่นที่ถูกปล่อยจากปลายท่อ

นอกจากนี้ แก๊สที่เกิดจากการเผาไหม้ยังได้ถูกส่งไปวัดองค์ประกอบทางเคมีเพื่อหาชนิดและปริมาณ รวมถึงการนำปลายท่อไปผ่าเพื่อวัดความหนาของชั้นถ่านด้วย



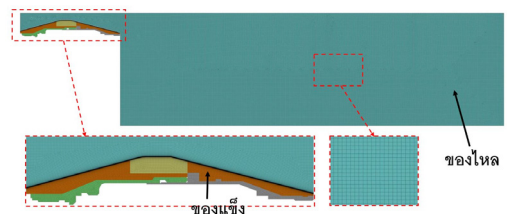
รูปที่ 5 การทดลองภาคสถิตย์

3.3 การศึกษาเชิงตัวเลข (Numerical study)

เพื่อให้การคำนวณมีความแม่นยำ ในบทความนี้จะรายงานรายละเอียดของแบบจำลองที่สร้างขึ้น และการกำหนดเงื่อนไขขอบเขต

3.3.1 แบบจำลอง (Models)

แบบจำลองปลายท่อในรูปที่ 4 ได้ถูกนำมาเป็นต้นแบบเพื่อสร้างแบบจำลองของไหล (Fluid) และแบบจำลองของแข็ง (Solid) แบบจำลองของไหลจะใช้สำหรับการคำนวณการไหลของแก๊สส่วนของแข็ง ซึ่งแต่ละสีแทนชนิดของวัสดุใช้คำนวณการถ่ายเทความร้อนในวัสดุโครงสร้าง เมื่อนำแบบจำลองทั้งสองดังกล่าวมาสร้างเป็นแบบจำลองเมชใน 2 มิติ จะได้ดังรูปที่ 6

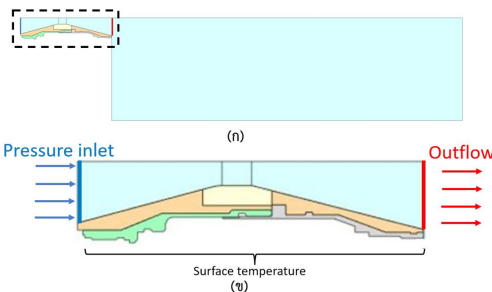


รูปที่ 6 แบบจำลองเมช

แบบจำลองเมชเป็นเอลิเมนต์แบบสี่เหลี่ยม (Rectangular) ขนาด 2 มม. มีชั้นรอยต่อระหว่างของไหลกับของแข็ง (Inflation layer) จำนวน 60 ชั้น ชั้นแรกมีความหนา 3.00×10^{-7} ม. ซึ่งถูกคำนวณจาก $Y^+ = 1$ แบบจำลองนี้มีอัตราการขยายของเมช (Grow rate) เป็น 1.15 ด้วยการกำหนดค่าเช่นนี้แบบจำลองเมชของไหลมี 722,202 โหนด และ 71,478 เอลิเมนต์ ส่วนแบบจำลองเมชของแข็งมี 35,138 โหนด และ 34,748 เอลิเมนต์

3.3.2 การตั้งค่าเงื่อนไขขอบเขต (Boundary condition settings)

ประกอบไปด้วยการกำหนดเงื่อนไขค่าขอบเขต (Boundary condition) สำหรับ CFD และ FEA ในสถานะขึ้นกับเวลา (Transient state) ภายในช่วงเวลา 0-2.4 วินาที รูปที่ 7 แสดงการตั้งค่าเงื่อนไขขอบเขต (ก) ภาพรวม และ (ข) ภาพขยายเฉพาะส่วนปลายท่อ



รูปที่ 7 เงื่อนไขขอบเขต (ก) ภาพรวม และ (ข) ภาพขยายเฉพาะส่วนปลายท่อ

ใน CFD จะใช้ ANSYS Fluent สำหรับการคำนวณของไหลถูกสมมติให้เป็นอากาศ (Air) ที่เป็นแบบอุดมคติ (ideal-gas) ด้วยอัตราส่วนความร้อนจำเพาะเป็น 1.4 และความหนืดแบบ Sutherland ทางเข้า (inlet) จะใช้ความดันรวม (Total pressure) ของเลขมัคและอุณหภูมิ ซึ่งมีค่าตามการทดลองในหัวข้อ 3.2 วัดจากกล้องถ่ายภาพความร้อน ซึ่งควบคุมด้วยฟังก์ชันกำหนดโดยผู้ใช้งาน (User Defined Function, UDF) ที่ผู้แต่งเขียนขึ้นมาโดยใช้ความดันที่ได้จากการทดลองเป็นข้อมูล ส่วนทางออก (Outlet) กำหนดให้เป็นอากาศออกทางเดียว (Outflow=1) คำนวนการไหลของอากาศทุก ๆ 0.01 วินาที ตั้งแต่เริ่มต้นจนถึงเวลา 2.4 วินาที ดังนั้นโดยรวมคอมพิวเตอร์จะคำนวณ

