

การหาค่าสัมประสิทธิ์โกลบรูชาเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการระบุตำแหน่ง
ของเครื่องรับจีพีเอสความถี่เดียว

THE IMPROVEMENT OF KLOBUCHAR MODEL COEFFICIENTS FOR
POSITIONING SYSTEM OF SINGLE-FREQUENCY GPS RECEIVERS



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2562

KMITL-2019-EN-M-010-134

การหาค่าสัมประสิทธิ์โกลบยูชาเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการระบุตำแหน่ง
ของเครื่องรับจีพีเอสความถี่เดียว

THE IMPROVEMENT OF KLOBUCHAR MODEL COEFFICIENTS FOR
POSITIONING SYSTEM OF SINGLE-FREQUENCY GPS RECEIVERS



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2562

KMITL-2019-EN-M-010-134

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

THE IMPROVEMENT OF KLOBUCHAR MODEL COEFFICIENTS FOR
POSITIONING SYSTEM OF SINGLE-FREQUENCY GPS RECEIVERS



NAPAT TONGKASEM

A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF
MASTER OF ENGINEERING IN TELECOMMUNICATIONS ENGINEERING
FACULTY OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

2019

KMITL-2019-EN-M-010-134

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2019

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การหาค่าสัมประสิทธิ์โกลบูชาเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการระบุตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอสความถี่เดียว
นักศึกษา	นายณภัทร ทองเกษม
รหัสประจำตัว	60601058
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมโทรคมนาคม
พ.ศ.	2562
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ

บทคัดย่อ

ในระบบนำร่องโดยใช้ระบบดาวเทียมโลก (Global Navigation Satellite System: GNSS) ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นสาเหตุหลักของความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง โดยสามารถคำนวณค่าหน่วงเวลาได้จากเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมชนิดสองความถี่ (ความถี่ที่ 1 เท่ากับ 1,575.42 เมกะเฮิรตซ์และความถี่ที่ 2 เท่ากับ 1,227.60 เมกะเฮิรตซ์) แต่เครื่องรับสัญญาณดาวเทียมความถี่เดียวจะไม่สามารถคำนวณได้ โดยทั่วไปจึงใช้แบบจำลองโกลบูชา (Klobuchar model) แทนค่าหน่วงเวลาจากชั้นไอโอโนสเฟียร์นี้ โดยสามารถแก้ไขค่าหน่วงเวลาได้ประมาณ 50 เปอร์เซ็นต์ การสร้างแบบจำลองโกลบูชาจะใช้พารามิเตอร์หลัก ๆ คือ ค่าสัมประสิทธิ์ที่ได้รับจากสัญญาณดาวเทียมสำหรับประมาณค่าหน่วงเวลาตามตำแหน่งของเครื่องรับใด ๆ บนโลก แต่ในบางพื้นที่เช่น บริเวณพื้นที่เส้นศูนย์สูตรแม่เหล็ก ค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์มีค่าสูงและผันผวน ทำให้แบบจำลองโกลบูชามีประสิทธิภาพลดลง

ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จึงได้นำเสนอวิธีการหาค่าสัมประสิทธิ์โกลบูชาเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS ความถี่เดียว ณ พื้นที่ละติจูดต่ำ ในงานนี้จะเปรียบเทียบค่าหน่วงเวลาจากไอโอโนสเฟียร์ที่คำนวณได้เปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบูชาเดิมจาก 4 สถานีจาก 4 ภูมิภาคในประเทศไทยเพื่อนำค่าที่แตกต่างมาประมาณค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่ จากผลการทดลองโดยใช้ข้อมูลในปี ค.ศ. 2018 ค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่สามารถลดความผิดพลาดการระบุตำแหน่งได้สูงสุดที่ 0.1 เมตร และ 3 เมตรในแกนนอนและแกนตั้งตามลำดับ

Thesis	The improvement of Klobuchar model coefficients for positioning system of single-frequency GPS receivers
Student	Mr. Napat Tongkasem
Student ID.	60601058
Degree	Master of Engineering
Program	Telecommunications Engineering
Year	2019
Thesis Advisor	Prof.Dr.Pornchai Supnithi

ABSTRACT

In the positioning of Global Navigation Satellite System (GNSS), ionospheric delay time is a main cause of the positioning system errors. We can typically calculate the ionospheric delay using the dual-frequency receivers (L1: 1,575.42 MHz and L2: 1,227.60 MHz). But, the single-frequency receiver cannot derive this delay, so the Klobuchar model is a well-known model developed to estimate the ionospheric delay that corrects the delay by about 50 percent. The Klobuchar model can be calculated by using the navigation coefficients to derive ionospheric delay anywhere on earth. But the Klobuchar model is not effective in some region such as geomagnetic equator area because it has high delay and fluctuation.

This thesis proposes a generated Klobuchar coefficient algorithm to improve effectiveness of the positioning system of single-frequency GPS receiver at low latitude region. We compare the actual ionospheric delays with the Klobuchar model to observe the differences at 4 stations, which are located at 4 main sections in Thailand. Then, we compute the new Klobuchar coefficients from the comparisons. The results show that the proposed Klobuchar coefficients can reduce the positioning errors up to 0.1 meters and 3 meters in the horizontal and vertical axes in 2018, respectively.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะสำเร็จลุล่วงไปไม่ได้ ถ้าหากขาดคำแนะนำของอาจารย์ที่ปรึกษาของผู้เขียน คือ ศาสตราจารย์ ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ โดยผู้เขียนได้รับคำแนะนำแนวทางการทำวิจัย และหาทุนวิจัยในระหว่างที่ผู้เขียนกำลังทำวิจัย อีกทั้งสนับสนุนให้ผู้เขียนตีพิมพ์ผลงานทางวิชาการทำให้ผู้เขียนได้รับประสบการณ์มากขึ้น นอกจากนี้ยังสร้างทัศนคติที่ดีในการทำงาน ทำวิจัย รวมทั้งการใช้ชีวิตให้เหมาะสมกับการทำวิจัย ซึ่งผู้เขียนรู้สึกโชคดีที่ได้รับคำแนะนำจากอาจารย์ที่ปรึกษา ผู้เขียนขอขอบพระคุณอาจารย์ทุกท่านในภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ที่ช่วยให้ความรู้ที่สำคัญทางด้านวิศวกรรมโทรคมนาคม และคอยให้คำแนะนำเกี่ยวกับงานวิจัยของผู้เขียน

ผู้เขียนขอขอบพระคุณหน่วยงาน NICT (National Institute of Information and Communications Technology) จากประเทศญี่ปุ่นที่สนับสนุนทุนวิจัยของผู้เขียน และเอื้อเพื่อข้อมูลที่ทางผู้เขียนได้นำมาใช้ทดลองในงานวิจัยนี้

ผู้เขียนขอขอบคุณ พี่ ๆ เพื่อน ๆ และน้อง ๆ ทุกคน จากห้องปฏิบัติการวิจัยการสื่อสารและสนเทศศาสตร์ด้านอวกาศและชั้นบรรยากาศ ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ที่คอยร่วมทุกข์ ร่วมสุข ตลอดระยะเวลาที่ผู้เขียนทำวิจัย

สุดท้ายนี้ผู้เขียนขอขอบพระคุณบิดาและมารดา ที่เป็นกำลังใจและแรงผลักดันที่สำคัญของผู้เขียนให้สามารถจัดทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จนสำเร็จลุล่วง

ณภัทร ทองเกษม

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ.....	I
ABSTRACT.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VII
สารบัญรูป.....	IX
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์.....	2
1.3 ขอบเขตของงานวิจัย.....	2
บทที่ 2 การระบุตำแหน่งด้วยระบบดาวเทียม GNSS.....	3
2.1 คุณสมบัติของสัญญาณดาวเทียม.....	3
2.1.1 ลักษณะของสัญญาณจีพีเอส.....	4
2.1.2 ระยะทางเทียม.....	5
2.1.3 ข้อมูลดาวเทียม.....	6
2.2 วิธีการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับจากข้อมูลดาวเทียม.....	10
2.3 สาเหตุความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง.....	14
2.3.1 แหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม.....	14
2.3.2 แหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศ.....	15
2.3.2.1 ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์.....	16
2.3.2.2 ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	18
2.3.3 แหล่งผิดพลาดที่เกิดจากการหมุนของโลก.....	19

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.3.4 แหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากสัญญาณรบกวน และสัญญาณสะท้อน.....	20
2.3.5 ค่าชดเชยของอุปกรณ์.....	20
2.3.5.1 ค่าชดเชยของดาวเทียม.....	20
2.3.5.2 ค่าชดเชยของเครื่องรับ.....	21
บทที่ 3 แบบจำลองชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	22
3.1 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และผลกระทบต่อการระบุตำแหน่งเครื่องรับ GNSS.....	22
3.2 การคำนวณค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	25
3.2.1 การคำนวณค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay).....	25
3.2.2 การแก้ไขการเกิดคลื่นหลุด (Cycle slip).....	28
3.2.3 การประมาณค่ากำกวม (Ambiguity).....	28
3.2.4 การประมาณค่าไบอัสของฮาร์ดแวร์ (Hardware bias).....	30
3.2.4.1 ค่าไบอัสจากดาวเทียม.....	30
3.2.4.2 ค่าไบอัสจากเครื่องรับ.....	30
3.3 แบบจำลองโกลบูชา.....	31
3.4.1 การสร้างแบบจำลองโกลบูชา.....	31
3.4.2 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้องกับการประมาณค่าสัมประสิทธิ์โกลบูชา.....	33
3.4 การประมาณค่าสัมประสิทธิ์โกลบูชาโดยใช้วิธีที่นำเสนอ.....	38
3.5 ขั้นตอนการออกแบบการทดลองในวิทยานิพนธ์.....	40
บทที่ 4 ผลการวิจัยการเปรียบเทียบแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์.....	43
4.1 ค่า TEC ที่วิเคราะห์จากเครื่องรับ ในปี ค.ศ. 2018.....	43
4.1.1 การคำนวณค่า TEC จริง จากสถานีในประเทศไทย.....	43
4.1.2 วันที่มีความแปรปรวนในปี ค.ศ. 2018.....	47
4.2 การสร้างแบบจำลองโกลบูชา และค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่ สำหรับพื้นที่ประเทศไทย.....	49

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.2.1 การสร้างแบบจำลองโกลบุดั้งเดิม	49
4.2.2 การประมาณค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่	50
4.3 การเปรียบเทียบค่า TEC จริงกับแบบจำลองโกลบุดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบูดาที่ คำนวณโดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์ใหม่	53
4.3.1 ค่า TEC จริงเทียบกับแบบจำลองโกลบูดาจากสถานี CMU ในปี ค.ศ. 2018.....	53
4.3.2 ค่า TEC จริงเทียบกับแบบจำลองโกลบูดาจากสถานี CPN ในปี ค.ศ. 2018.....	55
4.3.3 ค่า TEC เทียบกับแบบจำลองโกลบูดาจากสถานี KMIT ในปี ค.ศ. 2018	56
4.3.4 ค่า TEC เทียบกับแบบจำลองโกลบูดาจากสถานี NNKI ในปี ค.ศ. 2018.....	58
4.3.5 ค่า TEC เทียบกับแบบจำลองโกลบูดาในวันที่มีความแปรปรวนปี ค.ศ. 2018.....	61
4.4 โปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว	63
4.4.1 การคำนวณตำแหน่งดาวเทียม ค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของ ดาวเทียม และค่าแก้ไขการหมุนของโลก	63
4.4.2 การแก้ไขระยะทางที่ผิดพลาด และการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับ	65
4.5 การเปรียบเทียบประสิทธิผลแบบจำลองด้วยโปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว	67
4.5.1 การคำนวณความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง	67
4.5.2 การเปรียบเทียบประสิทธิผลแบบจำลองโดยใช้ข้อมูลจากสถานีในประเทศไทย	72
4.5.3 การเปรียบเทียบประสิทธิผลแบบจำลองโดยใช้ข้อมูลวันที่มีความแปรปรวน	79
บทที่ 5 สรุปผลและข้อเสนอแนะในงานวิจัย.....	83
5.1 สรุปผลงานวิจัย	83
เอกสารอ้างอิง	85

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 ค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของข้อมูล GPS.....	7
3.1 สรุปงานทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง.....	37
4.1 ค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองโกลบรูชา.....	52
4.2 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี CMU ปี 2018.....	54
4.3 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี CPN ปี 2018.....	56
4.4 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี KMIT ปี 2018.....	58
4.5 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี NNKI ปี 2018.....	59
4.6 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละสถานี ปี 2018.....	60
4.7 การเปรียบเทียบค่า RMSE ของวันที่มีความแปรปรวน สถานี KMIT ปี 2018.....	62
4.8 ผลการทดลองคำนวณตำแหน่งของดาวเทียม 1 ช่วงเวลา.....	63
4.9 ผลการทดลองคำนวณระยะทางที่เกิดจากค่าห้วงเวลาสัญญาณนาฬิกาดาวเทียม.....	64
4.10 ผลการทดลองคำนวณตำแหน่งดาวเทียมใหม่ผ่านการแก้ไขค่าการหมุนของโลก.....	65
4.11 ผลการทดลองแก้ไขระยะทางเทียมจากค่าห้วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม.....	66
4.12 ผลการทดลองระบุตำแหน่งโดยใช้โปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว.....	66
4.13 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และใหม่ของ สถานี CMU ปี 2018.....	72
4.14 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และใหม่ของ สถานี CPN ปี 2018.....	73
4.15 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และใหม่ของ สถานี KMIT ปี 2018.....	75
4.16 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และใหม่ของ สถานี NNKI ปี 2018.....	76
4.17 สรุปการเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งเฉลี่ยโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และใหม่ของทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018.....	78

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่

หน้า

- 4.18 สรุปการเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งเฉลี่ยโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และใหม่ของสถานี KMIT ในวันที่เกิดความแปรปรวน ปี ค.ศ. 201881



สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 การมอดูเลตแบบ BPSK.....	4
2.2 การมอดูเลตสัญญาณ GPS	5
2.3 การคำนวณเวลาของสหสัมพันธ์อัตโนมัติ.....	5
2.4 เฟสของคลื่นและขนาดของโค้ดบิต	6
2.5 เฟรมข้อมูลจากดาวเทียม GPS	6
2.6 เทคนิคการระบุตำแหน่งในระบบ GPS	11
2.7 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับ	11
2.8 วัฏจักรของแสงอาทิตย์ในปี 1900 ถึง 2014.....	19
3.1 ชั้นบรรยากาศโลก.....	23
3.2 การส่งสัญญาณผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์	24
3.3 ลักษณะ cycle slip ของ carrier-phase pseudorange.....	28
3.4 ตัวอย่าง STEC ที่คำนวณจากดาวเทียม PRN1.....	29
3.5 แบบจำลองโกลบชาเทียบกับค่าห้วงเวลาชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์	31
3.6 กราฟฟังก์ชันคณิตศาสตร์ที่ใช้แทนค่าคงที่ในช่วงเวลากลางคืน	35
3.7 แผนผังการสร้างแบบจำลอง STEC จากข้อมูลดาวเทียม	41
3.8 แผนผังการสร้างค่าสัมประสิทธิ์โกลบชาที่นำเสนอและเปรียบเทียบแบบจำลอง.....	42
3.9 แผนผังการเปรียบเทียบการระบุตำแหน่งโดยใช้ค่าแก้ไขจากแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์	42
4.1 ตัวอย่างไฟล์ RINEX สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018.....	43
4.2 ค่า STEC ที่คำนวณจากข้อมูลดาวเทียม.....	44
4.3 ค่า STEC ปราศจากไบอัสค่าความ และการเกิดคลื่นหลุด	45
4.4 ค่า STEC ที่ปราศจากค่า DCB ของดาวเทียม สถานี KMIT ในวันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018.....	45
4.5 ค่า STEC ที่ปราศจากค่าส่วนเกิน	46
4.6 ค่า STEC และ VTEC สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018	46
4.7 ตัวอย่างวันที่มีความแปรปรวน ของสถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ปี ค.ศ. 2018	47
4.8 วันที่เกิดความแปรปรวนในปี ค.ศ. 2018.....	48

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.9 ค่า STEC จากแบบจำลองโกลบูซา สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018.....	49
4.10 แผนที่ข้อมูลของสถานีที่ใช้ในการวิจัย	50
4.11 ค่า TEC ในประเทศไทย วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018	51
4.12 แบบจำลองโกลบูซาที่ปรับปรุง สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี 2018	52
4.13 ค่า STEC สถานี CMU วันที่ 25 เมษายน ปี 2018.....	54
4.14 ค่า STEC สถานี CPN วันที่ 25 เมษายน ปี 2018.....	55
4.15 ค่า STEC สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี 2018	57
4.16 ค่า STEC สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ปี 2018	59
4.17 ค่า STEC วันที่เกิดความแปรปรวน สถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ปี 2018.....	61
4.18 ตัวอย่างผลการทดลองค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอน โดยไม่ใช้ แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018.....	68
4.19 ตัวอย่างผลการทดลองความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้ง โดยไม่ใช้ แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018.....	68
4.20 ตัวอย่างผลการทดลองค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอนโดยใช้แบบจำลองโกลบูซาดั้งเดิม	69
4.21 ตัวอย่างผลความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้งโดยใช้แบบจำลองโกลบูซาดั้งเดิม	70
4.22 ตัวอย่างค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอนโดยใช้แบบจำลองโกลบูซาที่ปรับปรุง สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018	70
4.23 ตัวอย่างความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้งโดยใช้แบบจำลองโกลบูซาที่ปรับปรุง.....	71
4.24 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018	71
4.25 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งในแนวราบ ของทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018.....	77
4.26 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งในแนวตั้ง ของทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018.....	77

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.27 ตัวอย่างผลการทดลองค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอนโดยไม่ใช้ แบบจำลองไอไอโนสเฟียร์ สถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ค.ศ. 2018	79
4.28 ตัวอย่างผลการทดลองความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้ง.....	80
4.29 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง	81



บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์

ระบบการระบุตำแหน่งด้วยระบบดาวเทียมโลก (Global Navigation Satellite System: GNSS) เป็นระบบที่ใช้งานทั่วโลกโดยรู้จักกันในชื่อระบบจีพีเอส (Global Positioning System: GPS) โดยส่วนใหญ่มักนำมาใช้ในการนำร่อง แต่ในปัจจุบันได้ริเริ่มนำระบบการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมมาประยุกต์ใช้สำหรับงานด้านต่าง ๆ เช่น งานเกษตรอัจฉริยะที่ใช้ระบบระบุตำแหน่งนี้สร้างเส้นทางรถขับเคลื่อนรถเกษตรอัตโนมัติ การปักหมุดพื้นที่ด้วยการระบุพิกัดแบบแม่นยำสูง (Precise Point Positioning, PPP) ในอนาคตจะนำมาใช้ติดรถยนต์เพื่อนำมาสร้างระบบขับเคลื่อนอัตโนมัติ เป็นต้น ซึ่งจำเป็นต้องใช้การระบุพิกัดที่แม่นยำ อย่างไรก็ตามการระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับจีพีเอสโดยทั่วไปนั้นยังมีความคลาดเคลื่อนอยู่ซึ่งเกิดจากสิ่งรบกวนภายนอก เช่น ความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากอุปสรรคของดาวเทียมและเครื่องรับ ชั้นบรรยากาศระหว่างการส่งสัญญาณดาวเทียมมายังเครื่องรับ หรือการบดบังสัญญาณของสิ่งกีดขวาง เป็นต้น โดยปกติ ความคลาดเคลื่อนบางอย่างสามารถแก้ไขได้ด้วยการกรองหรือรับค่าแก้ไขจากข้อมูลดาวเทียม เช่น ความคลาดเคลื่อนของอุปสรรค หรือการบดบังสัญญาณของสิ่งกีดขวาง เป็นต้น แต่ความคลาดเคลื่อนจากชั้นบรรยากาศของโลกจำเป็นต้องคำนวณ โดยเฉพาะชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere) ที่มีความสูงจากพื้นโลกตั้งแต่ 50 ถึง 1000 กิโลเมตร ในปัจจุบันสามารถคำนวณค่าความคลาดเคลื่อนจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยข้อมูลเครื่องรับ 2 ความถี่ (Dual-frequency receiver) ที่เป็นอุปกรณ์ระดับงานวิจัย (Research grade) แต่อุปกรณ์ที่ใช้เครื่องรับจีพีเอสโดยทั่วไปเป็นเครื่องรับชนิดความถี่เดียว (Single-frequency receiver) เช่น โทรศัพท์มือถือ รถยนต์ หรืออากาศยาน เป็นต้น ที่ไม่สามารถคำนวณค่าความคลาดเคลื่อนนี้ได้ ปัจจุบันได้มีเทคนิคที่สามารถแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อนและระบุตำแหน่งด้วยความแม่นยำสูงเช่น เทคนิค PPP ที่ประมาณค่าพิกัดแม่นยำระดับต่ำกว่าเซ็นติเมตรโดยใช้หลายเทคนิคและใช้ข้อมูลสถานีหลายแห่งรวมกัน เทคนิค DGPS (Differential GPS) ที่ให้สถานีฐาน (Base) ที่ติดตั้งเครื่องรับ 2 ความถี่ส่งค่าแก้ไขไปยังตำแหน่งผู้ใช้งาน (Rover) แต่ก็ยังมีข้อจำกัดคือต้องใช้สถานีฐานในการคำนวณค่าแก้ไข

แบบจำลองโกลบูชา (Klobuchar model) สร้างขึ้นเพื่อจำลองความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ถูกคิดค้นขึ้นเพื่อแสดงคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เปลี่ยนแปลงไปตามเวลา แบบจำลองโกลบูชาคำนวณโดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์ 8 ค่า ที่ส่งผ่านข้อมูลจีพีเอส

แล้วนำมาคำนวณโดยใช้ฟังก์ชันโคไซน์ โดยจะมีความแตกต่างไปตามตำแหน่งเครื่องรับ แบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมสามารถลดค่าความคลาดเคลื่อนจากไอโอโนสเฟียร์ได้ประมาณ 50-60 % แต่อย่างไรก็ตามประเทศไทยตั้งอยู่ในพื้นที่บริเวณเส้นศูนย์สูตรและบริเวณละติจูดแม่เหล็กต่ำ (Low geomagnetic latitude) ที่ทำให้ค่าความคลาดเคลื่อนจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สูงกว่าบริเวณละติจูดอื่น ๆ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องปรับปรุงและเพิ่มประสิทธิภาพแบบจำลองสำหรับผู้ใช้งานบริเวณละติจูดแม่เหล็กต่ำ

1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์

1. เพื่อศึกษาลักษณะและพฤติกรรมของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยแสดงวิธีการประมาณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Total Electron Content: TEC)
2. เพื่อศึกษาและสร้างโปรแกรมการระบุตำแหน่งโดยใช้ความถี่เดียว และเปรียบเทียบประสิทธิภาพการแก้ไขค่าห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยแบบจำลองโกลบูชาในการระบุตำแหน่ง
3. พัฒนาและปรับปรุงแบบจำลองโกลบูชาที่เพิ่มประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งให้แม่นยำมากขึ้นที่บริเวณประเทศไทยที่ตั้งอยู่ในพื้นที่ละติจูดต่ำ โดยสร้างค่าสัมประสิทธิ์ดาวเทียมชุดใหม่ที่ใช้สำหรับคำนวณแบบจำลองโกลบูชา

1.3 ขอบเขตของงานวิจัย

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้กล่าวถึงการนำเสนอวิธีปรับปรุงแก้ไขแบบจำลองโกลบูชาที่ตำแหน่งประเทศไทย โดยเปรียบเทียบกับแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ที่คำนวณจากเครื่องรับ 2 ความถี่ เป็นข้อมูลอ้างอิง จากนั้นทำการเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างแบบจำลองโกลบูชาและแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ เพื่อสร้างค่าสัมประสิทธิ์ใหม่ที่ใช้สำหรับคำนวณแบบจำลองโกลบูชา โดยเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างแบบจำลองโกลบูชาเดิมและแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงใหม่ โดยใช้ข้อมูล GNSS จากสถานีหลัก ๆ 4 สถานี ในประเทศไทย ได้แก่ สถานี CMU จังหวัดเชียงใหม่ สถานี NNKI จังหวัดหนองคาย สถานี KMIT จังหวัดกรุงเทพมหานคร และ สถานี CPN จังหวัดชุมพร โดยใช้ข้อมูลของเดือน มกราคม เมษายน กรกฎาคม และตุลาคมในปี ค.ศ. 2018 หลังจากนั้นสร้างโปรแกรมระบุตำแหน่งและเปรียบเทียบประสิทธิภาพระหว่างแบบจำลองโกลบูชาเดิมและแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงใหม่ โดยใช้ค่าความแปรปรวนเป็นค่าชี้วัดความถูกต้องของผลการทดลองระบุตำแหน่ง

