

การพัฒนาฟีนอลิกเรซินดัดแปลงด้วยไซเลน ทนความร้อนสูงสำหรับผลิตฉนวนกันความร้อนในท่อท้ายจรวด

ชัชพล แซ่โจ้ว^{1*} ไพศาล อภินิหารพัฒน์¹
พิมพ์พรภัส งามสันติวงศ์² และ เจษฎา ศิริรัฐนิคม³

วันที่รับ 13 กันยายน 2567 วันที่แก้ไข 17 ตุลาคม 2567 วันที่ตอบรับ 21 ตุลาคม 2567

บทคัดย่อ

ในงานวิจัยนี้ได้ศึกษาและพัฒนาวัสดุคอมโพสิตเพื่อใช้ในอุตสาหกรรมอวกาศ วัตถุประสงค์หลักเพื่อการพัฒนาวัสดุฉนวนกันความร้อนสำหรับท่อท้ายจรวด คุณสมบัติหลักคือต้องทนทานต่ออุณหภูมิสูงที่เกิดจากการเผาไหม้ของเชื้อเพลิงแข็งในมอเตอร์จรวด การใช้วัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกเป็นแนวทางหลักในการพัฒนาฉนวนกันความร้อนเนื่องจากวัสดุนี้มีคุณสมบัติในการทนความร้อน ทนทานต่อการเสียดร่อนที่อุณหภูมิ 3000 °C และทนการสลายตัวได้ดี ในการศึกษาครั้งนี้ทำการสังเคราะห์และศึกษาคุณสมบัติของฟีนอลิกเรซินที่ดัดแปลงด้วยไซเลน (PR-S) เพื่อปรับปรุงความต้านทานการเสียดร่อน และทำการวิเคราะห์หาชนิดและองค์ประกอบหลักทางเคมีของฟีนอลิกเรซินที่ดัดแปลง โดยใช้ความยาวคลื่นช่วงอินฟราเรด (Fourier Transform Infrared : FT-IR) และใช้เทคนิคการขึ้นรูปด้วยกระบวนการอัดขึ้นรูปด้วยความร้อน เพื่อทดสอบคุณสมบัติการเสียดร่อนของวัสดุคอมโพสิต คุณสมบัติทางกลทดสอบด้วยภาพรังสี และทดสอบภาคสถิติของวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกถูกกำหนดโดยใช้วิธีการทดลองมาตรฐานผลการดำเนินงานวิจัยด้วยการวิเคราะห์โดยใช้เทคนิค FTIR อ้างอิงตามมาตรฐาน ASTM: E1252-98 พบการดูดกลืนพลังงานของการยืดของพันธะโพลีไซลอกเซน (Si-O-Si) และไซเลน Si-O-C ในช่วงของคลื่น 1184.19 cm⁻¹ ซึ่งแสดงถึงการดัดแปลงด้วยไซเลนในวัสดุฟีนอลิกเรซิน ผลลัพธ์แสดงให้เห็นว่าคอมโพสิต PR-S ที่ได้รับการดัดแปลงเพิ่มความต้านทานการเสียดร่อนอย่างมีนัยสำคัญตามการทดสอบมาตรฐาน ASTM E285-08 ซึ่งใช้ก๊าซออกซิเจน-อะเซทิลีนเป็นแหล่งกำเนิดอุณหภูมิความร้อนสูง คุณสมบัติทางกลของวัสดุฟีนอลิกเรซินชนิดดัดแปลงยังคงเสริมความแข็งแรงของวัสดุให้เป็นไปตามเกณฑ์มาตรฐานได้ ผลการทดสอบด้วยภาพรังสีพบว่า เนื้อฉนวนที่อัดขึ้นรูปนั้น มีความสม่ำเสมอและผลการทดสอบภาคสถิติพบว่า วัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกที่ได้รับการดัดแปลงสามารถทนรับภาระความร้อนจากการทำงานของจรวดได้อย่างสมบูรณ์ และมีระดับความมั่นใจไม่น้อยกว่า 90%

คำสำคัญ : วัสดุคอมโพสิต, ท่อท้ายจรวด, การทนทานต่อการเสียดร่อน

¹ ส่วนงานวิศวกรรมระบบขับเคลื่อน, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

² ส่วนบริหารองค์ความรู้, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

³ ปฏิบัติงานด้านงานวิจัยและพัฒนาเกี่ยวกับจรวดและอาวุธนำวิถี, สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

* ผู้แต่ง, อีเมล: chatchaphon.s@dit.or.th

The Improvement of High-temperature Silane Modified Phenolic Resins for Rocket Nozzle Insulation

Chatchaphon Sae-ngow ^{1*} Paisan Apinhapat ¹
Phimraphas Ngamsantivongsa ² and Chesda Kiratnikom ³

Received 13 September 2024, Revised 17 October 2024, Accepted 21 October 2024

Abstract

In this research, composite materials were studied and developed for application in the aerospace industry. This project aims to develop thermal insulation materials for rocket motor nozzles. Solid rocket motors are designed to withstand the high temperatures produced by combustion. Thermal insulation materials based on phenolic composite materials have the properties of heat resistance, ablation resistance at temperatures up to 3000°C, and good decomposition resistance, which are the most commonly used. The properties of silane-modified phenolic resin (PR-S) were studied in this study to improve ablation resistance, and the types and main chemical components of the modified phenolic resin have been investigated using Fourier transform infrared spectroscopy (FTIR) and hot compression molding techniques, respectively, to assess the ablation properties of these composite materials. Standard experimental methods were employed to determine the mechanical properties, radiographic tests, and static tests of the phenolic composite materials. According to the FTIR analysis based on ASTM E1252-98, the energy absorption of polysiloxane (Si-O-Si) and silane Si-O-C bonds was 1184.19 cm⁻¹, which indicates the modification of silane in phenolic resins. Results showed that the modified PR-S composites significantly increased ablation resistance based on ASTM E285-08 test using oxyacetylene gas as a high temperature source. Modified phenolic resin materials still possessed sufficient mechanical properties to meet the standard requirements. The radiographic test results confirm the uniformity of the extruded insulation, and the static test results confirm the ability of the modified phenolic composite materials to withstand the heat load generated by rocket operation, with a confidence level of not less than 90%. Thus, the results of this research can be used to confirm the potential for domestic production of parts and thereby to achieve true self-reliance.

Keywords : Composite materials, Nozzle insulation, Ablation resistance

¹ Propulsion Systems Division, Defence Technology Institute

² Knowledge Management Division, Defence Technology Institute

³ Working on research and development for rockets and guided weapons, Defence Technology Institute

* Corresponding author, E-mail: chatchaphon.s@dti.or.th

1. บทนำ

อุตสาหกรรมอวกาศในปัจจุบันพัฒนาการใช้ดาวเทียมขนาดเล็กจำนวนมากในวงโคจรต่ำของโลก (Low Earth Orbit: LEO) เชื่อมโยงเป็นเครือข่าย Constellation เพื่อให้บริการการสื่อสารข้อมูลหรือการเฝ้าตรวจในเวลาจริง เป็นผลให้เกิดความต้องการการนำส่งดาวเทียมขนาดเล็กเป็นจำนวนมาก การใช้จรวดนำส่งชนิดเชื้อเพลิงแข็งมีความเหมาะสมกับการนำส่งดาวเทียมขนาดเล็กดังกล่าว เนื่องจากการปล่อยจรวดไม่ต้องเตรียมการมากและไม่ต้องอาศัยสิ่งอำนวยความสะดวกที่ฐานปล่อยมากเท่ากับจรวดนำส่งชนิดเชื้อเพลิงเหลว เป็นผลให้ผู้ให้บริการนำส่งดาวเทียมหลักพัฒนาระบบจรวดนำส่งดาวเทียมชนิดเชื้อเพลิงแข็งใช้งานอยู่ในปัจจุบัน เช่น จรวด Minotaur ของบริษัท Northrop Grumman ประเทศสหรัฐอเมริกา [1] จรวด Vega ของบริษัท Arianespace สหภาพยุโรป [2] และจรวด Long March 11 ของบริษัท China Aerospace Science and Technology Corporation ประเทศสาธารณรัฐประชาชนจีน [3] เป็นต้น นอกจากนั้นยังได้เกิดโครงการสาธิตเทคโนโลยีการใช้จรวดเชื้อเพลิงแข็งขนาดเล็ก นำส่งดาวเทียมขนาดเล็ก CubeSat เข้าสู่วงโคจร LEO เช่น จรวด SS-520 ขององค์การสำรวจอวกาศญี่ปุ่น (JAXA) ซึ่งใช้จรวดเชื้อเพลิงแข็ง 3 ตอน ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลาง 520 มม. น้ำหนักรวมของจรวด 2.6 ตัน น้ำหนักดินขับจรวดรวม 1.99 ตัน ส่งดาวเทียม CubeSat ขนาด 3U เข้าสู่วงโคจร LEO ที่ระยะสูง 180 กม. ได้ เมื่อวันที่ 3 ก.พ. 61 [4]

เพื่อให้การวิจัยพัฒนาเทคโนโลยีจรวดของประเทศไทยมีความสมบูรณ์และสามารถต่อยอดไปสู่อุตสาหกรรมอวกาศในอนาคตได้นั้น จะต้องมียุทธศาสตร์การผลิตวัสดุที่สำคัญขั้นวิกฤตประเภทหนึ่งคือ ฉนวนในมอเตอร์จรวดทำหน้าที่ป้องกันความร้อนจากการเผาไหม้ของดินขับเชื้อเพลิงแข็งและป้องกันการส่งความร้อนที่มีอุณหภูมิสูงมากไปยังท่อจรวด

