



รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

ระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับ GPS บริเวณสนามบิน

สุวรรณภูมิและซอฟต์แวร์แสดงผล

GPS Receiver Position Error Analysis System Suvarnabhumi Airport
and Display Software

รองศาสตราจารย์ ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ

นายสุทัศน์ จงสินทวี

ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยจากเงินงบประมาณรายได้ ประจำปีงบประมาณ 2558

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง



รายงานการวิจัยฉบับสมบูรณ์

ระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับ GPS บริเวณสนามบิน

สุวรรณภูมิและซอฟต์แวร์แสดงผล

GPS Receiver Position Error Analysis System Suvarnabhumi Airport
and Display Software

รองศาสตราจารย์ ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ

นายสุทัศน์ จงสินทวี

ได้รับทุนสนับสนุนงานวิจัยจากเงินงบประมาณรายได้ ประจำปีงบประมาณ 2558

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ชื่อโครงการ (ภาษาไทย) ระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับ GPS บริเวณสนามบิน
สุวรรณภูมิและซอฟต์แวร์แสดงผล

แหล่งเงิน เงินงบประมาณรายได้ คณะวิศวกรรมศาสตร์.....

ประจำปีงบประมาณ..... 2558..... จำนวนเงินที่ได้รับการสนับสนุน..... 40,000..... บาท

ระยะเวลาทำการวิจัย..... 1..... ปี ตั้งแต่ 1 ตุลาคม 2557..... ถึง 30 กันยายน 2558.....

ชื่อ-สกุล หัวหน้าโครงการ และผู้ร่วมโครงการวิจัย พร้อมระบุ หน่วยงานต้นสังกัด

.....รองศาสตราจารย์ ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ (หัวหน้าโครงการ).....

.....นายสุทัศน์ จงสินทวี (ผู้ร่วมโครงการวิจัย).....

บทคัดย่อ

โครงการวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อดำเนินการพัฒนาโปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณการระบุตำแหน่งและค่าความเ็จจาางของความแม่นยำจากระบบดาวเทียมจีพีเอส เพื่อวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับ GPS บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ โดยใช้ข้อมูลจากสถานีที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ในปีค.ศ.2012 ซึ่งข้อมูลที่ได้รับนั้นเป็นข้อมูลดิบจึงต้องแปลงข้อมูลเป็นรูปแบบ RINEX เพื่อทำการนำค่าพารามิเตอร์ต่างๆ เช่น ระยะทางเทียม, ตำแหน่งดาวเทียม, ความผิดพลาดของสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม และสัมประสิทธิ์ Klobuchar เป็นต้น มาใช้ในการคำนวณระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสและค่าความเ็จจาางของความแม่นยำ โดยทางกลุ่มวิจัยได้เขียนซอฟต์แวร์แสดงผลผ่าน Graphical User Interface เพื่อให้ผู้ใช้งานนั้นสามารถใช้งานได้ง่ายและสะดวกอีกด้วย

คำสำคัญ : การระบุตำแหน่ง, ความเ็จจาางของความแม่นยำ, เครื่องรับสัญญาณจีพีเอส,

Research Title: GPS Receiver Position Error Analysis System Suvarnabhumi Airport and Display Software

Researcher: Assoc. Prof. Dr. Pornchai Supnithi, Mr. Sutat Jongsintawee.....

Faculty: Engineering.....**Department:**Telecommunications engineering.....

ABSTRACT

In this project, We develop software which computes the location determination and dilution of precision bases on the global positioning system (GPS). Then we analyze the accuracy of GPS receiver near the Suvarnabhumi airport by using GPS data in 2012 at King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMITL) station. We convert raw data to the RINEX format which gives the parameters as pseudo range, satellite positions, clock errors of satellite and the Klobuchar coefficients, for instance. In addition, the research team has developed a GUI software suite to analyze location determination and dilution of precision. The GUI is used to show the graphs and results.

Keywords : Location determination, Dilution of Precision, GPS receiver

กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณห้องปฏิบัติการวิจัย การสื่อสารและสารสนเทศศาสตร์ด้านอวกาศและชั้นบรรยากาศ (Space & Atmospheric Communication and Informatics Research Lab) ที่ช่วยให้ความอนุเคราะห์ข้อมูล สัญญาณจีพีเอส สถานี KMITL เพื่อนำข้อมูลที่ได้นั้น มาใช้ในการประมวลผลในโครงการวิจัยนี้ ขอขอบคุณ นายศราวุฒิ รุ่งเรืองวิเอกที่ช่วยให้คำปรึกษาและแนะนำสำหรับความรู้และประสบการณ์ทางด้านจีพีเอส ขอขอบคุณ พี่ น้องทุกคนในห้องปฏิบัติการวิจัยการสื่อสารและสารสนเทศศาสตร์ด้านอวกาศและชั้นบรรยากาศ ที่ให้คำปรึกษาและช่วยกันแก้ปัญหาทางด้าน MATLAB สำหรับโครงการวิจัยนี้ การวิจัยครั้งนี้ ได้รับทุนสนับสนุนการวิจัยจากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง จากทุนวิจัยด้วยเงินรายได้ ประจำปีงบประมาณ พ.ศ. 2558

รศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ

นาย สุทัศน์ จงสินทวี

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VII
สารบัญภาพ.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	1
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	2
1.4 วิธีดำเนินการวิจัย.....	2
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	3
2.1 ความหมายของจีพีเอส.....	3
2.2 องค์ประกอบของระบบดาวเทียมจีพีเอส.....	3
2.2.1 ส่วนขององค์ประกอบดาวเทียม (Satellite Constellation).....	3
2.2.2 ส่วนสถานีควบคุม (Ground Control Segment).....	4
2.2.2 ส่วนของผู้ใช้ (User Segment).....	5
2.3 ส่วนประกอบของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (Global Positioning System).....	6
2.4 หลักการทำงานของจีพีเอส.....	6
2.5 การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสกับดาวเทียม.....	7
2.6 หลักการคำนวณหรือระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส.....	9
2.7 พิกัด ECEF (Earth Center Earth Fixed Coordinate).....	10
2.7.1 จีโอดิตติคละติจูด (Geoditic latitude).....	10
2.7.2 จีโอดิตติคลองจิจูด (Geoditic longitude).....	11
2.7.3 ความสูง (Geoditic Height).....	11
2.7.4 การแปลงพิกัด ECEF เป็น WGS84.....	11

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.8 มุมกวาด (Azimuth) และ มุมเงย (Elevation).....	12
2.8.1 มุมกวาด (Azimuth).....	12
2.8.2 มุมเงย (Elevation).....	12
2.9 ระเบียบวิธีนิวตัน – ราฟสัน.....	12
2.9.1 การหาค่าคำตอบแบบวนซ้ำ.....	13
2.10 ค่าความเท็จางของความแม่นยำ (Dilution of Precision : DOP).....	14
2.11 Graphical User Interface (GUI).....	15
บทที่ 3 การออกแบบระบบ	16
3.1 การออกแบบการทำงาน.....	16
3.1.1 แผนผังการทำงานของระบบ.....	16
3.2 การระบุตำแหน่งเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส.....	17
3.2.1 การคำนวณค่าระยะทางเทียม (Pseudorange).....	18
3.2.2 การคำนวณค่าระยะทางจริง.....	18
3.2.3 การคำนวณค่าตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส.....	18
3.2.4 การคำนวณค่าความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาดาวเทียม.....	20
3.2.5 การคำนวณค่าความหน่วงของสัญญาณในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	20
3.3 การหาค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งระหว่างจุดสองจุดบนพิกัด Lat/Lon.....	23
3.4 การคำนวณค่าความเท็จางของความแม่นยำ (Dilution of Precision : DOP).....	23
3.5 การออกแบบซอฟต์แวร์แสดงผลด้วย GUI.....	24
3.5.1 Uicontrol.....	25
3.5.2 หลักการเขียนโปรแกรมด้วย GUIDE.....	27
บทที่ 4 ผลการทดลอง	31
4.1 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส.....	31
4.1.1 คำนวณค่าความผิดพลาดโดยมีการปรับค่ามุมเงยในการรับสัญญาณจีพีเอส.....	31
4.1.2 คำนวณค่าความผิดพลาดโดยมีการชดเชยค่า Ionospheric delay จากแบบจำลอง Klobuchar	33
4.2 ค่า DOP ที่มีผลต่อการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส.....	38
4.3 GUI ระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส.....	40

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.3.1 การออกแบบ layout ให้แสดงค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง และ DOP.....	40
4.3.2 ซอฟต์แวร์แสดงระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส.....	40
บทที่ 5 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ.....	46
5.1 สรุปผลการวิจัย.....	46
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	46
บรรณานุกรม.....	47
ภาคผนวก.....	49
ประวัตินักวิจัย.....	65

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส.....	38

สารบัญภาพ

ภาพที่	หน้า
2.1 วงจรของดาวเทียมจีพีเอส.....	4
2.2 สถานีควบคุมดาวเทียม.....	5
2.3 องค์ประกอบของดาวเทียมจีพีเอส.....	5
2.4 องค์ประกอบของระบบดาวเทียมจีพีเอสพร้อมรายละเอียดส่วนเครื่องรับ.....	6
2.5 การระบุตำแหน่งบนผิวโลกโดยใช้ดาวเทียม 4 ดวง.....	7
2.6 การวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมจีพีเอสกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส.....	8
2.7 แกนของระบบพิกัด ECEF.....	10
2.8 แบบจำลอง WGS-84.....	10
2.9 มุมกวาดและมุมเงย.....	12
2.10 เส้นสัมผัสเส้นโค้งที่แสดงการลู่เข้าสู่คำตอบ.....	13
2.11 ลักษณะการกระจายตำแหน่งของดาวเทียม.....	14
2.12 ตัวอย่างของหน้าต่าง GUI.....	15
3.1 สายอากาศ, เครื่องรับสัญญาณจีพีเอส, และคอมพิวเตอร์ที่ใช้ในงานวิจัย.....	16
3.2 บล็อกไดอะแกรมของโปรแกรมในการคำนวณ และ GUI สำหรับแสดงผล.....	17
3.3 การระบุตำแหน่งบนผิวโลกโดยใช้ดาวเทียม 4 ดวง.....	17
3.4 Ionospheric pierce points (IPP).....	21
3.5 หน้าต่างเริ่มต้นการใช้งาน GUIDE.....	25
3.6 Uicontrol ต่างๆ ใน GUIDE.....	26
3.7 หน้าต่าง inspector ที่ใช้ในการแก้ไขคุณสมบัติของวัตถุ.....	28
3.8 การเรียกฟังก์ชัน View Callbacks.....	29
3.9 subfunction ของฟังก์ชันเรียกกลับวัตถุ.....	29
4.1 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศา.....	31
4.2 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา.....	32
4.3 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา.....	33
4.4 ค่า Ionospheric delay ของดาวเทียมทุกดวง ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา.....	34
4.5 ค่า Ionospheric delay ของดาวเทียมทุกดวง ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา.....	34
4.6 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า Ionospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศา.....	35

สารบัญภาพ (ต่อ)

ภาพที่	หน้า
4.7 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา.....	36
4.8 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา.....	37
4.9 ค่า DOP และจำนวนดาวเทียม ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา.....	38
4.10 ค่า DOP และจำนวนดาวเทียม ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา.....	39
4.11 layout โปรแกรมแสดงผล.....	40
4.12 โปรแกรมแสดงผลเมื่อเปิดใช้งาน.....	41
4.13 โปรแกรมแจ้งเตือนให้เปลี่ยนวันที่ในการในการดูค่าความผิดพลาด และ DOP.....	42
4.14 คำนวณความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 และกำหนด elevation mask มากกว่า 5 องศา	43
4.15 โปรแกรมประมวลผลค่าความผิดพลาด และ DOP ในวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012.....	43
4.16 โปรแกรมแสดงผลค่าความผิดพลาด และ DOP ในวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012.....	44
4.17 ผลที่ได้เมื่อเลือกดูค่าความผิดพลาด และ DOP ที่เวลา 17.21 น. (UTC)	45

บทที่ 1

บทนำ

ในปัจจุบันระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส (GNSS : Global Navigation Satellite System) เป็นเทคโนโลยีระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม เริ่มแรกนั้นใช้เฉพาะในทางด้านการทหารเท่านั้น แต่ต่อมาได้มีการประยุกต์ให้ใช้กับพลเรือนทั่วไป ซึ่งมีประโยชน์ต่อเทคโนโลยีหลากหลายสาขา และได้ถูกนำมาใช้อย่างแพร่หลายทั้งทางด้านเกษตรกรรม การสำรวจรังวัด ระบบติดตามยานพาหนะ ระบบนำร่องอากาศยาน เป็นต้น ทำให้มีงานวิจัยและมีการพัฒนาองค์ความรู้ต่างๆ เพื่อให้ระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมมีความแม่นยำ และสามารถประยุกต์ใช้ในชีวิตประจำวันได้มากขึ้น

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

เทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอส เช่น ระบบจีพีเอส (GPS) โกลนาส (GLONASS) ไป๋ตู (BEIDOU) เป็นเทคโนโลยีระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม ในการระบุตำแหน่งต่างๆของเครื่องรับสัญญาณนั้น มักจะมีความไม่แน่นอนและความไม่แม่นยำในการระบุตำแหน่ง ในความเป็นจริงจะมีปรากฏการณ์บางอย่างที่มีอิทธิพลส่งผลถึงค่าความถูกต้องของระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม ซึ่งในบางครั้งสามารถลบหรือลดค่าความผิดพลาดได้ค่อนข้างง่าย แต่ในบางครั้งปรากฏการณ์นั้นเป็นแบบสุ่มและเป็นปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นในเส้นทางการแพร่กระจายของสัญญาณ GNSS เช่น การรบกวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งเป็นเรื่องที่ยากในการทำนาย, การตรวจจับสัญญาณ และจำลองรูปแบบสมการ โดยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจะส่งสัญญาณมาที่เครื่องรับสัญญาณ จะรับสัญญาณของดาวเทียมเพื่อระบุตำแหน่งของเครื่องรับ โดยดาวเทียมจะส่งข้อมูลดิบมาที่เครื่องรับ สามารถนำมาแปลงเป็น RINEX (Receiver Independent Exchange Format) เพื่อที่จะใช้คำนวณหาตำแหน่งของดาวเทียมและตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ และทำการหาค่า Dilution of Precision (DOP) ซึ่งค่า DOP นั้นสามารถนำมาประเมินตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ ดังนั้นโครงการงานวิจัยนี้จึงจัดทำขึ้นเพื่อพัฒนาโปรแกรมแสดงค่า DOP เพื่อนำค่า DOP ที่ได้มาวิเคราะห์และประเมินการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจากดาวเทียม

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1. เพื่อพัฒนาโปรแกรมที่ใช้คำนวณค่า DOP
2. เพื่อวิเคราะห์และประเมินการระบุตำแหน่งที่สามารถหาได้จากค่า DOP
3. เพื่อเปรียบเทียบการระบุตำแหน่งที่ประเมินจากค่า DOP กับโปรแกรมที่มีใช้ในปัจจุบัน

1.3 ขอบเขตของการวิจัย

เขียนโปรแกรมเพื่อทำซอฟต์แวร์ในการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม และคำนวณค่า DOP จากนั้นแสดงผลค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับและค่า DOP ที่ได้ด้วย Graphic User Interface (GUI) ทำการวิเคราะห์และประเมินตำแหน่งจากค่า DOP

1.4 วิธีดำเนินการวิจัย

ในโครงการวิจัยจะทำการการเขียนโปรแกรม MATLAB ช่วยในการออกแบบและคำนวณตำแหน่งเครื่องรับและการคำนวณค่า DOP ของดาวเทียมจีพีเอส โดยที่รับไฟล์ RINEX จากเครื่องรับแล้วนำมาอ่านค่า ในการอ่านค่าต่างๆที่ดาวเทียมระบุตำแหน่งส่งมาให้เครื่องรับโดยรายละเอียดต่างๆ เช่น ช่วงเวลาที่รับข้อมูลจากดาวเทียม ระยะเวลาของการรับข้อมูล ลำดับของดาวเทียม วัน เดือน ปี ที่รับข้อมูล เป็นต้น จากนั้นนำมาคำนวณหาตำแหน่งของดาวเทียมและตำแหน่งของเครื่องรับได้ เมื่อได้ค่าของตำแหน่งดาวเทียมและตำแหน่งของเครื่องรับ จะนำไปคำนวณหาค่า DOP ได้ การเขียนขั้นตอนการคำนวณจะเขียนอยู่ในรูปของฟังก์ชันการทำงานและสร้างเป็นหน้าต่างของโปรแกรมโดยใน MATLAB จะมีฟังก์ชันการสร้าง GUI คล้ายกับ Visual C# เพื่อให้ขึ้นหน้าต่างโปรแกรมที่ใช้งาน โดยจะดึงฟังก์ชันที่เขียนมาใส่ไว้ในหน้าต่างของโปรแกรมเพื่อสะดวกต่อการใช้งาน โดยการออกแบบทั้งหมดจะใช้ MATLAB ในการใช้งาน

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. พัฒนาความรู้ทางด้านระบบสื่อสารและระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม (GNSS)
2. พัฒนาความรู้และซอฟต์แวร์ที่ใช้ในการคำนวณตำแหน่งและค่า DOP จากข้อมูลที่รับได้จากสัญญาณดาวเทียมได้
3. สามารถเขียน Graphic User Interface (GUI) เพื่อเป็นพื้นฐานสำหรับการประยุกต์ใช้งาน แสดงผลค่าต่างๆ เพื่อให้สะดวกต่อการใช้งานกับบุคคลทั่วไป

บทที่ 2

ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.1 ความหมายของจีพีเอส

จีพีเอสหรือ Global Positioning System(GPS) ชื่อภาษาไทยบัญญัติโดยคณะกรรมการ บัญญัติศัพท์เทคโนโลยีสารสนเทศราชบัณฑิตยสถานเมื่อเดือนพฤษภาคม พ.ศ.2541 ไว้ว่า "ระบบกำหนด ตำแหน่งบนโลก" ชื่อเต็มของระบบนี้คือ NAVSTAR Global Positioning System เป็นระบบนำร่องโดย อาศัยคลื่นวิทยุและรหัสที่ส่งมาจากดาวเทียม NAVSTAR (Navigation Satellite Timing and Ranging) จำนวน 24 ดวงที่โคจรรอบเหนือพื้นโลก สามารถใช้ในการหาตำแหน่งบนพื้นโลกได้ตลอด 24 ชั่วโมง ที่ทุกๆ จุดบนโลกระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกเป็นระบบบอกตำแหน่งบนพื้นโลกโดยอาศัยการคำนวณพิกัดจาก ดาวเทียมระบุตำแหน่ง 24 ดวงที่โคจรรอบโลกสูงประมาณ 20,000 เมตร จีพีเอสถูกพัฒนาขึ้นมาโดย หน่วยงาน The United States Department of Defense (DOD) ของสหรัฐอเมริกาใช้ในการหาพิกัด ตำแหน่งในที่ต่างๆ บนโลกด้วยดาวเทียมโดยการใช้ส่งสัญญาณคลื่นวิทยุลงมายังโลก เมื่อเครื่องรับจีพีเอส รับสัญญาณได้จึงเอาข้อมูลต่างๆ ที่มากับสัญญาณจีพีเอส ไปคำนวณหาตำแหน่งเพื่อประโยชน์ทาง การทหารและหน่วยงานราชการบางหน่วยของสหรัฐอเมริกาและพัฒนาระบบจนสมบูรณ์ในปี 2536 ในขณะที่ ระบบยังไม่สมบูรณ์แต่ได้มีการใช้อย่างจริงจังครั้งแรกในช่วงสงครามอ่าวในปี 2534 ต่อมาจึงเปิด โอกาสให้ภาคเอกชนและหน่วยงานต่างๆ นำระบบไปใช้อย่างแพร่หลายทั่วโลกแต่ DOD ยังเปิดสัญญาณ Selective Available : SA เพื่อลดความถูกต้องของการบอกตำแหน่งเพื่อประโยชน์ทางการทหารและปิด สัญญาณเมื่อวันที่ 1 เดือน พฤษภาคม พ.ศ. 2543 ด้วยเหตุผลทางการตลาดทำให้การบอกตำแหน่งมีความ ถูกต้องแม่นยำมากขึ้น

2.2 องค์ประกอบของระบบดาวเทียมจีพีเอส

ส่วนประกอบของระบบจีพีเอสประกอบด้วย 3 ส่วนคือ

2.2.1 ส่วนขององค์ประกอบดาวเทียม (Satellite Constellation)

ระบบจีพีเอสประกอบไปด้วยดาวเทียม 24 ดวงโคจรรอบโลก 20,200 กิโลเมตรโดย ประมาณใช้เวลา 12 ชม. ในการโคจรรอบโลกหนึ่งรอบ โดยดาวเทียมจำนวน 21 ดวง จะใช้ในการบอกพิกัด ส่วนที่เหลือ 3 ดวงจะสำรองเอาไว้ ดาวเทียมทั้ง 24 ดวงนี้จะมีวงโคจรอยู่ 6 วงโคจรด้วยกัน โดยแบ่งแต่ละ วงประกอบด้วยดาวเทียม 4 ดวง วงโคจรทั้งหมดจะเอียงทำมุมกับโลก 55 องศา การวางวงโคจรเช่นนี้ทำให้ เราสามารถรับสัญญาณดาวเทียม ได้คราวละถึง 6 ดวง ดาวเทียม ติดตั้งนาฬิกาที่เที่ยงตรงมากๆ ถึง 3 nanoseconds ความเที่ยงตรงมีความสำคัญมากต่อเครื่องรับ เพราะเครื่องรับจำเป็นต้องทราบเวลาที่ เที่ยงตรงแน่นอนว่าระยะเวลาเท่าไรที่สัญญาณคลื่นจากดาวเทียมเดินทางถึงเครื่องรับ ดาวเทียมแต่ละดวงมี

เชื้อเพลิงและเครื่องยนต์ขนาดเล็กซึ่งสามารถที่จะปรับแต่งดาวเทียมให้อยู่ในตำแหน่งที่ถูกต้องในวงโคจร ถ้าดาวเทียมเกิดเคลื่อนออกจากตำแหน่งที่กำหนด ดาวเทียมแต่ละดวงมีนาฬิกา atomic clocks 4 อัน และดาวเทียมจีพีเอส จะมีปีกเป็นแผงเซลล์พลังงานแสงอาทิตย์ (solar cell panels) โดยปกติจะพยายามหมุนตัวให้สามารถรับพลังงานแสงอาทิตย์ได้มากที่สุด ดังนั้นตัวดาวเทียมจะมีการหมุนปรับตัวตลอดเวลา โดยให้ปีกเซลล์พลังงานแสงอาทิตย์ตั้งฉากกับตำแหน่งของดวงอาทิตย์ดาวเทียมยังบรรจุแบตเตอรี่สำหรับให้พลังงานเมื่อดาวเทียมจีพีเอสเคลื่อนตัวอยู่ภายในเงาของโลกอีกด้วย ดังภาพ 2.1