บทที่ 2

การระบุตำแหน่งด้วยระบบดาวเทียม GNSS

ปัจจุบันระบบดาวเทียมโลก (Global Navigation Satellite System: GNSS) มีการใช้งานอย่างแพร่หลายในชีวิตประจำวัน โดยมีผู้ให้บริการในกิจการด้านต่าง ๆ นอกเหนือจากการระบุตำแหน่ง เช่น การสำรวจจริงวัด รถเกษตรที่ใช้การระบุตำแหน่งแม่นยำสูง และระบบนำร่องของอากาศยาน เป็นต้น ในอนาคตระบบการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมจะมีการนำมาประยุกต์ใช้งานในด้านกิจการต่าง ๆ มากยิ่งขึ้น โดยในระบบส่วนใหญ่จำเป็นต้องใช้การระบุตำแหน่งที่มีความแม่นยำสูง แต่ในการส่งสัญญาณจากดาวเทียมมีค่าความหน่วงเวลา (Delay Time) ที่ส่งผลต่อการวัดทำให้เกิดความผิดพลาด (Measurement Error) ซึ่งเกิดจากแหล่งความผิดพลาดต่าง ๆ เช่น ความหน่วงเวลาจากอุปกรณ์ดาวเทียม (Satellite bias error) ความหน่วงเวลาจากอุปกรณ์เครื่องรับสัญญาณดาวเทียม (Receiver bias error) ความหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศ (Atmospheric delay) และสัญญาณรบกวน (Noise) อื่น ๆ

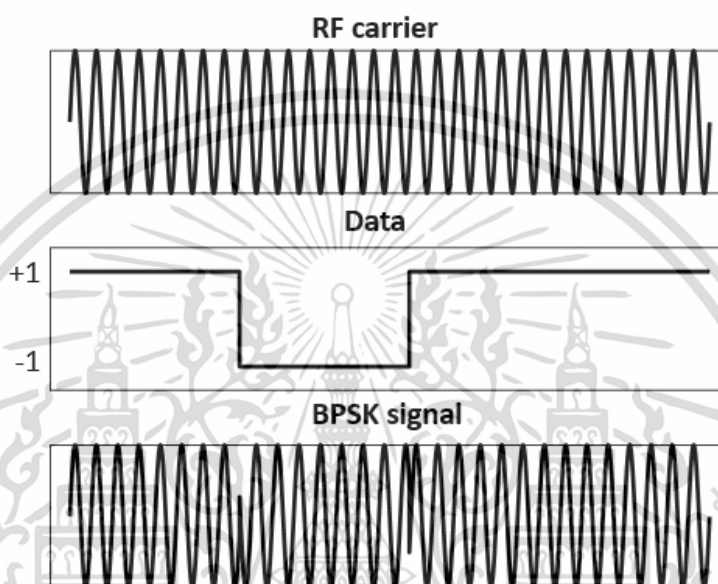
ระบบดาวเทียมโลกในปัจจุบันมีระบบที่นอกเหนือจากระบบจีพีเอส (Global Positioning System: GPS) ของสหรัฐอเมริกาที่ใช้งานอย่างแพร่หลายแล้ว ยังมีระบบอื่น ๆ ที่ให้บริการ เช่น ระบบดาวเทียมโกลนาส (Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema: GLONASS) ของสหพันธรัฐเซีย ระบบดาวเทียมกาลิเลโอ (Galileo) ของสหภาพยุโรป ระบบดาวเทียมไบโด (Beidou) ของสาธารณรัฐประชาชนจีน และ ระบบดาวเทียมควิซเซส (Quasi-Zenith Satellite System: QZSS) ของประเทศญี่ปุ่น สำหรับงานวิจัยในวิทยานิพนธ์นี้จะใช้ระบบจีพีเอสเป็นหลัก โดยเนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึงคุณลักษณะของสัญญาณดาวเทียม วิธีการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับจากข้อมูลดาวเทียม และสาเหตุของความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง

2.1 คุณลักษณะของสัญญาณดาวเทียม

ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงคุณลักษณะของสัญญาณดาวเทียมจีพีเอสเช่น การส่งสัญญาณดาวเทียม ข้อมูลที่ได้รับจากดาวเทียม และสัญญาณจีพีเอสในปัจจุบัน โดยในการส่งสัญญาณดาวเทียมจะอธิบายการส่งและรับสัญญาณที่มาจากดาวเทียม การเข้ารหัสหรือถอดรหัส (En/Decoder) และการหาค่าสหสัมพันธ์ (Correlation) จะอธิบายในหัวข้อย่อยนี้เช่นกัน

2.1.1 ลักษณะของสัญญาณจีพีเอส

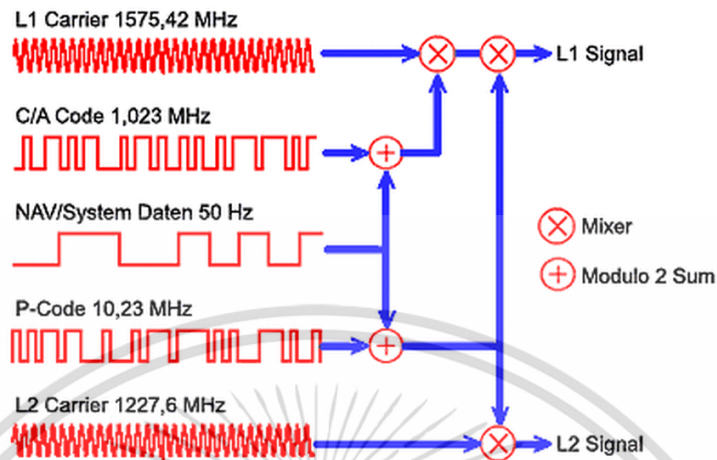
การส่งสัญญาณดิจิทัลของดาวเทียมผ่านคลื่นความถี่วิทยุจะใช้ binary phase shift keying (BPSK) ที่จะใช้เฟสที่ต่างกัน 180 องศาของบิตดิจิทัล 0 และ 1 ([0,1] เทียบกับ [-1,+1] หรือ [0,1] เทียบกับ [+1,-1]) แสดงตัวอย่างดังรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 การมอดูเลตแบบ BPSK

ข้อมูลของดาวเทียมจะมีอัตราบิตเท่ากับ 50 bit/s ก่อนส่งสัญญาณจะถูกมอดูเลตด้วยรหัสสัญญาณรบกวนสุ่มเทียม (Pseudo-Random Noise, PRN) ซึ่งจะประกอบด้วยรหัสหลัก ๆ 2 รหัสคือ รหัส C/A (Coarse/Acquisition code) สำหรับผู้ใช้งานด้านพลเรือนทั่วไป และรหัส P(Y) (Encrypted Precision code) สำหรับงานกิจการด้านการทหารเท่านั้น รหัส C/A สร้างโดยใช้รหัส Gold [1] โดยมีจำนวน 1023 บิตและมีอัตราการรหัสเท่ากับ 1.023 MHz ส่วนรหัส P(Y) มีจำนวนบิต 10^{14} บิตและมีอัตราการรหัสเท่ากับ 10.23 MHz โดยระบบจีพีเอสเป็นระบบแรกที่ใช้เทคโนโลยีในการมอดูเลตแบบ CDMA (Code Division Multiple Access) หลังจากนั้นบิตข้อมูลทั้งหมดจะถูกมอดูเลตแบบ BPSK ดังรูปที่ 2.1 ที่ความถี่ที่ 1 (L1: 1575.42 MHz) และความถี่ที่ 2 (L2: 1227.60 MHz) โดยการมอดูเลตของสัญญาณจีพีเอสแสดงดังรูปที่ 2.2

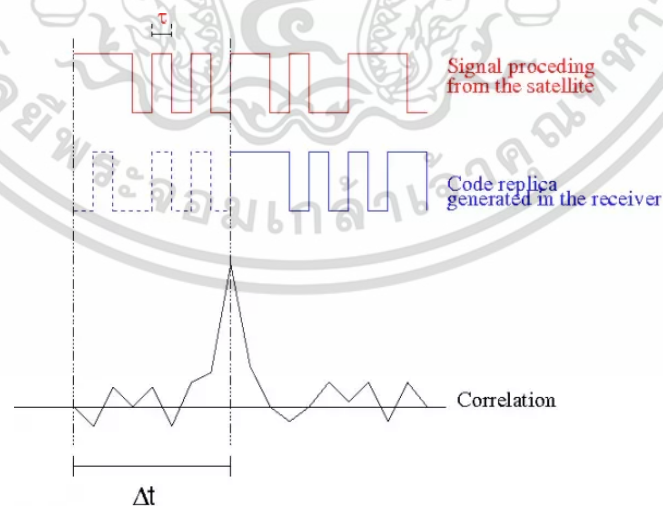
จากรูปที่ 2.2 ในการรับสัญญาณของเครื่องรับจะมีชุดรหัสอีก 1 ชุดเพื่อทำการดีมอดูเลตสัญญาณที่มี PRN ตรงกัน โดยผู้ใช้งานทั่วไปจะสามารถสร้างรหัส C/A เพื่อใช้สำหรับถอดรหัสได้ แต่จะไม่สามารถถอดรหัสความถี่ที่ 2 ได้ แต่มีเครื่องรับแบบรันวัด (เครื่องรับ 2 ความถี่) จะสามารถสร้างรหัส P(Y) ที่ใช้ในการถอดรหัสความถี่ที่ 2 ได้



รูปที่ 2.2 การมอดูเลตสัญญาณจีพีเอส [2]

2.1.2 ระยะทางเทียม

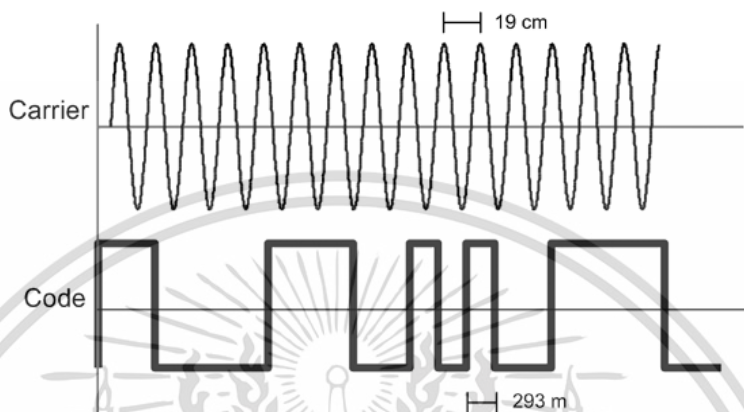
ระยะทางเทียม (Pseudorange) คือ ระยะทางการส่งสัญญาณของดาวเทียมมายังเครื่องรับ โดยสามารถคำนวณได้จากการเปรียบเทียบกับรหัส C/A ที่ถอดได้จากสัญญาณ เมื่อเปรียบเทียบกับ PRN ที่ได้ตรงกัน หลังจากนั้นคำนวณเวลาที่ใช้ในการคำนวณสหสัมพันธ์อัตโนมัติ (Autocorrelation) ซึ่งเมื่อเอาความเร็วของคลื่นวิทยุคูณเข้าไปจะได้ระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ จะเรียกระยะทางเทียมนี้ว่า Code pseudorange แสดงดังรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 การคำนวณเวลาของสหสัมพันธ์อัตโนมัติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระยะทางเทียมสามารถใช้การวัดระยะคลื่นพาห์แทนการคำนวณเวลาในการถอดรหัส ซึ่งการวัดระยะจะมีความถูกต้องมากยิ่งขึ้นเป็นพันเท่าเนื่องจากความละเอียดของคลื่นพาห์มากกว่าความละเอียดจากโค้ดบิต โดยจะเรียกว่า Carrier-phase pseudorange แสดงดังรูปที่ 2.4

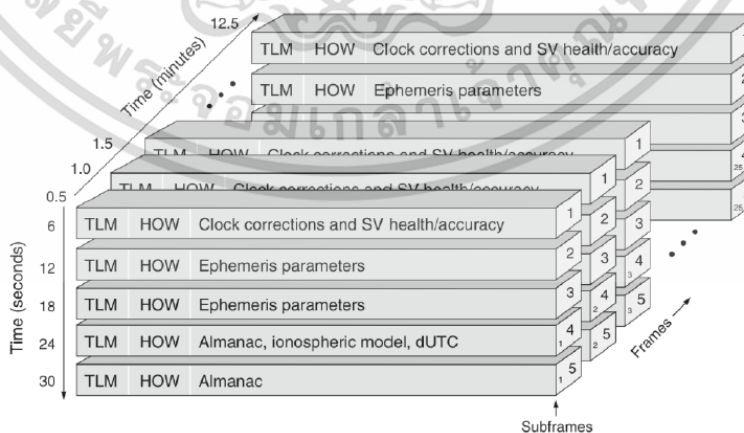


รูปที่ 2.4 เฟสของคลื่นและขนาดของโค้ดบิต

ระยะทางเทียมที่คำนวณได้จึงเป็นพารามิเตอร์สำคัญที่ใช้ในการระบุตำแหน่ง โดยปกติเวลาที่ใช้ในการคำนวณค่าระยะทางเทียมเริ่มต้นจะรวมเวลาที่สัญญาณส่งคลาดเคลื่อนหรือหน่วงเวลา (Delay) ดังนั้นการแก้ไขระยะทางเทียมให้ถูกต้องจึงเป็นสิ่งจำเป็นอย่างยิ่งต่อการระบุพิกัดที่แม่นยำ

2.1.3 ข้อมูลดาวเทียม

ข้อมูลจากดาวเทียม (Navigation message) ที่ได้รับมาจากเครื่องรับสัญญาณ จะอยู่ในรูปของเฟรมข้อมูลแสดงดังรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 เฟรมข้อมูลจากดาวเทียมจีพีเอส [3]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 2.5 ใน 1 เฟรมข้อมูลจะประกอบด้วยบิตข้อมูลจำนวน 1,500 บิต และใช้เวลาในการส่งข้อมูล 1 เฟรม 30 วินาที การบอกเวลาที่ใช้ในการส่งข้อมูลในแต่ละเฟรมจะใช้ระบบเวลาของจีพีเอส (GPS Time) ที่เป็นเวลาเริ่มนับตั้งแต่วันที่ 6 มกราคม ปี ค.ศ. 1980

เฟรมข้อมูลของจีพีเอสจะประกอบด้วยข้อมูลหลัก ๆ 4 ส่วนคือ วันที่และเวลา ค่าพารามิเตอร์ที่ใช้สำหรับคำนวณตำแหน่งดาวเทียม (Almanac) ค่าพารามิเตอร์แสดงลักษณะของวงโคจรดาวเทียม (Ephemeris) และค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากอุปกรณ์ดาวเทียม (Satellite clock bias) โดยข้อมูลเหล่านี้มีความจำเป็นต่อการคำนวณตำแหน่งจีพีเอสได้อย่างแม่นยำ สามารถสรุปค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ดังตารางที่ 2.1

ตารางที่ 2.1 ค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ของข้อมูล GPS

ค่าพารามิเตอร์	คำอธิบาย
t_e	เวลาของดาวเทียม (Time of ephemeris)
\sqrt{a}	รากที่สองของค่ากึ่งแกนเอก (Square root of semimajor axis)
e	ค่าความผิดปกติ (Eccentricity)
i_0	มุมเอียงที่เวลาดาวเทียม (Inclination angle)
Ω_0	ขนาดที่ถูกต้องของมุมเริ่มต้น (Right ascension of ascending node)
ω	รัศมีของวงโคจรเริ่มต้น (Argument of perigee)
M_0	ค่าความผิดปกติเริ่มต้น (Mean anomaly 0)
di/dt	อัตราการเปลี่ยนแปลงของมุมเอียง (Inclination angle)
$\dot{\Omega}$	ขนาดที่ถูกต้องของมุมเริ่มต้น (Right ascension of ascending node)
Δn	อัตราการหมุนเฉลี่ยของดาวเทียม (mean motion rate)
C_{uc}	ค่าแอมพลิจูดของค่าโคไซน์แก้ไขละติจูด (Amplitude of cosine latitude correction)
C_{us}	ค่าแอมพลิจูดของค่าไซน์แก้ไขละติจูด (Amplitude of sine latitude correction)
C_{rc}	ค่าแอมพลิจูดของค่าโคไซน์รัศมีวงโคจร (Amplitude of cosine orbital correction)
C_{rs}	ค่าแอมพลิจูดของค่าไซน์รัศมีวงโคจร (Amplitude of sine orbital radius correction)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าพารามิเตอร์	คำอธิบาย
C_{ic}	ค่าแอมพลิจูดของค่าโคไซน์เอียงดาวเทียม (Amplitude of cosine inclination angle)
C_{is}	ค่าแอมพลิจูดของค่าไซน์เอียงดาวเทียม (Amplitude of sine inclination angle)

จากตารางที่ 2.1 แต่ละพารามิเตอร์จะอยู่ในมาตรฐาน IS-GPS-200 [4] ที่เป็นข้อกำหนดเฉพาะระหว่างส่วนดาวเทียมจีพีเอสและส่วนผู้ใช้งาน ค่าพารามิเตอร์ในลำดับที่ 1-7 จะเป็นส่วนแสดงเวลาในแต่ละช่วงของจีพีเอสโดยเรียกส่วนนี้ว่าค่าพารามิเตอร์วงโคจรเคปเลอร์ (Kepler orbital) ที่แตกต่างกันตามช่วงเวลา ยกเว้นค่ารากที่สองของกึ่งแกนเอก และค่าพารามิเตอร์ส่วนที่เหลือจะเป็นค่าแก้ไขของค่าพารามิเตอร์เคปเลอร์ แต่ละเฟรมเฉพาะข้อมูลเวลาและค่าพารามิเตอร์ที่แสดงลักษณะของวงโคจรดาวเทียมจะมีค่าเหมือนกันในแต่ละดาวเทียม แต่ข้อมูลค่าพารามิเตอร์ที่ใช้สำหรับคำนวณตำแหน่งดาวเทียมจะแตกต่างกันไปตามแต่ละดาวเทียม จากค่าข้อมูลพารามิเตอร์ที่ได้รับสามารถนำไปคำนวณค่าการเคลื่อนที่ และตำแหน่งของดาวเทียมได้ดังนี้

1. ค่ากึ่งแกนเอก (Semimajor Axis)

$$a = (\sqrt{a})^2$$

2. ค่าแก้การหมุนเฉลี่ย (Corrected mean motion) โดยที่ $\mu = 398,600.5 \times 10^8 \text{ m}^3 / \text{s}^2$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \Delta n$$

3. เวลาจากช่วงเวลาของดาวเทียม

$$t_k = t - t_e$$

4. ค่าความผิดปกติเฉลี่ย (Mean anomaly)

$$M_k = M_0 + n(t_k)$$

5. ค่าความผิดปกติ (Eccentric anomaly)

$$M_k = E_k - e \sin E_k$$

6. ค่าความผิดปกติจริง (True anomaly)

$$\sin v_k = \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k}{1-e \cos E_k}$$

$$\cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1-e \cos E_k}$$

7. ระยะเวลามุมละติจูด (Argument of latitude)

$$\phi_k = v_k + \omega$$

8. ค่าแก้ไขระยะเวลามุมละติจูด (Argument of latitude correction)

$$\delta\phi_k = C_{us} \sin(2\phi_k) + C_{uc} \cos(2\phi_k)$$

9. ค่าแก้ไขรัศมี (Radius correction)

$$\delta r_k = C_{rs} \sin(2\phi_k) + C_{rc} \cos(2\phi_k)$$

10. ค่าแก้ไขความเอียง (Inclination correction)

$$\delta i_k = C_{is} \sin(2\phi_k) + C_{ic} \cos(2\phi_k)$$

11. ระยะเวลามุมละติจูดที่ผ่านการแก้ไข (Corrected argument of latitude)

$$u_k = \phi_k + \delta\phi_k$$

12. รัศมีที่ผ่านการแก้ไข (Corrected radius)

$$r_k = a(1-e \cos E_k) + \delta r_k$$

13. ความเอียงที่ผ่านการแก้ไข (Corrected inclination)

$$i_k = i_0 + (di/dt)t_k + \delta i_k$$

14. ค่าลองจิจูดที่ผ่านการแก้ไข (Corrected longitude of node)

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_k)(t_k) - \dot{\Omega}_k t_{0e}$$

15. ค่าแกน x แกน y (Corrected inclination)

$$x_p = r_k \cos u_k$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$y_p = r_k \sin u_k$$

16. ค่าตำแหน่งดาวเทียม (ECEF satellite position)

$$x^j = x_p \cos \Omega_k - y_p \cos i_k \sin \Omega_k$$

$$y^j = x_p \sin \Omega_k + y_p \cos i_k \cos \Omega_k$$

$$z^j = y_s \sin i_k$$

2.2 วิธีการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับจากข้อมูลดาวเทียม

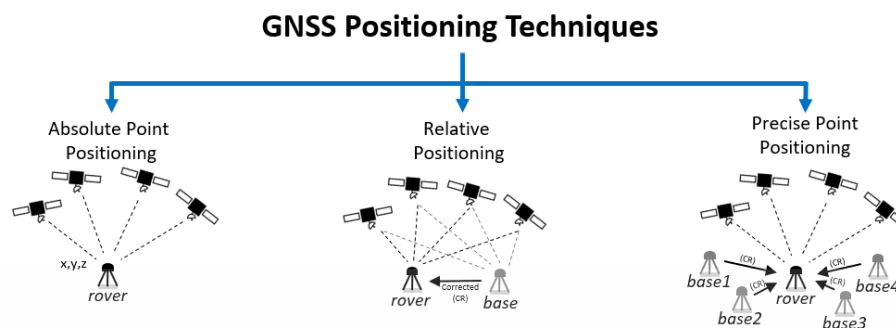
หลังจากเครื่องรับได้รับและถอดรหัสข้อมูลจากสัญญาณดาวเทียม การคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับในระบบการระบุตำแหน่งของเครื่องรับในระบบจีพีเอสสามารถแบ่งเทคนิคได้ 3 รูปแบบ คือ

1.) การระบุตำแหน่งสมบูรณ์ (Absolute Point Positioning) คือ การระบุตำแหน่งโดยการคำนวณตำแหน่งของดาวเทียม และระยะทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับพร้อมคำนวณค่าแก้ไข (Error Correction) หลังจากนั้นใช้หลักการคำนวณสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) จะได้พิกัดตำแหน่งเครื่องรับจากจุดตัดของรูปทรงเรขาคณิต

2.) การระบุพิกัดโดยใช้ความสัมพันธ์ตำแหน่ง (Relative Positioning) คือ การระบุตำแหน่งโดยรับค่าแก้ไข (Correction) จากพิกัดอ้างอิงที่แม่นยำ (Base) นำมาแก้ไขระยะทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับ (Rover) จะได้พิกัดตำแหน่งที่มีความแม่นยำสูง (ถ้าระยะห่างระหว่างเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม และพิกัดอ้างอิงมากทำให้ความแม่นยำลดลง)

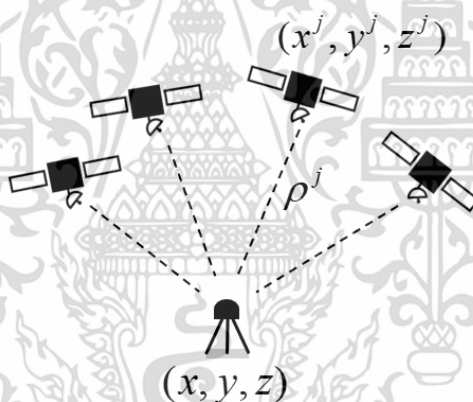
3.) การระบุพิกัดโดยใช้ PPP (Precise Point Positioning) การระบุพิกัดโดยใช้ข้อมูลตำแหน่งของดาวเทียมที่แม่นยำสูง และการคำนวณค่าแก้ไขจากเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมหลาย ๆ สถานี จะได้พิกัดตำแหน่งที่มีความแม่นยำสูง แต่จะต้องใช้เวลาในการคำนวณนานกว่าเทคนิคที่กล่าวมาข้างต้น

สามารถสรุปเทคนิคการระบุตำแหน่งของเครื่องรับในระบบจีพีเอสได้ดังรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.6 เทคนิคการระบุตำแหน่งในระบบ GPS

ผู้ใช้งานโดยทั่วไปจะใช้วิธีการระบุตำแหน่งสมบูรณฺ์ชนิดความถี่เดียว (Single point positioning) พารามิเตอร์ที่สำคัญคือ ตำแหน่งของดาวเทียม และระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ โดยใช้หลักการสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) เป็นวิธีการระบุพิกัดจากจุดตัดของรูปทรงเรขาคณิต