ซึ่งมักสร้างจากวัสดุประเภทโลหะ

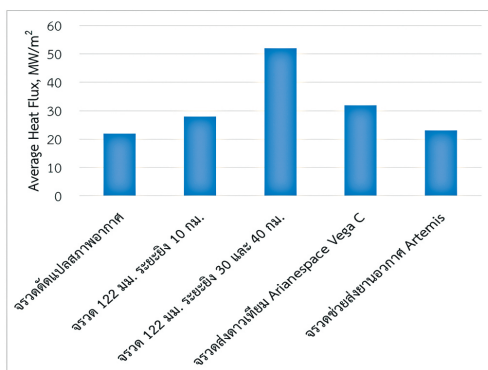
สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ (สทป.) ได้มีความพยายามในการศึกษาวิจัยโดยจ้างผู้ประกอบการขึ้นรูปฉนวนท่อท้ายจรวด โดยใช้วัตถุดิบวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกเกรดอุตสาหกรรมทั่วไปที่มีผลิตในประเทศ แต่คุณลักษณะของวัสดุยังไม่เหมาะสมกับการใช้งานที่ต้องรับฟลักซ์ความร้อนสูงมาก ดังเช่นกรณีท่อท้ายจรวดของจรวดสมรรถนะสูง ทำให้ยังไม่ประสบผลสำเร็จ และแนวทางการใช้วัตถุดิบวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกอุตสาหกรรมทั่วไป ผลิตฉนวนท่อท้ายจรวดของจรวดสมรรถนะสูงไม่น่าจะเป็นแนวทางพัฒนาที่ดำเนินการให้เกิดผลสำเร็จได้ หากรับถ่ายทอดเทคโนโลยีจากต่างประเทศจะต้องใช้งบประมาณที่สูงมาก แนวทางที่จะได้เทคโนโลยีนี้มาภายใต้ข้อจำกัดด้านงบประมาณ จึงจำเป็นต้องดำเนินการศึกษาวิจัยวัสดุคอมโพสิตผสมระหว่างเส้นใยที่มีจุดหลอมเหลวสูงเข้ากับเรซินพอลิเมอร์ประเภทฟีนอลิก พัฒนาวัสดุฉนวนท่อท้ายจรวดสมรรถนะสูงเนื่องจากใช้เรซินประเภทฟีนอลิก ซึ่งมีคุณสมบัติการทนความร้อนที่ดีเมื่อเทียบกับเรซินชนิดอื่น ๆ และสาเหตุที่สำคัญอีกประการ คือ ฟีนอลิกเรซินที่มีคุณภาพสูงเป็นวัสดุที่ประเทศผู้ผลิตควบคุมการส่งออก ตามระบอบควบคุมเทคโนโลยีซีปนาวุธ (Missile Technology Control Regime: MTCR) งานวิจัยนี้จึงมีแนวคิดและวัตถุประสงค์ในการพัฒนาวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกที่สามารถทนความร้อนสูงสำหรับเป็นฉนวนกันความร้อนสูงในท่อท้ายจรวด โดยการพัฒนาฟีนอลิกเรซินที่มีคุณภาพสูงทดสอบร่วมกับมอเตอร์จรวดให้เกิดความมั่นใจว่าสามารถนำไปใช้งานได้จริง ส่งเสริมให้เกิดการพึ่งพาตนเองได้อย่างแท้จริง

2. ทบทวนวรรณกรรม

2.1 ฟลักซ์ความร้อน (Heat Flux) ของท่อท้ายจรวด

ท่อท้ายจรวดสมรรถนะสูง ต้องรับภาระกรรมจากก๊าซที่มีอุณหภูมิสูงและฟลักซ์ความร้อนที่สูงมาก โดยฟลักซ์ความร้อน คือ ปริมาณพลังงานความร้อนที่ไหลผ่านเข้าชิ้นงานหนึ่งหน่วยพื้นที่ในหน่วยเวลา

หากสามารถผลิตท่อท้ายจรวดสำหรับจรวดสมรรถนะสูงได้ ก็จะสามารถผลิตท่อท้ายจรวดของจรวดเชื้อเพลิงแข็ง แบบอื่น ๆ รวมถึงจรวดนำส่งดาวเทียม หรือจรวดที่ใช้งาน ทางด้านกิจการการบินและอวกาศได้ด้วย เพราะจรวด ประเภทหลังนี้รับฟลักซ์ความร้อนในระดับต่ำกว่าได้ ทั้งนี้ อาจเปรียบเทียบระดับของฟลักซ์ความร้อน ที่เกี่ยวข้องได้ดังนี้ ปริมาณฟลักซ์ความร้อนจากแสงอาทิตย์ ในเวลาเที่ยงในกรุงเทพมหานคร มีค่าเฉลี่ยประมาณ 800 วัตต์/ตร.ม. (0.0008 เมกะวัตต์/ตร.ม.) ปริมาณ ฟลักซ์ความร้อนจากหัวเชื่อมก๊าซออกซิเจน-อะเซทิลีน (Oxygen-Acetylene) จ่อชิ้นงานที่ระยะ 19 มม. มีค่า 8.35 เมกะวัตต์/ตร.ม. ในขณะที่ปริมาณฟลักซ์ความร้อน ท่อท้ายจรวดทั่วไปมีค่าประมาณ 20-30 เมกะวัตต์/ตร.ม. และปริมาณฟลักซ์ความร้อนที่ท่อท้ายจรวดสมรรถนะ สูงอาจมีค่ามากกว่า 50 เมกะวัตต์/ตร.ม. แสดงดังรูปที่ 1 ส่วนอุณหภูมิก๊าซจากการเผาไหม้ของดินขับเชื้อเพลิงแข็ง ที่ไหลผ่านท่อท้ายจรวดนั้นมีค่าสูงประมาณ 3,300 เคลวิน ซึ่งคิดเป็นประมาณ 2 ใน 3 เท่าของอุณหภูมิพื้นผิวของ ดวงอาทิตย์ [5]



รูปที่ 1 เปรียบเทียบค่าฟลักซ์ความร้อนเฉลี่ยที่ถ่ายเทสู่ท่อ ท้ายจรวดแบบต่าง ๆ

2.2 ฟีนอลิกเรซิน (Phenolic Resins)

ฟีนอลิกเรซินนั้นนับเป็นพอลิเมอร์สังเคราะห์ แบบแรกที่มีการพัฒนาขึ้น โดยในปี ค.ศ. 1907 Leo Hendrik Baekeland ได้ค้นพบวิธีการผลิตพลาสติก ซึ่งเกิดจากการทำปฏิกิริยาระหว่างฟีนอล (Phenol)

กับฟอร์มาลดีไฮด์ (Formaldehyde) วัสดุพลาสติกนี้ เมื่อนำไปผสมกับสารตัวเติม (Filler) สามารถนำไปอัด ขึ้นรูปเป็นชิ้นงานที่มีความแข็งแรง เรียกพลาสติกชนิด นี้ว่าเบเคไลต์ (Bakelite) และมีการใช้งานแพร่หลาย โดยเฉพาะในอุตสาหกรรมรถยนต์และวิทยุที่มีการ เติบโตอย่างรวดเร็วในเวลานั้น [6] วัสดุฟีนอลิกมี คุณสมบัติเด่นในด้านการทนอุณหภูมิสูง ดังนั้น ในช่วงเวลา ต่อมา วัสดุฟีนอลิกจึงได้ถูกนำไปใช้ในอุตสาหกรรมด้าน อื่น ๆ ที่ต้องการคุณสมบัติดังกล่าว เช่น อุตสาหกรรมการผลิต เบรกยานยนต์และชิ้นส่วนความฝืดอื่น ๆ (Friction) อุตสาหกรรมการผลิตใบเจียรและอุปกรณ์การขัดอื่น ๆ (Abrasives) อุตสาหกรรมการผลิตทรายทำแบบหล่อ โลหะ (Foundry) เป็นต้น [7]

ในช่วงปลายทศวรรษ ค.ศ. 1950 บริษัทผู้ผลิต ต่าง ๆ ได้พัฒนาฟีนอลิกเรซินให้มีคุณสมบัติการทน ความร้อนสูงยิ่งขึ้น เพื่อการใช้งานในอุตสาหกรรม การผลิตชิ้นส่วนจรวดและซิปนารู โดยในปี ค.ศ. 1959 บริษัท Monsanto ได้ยื่นจดสิทธิบัตรสหรัฐอเมริกา สำหรับวิธีการผลิต Phenol-Formaldehyde Resin ที่ปรับปรุงโดยการทำปฏิกิริยากับสาร Methoxysilane และ Glycidyl Polyether ของ Bisphenol-A ซึ่งได้ รับสิทธิบัตรสหรัฐอเมริกา หมายเลข 3,704,904 ในปี ค.ศ. 1963 [8]

การศึกษาการเปลี่ยนแปลงของฟีนอลิก เรซินใช้การวิเคราะห์โดยเทคนิคฟูเรียร์ทรานส์ฟอร์ม อินฟราเรดสเปกโตรสโคปี ตรวจพบการดูดกลืน พลังงานการสั่นของคลื่นในช่วง $3400 - 3200 \text{ cm}^{-1}$ แสดงถึงหมู่พันธะ OH [9] - [11] และ การดูดกลืน พลังงานในช่วง 1075 แสดงถึงหมู่พันธะ Si-O-Si [9], [12] - [13] ทั้งนี้ การตรวจพบหมู่พันธะ Si-O-C จะสามารถบ่งชี้ถึงการทำปฏิกิริยาระหว่างซิลิคอนและ ฟีนอลิกเรซิน โดยสามารถตรวจพบการดูดกลืน พลังงานในช่วง 1100 cm^{-1} [14]

