

## การทดสอบภาคพลวัตระบบเซ็นเซอร์ และระบบสื่อสารสำหรับจรวดนำวิถี

นिति อนุกุลสัมพันธ์<sup>1\*</sup> ปัทพงษ์ ศรีโพธิ<sup>1</sup> สรภพ สุภชัยพานิชพงค์<sup>1</sup> และ มาลินดา หงษ์ทอง<sup>1</sup>

วันที่รับ 29 กรกฎาคม 2563 วันที่แก้ไข 24 สิงหาคม 2563 วันตอบรับ 31 สิงหาคม 2563

### บทคัดย่อ

บทความวิจัยฉบับนี้เป็นการแสดงผลทดสอบอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์และซอฟต์แวร์ของเซ็นเซอร์และระบบสื่อสารที่เตรียมการสำหรับเทคโนโลยีจรวดนำวิถีของสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ โดยอาศัยการทดสอบเบื้องต้นกับจรวดดัดแปรสภาพอากาศที่มีสมรรถนะน้อยกว่าจรวดนำวิถี โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบและตรวจสอบการทำงานของอุปกรณ์สื่อสารไร้สายแบบ Frequency Hopping Spread Spectrum (FHSS) ที่มีจำหน่าย 2 ชนิด ของระบบโทรมาตรที่นำมาติดตั้งกับลูกจรวด รวมถึงตรวจสอบการทำงานของอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์และเซ็นเซอร์ ข้อมูลจากเซ็นเซอร์ Inertial Measurement Unit (IMU) และค่า Inertial Navigation System (INS) ที่คำนวณจากไมโครโพรเซสเซอร์ ที่ติดตั้งบนลูกจรวด จะถูกส่งข้อมูลผ่านระบบสื่อสารไร้สาย มาบันทึกข้อมูลไว้เพื่อนำมาวิเคราะห์เปรียบเทียบผลการยิงทดสอบกับค่าจากการออกแบบลูกจรวดต่อไปและนำไปพัฒนาต่อยอดไปสู่ระบบนำวิถีของลูกจรวด

ผลการทดสอบปรากฏว่าระบบสื่อสารที่ใช้ทั้ง 2 ชนิด สามารถรับส่งข้อมูลได้ตลอดแนวซิปนวิถีและบันทึกค่าเก็บไว้ได้ ค่าความเร่งและความเร็วเชิงมุมที่วัดได้จากเซ็นเซอร์ IMU มีแนวโน้มใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองที่เวลาเดียวกัน แต่เนื่องจากเซ็นเซอร์ที่ทำการติดตั้งไปกับจรวดมีย่านการวัดไม่สูงพอกับค่าสมรรถนะของจรวด ทำให้ค่าที่แสดงผลมีค่าแค่ค่าสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้ ซึ่งค่าความเร่งสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้มีค่า 30g และความเร็วจเชิงมุมสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้มีค่า 4,000 องศาต่อวินาที โดยเมื่อทำการยิงทดสอบเมื่อจรวดมีค่ามากเกินกว่าค่าสูงสุดของเซ็นเซอร์ค่าต่าง ๆ จะถูกบันทึกได้แค่ค่าสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้ เมื่อนำค่าที่วัดได้มาคำนวณเทียบกับค่าจากการจำลอง พบว่าในช่วงต้นคำระยะทางของจรวดและค่ามุมต่าง ๆ มีแนวโน้มใกล้เคียงกับค่าจากการจำลอง ซึ่งความคลาดเคลื่อนบางส่วนมีผลมาจากการติดตั้งเซ็นเซอร์ภายในลูกจรวดมีความเยื้องศูนย์และเซ็นเซอร์ยังไม่ได้ทำการปรับเทียบครบถ้วน และหลังจากค่าของจรวดมีค่ามากกว่าค่าสูงสุดของเซ็นเซอร์ การนำค่าที่วัดได้จากเซ็นเซอร์มาคำนวณจะทำให้ผลไม่ถูกต้อง

**คำสำคัญ:** จรวดดัดแปรสภาพอากาศ, ระบบนำวิถีแบบเฉื่อย, โทรมาตร

<sup>1</sup> ส่วนงานวิศวกรรมระบบควบคุมและการสื่อสาร สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ

\* Corresponding author, E-mail: nithi.a@dti.or.th

# Dynamic Test of Rocket's Sensor and Communication Subsystems

Nithi Anukulsumpan <sup>1\*</sup> Pattapong Sripho <sup>1</sup> Soraphob Suparchaiparnitchapong <sup>1</sup>  
and Marinda Hongthong <sup>1</sup>

Received 29 July 2020 Revised 24 August 2020 Accepted 31 August 2020

## Abstract

This paper presents the test results of hardware and software for sensor and communication subsystems of Defence Technology Institute's guided rocket. The whole system was initially tested on a smaller and less capable weather-modification rocket platform. Performance of two Frequency Hopping Spread Spectrum COTS telemetry modules were compared and verified for their suitability in harsh environmental operation, especially their sensors and communication electronics. Telemetry data from the Inertial Measurement Unit (IMU) was logged and the Inertial Navigation System (INS) data was calculated from guidance processor before being transmitted wirelessly to a ground station. These empirical data were recorded for further analysis and compared against those from the simulation as part of rocket guidance system development.

It was found that both COTS telemetry modules had comparable performance and could acquire all data through most of the flights. The recorded IMU inflight data, the acceleration and the angular velocity of the same instance, showed similar trends to the simulated values and some saturation were found at the upper range limit of the component, i.e. 30g for the acceleration and 4000 degrees/sec for the angular velocity. After some calculations of the measured data, the calculated values of the displacement and various angle data were found relatively closed to simulated values. However, at later time, the errors were escalated due to the fact that the fixation of the sensors were not well centered and the sensors were not thoroughly calibrated, which led to incorrect calculation at the later phase.

**Keywords:** Weather-modification Rocket, Inertial Measurement Unit, Inertial Navigation System, Telemetry

---

<sup>1</sup> Control and Communication Division - RCC, Defence Technology Institute.

\* Corresponding author, E-mail: nithi.a@dti.or.th

## 1. ความเป็นมาและวัตถุประสงค์

สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศได้ให้ความร่วมมือกับกระทรวงเกษตรและสหกรณ์ในการดำเนินโครงการพระราชดำริฝนหลวงอย่างต่อเนื่องตามวัตถุประสงค์การจัดตั้งสถาบัน [1] ในการวิจัยและพัฒนานวัตกรรมและเทคโนโลยีป้องกันประเทศด้วยการประสานความร่วมมือด้านเทคโนโลยีป้องกันประเทศกับหน่วยงานของรัฐ ดังนั้นจึงมีความเชี่ยวชาญด้านการวิจัยเทคโนโลยีทางด้านจรวด มีความพร้อมทั้งด้านเครื่องมือเครื่องจักร และบุคลากรที่มีประสบการณ์ และมีขีดความสามารถในการพัฒนาระบบจรวดตัดแปรสภาพอากาศที่บรรจุสารซิลเวอร์ไอโอไดด์เพื่อใช้ยับยั้งพายุลูกเห็บในสภาพอากาศของประเทศไทยได้