รูปที่ 2.7 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับ

ลักษณะของระยะทางที่ได้จากเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมจะประกอบไปด้วยค่าหน่วยเวลาต่าง ๆ ที่เกิดจากแหล่งความผิดพลาด เช่น สัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม ชั้นบรรยากาศ หรือสัญญาณรบกวน เป็นต้น

$$\rho^j = r^j + c \cdot dt_{clk} + c \cdot dt_{error} + c \cdot dt_u \quad (2.1)$$

โดยที่ ρ^j คือ ระยะทางเทียมของดาวเทียมหมายเลขที่ j ถัดมา r^j คือระยะทางจริงระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ c คือความเร็วแสง dt_{clk} dt_{error} และ dt_u คือค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม ค่าหน่วยเวลาจากความผิดพลาดอื่น ๆ และค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ ตามลำดับ จากรูปที่ 2.7 กำหนดให้ X คือตำแหน่งเครื่องรับ (x, y, z) และ X^j คือตำแหน่ง

ของดาวเทียม (x^j, y^j, z^j) ของดาวเทียมหมายเลขที่ j เพราะฉะนั้น ระยะทางจริงสามารถนิยามได้จาก

$$r^j = \sqrt{(x-x^j)^2 + (y-y^j)^2 + (z-z^j)^2} \quad (2.2)$$

หรือ

$$r^j = \|X^j - X\| \quad (2.3)$$

ในการคำนวณค่าตำแหน่งของเครื่องรับ เป้าหมายเพื่อที่จะลดความแตกต่างระหว่างระยะทางที่วัดได้ในสมการที่ 2.1 และระยะทางที่คำนวณในสมการที่ 2.2 โดยสามารถหาความแตกต่างได้จาก

$$\delta\rho^j = \rho^j - (\|X^j - X\| + b) \quad (2.4)$$

โดยที่ b คือค่าไบอัสของเครื่องรับ ($c \cdot dt_u$) ในการแก้สมการเพื่อหาค่าตำแหน่งเครื่องรับโดยใช้กระบวนการวนซ้ำ (iterative method) โดยเริ่มต้นจากประมาณค่า X และ b ถัดมาหาค่าแก้ไขเพื่อทำให้การแก้สมการถูกต้องมากยิ่งขึ้น กำหนดให้ X_0 และ b_0 คือค่าเริ่มต้นของค่าตำแหน่งเครื่องรับและไบอัสของเครื่องรับ เพื่อต้องการหาค่าตำแหน่งเครื่องรับและไบอัสของเครื่องรับให้มีค่าความเปลี่ยนแปลงน้อยที่สุด

$$X = X_0 + \delta X \quad (2.5)$$

และ

$$b = b_0 + \delta b \quad (2.6)$$

โดยที่ δX และ δb คือค่าความแตกต่างของตำแหน่งเครื่องรับและไบอัสเครื่องรับในแต่ละกระบวนการวนซ้ำโดยสามารถแสดงวิธีการวนซ้ำได้ดังนี้

$$\begin{aligned} \delta\rho^j &= \rho^j - \rho_0^j \\ &= \|X^j - X\| + b - \|X^j - X_0\| - b_0 + \varepsilon^j \\ &= \|X^j - X_0 - \delta X\| + b - \|X^j - X_0\| - b_0 + \varepsilon^j \\ &\approx \|X^j - X_0\| - \frac{X^j - X_0}{\|X^j - X_0\|} \cdot \delta X + b - \|X^j - X_0\| - b_0 + \varepsilon^j \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
&= -\frac{X^j - X_0}{\|X^j - X_0\|} \cdot \delta X + \delta b + \varepsilon^j \\
&= -\hat{x}_{uj} \cdot \delta X + \delta b + \varepsilon^j \\
&= \begin{bmatrix} -\hat{x}_{uj} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta b \end{bmatrix} + \varepsilon^j
\end{aligned}$$

โดยที่ \hat{x}_{uj} คือค่าเวกเตอร์ 1 หน่วยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียม j และ ε^j คือค่าสัญญาณรบกวนอื่น ๆ จากสมการการวนซ้ำที่ผ่านมาเรามีตัวแปรที่ต้องคำนวณทั้งหมด 4 ตัวแปรคือค่าความแตกต่างของตำแหน่งเครื่องรับและไปอัสของเครื่องรับ ดังนั้นในการคำนวณต้องการข้อมูลของดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวงโดยสามารถแสดงสมการเส้นตรงได้ดังนี้

$$\delta \rho = \begin{bmatrix} \delta \rho^1 \\ \delta \rho^2 \\ \vdots \\ \delta \rho^j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\hat{x}_{u1} & 1 \\ -\hat{x}_{u2} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -\hat{x}_{uj} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta b \end{bmatrix} + \varepsilon \quad (2.7)$$

กำหนดให้

$$G = \begin{bmatrix} -\hat{x}_{u1} & 1 \\ -\hat{x}_{u2} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -\hat{x}_{uj} & 1 \end{bmatrix}$$

หลังจากนั้นสามารถเขียนในรูปสมการเส้นตรงอย่างง่าย

$$\delta \rho = G \begin{bmatrix} \delta X \\ \delta b \end{bmatrix} + \varepsilon \quad (2.8)$$

สามารถแก้ไขสมการโดยใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least square solution)

$$\begin{bmatrix} \delta X \\ \delta b \end{bmatrix} = (G^T G)^{-1} G^T \delta \rho \quad (2.9)$$

โดยผลลัพธ์ที่ได้ในแต่ละรอบของกระบวนการวนซ้ำจะต้องมีค่าเข้าใกล้ศูนย์ หมายความว่าค่าตำแหน่งของเครื่องรับสุดท้ายจะมีการเปลี่ยนแปลงของตำแหน่งน้อยมาก โดยขั้นตอนการคำนวณตำแหน่งดังกล่าว

สามารถทำให้แม่นยำมากยิ่งขึ้นด้วยการนำค่าหน่วงเวลาที่ทำให้เกิดความผิดพลาดในการวัดค่าระยะทางเทียมออกไป และเพิ่มความแม่นยำของตำแหน่งดาวเทียม

2.3 สาเหตุความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง

จากหัวข้อที่ 2.1 และ 2.2 เราได้ทราบวิธีการคำนวณค่าระยะทางเทียม ตำแหน่งของดาวเทียมและตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอสแต่ในการส่งสัญญาณจากดาวเทียมมายังเครื่องรับจะมีแหล่งความผิดพลาดต่าง ๆ ทำให้การรับสัญญาณนั้นคลาดเคลื่อน หรือเกิดการหน่วงเวลาที่มีสาเหตุมาจากแหล่งความผิดพลาดทั้งภายในอุปกรณ์รับ-ส่งสัญญาณดาวเทียมเองที่สามารถคำนวณได้จากข้อมูลของดาวเทียม ความผิดพลาดที่เกิดจากการหมุนของโลก (Sagnac) และแหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากปัจจัยภายนอกที่ทำให้การส่งสัญญาณเกิดการหน่วงเวลา ซึ่งสามารถสรุปดังนี้

$$dt_{error} = dt_{atm} + dt_{noise} + dt_{mp} + dt_{hw} \quad (2.10)$$

โดยที่

dt_{atm} คือ ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศ

dt_{noise} คือ ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณรบกวน (Noise)

dt_{mp} คือ ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณสะท้อน (Multipath)

dt_{hw} คือ ค่าชดเชยค่าหน่วงเวลาของเครื่องรับ (Receiver offset)

ดังนั้น ค่าระยะทางเทียมที่ได้รับจากเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมจะคำนวณจากเวลาจริงที่รวมกับค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากแหล่งความผิดพลาดต่าง ๆ ดังนั้นเพื่อการระบุตำแหน่งที่แม่นยำจำเป็นต้องแก้ไขค่าหน่วงเวลา เพื่อให้ได้ช่วงเวลาที่ส่งสัญญาณจากดาวเทียมมายังเครื่องรับที่ถูกต้อง ดังนั้นในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงแหล่งความผิดพลาดหลัก ๆ ที่ทำให้สัญญาณดาวเทียมเกิดการหน่วงเวลา และผิดพลาด พร้อมทั้งทฤษฎีการคำนวณ

2.3.1 แหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม

ในการคำนวณ การสร้างและส่งข้อมูลของดาวเทียมจะใช้เวลาที่กำกับจากสัญญาณของนาฬิกาอะตอม (Atomic clock) แม้ว่านาฬิกาอะตอมจะมีความแม่นยำมากเพียงใด แต่ก็ยังมีค่าความคลาดเคลื่อนอยู่ทำให้การรับสัญญาณของเครื่องรับเกิดความคลาดเคลื่อนเช่นกัน ในการแก้ไข ดาวเทียมจะส่งค่าความผิดพลาดของสัญญาณนาฬิกาผ่านข้อมูลจากดาวเทียม โดยสามารถคำนวณได้ดังนี้

$$dt_{clk}^j = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{ref}) + a_{f2}(t - t_{ref})^2 + \Delta t_r \quad (2.11)$$

โดยที่

a_{f0} คือ ค่าไบอัสของนาฬิกา (clock bias) (s)

a_{f1} คือ ค่าเบี่ยงเบนของนาฬิกา (clock drift) (s/s)

a_{f2} คือ ค่าเบี่ยงเบนของความถี่ (frequency drift) (s/s²)

t_{ref} คือ เวลาที่ใช้อ้างอิง (s)

t คือ เวลาที่เครื่องรับ (s)

Δt_r คือ ค่าแก้ไขผลกระทบที่เกิดจากความเร็วโคจรของดาวเทียม (relativistic effect)

ค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญในการคำนวณค่าความผิดพลาดของสัญญาณนาฬิกาคือ ค่าแก้ไขผลกระทบที่เกิดจากความเร็วโคจรของดาวเทียม ซึ่งเกิดจากตำแหน่งของดาวเทียมเมื่อเข้าใกล้โลกจะทำให้ดาวเทียมเคลื่อนที่เร็วขึ้น และพลังงานศักย์ของแรงโน้มถ่วงลดลง ทำให้นาฬิกาของดาวเทียมช้าลง ในทางกลับกันเมื่อตำแหน่งของดาวเทียมอยู่ห่างจากโลกจะทำให้ดาวเทียมเคลื่อนที่ช้าลง และพลังงานศักย์ของแรงโน้มถ่วงเพิ่มขึ้น ทำให้นาฬิกาของดาวเทียมเร็วขึ้น [5] โดยมีความสัมพันธ์ดังนี้

$$\Delta t_r = Fe\sqrt{a} \sin E_k \quad (2.12)$$

โดยที่

F คือ ค่าคงที่ $-4.442807633 \times 10^{-10}$ (s/m^{1/2})

e คือ ค่าความผิดปกติ (Eccentricity)

a คือ ค่ากึ่งแกนเอก (Semimajor axis)

E_k คือ ค่าความผิดปกติของวงโคจรดาวเทียม

ค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียมเป็นแหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากอุปกรณ์ของเครื่องมือโดยสามารถส่งผลทำให้ระยะทางเทียมเกิดความผิดพลาดสูงถึง 21 เมตร [5]

2.3.2 แหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศ

จากตำแหน่งของดาวเทียมที่อยู่บริเวณนอกโลก ทำให้การส่งสัญญาณของดาวเทียมจำเป็นต้องผ่านชั้นบรรยากาศ โดยในชั้นบรรยากาศจะประกอบด้วยประจุ และไอน้ำ ที่ทำให้สัญญาณที่ส่งมาจากดาวเทียมเกิดการหน่วงเวลาหรือความผิดพลาด ในการสื่อสารของดาวเทียมจะแบ่งชั้นบรรยากาศออกเป็น 2 ชั้นสำคัญ ได้แก่ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ที่มีความสูงในช่วง 0-50 กิโลเมตร และชั้น

บรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีความสูงตั้งแต่ 50-1000 กิโลเมตร [6] ดังนั้นสามารถสรุปค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศได้ดังนี้

$$dt_{atm} = dt_{iono} + dt_{trop} \quad (2.13)$$

โดยที่ dt_{iono} , dt_{trop} คือ ค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และโทรโปสเฟียร์ตามลำดับ โดยความเร็วของสัญญาณดาวเทียมที่ผ่านชั้นบรรยากาศมีค่าเท่ากับความเร็วแสง (299,792,458 m/s ตามที่กำหนดในมาตรฐานระบบ WGS-84) ในขณะที่ระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับมีค่าอยู่ในช่วง 25,000-35,000 กิโลเมตร ดังนั้นค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศจึงส่งผลต่อความแม่นยำในการคำนวณมาก ตัวอย่างเช่น ค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศ 1 ไมโครวินาที จะทำให้การคำนวณระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับผิดพลาดประมาณ 30 เมตร ดังนั้นการแก้ไขค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศจึงมีความสำคัญอย่างมากต่อการระบุตำแหน่งที่แม่นยำ

2.3.2.1 ค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์

ชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์เป็นชั้นที่อยู่ส่วนล่างสุดของชั้นบรรยากาศที่ติดกับพื้นโลก มีคุณสมบัติไม่กระจายสัญญาณที่มีความถี่สูงกว่า 15 GHz ดังนั้นชั้นบรรยากาศนี้จึงส่งผลต่อความถี่ของสัญญาณดาวเทียม GNSS ทั้งความถี่ที่ 1 และความถี่ที่ 2 โดยปริมาณของค่าหน่วยเวลานี้จะขึ้นอยู่กับอุณหภูมิ ความดัน และความชื้นของชั้นบรรยากาศ โดยทั้ง 2 ความถี่จะมีค่าหน่วยเวลาไม่แตกต่างกันมาก สำหรับดาวเทียมที่มุมเงยมากกว่า 5 องศาเป็นต้นไป [6] ค่าหน่วยเวลาในชั้นบรรยากาศนี้จะคำนวณโดยใช้แบบจำลองที่ประกอบด้วยส่วนแห้ง (Hydrostatic) และเปียก (Nonhydrostatic) ส่วนประกอบแห้งจะเกิดขึ้นจากความแห้งของอากาศที่ทำให้เกิดความหน่วงเวลาโดยส่งผลประมาณ 90 เปอร์เซ็นต์ ของค่าหน่วยเวลาจากชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์ และสามารถประมาณค่าได้อย่างแม่นยำมากกว่าส่วนประกอบเปียก ที่เป็นส่วนที่เกิดขึ้นเนื่องจากการกระจายตัวของไอน้ำในชั้นบรรยากาศ โดยส่วนประกอบทั้งสองของชั้นบรรยากาศจะมีส่วนขยายตัวแตกต่างกัน โดยส่วนประกอบแห้งจะขยายได้ถึง 40 กิโลเมตรจากความสูงน้ำทะเล และส่วนประกอบเปียกจะขยายตัวที่ความสูงถึง 10 กิโลเมตรจากความสูงน้ำทะเล [7] โดยสามารถสรุปค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากชั้นโทรโปสเฟียร์ได้ดังนี้

$$dt_{trop} = \frac{10^{-6}}{5} [N_d(h) + N_w(h)] \quad (2.14)$$

โดย h คือค่าความสูงของเครื่องรับ ค่าช่วงเวลาของชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์จะประกอบด้วย ส่วนประกอบทั้งหมด ($N_d(h)$) และส่วนประกอบเปียกรวม ($N_w(h)$) ที่กำหนดโดย

$$\begin{aligned} N_d(h) &= N_{d,0} \left[\frac{h_d - h}{h_d} \right]^{\mu}, \\ N_w(h) &= N_{w,0} \left[\frac{h_w - h}{h_w} \right]^{\mu}, \mu = 4 \end{aligned} \quad (2.15)$$

โดยค่า $\mu = 4$ เป็นค่าที่เหมาะสมที่สุดที่ทำให้แบบจำลองได้ผลลัพธ์ที่ดีที่สุด [8] ส่วนประกอบแห้งเริ่มต้น ($N_{d,0}$) จะขึ้นอยู่กับค่าแรงดันอากาศที่ระดับความสูงน้ำทะเล (p_0) และค่าอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเล (T_0) โดยแตกต่างกับส่วนประกอบเปียกเริ่มต้นที่จะขึ้นอยู่กับค่าอุณหภูมิที่ระดับน้ำทะเลอย่างเดียว ค่า ส่วนประกอบเริ่มต้นทั้ง 2 ค่าสามารถประมาณค่าได้

$$\begin{aligned} N_{d,0} &\approx a_1 \frac{p_0}{T_0}, \\ N_{w,0} &\approx a_2 \frac{e_0}{T_0} + a_3 \frac{e_0}{T_0^2} \end{aligned} \quad (2.16)$$

ค่า a_1 เป็นค่าคงที่มีค่าเท่ากับ 77.624 K/mbar ค่า a_2 และ a_3 มีค่าเท่ากับ -12.92 K/mbar และ 371,900 K²/mbar ตามลำดับ ค่า h_d และ h_w คือส่วนขยายของส่วนประกอบแห้งและเปียกตามลำดับ โดยอ้างอิงจากความสูงระดับน้ำทะเลหาได้โดย

$$\begin{aligned} h_d &= 0.011385 \frac{p_0}{N_{d,0} \times 10^{-6}}, \\ h_w &= 0.0113851 \frac{1}{N_{w,0} \times 10^{-6}} \left[\frac{1,255}{T_0} + 0.05 \right] e_0 \end{aligned} \quad (2.17)$$

จากความสัมพันธ์ที่กล่าวมา การคำนวณค่าช่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ จึงจำเป็นต้องมีเครื่องมือที่วัดค่าแรงดันอากาศและอุณหภูมิของอากาศ แต่เนื่องจากแรงดันอากาศและ อุณหภูมิของอากาศในแต่ละพื้นที่มีค่าความแปรปรวนน้อยในแต่ละช่วงของปี ส่งผลให้ค่าช่วงเวลาที่เกิด จากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์จึงมีค่าแปรปรวนน้อยเช่นกัน ดังนั้นจึงได้มีการสร้างแบบจำลองค่าช่วงเวลา ที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ที่แปรผันตามค่าตำแหน่งของเครื่องรับ ความสูง และวันของปี (date of year) ซึ่งให้ผลลัพธ์ที่มีความใกล้เคียงกับค่าจริงที่วัดได้จากเครื่องมือ [9]

2.3.2.2 ค่าห้วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นชั้นบรรยากาศที่ส่งผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมมากที่สุด ในชั้นบรรยากาศจะประกอบด้วยโมเลกุลของอิเล็กตรอนที่เกิดจากการแตกตัว โดยปริมาณอิเล็กตรอนนี้จะส่งผลโดยตรงต่อค่าห้วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศนี้ โดยมีความสัมพันธ์ดังนี้

$$dt_{iono} = \frac{40.3}{f^2} TEC \quad (2.18)$$

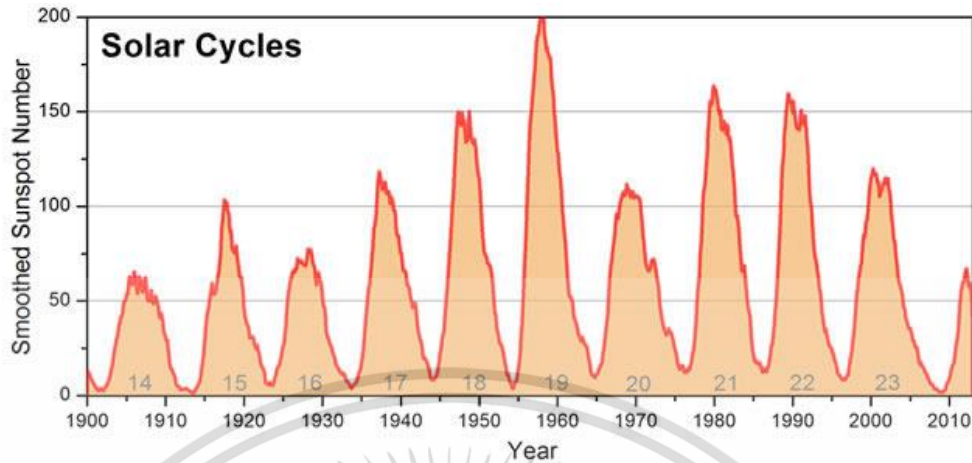
ค่า f คือค่าความถี่ของสัญญาณดาวเทียม TEC คือค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Total Electron Content) หรือ TEC ที่สามารถนิยามได้ดังนี้

$$TEC = \int_s N_e ds \quad (2.19)$$

โดยที่ N_e คือความหนาแน่นของอิเล็กตรอน (m^3) s คือระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ (m) จากสมการข้างต้น ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิคือค่าที่ใช้วัดความหนาแน่นระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ โดยใช้หน่วย TECu ที่มีค่าเท่ากับ 10^{16} electron/ m^2

เนื่องจากค่าห้วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ขึ้นอยู่กับปริมาณของอิเล็กตรอน ผลกระทบของแสงอาทิตย์ (Solar activity) จึงส่งผลกระทบเป็นอย่างมากต่อปริมาณของอิเล็กตรอนเนื่องจากเกิดปรากฏการณ์แตกตัวของไอออน (Ionization) สาเหตุมาจากรังสีอัลตราไวโอเล็ตของดวงอาทิตย์แผ่พลังงานแม่เหล็กไปยังโมเลกุลของแก๊สในชั้นบรรยากาศทำให้อิเล็กตรอนอิสระหลุดออกมา จากสาเหตุนี้ทำให้ค่าห้วงเวลาในช่วงเวลากลางวันและกลางคืนมีค่าแตกต่างกัน โดยในช่วงเวลากลางวันจะสูงกว่าเนื่องจากได้รับพลังงานจากดวงอาทิตย์มากกว่า เช่นเดียวกับฤดูกาลของแต่ละปี และในแต่ละปีที่ได้รับพลังงานจากดวงอาทิตย์ไม่เท่ากัน แสดงดังรูปที่ 2.8

จากรูปที่ 2.8 วัฏจักรของแสงอาทิตย์ (Solar cycle) จะแสดงจำนวนจุดของดวงอาทิตย์ (Sunspot) ที่เป็นจุดปล่อยพลังงานแม่เหล็กโดย 1 วัฏจักรจะมีระยะเวลาโดยประมาณ 11 ปี จากความสัมพันธ์ที่ได้กล่าวมา การศึกษาค่าห้วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จึงเป็นสิ่งสำคัญต่อการระบุตำแหน่งที่แม่นยำ โดยจะกล่าวโดยละเอียดในบทที่ 3



รูปที่ 2.8 วัฏจักรของแสงอาทิตย์ในปี 1900 ถึง 2014 [10]

2.3.3 แหล่งผิดพลาดที่เกิดจากการหมุนของโลก

เนื่องจากความเร็วของดาวเทียมเคลื่อนที่ด้วยความเร็วสูง การหมุนของโลกจึงส่งผลต่อกรคำนวณตำแหน่งของดาวเทียม ดังนั้นการคำนวณแหล่งผิดพลาดที่เกิดจากการหมุนของโลกจึงเป็นสิ่งสำคัญโดยในสมการความสัมพันธ์ในการหมุน ขั้นตอนแรกคำนวณเวลาที่เกิด sagnac

$$dt_{sagnac}^j = \frac{(\rho^j - b)}{c} + dt_{clk}^j \quad (2.20)$$

โดยที่ dt_{sagnac}^j คือค่าเวลาที่เกิด sagnac ของดาวเทียมหมายเลข j ค่า b คือไบอัสของเครื่องรับ ρ^j คือค่าระยะทางเทียม และ c คือค่าความเร็วแสง หลังจากนั้นคำนวณมุมที่รัศมีของโลกเคลื่อนที่

$$\theta^j = w \cdot dt_{sagnac}^j \quad (2.21)$$

โดยที่ w คือค่าคงที่ของอัตราการหมุนของโลก ($7.2921151467 \times 10^{-5}$) หลังจากนั้นคำนวณระยะทางที่ดาวเทียมคลาดเคลื่อนโดยใช้ความสัมพันธ์การหมุน

$$\mathbf{R}^j = \begin{bmatrix} \cos(\theta^j) & \sin(\theta^j) & 0 \\ -\sin(\theta^j) & \cos(\theta^j) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

สุดท้ายคำนวณตำแหน่งดาวเทียมใหม่ได้ดังนี้

$$\begin{bmatrix} x_n^j \\ y_n^j \\ z_n^j \end{bmatrix} = \mathbf{R}^j \cdot \begin{bmatrix} x^j \\ y^j \\ z^j \end{bmatrix} \quad (2.23)$$

โดยตำแหน่งดาวเทียมใหม่ที่ได้รับ จะนำไปใช้ในการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับเป็นลำดับถัดไป