2.3 วัสดุคอมโพสิตฟีนอลิก

พลาสติกเสริมแรงด้วยไฟเบอร์หรือที่เรียกกัน

ทั่วไปว่า Fiber Reinforced Plastics (FRP) เป็นวัสดุที่ประกอบด้วยเส้นใย (เช่น ใยแก้ว ใยคาร์บอน หรือเส้นใยอื่น ๆ) ที่ผสมกับเรซินหรือเมทริกซ์พอลิเมอร์เพื่อเพิ่มความแข็งแรงและความทนทานในการใช้งานของวัสดุนี้ ในกระบวนการผลิตมักจะมีขั้นตอนการเลือกใช้เส้นใยที่เหมาะสมกับแต่ละงาน เช่น ใยแก้วซึ่งมีน้ำหนักเบาและมีความทนทานต่อสภาพแวดล้อมได้ดี ใยคาร์บอน ซึ่งมีความแข็งแรงและทนทานสูง เป็นต้น และมักจะใช้พอลิเมอร์ เช่น อะคริลิกเรซิน (Acrylic Resins) หรืออีพ็อกซี (Epoxy) เป็นตัวประสาน ทำให้ได้ลักษณะการใช้งานและคุณสมบัติที่ต้องการสำหรับแต่ละงาน

วัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกมีประโยชน์ในการใช้งานในอุตสาหกรรมหลากหลาย เช่น ในการผลิตยานยนต์และเครื่องบิน การก่อสร้างเรือ การทำท่อ และอุปกรณ์ต่าง ๆ โดยมีการปรับแต่งคุณสมบัติต่าง ๆ ของวัสดุได้ตามความต้องการของแต่ละงาน วัสดุนี้มีคุณสมบัติสำคัญประการหนึ่ง คือ เมื่อได้รับความร้อนสูงจะสลายตัวเกิดปฏิกิริยาแบบดูดกลืนความร้อนแล้วสลายตัวเกิดก๊าซ ซึ่งจะพาพลังงานความร้อนส่วนหนึ่งออกจากชิ้นวัสดุไปเหลือเป็นชั้นถ่าน (Char) ซึ่งมีองค์ประกอบส่วนใหญ่เป็นคาร์บอนที่มีความแข็งแรง [15] ดังนั้น วัสดุนี้จึงมีความเหมาะสมที่จะนำไปใช้ผลิตฉนวนกันความร้อนสำหรับใช้งานที่อุณหภูมิสูงเป็นเวลานาน โดยป้องกันความร้อนด้วยกระบวนการเสียดกร่อน (Ablation) จากคุณสมบัติดังกล่าวทำให้มีการนำวัสดุฟีนอลิกเรซินมาใช้ร่วมกับวัสดุเส้นใยทนความร้อนแบบต่าง ๆ เช่น เส้นใยซิลิกา (Silica) ผลิตเป็นวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกนำไปใช้งานทางด้านจรวดและยานอวกาศเป็นครั้งแรกในปีค.ศ. 1956 โดยใช้เป็นฉนวนป้องกันความร้อนสำหรับแคปซูลบันทึกข้อมูลของจรวดอวกาศ Atlas ของประเทศสหรัฐอเมริกา ซึ่งจะต้องป้องกันความร้อนที่เกิดขึ้นในกรณีที่แคปซูลถูกปล่อยออกจากจรวด Atlas แล้วเข้าสู่ชั้นบรรยากาศโลก [16] ต่อมาได้เริ่มนำวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกไปใช้ผลิตชิ้นส่วนท่อท้ายจรวด โดยจรวดสหรัฐอเมริกาแบบแรกที่มีท่อท้ายจรวดผลิตด้วยวัสดุคอมโพสิต

ฟีนอลิกเป็นหลัก ได้แก่ ชีปนาธ Pershing 1 [17] ซึ่งเริ่มพัฒนาในปี ค.ศ. 1958 และเข้าประจำการในปี ค.ศ. 1960 และหลังจากนั้นเรื่อยมาก็มีการใช้วัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกเป็นหลักในการผลิตฉนวนกันความร้อนสำหรับเกราะป้องกันความร้อนของยานอวกาศที่กลับเข้าสู่บรรยากาศ และฉนวนกันความร้อนของท่อท้ายจรวดจรวดเชื้อเพลิงแข็งแบบต่าง ๆ

2.4 การใช้วัสดุคอมโพสิตเป็นฉนวนในท่อท้ายจรวด

การทำวัสดุคอมโพสิตจะใช้ฟีนอลิกเรซินสังเคราะห์ตามกระบวนการในเอกสาร US Patent 3,074,904 เคลือบบนพื้นเส้นใยที่ทำการปรับปรุงคุณภาพตามกระบวนการในเอกสาร US Patent 3,454,453 [18] จากนั้นนำไปอบด้วยอุณหภูมิและเวลาที่กำหนด เพื่อทำปฏิกิริยาขั้นต้น ซึ่งเรียกว่า B-Stage หมายถึง เรซินที่ได้จะไม่ละลายในตัวทำละลายอินทรีย์ แต่สามารถหลอมเหลวได้ด้วยความร้อน [19] จากนั้นนำชิ้นงาน B-Stage ตัดเป็นชิ้นเล็ก ๆ แล้วนำไปใส่ในแม่พิมพ์ ทำการขึ้นรูปชิ้นงานด้วยวิธีการอัดภายใต้ความดันในการอัดไม่น้อยกว่า 4,500 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว (310 บาร์) อ้างอิงตามข้อกำหนดสำหรับการผลิตมอเตอร์จรวดนำวิถีแบบ Sidewinder ของสหรัฐอเมริกาตามมาตรฐาน MIL-STD-2126

การตรวจสอบคุณภาพของชิ้นงานควรมีการทดสอบอัตราการเสียดกร่อน (Ablation) ควรมีค่าต่ำ ตรวจสอบเนื้อวัสดุด้วยกล้องจุลทรรศน์อิเล็กตรอน ตรวจสอบหารอยร้าวที่ผิวด้วยการขีดแอลกอฮอล์เพื่อตรวจหารอยร้าวภายในเนื้อวัสดุด้วยการถ่ายภาพรังสีเอ็กซ์ (X-Ray) เนื้อวัสดุภายในมีความสม่ำเสมอตามมาตรฐาน MIL-STD-2126

มีการทดสอบเปรียบเทียบกับการใช้วัสดุคอมโพสิตเกรดทั่วไป พบว่า เนื้อวัสดุภายในมีความสม่ำเสมอไม่น้อยกว่า เมื่อนำไปประกอบกับมอเตอร์จรวดเพื่อจุดทดสอบภาคสถิติและตรวจสอบการเสียดกร่อนของฉนวนจากวัสดุคอมโพสิตในท่อท้ายจรวดเปรียบเทียบกับพบว่า ฉนวนในท่อท้ายจรวดที่ใช้ฟีนอลิกเรซิน

ที่สังเคราะห์ขึ้นมามีระยะเสียดร่อนน้อยกว่าฉนวนจากวัสดุคอมโพสิตเกรดทั่วไปทุกตำแหน่ง [20]

2.5 ระดับความมั่นใจ (Confidence Level)

ระดับความมั่นใจ (Confidence Level) เป็นค่าที่ระบุ “คุณภาพ” ของแผนการทดสอบและเกณฑ์ยอมรับที่ใช้ในการตรวจสอบอุปกรณ์ ในที่นี้หมายถึงความน่าจะเป็นที่จะไม่ยอมรับอุปกรณ์ซึ่งประชากรมีระดับความไว้วางใจได้ต่ำกว่าเกณฑ์ยอมรับ โดยตัดสินใจจากผลการทดสอบอุปกรณ์ที่สุ่มตัวอย่างมาเป็นจำนวนจำกัด [21] สำหรับอุปกรณ์ใช้ครั้งเดียว ความน่าจะเป็น $P(r)$ ที่จะสุ่มตัวอย่างอุปกรณ์มา n ชิ้น แล้วสุ่มได้อุปกรณ์ Defective r ชิ้น เป็นไปตามค่าสถิติการกระจายแบบ Binomial [22]

3. วิธีดำเนินการวิจัย

การพัฒนาฟีนอลิกเรซินทนความร้อนสูงสำหรับผลิตฉนวนกันความร้อนในท่อท้ายจรวด ดำเนินการโดยสังเคราะห์น้ำยาฟีนอลิกเรซินทนความร้อนสูงด้วยวิธีการการดัดแปลงโดยการเติมอีพอกซีเรซินและไซเลนผลิตเป็นวัสดุฉนวนแบบคอมโพสิตสำหรับท่อท้ายของจรวด จุดทดสอบภาคสถิติโดยใช้โมเดลจรวดขนาด 122 มม. ระยะยิง 30 กม. ทำให้เกิดการกระกรรมต่อฉนวนท่อท้ายจรวดที่ผลิตขึ้น เพื่อวัดขนาดและมิติความเสียหายของฉนวนและใช้การคำนวณทางคณิตศาสตร์เพื่อพิจารณาความเป็นไปได้ในการนำขนาดและรูปร่างของฉนวนไปใช้ในจรวดขนาด 122 มม. ระยะยิง 40 กม. ต่อไปดังแสดงในรูปที่ 2

3.1 การสังเคราะห์ฟีนอลิกเรซิน

การสังเคราะห์ฟีนอลิกเรซินอ้างอิงจาก สิทธิบัตร US 3,074,904 ทำการผสม Paraformaldehyde และ Hexamine เข้าด้วยกัน แล้วทำปฏิกิริยาด้วย Phenol กำจัดสารระเหยและผลิตภัณฑ์ข้างเคียงจากการเกิดปฏิกิริยาโดยการดำเนินการภายใต้สภาวะสุญญากาศ (Vacuum) ที่อุณหภูมิ 85 องศาเซลเซียส หลังจากนั้นปรับปรุงคุณสมบัติโดยการเติม Bisphenol

การสังเคราะห์น้ำยาฟีนอลิกเรซิน

- วิเคราะห์การปรับปรุงคุณสมบัติฟีนอลิกเรซินด้วยเทคนิค FT-IR
- เตรียมชิ้นงานทดสอบทางกลโดยใช้สไลด์เสริมแรง

การผลิตฉนวนสำหรับท่อท้ายจรวด

- การทดสอบการเสียดร่อนของวัสดุคอมโพสิต
- การทดสอบด้วยภาพรังสี

การทดสอบภาคสถิติ

- การทดสอบภาคสถิติ
- การคำนวณระดับความมั่นใจ

การประยุกต์ใช้จรวดระยะยิง 40 กม.

