

การศึกษาและการออกแบบระบบขับเคลื่อนไอออนิกพลาสมาในรูปแบบไอออนทรัสเตอร์

Study and Design of an Ionic Plasma Propulsion System in the Form of an Ion Thruster

ปิยวรรณ เพ็ญนาม จักรพรรดิ ทองนิม สุรวิช เรืองศรี และ อภิสิทธิ์ ศรีวรรณ*

ภาควิชาวิศวกรรมอิเล็กทรอนิกส์และโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลธัญบุรี apisit.s@en.rmutt.ac.th*

บทคัดย่อ

บทความนี้ได้นำเสนอวิธีการใช้พลังงานไฟฟ้าในการเปลี่ยนอะตอมของเชื้อเพลิงให้กลายเป็นไอออนิกพลาสมา เพื่อสร้างแรงขับเคลื่อนในรูปแบบไอออนทรัสเตอร์ ในระดับที่สามารถทดสอบในความดันบรรยากาศ ใช้สนามไฟฟ้าโดยตรงในการเร่งไอออนให้เคลื่อนที่อย่างมีประสิทธิภาพ ประหยัดพลังงานและเป็นมิตรต่อสิ่งแวดล้อม โดยการออกแบบระยะการเรียงตัวของไอออน 10–20 mm เพื่อทดสอบแรงขับเคลื่อนที่เกิดจากการชนกันของประจุไฟฟ้าชุดส่งกำลัง 3 ชุดแบบ Engine Multi-Stage ให้กำลังการขับเคลื่อนในรูปแบบไอออนทรัสเตอร์ Engine 1 = 70%, Engine 2 = 50% และ Engine 3 = 50% อัตราขับเคลื่อน 1.3 m/s ต่อการใช้กำลังไฟฟ้า 7.2A เมื่อเทียบกับการใช้กำลังในการขับเคลื่อนที่ 100% จะได้อัตราขับเคลื่อน 1.34 m/s ต่อการใช้กำลังไฟฟ้า 10.33A ดังนั้นวิธีการศึกษาและออกแบบระบบขับเคลื่อนไอออนิกพลาสมาในรูปแบบไอออนทรัสเตอร์ประสิทธิภาพของแรงขับเคลื่อนมีความเหมาะสมกับงานที่ต้องการเพิ่มแรงขับเคลื่อนแบบต่อเนื่องและช่วยเพิ่มระยะเวลาการใช้งานของแหล่งพลังงาน

คำสำคัญ: ไอออนิกพลาสมา ไอออนทรัสเตอร์ แรงขับเคลื่อนไอออน

Abstract

This article presents a method for using electrical energy to convert fuel atoms into ionic plasma to generate propulsion in the form of an ion thruster. The system can be tested under atmospheric pressure. It uses a direct electric field to accelerate ions efficiently, which is energy-saving and environmentally friendly. The design features an ion alignment distance of 10–20 mm to test the atmospheric thrust generated by the collision of charged particles. Three Engine Multi-Stage power units were used to generate atmospheric thrust in the ion thruster format: En1=70%, En2=50%, and En3=50%. The atmospheric thrust was measured at 1.3 m/s when using 7.2A of electrical power. When compared to the thrust at 100% power, the maximum atmospheric thrust was found to be 1.34 m/s with 10.33A of electrical power. Therefore, the study and design of the ionic plasma propulsion system in the form of an ion thruster demonstrate that its thrust efficiency is suitable for applications

requiring continuous propulsion and can help increase the operational duration of the power source.

Keywords: Ionic plasma, Ion thruster, Engine Multi-Stage

1. บทนำ

พลาสมาคือสถานะของสสารโดยอาศัยสภาวะของอิเล็กตรอนกระจายตัวจากอะตอมทำให้การแตกตัวของก๊าซกลายเป็นพลาสมา ซึ่งเป็นกลุ่มของประจุบวกและประจุลบที่เคลื่อนที่อย่างอิสระมีสภาพนำไฟฟ้า ในแวดวงวิศวกรรมการบินและอวกาศ "ระบบขับเคลื่อนไอออนิกพลาสมา" ได้กลายเป็นหัวข้อวิจัยที่สำคัญเนื่องจากประสิทธิภาพในการใช้เชื้อเพลิงที่เหนือกว่าเครื่องยนต์จรวดเคมีแบบดั้งเดิม หลักการทำงานของเทคโนโลยีไอออนทรัสเตอร์ (Ion Thruster) ซึ่งเป็นหนึ่งในกลไกขับเคลื่อนหลักของทางวิศวกรรมที่จำเป็นสำหรับการสร้างระบบขับเคลื่อนที่มีประสิทธิภาพ