2.3.4 แหล่งความผิดพลาดที่เกิดจากสัญญาณรบกวน และสัญญาณสะท้อน

แหล่งความผิดพลาดนี้เกิดในช่วงการระบอบของเครื่องรับ (Tracking loop) ที่มีสาเหตุมาจากความร้อน และสัญญาณรบกวนภายนอก ทำให้การวัดค่าระยะทางเทียมเกิดความผิดพลาด โดยจะส่งผลกระทบต่อระยะทางเทียมที่คำนวณจากรหัสมากกว่าระยะทางเทียมที่คำนวณมาจากเฟสของคลื่นพาห์ เนื่องจากการคำนวณด้วยเฟสจะใช้แบนด์วิดท์น้อยกว่าทำให้โดนสัญญาณรบกวนน้อยกว่า

สัญญาณสะท้อนถือว่าเป็นแหล่งผิดพลาดที่สำคัญที่เกิดขึ้นในช่วงการรับสัญญาณของเครื่องรับ GNSS โดยค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจะขึ้นอยู่กับ สิ่งแวดล้อมโดยรอบที่ตำแหน่งของเครื่องรับ มุมเงยของดาวเทียม รูปแบบของสายอากาศ และลักษณะของสัญญาณดาวเทียม ซึ่งเป็นปัจจัยภายนอกที่สามารถควบคุมได้โดยเลือกที่ตั้งของสัญญาณ และการกรองข้อมูลของดาวเทียมที่ใช้สำหรับการคำนวณ

2.3.5 ค่าชดเชยของอุปกรณ์

โดยทั่วไปการส่งสัญญาณดาวเทียมมายังเครื่องรับนอกจากความผิดพลาดที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกา ยังมีความหน่วงเวลาที่เกิดจากการคำนวณหรือการส่ง/รับสัญญาณก่อนถึงสายอากาศอีกด้วย ในการระบุตำแหน่งที่แม่นยำจึงจำเป็นต้องคำนวณค่าชดเชย โดยจะแบ่งค่าชดเชยเป็น 2 ชนิดคือ ค่าชดเชยของดาวเทียม (Satellite biases) และค่าชดเชยของเครื่องรับ (Receiver bias)

2.3.5.1 ค่าชดเชยของดาวเทียม

เมื่อมีการส่งสัญญาณ GNSS ในแต่ละความถี่ การระบอบสัญญาณที่ไม่สมบูรณ์ทำให้เกิดความแตกต่างของอัตราข้อมูลที่แตกต่างกันระหว่างความถี่ ดังนั้นจึงเกิดค่าความผิดพลาดในการคำนวณข้อมูลที่มีความสัมพันธ์ระหว่าง 2 ความถี่เช่น การคำนวณระยะทางเทียมที่ปราศจากค่าหน่วงเวลาจากชั้นไอโอโนสเฟียร์ หรือการคำนวณปริมาณอิเล็กทรอนิกส์ เป็นต้น

ในปี 1999 มีผู้ให้บริการจาก IGS (International GNSS Service) คำนวณค่าชดเชยระหว่างความถี่ของสัญญาณดาวเทียม ทำให้ผู้ใช้งานสามารถนำค่าชดเชยมาแก้ไขปัญหานี้ได้

2.3.5.2 ค่าชดเชยของเครื่องรับ

โดยตามปกติแหล่งข้อผิดพลาดของเครื่องรับมักจะไม่ถูกนำมาคำนวณ เพราะมีขนาดค่อนข้างเล็กเมื่อเปรียบเทียบกับแหล่งข้อผิดพลาดอื่น ๆ ซึ่งความผิดพลาดนี้เกิดจากความหน่วงเวลาที่สัญญาณเดินทางผ่านเสาอากาศ ตัวกรองความถี่ เครื่องขยายสัญญาณ และการประมวลผลเป็นดิจิทัล เป็นต้น ในเครื่องรับ 2 ความถี่การคำนวณข้อผิดพลาดของเครื่องรับจะรวมถึงการคำนวณข้อผิดพลาดอื่น ๆ อีกด้วยโดยรวมกันเรียกว่าค่าชดเชยของเครื่องรับ ซึ่งในการระบุตำแหน่งจะสามารถคำนวณค่าชดเชยนี้ได้จากการประมาณค่าในกระบวนการ LSE แต่ในการคำนวณที่เกี่ยวข้องกับความสัมพันธ์ระหว่างความถี่จะสามารถคำนวณได้โดยใช้การหาค่าชดเชยที่ผิดพลาดน้อยที่สุดในการแปลงค่าแกนของมุมมองดาวเทียมระหว่างเครื่องรับและเครื่องส่ง

จากเนื้อหาที่กล่าวมาในบทที่ 2 เป็นการอธิบายทฤษฎีที่ใช้สำหรับประมาณค่าตำแหน่งของเครื่องรับ โดยเนื้อหาในบทถัดไปจะกล่าวถึงวิธีการประมาณค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ การสร้างแบบจำลองชั้นบรรยากาศในวิธีต่าง ๆ รวมถึงวิธีคำนวณประสิทธิภาพของแบบจำลอง และวิธีพัฒนาแบบจำลองให้มีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น

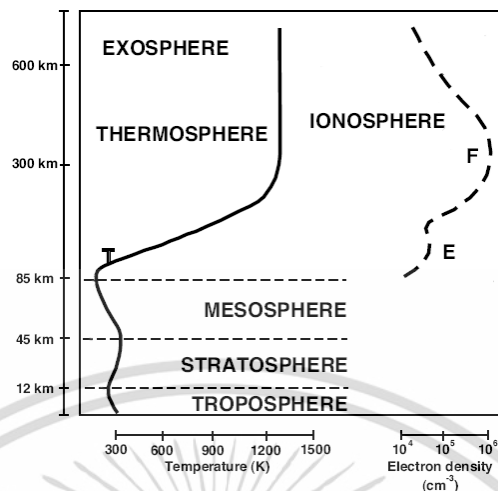
บทที่ 3

แบบจำลองชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

จากบทที่ 2 กล่าวถึงการระบุตำแหน่งและความผิดพลาดที่เกิดจากสาเหตุต่าง ๆ โดยในงานวิจัยนี้สนใจความผิดพลาดที่เกิดชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยเฉพาะ ดังนั้นเนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึงผลกระทบที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ การคำนวณค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศนี้ และการแก้ไขการระบุตำแหน่งโดยใช้ค่าแก้ไขจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยใช้ข้อมูลจากเครื่องรับ GNSS ชนิด 2 ความถี่ ที่สามารถประมาณค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ หรือคำนวณปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Total Electron Content: TEC) ซึ่งเป็นค่ามาตรฐานที่ใช้ในการระบุคุณลักษณะต่าง ๆ ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยเนื้อหาของบทนี้จะจะเป็นพื้นฐานสำคัญในการศึกษาแบบจำลองของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric model) และพัฒนาแบบจำลองให้มีความสอดคล้องกับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในลำดับถัดไป

3.1 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และผลกระทบต่อการระบุตำแหน่งเครื่องรับ GNSS

ชั้นบรรยากาศของโลก คือ อากาศที่ห่อหุ้มโลกตั้งแต่พื้นโลกสูงขึ้นไป โดยทั่วไปสามารถแบ่งชั้นบรรยากาศของโลก โดยแบ่งตามอุณหภูมิและความสูงจากพื้นผิวโลกออกเป็น 5 ชั้น ได้แก่ โทรโพสเฟียร์ (Troposphere) ความสูง 0 - 50 กิโลเมตร สตราโทสเฟียร์ (Stratosphere) ความสูง 50 - 85 กิโลเมตร มีโซสเฟียร์ (Mesosphere) ความสูง 85 - 100 กิโลเมตร เทอร์โมสเฟียร์ (Thermosphere) ความสูง 100 - 500 กิโลเมตร และ เอกโซสเฟียร์ (Exosphere) ความสูงตั้งแต่ 500 กิโลเมตรขึ้นไป แสดงดังรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 ชั้นบรรยากาศโลก [11]

จากรูปที่ 3.1 ด้านซ้าย จะแบ่งชั้นบรรยากาศตามอุณหภูมิและความสูง ด้านขวา ภายหลังจากมีการค้นพบการสะท้อนของคลื่นความถี่วิทยุในย่านความถี่สูงที่บริเวณชั้นบรรยากาศความสูง 50 - 1000 กิโลเมตรจากพื้นผิวโลก (อยู่บริเวณชั้นมิโซสเฟียร์ ชั้นเทอร์โมสเฟียร์ และเอกโซสเฟียร์) โดยเรียกชั้นบรรยากาศนี้ว่า ชั้นไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere) ซึ่งในชั้นบรรยากาศนี้จะประกอบไปด้วยอิเล็กตรอน (Electron) อิสระอยู่เป็นจำนวนมาก ที่เกิดจากรังสีที่แผ่มาจากดวงอาทิตย์ (Solar radiation) กระแทกกับโมเลกุลของก๊าซในชั้นบรรยากาศ ทำให้เกิดการแตกตัวเป็นไอออน (Ion) โดยเรียกปรากฏการณ์นี้ว่า กระบวนการไอออไนซ์ (Ionization) ในกระบวนการนี้จะเกิดขึ้นส่วนใหญ่ในช่วงเวลากลางวันเนื่องจากการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ มากกว่าในช่วงเวลากลางคืนที่ได้รับผลกระทบการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์น้อยกว่า ชั้นไอโอโนสเฟียร์สามารถแบ่งออกเป็นชั้นต่าง ๆ ได้ดังนี้

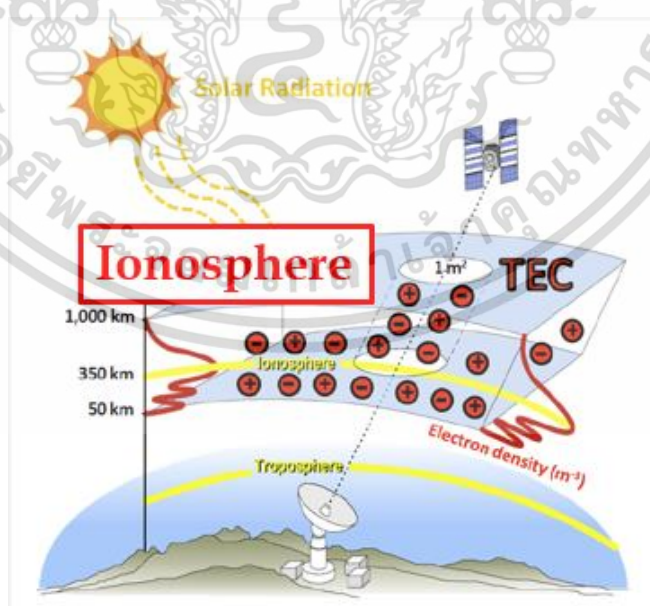
ชั้น D (D-layer) ความสูงประมาณ 60 – 85 กิโลเมตรจากพื้นผิวโลก โดยในชั้นนี้จะมีกระบวนการไอออไนซ์ค่อนข้างต่ำเมื่อเทียบกับชั้นอื่น ๆ ในด้านการสื่อสาร คลื่นความถี่วิทยุย่านกลาง (MF: Medium Frequency) และความถี่วิทยุย่านต่ำ (LF: Lower Frequency) จะถูกดูดซับในชั้น D ซึ่งเกิดจากคลื่นวิทยุผ่านทำให้อิเล็กตรอนเคลื่อนที่ ซึ่งจะชนกับโมเลกุลที่เป็นกลาง ทำให้พลังงานของคลื่นวิทยุลดลง เนื่องจากชั้นอยู่กับปริมาณอิเล็กตรอน ดังนั้น การส่งสัญญาณวิทยุย่านกลางและต่ำในช่วงเวลากลางวันจะมีประสิทธิภาพต่ำกว่าการส่งสัญญาณในช่วงเวลากลางคืน

ชั้น E (E-layer) เป็นชั้นตรงกลางที่มีความสูงประมาณ 90 – 150 กิโลเมตรจากพื้นผิวโลก การแตกตัวของไอออนในชั้นนี้จะสูงมากกว่าชั้น D ซึ่งเกิดจากการแตกตัวของโมเลกุลก๊าซออกซิเจน (O₂) ในด้านการสื่อสาร ชั้น E สามารถสะท้อนความถี่วิทยุย่านต่ำประมาณ 10 MHz บางครั้งจะเกิดเหตุการณ์

ที่เรียกว่า Sporadic E (Es) ที่ทำให้ชั้นบรรยากาศสามารถสะท้อนความถี่วิทยุย่านสูงมาก (VHF: Very High Frequency) ประมาณ 225 MHz ซึ่งระยะเวลาการเกิดอยู่ในช่วงไม่กี่นาที จนถึงหลายชั่วโมง

ชั้น F (F-layer) เป็นชั้นบรรยากาศที่มีความสูงประมาณ 150 – 500 กิโลเมตรจากพื้นผิวโลก ชั้น F เป็นชั้นที่มีปริมาณความหนาแน่นของอิเล็กตรอนสูงที่สุด โดยจะแยกออกเป็น 2 ชั้นในช่วงเวลากลางวัน คือ ชั้น F1 และ F2 และรวมกันเป็นชั้นเดียวกันในช่วงเวลากลางคืน ซึ่งมีคุณสมบัติสะท้อนความถี่ย่านสูง (HF: High Frequency) ซึ่งทำให้เพิ่มระยะทางการส่งสัญญาณมากยิ่งขึ้นโดยอาศัยการสะท้อนของสัญญาณ

จากคุณสมบัติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ทำให้ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีบทบาทสำคัญต่อระบบการสื่อสารโดยเฉพาะระบบการสื่อสารดาวเทียมและนำร่อง โดยในบทนี้จะสนใจการจำลองค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศนี้ที่ส่งผลต่อการประมาณค่าพิกัดของเครื่องรับ โดยในการส่งสัญญาณของดาวเทียมกำหนดให้ความเร็วของสัญญาณมีค่าคงที่เท่ากับความเร็วแสงในสุญญากาศตามมาตรฐาน WGS-84 ดังที่กล่าวมาในบทที่ 2 แต่เนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นประกอบไปด้วยอิเล็กตรอนและไอออนอิสระ ทำให้ค่าดัชนีของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ไม่คงที่ ส่งผลให้ความเร็วในการส่งสัญญาณในช่วงที่ผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดการหน่วงเวลาขึ้น เรียกว่าค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หรือค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay) แสดงดังรูปที่ 3.2



รูปที่ 3.2 การส่งสัญญาณผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [12]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.2 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ประกอบไปด้วยความหนาแน่นของอิเล็กตรอน โดยใช้ ปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC) แทนค่า 10^{16} อิเล็กตรอนต่อ 1 ตารางเมตร (TECu) เนื่องจากการคำนวณระยะทางเทียมจะขึ้นอยู่กับเวลาที่ใช้ในการส่งสัญญาณ ดังนั้นเวลาที่ได้รับจะมีความหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศนี้ด้วย โดยในแต่ละความถี่จะมีความหน่วงเวลาแตกต่างกัน ค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ต่อค่า TEC และความถี่ มีความสัมพันธ์ดังนี้

$$T_{iono} = \frac{40.3}{f^2} TEC \quad (3.1)$$

โดย T_{iono} คือค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ f คือความถี่ที่ใช้ในการส่งสัญญาณ เนื่องจากค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ในแต่ละความถี่ไม่เท่ากัน ดังนั้นจึงใช้ค่า TEC ที่แสดงถึงค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในทุกความถี่ ยกตัวอย่างเช่น คำนวณค่า TEC ได้ 1 TECu แสดงว่าค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ในความถี่ที่ 1 มีค่าประมาณ 0.5 นาโนวินาที หรือ 16 เซนติเมตรในระยะทางเทียมของความถี่ที่ 1

3.2 การคำนวณค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

3.2.1 การคำนวณค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay)

จากบทที่ 2 เมื่อเครื่องรับได้รับข้อมูลจากดาวเทียมจะสามารถนำช่วงเวลาที่สัญญาณเดินทาง นำไปคำนวณระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ โดยเครื่องรับชนิด 2 ความถี่จะสามารถนำระยะทางเทียม (Pseudorange) จากทั้ง 2 ความถี่มาคำนวณปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่สามารถนำไปคำนวณค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นไอโอโนสเฟียร์ได้ตามที่กล่าวมา ความสัมพันธ์ของระยะทางเทียมที่คำนวณจากนั้บคาร์รหัสของข้อมูลสัญญาณ (Code pseudorange) กับค่าความผิดพลาดต่าง ๆ ในความถี่ที่ 1

$$P_1 = \rho + d_{iono,f1} + c(b'_{p1} + b^s_{p1}) + \varepsilon_{p1} \quad (3.2)$$

และในความถี่ที่ 2

$$P_2 = \rho + d_{iono,f2} + c(b'_{p2} + b^s_{p2}) + \varepsilon_{p2} \quad (3.3)$$

ความสัมพันธ์ของระยะทางเทียมที่คำนวณจากวัตรยะเฟสของความถี่คลื่นพาห์ (Carrier-phase pseudorange) กับค่าความผิดพลาดต่าง ๆ ในความถี่ที่ 1

$$L_1 = \rho - d_{iono,f1} + \lambda_1 n_1 + \varepsilon_{L1} \quad (3.4)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และในสมการที่ 2

$$L_2 = \rho - d_{iono,f2} + \lambda_2 n_2 + \varepsilon_{L2} \quad (3.5)$$

โดยที่

$P_{1,2}$ คือ Code pseudorange (m) ของความถี่ที่ 1 และ 2

$L_{1,2}$ คือ Carrier-phase pseudorange (m) ของความถี่ที่ 1 และ 2

ρ คือ ระยะทางจริง (m)

$d_{iono,f1}, d_{iono,f2}$ คือ ค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ความถี่ที่ 1 และ 2 ตามลำดับ (m)

b^s, b^r คือ ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากดาวเทียม และเครื่องรับ (s) ตามลำดับ

c คือ ความเร็วแสง 299,792,458 m/s

λ คือ เฟสของความถี่ (m)

n คือ ค่าความกำกวมที่เป็นจำนวนเต็ม (integer ambiguity)

ε คือ สัญญาณรบกวนอื่น ๆ และสัญญาณสะท้อน (m)

ในการคำนวณค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์จะใช้ผลรวมเชิงเส้น (Linear combination)

ระหว่างระยะทางเทียมทั้ง 2 ความถี่ โดยนำสมการที่ 3.3 – 3.2 แสดงได้ดังนี้

$$P_2 - P_1 = T_{iono,f2} - T_{iono,f1} + [c(b_{p2}^r + b_{p2}^s) - c(b_{p1}^r + b_{p1}^s)] + \varepsilon_{p3}$$

จัดรูป และใช้ความสัมพันธ์ระหว่าง TEC ในสมการที่ 3.1 ได้ดังนี้

$$\begin{aligned} TEC = & \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{A(f_1^2 - f_2^2)} \right) (P_2 - P_1) \\ & - \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{A(f_1^2 - f_2^2)} \right) [c(b_{p2}^r + b_{p2}^s) - c(b_{p1}^r + b_{p1}^s)] \\ & - \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{A(f_1^2 - f_2^2)} \right) \varepsilon_{p3} \end{aligned} \quad (3.6)$$

โดยที่ A เป็นค่าคงที่เท่ากับ 40.3 จากผลลัพธ์ของผลรวมเชิงเส้น ในสมการที่ 3.6 สามารถแบ่งส่วนประกอบของ TEC ออกเป็น 3 ส่วนแสดงดังสมการนี้

$$STEC_p = K(P_2 - P_1) + STEC_{mv} + STEC_{noise} \quad (3.7)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ $STEC_p$ คือค่า TEC ในแนวเส้นสายตา (Line of sight) ระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมเรียกว่า STEC (Slant TEC) ที่คำนวณมาจากผลรวมเชิงเส้นของ code pseudorange TEC_{hw} คือค่าความผิดพลาดในหน่วย TECu ที่เกิดจากฮาร์ดแวร์หรือไบอัสของฮาร์ดแวร์ (Hardware biases) TEC_{noise} คือค่าความผิดพลาดในหน่วย TECu ที่เกิดจากสัญญาณรบกวน สัญญาณสะท้อน และสัญญาณอื่น ๆ และ K คือค่าคงที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความถี่

$$K = \frac{10^{-16}}{A} \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) = 9.5196$$

เช่นเดียวกัน เมื่อนำสมการที่ 3.5 – 3.4 จัดรูปและใช้ความสัมพันธ์ระหว่าง TEC ได้ผลลัพธ์ดังนี้

$$\begin{aligned} TEC = & \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{A(f_1^2 - f_2^2)} \right) (L_1 - L_2) \\ & - \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{A(f_1^2 - f_2^2)} \right) [\lambda_2 n_2 - \lambda_1 n_1] \\ & - \left(\frac{f_1^2 f_2^2}{A(f_1^2 - f_2^2)} \right) \varepsilon_{L3} \end{aligned} \quad (3.8)$$

ในสมการที่ 3.8 สามารถแบ่งส่วนประกอบของ TEC ออกเป็น 3 ส่วนแสดงดังสมการนี้

$$STEC_L = K(L_1 - L_2) + STEC_{ambiguity} + STEC_{noise} \quad (3.9)$$

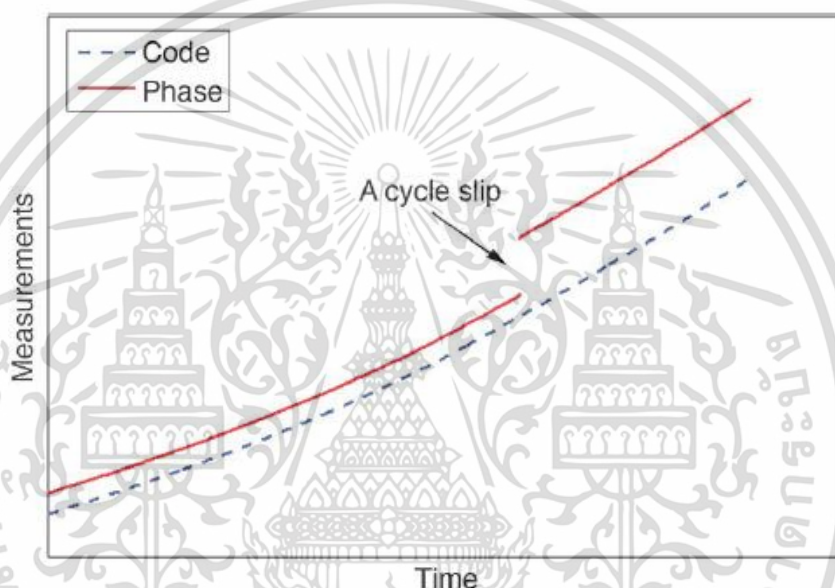
โดยที่ $STEC_L$ คือค่า STEC ที่คำนวณมาจากผลรวมเชิงเส้นของ carrier-phase pseudorange $STEC_{ambiguity}$ คือค่าความผิดพลาดในหน่วย TECu ที่เกิดจากความกำกวมของการนับเฟสของสัญญาณ โดยค่า STEC สามารถเปลี่ยนค่า TEC ในแนวสายตาเป็นค่า TEC จากแนวตั้งเรียกว่า VTEC (Vertical TEC) โดยใช้สมการความสัมพันธ์ (Slant factor) ดังนี้

$$SF = \sqrt{1 - \left[\frac{R \times \cos(e)}{R+h} \right]^2} \quad (3.10)$$

จากสมการที่ 3.7 และ 3.9 จึงจำเป็นต้องคำนวณค่าผิดพลาดที่เกิดจากการหน่วงเวลาของฮาร์ดแวร์ ความกำกวม และสัญญาณรบกวนอื่น ๆ

3.2.2 การแก้ไขการเกิดคลื่นหลุด (Cycle slip)

การเกิด cycle slip เกิดจากการขาดหายเป็นช่วง ๆ ซึ่งเกิดขึ้นได้จากหลาย ๆ สาเหตุ เช่น สัญญาณสะท้อน ความแรงของสัญญาณน้อย หรือความแปรปรวนของธรรมชาติ เป็นต้น การเกิด cycle slip ของการรับคลื่นของเครื่องรับ GNSS ส่งผลให้ข้อมูลเกิดความไม่ต่อเนื่อง และบางครั้งทำให้การนับเฟสของ carrier-phase pseudorange เกิดความคลาดเคลื่อนดังรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 ลักษณะ cycle slip ของ carrier-phase pseudorange [13]