- การคำนวณขนาดท่อท้ายจรวด ด้วยกำลังมอเตอร์จรวด 122 มม. ระยะยิง 40 กม.

รูปที่ 2 วิธีดำเนินการงานวิจัย

Epoxy ปลอ่ยให้สารทำปฏิกิริยาภายใต้สุญญากาศที่อุณหภูมิสูง จากนั้นจึงเติม Phenyltrimethylsilane (PTMS) และทำปฏิกิริยาภายใต้สภาวะสุญญากาศที่อุณหภูมิ 85 องศาเซลเซียส ต่อไปจนกระทั่งได้ฟีนอลิกเรซินที่มีสีเหลืองอ่อน

การวิเคราะห์หาชนิดและองค์ประกอบหลักทางเคมีของฟีนอลิกเรซินที่ดัดแปลงด้วยไซเลน (PR-S) โดยใช้ความยาวคลื่นช่วงอินฟราเรด (Fourier Transform Infrared : FT-IR) ด้วยเครื่อง FT-IR (Spectrum One, Perkin Elmer) โดยพบผสมผงตัวอย่างกับ Potassium Bromide (KBr) จากนั้นทำการอัดขึ้นรูปเป็นแผ่นบางใสแล้วทำการทดสอบต่อด้วยเครื่องมือดังกล่าว สภาวะในการวิเคราะห์ใช้แหล่งกำเนิดแสงช่วง Middle Range Infrared ($4000-600\text{ cm}^{-1}$) Resolution: 4 cm^{-1} Detector คือ ไตรกลีซีนซิลิเกต (TGS) อ้างอิงตามมาตรฐาน ASTM: E1252-98 โดยจ้างทดสอบตัวอย่างที่งานวิเคราะห์เชิงเคมีและชีวภาพ ฝ่ายสนับสนุนเทคนิคด้านวิเคราะห์ลักษณะเฉพาะของวัสดุ ศูนย์เทคโนโลยีโลหะและวัสดุแห่งชาติ ด้วยเครื่อง FT-IR Spectrometer (ยี่ห้อ : Perkin Elmer, รุ่น : Spectrum One)

การทดสอบคุณสมบัติทางกลของวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกเรซินเสริมแรงด้วยวัสดุชนิดเส้นใยแก้ว เบอร์ 200 นำมาเรียงซ้อนทับให้ไปในทิศทางเดียวกัน จำนวน 24 ชั้น

และอัดขึ้นรูปโดยให้ความร้อน 170 องศาเซลเซียส ภายใต้แรงดัน 300 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว ต่อเนื่องเป็นเวลา 30 นาที ก่อนนำไปตัดเป็นชิ้นงานทดสอบ ประกอบด้วย การทดสอบความต้านทานการดัดงอ และความต้านทานการดึงโดยส่วนงานวิศวกรรมโลหการและวัสดุ ฝ่ายวิจัยและพัฒนาสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ ด้วยเครื่อง Universal Testing Machine ยี่ห้อ TEST BAND รุ่น 112.100 ขนาด 100 กิโลนิวตัน ที่อุณหภูมิห้อง

3.2 การผลิตชิ้นงานฉนวนสำหรับท่อท้ายจรวด

พินอลิกเรซินที่สังเคราะห์ได้จะนำมาผสมกับซิลิกอนไดออกไซด์ (Silicon Dioxide, SiO₂) จำนวน 8% ของน้ำหนักรวม และนำไปชุบเคลือบกับแผ่นเส้นใยแก้วเบอร์ 600 และอบที่อุณหภูมิ 85 องศาเซลเซียส เป็นเวลา 10 นาที แผ่นที่ได้เรียกว่าพรีเพร็ก (Prepreg) หลังจากนั้นตัดให้มีขนาดประมาณ 1.5x1.5 ซม. เพื่อใช้เป็นวัตถุดิบในการอัดขึ้นรูปตามแม่พิมพ์ของฉนวนสำหรับท่อท้ายจรวด ซึ่งใช้กับมอเตอร์จรวดขนาด 122 มม. ระยะยิง 30 กม. ของสหป. โดยให้ความร้อน 170 องศาเซลเซียส และอัดที่ความดัน 4,500 ปอนด์ต่อตารางนิ้ว (310 บาร์) ต่อเนื่องเป็นเวลา 5 ชั่วโมง

ชิ้นงานฉนวนสำหรับท่อท้ายจรวดแบ่งเป็น 2 ชิ้นส่วน ได้แก่ ส่วนท่อท้ายจรวดส่วนหน้า (Front Nozzle) และส่วนท่อท้ายจรวดส่วนหลัง (Rear Nozzle) นำชิ้นงานทั้งสองไปทำการเอ็กซ์เรย์เพื่อให้แน่ใจว่าชิ้นงานจะไม่มีรอยร้าวหรือมีฟองอยู่ในเนื้อชิ้นงาน จากนั้นจึงนำไปประกอบให้เป็นฉนวนท่อท้ายจรวดต่อไป การประกอบระหว่างชิ้นส่วนสองชิ้นนี้จะมีชิ้นส่วนที่เรียกว่า คอท่อท้ายจรวด (Nozzle Throat) ทำจากกราไฟต์และเป็นส่วนที่คอดมากที่สุดของท่อท้ายจรวด ชิ้นงานนี้จะนำไปประกอบกับมอเตอร์จรวด เพื่อนำไปทดสอบภาคสถิติในขั้นตอนสุดท้าย

3.3 การทดสอบภาคสถิติ

มอเตอร์จรวด 122 มม. ระยะยิง 30 กม. ถูกนำมาใช้ร่วมกับชิ้นส่วนท่อท้ายจรวดที่ผลิตจากฉนวนจาก

วัสดุคอมโพสิตพินอลิก เนื่องจาก สหป. มีข้อมูลในการทดสอบภาคสถิติมอเตอร์จรวดนี้จึงมีข้อมูลกราฟแรงขับและความดันเพื่อใช้คำนวณฟลักซ์ความร้อน และทำการคำนวณการเสียดกร่อนของฉนวนท่อท้ายจรวดโดยใช้คุณสมบัติของฉนวนพินอลิกชนิดนี้

จากนั้นทำการทดสอบภาคสถิติมอเตอร์จรวดขนาดดังกล่าวที่อุณหภูมิห้องโดยวัดค่าแรงขับ ความดันที่เกิดขึ้นจากการเผาไหม้ และนำกราฟที่ได้เปรียบเทียบกับข้อมูลจากการออกแบบ

ทำการถอดชิ้นส่วนท่อท้ายจรวดนำไปผ่าครึ่ง และทำการวัดระยะเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นจริง และนำมาเปรียบเทียบกับค่าจากการคำนวณ

3.4 การประยุกต์ใช้ฉนวนท่อท้ายจรวดกับมอเตอร์จรวด 122 มม. ระยะยิง 40 กม.

สำหรับมอเตอร์จรวด 122 มม. ระยะยิง 40 กม. สหป. มีข้อมูลผลการทดสอบภาคสถิติ จึงนำข้อมูลดังกล่าวมาคำนวณ การเสียดกร่อนจากการเผาไหม้ของมอเตอร์จรวดชนิดนี้ ตามสมการ (1)

$$d_{ablation} = r_{ablation\ rate} \times t_{burn} \quad (1)$$

โดยที่

$$\begin{aligned} r_{ablation\ rate} &= \text{อัตราการเสียดกร่อน} \\ t_{burn} &= \text{ระยะเวลาเผาไหม้ของจรวด} \end{aligned}$$

ซึ่งตั้งข้อสมมุติว่า $r_{ablation\ rate} \propto \dot{q}_{total}$

ตามแบบจำลองทางคณิตศาสตร์เพื่อทำนายอัตราการเสียดกร่อน [23] เพราะฉะนั้นการเสียดกร่อนที่เกิดขึ้นจริงของฉนวนจะคำนวณได้ดังสมการ (2)

$$r_{ablation\ rate} = r_{ablation\ test} \times \frac{\dot{q}_{total}}{\dot{q}_{test}} \quad (2)$$

โดยที่

$$\begin{aligned} r_{ablation\ test} &= \text{อัตราการเสียดกร่อนทดสอบ} \\ \dot{q}_{total} &= \text{ฟลักซ์ความร้อนที่เกิดขึ้นจริง} \end{aligned}$$

$\dot{q}'_{test}$ = พลังค์ความร้อนการทดสอบ
(8.25 MW/m²)

พลังค์ความร้อนที่เกิดขึ้นจริงของท่อไอพ่น
จรวดเกิดจากผลรวมระหว่างพลังค์ความร้อนจาก
การแผ่รังสี (Radiation) และพลังค์ความร้อนจาก
การพาความร้อน (Convection) ของก๊าซร้อน
สามารถคำนวณได้จากสมการ (3)

$$\dot{q}_{total} = \dot{q}_{convection} + \dot{q}_{radiation} \quad (3)$$

พลังค์ความร้อนจากการแผ่รังสีสามารถ
คำนวณได้จากสมการการแผ่รังสีความร้อน (4)

$$\dot{q}_{radiation} = \epsilon \sigma (T^4 - T_w^4) \quad (4)$$

โดยที่

ϵ = Emissivity Coefficient แทนค่าเป็น 1

σ = Stefan-Boltzmann Constant แทน
ค่าเป็น $5.6703 \cdot 10^{-8}$ (W/m² K⁴)