และแสดงผลข้อมูลการไหลของอากาศจำนวน 2,400 ช่วงเวลา (time steps) ช่วงเวลาละ 20 ครั้ง (iterations) การไหลของอากาศจะทำให้เกิดความร้อนและความดันที่ตำแหน่งต่าง ๆ ซึ่งมีค่าแตกต่างกัน ซึ่งข้อมูลเหล่านี้จะถูกส่งต่อเพื่อคำนวณการถ่ายเทความร้อนด้วย FEA ต่อไป ตารางที่ 1 แสดงการกำหนดค่าทาง CFD ที่สำคัญ

ใน FEA งานวิจัยนี้ใช้ ANSYS Transient structural analysis ความดันรวมและอุณหภูมิที่เป็นผลจาก CFD จะถูกใช้สำหรับคำนวณการถ่ายเทความร้อน ซึ่งจะถูกแสดงผลในเทอมของ Equivalent (von-Mises) stress (σ_v) อุณหภูมิผิว (Surface temperature) ได้จากการทดลองในหัวข้อ 3.2 สมบัติวัสดุที่ใช้ในการคำนวณแสดงดังตารางที่ 2

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

ตารางที่ 1 การกำหนดค่าทาง CFD ที่สำคัญ

เมื่อกำหนดสมบัติทาง CFD และ FEA ตามทั้งสองตารางเรียบร้อยแล้ว ซอฟต์แวร์จะแสดงผลการคำนวณออกมาในเทอมของตัวเลขและเฉดสี เพื่อให้สะดวกต่อการวิเคราะห์ข้อมูล

4. ผลการจำลองและการอภิปราย

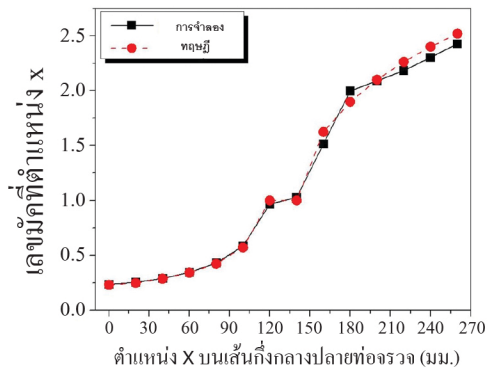
บทนี้ถูกแบ่งออกเป็น 2 ส่วน ได้แก่ การไหลของแก๊สและการเสียคร่อน

ตารางที่ 2 สมบัติของวัสดุ

สมบัติ	วัสดุ			
	พินอลิก	กราไฟท์	AlSi4130	Al6061T6
ความหนาแน่น (kg/m ³)	1,656	2,490	7,850	2,700
การนำความร้อน (W/m-K)	250	114	200	68.9
ยังมอดูลัส (GPa)	36.6	27.6	200	68.9
อัตราส่วน ปัวซอง	0.15	0.23	0.30	0.33