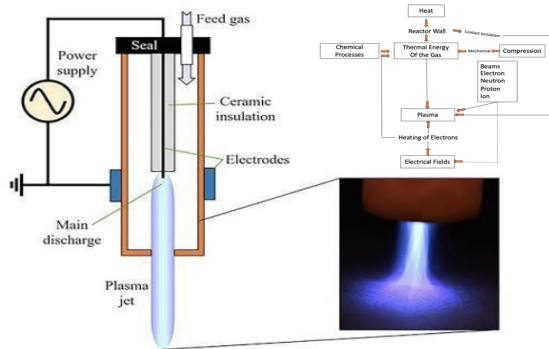
ระบบขับเคลื่อนนี้อาศัยหลักการขับเคลื่อนด้วยไฟฟ้า (Electric Propulsion) ซึ่งแตกต่างจากการขับเคลื่อนด้วยแรงระเบิดของสารเคมี โดยใช้พลังงานไฟฟ้าในการสร้าง "แรงขับ" (Thrust) โดยตรง หลักการทำงานเริ่มจากการทำให้แก๊สเฉื่อย (Propellant) กลายเป็นสถานะพลาสมา ซึ่งประกอบด้วยไอออนที่มีประจุบวกและอิเล็กตรอนที่มีประจุลบ จากนั้นจึงใช้สนามไฟฟ้าที่มีกำลังสูงเร่งไอออนเหล่านั้นให้พุ่งออกไปด้วยความเร็วสูง การพุ่งออกไปของไอออนจะสร้างแรงปฏิกิริยาผลักดันยานอวกาศไปข้างหน้าตามหลักการอนุรักษ์โมเมนตัม

ดังนั้นแนวทางการศึกษาระบบขับเคลื่อนไอออนิกพลาสมาในรูปแบบไอออนทรัสเตอร์ เพื่อใช้ในการศึกษาคุณลักษณะ ทางไฟฟ้าของพลาสมาทั้ง 2 รูปแบบ คือ พลาสมาแบบสัญญาณพัลส์และพลาสมาแบบสัญญาณต่อเนื่อง จากนั้นจะได้พิจารณาคุณลักษณะทางสนามไฟฟ้าของพลาสมา ได้แก่ ลักษณะของกระแสดิซชาร์จและ แรงดันดิซชาร์จซึ่งจะถูกนำมาพิจารณาเพื่อใช้ในการควบคุมคุณสมบัติของพลาสมา เพื่อให้ได้พลาสมาที่มี คุณสมบัติตามต้องการ ซึ่งค่ากระแสดิซชาร์จ และแรงดันดิซชาร์จขึ้นอยู่กับระยะห่างระหว่างขั้วอิเล็กโทรด แรงดันไฟฟ้าระหว่างขั้วอิเล็กโทรด ซึ่งระบบขับเคลื่อนไอออนิกพลาสมาเป็นเทคโนโลยีที่โดดเด่นด้วยประสิทธิภาพในการใช้เชื้อเพลิงที่สูง มีความแม่นยำในการควบคุม แม้จะมีข้อจำกัดด้านแรงขับต่ำ แต่ศักยภาพสำหรับการเดินทางระยะยาวในอวกาศทำให้เป็นนวัตกรรมที่กำลังเปลี่ยนแปลงอนาคตของอุตสาหกรรมอวกาศ

2. ทฤษฎีและหลักการการออกแบบ

2.1 หลักการทำงานของเครื่องกำเนิดพลาสมา

เจ็ทพลาสมาความดันบรรยากาศประกอบด้วยข้อไฟฟ้าสองข้อและกำหนดอัตราการไหล ของก๊าซให้ไหลผ่านเข้ามายังท่อก๊าซ โดยใช้แรงดันไฟฟ้าความถี่คลื่นวิทยุ 13.56 เมกกะเฮิร์ต และจ่าย ความต่างศักย์ระหว่าง 100 ถึง 250 โวลต์ ให้แก่วัสดุอิเล็กโทรดภายในซึ่งเป็นแกนกลาง และขั้วอิเล็กโทรด ภายนอกซึ่งเป็นกราวด์ ดังรูปที่ 1