ภาพที่ 2.1 วงโคจรของดาวเทียมจีพีเอส

ที่มา : วิวัฒนาการงานสำรวจของไทยจากอดีตถึงปัจจุบัน, กรมแผนที่ทหาร

2.2.2 ส่วนสถานีควบคุม (Ground Control Segment)

สถานีควบคุมนี้จะมีนาฬิกาอะตอมแบบซีเซียมที่มีความแม่นยำสูงและเครื่องรับที่สามารถคำนวณ P-Code ของดาวเทียมทุกดวงเมื่อส่งสัญญาณและได้รับข้อมูลต่างๆที่ต้องการแล้ว จะนำข้อมูลที่รับได้มาคำนวณหาค่าระยะทางเทียม (Pseudo range) แล้วส่งไปให้สถานีควบคุมซึ่งจะนำข้อมูลมาหาตัวแปรต่างๆแล้วส่งกลับไปยังดาวเทียมจีพีเอสเพื่อแก้ไขข้อผิดพลาดจากนั้น เมื่อสถานีฐานรับสัญญาณที่ได้รับ การแก้ไขค่าความผิดพลาดแล้ว ก็จะนำสัญญาณนั้นมาปรับแก้ข้อมูลวงโคจร (Ephemeris) และข้อมูลเวลา (Clock Correction) ของดาวเทียมแต่ละดวงแล้วจะทำการส่งข้อมูลวงโคจรและข้อมูลเวลา (Clock data) กลับไปยังดาวเทียมเพื่อทำการส่งข้อมูลที่ได้รับการแก้ไขแล้วโดยคลื่นวิทยุมายังเครื่องรับจีพีเอส และนอกจากนี้ยังรวมไปถึงการตรวจตราดูความเรียบร้อยของระบบซึ่งตั้งอยู่ที่ฐานทัพอากาศเมือง Colorado Spring สหรัฐอเมริกา และศูนย์ควบคุมกลางประกอบด้วย

1) สถานีสังเกตการณ์ (Monitor Station) จำนวน 5 แห่ง กระจายอยู่ตามจุดต่างๆ ของโลก ได้แก่ Hawaii , Kwajalein , Ascension Island , Diego Garcia และ Colorado Spring

2) งานส่งสัญญาณภาคพื้นดิน (Ground Antennas) ซึ่งมีอยู่ด้วยกัน 3 จุด ได้แก่ Ascension Island, Diego Garcia, Kwajalein สถานีควบคุมต่างๆ เหล่านี้มีหน้าที่คอยติดตามและสื่อสาร

กับดาวเทียม ทำการคำนวณผลเพื่อบอกตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง และส่งข้อมูลที่ไปยังดาวเทียม อยู่ตลอดเวลา ดังภาพที่ 2.2



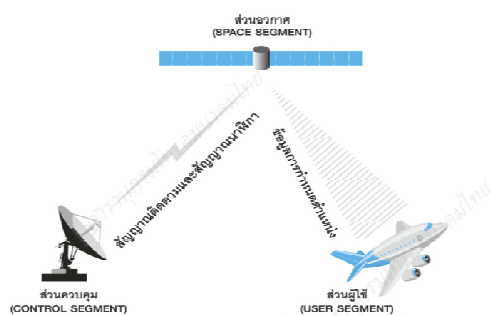
สถานีควบคุมดาวเทียม

ภาพที่ 2.2 สถานีควบคุมดาวเทียม

ที่มา : GPS Control Segment, นายวอน, 2551

2.2.3 ส่วนผู้ใช้ (User Segment)

ประกอบด้วยสองส่วนหลัก คือ ส่วนที่เกี่ยวข้องกับทางทหาร (Military) และทางพลเรือน (Civilian) ซึ่งทางพลเรือนจะสามารถรับสัญญาณได้โดยไม่ต้องเสียค่าใช้จ่ายใดๆ แต่ผู้ใช้งานจะต้องรับผิดชอบหาซื้อจานรับ (Antenna) และเครื่องรับ (Receiver) ด้วยตนเองและเครื่องรับจีพีเอสแบ่งออกได้เป็น 2 กลุ่ม คือ เครื่องประเภทที่สามารถรับดาวเทียมได้ 4 ดวงหรือมากกว่าได้พร้อมกันทีเดียวกับเครื่องที่มีการรับดาวเทียมโดยการเรียงลำดับและแต่ละกลุ่มยังแบ่งย่อยได้อีก คือ ส่วนผู้ใช้งานประกอบด้วยเครื่องรับสัญญาณ หรือเครื่องจีพีเอสแบบมือถือที่มีใช้กันอยู่ทั่วไปนั่นเอง โดยในเครื่องจีพีเอสนั้นจะมีโปรแกรมคอมพิวเตอร์อยู่ในตัวเครื่องเพื่อให้เครื่องทราบตำแหน่งดาวเทียมอยู่ในตำแหน่งใด ในเวลานั้น ๆ โดยเครื่องจีพีเอส จะทำการคำนวณ ตรวจสอบ และถอดรหัสสัญญาณที่ได้จากดาวเทียม เพื่อให้ได้ข้อมูลมา ซึ่งข้อมูลที่ได้โดยปกติก็มักจะถูกประมวลผลโดยโปรแกรมและจะส่งข้อมูลออกมาทางหน้าจอของเครื่องจีพีเอสนั้นๆ



ภาพที่ 2.3 องค์ประกอบของดาวเทียมจีพีเอส

ที่มา : การรังวัดด้วยดาวเทียมจีพีเอสเพื่อการสำรวจทางแผนที่, สมโภช ปิ่นทังกูร, 2548

เพื่อแสดงผลโดยการแสดงผลก็จะต่างกันขึ้นอยู่กับโปรแกรมในเครื่องจีพีเอส แต่ละรุ่นและแต่ละยี่ห้อจะเห็นได้ว่าเบื้องหลังการใช้งานเครื่องจีพีเอสนั้น มีส่วนประกอบที่สำคัญอื่นๆ ที่ทำให้เราสามารถใช้งานเครื่องจีพีเอสได้ ซึ่งในส่วนผู้ใช้งานเองแคมีเพียงเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสเครื่องเดียวก็เพียงพอแล้ว โดยในส่วนอื่นๆ นั้นก็จะมีหน่วยงานที่เกี่ยวข้องคอยดูแล เพื่อให้ระบบนั้นสามารถทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพ

2.3 ส่วนประกอบของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (Global Positioning System)

โดยทั่วไปเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม (Receiver) ประกอบด้วย 3 ส่วนคือ

1. ตัวเครื่อง (Body)
2. ส่วนให้พลังงาน (Power Supply)
3. ส่วนเสาอากาศ (Antenna)



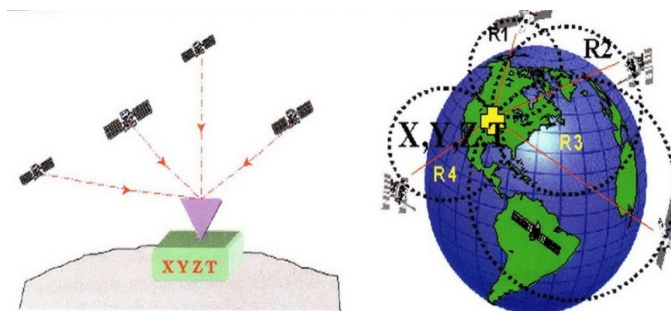
ภาพที่ 2.4 องค์ประกอบของระบบดาวเทียมจีพีเอสพร้อมรายละเอียดส่วนเครื่องรับ

ที่มา : ระบบแผนที่นำทาง, Nopparat Nettha, 2013

2.4 หลักการทำงานของจีพีเอส

หลักการทำงานในการบอกตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส คือ การใช้พื้นฐานของการค้นหาตำแหน่งด้วยดาวเทียมจีพีเอสนั้น ต้องมีดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวงเพื่อบอกตำแหน่งบนผิวโลกซึ่งระยะห่างจากดาวเทียมทั้งสามกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสจะสามารถระบุตำแหน่งบนผิวโลกได้หากพื้นโลกอยู่ในแนวระนาบดังภาพที่ 2.5 แต่ในความเป็นจริงพื้นโลกมีความโค้งเนื่องจากสัณฐานของโลกมีลักษณะกลม ดังนั้นดาวเทียมดวงที่สี่จะทำให้สามารถคำนวณเรื่องความสูงเพื่อให้ได้ตำแหน่งที่ถูกต้องมากขึ้น นอกจากนี้ความแม่นยำของการระบุตำแหน่งนั้นขึ้นอยู่กับตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง กล่าวคือ ถ้าระยะห่างระหว่างดาวเทียมที่ใช้งานอยู่ห่างกันย่อมให้ค่าที่แม่นยำกว่าที่อยู่ใกล้กัน และยังมีจำนวนดาวเทียมที่รับสัญญาณได้มากก็ยิ่งให้ความแม่นยำมากขึ้น หากมีความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศโดยชั้นบรรยากาศ

ประกอบด้วยประจุไฟฟ้า ความชื้น อุณหภูมิ และความหนาแน่นที่แปรปรวนตลอดเวลา เนื่องจากคลื่นเมื่อตกกระทบ กับวัตถุต่างๆ จะเกิดการหักเหทำให้สัญญาณที่ได้อ่อนลง และสิ่งแวดล้อมในบริเวณรับสัญญาณ เช่นมีการบดบังจากกระจก ละอองน้ำ ใบไม้ จะมีผลต่อค่าความถูกต้องของความแม่นยำ เนื่องจากถ้าสัญญาณจากดาวเทียมมีการหักเหก็จะทำให้ค่าที่คำนวณได้จากเครื่องรับสัญญาณเกิดความคลาดเคลื่อนขึ้น



ภาพที่ 2.5 การระบุตำแหน่งบนผิวโลกโดยใช้ดาวเทียม 4 ดวง

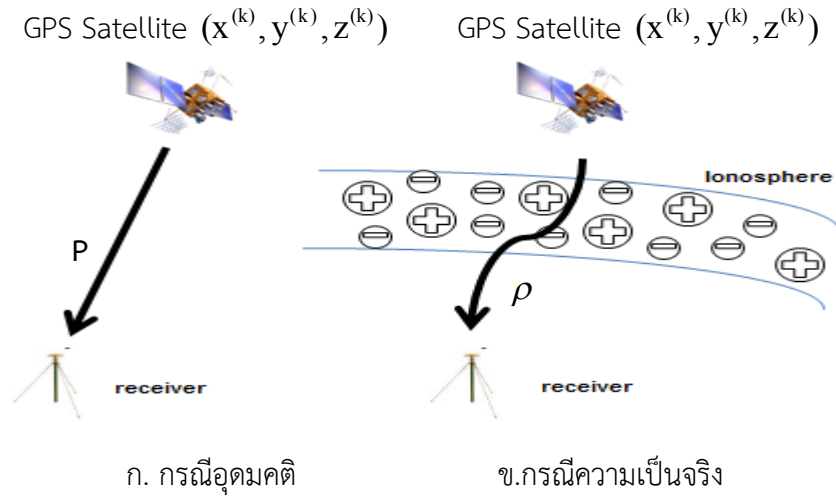
ที่มา : จีพีเอสทำงานอย่างไร, นายวอน, 2551

2.5 การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสกับดาวเทียม

การวัดระยะทางโดยการวัดระยะเวลาที่คลื่นวิทยุใช้ในการเดินทางจากดาวเทียมสู่เครื่องรับโดยใช้สูตรระยะทาง (s) มีค่าเท่ากับผลคูณระหว่างความเร็วแสง (c) กับเวลา (t) ตามสมการที่ 2.1 ที่ใช้ในการเดินทาง

$$s = c \times t \quad (2.1)$$

ในกรณีอุดมคติการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมจีพีเอสกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (P) จะสมมติให้นาฬิกาของทั้งบนดาวเทียมและเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสเท่ากับฐานเวลาจีพีเอส ซึ่งฐานเวลาจีพีเอสนั้นเป็นฐานเวลามาตรฐานที่ใช้ในระบบจีพีเอสซึ่งการวัดระยะเวลาที่คลื่นวิทยุส่งจากดาวเทียมมายังเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส คูณด้วยความเร็วของคลื่นวิทยุจะเท่ากับระยะทางที่เครื่องรับ อยู่ห่างจากดาวเทียม โดยเวลาที่วัดได้มาจากนาฬิกาของดาวเทียมที่มีความแม่นยำสูงมีความละเอียดถึงนาโนวินาที และมีการสอบทวนเสมอๆ กับสถานีภาคพื้นดิน จะสังเกตได้ว่าช่วงเวลาที่ใช้คำนวณระยะในทางอุดมคติ คือ ช่วงเวลาที่สัญญาณส่งออกจากดาวเทียมกระทั่งถึงเครื่องรับ (Δt) แต่ในความเป็นจริงเนื่องจากนาฬิกาของทั้งดาวเทียมและเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสนั้นคลาดเคลื่อนไปจากฐานเวลาจีพีเอส จึงทำให้ระยะระหว่างดาวเทียมจีพีเอสกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่ได้อาจมีส่วนของผลของฐานเวลาที่คลาดเคลื่อนไปด้วย (dT และ dt) เรียกว่าระยะเทียม (Pseudorange: ρ) และค่าระยะเทียมนี้ยังประกอบไปด้วยความคลาดเคลื่อนจากปัจจัยอีกหลายอย่าง ดังภาพที่ 2.6



ภาพที่ 2.6 การวัดระยะระหว่างดาวเทียมจีพีเอสกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

ซึ่งค่าระยะทางเทียม (ρ) สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.2

$$\rho = c[(T_u + dt) - (T_s + dT)] + e_{orbit} + e_{ion} + e_{trop} + E_p \quad (2.2)$$

โดยที่ T_s คือ เวลาของระบบ ณ ขณะที่สัญญาณถูกส่งออกจากดาวเทียม, T_u คือ เวลาของระบบ ณ ขณะที่สัญญาณถึงเครื่องรับ, dT คือ ค่าความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียมจากเวลาของระบบ, dt คือ ค่าความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับสัญญาณจากเวลาของระบบ, $T_s + dT$ คือ นาฬิกาของดาวเทียมที่อ่านได้ ณ ขณะที่สัญญาณถูกส่งออกจากดาวเทียม, $T_u + dt$ คือ นาฬิกาของเครื่องรับที่อ่านได้ ณ ขณะที่สัญญาณถึงเครื่องรับ, c คือ ความเร็วแสง, e_{orbit} คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากวงโคจร, e_{ion} คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์, e_{trop} คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์, E_p คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากการสะท้อนของสัญญาณกับสิ่งก่อสร้างต่างๆ

จากนั้นทำการจัดสมการที่ 2.2 เพื่อให้ได้เทอม $c(T_u - T_s)$ ซึ่งคือระยะระหว่างดาวเทียมจีพีเอสกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (P) ดังสมการที่ 2.3

$$\begin{aligned} \rho &= c(T_u - T_s) + (dt - dT) + e_{orbit} + e_{ion} + e_{trop} + E_p \\ \rho &= P + c(dt - dT) + e_{orbit} + e_{ion} + e_{trop} + E_p \end{aligned} \quad (2.3)$$

เนื่องจากโครงงานวิจัยนี้ได้มีการทำรังวัดพิกัดตำแหน่งจริงของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส จึงสามารถเขียนเทอมของ P ได้ดังสมการที่ 2.4

$$P = \sqrt{(x^{(k)} - x)^2 + (y^{(k)} - y)^2 + (z^{(k)} - z)^2} \quad (2.4)$$

โดยที่ x, y, z คือ พิกัดตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส และ $x^{(k)}, y^{(k)}, z^{(k)}$ คือ พิกัดตำแหน่งของดาวเทียมจีพีเอส

2.6 หลักการคำนวณหรือระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

การบอกตำแหน่งบนพื้นโลกสามารถทำได้โดยรับสัญญาณจากดาวเทียมอย่างน้อยสี่ดวง โดยดาวเทียมจะทำการส่งสัญญาณที่ถูกมอดูเลทแล้ว มาที่เครื่องรับจีพีเอส ข้อมูลที่ดาวเทียมส่งมามีสองอย่าง คือตำแหน่งของดาวเทียม และเวลาที่สัญญาณเดินทางมาถึง ซึ่งจะช่วยให้ทราบระยะทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส โดยการนำเอาเวลาที่ได้หลังจากตัดความคลาดเคลื่อนของเวลามาคูณกับความเร็วแสง ระยะทางที่ได้นี้คือค่าระยะทางเทียม นำมาทำการแก้สมการเพื่อหาค่าที่ไม่ทราบค่าจากสมการที่ 2.5 ถึงสมการที่ 2.8

$$\rho^1 = \sqrt{(x^1 - x)^2 + (y^1 - y)^2 + (z^1 - z)^2} + c(dt - dT^1) \quad (2.5)$$

$$\rho^2 = \sqrt{(x^2 - x)^2 + (y^2 - y)^2 + (z^2 - z)^2} + c(dt - dT^2) \quad (2.6)$$

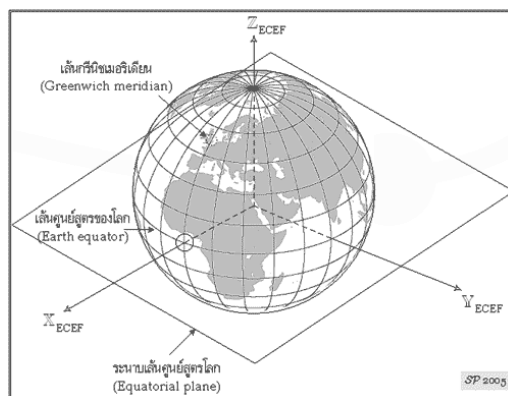
$$\rho^3 = \sqrt{(x^3 - x)^2 + (y^3 - y)^2 + (z^3 - z)^2} + c(dt - dT^3) \quad (2.7)$$

$$\rho^4 = \sqrt{(x^4 - x)^2 + (y^4 - y)^2 + (z^4 - z)^2} + c(dt - dT^4) \quad (2.8)$$

โดยที่ $\rho^{(k)}$ คือ ค่าระยะเทียมของดาวเทียมดวงที่ k ที่รับได้, $x^{(k)}, y^{(k)}, z^{(k)}$ คือ ตำแหน่งของดาวเทียมดวงที่ k ที่รับได้, $dT^{(k)}$ คือ เวลาจากนาฬิกาของดาวเทียมจีพีเอสที่คลาดเคลื่อนไปจากฐานเวลาจีพีเอส ($k = 1, 2, 3, 4$), x, y, z คือ ตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส และ dt คือ เวลาจากนาฬิกาของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่คลาดเคลื่อนไปจากฐานเวลาจีพีเอส

2.7 พิกัด ECEF (Earth Centered Earth Fixed Coordinate)

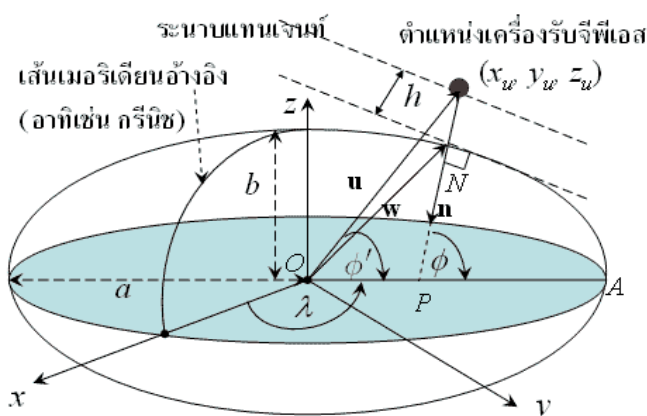
พิกัด ECEF เป็นหนึ่งในพิกัดมาตรฐานสากลที่ใช้ในการระบุตำแหน่งในโลก โดยมีจุดอ้างอิงที่ใจกลางของแกนโลก และมีการกำหนดแกนในระบบมือขวา (Right-handed System) ตามค่า XYZ แสดงดังภาพที่ 2.7



ภาพที่ 2.7 แกนของระบบพิกัด ECEF

ที่มา : การประยุกต์ใช้ดาวเทียมนำร่องในอวกาศ, สำนักกิจการอวกาศแห่งชาติ, 2551

ความหมายของระบบพิกัด ECEF และแบบจำลองแบบจำลอง WGS-84 แสดงดังภาพที่ 2.8



ภาพที่ 2.8 แบบจำลอง WGS-84

ที่มา : แบบจำลอง WGS-84, สำนักกิจการอวกาศแห่งชาติ, 2551

โดยที่ x คือ พิกัดในแกน x นับจากจุดศูนย์กลางของทรงรี WGS-84, y คือ พิกัดในแกน y นับจากจุดศูนย์กลางของทรงรี WGS-84 และ z คือ พิกัดในแกน z นับจากจุดศูนย์กลางของทรงรี WGS-84 จากภาพที่ 2.8 แบบจำลอง WGS-84 เป็นแบบจำลองโลกรูปทรงรี (ทรงไข่) ที่กำหนดให้รัศมีในแนวเส้น ผ่านศูนย์กลางโลก (a) มีค่า 6,378.137 กิโลเมตร และรัศมีในแนวขั้วโลก (b) มีค่า 6,356.7523142 กิโลเมตร ซึ่งตำแหน่งใดๆ ตามระบบ WGS-84 ถูกอธิบายด้วย

2.7.1 จีโอเดติกละติจูด (geodetic latitude, ϕ)

เป็นมุมที่วัดจากระนาบเส้นผ่านศูนย์กลางโลกไปยังเส้นตรงที่ตั้งฉากกับพื้นผิวทรงรี (มีค่าเป็นบวกเมื่อวัดไปทางซีกโลกเหนือ และเป็นลบเมื่อวัดไปทางซีกโลกใต้)

2.7.2 จีโอดีติคลองจิจูด (geodetic longitude, λ)

เป็นมุมที่วัดบนระนาบเส้นผ่านศูนย์กลางโลก โดยกวาดจากเส้นเมริเดียนอ้างอิงไปยังตำแหน่ง P (มีค่าเป็นบวกเมื่อวัดจากเส้นเมริเดียนอ้างอิงไปทางตะวันออก)

2.7.3 ความสูง (geodetic height, h)

วัดจากตำแหน่งเครื่องรับจีพีเอสไปยังพื้นผิวของทรงรีตามเส้นตรงที่ตั้งฉากกับพื้นผิวทรงรี