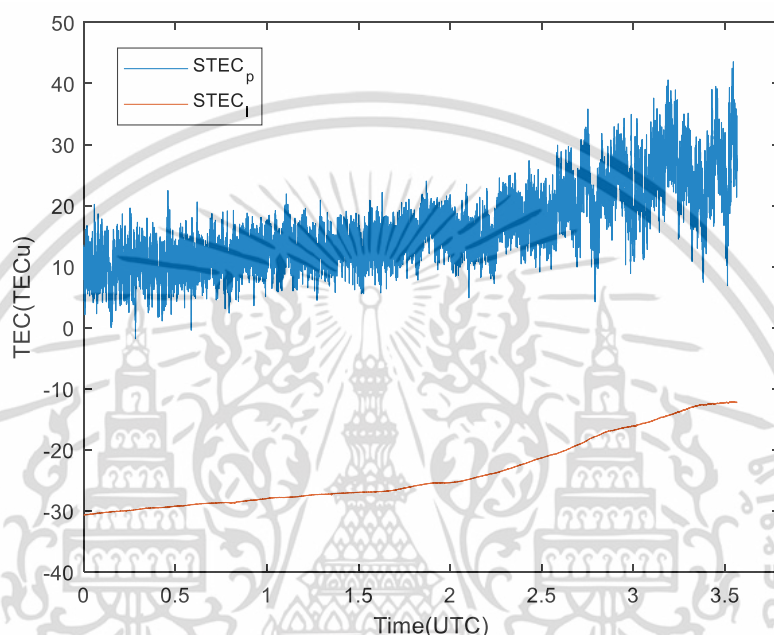
วิธีการแก้ไข [14] มีขั้นตอนหลัก ๆ 2 ขั้นตอนคือ

1. ตรวจสอบหาตำแหน่งที่เกิด cycle slip โดยหาจุดที่ค่า $STEC_L$ แตกต่างกันมาก และช่วงเวลาที่ $STEC_L$ หายไป
2. แก้ไขระดับของ $STEC_L$ โดยปรับค่าระดับของ $STEC_L$ ณ ตำแหน่งที่เกิด cycle slip ให้เท่ากัน และประมาณค่าในช่วงข้อมูลที่หายไป

3.2.3 การประมาณค่ากำกวม (Ambiguity)

จากการคำนวณค่า STEC ในหัวข้อที่ 3.2.1 และ 3.2.2 ที่สามารถคำนวณได้จากผลรวมเชิงเส้นของ carrier-phase pseudorange หรือ code pseudorange โดยค่ากำกวมจะเกิดขึ้นในการคำนวณค่า STEC จาก carrier-phase pseudorange เนื่องจากปัญหาในการระบอบของสัญญาณ

คลื่นพาห้จะไม่สามารถระบุจุดเริ่มต้นของข้อมูลได้ ซึ่งต่างจาก code pseudorange ที่สามารถกำหนดได้จากอัตสหสัมพันธ์ (Autocorrelation) ทำให้เกิดค่าไบอัสโดยแสดงความแตกต่าง แสดงตัวอย่างดังรูปที่ 3.4



รูปที่ 3.4 ตัวอย่าง STEC ที่คำนวณจากดาวเทียม PRN1
ในวันที่ 6 กรกฎาคม ค.ศ. 2018

จากรูปที่ 3.4 เนื่องจากระดับของ STEC จาก code pseudorange มีค่าที่ไม่มีไบอัส ดังนั้นวิธีการแก้ไขค่าความกำกวมนี้สามารถแก้ไขได้โดยหาค่าส่วนต่างเฉลี่ยได้ดังนี้

$$STEC = STEC_{l,i} + (\overline{STEC}_p^j - \overline{STEC}_l^j) \quad (3.11)$$

ค่า $STEC$ คือค่า STEC ที่ไม่มีค่าไบอัสความกำกวม i คือช่วงของข้อมูลตามเวลา j คือช่วงของข้อมูลตามหมายเลขดาวเทียม (PRN) \overline{STEC}_p^j และ \overline{STEC}_l^j คือค่าเฉลี่ยของ STEC จาก code pseudorange และ carrier-phase pseudorange

3.2.4 การประมาณค่าไบอัสของฮาร์ดแวร์ (Hardware bias)

ในการส่งสัญญาณดาวเทียมมายังเครื่องรับ ค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากอุปกรณ์สามารถทำให้ข้อมูลที่รับเกิดความผิดพลาดได้ ในการประมาณค่าไบอัสของฮาร์ดแวร์จะรวมถึงค่าหน่วยเวลาอื่น ๆ ที่เป็นปัจจัยจากสาเหตุอื่นโดยจะนำมาคำนวณในการประมาณค่าไบอัสของฮาร์ดแวร์ด้วยเช่นกัน จากสมการที่ 3.11 จะได้ค่า STEC ที่ปราศจากไบอัสความกำกวม แต่ยังมีค่าไบอัสจากอุปกรณ์อยู่โดยมีลักษณะสมการดังนี้

$$STEC_{adj} = STEC + B_s + B_R \quad (3.12)$$

โดย B_s และ B_R คือค่าไบอัสที่เกิดจากอุปกรณ์ดาวเทียมและอุปกรณ์ของเครื่องรับ ดังนั้นจะแบ่งการประมาณค่าไบอัสของฮาร์ดแวร์ ($STEC_{mv}$ ในสมการที่ 3.7) ในการคำนวณค่าหน่วยเวลาไอโอโนสเฟียร์ คือ ค่าไบอัสจากดาวเทียม (Satellite biases) และค่าไบอัสจากเครื่องรับ (Receiver bias)

3.2.4.1 ค่าไบอัสจากดาวเทียม

ในการคำนวณของผู้ใช้งานความถี่เดียวจะส่งค่าแก้ไขจากค่าหน่วยเวลาสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม อย่างไรก็ตาม ในการคำนวณของผู้ใช้งาน 2 ความถี่ เช่น การคำนวณค่าหน่วยเวลาไอโอโนสเฟียร์ จำเป็นต้องคำนวณค่าไบอัสระหว่าง 2 ความถี่ ซึ่งจะมีค่าแตกต่างกันในแต่ละดาวเทียม โดยมีผู้ให้บริการจาก CODE [15] (Center for Orbit Determination in Europe) ให้บริการข้อมูลค่าไบอัสจากดาวเทียม ที่ให้ผู้ใช้งานทั่วไปสามารถรับค่าไบอัสมาคำนวณเป็นค่าแก้ไขได้ โดยข้อมูลที่ให้บริการจะแสดงอยู่ในรูปผลต่างของค่าหน่วยเวลาในการเดินทางของความถี่ที่ 1 และความถี่ที่ 2 ของดาวเทียมเรียกว่า Differential Code Bias (DCB)

3.2.4.2 ค่าไบอัสจากเครื่องรับ

โดยทั่วไปค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากเครื่องรับที่มีสาเหตุมาจากความผิดพลาดของอุปกรณ์จะละไว้ เนื่องจากมีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับค่าหน่วยเวลาอื่น แต่ในการคำนวณค่าไบอัสจากเครื่องรับจะรวมค่าหน่วยเวลาของ DCB อื่น ๆ นอกเหนือจาก DCB จากดาวเทียม โดยการประมาณค่าไบอัสจากเครื่องรับ จะใช้ค่า STEC ที่ลบค่าไบอัสจากดาวเทียม โดยวิธีประมาณค่ามีหลายวิธี โดยในวิจัยนี้จะใช้ 2 วิธีหลัก ๆ คือ วิธี Zero-adjust [16] และหาค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานต่ำสุด [17] (Minimum standard deviation)

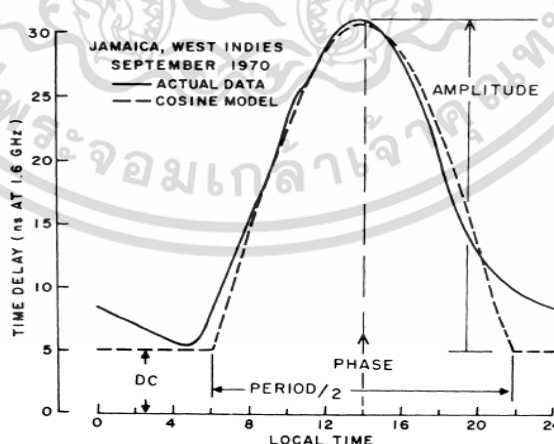
โดยวิธี Zero-adjust จะให้ค่า STEC ต่ำที่สุดมีค่าเท่ากับศูนย์ ดังนั้นค่า STEC ที่ต่ำที่สุดจะมีค่าเท่ากับ ไบอัสของเครื่องรับ แต่ในพื้นที่ของเครื่องรับบริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลก จะมีค่า STEC ค่อนข้างสูง ทำให้การประมาณค่าโดยวิธี Zero-adjust ทำให้เกิดความผิดพลาดในการประมาณค่าไบอัสได้ ดังนั้นในงานวิจัยนี้จะใช้การประมาณค่าด้วยหาค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานต่ำสุด โดยจะใช้การคำนวณค่าความแปรปรวนจากการเปลี่ยนค่า STEC เป็น VTEC จากสมการที่ 3.10

3.3 แบบจำลองโกลบูชา

3.4.1 การสร้างแบบจำลองโกลบูชา

จากการคำนวณในหัวข้อที่ 3.2 ปัญหาที่เกิดจากค่าห้วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถแทนค่าห้วงเวลาโดยใช้แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ที่คำนวณได้โดยใช้ข้อมูลจากเครื่องรับ 2 ความถี่ แต่ในผู้ใช้ความถี่เดียว เช่น โทรศัพท์มือถือ ยานพาหนะ หรือเครื่องบิน เป็นต้น ไม่สามารถคำนวณค่าห้วงเวลานี้ได้ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องสร้างแบบจำลองที่ใช้ทดแทนค่าห้วงเวลานี้ ซึ่งในงานวิจัยนี้จะศึกษาแบบจำลองโกลบูชาที่เป็นที่นิยมต่อผู้ใช้งานจีพีเอสความถี่เดียว และสามารถปรับปรุงประสิทธิภาพแบบจำลองให้สามารถลดค่าห้วงเวลามากขึ้น

ในปี 1987 John A. Klobuchar [18] ได้สร้างแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์แทนที่ค่าห้วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แบบจำลองมีลักษณะดังรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 แบบจำลองโกลบูชาเทียบกับค่าห้วงเวลาชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [18]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.5 แบบจำลองมีลักษณะเป็นรูปกราฟโคไซน์ (เส้นประ) ซึ่งมีลักษณะแนวโน้มเดียวกับค่าหน่วยเวลาที่คำนวณจากการวัดจริง (เส้นทึบ) แทนค่าหน่วยเวลาแนวตั้งของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ความสูง 350 km สำหรับผู้ใช้งานจีพีเอสความถี่เดียว

แบบจำลองโกลบусаสามารถประมาณค่าโดยใช้ค่าพารามิเตอร์หลัก 3 ค่า คือ ค่าสัมประสิทธิ์ที่ได้รับจากข้อมูลดาวเทียม (α, β) ตำแหน่งของผู้รับ (ϕ_u, λ_u) และมุมเงยระหว่างผู้รับและดาวเทียม (E) ได้โดยมี 7 ขั้นตอนดังนี้

1. คำนวณมุมเงยจากจุดศูนย์กลางโลก (Center of earth angle: ψ)

$$\psi = \frac{0.0137}{E + 0.11} - 0.022 \quad (3.13)$$

โดย E คือมุมเงยจากตำแหน่งผู้รับไปยังดาวเทียมในหน่วยครึ่งวงกลม (Semi-circle)

2. คำนวณตำแหน่งละติจูด (ϕ_l) และลองจิจูด (λ_l) ณ จุด IPP

$$\phi_l = \phi_u + \psi \cos A \quad (3.14)$$

$$\lambda_l = \lambda_u + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_l} \quad (3.15)$$

โดย A คือมุมกวาดจากตำแหน่งผู้รับไปยังดาวเทียมในหน่วยครึ่งวงกลม ϕ_u คือตำแหน่งละติจูดของเครื่องรับ และ λ_u คือตำแหน่งลองจิจูดของเครื่องรับ

3. หาค่าละติจูดแม่เหล็ก (Geomagnetic latitude: ϕ_m) ณ จุด IPP

$$\phi_m = \phi_l + 0.064 \cos(\lambda_l - 1.617) \quad (3.16)$$

4. คำนวณเวลา ณ จุด IPP

$$t = 43200\lambda_l + t_{GPS} \quad (3.17)$$

โดย t_{GPS} คือเวลาของดาวเทียม

5. คำนวณค่าแอมพลิจูดของแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ (AMP)

$$AMP = \begin{cases} \alpha_0 + \alpha_1\phi_m + \alpha_2\phi_m^2 + \alpha_3\phi_m^3 & AMP > 0 \\ 0 & AMP \leq 0 \end{cases} \quad (3.18)$$

โดย $\alpha_{0,1,2,3}$ คือค่าสัมประสิทธิ์จากข้อมูลดาวเทียมส่วนแอมพลิจูดของแบบจำลอง

6. คำนวณค่าคาบของแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ (PER)

$$PER = \begin{cases} \beta_0 + \beta_1 \phi_m + \beta_2 \phi_m^2 + \beta_3 \phi_m^3 & PER > 0 \\ 72000 & PER \leq 0 \end{cases} \quad (3.19)$$

โดย $\beta_{0,1,2,3}$ คือค่าสัมประสิทธิ์จากข้อมูลดาวเทียมส่วนคาบของแบบจำลอง

7. คำนวณแบบจำลองโกลบูซา (T_{klob})

$$T_{klob}(t) = \begin{cases} DC + AMP \cdot \cos(x_p) & |x_p| < 1.57 \\ DC & other \end{cases} \quad (3.20)$$

โดยที่

$$x_p = (2\pi \cdot \frac{t - 50400}{PER})$$

และ DC คือค่าคงที่มีค่าเท่ากับ 5 นาโนวินาที ค่าหน่วยเวลาไอโอโนสเฟียร์เป็นค่าหน่วยเวลาของความถี่ที่ 1 (1575.42 MHz) ในแนวตั้ง โดยสามารถเปลี่ยนเป็นค่าหน่วยเวลาในแนวเส้นสายตาโดยใช้สมการความสัมพันธ์

$$F = 1 + 16(0.53 - E)^3 \quad (3.21)$$

ในหน่วยของครึ่งวงกลม และในส่วนโคไซน์ในสมการที่ 3.20 สามารถแปลงเป็นอนุกรมเทย์เลอร์ได้ดังนี้

$$T_{klob}(t) = \begin{cases} F \times \left[DC + AMP \cdot \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \right] & |x_p| < 1.57 \\ F \times DC & other \end{cases} \quad (3.22)$$

โดย T_{klob} เป็นค่าหน่วยเวลาไอโอโนสเฟียร์ในแนวเส้นสายตา

จากวิธีการคำนวณแบบจำลองโกลบูซาจะเห็นได้ว่าส่วนสำคัญที่ใช้คำนวณแอมพลิจูดและคาบคือค่าสัมประสิทธิ์ 8 ค่า แต่ในพื้นที่ละติจูดต่ำค่าหน่วยเวลาที่คำนวณจากค่าสัมประสิทธิ์เดิมมีค่าแตกต่างกับค่าหน่วยเวลาจริงมาก ดังนั้นในหัวข้อถัดไปจะนำเสนอวิธีการคำนวณค่าสัมประสิทธิ์ใหม่

3.4.2 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้องกับการประมาณค่าสัมประสิทธิ์โกลบูซา

หลังจากแบบจำลองโกลบูซาได้ถูกสร้างขึ้น ถัดมาในปี 2008 Y. Yubin [19] ได้เริ่มพัฒนาแบบจำลองโกลบูซาโดยสร้างค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองชุดใหม่ออกมาโดยใช้การเปรียบเทียบ

แบบจำลองโกลบูซากับสมการปราศจากไอออนสเฟียร์ (iono-free combination) แสดงความสัมพันธ์
ดังนี้

$$T_{klob} = T_{klob}^0 + \sum_{n=0}^3 \frac{\partial T_{klob}}{\partial \alpha_n} d\alpha_n + \sum_{n=0}^3 \frac{\partial T_{klob}}{\partial \beta_n} d\beta_n \quad (3.23)$$

โดยค่า T_{klob}^0 คือแบบจำลองที่คำนวณได้จากค่าสัมประสิทธิ์ที่มาจากดาวเทียม เมื่อพิจารณาการหาอนุพันธ์
ของ α ในสมการที่ 3.23 จะมีค่าเท่ากับ

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_{klob}}{\partial \alpha_0} &= F \times \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \\ \frac{\partial T_{klob}}{\partial \alpha_1} &= F \times \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \cdot \phi_m \\ \frac{\partial T_{klob}}{\partial \alpha_2} &= F \times \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \cdot \phi_m^2 \\ \frac{\partial T_{klob}}{\partial \alpha_3} &= F \times \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \cdot \phi_m^3 \end{aligned} \quad (3.24)$$

และพิจารณาการหาอนุพันธ์ของ β ในสมการที่ 3.23 จะมีค่าเท่ากับ

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_{klob}}{\partial \beta_0} &= F \cdot AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \\ \frac{\partial T_{klob}}{\partial \beta_1} &= F \cdot AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \cdot \phi_m \\ \frac{\partial T_{klob}}{\partial \beta_2} &= F \cdot AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \cdot \phi_m^2 \\ \frac{\partial T_{klob}}{\partial \beta_3} &= F \cdot AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \cdot \phi_m^3 \end{aligned} \quad (3.25)$$

โดยค่า AMP_0 และ PER_0 คือค่าที่คำนวณได้เริ่มต้นจากค่าสัมประสิทธิ์ที่มาจากดาวเทียม หลังจากนั้นทำ
การเปรียบเทียบกับแบบจำลองไอออนสเฟียร์ โดยประมาณการแปลงเป็นระบบสมการเชิงเส้นได้ดังนี้

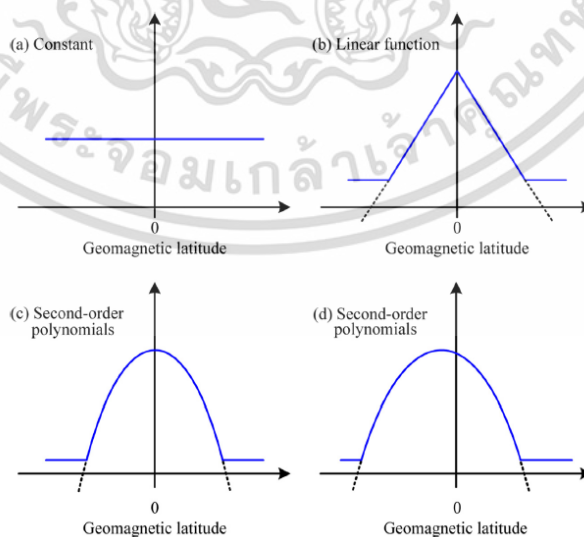
$$\begin{bmatrix} \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \alpha_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \alpha_3} & \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \beta_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \beta_3} \\ \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \alpha_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \alpha_3} & \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \beta_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \beta_3} \\ \vdots & & \vdots & \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \alpha_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \alpha_3} & \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \beta_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \beta_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\alpha_0 \\ d\alpha_1 \\ d\alpha_2 \\ d\alpha_3 \\ d\beta_0 \\ d\beta_1 \\ d\beta_2 \\ d\beta_3 \end{bmatrix} + \frac{1.546}{C} \begin{bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ \vdots \\ N_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ \vdots \\ d_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \vdots \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.26)$$

โดยที่

$$d_k = T_{klob}^{0,k} - 1.546(P_1^k - L_1^k) / C$$

ค่า k คือค่าหมายเลขดาวเทียมที่รับค่าได้ต่อ 1 ช่วงเวลา N_k คือค่าความกำกวมของสัญญาณคลื่นพาห์ หลังจากนั้นแก้ไขสมการที่ 3.26 โดยใช้วิธีทำซ้ำสำหรับระบบสมการเชิงเส้น (iterative methods) จะได้ค่าแก้ไขของค่าสัมประสิทธิ์ที่ทำให้แบบจำลองมีค่าใกล้เคียงสมการปราศจากไอโอโนสเฟียร์มากที่สุด แต่เนื่องจากการใช้สมการปราศจากไอโอโนสเฟียร์ทำให้ค่าสัญญาณรบกวนอื่น ๆ และค่าไบอัสของฮาร์ดแวร์มีค่าเพิ่มขึ้น ทำให้ค่าสัมประสิทธิ์คำนวณโดยใช้เวลานานและมีความแปรปรวนสูง

ปี 2016 N. Wang [20] ได้นำเสนอวิธีการพัฒนาแบบจำลองโกลบรูชาโดยเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์ (จาก 8 เป็น 9 หรือ 10 ค่า) เพื่อปรับปรุงแบบจำลองในช่วงเวลากลางคืน ในแบบจำลองโกลบรูชาเดิมนั้นจะใช้ค่าคงที่ 5 นาโนวินาที ดังสมการที่ 3.20 ในงานวิจัยนี้ได้ปรับปรุงโดยแทนค่าคงที่ในช่วงเวลากลางคืนด้วยสมการคณิตศาสตร์ 4 แบบ แสดงดังรูปที่ 3.6



รูปที่ 3.6 กราฟฟังก์ชันคณิตศาสตร์ที่ใช้แทนค่าคงที่ในช่วงเวลากลางคืน [10]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.6 (a). เปลี่ยนเลขค่าคงที่ช่วงเวลากลางคืนโดยใช้ค่าคงที่ที่ประมาณจากข้อมูลจีพีเอสเขียนใน รูปแบบสมการคือ

$$DC = A \quad (3.27)$$

(b). เปลี่ยนค่าคงที่ช่วงเวลากลางคืนเป็นฟังก์ชันเส้นตรงที่แปรผันตามตำแหน่งละติจูดของเครื่องรับที่ สมมาตรตามแกนเส้นศูนย์สูตร เขียนในรูปแบบสมการคือ

$$DC = A - B \cdot |\phi_m| \quad (3.28)$$

(c). เปลี่ยนค่าคงที่ช่วงเวลากลางคืนเป็นฟังก์ชันโพลีโนเมียลอันดับสองที่แปรผันตามตำแหน่งละติจูดของ เครื่องรับที่สมมาตรตามแกนเส้นศูนย์สูตร เขียนในรูปแบบสมการคือ

$$DC = A - B \cdot \phi_m^2 \quad (3.29)$$

(d). เปลี่ยนค่าคงที่ช่วงเวลากลางคืนเป็นฟังก์ชันโพลีโนเมียลอันดับสองที่แปรผันตามตำแหน่งละติจูดของ เครื่องรับที่ไม่สมมาตรตามแกนเส้นศูนย์สูตร เขียนในรูปแบบสมการคือ

$$DC = A - B \cdot \phi_m - C \cdot \phi_m^2 \quad (3.30)$$

โดยที่ A B และ C คือค่าสัมประสิทธิ์ดาวเทียมที่เพิ่มขึ้นจาก 8 ค่าเป็น 9 10 และ 11 ค่า จากผลการ ทดลองในงานวิจัยนี้ฟังก์ชันโพลีโนเมียลอันดับสองที่สมมาตร จากสมการที่ 3.29 ให้ประสิทธิภาพที่ดีที่สุด โดยสามารถแก้ไขค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ประมาณ 61-68 เพอร์เซ็นต์ จาก ผลการทดลองในปี 2002 และ 2006

และในปี 2018 D. Venkata [21] ได้พัฒนาการสร้างค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองโกลบรูชาโดยใช้ การเปรียบเทียบแบบจำลองโกลบรูชากับ GIM [22] ซึ่งเป็นแผนที่แสดงค่า TEC ในรูปแบบตาราง (Grid) ทั่วโลก แสดงความสัมพันธ์ดังนี้

$$T_{klob} = T_{klob}^0 + \sum_{n=0}^3 \frac{\partial T_{klob}}{\partial \alpha_n} d\alpha_n + \sum_{n=0}^3 \frac{\partial T_{klob}}{\partial \beta_n} d\beta_n \quad (3.31)$$

โดยค่า T_{klob}^0 คือแบบจำลองที่คำนวณได้จากค่าสัมประสิทธิ์ที่มาจากดาวเทียมซึ่งวิธีการจะคล้ายกับงานที่ ใช้การเปรียบเทียบกับสมการที่ปราศจากไอโอโนสเฟียร์ แต่แตกต่างกันโดยประมาณระบบสมการเชิงเส้น ดังนี้

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \alpha_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \alpha_3} & \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \beta_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^1}{\partial \beta_3} \\ \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \alpha_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \alpha_3} & \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \beta_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^2}{\partial \beta_3} \\ \vdots & & \vdots & \vdots & & \vdots \\ \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \alpha_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \alpha_3} & \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \beta_0} & \dots & \frac{\partial T_{klob}^k}{\partial \beta_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\alpha_0 \\ d\alpha_1 \\ d\alpha_2 \\ d\alpha_3 \\ d\beta_0 \\ d\beta_1 \\ d\beta_2 \\ d\beta_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ \vdots \\ d_k \end{bmatrix} = 0 \quad (3.32)$$