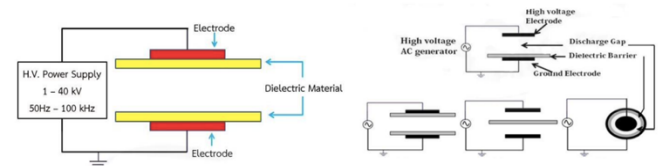
รูปที่ 1 การเกิดเจ็ทพลาสมาที่ความดันบรรยากาศและการเพิ่มพลังงานให้แก่อิเล็กตรอนเพื่อเปลี่ยนสถานะเป็นพลาสมา

ระบบพลาสมาความดันบรรยากาศแบบเจ็ทพลาสมา (APPJ) เป็นเครื่องมือสร้างพลาสมา ชนิดหนึ่งแบบ non-thermal แบบหนึ่ง ซึ่งจัดเป็นพลาสมาอุณหภูมิต่ำ APPJ เป็นเครื่องมือที่ทำให้เกิด พลาสมาที่สามารถปฏิบัติงานได้ที่ความดันบรรยากาศ ประกอบด้วยอิเล็กตรอนพลังงานสูงจำนวนมาก เจ็ทพลาสมาความดันบรรยากาศ ถือเป็น Volumetric diffuse non-thermal plasma เป็นการรวมของ เทคนิคการประยุกต์พลาสมาแบบความดันต่ำและแบบโคโรนา เข้าไว้ด้วยกัน โดยการสร้างปริมาณพลาสมาในระบบเปิดและมีการใช้ก๊าซเฉื่อย เช่น อาร์กอนหรือฮีเลียมเป็นก๊าซพา (carries) เข้ามาช่วยใน การกระจายตัวของพลาสมา ทำให้เกิดพลาสมาของก๊าซผสมมีความเข้มข้นสม่ำเสมอและสามารถเข้าถึงผิวชิ้นงานได้อย่างมีประสิทธิภาพเพิ่มขึ้น เจ็ทพลาสมาความดันบรรยากาศเกิดจากการที่ผ่านการอาร์คโดยไฟฟ้า (Electric Arc) ให้โมเลกุลของก๊าซหรือไอระเหย เกิดการแตกตัวหรือถูกไอออไนซ์ ให้อยู่ในสถานะพลาสมาเป็นลักษณะของกระแสของก๊าซที่ออกจากหัวฉีดซึ่งมีความต่างจากกระแสของไฟฟ้า การอาร์ค สำหรับพลาสมานั้นจะเกิดตรงบริเวณระหว่างขั้วไฟฟ้า (Electrode) เนื่องจากเป็นบริเวณที่กระแสไฟฟ้ามีความเข้มข้นสูง

2.2 กำเนิดพลาสมาแบบไดอิเล็กทริกแบรีเออร์ดิสชาร์จ

พลาสมาแบบไดอิเล็กทริกแบรีเออร์ดิสชาร์จ (Dielectric Barrier Discharge, DBD) ใช้ครั้งแรกโดย Ernst Werner Von Siemens ในปี 1857 โดยใช้หลักการสะสม (Charge) และคายประจุ (Discharge) บนไดอิเล็กทริกด้วยไฟฟ้ากระแสสลับที่ความต่างศักย์สูงโดยโครงสร้างหลักของเครื่องกำเนิดพลาสมาแบบไดอิเล็กทริกแบรีเออร์ดิสชาร์จประกอบด้วยขั้วอิเล็กโทรด แผ่นไดอิเล็กทริกและ แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสสลับความต่าง

ศักย์สูงโดยนำขั้วอิเล็กโทรดทั้งสองต่อเข้ากับแหล่งจ่ายไฟฟ้า กระแสสลับความต่างศักย์สูงและนำแผ่นไดอิเล็กทริกอย่างน้อยหนึ่งแผ่นวางคั่นระหว่างแผ่นอิเล็กโทรดทั้งสอง ดังแสดงในรูปที่ 2