2.7.4 การแปลงพิกัด ECEF เป็น WGS84

การหาความผิดพลาดของการระบุพิกัดจำเป็นต้องเปลี่ยนพิกัดของเครื่องรับจีพีเอสที่ได้ ซึ่งเป็นพิกัดในระบบ ECEF ไปเป็นพิกัดในระบบ WGS84 โดยการเปลี่ยนเป็นพิกัดในระบบ WGS84 มีการคำนวณตามสมการที่ 2.9 – 2.11

$$\phi = \arctan \frac{X}{Y} \quad (2.9)$$

$$\lambda = \arctan \frac{2 + e'^2 b \sin^3 \theta}{P + e^2 b \sin^3 \theta} \quad (2.10)$$

$$h = \frac{P}{\cos(\text{latitude})} - N \quad (2.11)$$

โดย ϕ คือ จีโอดีติคละติจูด, λ คือ จีโอดีติคลองจิจูด, h คือ ค่าความสูง และตัวแปรอื่น ๆ มีวิธีการคำนวณตามสมการที่ 2.12 - 2.18 ดังนี้

$$a = 6,378,137 \text{ (m)} \quad (2.12)$$

$$b = 6,356,752.314244518 \text{ (m)} \quad (2.13)$$

$$e = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{a^2}} \quad (2.14)$$

$$e' = \sqrt{\frac{a^2 - b^2}{b^2}} \quad (2.15)$$

$$P = \sqrt{X^2 + Y^2} \quad (2.16)$$

$$\theta = \arctan \frac{Za}{Pb} \quad (2.17)$$

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(\phi)}} \quad (2.18)$$

โดยที่ a คือ ความยาวของรัศมีในแนวขั้วโลก, b คือ ความยาวรัศมีในแนวเส้นผ่านศูนย์กลางโลก, e คือ ค่า first eccentricity และ e' คือ ค่า second eccentricity

2.8 มุมกวาด (Azimuth) และมุมเงย (Elevation)

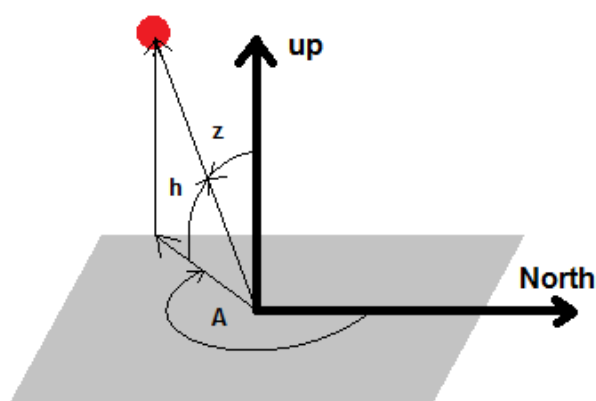
ใช้ในการบอกตำแหน่งของวัตถุบนท้องฟ้าเช่น ตำแหน่งดาวเทียม หรือตำแหน่งดาวบนท้องฟ้า โดยยึดจากจุดที่เครื่องรับสัญญาณตั้งอยู่

2.8.1 มุมกวาด (Azimuth)

เป็นมุมแนวราบขนานกับเส้นขอบฟ้า นับจากทิศเหนือแล้วหมุนตามเข็มนาฬิกาจนกลับมาที่ทิศเหนืออีกครั้ง มีค่า 0 ถึง 360 องศา ตามภาพที่ 2.9

2.8.2 มุมเงย (Elevation)

เป็นมุมในแนวตั้ง นับขึ้นสูงจากเส้นขอบฟ้าไปสู่จุดเหนือศีรษะมีค่า 0 ถึง 90 องศา ตามภาพที่ 2.9



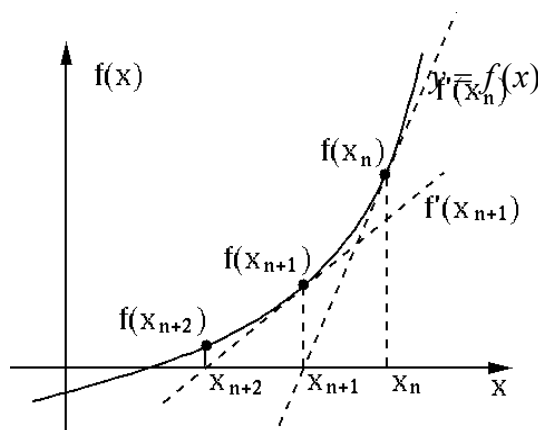
ภาพที่ 2.9 มุมกวาดและมุมเงย

จากภาพที่ 2.9 A คือ มุมกวาด ทำมุมโดยหมุนตามเข็มนาฬิกาจากทิศเหนือ และ h คือ มุมเงยทำมุมโดยนับขึ้นจากเส้นขอบฟ้า

2.9 ระเบียบวิธีนิวตัน - ราฟสัน

ระเบียบวิธีนิวตัน - ราฟสัน (Newton - Raphson Method) เป็นวิธีการในการประมาณค่าราก โดยใช้เส้นสัมผัสเส้นโค้งในการประมาณค่ารากของสมการ วิธีนี้จะไม่ใช่ช่วงเริ่มต้นเพื่อประมาณค่ารากของสมการแต่จะกำหนดค่าประมาณเริ่มต้น แนวคิดของวิธีนี้คือจะประมาณกราฟของ f โดยเส้นสัมผัสที่เหมาะสม เริ่มจากจุด $(x_0, f(x_0))$ บนกราฟของ f ลากเส้นสัมผัสกราฟที่จุดนี้ตัดแกน x ที่จุด x_1 ต่อไป

ลากเส้นสัมผัสกราฟที่จุด $(x_1, f(x_1))$ ตัดแกน x ที่จุด x_2 ทำซ้ำเช่นนี้ไปเรื่อยๆ จะได้ลำดับของจุดตัดแกน x คือ $x_1, x_2, \dots$ ถ้าเลือกค่าเริ่มต้น x_0 ได้เหมาะสมจะได้ลำดับที่ลู่เข้าสู่คำตอบด้วยอัตราที่สูง โดยสามารถดูได้จากภาพที่ 2.10



ภาพที่ 2.10 เส้นสัมผัสเส้นโค้งที่แสดงการลู่เข้าสู่คำตอบ

ที่มา : การหารากของสมการ, ดร.ชโลธร ธรรมแท้, 2555

2.9.1 การหาค่าคำตอบแบบวนซ้ำ

จากภาพที่ 2.10 ได้ความชันที่จุด x_0 ตามสมการที่ 2.19

$$f'(x_0) = \frac{f(x_0)}{x_0 - x_1} \quad (2.19)$$

ดังนั้น

$$x_1 = x_0 - \frac{f(x_0)}{f'(x_0)} \quad (2.20)$$

สามารถหา $x_2, x_3, \dots$ จะได้สมการที่ 2.21

$$x_{n+1} = x_n - \frac{f(x_n)}{f'(x_n)}, n = 1, 2, \dots \quad (2.21)$$

สูตรนี้อาจจะได้มาจากการกระจายอนุกรมเทย์เลอร์สำหรับ $f(x)$ รอบ x_0 กล่าวคือ

$$f(x) = \sum_{n=0}^{\infty} \frac{f^n(x_0)}{n!} (x - x_0)^n \quad (2.22)$$

เมื่อตัดเทอมกำลังสองขึ้นไปทิ้ง จะได้ f ประมาณโดย

$$f(x) = f(x_0) + f'(x_0)(x - x_0) \quad (2.23)$$

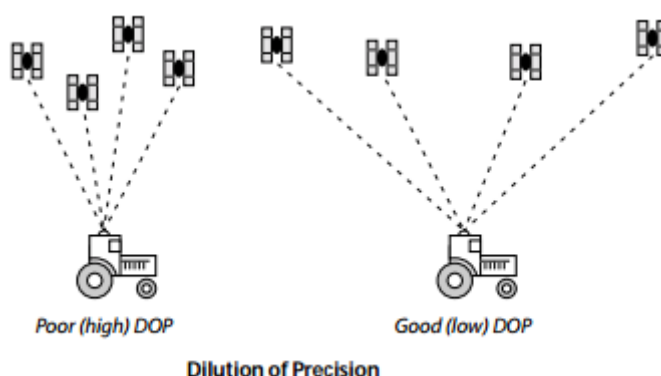
เนื่องจาก $f'(x) = 0$ จะได้

$$x = x_0 - \frac{f(x_0)}{f'(x_0)} \quad (2.24)$$

โดยขบวนการทำซ้ำ จะได้สูตรสำหรับ x_n ดังสมการที่ 2.21 และความแม่นยำเมื่อจบเงื่อนไขการคำนวณจะสามารถหาได้จาก $|x_{n+1} - x_n| \leq \varepsilon$ โดยที่ ε คือค่าตอบที่ถูกต้องถึงทศนิยมตำแหน่งที่เรากำหนด

2.10 ค่าความเจือจางของความแม่นยำ (Dilution of Precision : DOP)

Dilution of precision (DOP) เป็นพารามิเตอร์หนึ่งที่เป็นตัวแสดงถึงคุณภาพของผลลัพธ์ ที่คาดว่าจะได้รับจากตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอสถึงดาวเทียม โดยค่าของ DOP นั้นเป็นค่าอัตราส่วนระหว่างค่าความถูกต้องทางตำแหน่ง และค่าความถูกต้องของการวัดระยะจากเครื่องรับสัญญาณถึงดาวเทียม การกระจายตำแหน่งของดาวเทียมที่ปรากฏบนท้องฟ้าทั้งหมด มีผลต่อค่าความถูกต้องที่วัดได้ดังแสดงในภาพที่ 2.11

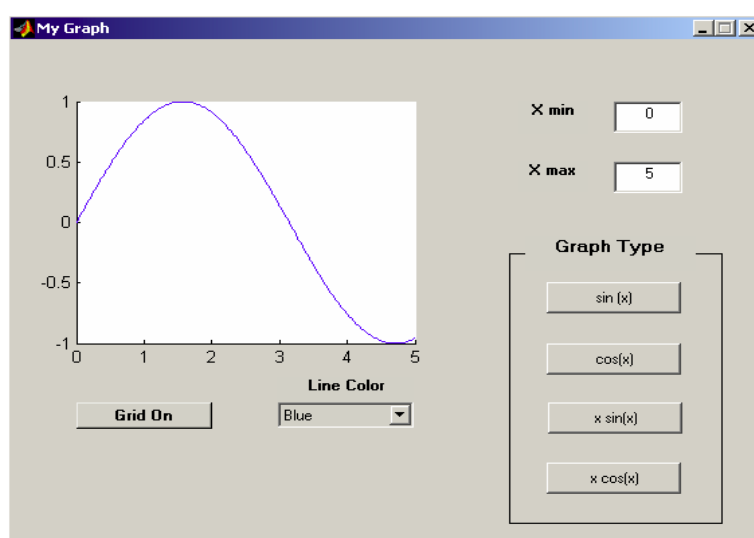


ภาพที่ 2.11 ลักษณะของการกระจายตำแหน่งของดาวเทียม
ที่มา : GPS Simplified, Tim Stombaugh et al., 2002

ค่าของ DOP มักถูกอธิบายในเทอมต่างๆ ที่สัมพันธ์กับสัญญาณที่ได้จากการจับกลุ่มดาวเทียมเพื่อกำหนดตำแหน่งของ เครื่องรับ เทอมต่างๆ เหล่านี้ได้แก่ GDOP (geometrical dilution of precision), PDOP (position dilution of precision (3-D), HDOP (horizontal dilution of precision) (Latitude, Longitude), VDOP (vertical dilution of precision (height)), TDOP (Time Dilution of Precision (time)) ซึ่งที่นิยมนำมาพิจารณา ได้แก่ ค่า GDOP แสดงถึงการจัดวางตัวของดาวเทียมที่ทำกับเครื่องรับสัญญาณ ถ้าค่า GDOP มีค่ามากพิกัดที่ได้จากเครื่องรับอาจผิดพลาดไปจากที่ควรจะเป็น มากเช่นเดียวกัน

2.11 Graphical User Interface

Graphical User Interface หรือ GUI คือ การติดต่อกับผู้ใช้โดยใช้ภาพสัญลักษณ์ เป็นการออกแบบส่วนของโปรแกรมคอมพิวเตอร์ให้มีการโต้ตอบกับผู้ใช้ โดยการใช้ Icon รูปภาพ และสัญลักษณ์อื่นๆ เพื่อแทนลักษณะต่างๆ ของโปรแกรม แทนที่ผู้ใช้จะพิมพ์คำสั่งต่างๆ ในการทำงาน ช่วยทำให้ผู้ใช้งานสามารถทำงานได้ง่าย และรวดเร็วขึ้น ไม่จำเป็นต้องจดจำคำสั่งต่างๆ ของโปรแกรมมากนัก ถือเป็นวิธีการให้ความสะดวกแก่ผู้ใช้คอมพิวเตอร์ ให้ติดต่อกับระบบโดยผ่านทางภาพ เช่น ใช้เมาส์กดเลือก icon แทนการพิมพ์คำสั่งดังแต่ก่อน โดยเฉพาะในบางโปรแกรมที่มีคำสั่งมากๆ เช่น โปรแกรม AutoCAD ที่ใช้ในการวาดแบบ ซึ่งจะมี คำสั่งต่างๆ ที่ใช้ในการสร้างรูปมากมาย ผู้ใช้สามารถใช้เมาส์ (mouse) เลือกคำสั่งที่ต้องการจะวาดจาก Icons ที่ปรากฏในโปรแกรมและใช้งานได้เลย โดยไม่ต้องพิมพ์คำสั่งต่างๆ ทางแป้นพิมพ์ ช่วยทำให้เกิดความรวดเร็วในการทำงาน และไม่ต้องเสียเวลาในการเรียนรู้และจดจำคำสั่งที่ต้องการมากนัก เพียงดูจาก Icons ที่ปรากฏในโปรแกรมก็สามารถใช้งานได้ทันที ตัวอย่างโปรแกรมที่ช่วยออกแบบโปรแกรมที่ใช้ GUI เช่น Microsoft Visual Basic, MATLAB เป็นต้น



ภาพที่ 2.12 ตัวอย่างของหน้าต่าง GUI

ที่มา : การใช้ MATLAB สำหรับงานทางวิศวกรรม, โสธรญา แข็งการ, 2552

บทที่ 3

การออกแบบระบบ

3.1 การออกแบบการทำงาน

อุปกรณ์ที่ใช้ในงานวิจัยนี้ ประกอบด้วยเครื่องรับสัญญาณ GNSS ชนิดสองความถี่ NovAtel OEMV-3 with DL-V3enclosure ตัวเครื่องจะเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์โดยผ่านทางพอร์ตอนุกรมอีกส่วนจะต่อกับสายอากาศรับสัญญาณชนิด choke ring ดังภาพที่ 3 สามารถรับสัญญาณจากระบบดาวเทียมในระบบจีพีเอส ได้ 2 ระบบคือ GPS และ GLONASS ในย่านความถี่ L1, L2, L2c และ L5 ซึ่งสายอากาศตั้งอยู่บนอาคารอาคารเรียนรวมสิบสองชั้น สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง จังหวัดกรุงเทพมหานคร (13.7278°N , 100.7608°E)



สายอากาศ

เครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

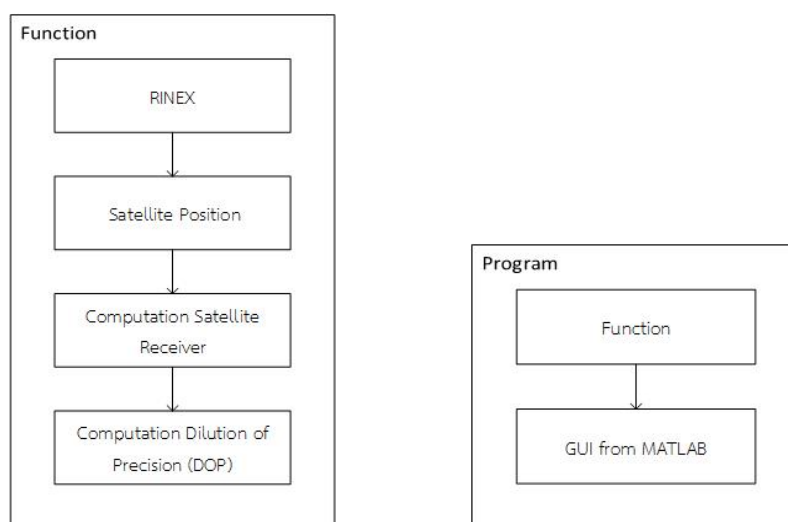
คอมพิวเตอร์บันทึกข้อมูล

ภาพที่ 3.1 สายอากาศ, เครื่องรับสัญญาณจีพีเอส, และคอมพิวเตอร์ที่ใช้ในงานวิจัย

3.1.1 แผนผังการทำงานของระบบ

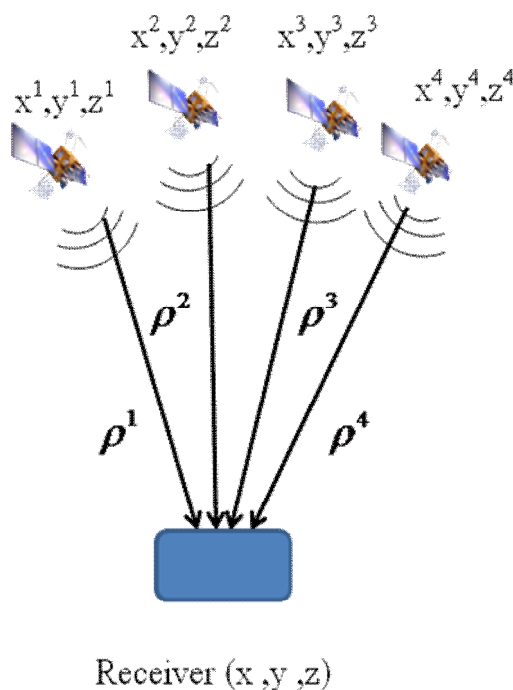
ในโครงการวิจัยนี้จะทำการเขียนโปรแกรม MATLAB มาช่วยในการออกแบบและเขียนโปรแกรมการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับและการคำนวณค่า DOP ของดาวเทียมจีพีเอส โดยจะเขียนตามบล็อกไดอะแกรมดังภาพที่ 3.2 โดยที่รับไฟล์ RINEX จากเครื่องรับแล้วนำมาอ่านค่า ในการอ่านค่าต่างๆที่ดาวเทียมระบุตำแหน่งส่งมาให้เครื่องรับโดยรายละเอียดต่างๆ เช่น ช่วงเวลาที่รับข้อมูลจากดาวเทียม ระยะเวลาของการรับข้อมูล ลำดับของดาวเทียม วัน เดือน ปี ที่รับข้อมูล เป็นต้น จากนั้นนำมาคำนวณหาตำแหน่งของดาวเทียมและตำแหน่งของเครื่องรับ โดยกำหนดค่ามุมเงยที่รับสัญญาณดาวเทียม (elevation mask) ที่ใช้ในการคำนวณ เมื่อได้ค่าของตำแหน่งดาวเทียมและตำแหน่งของเครื่องรับ จะนำไปคำนวณหา ค่า DOP การเขียนขั้นตอนการคำนวณจะเขียนอยู่ในรูปของฟังก์ชันการทำงานและสร้างเป็นหน้าต่างของ

โปรแกรม โดยใน MATLAB จะมีฟังก์ชันการสร้าง Guide user Interface (GUI) เพื่อให้ออกแบบหน้าต่างโปรแกรมที่ใช้งาน โดยจะดึงฟังก์ชันที่เขียนมาคำนวณและแสดงผลออกมาเพื่อสะดวกต่อผู้ใช้งาน



ภาพที่ 3.2 บล็อกไดอะแกรมของโปรแกรมในการคำนวณ และ GUI สำหรับแสดงผล

3.2 การระบุตำแหน่งเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส



ภาพที่ 3.3 การระบุตำแหน่งบนผิวโลกโดยใช้ดาวเทียม 4 ดวง

3.2.1 การคำนวณค่าระยะทางเทียม (Pseudorange)

ในการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมนั้น โดยที่ (x,y,z) คือ ตำแหน่งพิกัดของเครื่องรับจีพีเอส จะต้องทราบตำแหน่งพิกัดของดาวเทียม ซึ่งสามารถคำนวณได้จากข้อมูล Ephemeris ใน Navigation file ซึ่งอ้างอิงตามพิกัด ECEF (Earth-Centered, Earth-fixed) โดยสามารถเขียนความสัมพันธ์ระหว่างค่า pseudorange ที่วัดได้จากเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสและตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณได้ดังนี้

$$\rho^{(k)} = P^{(k)} + b^{(k)} + I^{(k)} + T^{(k)} + \varepsilon^{(k)} \quad (3.1)$$

$$\rho^{(k)} = P^{(k)} + c(dt - dT^{(k)}) + I^{(k)} + \varepsilon^{(k)} \quad (3.2)$$

โดยที่ $\rho^{(k)}$ คือ ค่า pseudorange ที่วัดได้จากดาวเทียม ($k = 1,2,3,\dots,N$) (m), $P^{(k)}$ คือ ค่าระยะทางจริงจากเครื่องรับถึงดาวเทียมที่ k , b คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกา (m), c คือ ความเร็วแสง (m/s), dt คือ ค่าความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับสัญญาณ, $dT^{(k)}$ คือ ค่าความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม, $I^{(k)}$ คือ ค่าระยะทางที่เกิดจากการหน่วงของเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (m), $\varepsilon^{(k)}$ คือ ค่าความผิดพลาดที่หลงเหลืออยู่

3.2.2 การหาค่าระยะทางจริง

จากภาพที่ 3.2 เราสามารถคำนวณหาค่าระยะทางจริงได้จากการนำตำแหน่งของดาวเทียมและตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ มาคำนวณได้ดังสมการที่ 3.4

$$P = \sqrt{(x^{(k)} - x)^2 + (y^{(k)} - y)^2 + (z^{(k)} - z)^2} \quad (3.3)$$

3.2.3 การคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

จากสมการที่ 3.2 และ 3.3 เราสามารถเขียนสมการให้อยู่ในพิกัด ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed) ได้ดังนี้

$$\rho^{(k)} + cdT^{(k)} - I^{(k)} = \sqrt{(x^{(k)} - x)^2 + (y^{(k)} - y)^2 + (z^{(k)} - z)^2} + cdt^{(k)} + \varepsilon^{(k)} \quad (3.4)$$

จากสมการที่ 3.4 นั้น จะมีตัวแปรที่ไม่ทราบค่าอยู่ทั้งหมด 4 ตัวแปร ได้แก่ x,y,z และ dt โดยในการหาค่าตัวแปรดังกล่าวนี้ จำเป็นต้องมีค่า pseudorange ที่วัดจากดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวงขึ้นไป เพื่อให้ได้ 4 สมการในการหาค่าตัวแปร เนื่องจากสมการที่ 3.4 เป็นสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งในการแก้สมการนั้นนิยมใช้วิธีของ Newton-Rapson method โดยจะประมาณค่าสมการให้เป็นสมการเชิงเส้นโดยใช้