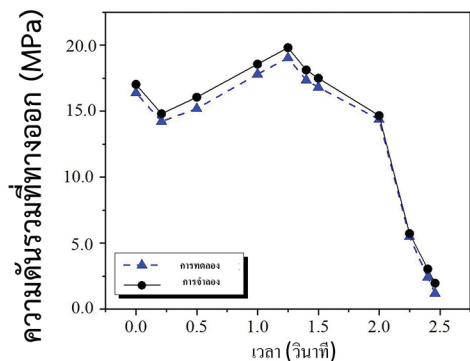
4.1 การไหลของแก๊ส

รูปที่ 8 แสดงเลขมัค (M) ที่เวลา 1.2 วินาที ซึ่งเป็นเวลาที่มีความดันรวมสูงที่สุดกับตำแหน่งในแนวแกน x ที่กึ่งกลางของปลายท่อเริ่มต้นตั้งแต่ตำแหน่ง $x=0$ มม. ถึง $x=260$ มม. เส้นทึบแสดงผลที่ได้จากการจำลอง ส่วนเส้นประแสดงผลที่ได้จากทฤษฎีคำนวณโดยใช้สมการ (3) จากรูปเลขมัคจากทั้งสองวิธีมีความสอดคล้องกันเป็นอย่างดีมาก ความคลาดเคลื่อนสูงสุดมีค่า 4.0% อยู่บริเวณปลายขวาสุดที่ตำแหน่ง $x=260$ มม. นอกจากนั้นในรูปนี้ยังแสดงให้เห็นความเป็นปลายท่อแบบ convergent-divergent อย่างชัดเจนด้วย นั่นคือด้านซ้ายเลขมัคต่ำกว่า 1 (ultrasonic) ด้านขวาเลขมัคมากกว่า 1 (supersonic) ในขณะที่ตรงกลางตำแหน่ง $x=120$ มม. $x=140$ มม. เลขมัคใกล้เคียง 1 (sonic)



รูปที่ 8 เลขมัคที่ตำแหน่ง x บริเวณเส้นกึ่งกลางปลายท่อจรวด

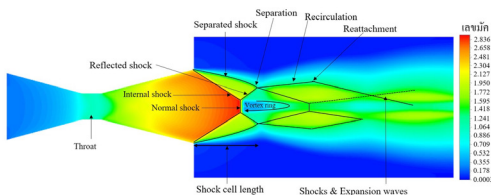
ในทำนองเดียวกันรูปที่ 9 แสดงการเปรียบเทียบความดันรวมทางออก (Total pressure at outlet: P_o) ที่ได้จากการจำลองและการทดลองในช่วงเวลาตั้งแต่เริ่มต้นจนถึง 2.4 วินาที เนื่องจากการทดลองไม่ได้มีการติดตั้งเครื่องวัดความดันบริเวณทางออก แต่ติดตั้งบริเวณทางเข้าดังรูปที่ 5 ดังนั้น P_o นี้จึงเป็นผลมาจากการคำนวณด้วยสมการ (2) โดยใช้ความดันจากการทดลองด้วยหัววัดความดันในรูปที่ 5 จากรูปจะเห็นได้ว่าผลการจำลอง (เส้นทึบ) สอดคล้องกันอย่างมากกับผลที่ได้จากการทดลอง (เส้นประ) ความคลาดเคลื่อนสูงสุดมีค่า 6.5% ที่เวลา 0.5 วินาที ความดันรวมจะมีค่าสูงสุดที่วินาทีที่ 1.2 หลังจากนั้นจะลดลงจนกระทั่งสิ้นสุดการเผาไหม้ที่เวลา 2.4 วินาที



รูปที่ 9 การเปรียบเทียบความดันรวมบริเวณทางออกที่ได้จากการจำลองและการทดลองสำหรับช่วงเวลา 0-2.4 วินาที

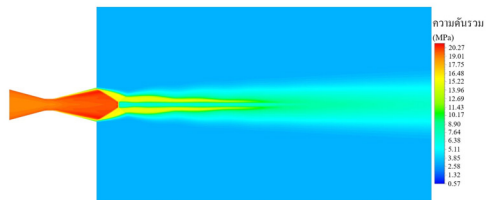
จากรูปที่ 8 และ 9 จะเห็นได้ว่าผลการจำลอง สอดคล้องกับผลจากทฤษฎีและผลจากการทดลอง ความคลาดเคลื่อนอาจเกิดมาจากการสมมติว่า ของไหลในปลายท่อคืออากาศเนื่องจากความสะดวก ในการกำหนดค่าในซอฟต์แวร์ทั้ง ๆ ที่ในความเป็นจริง เป็นของไหลผสมที่เกิดจากการเผาไหม้ ซึ่งจากการทดลองในหัวข้อ 3.2 พบว่าประกอบไปด้วย สารประกอบมากถึง 51 ชนิด โดย 5 ชนิดแรกเรียง ตามลำดับจากมากไปน้อยได้ดังนี้ H_2 , CO , HCl , H_2O , และ Al_2O_3 ดังนั้น หากในการจำลองเราใช้ข้อมูล จากการทดลองเรื่องปริมาณ สมบัติ และชนิดของ สารประกอบเหล่านี้ย่อมให้ผลที่มีความสอดคล้อง กันมากกว่านี้ อย่างไรก็ตาม ทั้งสองรูปนี้ยืนยันได้ว่าการกำหนดให้เป็นอากาศก็ให้ผลการจำลองที่มีความน่าเชื่อถือ ด้วยเหตุนี้ระเบียบวิธีวิจัยและผลการจำลองที่ได้จากงานวิจัยนี้ย่อมมีความน่าเชื่อถือ ด้วยเช่นเดียวกัน