รูปที่ 2 โครงสร้างของเครื่องกำเนิดพลาสมาแบบไดอิเล็กทริกแบรีเออร์ดิสชาร์จ

2.3 ไดอิเล็กทริก (Dielectric)

ไดอิเล็กทริก (Dielectric) คือ วัสดุที่ไม่นำไฟฟ้า นั่นคือ อิเล็กตรอนของอะตอมของวัสดุเหล่านี้ เป็นอิเล็กตรอนที่ไม่สามารถหลุดเป็นอิสระได้ง่าย เช่น ยาง แก้ว กระดาษไข พาราฟิน และเทฟลอน ซึ่งมี ไมเคิล ฟาราเดย์ เป็นผู้แรกที่ศึกษาผลของการใส่วัสดุไดอิเล็กทริกระหว่างตัวนำทั้งสองของตัวเก็บประจุ ฟาราเดย์ ได้สร้างตัวเก็บประจุที่เหมือนกันทั้ง 2 ตัว และให้ตัวหนึ่งไม่มีวัสดุใดๆ(นอกจากอากาศ)ระหว่าง ตัวนำแต่อีกตัวหนึ่งใส่วัสดุไดอิเล็กทริกไว้ เมื่อต่อตัวเก็บประจุทั้งสองกับแหล่งกำเนิดไฟฟ้าที่มีความต่าง ศักย์ไฟฟ้าเท่ากัน ฟาราเดย์พบว่าประจุบนตัวเก็บประจุที่มีวัสดุไดอิเล็กทริกมีค่ามากกว่าตัวเก็บประจุที่ไม่มี วัสดุไดอิเล็กทริก ดังนั้นพิจารณาตัวเก็บประจุแบบแผ่นขนานเริ่มต้นกำหนดให้ระยะห่างแผ่นขนานเป็น d หรือเพอร์มิตติวิตี (Permittivity) เป็น ϵ_0 และมีค่าความจุของตัวเก็บประจุที่ไม่มีวัสดุไดอิเล็กทริก เป็น C_0 เมื่อใส่วัสดุไดอิเล็กทริกที่มีค่าเพอร์มิตติวิตีเป็น ϵ เข้าไปแทนที่ว่างดังกล่าวจะทำให้ตัวเก็บประจุที่มี วัสดุไดอิเล็กทริก นั้นมีค่าความจุเพิ่มขึ้นเป็น C และเรียกอัตราส่วนของค่าความจุใหม่ ขณะมีวัสดุไดอิเล็กทริก เทียบกับค่าความจุเดิมขณะไม่มีวัสดุไดอิเล็กทริก ว่า “ค่าคงที่ไดอิเล็กทริก” (K) นั่นคือ

$$K = \frac{C}{C_0} \quad (1)$$

$$K = \frac{C}{C_0} = \frac{Q/V}{Q/V_0} = \frac{V_0}{V} = \frac{\epsilon_0/d}{\epsilon/d} = \frac{\epsilon_0}{\epsilon} \quad (2)$$

เมื่อใส่วัสดุไดอิเล็กทริกเข้าไประหว่างแผ่นตัวนำขนานจะพบว่าความจุของตัวเก็บประจุเพิ่มขึ้น ($C > C_0$) ความต่างศักย์ระหว่างแผ่นขนานจะมีค่าลดลง ($V < V_0$) ในขณะที่ประจุไฟฟ้า Q นั้นคงที่และสนามไฟฟ้าระหว่างแผ่นตัวนำขนานทั้งสองมีค่าลดลง ($E < E_0$)

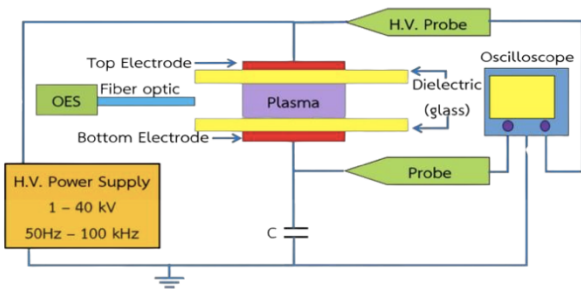
$$E_0 = \frac{\sigma}{\epsilon_0} \quad (3)$$

$$\sigma = \frac{\sigma_{net}}{\epsilon_0} = \frac{\sigma - \sigma_i}{\epsilon_0} \quad (4)$$