โดยที่

$$d = T_{klob}^{0,k} - T_{GIM}$$

ค่า k คือค่าหมายเลขดาวเทียมที่รับค่าได้ต่อ 1 ช่วงเวลา T_{GIM} คือค่า TEC ที่ได้รับจากแบบจำลอง GIM จากงานวิจัยทั้ง 4 ฉบับ สามารถสรุปข้อดีและข้อเสียของแต่ละงานวิจัย ได้ดังตารางที่ 3.1

ตารางที่ 3.1 สรุปงานทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

ปี ค.ศ. ที่ตีพิมพ์	อัลกอริทึมที่น่าสนใจ	ข้อเด่น	ข้อด้อย
1987	แบบจำลองโกลบรูชา	ใช้ค่าสัมประสิทธิ์ 8 ค่าประมาณค่าห้วงเวลาได้ทั่วโลก	สามารถแก้ไขค่าห้วงเวลาได้ประมาณ 50 เปอร์เซ็นต์
2008	วิธีสร้างค่าสัมประสิทธิ์โดยเปรียบเทียบกับสมการที่ปราศจากไอโอโนสเฟียร์	ช่วยปรับปรุงให้แบบจำลองมีค่าใกล้เคียงกับค่าห้วงเวลามากขึ้น	ค่าสัญญาณรบกวนอื่น ๆ และค่าไบอัสของฮาร์ดแวร์มีค่าสูง ทำให้ใช้เวลาคำนวณช้าและแปรปรวนสูง
2016	ปรับปรุงแบบจำลองโดยเพิ่มค่าสัมประสิทธิ์และพัฒนาช่วงเวลากลางคืน	เนื่องจากนำสมการคณิตศาสตร์แทนค่าในช่วงเวลากลางคืนทำให้เพิ่มประสิทธิภาพในช่วงกลางคืนประมาณ 60-70 เปอร์เซ็นต์	ในช่วงละติจูดต่ำประสิทธิภาพเทียบเท่ากับแบบจำลองดั้งเดิม โดยที่ใช้ค่าสัมประสิทธิ์เพิ่มขึ้น (9-10 สัมประสิทธิ์)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปี ค.ศ. ที่ตีพิมพ์	อัลกอริทึมที่นำเสนอ	ข้อเด่น	ข้อด้อย
2018	วิธีสร้างค่าสัมประสิทธิ์ โดยเปรียบเทียบกับค่า TEC ที่ได้จาก GIM	ค่าสัมประสิทธิ์ที่คำนวณได้ สามารถนำมาใช้คำนวณใน ช่วงเวลาจริง (Realtime- process) ได้	เนื่องจากวิธีการนำเสนอ เปรียบเทียบกับแบบจำลอง GIM ทำให้ข้อมูลไม่ สอดคล้องกับค่าช่วงเวลา จริงในช่วงละติจูดต่ำ

ดังนั้นจากบทสรุปข้อดี-ข้อเสียของงานวิจัยที่ผ่านมา ดังในตารางที่ 3.1 ในงานวิจัยนี้จึงได้นำเสนอวิธีสร้างค่าสัมประสิทธิ์สำหรับแบบจำลองโกลบусаที่ใช้สำหรับผู้ใช้งานที่ตำแหน่งละติจูดต่ำโดยเปรียบเทียบกับค่า TEC ที่คำนวณจากเครื่องรับชนิดรีจิวัด ในการทดลองจะใช้ข้อมูลของเครื่องรับที่ติดตั้งในประเทศไทย ซึ่งวิธีการคำนวณจะอธิบายในหัวข้อถัดไป

3.4 การประมาณค่าสัมประสิทธิ์โกลบусаโดยใช้วิธีที่นำเสนอ

จากหัวข้อที่กล่าวถึงการสร้างแบบจำลองโกลบусаที่แสดงถึงค่าช่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ โดยแปรผันตามค่าละติจูดแม่เหล็ก พารามิเตอร์ที่สำคัญอีกค่าคือค่าสัมประสิทธิ์ของดาวเทียมทั้งหมด 8 ค่าที่จะส่งค่าจาก Master control station (Colorado Springs, USA) จาก 370 ฟังก์ชันพหุนาม โดยคัดเลือกจากข้อมูลสี่แวกดล่อม เช่น ฤดูกาลที่แตกต่างกัน พฤติกรรมของดวงอาทิตย์ เป็นต้น โดยข้อมูลจะส่งผ่านดาวเทียมและจะอัปเดตทุก ๆ 6 วัน

ค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองโกลบусаจึงเป็นพารามิเตอร์สำคัญ ที่เป็นส่วนกำหนดค่าของช่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ ในงานวิจัยนี้จึงได้นำเสนอวิธีสร้างค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองโกลบусаใหม่ โดยเปรียบเทียบกับค่า TEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ 2 ความถี่ อธิบายโดยใช้สมการดังนี้

$$error = \frac{1}{n_i + n_j} \sum_{i=1}^{n_i} \sum_{j=1}^{n_j} (T_{Klob,i}^j - T_{obs,i}^j)^2 \quad (3.33)$$

โดย $error$ คือค่าผลรวมความแตกต่างกำลังสองเฉลี่ย $T_{obs,i}^j$ คือค่าช่วงเวลาจริงที่คำนวณจาก STEC จากข้อมูลเครื่องรับ 2 ความถี่ $T_{Klob,i}^j$ คือค่าเวลาที่คำนวณได้จากแบบจำลองโกลบуса n_i และ n_j คือจำนวนข้อมูลในแต่ละเวลาและดาวเทียม หลังจากนั้นสร้างสมการโดยหาอนุพันธ์ย่อยของสมการที่

3.33 โดยเทียบกับค่าสัมประสิทธิ์ทั้ง 8 ค่า แสดงตัวอย่างการหาอนุพันธ์ย่อยสมการที่ 3.33 ของ α_0 ของ 1 ช่วงเวลา 1 ดวงของดาวเทียม ดังนี้

$$\frac{\partial error}{\partial \alpha_0} = 2 \times (T_{Klob} - T_{obs}) \times \frac{\partial T_{Klob}}{\partial \alpha_0} \quad (3.34)$$

โดยที่

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_{Klob}}{\partial \alpha_0} &= \frac{\partial \left(DC + AMP \cdot \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \right)}{\partial \alpha_0} \\ &= 0 + \left[AMP \cdot \frac{\partial \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right)}{\partial \alpha_0} \right] + \left[\left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \cdot \frac{\partial AMP}{\partial \alpha_0} \right] \end{aligned}$$

จาก

$$AMP = \alpha_0 + \alpha_1 \phi_m + \alpha_2 \phi_m^2 + \alpha_3 \phi_m^3$$

ดังนั้น

$$\begin{aligned} \frac{\partial T_{Klob}}{\partial \alpha_0} &= 0 + [AMP \cdot 0] + \left[\left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \cdot 1 \right] \\ &= \left(1 - \frac{x_p^2}{2} + \frac{x_p^4}{24} \right) \end{aligned} \quad (3.35)$$

หลังจากนั้นแทนค่าสมการที่ 3.34 ได้ความสัมพันธ์ดังนี้

$$\frac{\partial error_i^j}{\partial \alpha_0} = \left(1 - \frac{(x_p)^2}{2} + \frac{(x_p)^4}{24} \right) \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j)$$

ทำการหาอนุพันธ์โดยแบ่งเทียบค่าสัมประสิทธิ์แอลฟา (α) 4 ค่า และเบต้า (β) 4 ค่า ได้ผลลัพธ์ดังนี้

$$\begin{aligned} \frac{\partial error_i^j}{\partial \alpha_0} &= \left(1 - \frac{(x_p)^2}{2} + \frac{(x_p)^4}{24} \right) \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \\ \frac{\partial error_i^j}{\partial \alpha_1} &= \left(1 - \frac{(x_p)^2}{2} + \frac{(x_p)^4}{24} \right) \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \times \phi_m \\ \frac{\partial error_i^j}{\partial \alpha_2} &= \left(1 - \frac{(x_p)^2}{2} + \frac{(x_p)^4}{24} \right) \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \times \phi_m^2 \\ \frac{\partial error_i^j}{\partial \alpha_3} &= \left(1 - \frac{(x_p)^2}{2} + \frac{(x_p)^4}{24} \right) \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \times \phi_m^3 \end{aligned} \quad (3.36)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และ

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial error_i^j}{\partial \beta_0} &= AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \\
 &\quad \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \\
 \frac{\partial error_i^j}{\partial \beta_1} &= AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \\
 &\quad \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \times \phi_m \\
 \frac{\partial error_i^j}{\partial \beta_2} &= AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \\
 &\quad \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \times \phi_m^2 \\
 \frac{\partial error_i^j}{\partial \beta_3} &= AMP \cdot \left(\frac{4\pi^2(t-50400)^2}{PER^3} - \frac{8\pi^4(t-50400)^4}{3PER^5} \right) \\
 &\quad \times 2 \times (T_{klob,i}^j - T_{obs,i}^j) \times \phi_m^3
 \end{aligned} \tag{3.37}$$

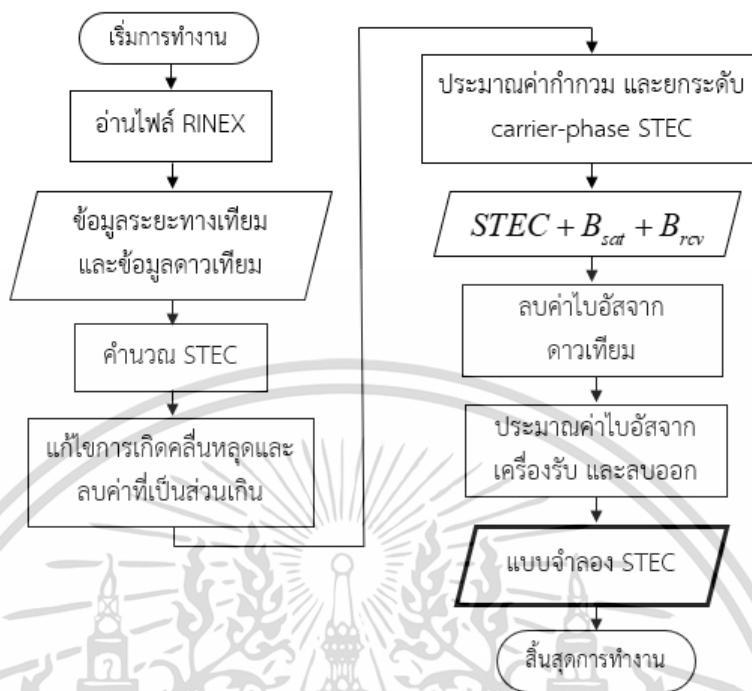
หลังจากนั้น 3.36 และ 3.37 แก้มสมการหาค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่โดยให้ค่า $error_i^j$ มีค่าเท่ากับ 0 แก้มสมการโดยใช้วิธีทำซ้ำได้ความสัมพันธ์ดังนี้

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial error_i^j}{\partial \alpha_0} & \dots & \frac{\partial error_i^j}{\partial \alpha_3} & \frac{\partial error_i^j}{\partial \beta_0} & \dots & \frac{\partial error_i^j}{\partial \beta_3} \end{bmatrix}^T = 0 \tag{3.38}$$

โดยที่ i และ j ช่วงเวลาและหมายเลขดาวเทียม ดังนั้นจำนวนสมการเชิงเส้นทั้งหมดที่ใช้สำหรับประมาณค่าสัมประสิทธิ์ 8 ค่าชุดใหม่มีค่าเท่ากับ $i \times j$ สมการ หลังจากแก้สมการจะได้ค่าสัมประสิทธิ์ 8 ค่าชุดใหม่ออกมาที่สามารถนำไปประมาณค่าหน่วยเวลาไอโอโนสเฟียร์ที่ใกล้เคียงกับค่าจริงมากยิ่งขึ้น

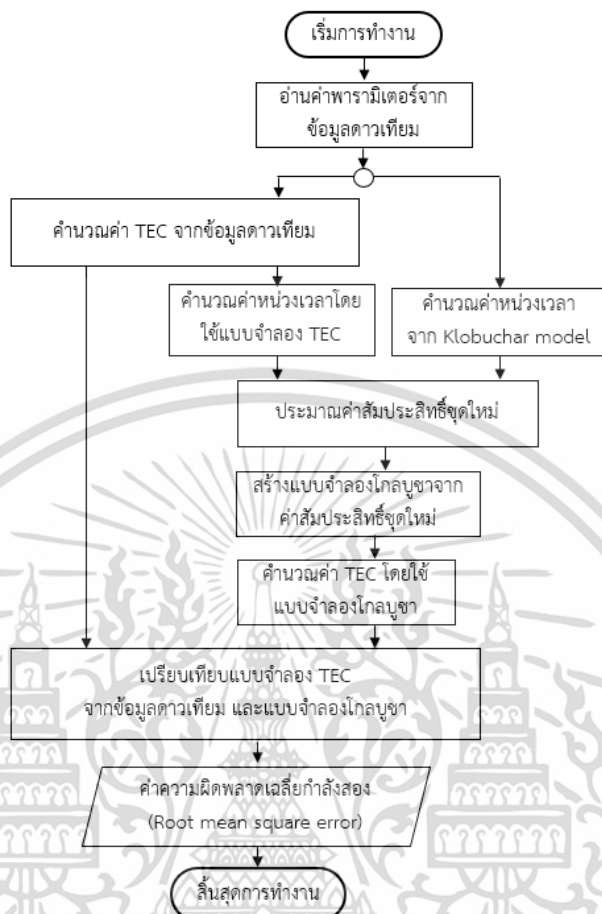
3.5 ขั้นตอนการออกแบบการทดลองในวิทยานิพนธ์

การทดลองในวิทยานิพนธ์นี้ จะเปรียบเทียบแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ต่าง ๆ โดยใช้ค่า STEC ที่คำนวณจากข้อมูลดาวเทียมเป็นค่าอ้างอิง ดังรูปที่ 3.7 โดยใช้ข้อมูลดาวเทียมในช่วงเวลาแต่ละฤดูกาลของปี 2018 พร้อมทั้งเปรียบเทียบวันที่ปกติ และวันที่เกิดความแปรปรวนเพื่อใช้สำหรับเปรียบเทียบประสิทธิภาพและประสิทธิผลของแบบจำลองโกลบยูซาใหม่ที่สร้างจากค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่ที่ได้นำเสนอ

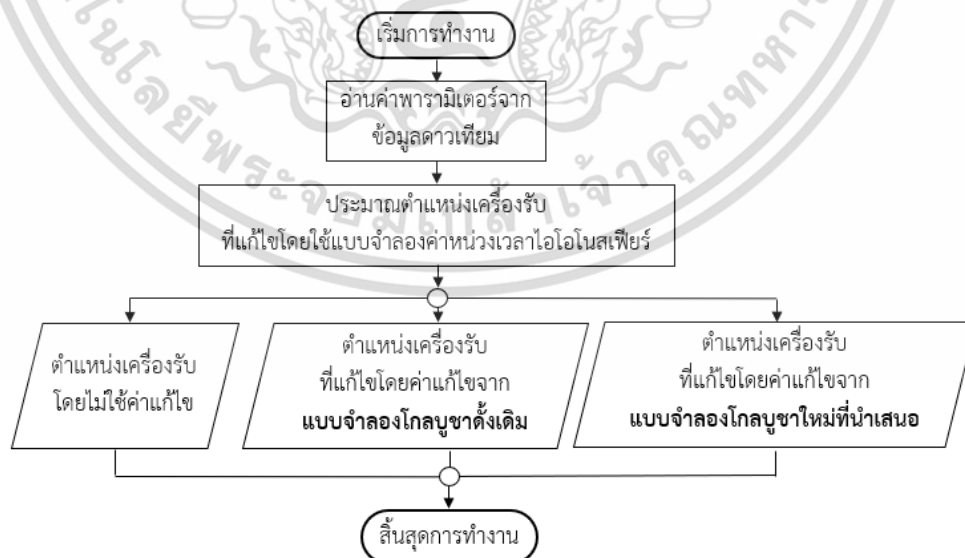


รูปที่ 3.7 แผนผังการสร้างแบบจำลอง STEC จากข้อมูลดาวเทียม

จากรูปที่ 3.7 แบบจำลอง STEC ที่คำนวณจากข้อมูลดาวเทียมจะใช้เป็นค่าอ้างอิงสำหรับเปรียบเทียบประสิทธิภาพของแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมและโกลบูชาใหม่ที่น่าเสนอ และใช้สำหรับประมาณค่าสัมประสิทธิ์ 8 ค่าชุดใหม่ ดังรูปที่ 3.8 หลังจากนั้นสร้างโปรแกรมประมาณค่าตำแหน่งความถี่เดียว (Single positioning) ตามทฤษฎีที่กล่าวมาดังบทที่ 2 โดยใช้โปรแกรม MATLAB รับค่าแก้ไขจากแบบจำลองต่าง ๆ และเปรียบเทียบประสิทธิภาพระหว่างไม่ใช้ค่าแก้ไขจากแบบจำลอง ใช้แบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิม และใช้แบบจำลองโกลบูชาใหม่ที่คำนวณจากค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่ที่ประมาณค่าได้ แสดงดังรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.8 แผนผังการสร้างค่าสัมประสิทธิ์โกลบที่นำเสนอและเปรียบเทียบแบบจำลอง



รูปที่ 3.9 แผนผังการเปรียบเทียบการระบุตำแหน่งโดยใช้ค่าแก้ไขจากแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

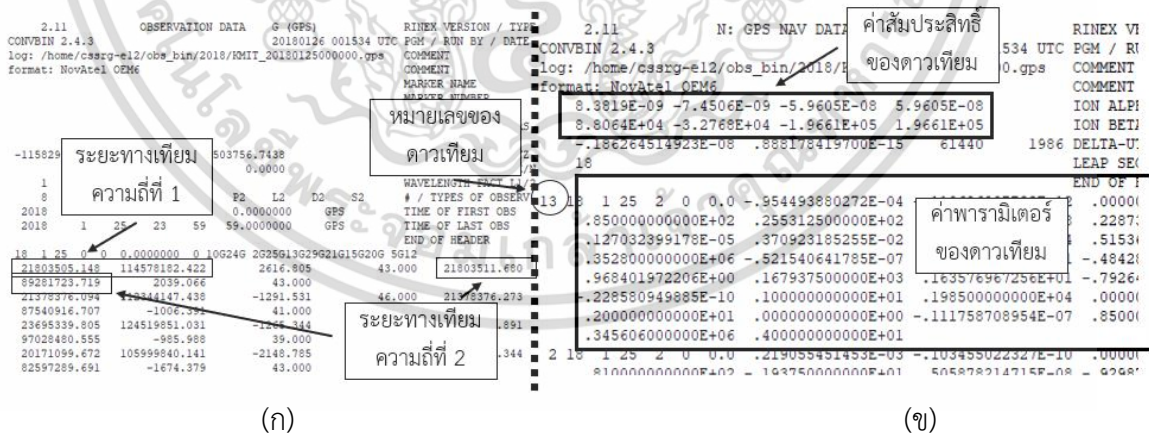
ผลการวิจัยการเปรียบเทียบแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์

จากบทที่ 2 และ 3 จะสามารถประมาณค่า TEC จริงจากข้อมูลดาวเทียมที่อยู่ในรูปแบบ Receiver Independent Exchange Format (RINEX) ประมาณค่าแบบจำลองโกลบยูซาเดิม และโกลบยูซาที่ปรับปรุงได้ โดยในบทนี้จะแสดงผลการเปรียบเทียบประสิทธิภาพของแบบจำลองต่าง ๆ โดยใช้ค่า TEC จริงที่คำนวณจากข้อมูลดาวเทียมเป็นข้อมูลอ้างอิง โดยการเปรียบเทียบใช้ข้อมูลจากสถานีในประเทศไทยแต่ละฤดูกาลในเดือนมกราคม เมษายน กรกฎาคม และตุลาคม ในปี ค.ศ. 2018 หลังจากนั้นเปรียบเทียบประสิทธิภาพโดยสร้างโปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว วัดค่าเฉลี่ยกำลังสองของ 95% ความผิดพลาดการประมาณค่าตำแหน่งเครื่องรับ

4.1 ค่า TEC ที่วิเคราะห์จากเครื่องรับ ในปี ค.ศ. 2018

4.1.1 การคำนวณค่า TEC จริง จากสถานีในประเทศไทย

จากบทที่ 3 สามารถประมาณค่า TEC จริง โดยใช้ข้อมูลจากดาวเทียม โดยในหัวข้อนี้จะแสดงผลการทดลองสร้างโปรแกรม และประมาณค่า STEC โดยในตัวอย่างนี้จะใช้ข้อมูล RINEX เวอร์ชัน 2.11 ในวันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018 สถานี KMIT และใช้ขั้นตอนตามแผนผังดังรูปที่ 3.7

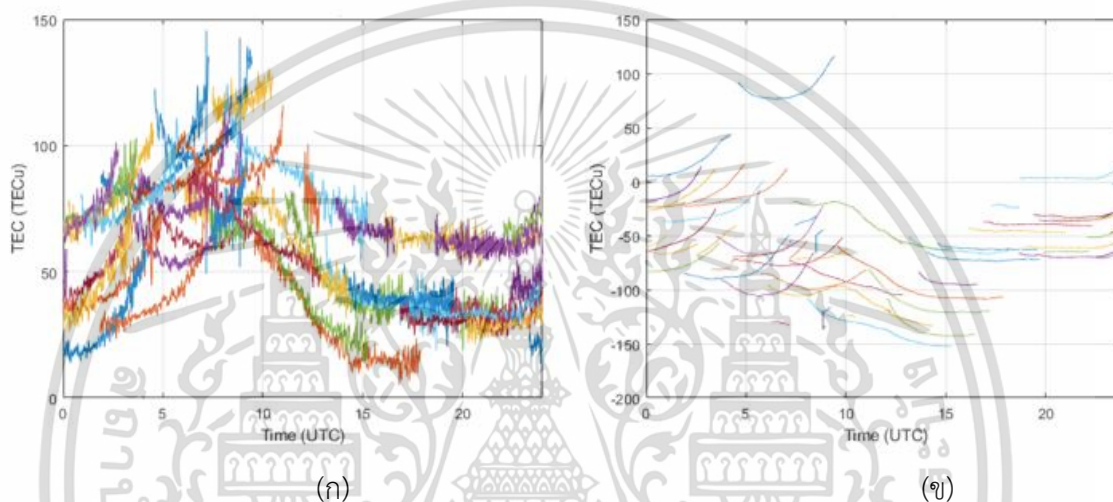


รูปที่ 4.1 ตัวอย่างไฟล์ RINEX สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018

(ก) ไฟล์ observation RINEX (ข) ไฟล์ navigation RINEX

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.1 ไฟล์ RINEX (o) คือ observation RINEX (.o file) ที่มีข้อมูลของระยะทางเทียมที่คำนวณจากการนับค่ารหัสของข้อมูลสัญญาณ (Code pseudorange) และคำนวณจากการวัดระยะเฟสของความถี่คลื่นพาห้ (Carrier-phase pseudorange) ทางขวา (ข) คือ navigation RINEX (.n file) ประกอบด้วยข้อมูลของดาวเทียมที่ใช้สำหรับคำนวณตำแหน่งของดาวเทียม ค่าหน่วยเวลาของสัญญาณนาฬิกาดาวเทียม และค่าสัมประสิทธิ์ของดาวเทียม เป็นต้น โดยทำการอ่านค่าข้อมูล และนำไปคำนวณค่า STEC ในช่วงเวลาทั้งวัน (0-24 UTC) โดยผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.2