รูปที่ 10 แสดงเลขมัคที่เวลา 1.2 วินาที ซึ่งเป็นเวลาที่มีความดันสูงสุด รูปนี้แสดงให้เห็น Shock แบบต่าง ๆ และ Separation ซึ่งรูปร่าง คล้ายกับที่นำเสนอโดย Dangli และคณะ [6] แต่มีระดับความเร็วที่แตกต่างกัน เนื่องจากปลายท่อ มีรูปร่างที่แตกต่างกัน ปริมาณเหล่านี้ขึ้นกับรูปร่าง ของปลายท่อจรวด การออกแบบปลายท่อจรวด ประสิทธิภาพสูงจำเป็นต้องทราบปริมาณเหล่านี้

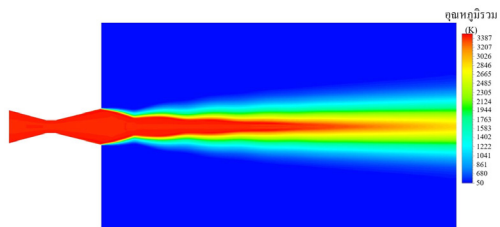


รูปที่ 10 เลขมัคที่เวลา 1.2 วินาที

รูปที่ 11 แสดงความดันรวมของอากาศที่เวลา 1.2 วินาที จะเห็นได้ว่าภายในจรวดบริเวณความดัน จะเพิ่มจากซ้ายไปขวาและเมื่อออกสู่บรรยากาศ ภายนอกความดันรวมจะลดลง ที่เวลาอื่นความดันรวม ก็มีการเปลี่ยนแปลงในลักษณะเดียวกันกับรูปที่ 9



รูปที่ 11 ความดันรวมที่เวลา 1.2 วินาที



รูปที่ 12 อุณหภูมิรวมที่เวลา 1.2 วินาที

รูปที่ 12 แสดงอุณหภูมิรวม (Total temperature) ของอากาศที่ไหลผ่านปลายท่อจรวด ที่เวลา 1.2 วินาที พบว่าภายในปลายท่ออุณหภูมิสูง เมื่อออกสู่บรรยากาศแล้วจึงค่อยลดลง สำหรับ ช่วงเวลาอื่น ๆ อุณหภูมิแทบไม่แตกต่างจากที่เวลา 1.2 วินาทีนี้ แต่ช่วงเวลา 2.2 วินาที เป็นต้นไป อุณหภูมิจะลดลงอย่างรวดเร็วเนื่องจากเชื้อเพลิง ไกล่หมด ที่เวลาอื่นอุณหภูมิรวมก็มีการเปลี่ยนแปลง ในลักษณะคล้ายกันกับความดันในรูปที่ 9

ความดันรวมและอุณหภูมิรวมในปลายท่อจรวด ดังแสดงในรูปที่ 11 และ 12 สำหรับทุกช่วงเวลา จะถูกใช้เพื่อคำนวณการเสียดรอนในหัวข้อต่อไป

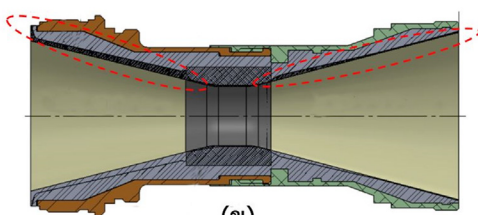
4.2 การเสียดร่อน

บทนี้ถูกแบ่งออกเป็นการวิเคราะห์เชิงคุณภาพและการวิเคราะห์เชิงปริมาณ

รูปที่ 13 แสดงการเสียดร่อนในปลายท่อจรวดที่ได้จากการทดลองภาคสถิติที่กล่าวถึงในหัวข้อ 3.2 (ก) ภาพจริง และ (ข) ภาพร่าง ซึ่งจะเป็นการวิเคราะห์เชิงคุณภาพ ในรูปที่ 13 (ก) จะเห็นได้ว่าการเสียดร่อนในช่องทางด้านซ้ายมากกว่าทางด้านขวา โดยสังเกตจากลักษณะความเข้มของสีเข้มมากแสดงว่ามีการเสียดร่อนมากในทางตรงข้ามเข้มน้อยความเสียดร่อนย่อมมีค่าน้อย สีเข้มแสดงถึงการเผาไหม้กลายเป็นถ่าน (Charcoal) ของซิลิกาฟีนอลิก [7] ในรูปที่ 13 (ข) บริเวณเส้นประสีแดงแสดงภาคตัดขวางเนื้อโลหะของปลายท่อสอดคล้องกันกับรูปที่ 13 (ก) ด้านซ้ายจะมีการเสียดร่อนมากกว่าด้านขวา นอกจากนี้ยังพบอีกว่าบริเวณใกล้กับคอคอดจะมีการเสียดร่อนมากกว่าบริเวณที่ไกลออกไปจากคอคอด