การที่ขนาดของสนามไฟฟ้าระหว่างแผ่นตัวนำขนานของตัวเก็บประจุลดลงจากเดิมแสดงว่าความหนาแน่นของประจุที่ผิว (Surface charge) ลดลง แต่เนื่องจากประจุบนผิวของตัวนำแต่ละแผ่นไม่เปลี่ยนแปลง การชี้ว่าจะต้องมีประจุเหนี่ยวนำ (Induced charge) อยู่บนผิวของวัสดุไดอิเล็กทริก โดยประจุเหนี่ยวนำจะเป็นประจุชนิดที่ตรงข้ามกับประจุบนผิวเรียกปรากฏการณ์นี้ว่า โพลาริเซชัน (Polarization)

2.4 คุณลักษณะของพลาสมาที่เกิดขึ้นระหว่างแผ่นคู่ขนาน

วัดคุณลักษณะของพลาสมาจากประจุที่ได้จากการดิสชาร์จ โดยทั่วไปการวัดคุณลักษณะของพลาสมาจะวัดประจุที่ได้จากการดิสชาร์จ ซึ่งในการวัดเราสามารถให้หัววัดต่อเข้ากับเครื่องออสซิลโลสโคป และตัวเก็บประจุต่อดังแสดงในรูปที่ 3 ซึ่งอุปกรณ์การวัดคุณลักษณะของพลาสมาที่เกิดขึ้นระหว่างแผ่นคู่ขนานของเครื่องกำเนิดพลาสมาแบบไดอิเล็กทริกแบริเออร์ดิสชาร์จ ประกอบด้วยส่วนที่ 1 คือ แหล่งจ่ายไฟความต่างศักย์สูง ปรับค่าความต่างศักย์ได้ในช่วง 1 – 40 kV ความถี่ในช่วง 50 Hz – 100 kHz



รูปที่ 3 ลักษณะการติดตั้งทำงานของเครื่องวัดสเปกตรัม

เครื่องกำเนิดพลาสมาแบบไดอิเล็กทริกแบริเออร์ดิสชาร์จที่มีแผ่นอิเล็กโทรดคั่นกลาง ด้วยแผ่นไดอิเล็กทริก และส่วนที่ 3 คือ อุปกรณ์การวัด ซึ่งขั้นตอนการทำงานของเครื่องกำเนิดพลาสมาแบบไดอิเล็กทริกแบริเออร์ดิสชาร์จเริ่มจากให้ความต่างศักย์ไฟฟ้ากระแสสลับกับขั้วอิเล็กโทรด เมื่อความต่างศักย์ไฟฟ้าของช่องว่างระหว่างแผ่นคู่ขนานมากกว่าค่าศักย์ไฟฟ้าต่ำสุดที่ทำให้ก๊าซแตกตัว ทำให้ก๊าซตัวกลางแตกตัวเปลี่ยนสถานะเป็นพลาสมา ซึ่งจะมีพลาสมาเกิดขึ้นและสามารถหาประจุที่เกิดจากการดิสชาร์จ โดยใช้ออสซิลโลสโคปวัดความต่างศักย์ตกคร่อมตัวเก็บประจุเพื่อคำนวณหาประจุที่เกิดขึ้นจากสมการ $Q = CV$ ซึ่งสามารถคำนวณหา กำลังไฟฟ้าของพลาสมาได้จากพื้นที่ใต้กราฟที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความต่างศักย์ที่ให้กับเครื่อง DBD และความต่างศักย์ที่ตกคร่อมตัวเก็บประจุ