อนุกรม Taylor ซึ่งจะกำหนดค่าตัวแปรเริ่มต้นที่เหมาะสม (initial guess) ให้กับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส สำหรับตัวแปรที่ไม่ทราบค่าได้แก่ x_0, y_0, z_0 และ dt จะได้ว่า

$$\rho_c^{(k)} - \rho_0^{(k)} = \mathbf{G} \begin{bmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z - z_0 \\ dt \end{bmatrix} + \varepsilon^{(k)} \quad (3.5)$$

$$\delta \rho = \mathbf{G} \begin{bmatrix} \delta x \\ \delta y \\ \delta z \\ dt \end{bmatrix} + \varepsilon^{(k)} \quad (3.6)$$

โดยที่ $\rho_c^{(k)}$ คือ ค่า pseudorange ที่ได้ทำการลบค่าความผิดพลาดอื่นๆ แล้ว, $\mathbf{G}$ คือ เมตริกซ์ที่ขึ้นอยู่กับตำแหน่งของดาวเทียมและเครื่องรับสัญญาณ GNSS โดยสมาชิกในแถวจะประกอบไปด้วยเวกเตอร์หนึ่งหน่วยในแนว line of sight ระหว่างเครื่องรับสัญญาณ GNSS และดาวเทียม

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} (-\mathbf{L}^{(1)})^T & c \cdot dt \\ (-\mathbf{L}^{(2)})^T & c \cdot dt \\ \vdots & \vdots \\ (-\mathbf{L}^{(k)})^T & c \cdot dt \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

โดยที่

$$(-\mathbf{L}^{(k)})^T = \begin{bmatrix} -\frac{x^{(k)} - x_0}{l_0^{(k)}} & -\frac{y^{(k)} - y_0}{l_0^{(k)}} & -\frac{z^{(k)} - z_0}{l_0^{(k)}} \end{bmatrix} ; k = 1, 2, 3, \dots, N \quad (3.8)$$

$$l_0^k = \sqrt{(x^k - x_0)^2 - (y^k - y_0)^2 - (z^k - z_0)^2} ; k = 1, 2, 3, \dots, N \quad (3.9)$$

หลังจากนั้นระบบจะทำการวนหาคำตอบของสมการที่ 3.6 แบบวนซ้ำ ซึ่งคำตอบของสมการนั้นจะถูกรู้ค่าของตัวแปรเมื่อเวลาผ่านไป สำหรับในกรณีที่มีค่า pseudorange ที่วัดจากดาวเทียมมากกว่า 4 ดวงนั้น จะใช้การหาคำตอบแบบวิธีการกำลังสองน้อยที่สุด (least square) ในการหาคำตอบที่เหมาะสมที่สุดของตัวแปร จะได้คำตอบของสมการของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสดังนี้

$$\begin{bmatrix} \hat{\delta x} \\ \hat{\delta y} \\ \hat{\delta z} \\ \hat{dt} \end{bmatrix} = (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \delta \rho \quad (3.10)$$

3.2.4 การคำนวณค่าความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาดาวเทียม

การคำนวณหาค่าความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาดาวเทียม (dT) หรือ satellite clock error นั้น ได้จากการคำนวณพารามิเตอร์ต่างๆใน navigation file ดังสมการที่ 3.11

$$dT(t) = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_c)^2 + \Delta t_{rel} + \Delta t_{GD} \quad (3.11)$$

โดยที่ a_{f0} คือ clock bias (sec), a_{f1} คือ clock drift (sec/sec), a_{f2} คือ clock drift rate(sec/sec²), t คือ second of date, t_{oc} คือ time of clock, ส่วน Δt_{rel} คือ Relativity correction คำนวณได้จากสมการที่ 3.12

$$\Delta t_{rel} = \frac{-2\sqrt{\mu A e} \sin E}{c^2} \quad (3.12)$$

โดยที่ μ คือ Earth's universal gravitational parameter (m³/s²), A คือ Semi-major axis (m), e คือ Eccentricity, E คือ Eccentric anomaly และ c คือ light speed (m/s)

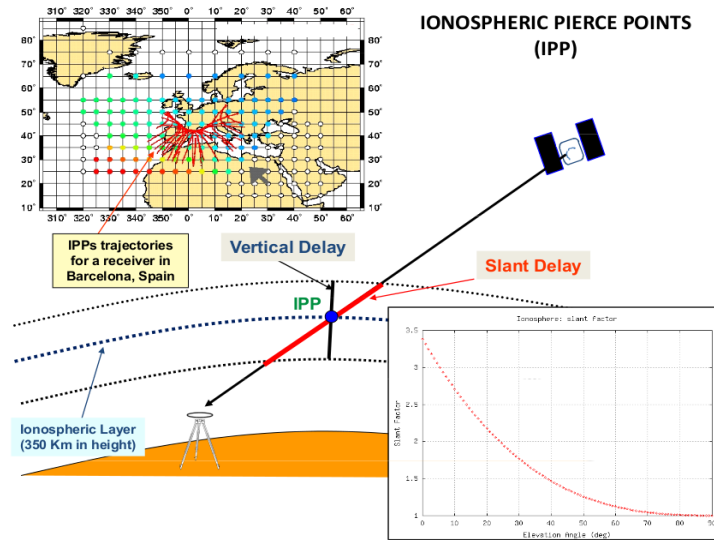
Group delay correction คำนวณได้จากสมการที่ 3.13

$$\Delta t_{GD} = \begin{cases} -T_{GD} & ; \text{for L1} \\ -\gamma T_{GD} & , \text{for L 2 } (\gamma = f_1^2 / f_2^2) \\ 0 & , \text{for LC} \end{cases} \quad (3.13)$$

3.2.5 การคำนวณค่าความหน่วงของสัญญาณในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

การคำนวณค่าความหน่วงของสัญญาณในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (ionospheric delay) ได้ใช้ค่าของ Klobuchar model ซึ่งเป็นโมเดลที่ถูก broadcast สำหรับผู้ใช้ผู้ใช้เครื่องรับจีพีเอสความถี่เดียว และแนบสัมพันธ์กับ Rinex file เพื่อลดความซับซ้อนในการคำนวณ ซึ่งโมเดลนี้จะสมมติ

ว่าความหนาแน่นของจำนวนอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความหนาแน่นในชั้นบางๆ ที่ความสูง 350 กิโลเมตรจากพื้นโลก ซึ่งค่า slant delay ถูกคำนวณจาก vertical delay ที่จุด Ionospheric Pierce Point (IPP)



ภาพที่ 3.4 Ionospheric pierce points (IPP)

ที่มา : Klobuchar Ionospheric Model, European Space Agency, 2555

ในการคำนวณจะแบ่งเป็น 10 ขั้นตอน ดังนี้ โดยที่ E คือ elevation angle, A คือ Azimuth, ϕ คือ Latitude และ λ คือ Longitude

1. คำนวณมุมของ earth-centred

$$\psi = \frac{0.0317}{E + 0.11} - 0.022 \quad (3.14)$$

2. คำนวณละติจูดของจุด IPP

$$\phi_I = \phi + \psi \cos A \quad ; \text{if } \phi_I > +0.416 \text{ the } \phi_I = +0.416, \text{ if } \phi_I < -0.416 \text{ the } \phi_I = -0.416 \quad (3.15)$$

3. คำนวณลองจิจูดของจุด IPP

$$\lambda_I = \lambda + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_I} \quad (3.16)$$

4. คำนวณละติจูดสนามแม่เหล็กของจุด IPP

$$\phi_m = \phi_I + 0.064 \cos(\lambda_I - 1.617) \quad (3.16)$$

5. คำนวณเวลาท้องถิ่นที่จุด IPP

$$t = 43200\lambda_I + t_{GPS} \text{ (seconds)} \quad ; \text{if } t \geq 86400 \text{ the } t = t - 86400, \quad t \leq 0 \text{ the } t = t + 86400 \quad (3.17)$$

6. คำนวณแอมพลิจูดของ Ionospheric delay

$$A_I = \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n \quad ; \text{if } A_I < 0 \text{ the } A_I = 0 \quad (3.18)$$

7. คำนวณช่วงเวลาของ Ionospheric delay

$$P_I = \sum_{n=0}^3 \beta_n \phi_m^n \quad ; \text{if } P_I < 72000 \text{ the } P_I = 72000 \quad (3.19)$$

8. คำนวณเฟสของ Ionospheric delay

$$X_I = \frac{2\pi(t - 50400)}{P_I} \quad (3.20)$$

9. คำนวณค่า slant factor

$$F = 1.0 + 16.0(0.53 - E)^3 \quad (3.21)$$

10. คำนวณค่า Ionospheric delay

$$I_{L1_{GPS}} = \begin{cases} \left[5 \cdot 10^{-9} + \sum_{n=0}^3 \alpha_n \phi_m^n \cdot \left(1 - \frac{X_I^2}{2} + \frac{X_I^4}{24} \right) \right] \cdot F & ; |X_I| \leq 1.57 \\ 5 \cdot 10^{-9} \cdot F & ; |X_I| \geq 1.57 \end{cases} \quad (3.22)$$

3.3 การหาค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งระหว่างจุดสองจุดบนพิกัด Lat/Lon

เมื่อทราบตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่ตั้งอยู่จริงและตำแหน่งที่คำนวณได้แล้ว จากนั้นจะนำค่าที่ได้แปลงค่าเป็นพิกัดละติจูดและลองจิจูด เพื่อเทียบกับตำแหน่งจริงของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส เพื่อหาค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งโดยใช้สมการ Haversine Formula ในการหา ระยะทางระหว่างจุดสองจุดบนพื้นผิวทรงกลมตามสมการที่ 3.23

$$d = 2R \arcsin \sqrt{\sin^2\left(\frac{\phi_2 - \phi_1}{2}\right) + \cos(\phi_1) \cos(\phi_2) \sin^2\left(\frac{\lambda_2 - \lambda_1}{2}\right)} \quad (3.23)$$

โดยที่ d คือ ระยะทางระหว่างจุดสองจุดบนพื้นผิวทรงกลม (เมตร)

$\phi_{1,2}$ คือ ละติจูดของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสและละติจูดที่คำนวณได้ (องศา)

$\lambda_{1,2}$ คือ ลองจิจูดของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสและลองจิจูดที่คำนวณได้ (องศา)

R คือ รัศมีของโลก มีค่าประมาณ 6335.439 กิโลเมตร

3.4 การคำนวณค่าความเฝ้าจางของความแม่นยำ (Dilution Of Precision : DOP)

การหาค่าความเฝ้าจางของความแม่นยำเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส สามารถอธิบายโดยใช้ covariance matrix โดยที่ $\sigma_x^2, \sigma_y^2, \sigma_z^2$ คือ ค่า variance ในตำแหน่งของแกน X, Y, Z และ σ_t^2 คือ variance ของเวลา ดังนั้น covariance ของเมทริกซ์ตำแหน่งเครื่องรับสัญญาณ จะได้ดังสมการที่ 3.24

$$\text{cov} \begin{bmatrix} \hat{\delta x} \\ \hat{\delta y} \\ \hat{\delta z} \\ \hat{\delta b} \end{bmatrix} = \sigma_o^2 (\mathbf{G}^T \mathbf{G})^{-1} = \sigma_o^2 \mathbf{H} \quad (3.24)$$

ซึ่งสามารถเขียนแจกแจงให้อยู่ในรูปของ σ ได้ตามสมการที่ 3.25

$$\sigma_o^2 \mathbf{H} = \sigma_o^2 \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} & \sigma_{xdt} \\ \sigma_{yx} & \sigma_y^2 & \sigma_{yz} & \sigma_{ydt} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_z^2 & \sigma_{zdt} \\ \sigma_{dtx} & \sigma_{dty} & \sigma_{dtz} & \sigma_{dt}^2 \end{bmatrix} \quad (3.25)$$

ปัจจุบันระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมนั้นเริ่มใช้อย่างแพร่หลายมากขึ้น ค่า DOP นั้นแสดงถึงลักษณะทางเรขาคณิตระหว่างตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณกับตำแหน่งของดาวเทียม DOP แบ่งได้ 5 ประเภท ดังนี้

1. VDOP (Vertical dilution of precision) ค่าความเจือจางของความแม่นยำในแนวตั้ง
2. HDOP (Horizontal dilution of precision) ค่าความเจือจางของความแม่นยำในแนวราบ
3. PDOP (Position dilution of precision) ค่าความเจือจางของความแม่นยำในแนวตั้งและแนวราบ
4. TDOP (Time dilution of precision) ค่าความเจือจางของความแม่นยำในทางเวลา
5. GDOP (Geometrical dilution of precision) ค่าความเจือจางของความแม่นยำในแนวตั้งแนวราบ และเวลา

สามารถหาค่าเหล่านี้ได้จากเมทริกซ์ของ $\mathbf{H}$ ได้ดังสมการที่ 3.26

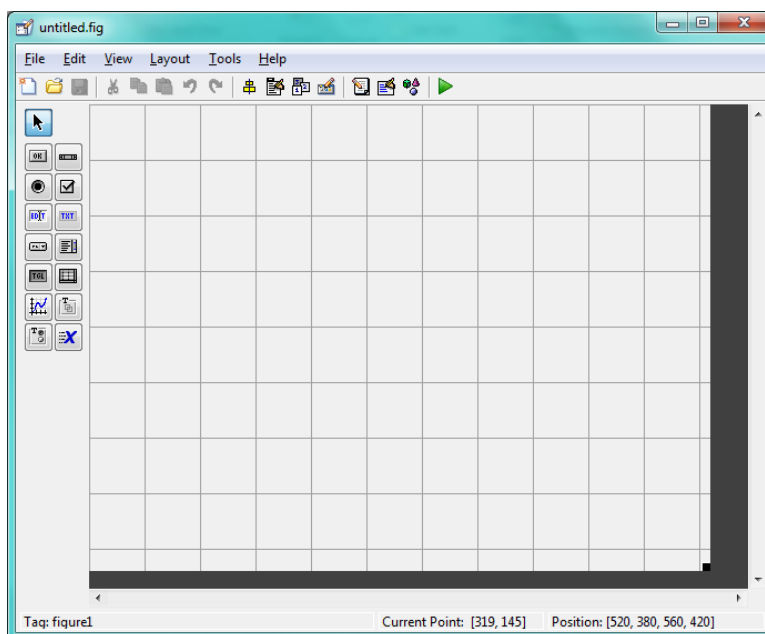
$$\begin{aligned}
 VDOP &= \sqrt{H_{33}} \\
 HDOP &= \sqrt{H_{11} + H_{22}} \\
 PDOP &= \sqrt{H_{11} + H_{22} + H_{33}} \\
 GDOP &= \sqrt{H_{11} + H_{22} + H_{33} + H_{44}} \\
 TDOP &= \sqrt{H_{44}}
 \end{aligned} \tag{3.26}$$

โดยค่าที่นิยมมาพิจารณาคือ ค่า GDOP ซึ่งแสดงถึงการกระจายของดาวเทียมทางเรขาคณิต เมื่อค่า GDOP มีค่ามาก ความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณก็มีโอกาสผิดพลาดมากเช่นกัน

3.5 การออกแบบซอฟต์แวร์แสดงผลด้วย GUI

การออกแบบซอฟต์แวร์แสดงผลนั้น ได้ใช้ส่วนติดต่อกราฟิกกับผู้ใช้ (Graphical User Interface : GUI) ของโปรแกรม MATLAB เพื่อเพิ่มความสะดวกให้แก่ผู้ใช้งาน ซึ่งแบ่งเป็น 2 ประเภท

1. ใช้เครื่องมือช่วยในการเขียนหรือ Graphical User Interface Development Environment (GUIDE)
 2. ใช้ชุดคำสั่ง หรือฟังก์ชันในการสร้างโดยไม่ใช้ GUIDE
- ซึ่งโครงการวิจัยนี้ออกแบบซอฟต์แวร์แสดงผลโดยใช้ GUIDE ซึ่งจะปรากฏหน้าต่างว่างเปล่าตามภาพที่ 3.5



ภาพที่ 3.5 หน้าต่างเริ่มต้นการใช้งาน GUIDE

จากภาพที่ 3.5 ทางด้านซ้ายมือของหน้าต่างจะมีวัตถุต่างๆ ซึ่งเป็นวัตถุส่วนติดต่อกับผู้ใช้งาน (User interface control object : Uicontrol) เราสามารถสร้าง GUI ได้โดยการสร้าง Uicontrol ต่างๆ โดยที่วัตถุเหล่านั้นจะทำงานตามที่ผู้เขียนโปรแกรมได้ออกแบบไว้

3.5.1 Uicontrol

ใน MATLAB จะมี Uicontrol อยู่มากมายหลายแบบ ซึ่งแต่ละแบบจะมีจุดมุ่งหมายที่จะให้ผู้ใช้ได้เลือกใช้ต่างกัน Uicontrol ที่มีใช้ใน MATLAB แต่ละแบบมีดังต่อไปนี้

1. Check boxes จะมีการกำหนดค่าให้การทำงานเมื่อเราเลือกให้ค่าในกล่อง อุปกรณ์นี้มีประโยชน์ เพื่อให้ผู้ใช้เลือกหัวข้อการทำงานของโปรแกรมแบบต่างๆได้อย่างอิสระ การที่จะให้ check box ทำงานเราจะใช้เมาส์กดไปที่บริเวณกล่องนั้น สถานะการเลือกหรือไม่เลือกค่าตามที่กำหนดจะแสดงขึ้น

2. Edit text เป็น field ที่ผู้ใช้สามารถที่จะแก้ไขตัวอักษรที่บรรจุอยู่ภายในกล่องนั้นได้ เราจะใช้ Edit text เมื่อเราต้องการให้ผู้ใช้กำหนดค่าตัวอักษรเป็น input

3. Static text เป็น field ที่ใช้แสดงข้อความหรือตัวหนังสือที่ผู้ใช้ไม่สามารถที่จะแก้ไขได้ แต่เราซึ่งเป็นผู้เขียนโปรแกรมสามารถแก้ไขได้ ดังนั้นโดยทั่วไปเราจึงใช้ในการเขียนตัวหนังสือเพื่อบอกถึงชื่อของส่วนต่างๆ หรือ

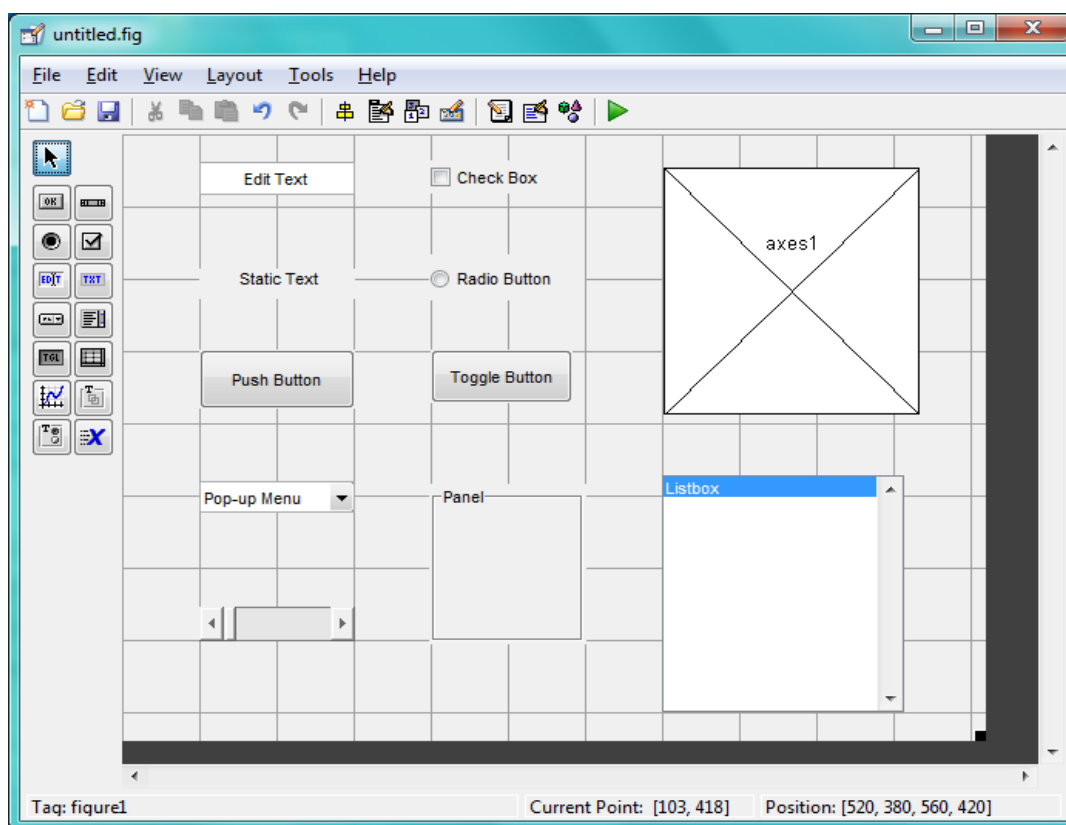
4. Panel เป็นรูปแบบของพื้นที่สี่เหลี่ยม ซึ่งจะแบ่งหน้าต่างรูปภาพออกเป็นส่วนๆ Frames หรือกรอบจะทำให้ผู้ใช้สามารถแบ่งส่วนต่างๆของหน้าต่างออกได้ง่ายขึ้น ทำให้ผู้ใช้ไม่เกิดความสับสนในกรณีที่มี uicontrol ที่ต้องกำหนดค่าหลายๆ อันบนหน้าต่างเดียว เพราะเราสามารถนำ uicontrol ที่มีหน้าที่การทำงานในส่วนเดียวกันรวมกลุ่มไว้ด้วยกัน เราจำเป็นต้องเรียงลำดับวัตถุเหล่านั้นให้ถูกต้อง

และต้องพิจารณาว่า uicontrol นั้นบรรจุอยู่ใน frame หรือถูก frame ครอบอยู่บางส่วน ถ้าหากเราต้องการให้ frame บรรจุวัตถุ เราจะต้องสร้าง frame ขึ้นมาก่อนแล้วจึงวางวัตถุลงไป

5. List box เป็นการแสดงรายการที่ผู้เขียนโปรแกรมกำหนดขึ้น ซึ่งจะกำหนดโดยคุณสมบัติ String และจะยอมให้ผู้ใช้สามารถที่จะเลือกรายการนั้นได้ที่ละหนึ่งรายการหรือมากกว่าได้

6. Pop-up menu เป็นการเปิดรายการของตัวเลือกขึ้นหลังจากที่มีการกดเมาส์บริเวณเมนู เพื่อให้ผู้ใช้ได้เลือกรายการใดรายการหนึ่ง ซึ่งรายการของตัวเลือกจะกำหนดด้วยคุณสมบัติ String หากว่าเมนูนี้ไม่ได้เปิดขึ้น ค่าในเมนูจะแสดงค่าคุณสมบัติปัจจุบัน Pop-up menus นี้มีประโยชน์ในการที่จะให้ผู้ใช้ได้เลือกตัวเลือกตามที่ต้องการแต่ไม่ต้องการให้เปลืองเนื้อที่บนหน้าต่างรูปภาพ เราจำเป็นที่จะต้องกำหนดค่าคุณสมบัติ String ด้วย