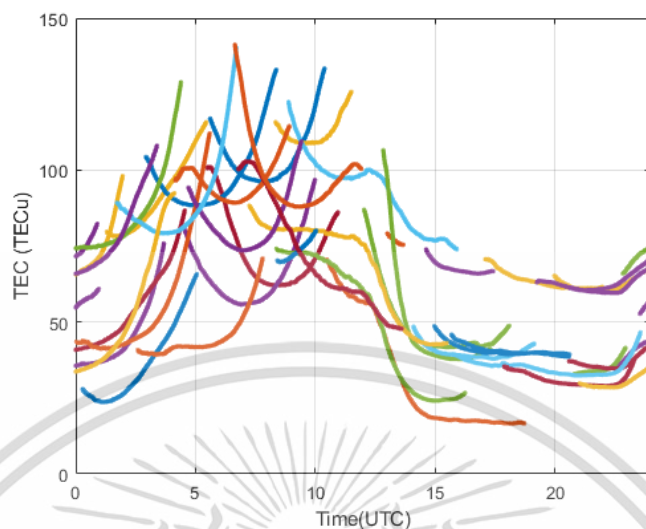


รูปที่ 4.2 ค่า STEC ที่คำนวณจากข้อมูลดาวเทียม

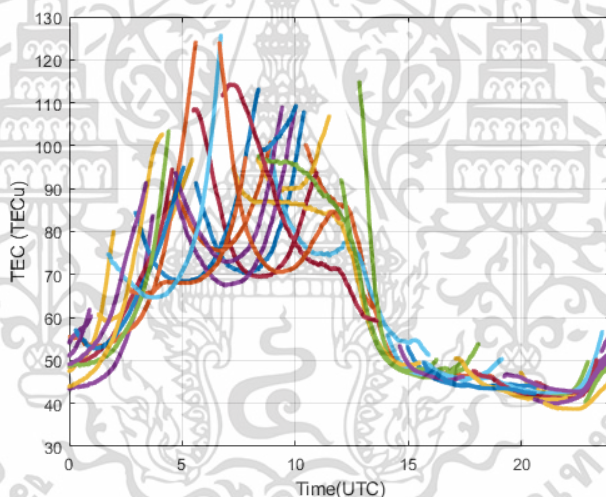
(ก) ค่า STEC ที่คำนวณจาก code pseudorange (ข) ค่า STEC ที่คำนวณจาก carrier-phase

จากรูปที่ 4.2 แต่ละเส้นข้อมูลแสดงค่า STEC ของดาวเทียมแต่ละหมายเลขดาวเทียม ที่คำนวณจาก (ก) code pseudorange และ (ข) ค่าคำนวณจาก carrier-phase pseudorange จากผลการทดลอง STEC จาก code pseudorange มีความแปรปรวนมากกว่าเนื่องจากความละเอียดในการวัดน้อยกว่า STEC จาก carrier-phase pseudorange ดังที่กล่าวในบทที่ 2 ดังนั้นจึงเป็นที่นิยมที่ใช้ค่า carrier-phase STEC ประมาณค่า STEC แต่เนื่องจาก carrier-phase STEC ยังประกอบไปด้วยค่าความกำกวมและมีการเกิดคลื่นหลุดบางดวงในขณะที่รับข้อมูล หลังจากแก้ไขค่าความกำกวมและการเกิดคลื่นหลุดได้ผลการทดลองดังรูปที่ 4.3

หลังจากได้รับค่า STEC ที่ปราศจากไบอัสค่าความกำกวมแล้วจากรูปที่ 4.3 หลังจากนั้นต้องลบค่าไบอัสดาวเทียม หรือ DCB ของดาวเทียม โดยสามารถรับค่า DCB ดาวเทียมได้จากผู้ให้บริการ CODE โดยจะอัปเดตทุก ๆ เดือน ผลลัพธ์ของ STEC หลังจากลบค่าไบอัสดาวเทียม แสดงดังรูปที่ 4.4



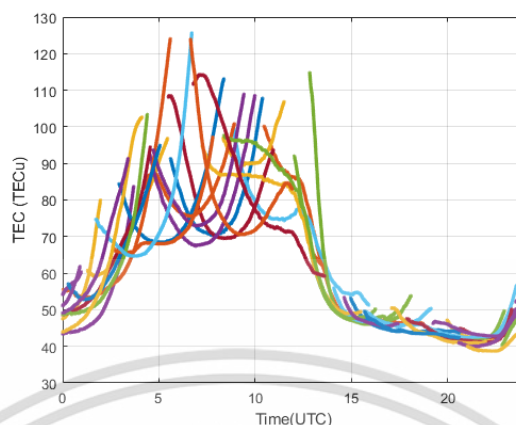
รูปที่ 4.3 ค่า STEC ปราสจากไบอัสกำลังรวม และการเกิดคลื่นหลุด



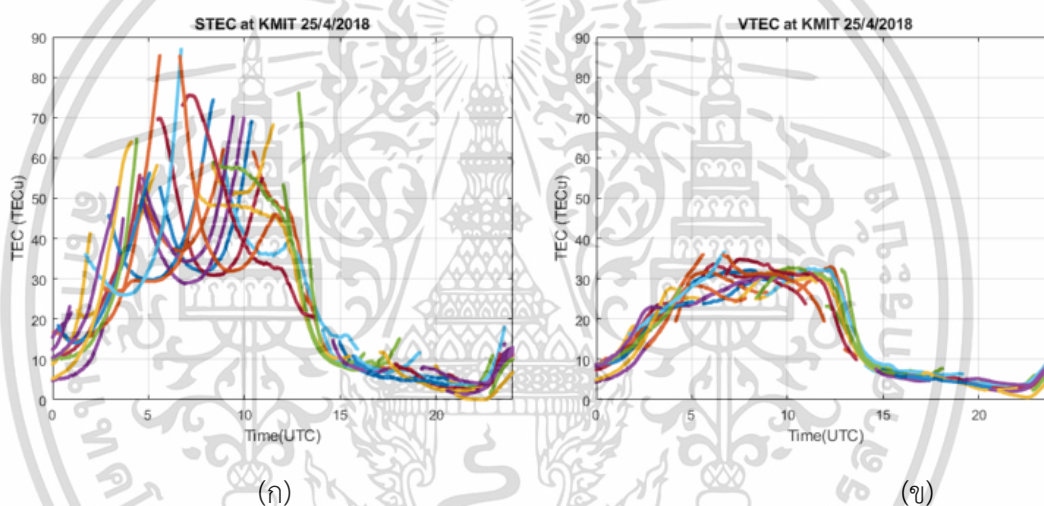
รูปที่ 4.4 ค่า STEC ที่ปราสจากค่า DCB ของดาวเทียม สถานี KMIT ในวันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018

จากรูปที่ 4.4 หลังจากลบค่า DCB ของดาวเทียมแล้ว เพื่อให้ค่า STEC มีค่าใกล้เคียงกัน ฉะนั้นจะต้องลบค่าส่วนเกิน (Outlier) ออกจากรูปแสดงให้เห็นในช่วงเวลาชั่วโมงที่ 8 - 10 UTC มีดาวเทียมที่เป็นส่วนเกิน ผลลัพธ์หลังลบค่าส่วนเกินแสดงดังรูปที่ 4.5

จากผลการทดลองหลังจากลบค่าส่วนเกิน ที่แสดงดังรูปที่ 4.5 ค่า STEC นี้ยังประกอบไปด้วยค่าไบอัสของเครื่องรับและไบอัสอื่น ๆ หรือ DCB เครื่องรับ โดยใช้วิธีการหาค่าความแปรปรวนต่ำที่สุดในการประมาณค่า VTEC จากการแปลงค่า STEC ผลลัพธ์ของ STEC และ VTEC ที่สมบูรณ์แสดงดังรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.5 ค่า STEC ที่ปราศจากค่าส่วนเกิน



(ก)

(ข)

รูปที่ 4.6 ค่า STEC และ VTEC สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018

(ก) ค่า STEC ในช่วงเวลา 24 ชั่วโมง (ข) ค่า VTEC ในช่วงเวลา 24 ชั่วโมง

จากรูปที่ 4.6 แต่ละเส้นข้อมูลแสดงค่า STEC และ VTEC ของดาวเทียมแต่ละหมายเลขในช่วงเวลา 24 ชั่วโมง (เวลา UTC) จากผลการทดลองพบว่าค่า STEC จะแปรผันตรงกับองศาของมุมเงยระหว่างเครื่องรับและดาวเทียม โดยในวันที่ 25 เมษายน 2018 นี้มีค่า STEC สูงที่สุดในช่วงเวลาชั่วโมงที่ 5-6 UTC มีค่าเท่ากับ 87 TECU โดยประมาณ และมีค่า STEC ต่ำที่สุดมีค่าเท่ากับ 0 ช่วงเวลาชั่วโมงที่ 22-23 UTC ในขณะที่ค่า VTEC ซึ่งเป็นจะเป็นค่า TEC จริง ในมุมมองตั้งฉาก ณ จุด Ionospheric Piercing Point (IPP) โดยในหนึ่งช่วงเวลาดาวเทียมทุกดวงจะมีค่า VTEC ใกล้เคียงหรือเท่ากัน โดยจะมีค่า VTEC สูงที่สุดเท่ากับ 35 TECU อยู่ในช่วงเวลากลางวันในชั่วโมงที่ 7-9 UTC และมีค่า VTEC ต่ำที่สุด

เท่ากับ 2 TECu อยู่ในช่วงเวลากลางคืนในชั่วโมงที่ 22-23 UTC จากผลการทดลองค่า STEC ที่ได้จากการคำนวณด้วยข้อมูลจริงนี้ จะเป็นค่าอ้างอิงที่ใช้สำหรับเปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบยูซาในลำดับถัดไป

4.1.2 วันที่มีความแปรปรวนในปี ค.ศ. 2018

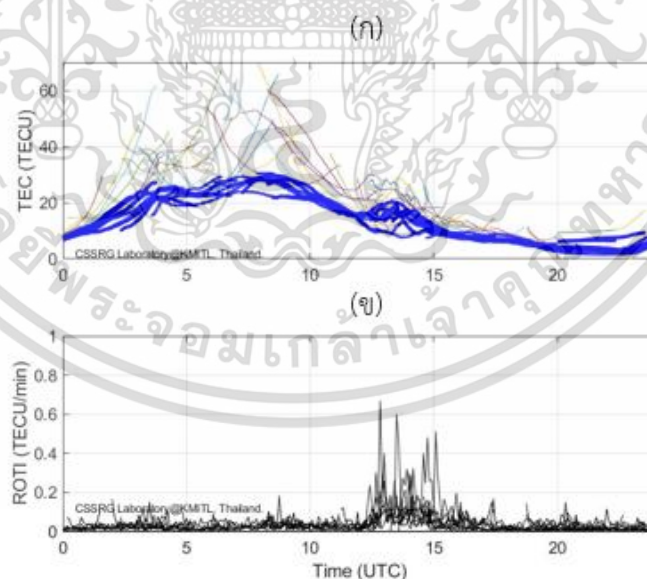
จากผลการทดลองที่ 4.1 ทำการทดลองพล็อตกราฟ TEC ของทั้งปี ค.ศ. 2018 เพื่อตรวจสอบช่วงเวลาที่มีความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศโดยใช้อัตราการเปลี่ยนแปลงของ TEC (Rate Of TEC Change index: ROTI) เป็นเครื่องมือในการตรวจสอบ สามารถคำนวณได้จาก

$$ROTI = \sqrt{\langle ROT^2 \rangle - \langle ROT \rangle^2} \quad (4.1)$$

โดยที่

$$ROT = \frac{TEC_k^i - TEC_{k-1}^i}{(t_k - t_{k-1})} \quad (4.2)$$

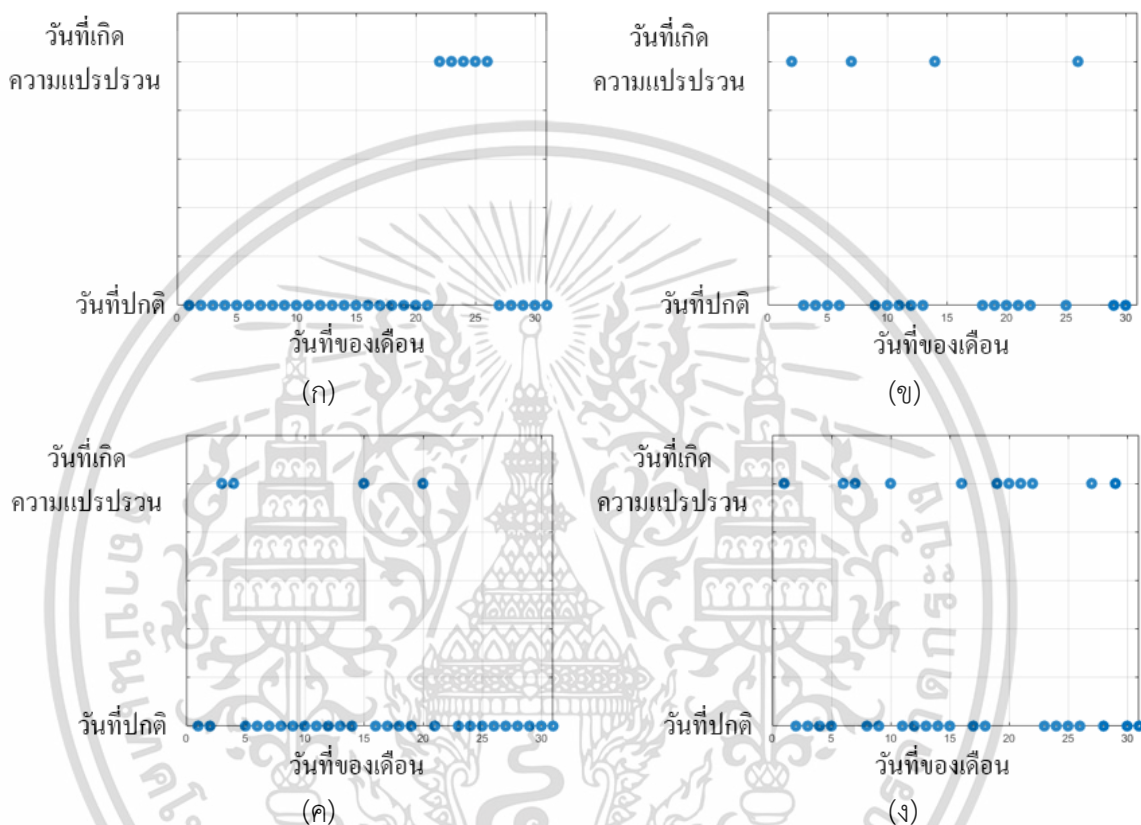
ค่า t_k และ t_{k-1} มีค่าต่างกัน 1 นาที และการคำนวณค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานจะใช้ข้อมูล 5 ค่า (5 นาที) นำมาคำนวณอัตราการเปลี่ยนแปลง TEC ตัวอย่างผลการทดลองใช้ข้อมูลของสถานี KMIT ในวันที่ 19 ตุลาคม ปี ค.ศ. 2018 ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.7



รูปที่ 4.7 ตัวอย่างวันที่มีความแปรปรวน ของสถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ปี ค.ศ. 2018

(ก) ค่า TEC จริงที่คำนวณได้ (ข) ค่า ROTI ของดาวเทียม

จากรูปที่ 4.7 ในช่วงเวลาที่ 12 ถึง 16 UTC เกิดความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศทำให้ค่า ROTI มีค่าสูงขึ้นในช่วงเวลาหนึ่ง ซึ่งจากความแปรปรวนนี้จะส่งผลถึงความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งอีกด้วย ในวิทยานิพนธ์นี้สนใจผลจากข้อมูลจากดาวเทียมในแต่ละฤดูกาลในเดือนมกราคม เมษายน กรกฎาคม และตุลาคม ดังรูปที่ 4.8 แสดงผลวันที่เกิดความแปรปรวนในปี 2018 ดังนี้



รูปที่ 4.8 วันที่เกิดความแปรปรวนในปี ค.ศ. 2018 ในเดือน

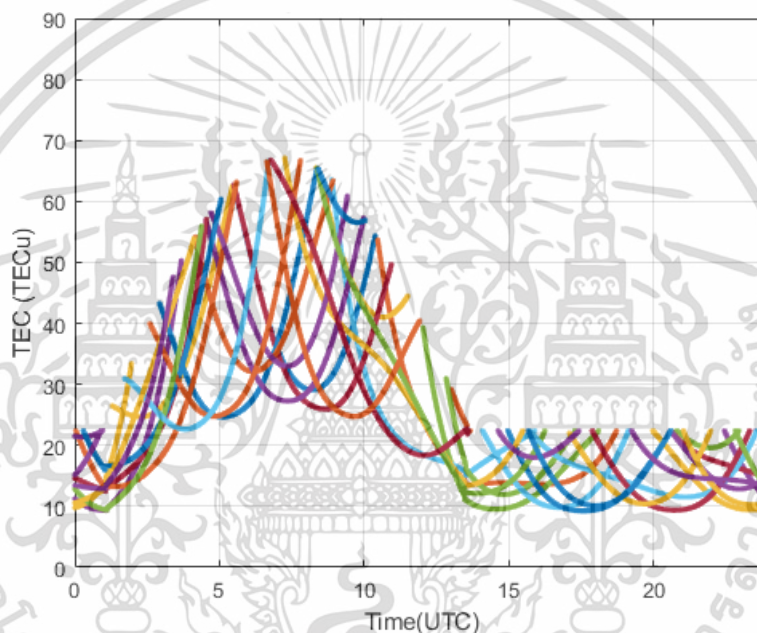
(ก) มกราคม (ข) เมษายน (ค) กรกฎาคม (ง) ตุลาคม

จากรูปที่ 4.8 เดือนมกราคมมีวันที่เกิดความแปรปรวนจำนวน 5 วัน ในเดือนเมษายนและกรกฎาคมเป็นเดือนที่เกิดความแปรปรวนน้อยมีวันที่เกิดความแปรปรวน 4 วัน ส่วนเดือนตุลาคมมีวันที่เกิดความแปรปรวนสูงที่สุดถึง 11 วัน ผลการทดลองในการเปรียบเทียบค่า TEC ที่วัดได้จริงและแบบจำลองโกลบуса และผลการเปรียบเทียบประสิทธิภาพของการระบุตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองแก้ไขจะนำเสนอในลำดับถัดไป

4.2 การสร้างแบบจำลองโกลบรูชา และค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่ สำหรับพื้นที่ประเทศไทย

4.2.1 การสร้างแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม

จากทฤษฎีการสร้างแบบจำลองโกลบรูชา จากบทที่ 3 พารามิเตอร์ที่สำคัญคือค่าสัมประสิทธิ์ของดาวเทียม ซึ่งอยู่ในส่วนหัว (Header) ของ RINEX ข้อมูลดาวเทียมดังรูปที่ 4.1 โดยสามารถสร้างแบบจำลองโกลบรูชา โดยใช้ขั้นตอนการคำนวณตามทฤษฎี ตัวอย่างผลการทดลองใช้ข้อมูลของวันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018 ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.9



รูปที่ 4.9 ค่า STEC จากแบบจำลองโกลบรูชา สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018

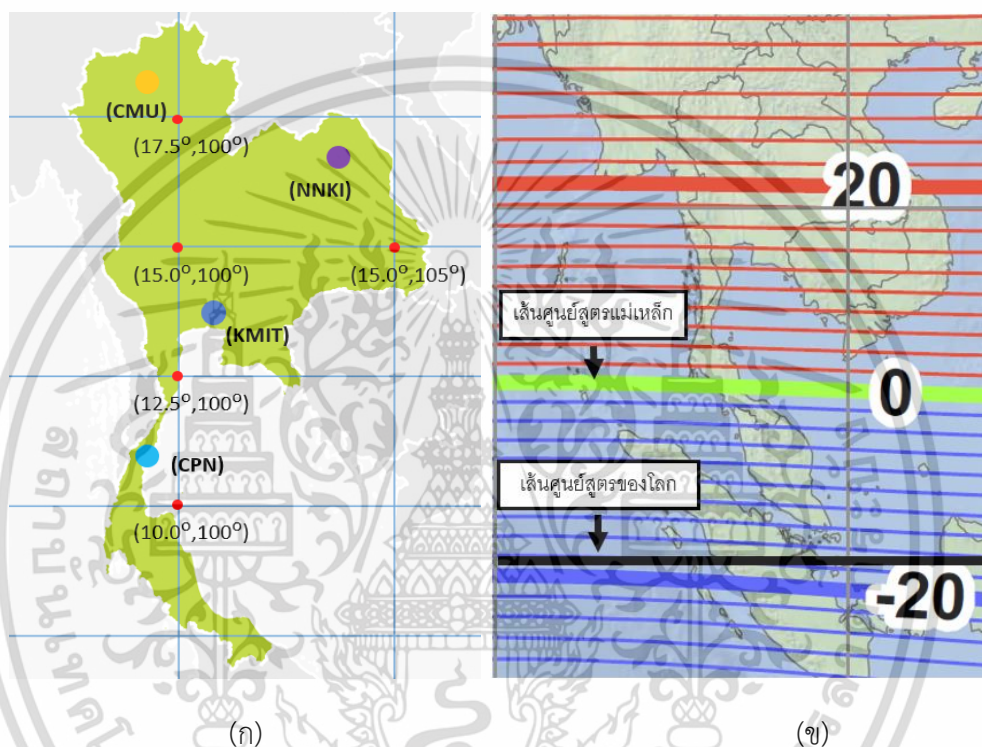
จากผลการทดลองสร้างแบบจำลองโกลบรูชาดังรูปที่ 4.9 ทำการแปลงค่าหน่วยเวลาไอโอโนสเฟียร์เป็นค่า STEC โดยใช้ความสัมพันธ์ความถี่

$$STEC_{Klob} = \frac{c \cdot f_1^2}{40.3 \cdot 10^{16}} T_{Klob} \quad (4.3)$$

โดยค่า T_{Klob} คือค่าหน่วยเวลาไอโอโนสเฟียร์ที่คำนวณได้จากแบบจำลองโกลบรูชา เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับแบบจำลอง STEC ในรูปที่ 4.6 แบบจำลองโกลบรูชามีค่าความแตกต่างเฉลี่ยประมาณ 30 เปอร์เซ็นต์ในช่วงเวลากลางวัน ดังนั้นจึงจำเป็นต้องพัฒนาแบบจำลองโกลบรูชาเพื่อให้แบบจำลองมีความสอดคล้องกับค่า STEC จริง

4.2.2 การประมาณค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่

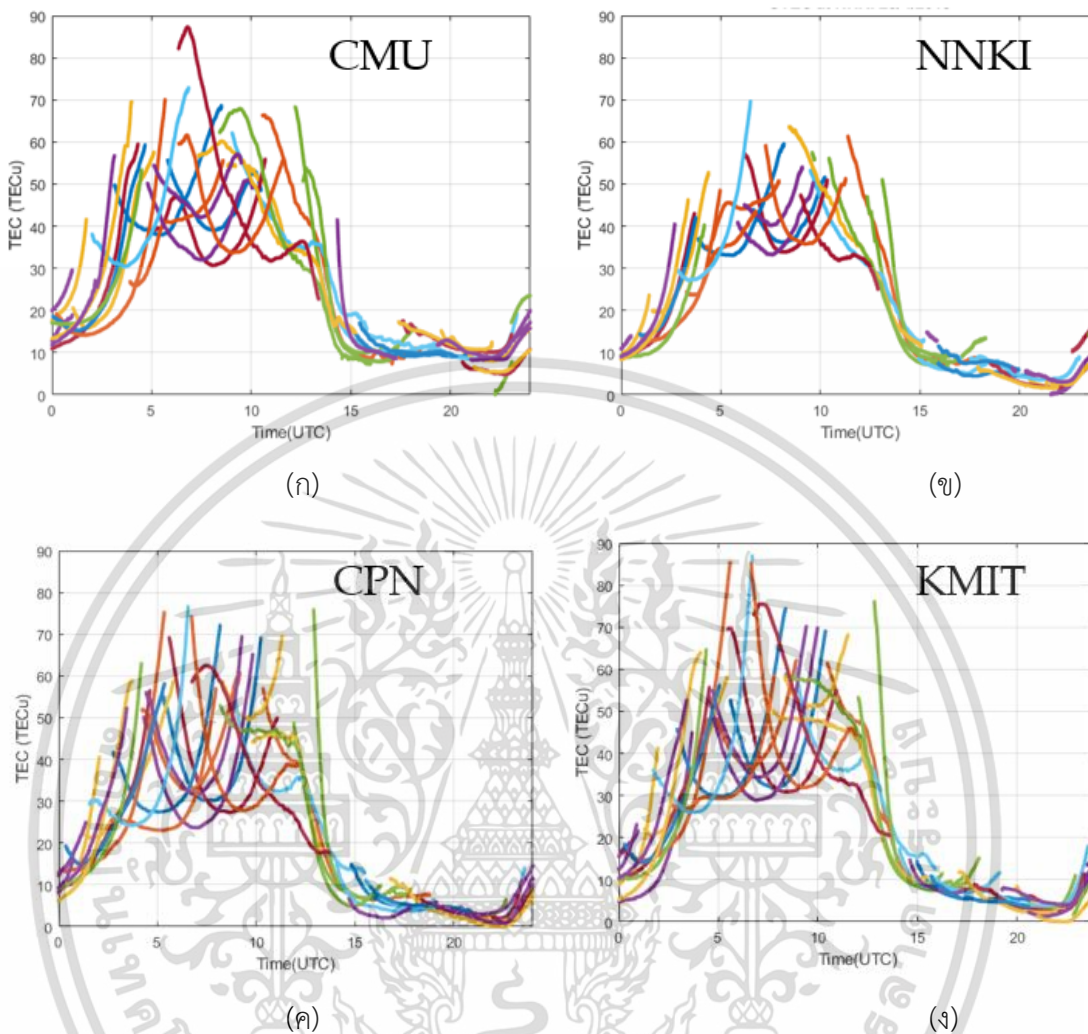
จากการออกแบบการทดลอง ทำการสร้างค่าสัมประสิทธิ์โกลบรูชา ที่ใช้สำหรับประเทศไทย โดยการใช้ค่า TEC จริงที่ประมาณค่าจากสถานีในประเทศไทยคือ 4 สถานี คือ KMIT (กรุงเทพมหานคร) CMU (เชียงใหม่) NNKI (หนองคาย) และ CPN (ชุมพร) แสดงดังรูปที่ 4.10