Bartz ได้พัฒนาแบบจำลอง Semi Empirical
สำหรับคำนวณหา Heat Transfer Coefficient
ในท่อท้ายจรวด [24] ในปัจจุบันยังคงใช้แบบจำลองนี้
ในการคำนวณที่เกี่ยวข้องกับการถ่ายเทความร้อน
ภายในท่อท้ายจรวด (5)

$$\dot{q}_{convection} = h_g (T_{aw} - T_w) \quad (5)$$

เมื่อ

h_g = Heat Transfer Coefficient
(BTU/in.² sec°F)

T_w = อุณหภูมิผิวฉนวนกันความร้อน

T_{aw} = อุณหภูมิผิวฉนวนกันความร้อนกรณี
พลังค์ความร้อนเป็นศูนย์

โดย

$$\frac{T_{aw}}{T_0} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} RM^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2} \quad (6)$$

γ = Heat Capacity Ratio ของก๊าซที่ไหลใน
ท่อท้ายจรวด

R = Adiabatic Recovery Factor ซึ่งตาม
วิธีของ Bartz ใช้ค่า = 0.89

M = Mach Number ของก๊าซที่ไหลภายใน
ท่อท้ายจรวด ณ จุดที่พิจารณา คำนวณหาได้จากสมการ (7)

$$\frac{A}{A_*} = \frac{1}{M} \sqrt{\frac{\{1 + [(\gamma-1)/2] M^2\}^{(\gamma+1)/(\gamma-1)}}{1 + [(\gamma-1)/2]}} \quad (7)$$

เมื่อ

A = พื้นที่หน้าตัดการไหล ณ จุดที่พิจารณา
(in.²)

A_* = พื้นที่หน้าตัด Throat (in.²)

T_0 = Stagnation Temperature ของก๊าซ
ที่ไหลภายในท่อท้ายจรวด สัมพันธ์กับอุณหภูมิของก๊าซ
ณ ตำแหน่งที่พิจารณา T (Free Stream Static
Temperature) ดังสมการ (8) และ (9)

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (8)$$

$$\frac{A_*}{A} = \left(\frac{\gamma+1}{2} \frac{T}{T_1}\right)^{1/(\gamma-1)} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \frac{T}{T_1}\right]} \quad (9)$$

เมื่อ

T_1 = Adiabatic Flame Temperature
ของก๊าซจากการเผาไหม้ภายในห้องเผาไหม้ของจรวด

ตามวิธีแบบจำลองของ Bartz หาค่า Heat
Transfer Coefficient ได้ตามสมการ (10)

$$h_g = [D_{0.2}^{0.026} (\frac{\mu^{0.2} C_p}{P_r^{0.6}}) (\frac{P_{cg}}{C^*})^{0.8} (\frac{P_*}{P_c})^{0.1} (\frac{A_*}{A})^{0.9} \sigma] \quad (10)$$

โดยที่

D_* = Throat Diameter (in.)

μ = Gas Viscosity (lb/in.sec) สำหรับก๊าซ
จากการเผาไหม้ ประมวลค่าได้ด้วยสมการ (11)

C_p = Specific Heat at Constant Pressure (Btu/lb °F) แทนค่าด้วย 0.339

P_r = Prandtl Number = $\mu C_p / k$
ประมาณค่าโดยใช้ Kinetic Theory of Gas ได้เป็น
$$P_r = \frac{4Y}{9\gamma - 5}$$

P_c = Chamber Pressure (psi)

g = Gravitational Acceleration (32 ft/sec²)

C^* = Characteristic Velocity (ft/sec)

r_c = ท่อท้ายจรวด Throat Radius of Curvature (in.)

σ = Dimensionless Factor Accounting for Variation of ρ and μ

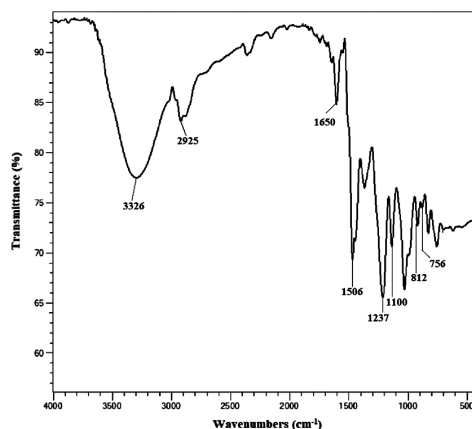
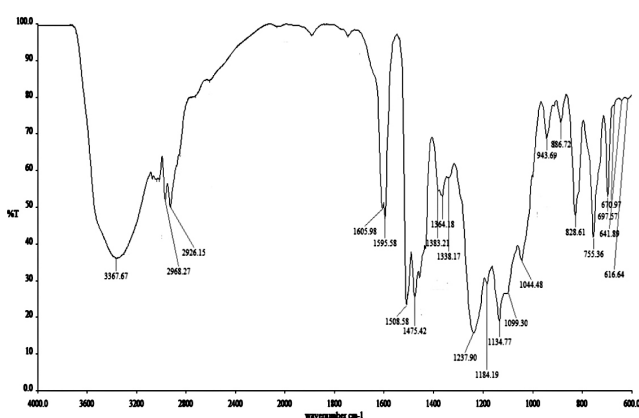
$$\mu = (46.6 \times 10^{-10})(\bar{m})^{1/2}(T^\circ R)^\omega \quad (11)$$

4. ผลการทดลองและการอภิปรายผล

4.1 ผลการวิเคราะห์การปรับปรุงคุณสมบัติพีนอลิกเรซิน

จากการวิเคราะห์พีนอลิกเรซินดั้งเดิมเทียบกับวัสดุพีนอลิกเรซินชนิดดัดแปลงด้วยไซเลน ที่สังเคราะห์ขึ้น ด้วยเทคนิค FT-IR พีนอลิกเรซินดั้งเดิมตรวจพบการดูดกลืนพลังงานของการสั่นแบบยืดของกลุ่มไฮดรอกซิล (OH group) ในพีนอลที่ช่วงคลื่น 3326 cm⁻¹ พบการดูดกลืนพลังงานของคลื่นในช่วง 2925 cm⁻¹ แสดงถึงการยืดการสั่นสะเทือนของพันธะกลุ่ม C-H ในวงแหวนฟีนิล และพันธะ C-H แบบอะลิฟาติก พบการดูดกลืนพลังงานของคลื่นที่ 1506 cm⁻¹ แสดงถึงการยืดการสั่นสะเทือนของพันธะ C-C ในวงแหวนอะโรมาติกของโมเลกุลพีนอล การดูดกลืนพลังงานของคลื่นในช่วง 1237 cm⁻¹ บ่งชี้ถึงพันธะ C-O ของพีนอลไฮดรอกซิล และการสั่นแบบยืดของพันธะ C-O สำหรับพีนอลไฮดรอกซิลที่เหลือ พบการดูดกลืนพลังงานของพันธะ C-O ของเบนซิลไฮดรอกซิลที่ช่วงคลื่น 1100 cm⁻¹ พบการดูดกลืนพลังงานของคลื่นที่ 812 และ 756 cm⁻¹ แสดงถึง Para-substituted

และ Ortho-substituted ของเบนซีน และวัสดุพีนอลิกเรซินชนิดดัดแปลงด้วยไซเลน พบการดูดกลืนพลังงานของการยืดของพันธะโพสิโซลอสเซน (Si-O-Si) และไซเลน Si-O-C ในช่วงของคลื่น 1184.19 cm⁻¹ พบการดูดกลืนพลังงานของคลื่นในช่วง 1044.48 cm⁻¹ บ่งชี้ถึงการดูดกลืนพลังงานของพันธะ Si-O-Si และพบการดูดกลืนพลังงานของพันธะ Si-O-C ในช่วงของคลื่น 1099.30 cm⁻¹ ซึ่งแสดงถึงการดัดแปลงด้วยไซเลนในวัสดุพีนอลิกเรซินดังรูปที่ 3 และตารางที่ 1



รูปที่ 3 ผลการวิเคราะห์ FT-IR พีนอลิกเรซินชนิดดัดแปลงด้วยไซเลน (บน) และพีนอลิกเรซินดั้งเดิม (ล่าง) [25]

ตารางที่ 1 หมู่ฟังก์ชันที่สัมพันธ์กับสเปกตรัมการสั่นของโมเลกุลหลักของฟีนอลิกเรซินที่ดัดแปลง

เลขคลื่น (cm ⁻¹)	หมู่ฟังก์ชัน (Possible Assignments)	อ้างอิง (References)
3367.67	Stretching vibrations of hydroxyl (OH) groups in phenol	A. H. Pullichola et al. [26], H. Jiang et al. [27]
3326	Stretching vibrations of hydroxyl (OH) groups in phenol	A. H. Pullichola et al. [26], H. Jiang et al. [27]
2925	Stretching vibrations of C-H group bonds in phenyl rings and aliphatic C-H	B. Erzen et al. [25]
1506	Stretching vibrations of C-C in the aromatic ring in phenol molecules	B. Erzen et al. [25]
1237	The C-O bond of phenolic hydroxyl, and stretching vibration peak of C-O bond for residual phenol hydroxyl	B. Erzen et al. [25]
1100	The C-O bond for benzyl hydroxyl in phenol formaldehyde	B. Erzen et al. [25], S. Wang et al. [28], J. Yun et al. [29]
812 and 756	para-substituted and ortho-substituted of benzene	B. Erzen et al. [25]
1184.19	Stretching of the polysiloxanes (Si-O-Si) and Si-O-C bonds	W. A. W. A. Rahman et al. [30]
1134.77	Si-O-Si bonds in a cage structure with a bond angle of approximately 150°	A. Grill et al. [31]
1099.30	The Si-O-C bond stretching	S. Y. Jing et al. [32] T. Lu et al. [33]
1044.48	The Si-O-Si asymmetric stretching	S. Y. Jing et al. [32], C. Arslan and M. Dogan [34]