7. Push buttons จะทำให้เกิดมีคำสั่งอื่นๆตามมาหลังจากที่ผู้ใช้เลือกกดปุ่มนี้ โดยทั่วไปผู้ใช้จะใช้เมาส์ในการกดปุ่ม Push buttons



ภาพที่ 3.6 Uicontrol ต่างๆ ใน GUIDE

8. Radio buttons จะมีลักษณะการทำงานคล้ายกับ check boxes แต่ข้อแตกต่างสำคัญก็คือโดยทั่วไปแล้ว การใช้ Radio button นี้เราจะจัดให้เป็นกลุ่มของตัวเลือก และในกลุ่มของ Radio button นั้นจะมี ตัวเลือกที่สามารถถูกเลือกได้เพียงครั้งละตัวเดียวในกลุ่มนั้น ในการที่จะให้ radio button

ทำงาน เราจะใช้เมาส์กดไปที่วัตถุนั้น ผู้เขียนโปรแกรมจะต้องเป็นผู้กำหนดพฤติกรรมหลังจากที่มีการกดเมาส์ลงไปวัตถุนี้

9. Sliders เป็นการป้อนค่าตัวเลขโดยอาศัยแถบเลื่อนนี้ ค่าที่ป้อนจะถูกกำหนดโดยผู้เขียนโปรแกรมและผู้ใช้จะทำการกำหนดค่าโดยใช้เมาส์กดแล้วเลื่อนแถบบน slider หรือใช้เมาส์กดบริเวณลูกศรเพื่อให้แถบค่อยๆเลื่อนไปเป็นลำดับ ตำแหน่งของตัวเลื่อนบนแท่งจะเป็นค่าตัวเลขตามสัดส่วนของระยะบนแท่งเลื่อนนี้ และค่าจะได้รับการคำนวณหลังจากที่เราปล่อยปุ่มเมาส์ เราสามารถที่จะตั้งค่าสูงสุดต่ำสุด และค่าปัจจุบันของ slider ได้

10. Toggle buttons เป็นปุ่มที่ทำหน้าที่เหมือนสวิตช์ไฟนั่นคือจะมีค่าเป็น on หรือ off และเมื่อผู้ใช้เปลี่ยนค่ามันโดยการกดเมาส์ลงไปในพื้นที่ของวัตถุนี้ จะเป็นการเรียก callback ให้ทำงานไปพร้อมกัน Toggle buttons มีประโยชน์ในการสร้าง toolbars

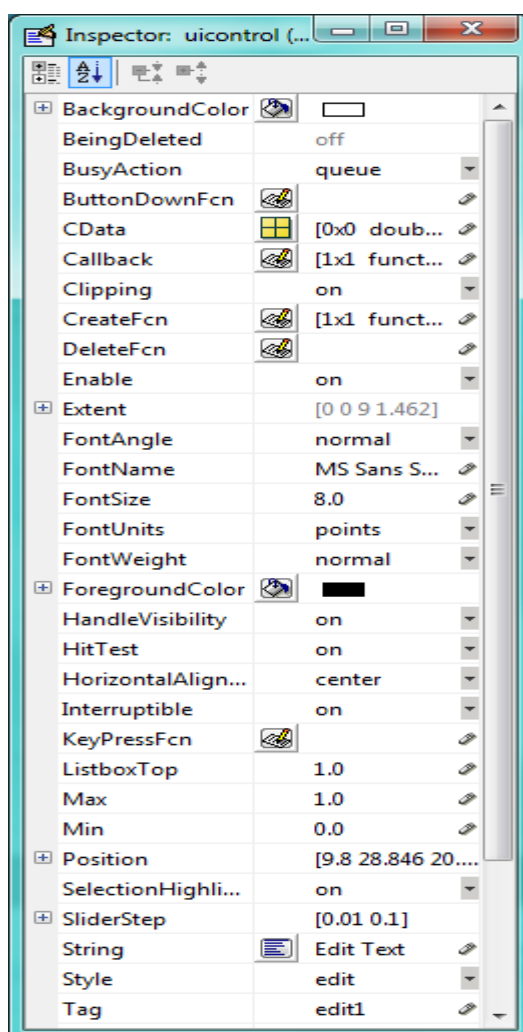
11. Axes เหมาะสำหรับใช้ในการแสดงกราฟิก เช่น กราฟ ภาพ หรือ วิดีโอ

3.5.2 หลักการเขียนโปรแกรมด้วย GUIDE

การเขียน GUI ด้วย MATLAB จะมีตัวแปร handles เพื่อใช้ในการอ้างอิงวัตถุ, ค่าคุณสมบัติของวัตถุต่างๆของแต่ละวัตถุ และฟังก์ชันเรียกกลับ

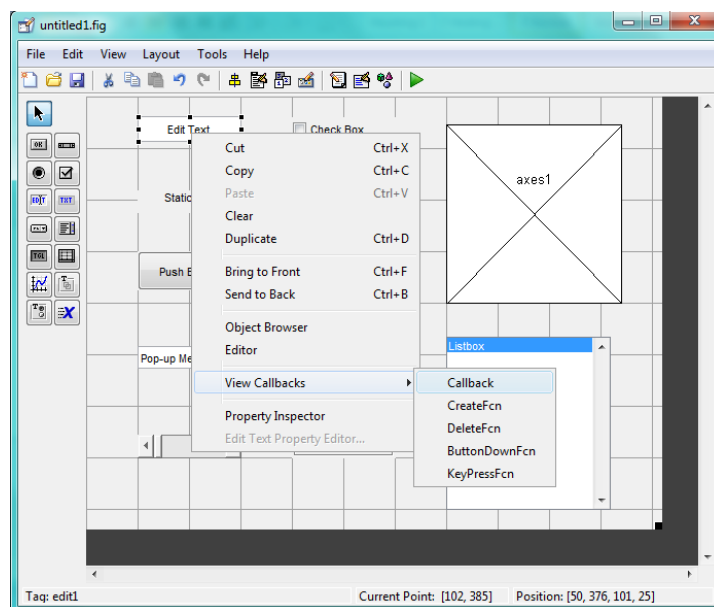
1. ตัวแปร handles เป็นตัวแปรแบบ structure ที่บรรจุ handle ของทุกวัตถุที่อยู่ใน GUI และจะเก็บไว้ในตัวแปรชื่อ handles เราสามารถใช้ตัวแปรนี้ส่งข้อมูลเกี่ยวกับ handle ของวัตถุต่าง ๆ ใน GUI ไปที่ callback ตัวอื่นหรือโปรแกรมตัวอื่นๆ ใน MATLAB ได้ แล้วใช้ Tag ในการเรียกใช้ เช่น handles.edit1 เป็นต้น

2. ค่าคุณสมบัติของวัตถุ เราสามารถเปลี่ยนแปลงค่าคุณสมบัติได้โดยการดับเบิลคลิกที่วัตถุที่เราต้องการเปลี่ยนแปลงค่าคุณสมบัติ เช่น edit text ก็จะปรากฏหน้าต่าง inspector ขึ้นมาดังภาพที่ 3.7 ซึ่งสามารถแก้ไขคุณสมบัติต่างๆได้ เช่น font, ขนาดตัวหนังสือ, ค่าตัวแปร หรือชื่อ Tag เป็นต้น



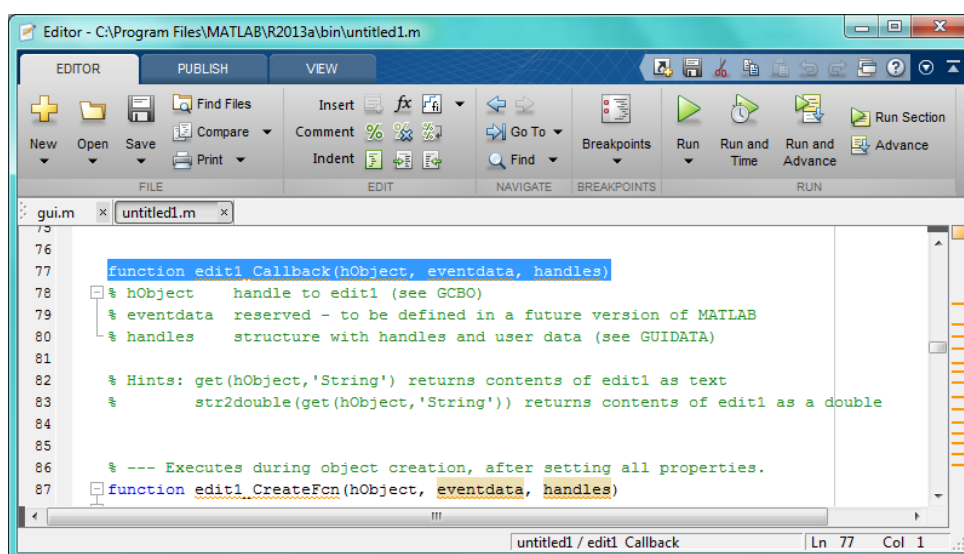
ภาพที่ 3.7 หน้าต่าง inspector ที่ใช้ในการแก้ไขคุณสมบัติของวัตถุ

3. ฟังก์ชันเรียกกลับ (callback function) เป็นฟังก์ชันที่ถูกเรียกใช้งาน เพื่อตอบสนอง เหตุการณ์แต่ละเหตุการณ์ เช่น การคลิก, การกด, การเลื่อนเมาส์ เป็นต้น เมื่อมีการสร้างวัตถุใดๆลงใน GUI แล้ว GUIDE จะสร้าง subfunction ที่ชื่อ ObjectTag_Callback ขึ้นมา เช่น edit1_Callback การสร้าง ฟังก์ชันเรียกกลับด้วย GUIDE ทำได้โดยคลิกขวาที่วัตถุที่ต้องการ จากนั้นเลือก View Callbacks ดังภาพที่ 3.8



ภาพที่ 3.8 การเรียกฟังก์ชัน View Callbacks

ก็จะปรากฏหน้าต่าง subfunction ขึ้นมา ซึ่งเป็นโค้ดทั้งหมดของฟังก์ชันเรียกกลับของวัตถุ ดังภาพที่ 3.9



ภาพที่ 3.9 subfunction ของฟังก์ชันเรียกกลับของวัตถุ

โดยฟังก์ชันเรียกกลับจะถูกสร้างในลักษณะเดียวกันดังนี้ ชื่อวัตถุ(Tag)_ชื่อฟังก์ชัน(ตัวแปรเข้า 3 ตัวแปร)

`function edit1_Callback(hObject, eventdata, handles)` โดยตัวแปรทั้ง 3 มีรายละเอียดดังนี้

- `hObject` เป็นตัวแปร handle หรือตัวชี้ของวัตถุที่เราใช้เป็นตัวเรียกฟังก์ชันเรียกกลับ โดยในตัวอย่างมีค่าเดียวกับ `handles.edit1`

- eventdata ตัวแปรนี้จะถูกใช้ในบางฟังก์ชันเรียกกลับบางฟังก์ชันเท่านั้น เพื่อเก็บข้อมูลบางอย่าง เช่น การคลิก หรือตัวเลือกที่ถูกเลือก เป็นต้น
- handles เป็นตัวแปรที่สำคัญที่สุดในโปรแกรม GUI ซึ่งในการเก็บ handles ของวัตถุต่างๆ รวมกันทั้งหมด

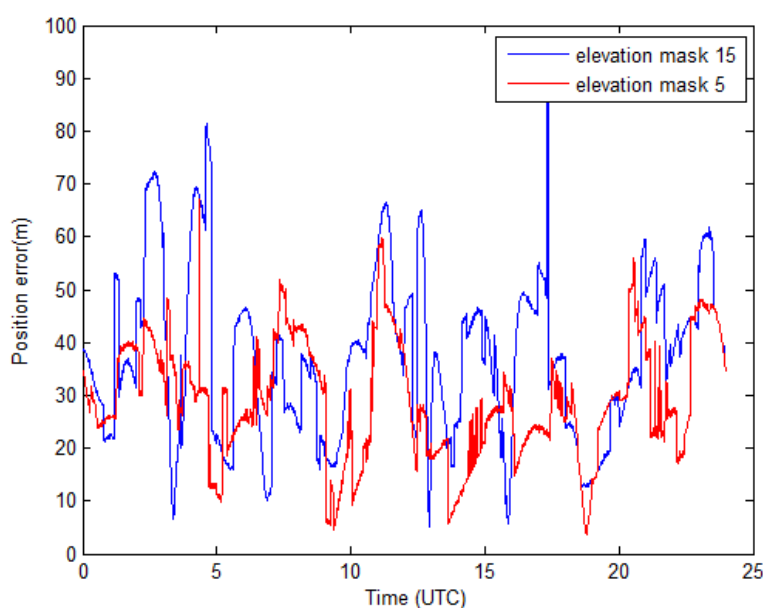
บทที่ 4

ผลการทดลอง

4.1 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

4.1.1 คำนวณค่าความผิดพลาดโดยมีการปรับค่ามุมเงยในการรับสัญญาณจีพีเอส (elevation mask)

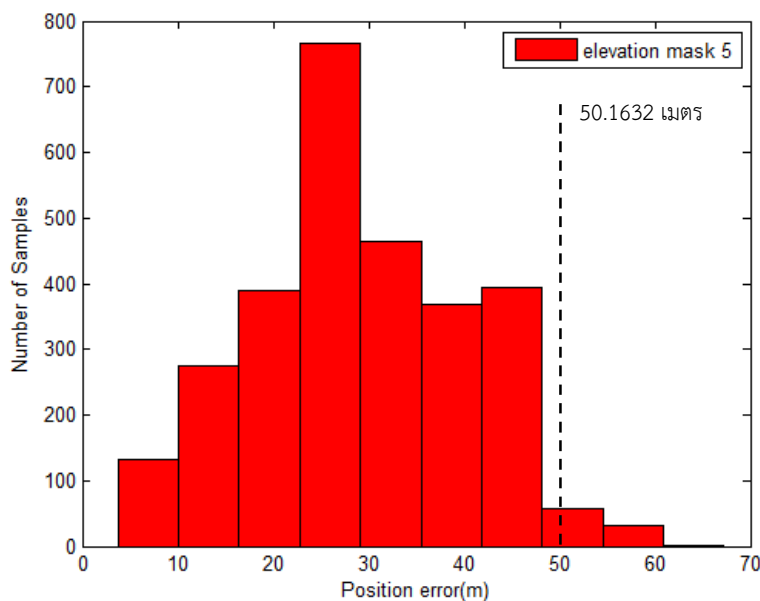
คำนวณค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง โดยใช้ข้อมูลของวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 โดยกำหนดให้ค่า elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศา จะสังเกตเห็นว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่ได้นั้น เมื่อกำหนด elevation mask มากกว่า 5 องศา ค่าความผิดพลาดโดยส่วนใหญ่มีค่าน้อยกว่า elevation mask มากกว่า 15 องศา ดังภาพที่ 4.1



ภาพที่ 4.1 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศา

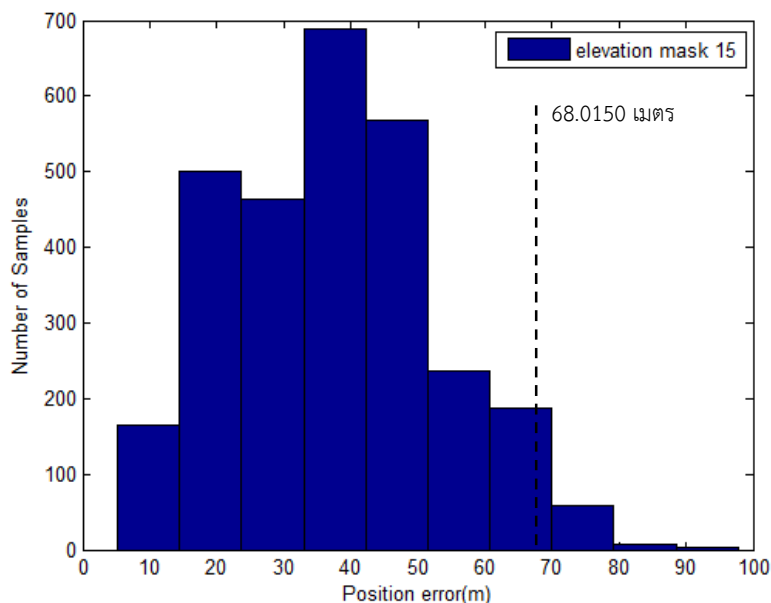
จากภาพที่ 4.1 จะเห็นได้ว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา มีค่าความผิดพลาดอยู่ระหว่าง 5 – 68 เมตร และที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา มีค่าความผิดพลาดอยู่ระหว่าง 5 – 98 เมตร ซึ่งค่าความผิดพลาดที่มีค่ามากนี้ มีสาเหตุมาจากการคำนวณค่าระยะทางเทียมนั้น ยังไม่ลบค่าความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์, โทรโพสเฟียร์ และความผิดพลาดอื่นๆที่หลงเหลืออยู่

เมื่อนำค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา มาวาดกราฟแจกแจงความถี่ด้วยแผนภูมิแท่งหรือฮิสโตแกรม (Histogram) ดังภาพที่ 4.2 และ 4.3 ตามลำดับ จากนั้นคำนวณค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน (σ) และค่าความผิดพลาดมากที่สุดของ 95% ของค่าความผิดพลาดทั้งหมด



ภาพที่ 4.2 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา

จากภาพที่ 4.2 แสดงถึงลักษณะการกระจายตัวของค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา ซึ่งค่าเฉลี่ยของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 27.6619 เมตร และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าความผิดพลาดทั้งหมดมีค่าเท่ากับ 11.2507 เมตร โดยที่ค่าความผิดพลาดมากที่สุดของ 95% ของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 50.1632 เมตร

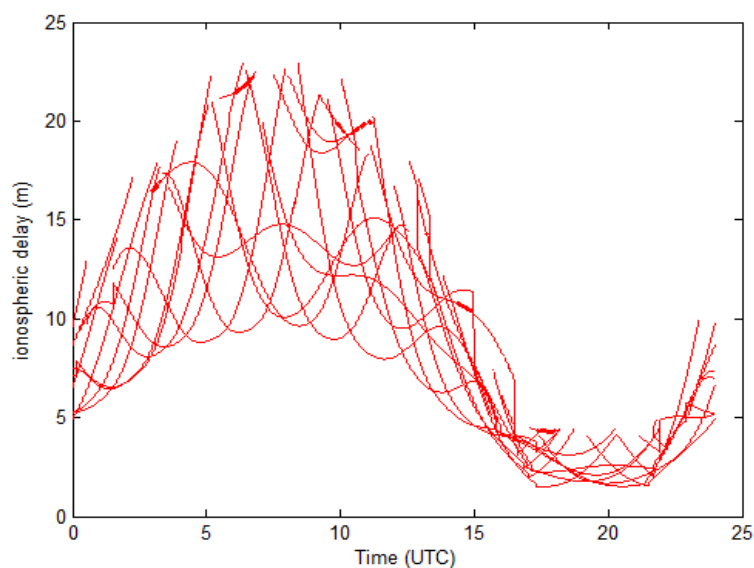


ภาพที่ 4.3 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา

จากภาพที่ 4.3 แสดงถึงลักษณะการกระจายตัวของค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา ซึ่งค่าเฉลี่ยของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 36.8413 เมตร และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าความผิดพลาดทั้งหมดมีค่าเท่ากับ 15.5869 เมตร โดยที่ค่าความผิดพลาดมากที่สุดของ 95% ของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 68.0150 เมตร

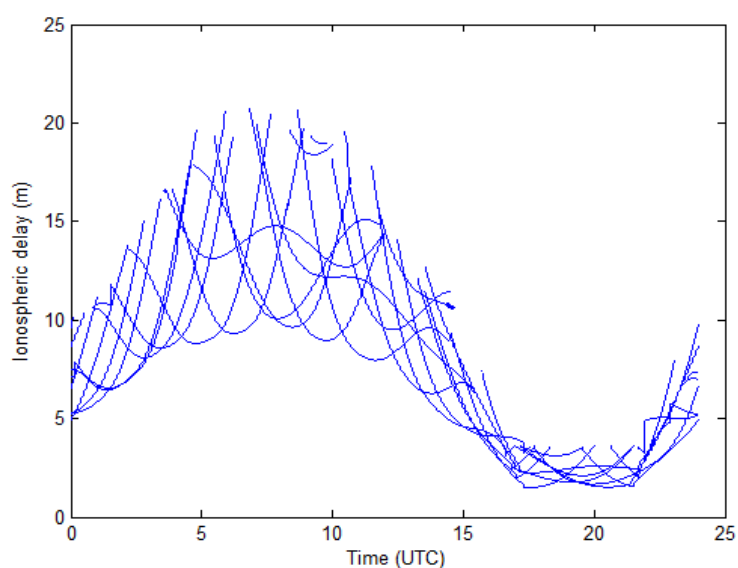
4.1.2 คำนวณค่าความผิดพลาดโดยมีการชดเชยค่า Ionospheric delay จากแบบจำลอง Klobuchar

คำนวณค่า Ionospheric delay ที่ได้จากแบบจำลอง Klobuchar โดยใช้ข้อมูลของวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 โดยกำหนดให้ค่า elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศาตามลำดับ ซึ่งค่า Ionospheric delay เป็นค่าที่สัญญาณจีพีเอสที่ถูกหน่วงไป โดยค่าที่ได้นั้นเป็นค่า slant delay ของดาวเทียมแต่ละดวงดังภาพที่ 4.4 และ 4.5



ภาพที่ 4.4 ค่า Ionospheric delay ของดาวเทียมทุกดวง ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา

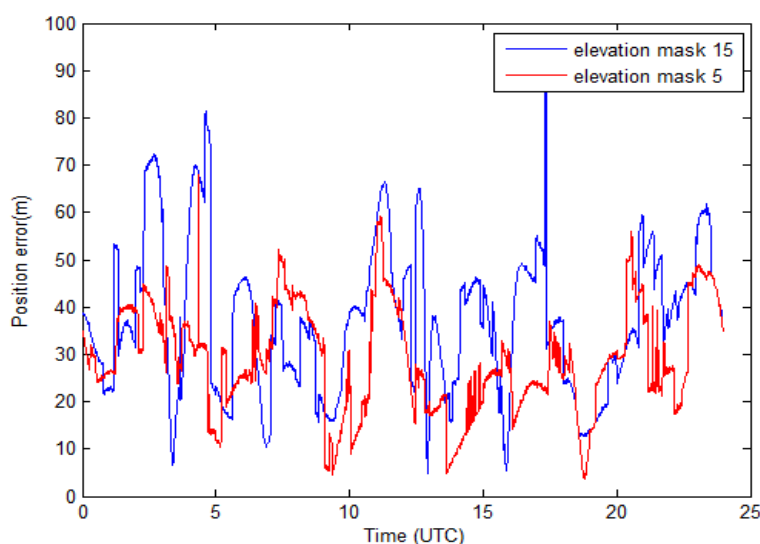
จากภาพที่ 4.4 ค่า Ionospheric delay ของดาวเทียมทุกดวง ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา จะสังเกตเห็นว่าค่า Ionospheric delay ที่คำนวณได้นั้นจะมีค่าเพิ่มสูงขึ้นในช่วงเวลา 0 – 7 (UTC) ซึ่งเป็นช่วงเช้าจนถึงช่วงกลางวันตามเวลาประเทศไทย และมีค่าลดลงในช่วงเวลา 7 – 18 (UTC) ซึ่งเป็นช่วงบ่ายจนถึงช่วงเย็นตามเวลาประเทศไทย โดยที่เมื่อเครื่องรับสัญญาณรับสัญญาณจีพีเอสในมุมเงยที่ต่ำ จะทำให้ค่า Ionospheric delay ของดาวเทียมแต่ละดวงนั้นมีค่าสูงขึ้นด้วยเช่นกัน ซึ่งมีค่าสูงสุดอยู่ที่ประมาณ 23 เมตร