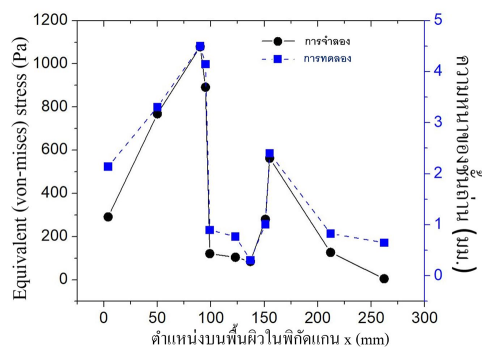
(ก)



(ข)

รูปที่ 13 การเสียดร่อนที่ได้จากการทดลองภาคสถิติ
(ก) ภาพจริง และ (ข) ภาพร่าง

ต่อไปเป็นการอธิบายการเสียดร่อนเชิงปริมาณ เมื่อนำความดันรวมและอุณหภูมิรวมจากรูปที่ 11 และ 12 มาเป็นโหลดสำหรับคำนวณด้วยการวิเคราะห์โครงสร้างในสภาวะขึ้นกับเวลา (Transient structural analysis) ด้วยสมการ (9) ผลที่ได้คือ Equivalent (von-mises) stress (σ_v) ซึ่งเมื่อนำมาแสดงร่วมกับความหนาของชั้นถ่านที่เกิดจากการเสียดร่อนจากการทดลองภาคสถิติที่ตำแหน่งเดียวกันบนผิวของปลายท่อจรวดจะได้ดังรูปที่ 14 จากรูป ผลที่ได้คือ σ_v ซึ่งต่อไปจะขอเรียกโดยย่อว่าความเครียด มีความสอดคล้องกับความหนาของชั้นถ่านเป็นอย่างดี ยิ่งความเค้นสูงการเสียดร่อนยิ่งมาก ความเค้นนี้เกิดจากความดันและอุณหภูมิของแก๊ส ดังนั้นจากกล่าวเพิ่มเติมได้ว่ายิ่งความดันและอุณหภูมิของแก๊สสูงการเสียดร่อนยิ่งมีมาก



รูปที่ 14 Equivalent (von-mises) stress ที่ได้จากการจำลองและความหนาของชั้นถ่านที่ได้จากการทดลองภาคสถิติ

5. บทสรุป

เอกสารนี้รายงานการศึกษาเชิงตัวเลขของการไหลแก๊สและการเสียดร่อนสำหรับปลายท่อจรวดความเร็วเหนือเสียง โดยการใช้การจำลองคอมพิวเตอร์ ได้แก่ พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและการวิเคราะห์โครงสร้างในสภาวะขึ้นกับเวลาโดยใช้ปลายท่อจรวดขนาด 122 มม. แบบลู่เข้า-ลู่ออกเป็นกรณีศึกษาผลการจำลองแสดง Shock แบบต่าง ๆ, Separation, ความดัน, อุณหภูมิ, เลขมัค และความเครียด ซึ่งสอดคล้องกับงานวิจัยของนักวิจัยท่านอื่นที่มีมาก่อนหน้านี้ นอกจากนี้ผลการจำลองแสดงให้เห็นว่าการไหลของแก๊สยังมีอุณหภูมิและความดันสูงจะยิ่งทำให้เกิดการเสียดร่อนมากขึ้น การเสียดร่อนจะเกิดขึ้นมาบริเวณลู่เข้ามากกว่าบริเวณลู่ออก และยังเกิดขึ้นมากบริเวณคอขวดมากกว่าบริเวณอื่น ความเครียดที่ได้จากการศึกษาเชิงตัวเลขสอดคล้องเป็นอย่างดีมากกับการเสียดร่อนที่ได้จากการทดลอง ผลที่ได้จากงานวิจัยนี้คือระเบียบวิธีวิจัยของการศึกษาเชิงตัวเลขที่แม่นยำสำหรับนำไปประยุกต์ใช้ต่อยอดเพื่อพัฒนาปลายท่อจรวดรุ่นอื่น ๆ โดยลดการเสียดร่อนที่เกิดขึ้นเพื่อให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้นได้ต่อไป

6. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับการสนับสนุนจากวิทยาลัยนวัตกรรมการผลิตขั้นสูง สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง และสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

7. 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 angle 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-heat-transfer/> (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: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/rockth.html#> (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.