ดังนั้น จึงเกิดแนวความคิดในการสร้างความร่วมมือระหว่างสามหน่วยงานคือ กรมฝนหลวงและการบินเกษตร สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ และศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบินและอวกาศกองทัพอากาศ โดยกรมฝนหลวงและการบินเกษตร กำหนดความต้องการทางเทคนิคให้สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศออกแบบและผลิตจรวด เพื่อบรรจุสารซิลเวอร์ไอโอไดด์สำหรับทำฝนจากเมฆเย็นที่ได้รับการวิจัยพัฒนาจากศูนย์วิจัยพัฒนาวิทยาศาสตร์เทคโนโลยีการบินและอวกาศกองทัพอากาศ ซึ่งเป็นการบูรณาการจุดแข็ง ทั้งด้านกำลังพล ความรู้เทคโนโลยี และประสบการณ์ ในการพัฒนาจรวดและอุปกรณ์ไฟโรเทคนิคสำหรับใช้เสริมในการกิจปฏิบัติการณ์ฝนหลวง

วัตถุประสงค์หลักของความร่วมมือนี้นี้ตั้งกวางข้างต้นคือ เพื่อเสริมสร้างองค์ความรู้และพัฒนาระบบจรวดตัดแปรสภาพอากาศที่มีสมรรถนะสูงเพียงพอสำหรับการใช้ในภารกิจยับยั้งพายุลูกเห็บหรือทดลองทำฝนจากเมฆเย็น ในสภาพอากาศของประเทศไทย การดำเนินการภายใต้โครงการวิจัยและพัฒนาจรวดตัดแปรสภาพอากาศจำเป็นต้องมีอุปกรณ์เครื่องมือสำหรับตรวจวัดการ

ทำงานของลูกจรวด เพื่อยืนยันความถูกต้องสมบูรณ์ของระบบส่งจุดพลุส่องสว่าง (Flare) และปล่อยระบบรบกวนวิทยุสำหรับจรวดตัดแปรสภาพอากาศ จึงดำเนินการออกแบบวิจัยและพัฒนาระบบโทรมาตร (Telemetry) หรือ TM สำหรับตรวจวัดการทำงานของลูกจรวดขึ้น เพื่อทำการส่งข้อมูลต่าง ๆ จากลูกจรวดมาบันทึกไว้ และนำมาใช้วิเคราะห์และแสดงผลการทำงานของลูกจรวดต่อไป

บทความวิจัยฉบับนี้เป็นารายงานผลทดสอบอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์และซอฟต์แวร์ของเซ็นเซอร์และระบบสื่อสาร ที่เตรียมการสำหรับเทคโนโลยีจรวดนำวิถีของสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ โดยอาศัยการทดสอบเบื้องต้นกับจรวดตัดแปรสภาพอากาศที่มีสมรรถนะน้อยกว่าจรวดนำวิถี โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อทดสอบและตรวจสอบการทำงานของอุปกรณ์สื่อสารไร้สายแบบ Frequency Hopping Spread Spectrum (FHSS) ที่มีจำหน่าย 2 ชนิด ของระบบโทรมาตรที่นำมาติดตั้งกับลูกจรวดว่าสามารถทำการรับส่งและบันทึกข้อมูลต่าง ๆ จากลูกจรวดเมื่อทำการยิงทดสอบได้ตลอดแนวซิปนวิถีได้หรือไม่ รวมถึงตรวจสอบการทำงานของอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์และเซ็นเซอร์ IMU และค่า INS ที่คำนวณจากไมโครโปรเซสเซอร์ที่ติดตั้งบนลูกจรวด ซึ่งจะส่งข้อมูลผ่านระบบสื่อสารไร้สายมาบันทึกข้อมูลไว้เพื่อให้นำมาวิเคราะห์เปรียบเทียบผลการยิงทดสอบกับค่าจากการออกแบบลูกจรวดต่อไปและนำไปพัฒนาต่อยอดไปสู่ระบบนำวิถีของลูกจรวด

## 2. วรรณกรรมที่เกี่ยวข้องกับระบบเซ็นเซอร์ และระบบสื่อสารสำหรับลูกจรวด

การออกแบบ Guidance, Navigation and Control Module ใน [2] รายงานผลการทดสอบทั้งภาคพื้นและภาคอากาศของจรวดนำวิถีซึ่งได้เลือกแนวคิดการออกแบบที่นำระบบย่อยต่าง ๆ ที่จำเป็นของซิปนาจรวดมาประกอบรวมกันโดยยังแยกออกเป็นส่วน ๆ ทั้งนี้ ต้อง

ให้ได้อัตราส่วนที่เหมาะสมระหว่างน้ำหนักของหัวรบและน้ำหนักรวมของตัวจรวด ซึ่งรวมระบบนำวิถี ระบบนำร่อง และส่วนควบคุมตัวจรวด การพัฒนาเซ็นเซอร์ และระบบสื่อสารสำหรับลูกจรวดตามรายงานใน [3] อธิบายการออกแบบวิจัยและพัฒนาระบบ TM - CAM สำหรับตรวจวัดการทำงานของลูกจรวดขึ้น เพื่อทำการส่งสัญญาณภาพบนตัวจรวดลงสู่ภาคพื้น เพื่อนำมาใช้วิเคราะห์และแสดงผลการทำงานของลูกจรวด และใน [4] รายงานผลการทดสอบความสมบูรณ์ของระบบ TM ที่ติดตั้งกับลูกจรวดจรวดตัดแปรสภาพอากาศ และผลการทดสอบภาคพลวัตสำหรับตรวจวัดการทำงานของระบบส่งจรวดปล่อยแสงและปล่อยระบบรบกวน

## 2.1 วรรณกรรมด้านการติดตามการนำวิถีของลูกจรวด

ในงาน [5] มุ่งเน้นการศึกษา Rocket - towed Net System (RTNS) ผ่านการจำลองใน MATLAB และได้มาซึ่งกระบวนการปรับใช้เชิงตัวเลขของ RTNS นอกจากนี้ยังได้ออกแบบต้นแบบและทดสอบการบินในสนามใช้อาวุธการวิเคราะห์เส้นโค้งชีพวิถี และพารามิเตอร์พลวัตสำคัญ 4 อย่าง ใช้การวิเคราะห์เปรียบเทียบระหว่างผลการจำลองและข้อมูลการทดสอบ การจำลองมีความถูกต้องระดับดีเมื่อใช้อธิบายพฤติกรรมโดยเฉลี่ยของพารามิเตอร์พลวัตที่วัดได้ด้วยอัตราความผิดพลาดที่ยอมรับได้ในส่วนหลักของเที่ยวบิน และจัดการจับการแกว่งในช่วงการไหลพลวัตรุนแรง ในขณะที่เดียวกันแบบจำลองนี้ทำงานได้ดีโดยเป็นคำแนะนำเชิงทฤษฎีสำหรับการออกแบบการทดลอง และประสบความสำเร็จในการทำนายปัจจัยทางวิศวกรรมที่สำคัญในระหว่างกระบวนการปรับใช้ RTNS เพื่อใช้เป็นข้อมูลอ้างอิงทางวิศวกรรมโดยประมาณ

ระยะยิ่งที่ไกลขึ้นของจรวดหลายลำกล้องทำได้โดยการลดน้ำหนักและเพิ่มมอเตอร์จรวดให้ไปได้ไกลยิ่งขึ้น การคงสภาพประสิทธิภาพด้านความถูกต้องของระบบที่ระยะยิ่งไกล ๆ ต้องเพิ่มชุดควบคุมและ