ภาพที่ 4.5 ค่า Ionospheric delay ของดาวเทียมทุกดวง ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา

จากภาพที่ 4.5 ค่า lonospheric delay ของดาวเทียมทุกดวง ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา จะสังเกตเห็นว่าค่า lonospheric delay ที่คำนวณได้นั้นจะมีค่าเพิ่มสูงขึ้นและมีค่าลดลงในช่วงเวลาเดียวกันกับภาพที่ 4.4 แต่ภาพที่ 4.5 กำหนด elevation mask มากกว่า 15 องศา ทำให้ไม่มีการคำนวณค่า lonospheric delay ของดาวเทียมแต่ละดวงในมุมเงยที่ต่ำกว่า 15 องศา ซึ่งทำให้ค่า lonospheric delay จะมีค่าสูงสุดอยู่ที่ประมาณ 21 เมตร

คำนวณค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งเมื่อมีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่คำนวณได้จากแบบจำลอง Klobuchar โดยใช้ข้อมูลและค่าสัมประสิทธิ์ของ Klobuchar ของวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 โดยกำหนดให้ค่า elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศาตามลำดับ ดังภาพที่ 4.6

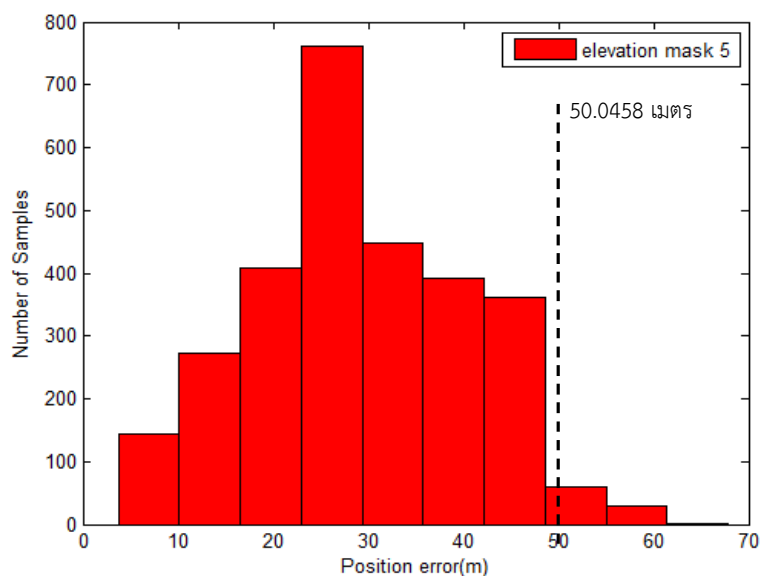


ภาพที่ 4.6 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศา

จากภาพที่ 4.6 จะเห็นได้ว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay แล้ว ก็ยังมีค่าความผิดพลาดมากอยู่ โดยที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา มีค่าความผิดพลาดอยู่ระหว่าง 5 – 68 เมตร และที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา มีค่าความผิดพลาดอยู่ระหว่าง 5 – 98 เมตร ซึ่งค่าความผิดพลาดที่มีค่ามากนี้ มีสาเหตุมาจากการคำนวณค่าระยะทางเทียมนั้น ยังไม่ลบค่าความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ และความผิดพลาดอื่นๆ ที่หลงเหลืออยู่

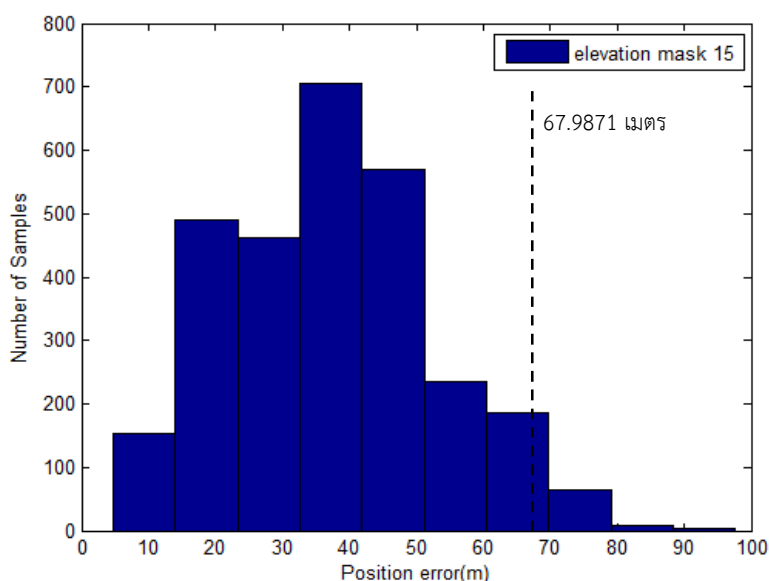
เมื่อนำค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศา มาวาดกราฟแจกแจงความถี่ด้วย

แผนภูมิแท่งหรือฮิสโตแกรม (Histogram) ดังภาพที่ 4.7 และ 4.8 ตามลำดับ จากนั้นคำนวณค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน (σ) และค่าความผิดพลาดมากที่สุดของ 95% ของค่าความผิดพลาดทั้งหมด



ภาพที่ 4.7 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา

จากภาพที่ 4.7 แสดงถึงลักษณะการกระจายตัวของค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา ซึ่งค่าเฉลี่ยของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 27.3470 เมตร และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าความผิดพลาดทั้งหมดมีค่าเท่ากับ 11.3494 เมตร โดยที่ค่าความผิดพลาดมากที่สุดของ 95% ของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 50.0458 เมตร



ภาพที่ 4.8 กราฟฮิสโตแกรมค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา

จากภาพที่ 4.8 แสดงถึงลักษณะการกระจายตัวของค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา ซึ่งค่าเฉลี่ยของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 36.7688 เมตร และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าความผิดพลาดทั้งหมดมีค่าเท่ากับ 15.6092 เมตร โดยที่ค่าความผิดพลาดมากที่สุดของ 95% ของค่าความผิดพลาดทั้งหมดเท่ากับ 67.9871 เมตร

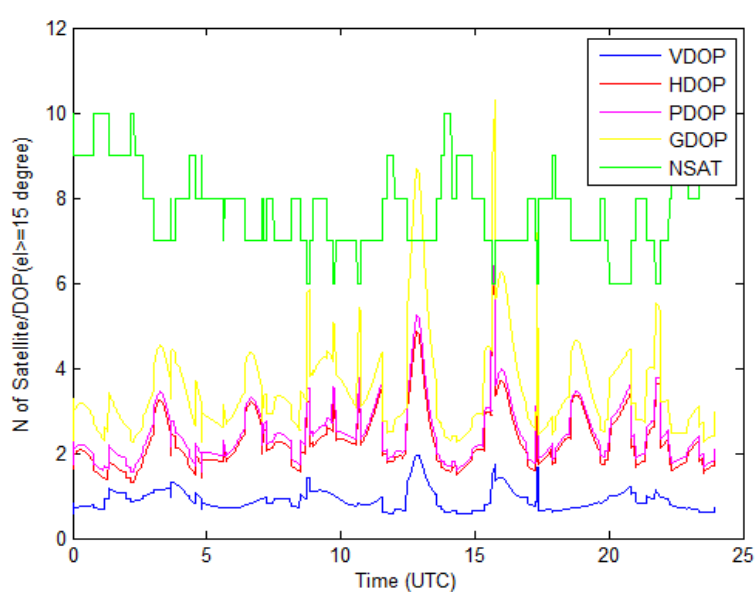
จะสังเกตเห็นว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่มีการชดเชยค่า lonospheric delay นั้น มีค่าลดลงไปเล็กน้อยเท่านั้นเมื่อเทียบกับค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่ไม่มีการชดเชยค่า lonospheric delay ซึ่งที่ elevation mask มากกว่า 5 และ 15 องศา มีค่าเฉลี่ยของค่าความผิดพลาดลดลง 0.3149 และ 0.0727 เมตร, ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าความผิดพลาดเพิ่มขึ้น 0.0987 และ 0.0223 เมตร, ค่าความผิดพลาดมากที่สุดของ 95% ของค่าความผิดพลาดทั้งหมดลดลง 0.1174 และ 0.0279 เมตร ตามลำดับ ดังตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

ค่าความผิดพลาดในการ ระบุตำแหน่งของ เครื่องรับสัญญาณจีพีเอส	ค่าเฉลี่ยของค่าความ ผิดพลาด (เมตร)		ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน ของค่าความผิดพลาด (เมตร)		ค่าความผิดพลาดมาก สุดของ 95% ของค่า ความผิดพลาดทั้งหมด (เมตร)	
	elevation mask มากกว่า 5 องศา	elevation mask มากกว่า 15 องศา	elevation mask มากกว่า 5 องศา	elevation mask มากกว่า 15 องศา	elevation mask มากกว่า 5 องศา	elevation mask มากกว่า 15 องศา
ไม่ได้ชดเชยค่า Ionospheric delay	27.6619	36.8413	11.2507	15.5869	50.1632	68.0150
ชดเชยค่า Ionospheric delay	27.3470	36.7686	11.3494	15.6092	50.0458	67.9871

4.2 ค่า DOP ที่มีผลต่อการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

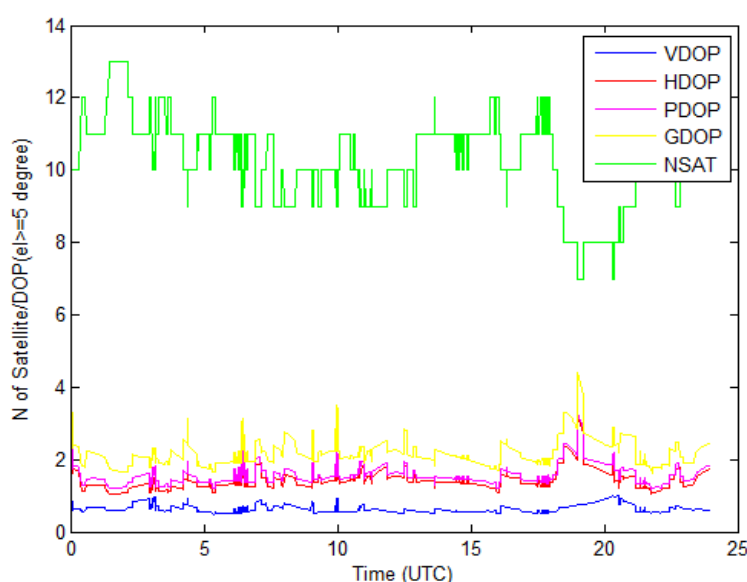
คำนวณค่า DOP โดยใช้ข้อมูลของวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 โดยกำหนดให้ elevation mask มากกว่า 15 องศา จากนั้นหาช่วงเวลาที่ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมีค่าสูงที่สุด เพื่อดูค่า DOP ที่แสดงถึงลักษณะการกระจายตัวของดาวเทียมและจำนวนดาวเทียมในช่วงเวลานั้น



ภาพที่ 4.9 ค่า DOP และจำนวนดาวเทียม ที่ elevation mask มากกว่า 15 องศา

จากภาพที่ 4.6 และ 4.9 จะเห็นว่า เมื่อกำหนดค่า elevation mask เท่ากับ 15 องศา จะได้ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมีค่าสูงที่สุดอยู่สองช่วงเวลาคือ ที่เวลา 4.37 น. ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมีค่าเท่ากับ 83.1811 เมตร รับสัญญาณดาวเทียมได้ 8 ดวง มีค่า GDOP เท่ากับ 3.6671 และที่เวลา 17.21 น. ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมีค่าเท่ากับ 98.9102 เมตร รับสัญญาณดาวเทียมได้ 6 ดวง มีค่า GDOP เท่ากับ 7.1893

จากนั้น คำนวณค่า DOP โดยใช้ข้อมูลของวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 โดยกำหนดให้ elevation mask มากกว่า 5 องศา ผลลัพธ์ที่ได้ดังภาพที่ 4.10



ภาพที่ 4.10 ค่า DOP และจำนวนดาวเทียม ที่ elevation mask มากกว่า 5 องศา

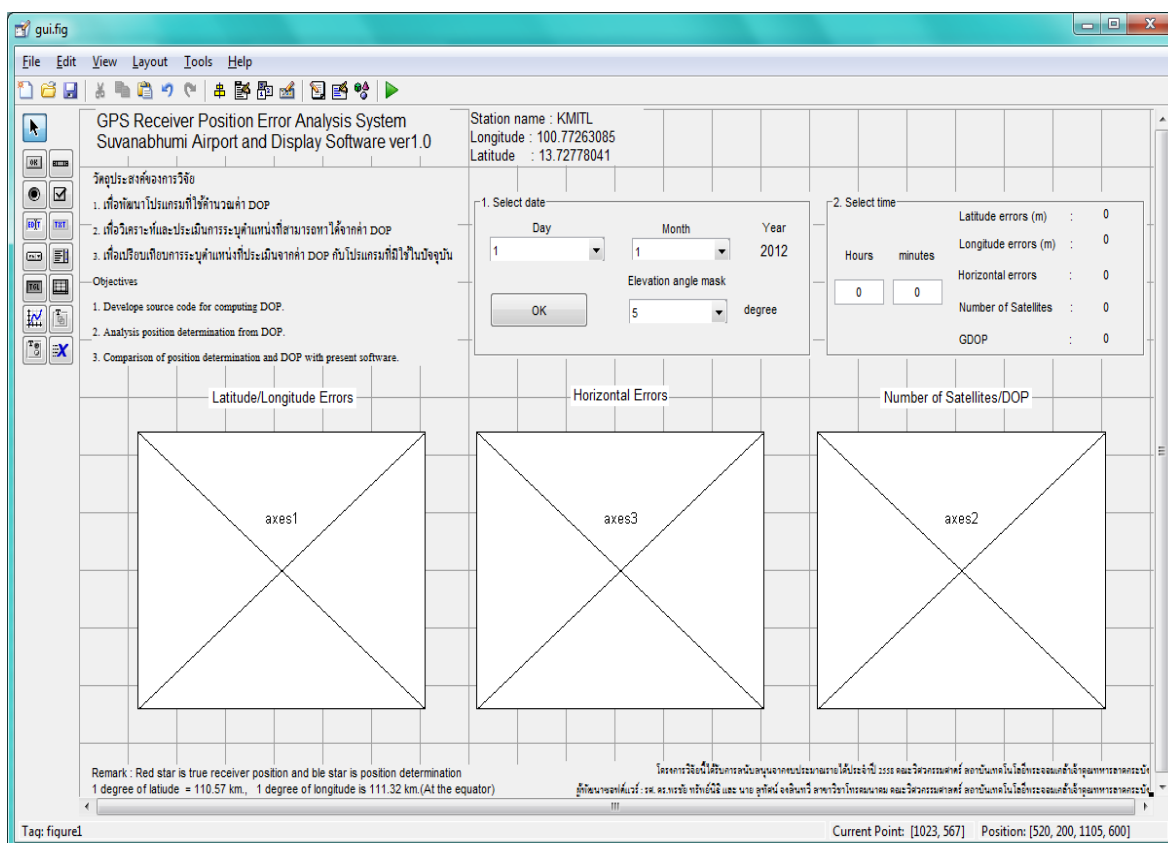
จากภาพที่ 4.6 และ 4.10 จะเห็นว่า เมื่อกำหนดค่า elevation mask เท่ากับ 5 องศา ที่เวลา 4.37 น. ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมีค่าเท่ากับ 31.9514 เมตร รับสัญญาณดาวเทียมได้ 10 ดวง มีค่า GDOP เท่ากับ 2.2061 และที่เวลา 17.21 น. ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมีค่าเท่ากับ 22.9344 เมตร รับสัญญาณดาวเทียมได้ 11 ดวง มีค่า GDOP เท่ากับ 1.9581

เครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่มี elevation mask เท่ากับ 15 องศา ที่เวลา 17.21 น. สามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้ทั้งหมด 6 ดวง ซึ่งการกระจายตัวของดาวเทียมทั้ง 6 ดวง เป็นสาเหตุให้เวลาดังกล่าวมีค่า GDOP ที่สูง แต่ถ้าสามารถรับสัญญาณดาวเทียมได้เพิ่มขึ้น โดยการลดค่า elevation mask จาก 15 เป็น 5 องศา สัญญาณดาวเทียมที่รับได้จะเปลี่ยนจาก 6 ดวง เป็น 11 ดวง เครื่องรับสัญญาณจีพีเอสรับสัญญาณดาวเทียมที่มีการกระจายตัวเพิ่มขึ้น ทำให้ค่า GDOP ลดลง

4.3 GUI ระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส

4.3.1 การออกแบบ layout ให้แสดงค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง และ DOP

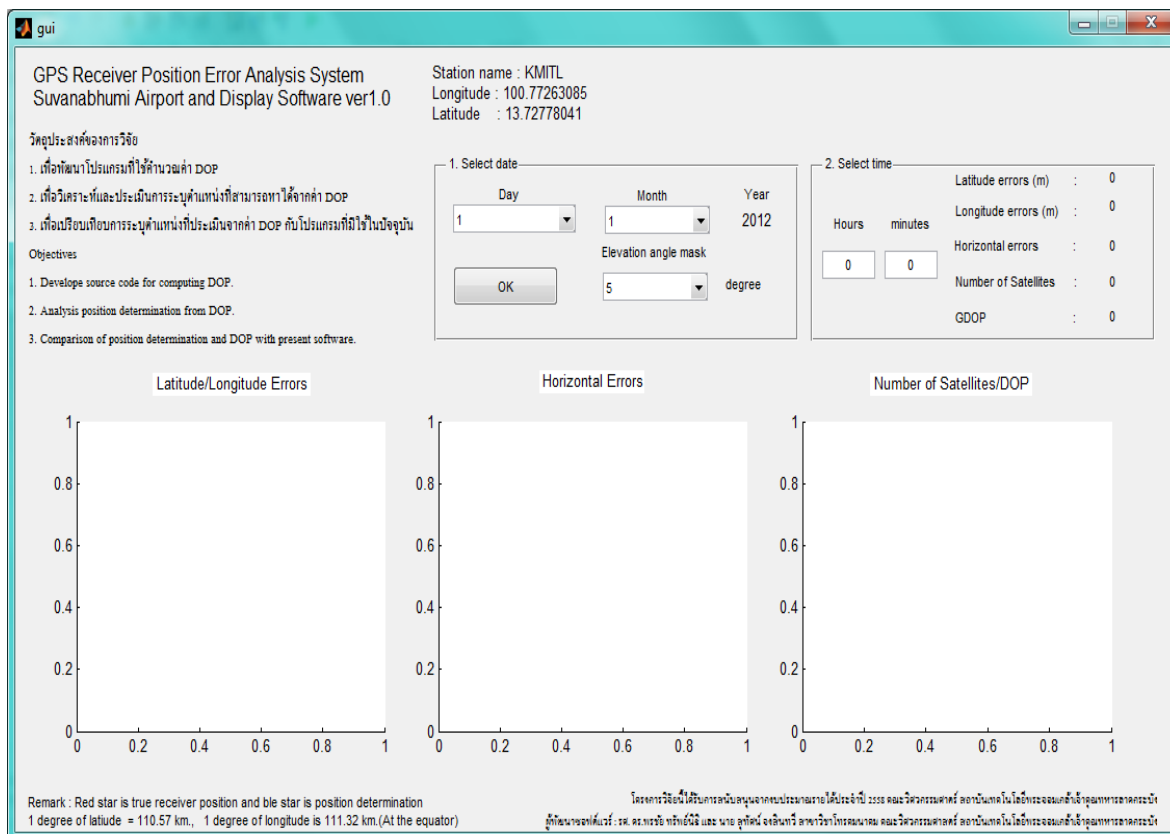
ทำการออกแบบ layout ให้แสดงค่า DOP และ ค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง โดยมีตัวเลือกให้เลือกว่าวันที่ที่ต้องการแสดงผล, elevation mask และช่วงเวลาที่ต้องการดูค่าความผิดพลาด ดังภาพที่ 4.11



ภาพที่ 4.11 layout โปรแกรมแสดงผล

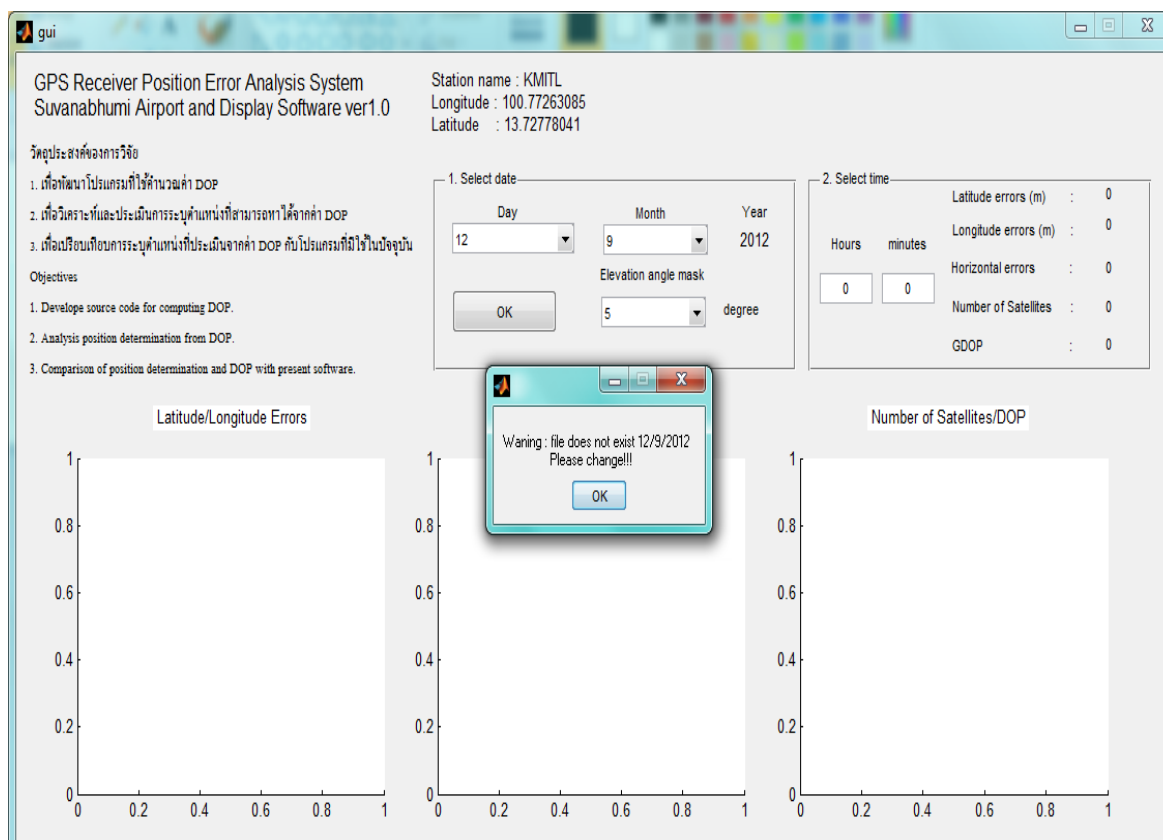
4.3.2 ซอฟต์แวร์แสดงระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส

เมื่อผู้ใช้เปิดโปรแกรมแสดงระบบวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส ผู้ใช้สามารถเลือกวัน, เดือน ที่จะแสดงผล และสามารถกำหนด elevation mask ได้ดังภาพที่ 4.12



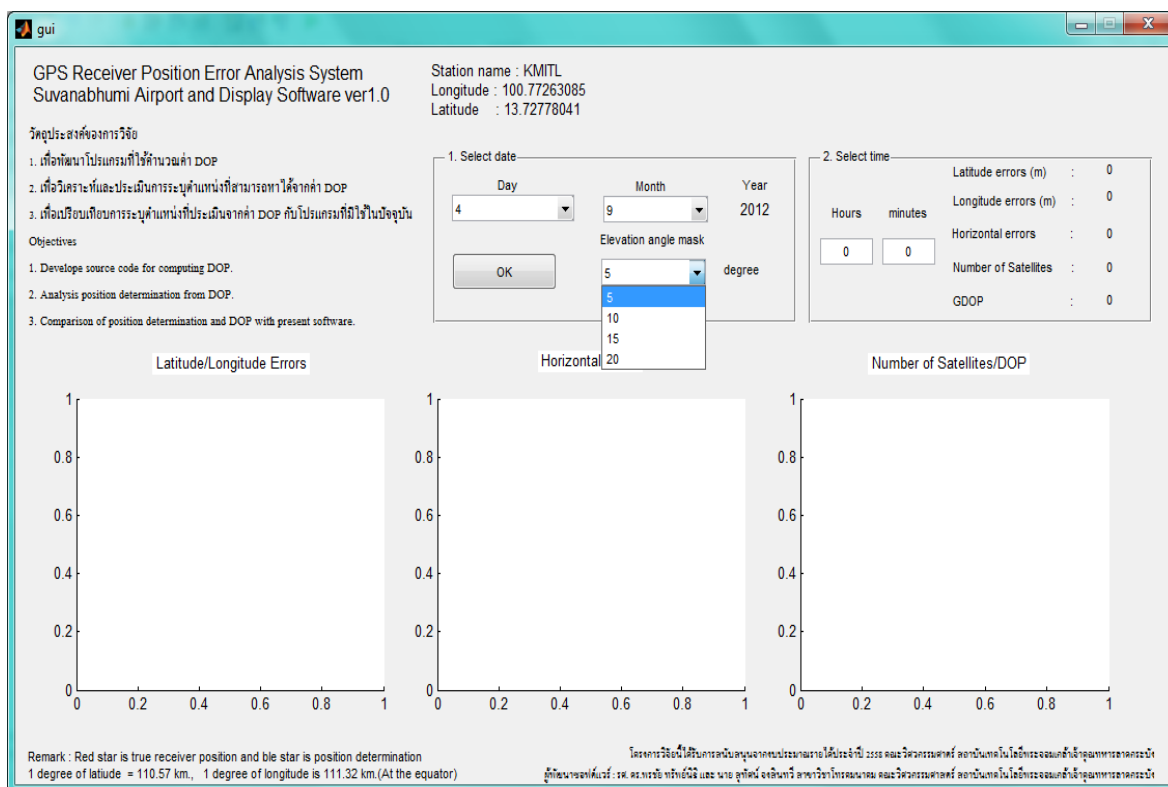
ภาพที่ 4.12 โปรแกรมแสดงผลเมื่อเปิดใช้งาน

สมมติให้ผู้ใช้งานเลือกวันในการดูค่าความผิดพลาด และ DOP ในวันที่ 12 กันยายน ค.ศ.2012 และกำหนด elevation mask มากกว่า 5 องศาจากนั้นกดปุ่ม OK โปรแกรมจะตรวจสอบว่าวันดังกล่าวนั้นมีข้อมูลอยู่หรือไม่ก่อนทำการประมวลผล ซึ่งข้อมูลวันที่ 12 กันยายน ค.ศ.2012 นั้น ที่สถานี KMITL ไม่มีข้อมูลจีพีเอส โปรแกรมจึงแจ้งเตือนให้เปลี่ยนวันในการดูค่าความผิดพลาด และ DOP ดังภาพที่ 4.13



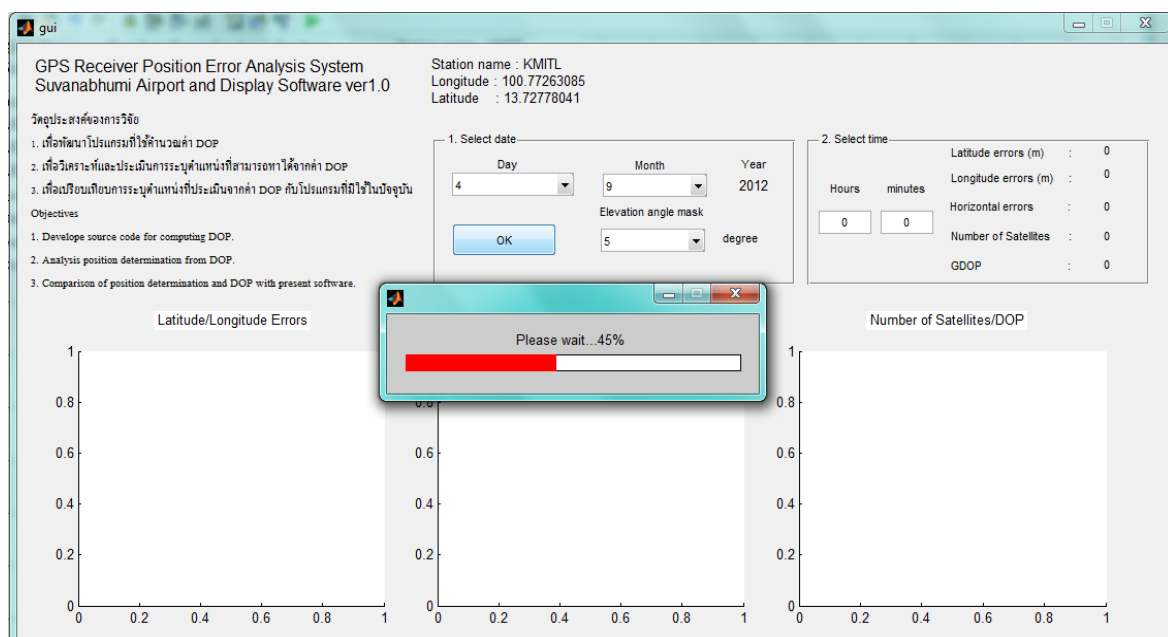
ภาพที่ 4.13 โปรแกรมแจ้งเตือนให้เปลี่ยนวันที่ในการในการดูค่าความผิดพลาด และ DOP

สมมติให้ผู้ใช้งานเปลี่ยนวันในการเลือกดูค่าความผิดพลาด และ DOP เป็นวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 ซึ่งวันดังกล่าวมีข้อมูลอยู่ และกำหนด elevation mask มากกว่า 5 องศา ดังภาพที่ 4.14 โปรแกรมก็จะประมวลผลค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของวันนั้นทางด้านล่างของโปรแกรม และแสดงค่าต่างๆตามเวลาที่ระบุไว้ทางด้านขวามือบน



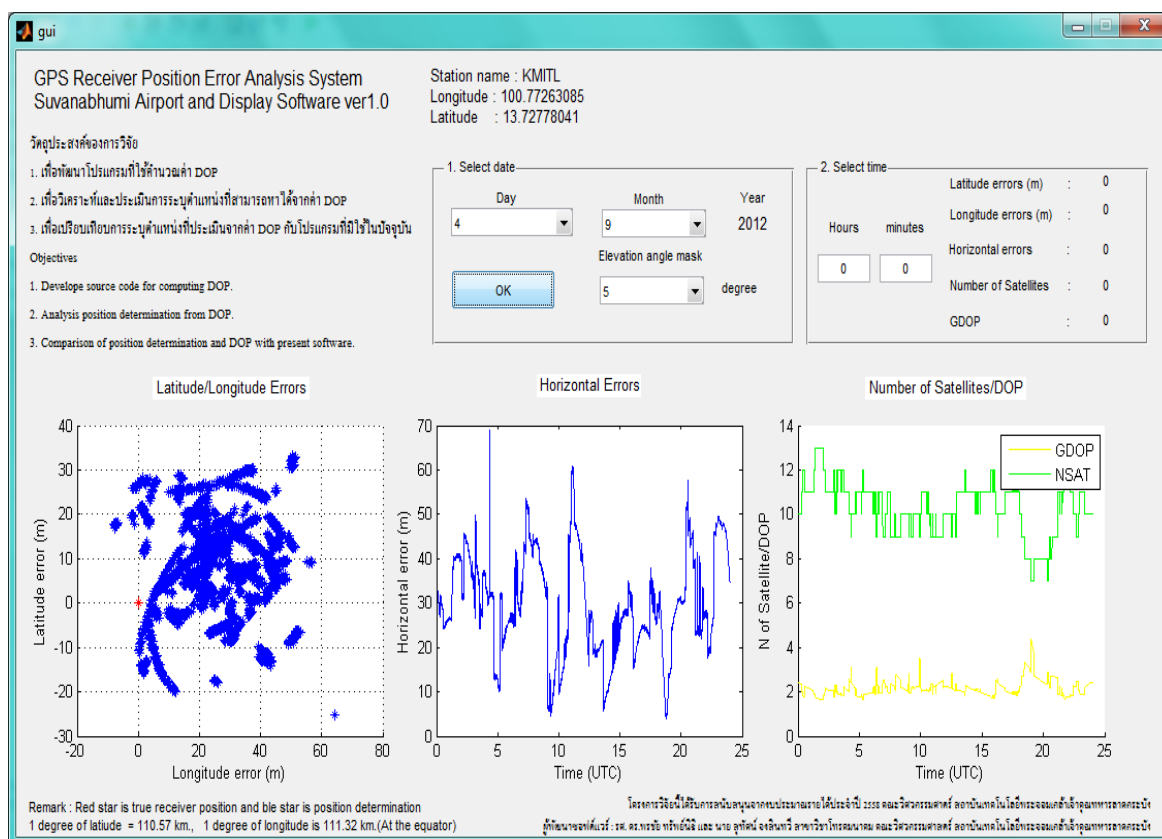
ภาพที่ 4.14 คำนวณความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012 และกำหนด elevation mask มากกว่า 5 องศา

จากนั้นเมื่อกด OK แล้ว ซอฟต์แวร์ก็ทำการประมวลผล และแสดงผลได้ดังภาพที่ 4.15



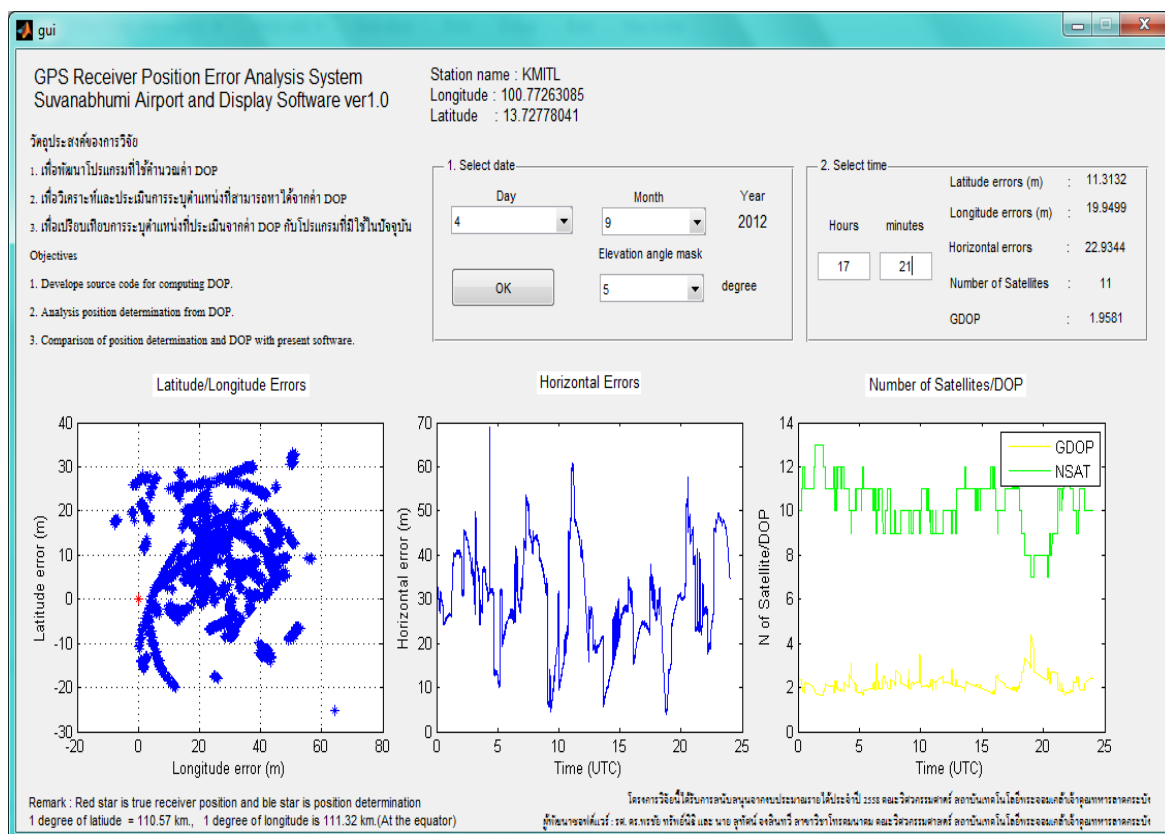
ภาพที่ 4.15 โปรแกรมประมวลผลค่าความผิดพลาด และ DOP ในวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012

หลังจากโปรแกรมประมวลผลเสร็จแล้ว ก็จะแสดงค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของวันนั้นทางด้านล่างของโปรแกรม โดยกราฟแรกทางด้านซ้าย แสดงกราฟค่าความผิดพลาด Latitude และ longitude ในการระบุตำแหน่งในแต่ละเวลา กราฟตรงกลางแสดงค่าความผิดพลาดในแนว Horizontal ระหว่างเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสกับตำแหน่งที่ระบุได้ในแต่ละเวลา และกราฟขวามือแสดงค่า GDOP และจำนวนดาวเทียมที่เครื่องรับสัญญาณจีพีเอสรับได้ ดังภาพที่ 4.16



ภาพที่ 4.15 โปรแกรมแสดงผลค่าความผิดพลาด และ DOP ในวันที่ 4 กันยายน ค.ศ.2012

หลังจากนั้นเมื่อผู้ใช้เลือกเวลา 17.21 น. (UTC) ในการดูค่าต่างๆ ณ เวลานั้น โปรแกรมก็จะแสดงผลค่าความผิดพลาดในแนว Latitude เท่ากับ 11.3132 เมตร, ค่าความผิดพลาดในแนว Longitude เท่ากับ 19.9499 เมตร, ค่าความผิดพลาดในแนว Horizontal เท่ากับ 22.9344 เมตร, ค่า GDOP เท่ากับ 1.9581 และจำนวนดาวเทียมที่เครื่องรับสัญญาณจีพีเอสรับได้ เท่ากับ 11 ดวง แสดงได้ดังภาพที่ 4.16



ภาพที่ 4.17 ผลที่ได้เมื่อเลือกดูค่าความผิดพลาด และ DOP ที่เวลา 17.21 น. (UTC)

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการวิจัย

โครงการวิจัยนี้ได้ทำการพัฒนาโปรแกรมคำนวณค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส และ DOP โดยใช้ข้อมูลจีพีเอสจากสถานี KMITL บนอาคารเรียนรวมสิบสองชั้น สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง จังหวัดกรุงเทพมหานคร (13.7278°N , 100.7608°E) ซึ่งเป็นบริเวณใกล้กับสนามบินสุวรรณภูมิ โดยรับข้อมูล RINEX ที่ได้รับมาจากเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส มาทำการอ่านค่าข้อมูลต่างที่ใช้ในการคำนวณ ซึ่งโปรแกรมที่พัฒนานั้นสามารถอ่านค่าและคำนวณค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส และ DOP ได้ โดยการคำนวณตำแหน่งนั้นได้มีการคำนวณค่า Ionospheric delay จากแบบจำลอง Klobuchar เพื่อชดเชยค่า pseudo range ที่สัญญาณจีพีเอสถูกหน่วงไปในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์อีกด้วย สำหรับซอฟต์แวร์แสดงผลวิเคราะห์ความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส และ DOP นั้น ได้มีการพัฒนาโดยใช้โปรแกรม MATLAB และจัดทำ GUI เพื่อทำการพล็อตค่าความคลาดเคลื่อนตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส และ DOP ซึ่งสามารถแสดงผลค่าความคลาดเคลื่อนและ DOP ได้ตามที่ออกแบบไว้ นอกจากนั้นแล้วผู้ใช้อย่างยังสามารถเลือกวัน เวลา และ elevation mask เพื่อดูค่าความแตกต่างของความคลาดเคลื่อนในแต่ละช่วงเวลาได้อีกด้วย

5.2 ข้อเสนอแนะ

ในงานวิจัยนี้ยังมีความห่วงของสัญญาณในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์และค่าความผิดพลาดที่หลงเหลืออยู่ ซึ่งส่งผลต่อการคำนวณค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสเป็นอย่างมาก ผู้วิจัยจึงต้องศึกษาค่าตัวแปรต่างๆ เหล่านี้เพิ่มเติม เพื่อพัฒนาโปรแกรมคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสให้มีความแม่นยำเพิ่มขึ้น ในส่วนของซอฟต์แวร์แสดงผลยังสามารถพัฒนาให้แสดงผลในระบบพิกัดต่างๆ สามารถรับข้อมูลจากสถานีต่างๆ ในประเทศไทย เพื่อเพิ่มจำนวนข้อมูลในการวิเคราะห์ และเพิ่มประสิทธิภาพโดยการแสดงผลตัวแปรอื่นๆ ที่สำคัญให้กับผู้ใช้งานได้

บรรณานุกรม

- [1] P. Misra and P. Enge, “Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance”, Ganga-Jamuna Press, 2555.
- [2] Klobuchar, et al., “Ionospheric Time-Delay Algorithms for Single-Frequency GPS Users”, IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System (3), pp. 325-331, 1987
- [3] M. R. Mosavi, et al., “Least Squares Techniques for GPS Receivers Positioning Filter using Pseudo-Range and Carrier Phase Measurements”, Iranian Journal of Electrical & Electronic Engineering, Vol. 10, No. 1, March 2014.
- [4] P.M. Kintner and B.M. Ledvina, “The ionosphere, radio navigation, global navigation satellite systems”, Advance in Space Research, vol. 35, pp. 788-811, 2005.
- [5] K. Davies, “Ionosphere radio”, IEE Electromagneticwave series, vol. 31, 1990
- [6] J. Sanz Subirana, et al., “Klobuchar Ionospheric model”, Technical University of catalonia, 2011.
- [7] Bumrungrkit Acharaporn, et al., “Drift velocity estimation of ionospheric disturbance using GPS observation”, The Forth Joint International Conference Information and Communication Technology, Electronic and Electrical Engineering (JICTEE), pp. 55-59, 2014.
- [8] Tom Chester, “How To Calculate Distances, Azimuths and Elevation Angle Peaks”, 1999.
- [9] นายชยานันท์ ลิ้มจำรูญรัตน์, นายธนวิษญ์ ปลอดดี. “ระบบวิเคราะห์ความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งจากข้อมูลเครื่องรับ GNSS.”, ปริญญาณีพนธ์วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต, คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, (2556).
- [10] กาญจนา แก้ววิเศษ. “วงโคจรดาวเทียมGPS.”, <http://www.shikamaru.thmy.com/technology%20space.html>.
- [11] Global5 Co., Ltd. “สถานีดาวเทียม GPS.”, <http://www.global5thailand.com/thai/gps.htm>
- [12] สมโภช ปั่นทวงกูร. “องค์ประกอบดาวเทียมจีพีเอส.”, http://thaitelecomkm.org/TTE/topic/attach/Global_Positioning_System_for_Surveying_and_Mapping/index.php.
- [13] Bwon. “การระบุตำแหน่งบนผิวโลโลกโดยใช้ดาวเทียม.”, <http://www.bloggang.com/mainblog.php?id=bwon>.

- [14] สำนักงานกิจการอวกาศแห่งชาติ. “ระบบพิกัด ECEF.”, <http://www.space.mict.go.th/knowledge.php?id=navapp2>.
- [15] สำนักงานกิจการอวกาศแห่งชาติ. “แบบจำลอง WGS-84.” [Http://www.space.mict.go.th/knowledge.php?id=wgs84](http://www.space.mict.go.th/knowledge.php?id=wgs84).
- [16] ธนันต์ ศรีสกุล, สมปอง ศรีลักษณ์, เกียรติชัย บรรลุผลสกุล. “การกระจายตำแหน่งของดาวเทียม”, <http://wara.com/Article-885.html>.