4.2 ผลการทดสอบคุณสมบัติทางกล

การทดสอบคุณสมบัติทางกลของวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกเสริมแรงด้วยวัสดุชนิดเส้นใยแก้ว เบอร์ 200 ประกอบด้วยการทดสอบความต้านทานการดัดงอ และ ความต้านทานการดึง ผลการทดสอบดังแสดงในตารางที่ 2 แสดงให้เห็นว่าวัสดุคอมโพสิตฯ ที่ผลิตขึ้นมามีคุณสมบัติทางกลของวัสดุคอมโพสิตฟีนอลิกเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-C-81251 แม้ว่ามาตรฐาน

ตารางที่ 2 แสดงผลการทดสอบคุณสมบัติทางกล

คุณสมบัติทางกล	เกณฑ์ควบคุม MIL-C-81251	Glass Fiber+ Phenolic
ความต้านทานการดัดงอ (MPa)	131	205
ความต้านทานการดึงสูงสุด (MPa)	83	140

ดังกล่าวจะกำหนดให้ใช้เส้นใยเสริมแรงชนิดซิลิกา ซึ่งมีความสามารถในการเสริมความแข็งแรงดีกว่าเส้นใยแก้วซึ่งใช้ในงานวิจัย แต่การใช้วัสดุพีนอลิกเรซินชนิดดัดแปลงด้วยไซเลนยังคงเสริมความแข็งแรงของวัสดุให้เป็นไปเกณฑ์มาตรฐานได้



รูปที่ 4 ฟรีเพริกที่ทำการตัดให้มีขนาดประมาณ 1.5 x 1.5 ซม.

4.3 ผลการทดสอบการเสียดร่อนของวัสดุคอมโพสิต

แผ่นฟรีเพริกที่ตัดเป็นชิ้นขนาดประมาณ 1.5 x 1.5 ซม. ถูกนำไปใช้เป็นวัตถุบดในการอัดขึ้นรูปชิ้นงานทดสอบการเสียดร่อน ลักษณะของฟรีเพริกที่ตัดเป็นชิ้นเล็ก ๆ แล้ว แสดงดังรูปที่ 4

การทดสอบการเสียดร่อน ดำเนินการอัดขึ้นงานฉนวนตามขั้นตอนการอัดขึ้นรูปฉนวนส่วนต่อท้ายจรวด เตรียมชิ้นงานทดสอบแผ่นสี่เหลี่ยมขนาด 100 x 100 x 10 มม. จำนวน 3 ชิ้น ผลการทดสอบดังแสดงในตารางที่ 3 วัสดุที่มีอัตราการทนทานต่อการเสียดร่อนน้อยกว่า 0.200 มม./วินาที จึงจะถือว่าเป็นวัสดุทนการเสียดร่อน (Ablative Material) ที่สามารถนำมาใช้เป็นฉนวนกันความร้อนในมอเตอร์จรวดได้ [35] จากผลที่ได้พบว่า วัสดุคอมโพสิตฯ นี้มีค่าอยู่ที่ 0.117 มม./วินาที ซึ่งผ่านตามเกณฑ์ข้างต้นสามารถนำไปเป็นวัสดุฉนวนส่วนต่อท้ายจรวดได้

4.4 ผลการทดสอบด้วยภาพรังสี

หลังจากทำการอัดขึ้นงานฉนวนสำหรับต่อท้ายจรวด ซึ่งแบ่งเป็น 2 ชิ้น ได้แก่ ส่วนต่อท้ายจรวด

ตารางที่ 3 แสดงผลของการทดสอบการทนทานต่อการเสียดร่อนสำหรับวัสดุคอมโพสิต

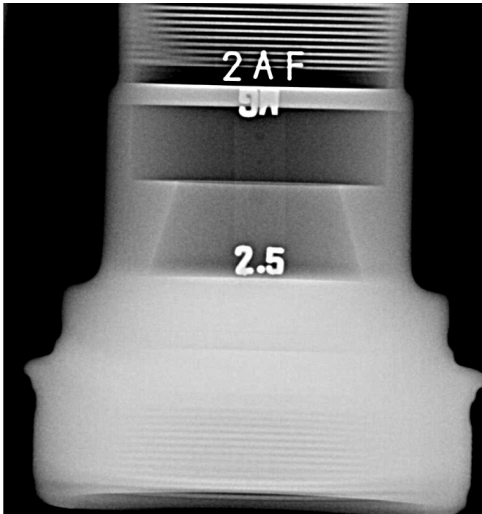
No.	ความหนา (mm)	ระยะเวลาการเผาไหม้ (s)	อัตราการทนทานต่อการเสียดร่อน (mm/s)
1	12.717	107.9	0.118
2	12.756	110.8	0.115
3	12.643	108.5	0.117
Average			0.117
STDEV			0.001



รูปที่ 5 ชิ้นงานฉนวนส่วนต่อท้ายจรวดส่วนหน้าและส่วนหลัง

ส่วนหน้าและส่วนต่อท้ายจรวดส่วนหลัง ลักษณะของชิ้นงานทั้งสองส่วนเป็นดังรูปที่ 5

ชิ้นงานทั้งสองส่วนถูกนำไปทดสอบแบบไม่ทำลายด้วยวิธีการเช็คแอลกอฮอล์และทดสอบด้วยการฉายภาพรังสีเอกซ์ โดยเครื่องต้นกำเนิดรังสี YXLON Y.SMART 200 แผ่นรับภาพ VIDISCO FlashXPro 13.5 x 17 inch แรงดัน 130 - 170 kV กระแส 2.0 - 3.0 mA ผลการเอ็กซเรย์พบว่า เนื้อฉนวนฯ ที่อัดขึ้นรูปนั้นมีความสม่ำเสมอ มีเพียงฉนวนหมายเลข Front Nozzle 2 ที่ตรวจพบว่ามีกรขึ้นรูปที่ไม่สม่ำเสมอ (รูปที่ 6) ซึ่งรอยความไม่สม่ำเสมอที่ตรวจพบสอดคล้องกับผลการตรวจสอบด้วยแอลกอฮอล์ ผลการวิเคราะห์แบบไม่ทำลายทั้งสองวิธีรอยความไม่สม่ำเสมอที่เกิดขึ้นเป็นไปตามเกณฑ์มาตรฐาน MIL-STD-2126 ดังแสดงในตารางที่ 4



รูปที่ 6 ผลภาพฉายรังสีเอกซ์

ตารางที่ 4 แสดงผลวิเคราะห์ผลภาพ X-ray

ตัวอย่าง	รอยไม่สม่ำเสมอ	ผล
Front Nozzle 1	N/A	Pass
Front Nozzle 2	1 Defect, Area less than 0.12 inch ²	Pass
Front Nozzle 3	N/A	Pass
Front Nozzle 5	N/A	Pass
Front Nozzle 6	N/A	Pass
Rear Nozzle 1	N/A	Pass
Rear Nozzle 2	N/A	Pass
Rear Nozzle 3	N/A	Pass
Rear Nozzle 5	N/A	Pass
Rear Nozzle 6	N/A	Pass

4.5 ผลการทดสอบภาคสถิติ

การทดสอบภาคสถิติ (รูปที่ 7) แสดงให้เห็นว่าแรงขับสูงสุดของจรวดทั้ง 5 นัด มีค่าอยู่ระหว่าง 29 - 30 กิโลนิวตัน แรงดันสูงสุดอยู่ระหว่าง 180 - 190 เมกะปาสคาล และกราฟรูปร่างแรงขับและแรงดันของจรวดที่ทดสอบ มีแนวโน้มของรูปร่างเป็นไปในทิศทางเดียวกับการออกแบบเป็นข้อบ่งชี้ว่าท่อท้ายจรวดสามารถทำงานทดแทน



รูปที่ 7 การทดสอบภาคสถิติ



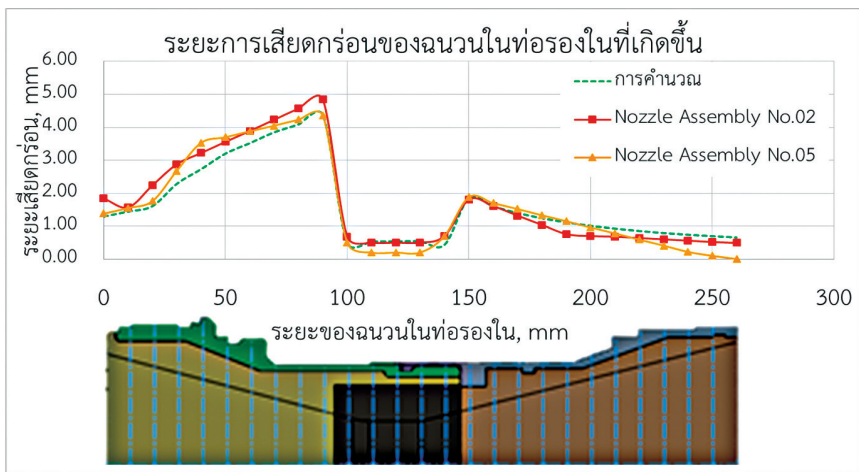
รูปที่ 8 ท่อท้ายจรวดหลังการทดสอบภาคสถิติ