นำวิถีด้วย GPS/INS เข้าไปยังส่วนปลายของจรวด เกิดส่วนปลายโค้งคล้ายหลังคาของจรวด ระบบนำร่องด้วยความแม่นยำที่อภิปรายในรายงาน [6] ประกอบด้วย Guidance Set (GS) ที่ประกอบไปด้วย Honeywell IMU แบบ HG1700 Ring Laser Gyro (RLG) ของ Honeywell เครื่องรับสัญญาณ GPS แบบ Rockwell Collins SAASM - based NavStrikeTM และคอมพิวเตอร์และแหล่งพลังงานสำรองพัฒนาขึ้นโดย Honeywell

บทความ [7] เสนอการประมาณการเชิงวิเคราะห์การเคลื่อนที่วิถีโค้งแบบโปรเจกต์ไคในรูปแบบ 2D และ 3D คร่าว ๆ โดยใช้แบบจำลอง Linear Drag และคั่นหาอัลกอริทึมที่ใช้วางแผนต่างกันสำหรับแต่ละวิถีโค้งนั้น ๆ ถึงแม้เส้นโค้งที่ได้จะเป็นเพียงแค่ประมาณการ แต่ยังสามารถแสดงถึงคุณลักษณะเฉพาะของเส้นโค้งจริงได้ขณะการตกอิสระภายใต้อิทธิพลของตัวแปรลม แรงดึงดูดศูนย์กลาง และความเร็วสุดท้าย ขณะที่สมการคณิตศาสตร์ที่ใช้สำหรับแสดงค่าเส้นโค้งและการวางแผนก็ง่ายพอที่จะรันในอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์สมัยใหม่ได้ทั้งหมด รวมทั้งคุณสมบัติเหล่านี้ทำให้แนวทางที่เสนอไว้นี้มีประโยชน์มากสำหรับการประยุกต์ใช้ในเวลาจริง

การนำร่องของยูโทโรปรณ์แม่นยำปล่อยด้วยปืนโดยใช้เทคโนโลยีที่พอจัดทำให้ถูกนำมาศึกษาใน [8] อัลกอริทึมประกอบด้วยการใช้แผนเซ็นเซอร์ความเฉื่อยราคาถูกลงและ GPS ที่มีอยู่ทั่วไป การศึกษานี้แสดงให้เห็นว่าความผิดพลาดในการนำร่อง อันเป็นผลมาจากอัลกอริทึมปริมาณงานในช่วงหนึ่งต่ำ โดยใช้เซ็นเซอร์ด้านความเฉื่อยที่จัดหาได้ก็เพียงพอที่จะเพิ่มความถูกต้องของระบบยูโทโรปรณ์ บทความ [9] อธิบายความคืบหน้าจากรุ่นที่หนึ่ง SiIMU01/spl trade/ ซึ่งอยู่ระหว่างการผลิต ไปยังรุ่นที่สอง SiIMU02/spl trade/ เป็นขั้นตอนถัดมาตามแผนที่นำทางการพัฒนาให้ได้ MEMS IMU ขนาดเล็กและสมรรถนะดีขึ้นในอนาคต สถาปัตยกรรม IMU ถูกนำเสนอไว้รวมทั้งผลสมรรถนะของต้นแบบแรกสำหรับ

IMU ความต้องการเฉพาะและการแก้ไขปัญหาโดยการ  
ประกอบรวมเทคโนโลยีเซ็นเซอร์และสถาปัตยกรรมของ  
IMU ที่ใช้ใน SiIMU02/spl Trade/ ฤกษ์กมาอธิบาย

## 2.2 วรรณกรรมด้านการสื่อสารระหว่างลูกจรวดกับสถานี ควบคุมภาคพื้น

การอภิปรายผลการวิจัยใน [10] นำเสนอการออกแบบ  
และติดตั้งระบบโทรมาตรที่ใช้จริง ประหยัด และง่าย  
เพื่อรวบรวมและถ่ายทอดพารามิเตอร์ด้านสิ่งแวดล้อม  
เช่น ความชื้น อุณหภูมิ ความดัน เป็นต้น จากที่ตั้ง  
ในชนบทไกลกลับมายังหน่วยประมวลผลและแสดงผล  
การถ่ายโอนข้อมูลใช้ 3 กรรมวิธี คือ วิธีแรกใช้การเชื่อมต่อ  
ใยสายสัญญาณวิทยุ ซึ่งนำไปใช้กับงานนอกภาคสนาม  
และพื้นที่ห่างไกลได้ และอีกสองวิธีใช้เครือข่าย GPRS  
และเครือข่ายอินเทอร์เน็ต เพื่อถ่ายโอนข้อมูลที่รวบรวม  
ไว้กลับไปยังเป้าหมายที่ต้องการ

บทความ [11] นำเสนอแบบจำลองพลวัตความแม่นยำ  
สูง ซึ่งกระบวนการพลวัตทั้งหมดหากทำให้เข้าใจได้ง่าย  
ลงไปถึงรายละเอียดจะช่วยเพิ่มสมรรถนะของจรวดได้  
กระบวนการชดเชยความเร็วลมจึงนำไปตรวจสอบ  
เพื่อให้ได้พารามิเตอร์การปล่อยจรวดอย่างรวดเร็วและ  
ถูกต้อง กรรมวิธีนี้ให้ค่าได้จากการถ่วงน้ำหนักของลม  
และกรรมวิธีการคั่นหารูปแบบ เมื่อใช้ผลการจำลอง  
ดังกล่าวนี้แนวทางที่เสนอไว้จะประเมินได้ว่ามีประสิทธิภาพ

ใน [12] MEMS IMU โครงสร้างกลวงความแม่นยำ  
สูงราคาต่ำได้รับการพัฒนาขึ้นเพื่อวัดอัตราเชิงมุมม้วน  
ของกระสุนปืนหมุนรอบสูง MEMS แบบกลวงได้รับการ  
ออกแบบโครงสร้างของการกำหนดค่าที่ไม่ใช่เซนทรอยด์  
ของมาตรวัดความเร่งหลายตัว ความเป็นไปได้ของวิธีการ  
ตรวจสอบโดยการจำลองเชิงตัวเลข ด้วยการใช้อุปกรณ์  
MEMS IMU เพื่อสร้างแพลตฟอร์มการจำลองแบบ  
กึ่งกายภาพความแม่นยำของการแก้ปัญหาของอัตรา  
เชิงมุมจะถูกวิเคราะห์โดยการจำลองความเร็วการหมุน

ที่แตกต่างกันของกระสุน ทำการทดสอบโปรเจ็คไตร์ด้วย  
MEMS IMU โครงสร้างกลวง ผลการทดสอบแสดงให้เห็นว่า  
MEMS IMU โครงสร้างกลวง เหมาะสมและ  
เป็นไปได้และสามารถคำนวณอัตราเชิงมุมม้วนในเวลา  
จริง ดังนั้น MEMS IMU โครงสร้างกลวงที่ออกแบบมา  
ในบทความนี้มีค่าทางวิศวกรรมบางอย่างสำหรับ  
โปรเจ็คไตร์หมุนรอบสูง