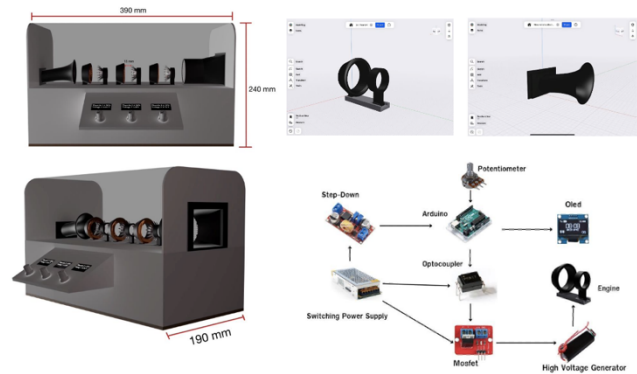
$$i(t) = \frac{dQ}{dt} = C \frac{dV_C}{dt} \quad (5)$$

เมื่อมีกระแสไหลครบวงจรจะทำการวัดความต่างศักย์ตกคร่อมตัวเก็บประจุ (V_C) และคำนวณกระแสที่เปลี่ยนแปลงตามเวลาได้จากสมการที่ 5

ซึ่งเราสามารถทราบจำนวนประจุ โดยการวัดความต่างศักย์ตกคร่อมตัวเก็บประจุเพื่อคำนวณหาประจุที่เกิดขึ้น

3. แบบจำลองระบบขับเคลื่อนไอออนิกพลาสมาในรูปแบบไอออนทรสเตอร์

ในการออกแบบขนาดของชิ้นงาน มีจอ OLED ในการแสดงผล 3 จอ ขนาดชิ้นงานมีความกว้าง 190 มิลลิเมตร ความยาว 390 มิลลิเมตร และมีความสูง 240 มิลลิเมตร ระยะที่วางแต่ละตำแหน่งของ Engine ห่างกัน 15 มิลลิเมตร ชนิดของวัสดุที่ใช้ในการสร้างชิ้นงานได้แก่พลาสติก อคริลิก และเส้นพลาสติก PLA ดังรูปที่ 4



รูปที่ 4 แบบจำลองระบบขับเคลื่อนไอออนิกพลาสมาในรูปแบบไอออนทรสเตอร์

ในการสร้างต้นแบบนี้ เราใช้โปรแกรม Shapr 3D เป็นเครื่องมือหลัก ในการออกแบบโครงสร้างหลักของทรสเตอร์ ได้แก่ ปากแตร (nozzle) และช่องนำอากาศ (air inlet) ซึ่งเป็นส่วนสำคัญที่ช่วยในการจัดเรียงและเร่งอนุภาคพลาสมา สำหรับวัสดุที่ใช้ในการผลิตชิ้นส่วน เราได้เลือกใช้ เส้นใยพลาสติกชนิด PLA (Polylactic Acid) ซึ่งมีคุณสมบัติที่เหมาะสมสำหรับงานต้นแบบ เช่น มีความยืดหยุ่นสูงในการขึ้นรูป, มีน้ำหนักเบา, และมีความทนทานในระดับที่ต้องการ โดยชิ้นส่วนทั้งหมดจะถูกขึ้นรูปด้วยเครื่องพิมพ์ 3 มิติ Elegoo Neptune 4 และใช้วัสดุทองแดงแผ่นบางเคลือบผิวสำหรับการเรียงตัวของสนามไฟฟ้าได้อย่างเหมาะสม หลังจากขึ้นชิ้นส่วนทั้งหมดถูกพิมพ์ออกมาแล้ว จะเข้าสู่กระบวนการประกอบ เพื่อให้ชิ้นส่วนแต่ละส่วนเชื่อมต่อกันอย่างแน่นหนา จนได้เป็นโครงสร้างของ Ion Plasma Thruster ที่สมบูรณ์พร้อมสำหรับการติดตั้งระบบควบคุม

หัวใจสำคัญของต้นแบบนี้อยู่ที่ระบบควบคุมอิเล็กทรอนิกส์ ซึ่งใช้บอร์ด Arduino Uno เป็นอุปกรณ์หลักในการประมวลผลคำสั่ง โดยชุดคำสั่งจะถูกพัฒนาขึ้นด้วยโปรแกรม Arduino IDE ระบบจะรับค่าจากตัวต้านทานปรับค่าได้ (V_r) เพื่อควบคุมปริมาณกระแสไฟฟ้าที่ส่งไปยัง Mosfet ซึ่งทำหน้าที่จ่ายไฟให้กับ High voltage generator เพื่อสร้างแรงดันสูง เพื่อให้มั่นใจในความปลอดภัยของผู้ใช้งานและอุปกรณ์ ระบบได้ติดตั้ง Optocoupler ทำหน้าที่เป็นตัวแยกวงจรระหว่างส่วนควบคุม