ภาคผนวก
MATLAB source code

```

function varargout = gui(varargin)
% GUI MATLAB code for gui.fig
%
%   GUI, by itself, creates a new GUI or raises the existing
%   singleton*.
%
%   H = GUI returns the handle to a new GUI or the handle to
%   the existing singleton*.
%
%   GUI('CALLBACK',hObject,eventData,handles,...) calls the local
%   function named CALLBACK in GUI.M with the given input arguments.
%
%   GUI('Property','Value',...) creates a new GUI or raises the
%   existing singleton*. Starting from the left, property value pairs are
%   applied to the GUI before gui_OpeningFcn gets called. An
%   unrecognized property name or invalid value makes property application
%   stop. All inputs are passed to gui_OpeningFcn via varargin.
%
%   *See GUI Options on GUIDE's Tools menu. Choose "GUI allows only one
%   instance to run (singleton)".
%
% See also: GUIDE, GUIDATA, GUIHANDLES

% Edit the above text to modify the response to help gui

% Last Modified by GUIDE v2.5 27-Dec-2015 21:30:29

% Begin initialization code - DO NOT EDIT
gui_Singleton = 1;
gui_State = struct('gui_Name',       mfilename, ...
                  'gui_Singleton',   gui_Singleton, ...
                  'gui_OpeningFcn', @gui_OpeningFcn, ...
                  'gui_OutputFcn',  @gui_OutputFcn, ...
                  'gui_LayoutFcn',  [] , ...
                  'gui_Callback',    []);
if nargin && ischar(varargin{1})
    gui_State.gui_Callback = str2func(varargin{1});

```

```

end

if nargin
    [varargout{1:nargout}] = gui_mainfcn(gui_State, varargin{:});
else
    gui_mainfcn(gui_State, varargin{:});
end
% End initialization code - DO NOT EDIT

% --- Executes just before gui is made visible.
function gui_OpeningFcn(hObject, eventdata, handles, varargin)
% This function has no output args, see OutputFcn.
% hObject    handle to figure
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles     structure with handles and user data (see GUIDATA)
% varargin    command line arguments to gui (see VARARGIN)

% Choose default command line output for gui
handles.output = hObject;

% Update handles structure
guidata(hObject, handles);

% UIWAIT makes gui wait for user response (see UIRESUME)
% uiwait(handles.figure1);

% --- Outputs from this function are returned to the command line.
function varargout = gui_OutputFcn(hObject, eventdata, handles)
% varargout  cell array for returning output args (see VARARGOUT);
% hObject    handle to figure
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles     structure with handles and user data (see GUIDATA)

% Get default command line output from handles structure

```

```
varargout{1} = handles.output;
```

```
% --- Executes on selection change in day.
```

```
function day_Callback(hObject, eventdata, handles)
```

```
% hObject    handle to day (see GCBO)
```

```
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
```

```
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)
```

```
% Hints: contents = cellstr(get(hObject,'String')) returns day contents as cell array
```

```
%    contents{get(hObject,'Value')} returns selected item from day
```

```
input_day = get(hObject,'String'); %%%day
```

```
%msgbox(input_day{get(hObject,'Value')});
```

```
% --- Executes during object creation, after setting all properties.
```

```
function day_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
```

```
% hObject    handle to day (see GCBO)
```

```
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
```

```
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called
```

```
% Hint: popupmenu controls usually have a white background on Windows.
```

```
%    See ISPC and COMPUTER.
```

```
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'), get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
```

```
    set(hObject,'BackgroundColor','white');
```

```
end
```

```
% --- Executes on selection change in month.
```

```
function month_Callback(hObject, eventdata, handles)
```

```
% hObject    handle to month (see GCBO)
```

```
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
```

```
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)
```

```
% Hints: contents = cellstr(get(hObject,'String')) returns month contents as cell array
```

```
%    contents{get(hObject,'Value')} returns selected item from month
```

```

input_month = get(hObject,'String'); %%%month
msgbox(input_month{get(hObject,'Value')})

% --- Executes during object creation, after setting all properties.
function month_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to month (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called

% Hint: popupmenu controls usually have a white background on Windows.
%         See ISPC and COMPUTER.
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'), get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
    set(hObject,'BackgroundColor','white');
end

% --- Executes on selection change in mask.
function mask_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to month (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

% Hints: contents = cellstr(get(hObject,'String')) returns month contents as cell array
%         contents{get(hObject,'Value')} returns selected item from month
input_mask = get(hObject,'String'); %%%elevation mask
msgbox(input_mask{get(hObject,'Value')})

% --- Executes during object creation, after setting all properties.
function mask_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to month (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called

% Hint: popupmenu controls usually have a white background on Windows.
%         See ISPC and COMPUTER.
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'), get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
    set(hObject,'BackgroundColor','white');
end

```


end

```
% --- Executes on button press in pushbutton1.
function pushbutton1_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to pushbutton1 (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

d = get(handles.day,'Value'); %%%get day value
dfile = num2str(d);
m = get(handles.month,'Value'); %%%get month value
mfile = num2str(m);
y = 2012;
yfile = num2str(y);

ma = get(handles.mask,'Value')*5; %%%get elevation mask value

%% convert day to date of year (DOY) %%%
date_vector = [yfile ' ' mfile ' ' dfile];
v = datevec(date_vector);
v0 = v;
v0(:,2:3) = 1;
doy = datenum(v)-datenum(v0)+1;
if doy<10
    doy = ['00' num2str(doy)];
elseif doy<100
    doy = ['0' num2str(doy)];
else
    doy = num2str(doy);
end

%% convert day to date of year (DOY) %%%

%% check and read RINEX file %%%
Obs = ['KMIT' doy '0.12o_'];
if exist(Obs,'file')
```

```

    progress = waitbar(0,'Please wait...');
else
    warningMessage = sprintf('Warning : file does not exist %s/%s/%s\n      Please change!!!',
dfile,mfile,yfile);
    uiwait(msgbox(warningMessage));
    return;
end

Nav = ['KMIT' doy '0.12n'];

% Read RINEX Observation Files
[epoch_obs time_obs types_obs units_obs sats_obs rcv_obs data_obs index_obs rcvpos_obs
antdel_obs anttype_obs comment_obs] = readrinexobs(Obs);

% Read RINEX Navigation File
[sats_nav rcv_nav eph_nav index_nav ionprm_nav dutc_nav comment_nav] = readrinexnav(Nav);
%%% check and read RINEX file %%%

%%% compute receiver position %%%
% Constant
f1 = 1575.42*10^6;      % f1 = 1575.42 MHz (L1)
f2 = 1227.60*10^6;      % f2 = 1227.60 MHz (L2)
c = 299792458;          % light speed = 299792458 m/s
lambda1 = c/f1;         % wave length of f1
lambda2 = c/f2;         % wave length of f2
We = 7.2921151467e-5;

% Initial position
Xo = 0; Yo = 0; Zo = 0;

Time = 0:30:86395;

ele_mask = ma; % Elevation mask angle

%rcv_xyz=rcvpos_obs';
rcv_xyz=[-1158319.0082 6087918.9276 1503747.4442]; %KMITL Station

```

```

rcv_lla = ecef2lla(rcv_xyz);

%%% load Klobuchar coefficients %%%
load('coefficient_2012.mat') %%%% load Klobuchar coefficients %%%
dcoeff = str2num(doy);
for i=1:4
alpha(i) = coefficient_2012(dcoeff,i);
beta(i) = coefficient_2012(dcoeff,i+4);
end
%%% load Klobuchar coefficients %%%

for ii=1:length(Time)

    Sats = index_obs(time_obs==Time(ii));

    ele_sat = NaN(length(Sats),1);
    azi_sat = NaN(length(Sats),1);

    for k=1:length(Sats)
        [sat_xyz sat_clock] = satpos_xyz(Time(ii),Sats(k),eph_nav,index_nav); %%% satellites positions
and satellite clock errors
        [ele_sat(k,1) azi_sat(k,1)] = get_eleazi(rcv_xyz,sat_xyz); %%%elevation of satellites
        iono_delay(k,1) = klobuchar(Time(ii),azi_sat(k,1),ele_sat(k),rcv_xyz,alpha,beta); %%%ionospheric
delay of satellites
    end

    Sats = Sats(ele_sat>ele_mask);
    iono_delay = iono_delay(ele_sat>ele_mask);

    C1 = data_obs(find(time_obs==Time(ii)),find(ismember(types_obs,'C1'))); %%% get pseudorange
    C1 = C1(ele_sat>ele_mask);

    Xs = zeros(length(Sats),1);
    Ys = zeros(length(Sats),1);
    Zs = zeros(length(Sats),1);
    dT = zeros(length(Sats),1);

```

```

for k=1:length(Sats)
    [sat_xyz sat_clock] = satpos_xyz(Time(ii),Sats(k),eph_nav,index_nav);
    Xs(k) = sat_xyz(1);
    Ys(k) = sat_xyz(2);
    Zs(k) = sat_xyz(3);
    dT(k) = sat_clock;
end

rho = sqrt((Xs-Xo).^2 + (Ys-Yo).^2 + (Zs-Zo).^2); %%% rho value
sagnac = (We*(Xs.*Yo - Ys.*Xo))/c; %%% Sagnac effect (m)

b = C1 + c*dT - rho - sagnac;

Ax = -(Xs-Xo)./rho;
Ay = -(Ys-Yo)./rho;
Az = -(Zs-Zo)./rho;

A = [Ax Ay Az c*ones(length(Sats),1)];

h = A'*A;
H = inv(h);

x = H*(A'*b);

Xo = Xo + x(1);
Yo = Yo + x(2);
Zo = Zo + x(3);
dt(ii) = x(4);

Pos_xyz(ii,:) = [Xo Yo Zo];
ew(ii,:) = rcv_xyz(1)- Xo; %%% X axis errors %%%
ns(ii,:) = rcv_xyz(2)- Yo; %%% Y axis errors %%%
ud(ii,:) = rcv_xyz(3)- Zo; %%% Z axis errors %%%

Error_pos(ii,:) = sqrt((rcv_xyz(1)-Xo).^2+(rcv_xyz(2)-Yo).^2+(rcv_xyz(3)-Zo).^2);

```

```

Pos_lla(ii,:) = ecef2lla(Pos_xyz(ii,:));    %%%convert ECEF to LLA

Re=6371000;    %%% radius of the earth (m)

%% Haversine Formula for computing horizontal errors %%%
dlon = rcv_lla(2)-Pos_lla(ii,2);
dlat = rcv_lla(1)-Pos_lla(ii,1);
a = (sind(dlat/2))^2 + (cosd(rcv_lla(1)) * cosd(Pos_lla(1)) * (sind(dlon/2))^2);
cc = 2 * atan2(sqrt(a),sqrt(1-a));

horizon_error (ii,:) = Re * cc;
%% Haversine Formula for computing horizontal errors %%%

R = [-sind(Pos_lla(1)) cosd(Pos_lla(1)) 0 1;
      -sind(Pos_lla(2))*cosd(Pos_lla(1)) -sind(Pos_lla(2))*sind(Pos_lla(1)) cosd(Pos_lla(2)) 1;
      cosd(Pos_lla(2))*cosd(Pos_lla(1)) cosd(Pos_lla(2))*sind(Pos_lla(1)) sind(Pos_lla(2)) 1;
      1 1 1 1];    %%% R Matrix %%%

%% Compute DOP %%%
dop= R'*R';
vdop(ii) = sqrt(dop(3,3));
hdop(ii) = sqrt(dop(1,1)+dop(2,2));
pdop(ii) = sqrt(dop(1,1)+dop(2,2)+dop(3,3));
gdop(ii) = sqrt(dop(1,1)+dop(2,2)+dop(3,3)+(dop(4,4)));
tdop(ii) = sqrt(dop(4,4));
%% Compute DOP %%%

NSAT(ii) = length(Sats);

waitbar(ii/length(Time),progeess,sprintf('Please wait...%2.0f%%',ii/(length(Time)/100)));
end

horizon_error (1)=nan

```

```

horizon_error (2)=nan
horizon_error (3)=nan

h=handles.axes2;
axes(h);
% plot(Time/3600,vdop,'b')
% xlim([0 24])
% hold on
%
% plot(Time/3600,hdop,'r')
% hold on
%
% plot(Time/3600,pdop,'m')
% hold on

plot(Time/3600,gdop,'y')
hold on

plot(Time/3600,NSAT,'g')
xlabel('Time (UTC)')
ylabel('N of Satellite/DOP')
legend('GDOP','NSAT')
%legend('VDOP','HDOP','PDOP','GDOP','NSAT')
hold off

error_m(:,1)=Pos_lla(:,1)-rcv_lla(1);
error_m(:,2)=Pos_lla(:,2)-rcv_lla(2);

height=rcv_lla(3)+Re;

error_m(:,1)=tand(error_m(:,1)).*height;
error_m(:,2)=tand(error_m(:,2)).*height;

h=handles.axes1;
axes(h);

```

```
plot(error_m(:,2),error_m(:,1),'*')
```

```
xlabel('Longitude error (m)')
```

```
ylabel('Latitude error (m)')
```

```
hold on
```

```
plot(0,0,'r*')
```

```
grid on
```

```
hold off
```

```
h=handles.axes3;
```

```
axes(h);
```

```
plot(Time/3600,horizon_error,'b')
```

```
xlabel('Time (UTC)')
```

```
ylabel('Horizontal error (m)')
```

```
close(progress)
```

```
handles.gdop = gdop;
```

```
handles.error = error_m;
```

```
handles.NSAT = NSAT;
```

```
handles.horizon_error = horizon_error;
```

```
%%% compute receiver position %%%
```

```
guidata(hObject,handles);
```

```
function data_hour_Callback(hObject, eventdata, handles)
```

```
% hObject    handle to data_hour (see GCBO)
```

```
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
```

```
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)
```

```
% Hints: get(hObject,'String') returns contents of data_hour as text
```

```
%    str2double(get(hObject,'String')) returns contents of data_hour as a double
```

```
svalue = get(hObject,'String'); %%%% get hour %%%
```

```
nvalue = str2num(svalue)
```

```
if nvalue > 23
```

```
    nvalue = 23;
```

```

        set(hObject,'String','23');
elseif nvalue < 0
    nvalue = 0
    set(hObject,'String','0');
elseif nvalue == []
    nvalue = 0
    set(hObject,'String','0');
end

mvalue = get(handles.data_minute,'String');
mvalue = str2num(mvalue);
nvalue = ((nvalue*3600)+(mvalue*60))/30;
%set(handles.slider1,'Value',nvalue);

if isfield(handles,'gdop')
    hm = handles.gdop;
    hm = hm(nvalue);
    hm = num2str(hm);
    set(handles.Gdop,'String',hm);

ERROR = handles.error;
nsat = handles.NSAT;
h_error1 = handles.horizon_error;
x = ERROR(nvalue,1);
y = ERROR(nvalue,2);
x = num2str(x);
y = num2str(y);
n = nsat(nvalue);
n = num2str(n);
h_e = h_error1(nvalue);
h_e = num2str(h_e);
set(handles.error_x,'String',x);
set(handles.error_y,'String',y);
set(handles.no_sat,'String',n);
set(handles.h_error,'String',h_e);
end

```



```

% --- Executes during object creation, after setting all properties.
function data_hour_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to data_minute (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called

% Hint: edit controls usually have a white background on Windows.
%       See ISPC and COMPUTER.
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'), get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
    set(hObject,'BackgroundColor','white');
end

function data_minute_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject    handle to data_minute (see GCBO)
% eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
% handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)

% Hints: get(hObject,'String') returns contents of data_minute as text
%       str2double(get(hObject,'String')) returns contents of data_minute as a double
svalue = get(hObject,'String');   %%% get minutes %%%
nvalue = str2num(svalue)
if nvalue > 59
    nvalue = 59;
    set(hObject,'String','59');
elseif nvalue < 0
    nvalue = 0
    set(hObject,'String','0');
elseif nvalue == []
    nvalue = 0
    set(hObject,'String','0');
end

mvalue = get(handles.data_hour,'String');
mvalue = str2num(mvalue);
nvalue = ((mvalue*3600)+(nvalue*60))/30;

```

```
%set(handles.slider1,'Value',nvalue);
```

```
if isfield(handles,'gdop')
```

```
hm = handles.gdop;
```

```
hm = hm(nvalue);
```

```
hm = num2str(hm);
```

```
set(handles.Gdop,'String',hm);
```

```
ERROR = handles.error;
```

```
nsat = handles.NSAT;
```

```
h_error1 = handles.horizon_error;
```

```
x = ERROR(nvalue,2);
```

```
y = ERROR(nvalue,1);
```

```
x = num2str(x);
```

```
y = num2str(y);
```

```
n = nsat(nvalue);
```

```
n = num2str(n);
```

```
h_e = h_error1(nvalue);
```

```
h_e = num2str(h_e);
```

```
set(handles.error_x,'String',x);
```

```
set(handles.error_y,'String',y);
```

```
set(handles.no_sat,'String',n);
```

```
set(handles.h_error,'String',h_e);
```

```
end
```

```
% --- Executes during object creation, after setting all properties.
```

```
function data_minute_CreateFcn(hObject, eventdata, handles)
```

```
% hObject    handle to data_minute (see GCBO)
```

```
% eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
```

```
% handles    empty - handles not created until after all CreateFcns called
```

```
% Hint: edit controls usually have a white background on Windows.
```

```
%    See ISPC and COMPUTER.
```

```
if ispc && isequal(get(hObject,'BackgroundColor'), get(0,'defaultUicontrolBackgroundColor'))
```

```
    set(hObject,'BackgroundColor','white');  
end
```

ข้อมูลประวัติคณะผู้วิจัย

ประวัติส่วนตัว

ชื่อ-สกุล.....นายพรชัย ทรัพย์นิธิ.....

เพศ ☒ ชาย ☐ หญิง วันเดือนปีเกิด.....23/12/14.....อายุ.....44.....ปี

สถานภาพ ☒ โสด ☐ สมรส

ตำแหน่งปัจจุบัน รองศาสตราจารย์

ประวัติการศึกษา

ชื่อย่อปริญญา	สาขา	สถาบันที่จบ	ปีจบ
Doctor of Philosophy	Electrical Engineering	Georgia Institute of Technology, USA	2002
Master of Science	Electrical Engineering	University of Southern California, USA	1997
Bachelor of Science	Electrical Engineering	University of Rochester, USA	1995

สาขาวิจัยที่มีความชำนาญพิเศษ (แตกต่างจากวุฒิการศึกษา) Atmospheric Study, Communication System, Signal Processing, Error Correction Codes

ผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์

ผลงานวิจัย/งานสร้างสรรค์ที่ตีพิมพ์เผยแพร่ (ระดับชาติและนานาชาติ).....

1. Y. Suppakhun, P. Supnithi, Y. Okamoto, Y. Nakamura and H. Osawa, "Performance Improvement System for Perpendicular Magnetic Recording with Thermal Asperity," IEICE Transaction on Electronics, *accepted*, 2011. (impact factor = 0.608)
2. S. Osaklang, A. Kaewrawang, A. Kruesubthaworn, V. Ungvichian, P. Supnithi and A. Siritaratiwat, "A Practical Crosstalk Reduction Technique Applied to High-Density Hard Disk Interconnecting Assembly Traces," IEEE Transaction on Magnetics, *accepted*, 2011 (impact factor = 1.061).
3. K. Watthanasangmechai, P. Supnithi, S. Lerkvaranyu, T. Maruyama, "TEC prediction with neural network for Thailand equatorial latitude station," Earth Planets Space, *accepted*, 2011. (impact factor = 1.074)

4. W. Phakpisut, P. Supnithi, L. M.M. Myint and T. Sopon, "Serial schedulings for LDPC decoders and the performances in the bit patterned media systems with media noise," IEEE Transaction on Magnetics, *accepted*, 2011, (impact factor = 1.061)
5. P. Supnithi, K. Bunsri, and M. Novid, "Improved Bit Error Rate from Head/Media Optimization in Perpendicular Magnetic Recording Systems, IEEE Transaction on Magnetics, *to appear*, July 2011, (impact factor = 1.061).
6. P. Kenpankho, P. Supnithi, T. Tsugawa and T. Maruyama, "Equatorial magnetic variation of ionospheric slab thickness observations at Chumphon, ", Earth Planets Space, *Accepted*, 2011. (impact factor = 1.074)
7. P. Supnithi, W. Phakpisut and W. Singhaudom, "Improved Iterative Processing to Combat Pseu-do Cycles in Perpendicular Magnetic Recording, " IEICE on Fundamentals, vol. E94-A, No.6, pp.1441-1448 , June 2011. (impact factor = 0.366)
8. C. Warisarn, P. Kovintavewat, and P. Supnithi, "Modified Per-Survivor Processing (MPSP) timing recovery for magnetic recording channels," IEICE Transaction on Electronics, vol. E94-C, No.3, pp.xxx, Mar. 2011. (impact factor = 0.535)
9. P. Kenpankho, P. Supnithi, T. Tsugawa and T. Maruyama, "Comparison of GPS TEC measurements with IRI TEC prediction at an equatorial latitude station, Chumphon, Thailand, " Earth Planets Space, vol. 63, pp. 365-370, 2011. (impact factor = 1.074)
10. N. Wichaipanich, P. Supnithi, M. Ishii and T. Maruyama, "Thailand low and equatorial F2-layer peak electron density and comparison with IRI-2007 model," Earth Planets Space, 2011. (impact factor = 1.074)
11. L.M.M.Myint, P. Supnithi, P. Tantasawasd, "Iterated Viterbi Detection Methods for a 2-D Bit Patterned Media Storage," Srinakarin Journal of Science and Technology (SJST), October 2010.
12. L.M.M.Myint, P. Tantasawasd, P. Supnithi, "An inter-tracki Mitigation technique using partial ITI estimation in patterned media storage," IEEE Transaction on Magnetics, vol. 5, no. 10, October 2009. (impact factor = 1.129)
13. N. Wichaipanich, P. Supnithi, M. Ishii and T. Maruyama, "Ionospheric variability at Thailand equatorial latitude station: comparison between observations and IRI-2001 model predictions," Journal of Advanced Space Research, *Accepted*, 2009. (impact factor = 0.86)

14. P. Supnithi, W. Wongtrairat, , S. Tantaratana , "Performance of M-PSK and M-QAM in Mobile Satellite and Flat Fadings with MRC diversity," IEEE Transaction on Wireless Communication, vol. 8, no. 7, July 2009, pp. 3360-3364. (impact factor = 2.181)
15. W. Wongtrairat, P. Supnithi, "Performance of digital modulation in double Nakagami-m fading channels with MRC diversity," IEICE Transaction on Communication, vol.E92-B, No. 2, Feb. 2009. (impact factor = 0.252)
16. A. Wongkeeratikul, N. Leelaruji, N. Hemakorn, S. Noppnakeepong and P. Supnithi , "Modeling and Measurement of Airplane Flutter Phenomena on TV Broadcasting Signal" IEEE Trans. on Broadcasting, June, 2008. (impact factor = 1.102)
17. P. Supnithi, R.A. Lopes, and S.W. McLaughlin, "Reduced-complexity turbo equalizations in high-density magnetic recording systems," IEEE Trans. on Magnetics, September, 2003, pp. 2585- 2587. (impact factor = 1.129)

ผู้ร่วมวิจัยคนที่ 1

ประวัติส่วนตัว

ชื่อ-สกุล.....นายสุทัศน์ จงสินทวี.....

เพศ ☒ ชาย ☐ หญิง วันเดือนปีเกิด.....4/3/31.....อายุ.....27.....ปี

สถานภาพ ☒ โสด ☐ สมรส

ตำแหน่งปัจจุบัน นักศึกษาระดับปริญญาโท

ประวัติการศึกษา

ชื่อย่อปริญญา	สาขา	สถาบันที่จบ	ปีที่จบ
วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต	วิศวกรรมโทรคมนาคม	สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า เจ้าคุณทหารลาดกระบัง	2010