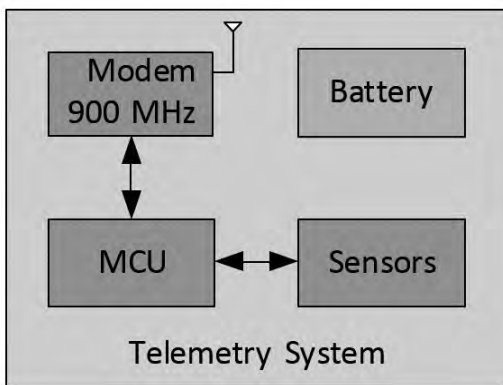
รายงาน [13] นำเสนอวิธีการตรวจสอบความสมบูรณ์  
และบูรณาการสำหรับ IMU และ GPS วิธีการที่ใช้กับ  
ข้อมูลจาก Maxus Sounding Rocket ที่ใช้สำหรับ  
การวิจัย Microgravity สิ่งสำคัญในการกำหนดตำแหน่ง  
จรวดในระหว่างการปล่อยจรวดคือเพื่อให้แน่ใจว่า  
ตำแหน่งลงจอดที่ปลอดภัย ตอนนี้นำร่องขึ้นอยู่กับการ  
บูรณาการ IMU เท่านั้น การนำ GPS เข้ามาใช้ช่วยเพิ่ม  
ความแม่นยำของตำแหน่ง แต่มีความจำเป็นในการป้องกันการ  
วัดระยะของดาวเทียมผิดปกติ การตรวจสอบลำดับ  
การวัดค่าดังกล่าวช่วยให้มั่นใจในการทดสอบมากขึ้น  
และงานวิจัย [14] ได้นำเสนอระบบโทรมาตรโดยใช้  
กระบวนการ IoT ซึ่งอ้างอิงสถาปัตยกรรม IoT 5 ชั้น  
จากการทบทวนวรรณกรรม ระบบที่เสนอนั้นมีต้นทุนต่ำ  
และสามารถผนวกรวมและปรับขนาดได้ในระบบ  
ตรวจสอบอื่น ๆ

## 3. การทำงานและส่วนประกอบของระบบโทรมาตร ของลูกจรวด

การทำงานของระบบ TM มีองค์ประกอบหลัก 2 ส่วน  
ทำงานร่วมกันคือ ระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวดซึ่งจะ  
ทำหน้าที่ในการอ่านค่าพารามิเตอร์จากเซ็นเซอร์ต่าง ๆ  
ที่ถูกติดตั้งไว้บนลูกจรวดและส่งข้อมูลดังกล่าวลงไปยัง  
สถานีรับส่งภาคพื้น ซึ่งจะทำหน้าที่นำข้อมูลดังกล่าวมา  
แสดงผลและทำการเก็บบันทึกผลเพื่อนำไปวิเคราะห์  
ต่อไป อุปกรณ์และการทำงานเป็นดังต่อไปนี้

### 3.1 ระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวด

หลักการทำงานคือ หน่วยประมวลผลหลักของระบบ จะทำการอ่านค่าจากเซ็นเซอร์ Barometric Pressure Sensor และ IMU จากนั้นหน่วยประมวลผลหลัก (Micro Processor Unit) จะนำค่าดังกล่าวมาคำนวณเป็นค่า การนำวิถีด้วยความเฉื่อย (Inertial Navigation System) หรือ INS และค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ผ่านทางสัญญาณ คลื่นความถี่ที่ 900 MHz ทุก ๆ 60 มิลลิวินาที ซึ่งระบบ จะมีการเชื่อมต่อดังรูปที่ 1



รูปที่ 1 แผนผังแสดงรับส่งสัญญาณบนลูกจรวด

เนื่องจากจรวดที่ใช้แตกต่างกัน 2 ลูก จึงจัดทำอุปกรณ์ รับส่งสัญญาณบนลูกจรวดเป็น 2 แบบ โดย Communication Modem แบบที่ 1 สำหรับจรวดลูกที่ 1 ใช้ XTend 900 MHz 1 วัตต์ กับ Dipole Antenna ส่วน Communication Modem แบบที่ 2 สำหรับจรวดลูกที่ 2 ใช้ RFD900 1 วัตต์ กับ Dipole Antenna ส่วน Flight Telemetry Controller & Sensors ใช้ MCU STM32F7 พร้อมเซ็นเซอร์ IMU และ Barometric แบตเตอรี่รุ่น Li-on 2-Cell (7.4V) 5200 mAh

### 3.2 สถานีรับส่งภาคพื้น

การทำงานของโปรแกรมในสถานีรับส่งภาคพื้น ทำการอ่านข้อมูลที่รับได้จากลูกจรวดทางสัญญาณคลื่น ความถี่ที่ 900 MHz ทุก ๆ 60 มิลลิวินาที และนำมา

แสดงผลผ่านทาง GUI ของโปรแกรมพร้อมทำการบันทึก ข้อมูลดังกล่าวเก็บไว้ในเครื่องคอมพิวเตอร์ ซึ่งระบบจะมีการ



รูปที่ 2 แผงผังแสดงระบบรับส่งสัญญาณภาคพื้น

อุปกรณ์รับสัญญาณจากลูกจรวดบนสถานีรับส่งภาคพื้น สำหรับรับสัญญาณจรวดลูกที่ 1 ใช้ Communication Modem แบบที่ 1 ประกอบด้วย XTend 900 MHz 1 วัตต์ และ Patch Antenna ส่วนอุปกรณ์สำหรับรับ รับสัญญาณจรวดลูกที่ 2 ใช้ Communication Modem แบบที่ 2 เป็น RFD900 1 วัตต์ และ Patch Antenna เช่นเดียวกัน คอมพิวเตอร์และซอฟต์แวร์แสดงในรูปที่ 3



รูปที่ 3 คอมพิวเตอร์และซอฟต์แวร์ภาคพื้น

#### 4. การทดสอบระบบโทรมาตรของลูกจรวด

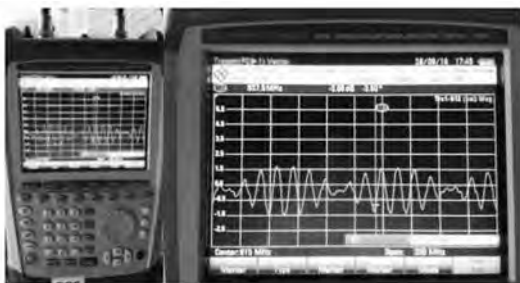
##### 4.1 ออกแบบชิ้นส่วนชุดระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวด

ทำการออกแบบและจำลองการวาง Layout ก่อนทำชิ้นงานจริงจากคอมพิวเตอร์ เพื่อประเมินขนาดว่าจะนำเข้าไปประกอบในจรวดได้ ตามผลการออกแบบในรูปที่ 4



รูปที่ 4 แสดงการออกแบบ Layout ของระบบ TM

ทำการทดสอบสายสัญญาณวิทยุ (RF) ด้วยเครื่อง Spectrum Network Analyzer ตรวจสอบประสิทธิภาพในการส่งสัญญาณ และทำการทดสอบกำลังสัญญาณวิทยุที่ออกมาจาก Modem ว่าสามารถใช้งานได้ แสดงการทดสอบสายสัญญาณความถี่วิทยุและโมเด็มในรูปที่ 5