แรงดันต่ำกับส่วนสร้างแรงดันสูง สถานะการทำงานต่างๆ ของระบบจะถูกแสดงผลแบบเรียลไทม์ผ่าน หน้าจอแสดงผลแบบ OLED

4. ผลการทดลอง

ในการทดสอบเพื่อหาประสิทธิภาพระบบการทำงานของ Ion Plasma Thruster โดยการปล่อย ประจุบวกไปหาขั้วลบและประจุลบจะทำการชนเข้ากับโมเลกุลอากาศ ดังรูปที่ 5 จำนวน 2 กระบวนการ ได้แก่ การ ทดสอบการวัดความเร็วของกระแสลม และวัดค่ากระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านในวงจร เพื่อให้ผู้ใช้งานได้เข้าใจถึง หลักการทำงานและการแสดงผลของ Ion plasma Thruster โดยจะแสดงผลถึงการทดสอบดังต่อไปนี้



รูปที่ 5 การทดสอบพลาสมาทรีสเตอร์

การทดสอบการวัดความเร็วลมด้วย Digital Anemometer ซึ่งเป็น การจำลองการวัดความเร็วลม จากกระแสลมที่เกิดขึ้นของประจุ ไฟฟ้า โดยนำ Digital Anemometer วางห่างจากชิ้นงานระยะ 10-20 มิลลิเมตรและจะแสดงผลไป Digital Anemometer โดยจะทำการวัดผล ทั้งหมด 3 ตัว ผลการทดสอบที่ได้สามารถแสดงเป็นดังรูปที่ 6

จากการทดลองและวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้เก็บรวบรวมได้ พบว่าการใช้ Engine แบบ Multi-stage โดยการเปิด Engine 1 ที่ 70% และ Engine 2 และ Engine 3 ที่ 50% ช่วย เพิ่มความเร็วของลมได้ถึง 1.3 m/s ด้วยการ ใช้กระแสไฟเพียง 7.2A เทียบกับการเปิด Engine ทั้งหมดที่ 100% ที่ได้ ความเร็วลม 1.34 m/s และใช้กระแสไฟที่ 10.33A แต่มีความแตกต่างใน ความเร็วลมเพียง 0.04 m/s และการใช้กระแสไฟมีความแตกต่างถึง

3.13A โดยการใช้งานแบบ Multi-stage แต่เปิด Engine 1 ที่ 100% และ Thruster 2 และ 3 ช่วยประหยัดพลังงานอย่างมีประสิทธิภาพขึ้น และสามารถ ผลิตความเร็วของลมได้อย่างมีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น



รูปที่ 6 การทดลองวัดทดสอบประสิทธิภาพของแรงขับเคลื่อน

5. สรุป

จากการศึกษาสามารถออกแบบ Thruster และเขียนโค้ดสำหรับการ สร้างระบบขับเคลื่อนไอออนพลาสมา ใช้โปรแกรม Shapr3d ในการ ออกแบบ Thruster และใช้เครื่องพิมพ์ 3 มิติห่อ Elegoo รุ่น Neptune 4 pro ในการสร้างตัวชิ้นงานโดยการใช้วัสดุเป็นพลาสติก PLA (Polylactic acid) ใช้ โปรแกรม Arduino IDE ในการเขียนโค้ดคำสั่งเพื่อควบคุมการ จ่ายไฟ สามารถสร้างความเร็วลมและแสดง ค่าการจ่ายไฟผ่านจอแสดงผล OLED ได้ตามเป้าหมาย

จากการทดลองวัดที่ละ 10% จนถึง 100% เป็นวิธีที่ดีเพื่อหาค่าที่ดี ที่สุดของแรงลม เริ่มต้นโดย การวัดที่ 10% เป็นอันดับแรกจนถึง 100% เมื่อได้ค่าที่ต่างกันจากการวัดทุกระดับ สามารถนำมา เปรียบเทียบและ วิเคราะห์ผลข้อมูลเพื่อหาเปอร์เซ็นต์ที่ดีที่สุด จากการวิเคราะห์พบว่าเมื่อเปิด ความเร็วลม ตัวแรก 70% ตัวที่สอง 50% และตัวที่สาม 50% เป็นกระแส ลมที่สามารถขับเคลื่อนที่มีประสิทธิภาพที่สุดจากการทดลองทั้งหมด