การนำเข้าจากต่างประเทศได้

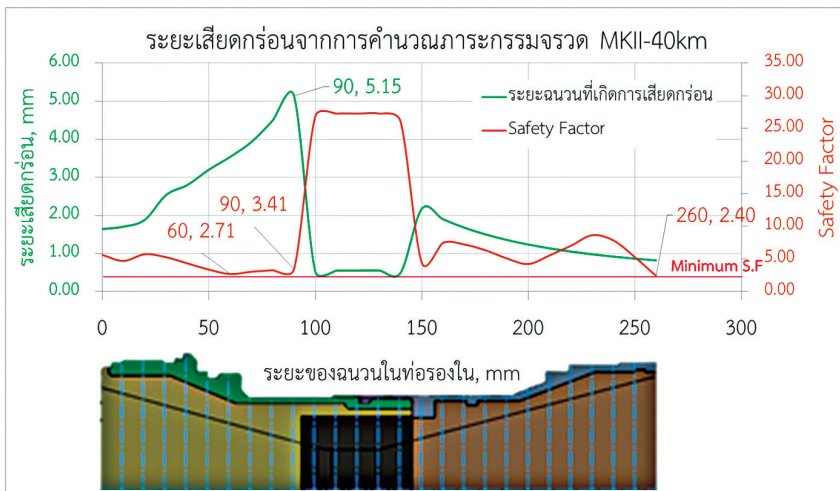
การตรวจเช็คผิวเปลือกนอกของท่อท้ายจรวด หลังการทดสอบภาคสถิติด้วยสายตา (รูปที่ 8) พบว่า ฉนวนกันความร้อนท่อท้ายจรวดที่ดำเนินการอัดขึ้นรูปจากพินอลิกเรซินที่ได้รับการดัดแปลงด้วยไซเลนภายใต้การวิจัยสามารถทนรับภาระความร้อนจากการทำงานของจรวดขนาด 122 มม. ระยะยิง 30 กม. ของ สทป. ได้อย่างสมบูรณ์ ผลการวัดขนาดและมิติฉนวนส่วนท่อท้ายจรวดแสดงให้เห็นแนวโน้มการเสียดร่อนที่เกิดขึ้น ในส่วนที่แคบจะเกิดการเสียดร่อนสูงกว่าส่วนที่กว้าง และด้านที่เป็นการบีบจะเกิดการเสียดร่อนมากกว่าด้านผาย โดยที่ระยะ 100 - 140 มิลลิเมตร จะเกิดการเสียดร่อนที่ไม่สอดคล้องกัน เนื่องจากวัสดุที่อยู่ในช่วงดังกล่าวเป็นวัสดุคนละชนิดกัน แสดงดังรูปที่ 9

4.6 ผลการคำนวณระดับความมั่นใจ

จากผลการทดสอบภาคสถิติจำนวน 5 นัด ไม่พบผลการทดสอบที่เกิดการทำงานผิดพลาด โดยวัสดุฉนวนท่อท้ายจรวดตามกระบวนการที่พัฒนา มีความ



รูปที่ 9 ระยะการเสียคร่อนของฉนวนในท่อท้ายจรวดจากการทดสอบภาคสถิติ จรวดขนาด 122 มม. ระยะยิง 30 กม.



รูปที่ 10 ระยะการเสียคร่อนของฉนวนในท่อท้ายจรวดจากการคำนวณสำหรับมอเตอร์จรวด 122 มม. ระยะยิง 40 กม.

ตารางที่ 5 แสดงการคำนวณระดับความมั่นใจ

Reliability	สัดส่วนของ Defective	จำนวนตัวอย่าง	จำนวน Defective	Confidence Level
90.0%	10.0%	5	0	40.95%
90.0%	10.0%	9	0	61.26%
90.0%	10.0%	16	0	81.47%
90.0%	10.0%	22	0	90.15%
90.0%	10.0%	29	0	95.29%

ไว้วางใจได้ไม่น้อยกว่า 90% เมื่อคำนวณระดับความมั่นใจตามค่าสถิติการกระจายแบบ Binomial จะได้ผลการคำนวณดังตารางที่ 5 ทั้งนี้ หากต้องการระดับความมั่นใจสูงขึ้นยังสามารถใช้ตารางประกอบการพิจารณาจำนวนตัวอย่างเพื่อให้ได้ระดับความมั่นใจที่ต้องการต่อไป

4.7 ผลการประยุกต์ใช้ฉนวนท่อท้ายจรวดกับมอเตอร์จรวด 122 มม. ระยะยิง 40 กม.

เมื่อเปรียบเทียบผลการคำนวณการเสียดร่อนของฉนวนทางคณิตศาสตร์ โดยใช้กำลังของจรวดขนาด 122 มม. ระยะยิง 40 กม. ของ สทป. พบว่า ด้วยรูปร่างและความหนาของฉนวนมีความสามารถเพียงพอที่จะทนรับภาระความร้อนจากการทำงานของจรวดได้อย่างสมบูรณ์ โดยบริเวณที่เป็นวัสดุฉนวนแบบคอมโพสิตมีค่าความปลอดภัย (Safety Factor) คงเหลือต่ำสุด 2.40 ซึ่งอยู่ที่ระยะ 260 มม. จากด้านหน้าของท่อท้ายจรวดแสดงดังรูปที่ 10

5. สรุปผลการวิจัย

พินอลิเกรซินเชิงพาณิชย์ได้รับการดัดแปลงด้วยอีพอกซีเรซินและไซเลน โดยกำหนดลักษณะเพื่อเพิ่มความต้านทานการเสียดร่อนของวัสดุคอมโพสิตเส้นใยแก้ว การเกิดปฏิกิริยาพอลิเมอไรเซชันแบบควบแน่น และการเชื่อมโยงในโครงสร้างของวัสดุพินอลิกพิสูจน์ได้จากการวิเคราะห์ FT-IR พบการดูดกลืนพลังงานของหมู่พันธะ OH ในช่วง 3367 cm^{-1} และการยืดของพันธะซิลิโกลเซน (Si-O-Si) และไซเลน Si-O-C ในช่วงของคลื่น 1184.19 cm^{-1} การดูดกลืนพลังงานของหมู่ Si-O-Si ในช่วง 1044 cm^{-1} และพบการดูดกลืนพลังงานของพันธะ Si-O-C ซึ่งบ่งชี้ถึงการทำปฏิกิริยาระหว่างซิลิกอนและพินอลิกในช่วงของคลื่น 1099 cm^{-1} ซึ่งแสดงถึงการดัดแปลงด้วยไซเลนในวัสดุพินอลิเกรซิน การทดสอบคุณสมบัติทางกลของวัสดุคอมโพสิตพินอลิกโดยเสริมแรงด้วยเส้นใยแก้วเบอร์ 200 มีความต้านทานแรงดึงและความต้านทานการดัดงอ เป็นไปตามมาตรฐาน MIL-C-81251 แม้ว่า

ใช้เส้นใยเสริมแรงชนิดเส้นใยแก้วที่มีความแข็งแรงน้อยกว่าเส้นใยเสริมแรงที่กำหนดในมาตรฐาน แต่การใช้พินอลิเกรซินชนิดดัดแปลงด้วยไซเลน ยังคงเสริมความแข็งแรงของวัสดุคอมโพสิตให้เป็นไปตามเกณฑ์มาตรฐานได้

ฉนวนท่อท้ายจรวดที่ใช้วัสดุคอมโพสิตพินอลิกที่ได้รับการดัดแปลงด้วยไซเลนมีอัตราการทำนายต่อการเสียดร่อน 0.117 มม./วินาที ซึ่งมีค่าคุณสมบัติเป็นไปตามมาตรฐาน MIL-I24768 แสดงให้เห็นว่าวัสดุคอมโพสิตพินอลิกที่ได้รับการดัดแปลงด้วยไซเลนเพิ่มความต้านทานการเสียดร่อนอย่างมีนัยสำคัญ และในส่วนของภาพรังสีเอ็กซ์ พบว่า การอัดขึ้นรูปฉนวนท่อท้ายมีคุณภาพที่ดี รอยไม่สม่ำเสมอที่ตรวจพบสอดคล้องตามเกณฑ์มาตรฐาน MIL-STD-2126 ผลการทดสอบภาคสถิติพบว่า วัสดุคอมโพสิตพินอลิกที่ได้รับการดัดแปลงด้วยไซเลนสามารถทนรับภาระความร้อนจากการทำงานของจรวดได้อย่างสมบูรณ์ และมีระดับความมั่นใจไม่น้อยกว่า 90%

จากผลการคำนวณการเสียดร่อนของฉนวนฯ ด้วยกำลังจรวดขนาด 122 มม. ระยะยิง 40 กม. พบว่า ฉนวนท่อท้ายจรวดที่พัฒนาขึ้นสามารถรับภาระความร้อนจากการทำงานของจรวดได้อย่างสมบูรณ์ มีค่าความปลอดภัย (Safety Factor) ต่ำสุด 2.40 ที่ระยะ 260 มม. จากด้านหน้าของท่อท้ายจรวด

6. ข้อเสนอแนะ

จากผลการคำนวณการเสียดร่อนของฉนวนท่อท้ายจรวด ส่งผลให้เกิดความเชื่อมั่นว่าจะสามารถนำผลการวิจัยไปใช้ทดสอบด้วยจรวดต่อไปในอนาคต เพื่อยืนยันศักยภาพการผลิตชิ้นส่วนของจรวดเองภายในประเทศ และพึ่งพาตนเองได้อย่างแท้จริง

7. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยการสนับสนุนจากสำนักงานการวิจัยแห่งชาติ (วช.) ที่ได้อนุมัติทุนอุดหนุนการทำการวิจัยส่งเสริมและสนับสนุน

การวิจัยและนวัตกรรมประจำปีงบประมาณ 2566 ให้กับสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ ภายใต้การกำกับดูแลของรัฐมนตรีกว่าการกระทรวงกลาโหม