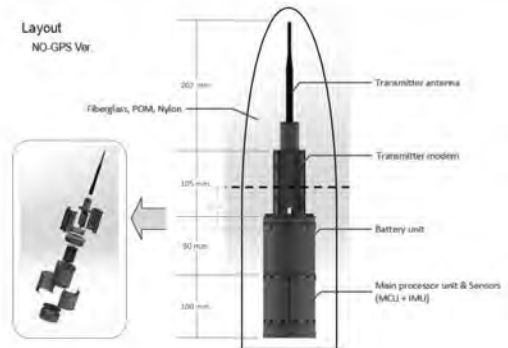
รูปที่ 4 แสดงการออกแบบ Layout ของระบบ TM

ทำการทดสอบประสิทธิภาพแบตเตอรี่ตามข้อกำหนดและกำลังไฟฟ้าว่าสามารถจ่ายได้เพียงพอหรือไม่ แสดงการทดสอบแบตเตอรี่โดยทดสอบความสมบูรณ์ของแบตเตอรี่ทั้งแบบครั้งละ 1 เซลล์ และแบบครั้งละ 2 เซลล์ ในรูปที่ 6



รูปที่ 6 การทดสอบแบตเตอรี่ทั้ง 2 แบบ

แสดงการออกแบบและสร้างชิ้นส่วนชุดระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวดในรูปที่ 7



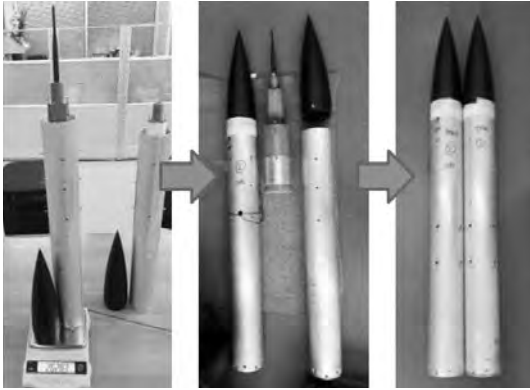
รูปที่ 7 แบบและชิ้นส่วนระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวด

แสดงการประกอบชุดระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวดในรูปที่ 8



รูปที่ 8 ระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวด

แสดงการประกอบรวมชุดระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวดเข้ากับลูกจรวดในรูปที่ 9



รูปที่ 9 ระบบรับส่งสัญญาณประกอบเข้ากับลูกจรวด

แสดงการถ่วงน้ำหนักและวัดหาค่าศูนย์ถ่วงน้ำหนักของลูกจรวดในรูปที่ 10



รูปที่ 10 การถ่วงน้ำหนักและจุดศูนย์ถ่วงน้ำหนัก

#### 4.2 การออกแบบและทดสอบชุดสถานีรับส่งภาคพื้น

ชุดสถานีรับส่งภาคพื้นตามแบบจำลองในรูปที่ 11 มีคุณสมบัติดังต่อไปนี้

- 1) สำหรับใช้ติดตั้งเสาอากาศแบบ Patch 2 จาน

- 2) ผลิตจากวัสดุที่ไม่เป็นโลหะเพื่อลดการรบกวนสายสัญญาณวิทยุ

- 3) มีช่วงการปรับตั้งมุมเสาอากาศตั้งแต่ -20 ถึง 20 องศา

- 4) มีชุดแสดงมุมสำหรับการปรับตั้งมุมด้านหน้าเครื่อง

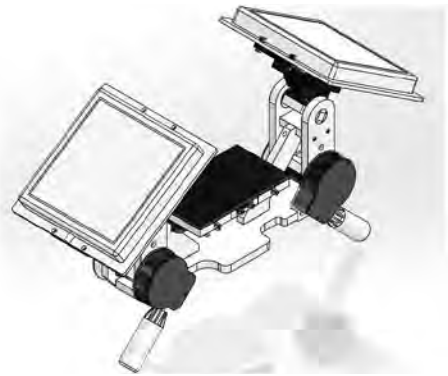
- 5) มีชุดระบบสื่อสารไร้สายความถี่ย่าน 900 MHz แบบ RFD900 1 ชุด

- 6) มีชุดระบบสื่อสารไร้สายความถี่ย่าน 900 MHz แบบ XTend 900 2 ชุด

- 7) เชื่อมต่อระบบสื่อสารเข้ากับชุดคอมพิวเตอร์ผ่านสาย USB

- 8) มีแบตเตอรี่สำหรับระบบสื่อสาร เปิด/ปิด ผ่านสวิตช์

- 9) สามารถติดตั้งกับ Tripod ได้ง่าย



รูปที่ 11 ชุดสถานีรับส่งภาคพื้นติดตั้งบน Tripod

#### 4.3 การทดสอบ

##### 4.3.1 แนวความคิดในการทดสอบ

- 1) การทดสอบทำได้โดยการติดตั้งสถานีรับภาคพื้นไว้ที่จุดตั้งยิงและปรับตั้งทิศทางของเสาอากาศให้ครอบคลุมแนวซิปนวิถี

- 2) การเก็บข้อมูลการทดสอบใช้ซอฟต์แวร์ที่ติดตั้งในคอมพิวเตอร์ โดยพัฒนาขึ้นสำหรับรับข้อมูลจากลูกจรวดและบันทึกค่าในรูปแบบ log file ในคอมพิวเตอร์



#### 4.3.2 การทดสอบ

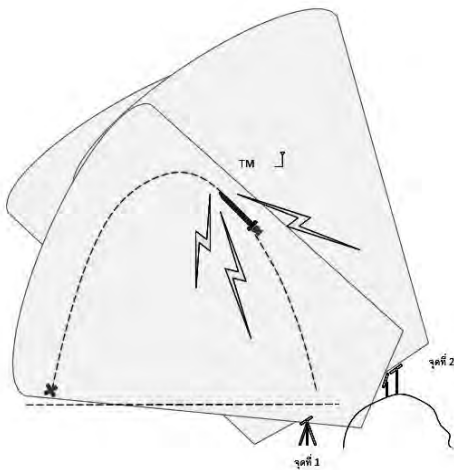
1) ทดสอบระบบโดยรวมเพื่อตรวจสอบความถูกต้องของระบบก่อนนำจรวดประกอบเข้ากับมอเตอร์จรวดตามรูปที่ 12



รูปที่ 12 ทดสอบจรวดก่อนประกอบเข้ากับมอเตอร์

2) ติดตั้งสถานีรับส่งภาคพื้น 2 จุด เพื่อให้การรับสัญญาณครอบคลุมตลอดเส้นทางขึ้นวิถีของลูกจรวด ดังนี้

จุดที่ 1 ติดตั้งที่ตำแหน่งหลังจุดยิงและปรับเล็งเสาอากาศไปในทิศทางและมุมของเสาอากาศให้ตรงกับทิศและมุมยิงแสดงดังรูปที่ 13