เอกสารอ้างอิง

- [1] J. W. Nilsson and S. A. Riedel, "Sinusoidal steady-state analysis," in *Electric Circuits*, 7th ed. : Prentice Hall, 2005, ch. 9, pp. 380 – 447.
- [2] Lieberman M A and Lichtenberg A J 2005 Principles of Plasma Discharges and Materials Processing 2nd edn (Hoboken, NJ: Wiley-Interscience)



- [3] M. B. Farriz, A. Din, A.A. Rahman, M.S. Yahaya, J.M. Herman
“A Simple Design of a Mini Tesla coil With DC Voltage Input” ICECE Conference, 2010, p4556-4559.
- [4] Jet Propulsion Laboratory (NASA), “Power On! Ion PropulsionSystem.”[Online].Available:http://dawn.jpl.nasa.gov/technology/ion_prop.asp. [Accessed: 09-Jun-2016].
- [5] R. G. Jahn and E. Y. Choueiri, “Electric Propulsion. Technology Programmes,” *ESA Publications Division*, 2002.
- [6] E. Y. Choueiri, “A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years (1906- 1956),” *Journal of Propulsion and Power*, vol. 20, no. 2, pp. 193–203, 2004.
- [7] NASA, “Glenn Contributions to Deep Space 1,” 14-Apr-2015.[Online].Available:<http://www.nasa.gov/centers/glenn/about/history/ds1.html>. [Accessed: 23-Mar-2016].
- [8] M. J. L. Turner, *Rocket and spacecraft propulsion*, 2nd ed. Leicester, UK: Springer International Publishing, 2005, p.145-166. ISBN 3-540-22190-5
- [9] E. Y. Choueiri, “New Dawn for probes to the outer solar system,” *Scientific American*, pp. 58–65, 2009.
- [10] F. R. Chang, “The VASIMR Rocket,” *Scientific American*, vol. 283, no. 5, 2000.
- [11] R. G. Jahn and E. Y. Choueiri, “Electric Propulsion,” *Encyclopedia of Physical Science and Technology*, vol. 5, pp. 125–141, 2002.
- [12] L-3 E. Technologies, “25 cm Xenon Ion Propulsion System (XIPS ®) Thruster and XIPS Power Controller (XPC),” Technical report, 2015.
- [13] B. Welander, J. Monheiser, N. Meckel, K. De Grys, P. Peterson, Aerojet, and L. Martin, “Demonstration of the XR - 12 Hall Current Thruster,” *33rd International Electric Propulsion Conference*, pp. 1–10, 2013.
- [14] Glenn Research Center (NASA), “SPACE ELECTRIC ROCKET TESTII(SERTII),” 2009.[Online].Available:<http://www.grc.nasa.gov/WWW/ion/past/70s/sert2.htm>. [Accessed: 23-Mar-2016].
- [15] Wikipedia, “Eutelsat 115 West B,” 2016. [Online]. Available:https://en.wikipedia.org/wiki/Eutelsat_115_West_B. [Accessed: 23-Mar- 2016].
- [16] R. Frost, “How does one launch satellites into a geostationaryorbit?,” 2014.[Online].Available:<https://www.quora.com/How-does-one-launch-satellites-into-a-geostationary-orbit>. [Accessed: 05-Jun-2016].
- [17] K. Chien, K. Chien, S. L. Hart, S. L. Hart, W. G. Tighe, W. G. Tighe, M. K. De Pano, M. K. De Pano, T. a Bond, T. a Bond, R. Spears, and R. Spears, “L-3 Communications ETI Electric Propulsion Overview,” *29th Int. Electr. Propuls. Conf. 2005*, 2005.
- [18] Ministerio de Industria Energía y Turismo, “Factores de emisión de CO2 y coeficientes de paso a energía primaria de diferentes fuentes de energía final consumidas en el sector de edificios en España,” Technical report, 2014.