8. เอกสารอ้างอิง

- [1] ศ. วงศ์เจริญ. “Northrop Grumman จะปล่อยดาวเทียมสอดแนมของสหรัฐฯ ใน 15 มิ.ย..” BEARTAI.com. <https://www.beartai.com/tech/science/669108> (accessed Jun. 1, 2024).
- [2] ช. ชัยชื่นชอบ. “ทำความเข้าใจ Vega จรวดนำส่ง THEOS-2.” GISTDA.or.th. https://www.gistda.or.th/news_view.php?n_id=6918&lang=TH (accessed Jun. 1, 2024).
- [3] China Media Group. “คลิกคลิก: จีนส่งดาวเทียมขึ้นสู่อวกาศจากท้องทะเลพร้อมกันห้าดวง.” MGRONLINE.com. <https://mgronline.com/china/detail/9650000041906> (accessed Jun. 1, 2024).
- [4] Wikipedia. “S-Series (rocket family).” EN.WIKIPEDIA.org. [https://en.wikipedia.org/wiki/S-Series_\(rocket_family\)](https://en.wikipedia.org/wiki/S-Series_(rocket_family)) (accessed Jun. 1, 2024).
- [5] L. Pilato, *Phenolic Resins: A Century of Progress*. 1st ed., Berlin, Heidelberg, Germany: Springer, 2010, pp. 263 - 306.
- [6] Science History Institute. “Leo Hendrik Baekeland.” SCIENCEHISTORY.org. <https://www.sciencehistory.org/education/scientific-biographies/leo-hendrik-baekeland/> (accessed Feb. 1, 2023).
- [7] L. Pilato, *Phenolic Resins: A Century of Progress*. 1st ed., Berlin, Heidelberg, Germany: Springer, 2010, pp. 154 - 437.
- [8] L. M. Higashi, “Laminate Structures,” US Patent 3,074,904, Jan. 16, 1963.
- [9] P. Ngamsantivongsa, S. Boonthalarath, B. Wong-ek, S. Nuanklai, and C. Kiriratnikom, “Development and Characterization of Ablative Materials Used for Rocket Motors,” in *2017 Third Asian Conf. Defence Technol. (ACDT)*, Phuket, Thailand, 2017, pp. 110 – 114, doi: 10.1109/ACDT.2017.7886168.
- [10] K. Kanimozhi, K. Sethuraman, V. Selvara, and M. Alagar, “Development of Ricehusk Ash Reinforced Bismaleimide Toughened Epoxy Nanocomposites,” *Front. Chem.*, vol. 2, no. 65, pp. 1 - 9, Jul. 2014, doi: 10.3389/fchem.2014.00065.
- [11] A. M. Kawamoto, L. C. Pardini, M. F. Diniz, V. L. Lourenco, and M. F. K. Takahashi, “Synthesis of a Boron Modified Phenolic Resin,” *J. Aerosp. Technol. Manage.*, vol. 2, no. 2, pp. 169 - 182, Aug. 2010, doi: 10.5028/jatm.2010.02027610.
- [12] Nanostructure Science and Technology, *Device Applications of Silicon Nanocrystals and Nanostructures*, New York, USA: Springer Science+Business Media, 2009, doi: 10.1007/978-0-387-78689-6.
- [13] J. Yun, C. Lixin, H. Zhao, Z. Xiaofei, W. Ye, and D. Zhu, “Boric Acid as a Coupling Agent for Preparation of Phenolic Resin Containing Boron and Silicon with Enhanced Char Yield,” *Macromol. Rapid Commun.*, vol. 40, no. 17, p. 1800702, 2018, doi: 10.1002/marc.201800702.
- [14] A. Issa and A. S. Luyt, “Kinetics of Alkoxysilanes and Organoalkoxysilanes Polymerization: A Review,” *Polym.*, vol. 11, no. 3, pp. 1 - 41, Mar. 2019, doi: 10.3390/polym11030537.

- [15] G. F. Sykes, "Decomposition Characteristics of a Char-Forming Phenolic Polymer Used for Ablative Composites," NASA Technical Note D-3810, Feb. 1967. [Online]. Available: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19670008814/downloads/19670008814.pdf>
- [16] G. W. Sutton, "The Initial Development of Ablation Heat Protection, An Historical Perspective," *J. Spacecraft*, vol. 19, no. 1, 1982, doi: 10.2514/3.62196.
- [17] L. H. Caveny, R. A. Ellis, R. L. Geisler, and T. L. Moore, "Solid Rocket Enabling Technologies and Milestones in the United States," *J. Propul. Power*, vol. 19, no. 6, 2003, doi: 10.2514/2.6944.
- [18] J. W. Ward and G. L. Squire, "Sodium Carbonate Treatment of High Silica Fiber Products," U.S. Patent 3,454,453, Jul. 8, 1969.
- [19] M. Thebault, A. Kandelbauer, U. Muller, E. Zikulnig Rusch, and H. Lammer, "Factors Influencing the Processing and Technological Properties of Laminates based on Phenolic Resin Impregnated Papers," *Eur. J. Wood Wood Products*, vol. 75, no. 45, pp. 785 - 806, 2017, doi: 10.1007/s00107-017-1205-8.
- [20] ช. แซ่ไฉ่, พ. งามสันติวงศ์ และ จ. ศิริรัฐนิคม, "การพัฒนาวัดคุณสมบัติทนทานต่อการเสียดร่อนสำหรับฉนวนท่อไอพ่นจรวด," ใน *การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 37*, โรงแรมเดอะเบต เวเคชั่น รามังคลา, สงขลา, ไทย, 2566.
- [21] U.S. Army Test and Evaluation command, Field Artillery Statistics, Materiel Test Procedure 3-1-005, Mar. 1972.
- [22] E. R. Sherwin, "Analysis of "One Shot" Devices," Reliability Analysis Center, New York, USA, Rep. AD1035817, 2000. Accessed: Nov. 25, 2022. [Online]. Available: <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/AD1035817.pdf>
- [23] D. Bianchi, A. Turchi, F. Nasuti, and M. Onofri, "Chemical Erosion of Carbon-Phenolic Rocket Nozzles with Finite-Rate Surface Chemistry," *J. Propul. Power*, vol. 29, no. 5, pp. 1220 - 1230, Sept. 2013, doi: 10.2514/1.B34791.
- [24] D. R. Bartz, "Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients," *J. Jet Propuls.*, vol. 27, Jan. 1957, doi: 10.2514/8.12572.
- [25] B. Erzen, M. Karatas, S. Deniz, and E. Aydogmus, "Advances in Synthesis, Characterization, and Industrial Applications of Phenol Formaldehyde Resins," *IJANSER*, vol. 8, no. 4, pp. 26 - 34, Feb. 2024. [Online]. Available: <https://as-proceeding.com/index.php/ijanser/article/view/1817/1758>.
- [26] A. H. Pullichola, L. A. Varghese, U. Gopalakrishnapanicker, and K. M. Das, "Fourier Transform Infra-red Spectroscopy to Determine Formaldehyde to Phenol Ratio of Phenol Formaldehyde Resole," *J. Elastomers Plast.*, vol. 54, no. 4, pp. 593 - 604, Jan. 2022, doi: 10.1177/00952443211054197.
- [27] H. Jiang et al., "The Pyrolysis Mechanism of Phenol Formaldehyde Resin," *Polym. Degrad. Stab.*, vol. 97, no. 8, pp. 1527 - 1533, Aug. 2021, doi: 10.1016/j.polymdegrad-stab.2012.04.016.

- [28] S. Wang, X. Jing, Y. Wang, and J. Si, "High Char Yield of Aryl Boron-containing Phenolic Resins: The Effect of Phenylboronic Acid on The Thermal Stability and Carbonization of Phenolic Resins," *Polym. Degrad. Stab.*, vol. 99, no. 1, pp. 1 - 11, Jan. 2013, doi: 10.1016/j.polymdegradstab.2013.12.011.
- [29] J. Yun, C. Lixin, H. Zhao, Z. Xiaofei, W. Ye, and D. Zhu, "Boric Acid as a Coupling Agent for Preparation of Phenolic Resin Containing Boron and Silicon with Enhanced Char Yield," *Macromol. Rapid Commun.*, vol. 40, no. 17, Dec. 2018, doi: 10.1002/marc.201800702.
- [30] W. A. W. A. Rahman, N. Adenan, R. R. Ali, and H. Sulaiman, "Effect of Silane Crosslinker on the Thermal Properties of Rice Straw/HDPE Biocomposite," *J. Appl. Sci.*, vol. 9, no. 17, pp. 3041-3047, 2009, doi: 10.3923/jas.2009.3041.3047.
- [31] A. Grill and D. Neumayer, "Structure of Low Dielectric Constant to Extreme Low Dielectric Constant SiCOH Films: Fourier Transform Infrared Spectroscopy Characterization," *J. Appl. Phys.*, vol. 94, no.10, pp. 6697 - 6707, Nov. 2003, doi: 10.1063/1.1618358.
- [32] S. Y. Jing, H. J. Lee, and C. K. Choi, "Chemical Bond Structure on Si-O-C Composite Films with a Low Dielectric Constant Deposited by Using Inductively Coupled Plasma Chemical Vapor Deposition," *JKPS*, vol. 41, no. 5, pp. 769 - 773, Nov. 2002.
- [33] T. Lu *et al.*, "Effects of Modifications of Bamboo Cellulose Fibers on The Improved Mechanical Properties of Cellulose Reinforced Poly(Lactic Acid) Composites," *Compos. B Eng.*, vol. 62, pp. 191 - 197, Jun. 2014, doi: 10.1016/j.compositesb.2014.02.030.
- [34] C. Arslan and M. Dogan, "The Effects of Silane Coupling Agents on The Mechanical Properties of Basalt Fiber Reinforced Poly (Butylene Terephthalate) Composites," *Compos. B Eng.*, vol. 146, pp. 145 - 154, Aug. 2018, doi: 10.1016/j.compositesb.2018.04.023.
- [35] พ. อภินพพัฒน์ และ ส. นวลคล้าย, "ผลของการเติมเส้นใยและสารหน่วงไฟที่มีต่อสมบัติของฉนวนกันความร้อนชนิดยางคอมพาวด์ในมอเตอร์จรวด," ใน *การประชุมวิชาการช่วยงานวิศวกรรมอุตสาหกรรมประจำปี 2564*, โรงแรมเดอะเบต เวเคชั่น ราชมั่งคณา, สงขลา, ไทย, 2564.