รูปที่ 13 สถานีรับส่งภาคพื้นจุดที่ 1 และจุดที่ 2

จุดที่ 2 ติดตั้งที่ตำแหน่งจุดสังเกตการณ์ด้านหลังแนวขึ้นวิถีบนยอดเขาสูง จำนวน 2 ชุด โดยชุดที่ 1 ปรับเล็งเสาอากาศไปที่ทิศทางแนวขึ้นวิถีช่วงและตั้งมุมเสาอากาศหงายขึ้น 30 องศา และชุดที่ 2 ปรับเล็งเสาอากาศไปที่ทิศทางแนวขึ้นวิถีช่วงและตั้งมุมเสาอากาศหงายขึ้น 50 องศา แสดงดังรูปที่ 14



รูปที่ 14 สถานีรับส่งภาคพื้นจุดที่ 2

3) ประกอบและเปิดระบบรับส่งสัญญาณบนลูกจรวดเข้ากับมอเตอร์จรวด

4) ยิงทดสอบและบันทึกผล

#### 5. ผลการทดสอบและการอภิปรายผล

ผลการยิงทดสอบระบบโทรมาตรของลูกจรวดตัดแปรสภาพอากาศ สถานีรับส่งภาคพื้นจุดที่ 1 และจุดที่ 2 สามารถรับสัญญาณข้อมูลจากลูกจรวดได้ดีทั้ง 2 จุด ครอบคลุมตลอดแนวขึ้นวิถีและทำการเก็บบันทึกผลได้ดังนี้

##### 5.1 จรวดลูกที่ 1 ด้วยระบบสื่อสารแบบ XTend 900

ผลการทดสอบอุปกรณ์รับสัญญาณจรวดลูกที่ 1 ใช้ Communication Modem แบบที่ 1 ประกอบด้วย XTend 900 MHz 1 วัตต์ และ Patch Antenna ดังแสดงผลในกราฟรูปที่ 15 จากกราฟ Gyro จะเห็นว่าจรวดลูกที่ 1 เป็นแบบ Spinning Rocket ค่า Gyro มี 3 แกน ที่ทำให้เกิดการเคลื่อนไหวของจรวดคือ Gx

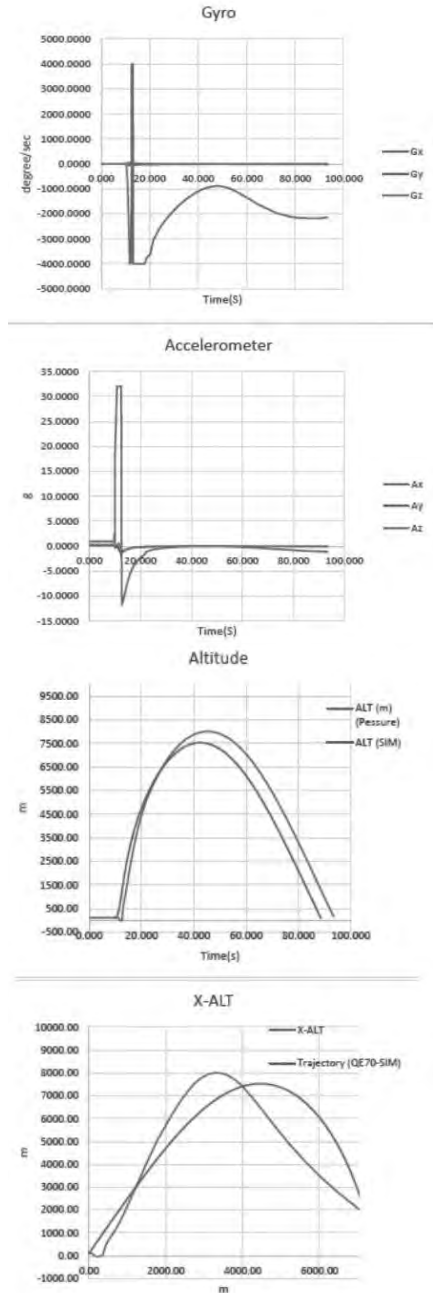
เป็นการหมุนแนว roll, Gy เป็นการหมุนแนว pitch และ Gz เป็นการหมุนแนว yaw โดยที่ Gx การหมุนของแกนนี้ทำให้จรวดเอียงไปทางใดทางหนึ่งแกนนี้ควบคุมการหมุนควง หรือ Roll Movement ของจรวด, Gy การหมุนของแกนนี้จะทำให้หัวจรวดยกขึ้น (Pitch Up) หรือกดลง (Pitch Down) เป็นผลให้จรวดไต่ระดับขึ้นหรือลดระดับลง แกนนี้ควบคุมการเชิดหัวขึ้นลงของจรวด และ Gz การหมุนของแกนนี้จะทำให้หัวจรวดหันไปทางซ้ายหรือขวา แกนนี้ควบคุมการส่ายหัวของจรวด หรือ Yaw Movement ซึ่งจะเห็นว่าจรวดลูกที่ 1 ค่า Gx จรวดมีการหมุนควงอิมิตัวที่ 4,000 องศา/วินาที ซึ่งผลดังกล่าวเป็นค่าสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้ ส่วนค่า Gy เกิดขึ้นน้อยมาก แสดงให้เห็นว่าจรวดลูกที่ 1 มีเสถียรภาพสูง และค่า Gz มีค่า 0 องศา/วินาที จรวดเคลื่อนที่ด้วยความเสถียรไม่มีการเบี่ยงซ้ายหรือขวา

จากกราฟรูปที่ 15 กราฟ Accelerometer ค่าความเร่ง มี 3 แกน คือ Ax เป็นความเร่งในแนวแกน x ของลำตัวจรวด, Ay เป็นความเร่งในแนวแกน y ของลำตัวจรวด และ Az เป็นความเร่งในแนวแกน z ของลำตัวจรวด ซึ่งจะเห็นว่าจรวดลูกที่ 1 ค่า Ax จรวดมีค่าความเร่งอิมิตัวที่ประมาณ 30 g ซึ่งผลดังกล่าวเป็นค่าสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้ ส่วนค่า Ay และ Az เกิดขึ้นน้อยมาก แสดงให้เห็นว่าจรวดลูกที่ 1 มีเสถียรภาพสูง จรวดเคลื่อนที่ไปในแนวด้านหน้าของจรวด

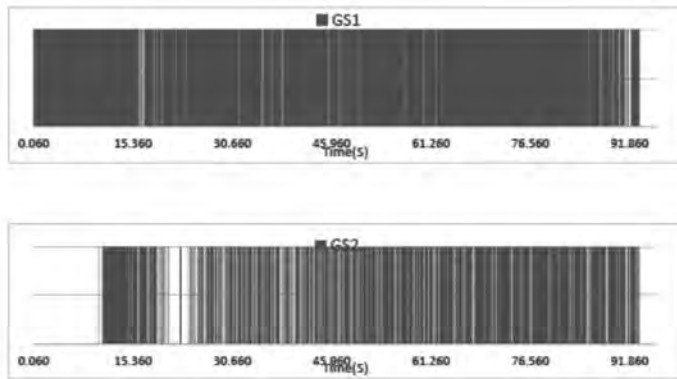
ค่าที่วัดได้จาก IMU มีแนวโน้มใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองที่เวลาเดียวกัน และค่าความสูงที่วัดและคำนวณได้จากเซ็นเซอร์แบบ Barometric Pressure มีแนวโน้มและค่าใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองที่เวลาเดียวกัน และจากจุดเริ่มต้นของกราฟมีความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากการออกตัวของจรวด (Initial Error)

จากรูปที่ 16 เป็นการแสดงจำนวนครั้งที่สถานีรับส่งภาคพื้นจุดที่ 1 และ 2 ได้จากการรับสัญญาณที่ส่ง

มาจากลูกจรวด โดยเทียบกับเวลาตั้งแต่ระบบเริ่มทำงานตามลำดับ ซึ่งทั้งหมดนี้สามารถบอกได้ว่า ระบบสื่อสารแบบ XTend 900 มีประสิทธิภาพที่ดี และมีความสามารถรับส่งข้อมูลได้ตลอดแนวซิปนวิถีดังแสดงในรูปที่ 16



รูปที่ 15 กราฟแสดงผลการยิงทดสอบจรวดลูกที่ 1



รูปที่ 16 แสดงค่าจำนวนข้อมูลที่ได้รับจากจรวดลูกที่ 1

## 5.2 จรวดลูกที่ 2 ด้วยระบบสื่อสารแบบ RFD900

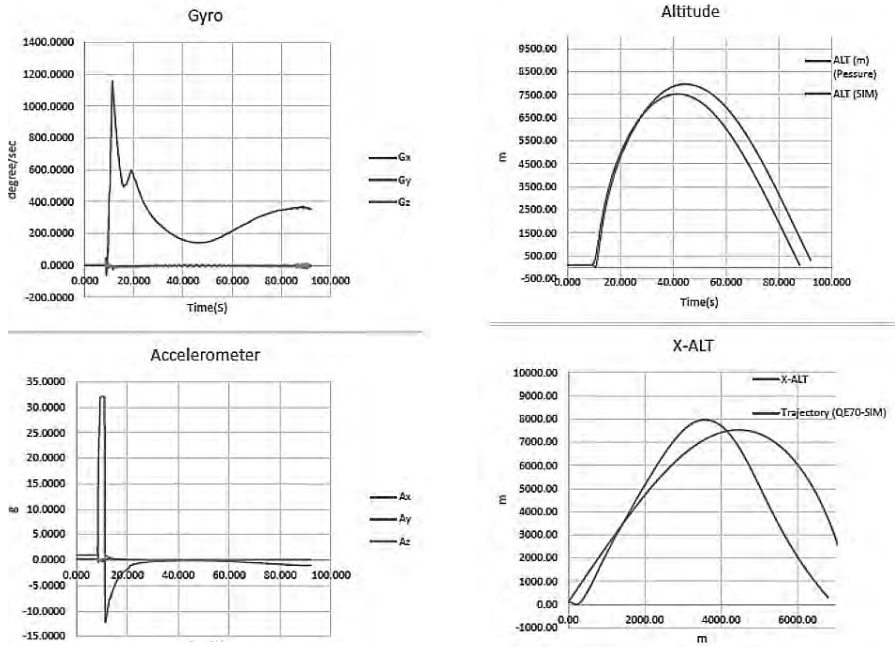
ผลการทดสอบอุปกรณ์รับสัญญาณจรวดลูกที่ 2 ใช้ Communication Modem แบบที่ 1 ประกอบด้วย RFD 900 MHz 1 วัตต์ และ Patch Antenna ดังแสดงผลในกราฟรูปที่ 17 จากกราฟ Gyro โดยจรวดลูกที่ 2 เป็นแบบ Non-spinning Rocket จะเห็นว่าจรวดลูกที่ 2 มีค่า Gx จรวดมีการหมุนควงอิมตัวที่ 1,200 องศา/วินาที ซึ่งต่ำกว่าค่าของจรวดลูกที่ 1 ส่วนค่า Gy เกิดขึ้นน้อยมาก แสดงให้เห็นว่าจรวดลูกที่ 2 มีเสถียรภาพสูง และค่า Gz มีค่า 0 องศา/วินาที จรวดเคลื่อนที่ด้วยความเสถียรไม่มีการเบี่ยงเบนเช่นกัน

จากกราฟรูปที่ 17 กราฟ Accelerometer จะเห็นว่าจรวดลูกที่ 2 ค่า Ax จรวดมีค่าความเร่งอิมตัวที่ประมาณ 30 g ซึ่งผลดังกล่าวเป็นค่าสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้ ส่วนค่า Ay และ Az เกิดขึ้นน้อยมาก แสดงให้เห็นว่า

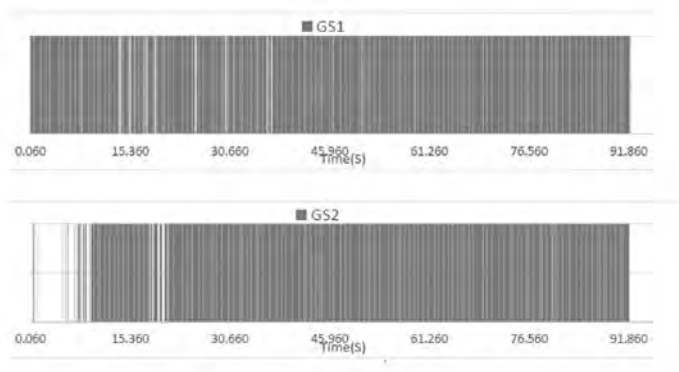
จรวดลูกที่ 2 มีเสถียรภาพสูง จรวดเคลื่อนที่ไปในแนวด้านหน้าของจรวด

ค่าที่วัดได้จาก IMU มีแนวโน้มใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองที่เวลาเดียวกัน และค่าความสูงที่วัดและคำนวณได้จากเซ็นเซอร์แบบ Barometric Pressure มีแนวโน้มและค่าใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองที่เวลาเดียวกัน และจากจุดเริ่มต้นของกราฟมีความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากการออกตัวของจรวด (Initial Error)

จากรูปที่ 18 เป็นการแสดงจำนวนครั้งที่สถานีรับส่งภาคพื้นจุดที่ 1 และ 2 ได้จากการรับสัญญาณที่ส่งมาจากลูกจรวด โดยเทียบกับเวลาตั้งแต่ระบบเริ่มทำงานตามลำดับ ซึ่งทั้งหมดนี้สามารถบอกได้ว่า ระบบสื่อสารแบบ RFD900 มีประสิทธิภาพที่ดี และมีความสามารถรับส่งข้อมูลได้ตลอดแนวซิปนวิถีดังแสดงในรูปที่ 18



รูปที่ 17 กราฟแสดงผลการยิงทดสอบจรวดลูกที่ 2



รูปที่ 18 แสดงค่าจำนวนข้อมูลที่รับได้จากจรวดลูกที่ 2

## 6. สรุปผลการทดสอบและข้อเสนอแนะ

การรับส่งข้อมูลของระบบสื่อสารทั้ง 2 แบบ สามารถรับส่งข้อมูลได้ตลอดแนวซิปนวิถีและบันทึกค่าเก็บไว้ได้ โดยแบบ RFD900 พบว่า มีจำนวนสูญเสียข้อมูลขณะรับส่งมากกว่าแบบ Xtend900 และค่าที่วัดได้จาก IMU ของจรวดทั้ง 2 นัด มีแนวโน้มใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองที่เวลาเดียวกัน แต่เนื่องจากเซ็นเซอร์ที่ทำการติดตั้งไปมีย่านการวัดไม่สูงพอกับค่าสมรรถนะของจรวด ทำให้ค่าที่แสดงผลมีแค่ค่าสูงสุดที่เซ็นเซอร์วัดได้ โดยเมื่อนำค่าที่วัดได้มาคำนวณเทียบกับค่าจากการจำลองพบว่า ค่าระยะทางของจรวดเมื่อคำนวณจากความเร่งในแนวแกน X มีแนวโน้มใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองและค่ามุม Roll Pitch และ Yaw ซึ่งคำนวณได้ตรงในตอนแรก ซึ่งมีความคลาดเคลื่อนเล็กน้อยเป็นผลมาจากการติดตั้งเซ็นเซอร์ภายในลูกจรวดมีความเยื้องศูนย์และเซ็นเซอร์ยังไม่ได้ทำการปรับเทียบที่ครบถ้วน จากนั้นเมื่อจรวดเคลื่อนที่ไปเกินกว่าย่านการวัดของเซ็นเซอร์ ทำให้เมื่อนำค่าที่วัดได้มาคำนวณจะมีความผิดพลาดสูงและได้ผลที่ไม่ถูกต้อง

ค่าความสูงที่วัดและคำนวณได้จากเซ็นเซอร์ Barometric Pressure มีแนวโน้มและค่าใกล้เคียงกับค่าจากการจำลองที่เวลาเดียวกัน โดยค่าที่วัดได้มีค่าต่ำกว่าค่าจากการคำนวณ ซึ่งอาจเป็นผลมาจากสภาพภูมิอากาศจริงและความกดอากาศขณะทำการยิงทดสอบ

ปัญหาและอุปสรรคในการติดตั้งเซ็นเซอร์ให้อยู่ในแนวศูนย์กลางของจรวดพอดีเป็นไปได้ยากจึงมีข้อเสนอแนะให้วางแผนการทดสอบระบบโทรมาตร ในครั้งต่อไปควรติดตั้งเซ็นเซอร์ที่มีย่านการวัดสูงและทำการสอบเทียบค่าลดความผิดพลาด อีกทั้งคำนึงถึงค่าชดเชยต่าง ๆ ของเซ็นเซอร์เพื่อให้สามารถวัดค่าที่ถูกต้องแม่นยำมากขึ้น

## 7. กิตติกรรมประกาศ

ผู้เขียนขอขอบคุณกระทรวงเกษตรและสหกรณ์ ในการสนับสนุนจรวดดัดแปรสภาพอากาศสำหรับการทดสอบโครงการวิจัยและพัฒนาจรวดดัดแปรสภาพอากาศของสถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศสำหรับโอกาสในการทดสอบระบบเซ็นเซอร์และระบบสื่อสารสำหรับจรวดนำวิถี อันเกิดเป็นบทความวิจัยฉบับนี้ อีกทั้งคำอธิบายเพิ่มเติมในส่วนที่ 5.1 และ 5.2 จาก นาวาอากาศโท นวพันธ์ นุตคำแหง นักวิจัยอาวุโส สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศและข้อเสนอแนะเพิ่มเติมอื่น ๆ จากนาวาอากาศโท พิระยุทธ สารตายน ผู้อำนวยการส่วนงานวิศวกรรมระบบควบคุมและการสื่อสาร สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ ที่ทำให้บทความวิจัยฉบับนี้ มีความสมบูรณ์ยิ่งขึ้น

## 8. เอกสารอ้างอิง

- [1] ราชกิจจานุเบกษา (2562) พระราชบัญญัติเทคโนโลยีป้องกันประเทศ พ.ศ. 2562. เล่ม 136 ตอนที่ 56 ก. หน้า 17 – 38.
- [2] Blagojević, Đ. and Miloš, M. 2006. Outline design of compact GNC module for missile flight control purposes. FME Transactions (2006) 34, 137-143.
- [3] โครงการพัฒนาจรวดดัดแปรสภาพอากาศ. 2562. การพัฒนาระบบ TM-CAM สำหรับตรวจสอบการทำงานของจรวด. เอกสารออนไลน์ <http://society.dti.or.th/DTIKMRocket1/Lists/K5/AllItems.aspx> เข้าถึงเมื่อ 20 ก.ค. 63
- [4] โครงการพัฒนาจรวดดัดแปรสภาพอากาศ. 2562. การพัฒนาระบบ TM สำหรับตรวจสอบการทำงานของจรวด. เอกสารออนไลน์ <http://society.dti.or.th/DTIKMRocket1/Lists/K5/AllItems.aspx> เข้าถึงเมื่อ 20 ก.ค. 63

- [5] Han, F., Zhou, Q. and Chen, F. 2019. Dynamic modeling, simulation, and flight test of a rocket-towed net system. *Mathematical Problems in Engineering*. Volume 2019, Article ID 1523828, 21p. doi.org/10.1155/2019/1523828.
- [6] King, B., Eckert, C. and Minor, R. 2002. The International GMLRS Development Program - A GPS/INS application to extend the range and effectiveness of the basic multiple launch rocket system (MLRS). *Proceedings of the 15th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GPS 2002) September 24 - 27, 2002 Oregon Convention Center, Portland, Oregon*.
- [7] de Carpentier, G. J. P. 2014. Analytical ballistic trajectories with approximately linear drag. *International Journal of Computer Games Technology*. Volume 2014, 13p. doi.org/10.1155/2014/463489.
- [8] Fairfax, L. D. and Fresconi, F. E. 2012. Position estimation for projectiles using low-cost sensors and flight dynamics. *U.S. Army Research Laboratory. Aberdeen Proving Ground, MD 21005-5066*.
- [9] Scaysbrook, I. W., Cooper, S. J. and Whitley, E. T. 2004. A miniature, gun-hard MEMS IMU for guided projectiles, rockets and missiles. *Position Location and Navigation Symposium. (IEEE Cat. No.04CH37556), Monterey, CA, USA, 2004, pp. 26-34. doi: 10.1109/PLANS.2004. 1308970*.
- [10] Aziz, J. S. and Hussein, O. A. 2009. Design and Implementation of a Telemetry System for Environmental Applications. *Al-Khwarizmi Engineering Journal*, Vol. 5, No. 4, pp. 39-50.
- [11] Peng, W., Zhang, Q., Yang, T. and Feng, Z. 2017. A high-precision dynamic model of a sounding rocket and rapid wind compensation method research. *Advances in Mechanical Engineering*. Vol. 9(7) 1–11. Vol. 9(7) 1–11.
- [12] Liu, F., Su, Z., Zhao, H., Li, Q. and Li, C. 2019. Attitude measurement for high-spinning projectile with a hollow MEMS IMU consisting of multiple accelerometers and gyros. *Sensors* 2019, 19, 1799; doi:10.3390/s19081799.
- [13] Törnqvist, D., Helmersson, A. and Gustafsson, F. 2020. Tight integration between IMU and GPS for sounding rockets. *Technical report from Automatic Control at Linköpings universitet. Report no.: LiTH-ISY-R-2929. Department of Electrical Engineering, Linköpings universitet, SE-581 83 Linköping, Sweden. 30p*.
- [14] Albayrak, A. 2017. IoT-based Real-Time Telemetry System Design: An Approach. 2017 IEEE 5th International Conference on Future Internet of Things and Cloud (FiCloud). DOI: 10.1109/FiCloud.2017.40.