รูปที่ 4.10 แผนที่ข้อมูลของสถานีที่ใช้ในการวิจัย

(ก) แผนที่ของสถานี GNSS 4 สถานี ในประเทศไทย (ข) แผนที่ของเส้นศูนย์สูตรบริเวณประเทศไทย

จากรูปที่ 4.10 (ก) สถานี CPN มีตำแหน่งใกล้เส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กมากที่สุด และ CMU มีตำแหน่งใกล้เส้นศูนย์สูตรน้อยที่สุด โดย (ข) ตำแหน่งบริเวณประเทศไทยจะตั้งอยู่บริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็ก ดังนั้นค่าห้วงเวลาไอโอโนสเฟียร์ หรือ STEC จึงมีปริมาณค่อนข้างสูง และแปรปรวน ผลการทดลองจากการใช้โปรแกรมสร้างค่า TEC จริง ของแต่ละสถานี โดยในตัวอย่างใช้ข้อมูล RINEX วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018 ซึ่งเป็นวันที่ไม่เกิดความแปรปรวน แสดงดังรูปที่ 4.11



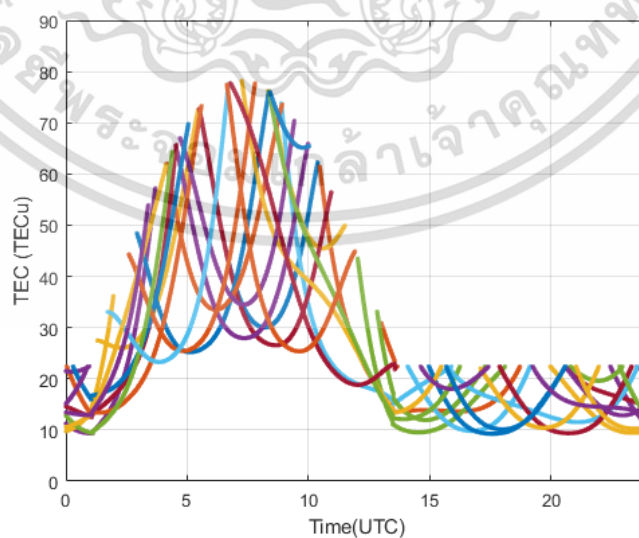
รูปที่ 4.11 ค่า TEC ในประเทศไทย วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018 จากสถานี (ก) เชียงใหม่ (CMU) (ข) หนองคาย (NNKI) (ค) ชุมพร (CPN) และ (ง) กรุงเทพฯ (KMIT)

จากรูปที่ 4.11 สถานี CMU และ NNKI มีค่าเฉลี่ยของ TEC ต่ำ เนื่องจากอยู่ในจุดละติจูดที่ห่างจากเส้นศูนย์สูตร และสถานี CPN และ KMIT มีค่า TEC สูงเนื่องจากสถานีอยู่ใกล้เส้นศูนย์สูตรดังรูปที่ 4.10 หลังจากนั้นนำข้อมูล STEC ทั้ง 4 สถานีมาประมาณค่าสัมประสิทธิ์โกลบยูซาที่ปรับปรุงโดยแทนค่าในสมการที่ 3.36 ถึง 3.38 หลังจากนั้นแก้สมการหาค่าสัมประสิทธิ์ใหม่ 8 ค่า ผลการทดลองดังตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 ค่าสัมประสิทธิ์ของแบบจำลองโกลบูซา

ค่าสัมประสิทธิ์	ค่าสัมประสิทธิ์ที่อ่านค่าจากดาวเทียม	ค่าสัมประสิทธิ์ใหม่
α_0	9.3132×10^{-9}	1.0255×10^{-8}
α_1	1.4901×10^{-8}	-8.1498×10^{-8}
α_2	-5.9605×10^{-8}	4.2639×10^{-6}
α_3	-1.1921×10^{-7}	-3.8362×10^{-5}
β_0	88064	88064
β_1	49152	49152
β_2	-131070	-131070
β_3	-327680	-327680

จากตารางที่ 4.1 จะพบว่าค่าสัมประสิทธิ์ใหม่มีการเปลี่ยนแปลงเฉพาะแอลฟา 4 จำนวน เนื่องจากค่าสัมประสิทธิ์ของโกลบูซาจะไม่ส่งผลกระทบต่อช่วงเวลากลางคืน ดังนั้นการประมาณค่าแบบจำลองจึงเปลี่ยนแปลงเฉพาะค่าแอมพลิจูดของแบบจำลองในช่วงเวลากลางวันเท่านั้น ผลการทดลองการสร้างแบบจำลองโกลบูซาที่ปรับปรุงแสดงดังรูปที่ 4.12



รูปที่ 4.12 แบบจำลองโกลบูซาที่ปรับปรุง สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี 2018

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.12 เมื่อนำผลการทดลองไปเปรียบเทียบกับค่า TEC จริงในรูปที่ 4.11 และแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมในรูปที่ 4.9 จะเห็นได้ว่าแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงนั้นมีค่าใกล้เคียงกับค่า TEC จริงมากกว่า แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมโดยประมาณ 10 เปอร์เซ็นต์ ลำดับถัดมาจากการทดลองสามารถสร้างแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง นำผลการทดลองไปเปรียบเทียบกับค่า TEC จริงและแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมในปี 2018

4.3 การเปรียบเทียบค่า TEC จริงกับแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบรูชาที่คำนวณโดยใช้ค่าสัมประสิทธิ์ใหม่

ในการเปรียบเทียบค่า TEC ในแบบต่าง ๆ จะเปรียบเทียบข้อมูล 1 วันในแต่ละฤดูกาลในปี 2018 โดยในวิทยานิพนธ์นี้ได้สนใจสถานี GNSS ในประเทศไทย 4 สถานีดังที่กล่าวมาข้างต้น โดยจะแบ่งการเปรียบเทียบแต่ละสถานี แต่ละฤดูกาลของปี โดยใช้สมการของค่าความแตกต่างเฉลี่ยกำลังสอง (Root Mean Square Error, RMSE)

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{n_i + n_j} \sum_{i=1}^{n_i} \sum_{j=1}^{n_j} (STEC_{Klob,i}^j - STEC_{obs,i}^j)^2} \quad (4.3)$$

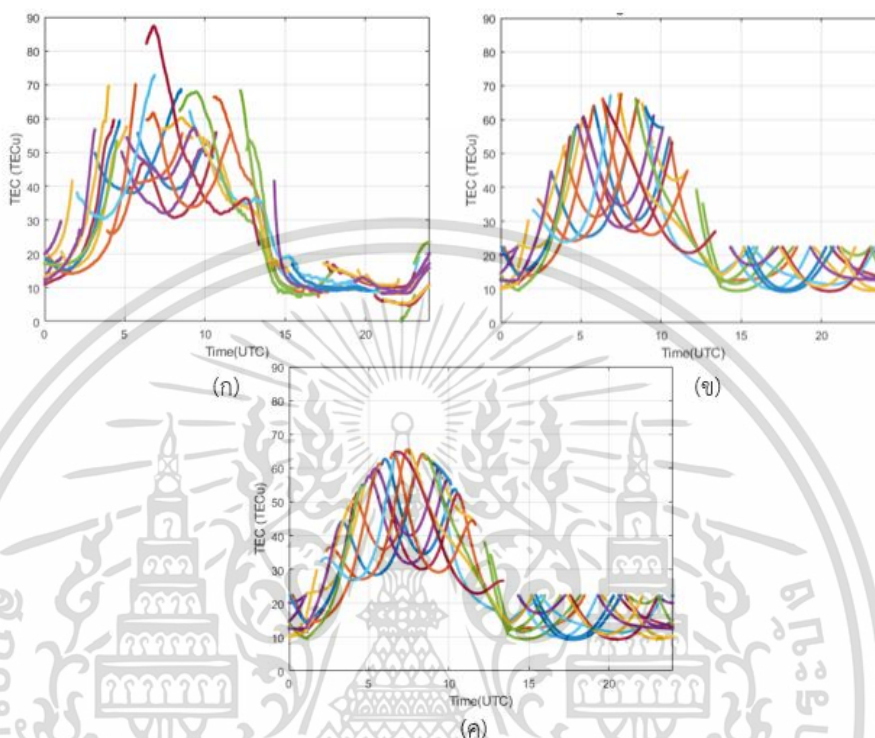
โดย $STEC_{obs,i}$ คือค่า STEC ที่คำนวณจากข้อมูลดาวเทียม และ $STEC_{Klob,i}$ คือค่า STEC ที่คำนวณจากแบบจำลองโกลบรูชา โดยการหาผลต่างต่อช่วงเวลาเดียวกัน โดยในการทดลองใช้ข้อมูลทุก ๆ 10 วินาที สำหรับการคำนวณแบบจำลองต่าง ๆ

4.3.1 ค่า TEC จริงเทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาจากสถานี CMU ในปี ค.ศ. 2018

สถานี CMU มีสถานีตั้งอยู่บริเวณจังหวัดเชียงใหม่ ซึ่งอยู่บริเวณภาคเหนือของประเทศไทย มีระยะทางห่างจากเส้นศูนย์สูตรมากที่สุด โดยตัวอย่างผลการทดลองจะใช้โปรแกรมประมาณค่า TEC จริงแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง ในวันที่ 24 เมษายน ปี 2018 แสดงดังรูปที่ 4.13

จากตัวอย่างผลการทดลองในรูปที่ 4.13 ค่า STEC มีค่าในช่วงกลางวัน (0-14 UTC) มีค่าสูงสุดที่ 88 TECu ในช่วงเวลา 6 UTC และมีค่าส่วนใหญ่อยู่ในช่วง 30 ถึง 70 TECu เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมที่มีค่าในช่วงกลางวันอยู่ในช่วง 25 ถึง 68 TECu และ

แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงที่มีค่าอยู่ในช่วง 29 ถึง 65 TECu จากตัวอย่างผลการทดลอง ทำการเปรียบเทียบค่า RMSE ของสถานี CMU ในแต่ละฤดูกาลปี 2018 ได้ดังตารางที่ 4.2



รูปที่ 4.13 ค่า STEC สถานี CMU วันที่ 25 เมษายน ปี 2018 ที่คำนวณจาก (ก) ค่า STEC จริง (ข) แบบจำลองโกลบูชาเดิม (ค) แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุง

ตารางที่ 4.2 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี CMU ปี 2018

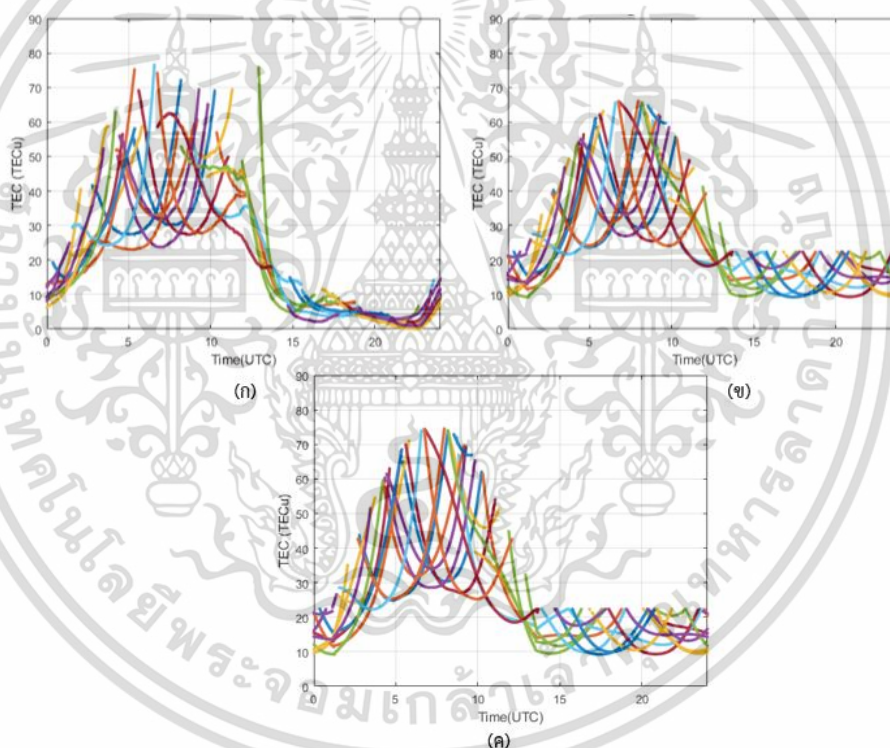
เดือน	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมและค่า TEC ที่วัดได้จริง	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงและค่า TEC ที่วัดได้จริง	อัตราของค่า RMSE ที่ดีขึ้น [เปอร์เซ็นต์]
มกราคม	14.0464	13.6099	3.11 %
เมษายน	17.0822	15.3971	9.86 %
กรกฎาคม	15.9667	14.4183	9.70 %
ตุลาคม	20.5542	14.3741	30.07 %
ค่าเฉลี่ยรวม	16.9124	14.4498	14.56 %

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลการทดลองเปรียบเทียบค่า RMSE ในตารางที่ 4.2 ค่าเฉลี่ยรวมในปี 2018 ระหว่างแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงมีความใกล้เคียงกับค่า STEC มากกว่าแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม 14.56 เปอร์เซ็นต์ ในสถานี CMU ปี ค.ศ. 2018

4.3.2 ค่า TEC จริงเทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาจากสถานี CPN ในปี ค.ศ. 2018

สถานี CPN มีสถานีตั้งอยู่บริเวณจังหวัดชุมพร ซึ่งอยู่บริเวณภาคใต้ของประเทศไทย มีระยะทางใกล้เส้นศูนย์สูตรมากที่สุด โดยตัวอย่างผลการทดลองจะใช้โปรแกรมสร้างค่า TEC จริงแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงในวันที่ 24 เมษายน ปี 2018 แสดงดังรูปที่ 4.14



รูปที่ 4.14 ค่า STEC สถานี CPN วันที่ 25 เมษายน ปี 2018 ที่คำนวณจาก
(ก) ค่า STEC จริง (ข) แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม (ค) แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง

จากตัวอย่างผลการทดลองในรูปที่ 4.14 เนื่องจากสถานี CPN อยู่ใกล้เส้นศูนย์สูตรมาก ค่า STEC มีค่าในช่วงกลางวัน (0-14 UTC) มีค่าสูงสุดที่ 75 TECu ในช่วงเวลา 6 UTC และมีค่าส่วนใหญ่อยู่ในช่วง 25 ถึง 75 TECu ซึ่งมีค่าสูงเมื่อเปรียบเทียบกับทั้ง 4 สถานี ในประเทศไทย เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมที่มีค่าในช่วงกลางวันอยู่ในช่วง 25 ถึง 65 TECu และแบบจำลองโกลบรูชาที่

ปรับปรุงที่มีค่าอยู่ในช่วง 25 ถึง 75 TECu จากตัวอย่างผลการทดลอง ทำการเปรียบเทียบค่า RMSE ของสถานี CPN ในแต่ละฤดูกาลปี 2018 ได้ดังตารางที่ 4.3

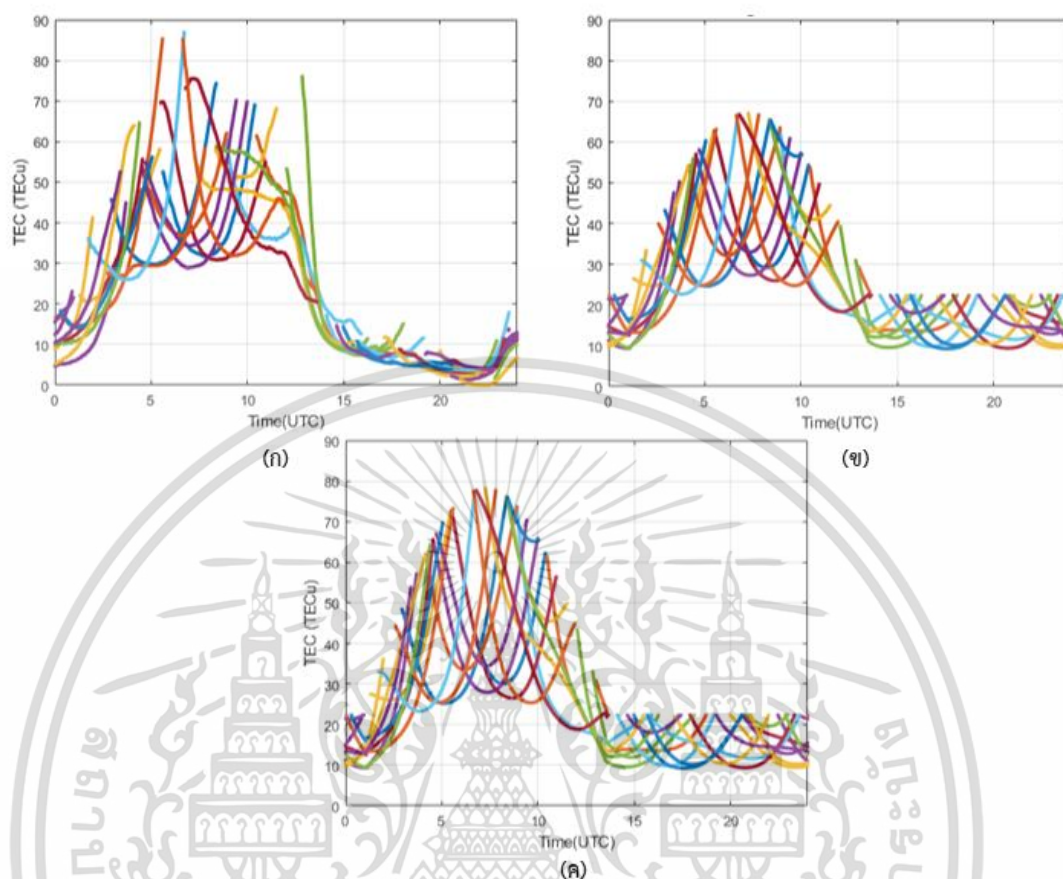
ตารางที่ 4.3 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี CPN ปี 2018

เดือน	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบุดั้งเดิมและค่า TEC ที่วัดได้จริง	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบุดที่ปรับปรุงและค่า TEC ที่วัดได้จริง	อัตราของค่า RMSE ที่ดีขึ้น [เปอร์เซ็นต์]
มกราคม	14.0670	11.2174	20.26 %
เมษายน	14.4555	14.4888	0.23 %
กรกฎาคม	14.5311	13.5555	6.71 %
ตุลาคม	15.3789	11.9728	22.15 %
ค่าเฉลี่ยรวม	14.6081	12.8086	12.32 %

จากผลการทดลองเปรียบเทียบค่า RMSE ในตารางที่ 4.3 ค่าเฉลี่ยรวมในปี 2018 ระหว่างแบบจำลองโกลบุดั้งเดิมและแบบจำลองโกลบุดที่ปรับปรุง แบบจำลองโกลบุดที่ปรับปรุงมีความใกล้เคียงกับค่า STEC มากกว่าแบบจำลองโกลบุดั้งเดิม 12.32 เปอร์เซ็นต์ ในสถานี CPN ปี ค.ศ. 2018

4.3.3 ค่า TEC เทียบกับแบบจำลองโกลบุดจากสถานี KMIT ในปี ค.ศ. 2018

สถานี KMIT มีสถานีตั้งอยู่บริเวณจังหวัดกรุงเทพมหานคร ซึ่งอยู่บริเวณภาคกลางของประเทศไทย อยู่บริเวณศูนย์กลางของประเทศ โดยตัวอย่างผลการทดลองจะใช้โปรแกรมประมาณค่า TEC แบบจำลองโกลบุดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบุดที่ปรับปรุง แสดงดังรูปที่ 4.15



รูปที่ 4.15 ค่า STEC สถานี KMIT วันที่ 25 เมษายน ปี 2018 ที่คำนวณจาก
 (ก) ค่า STEC จริง (ข) แบบจำลองโกลบชาดั้งเดิม (ค) แบบจำลองโกลบชาที่ปรับปรุง

จากตัวอย่างผลการทดลองในรูปที่ 4.15 เนื่องจากสถานี KMIT อยู่ใกล้กับสถานี CPN ค่า STEC มีค่าในช่วงกลางวัน (0-14 UTC) มีค่าสูงสุดที่ 86 TECu ในช่วงเวลา 7 UTC และมีค่าส่วนใหญ่อยู่ในช่วง 30 ถึง 75 TECu ซึ่งมีความสูงใกล้เคียงกับสถานี CPN เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบชาดั้งเดิมที่มีค่าในช่วงกลางวันอยู่ในช่วง 25 ถึง 65 TECu และแบบจำลองโกลบชาที่ปรับปรุงที่มีค่าอยู่ในช่วง 25 ถึง 78 TECu จากตัวอย่างผลการทดลอง ทำการเปรียบเทียบค่า RMSE ของสถานี KMIT ในแต่ละฤดูกาลปี 2018 ได้ดังตารางที่ 4.4

ตารางที่ 4.4 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี KMIT ปี 2018

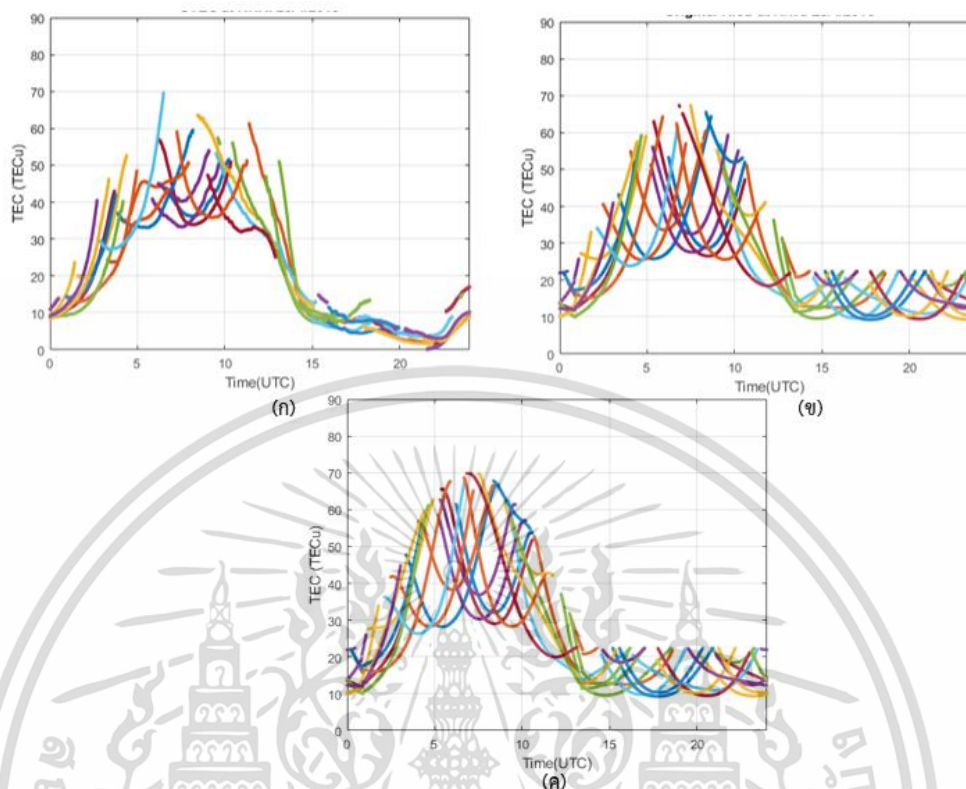
เดือน	ค่า RMSE ระหว่าง แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และค่า TEC ที่วัดได้จริง	ค่า RMSE ระหว่าง แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง และค่า TEC ที่วัดได้จริง	อัตราของค่า RMSE ที่ดีขึ้น [เปอร์เซ็นต์]
มกราคม	14.0594	12.2712	12.72 %
เมษายน	16.2502	15.6974	3.40 %
กรกฎาคม	13.5190	13.2043	2.33 %
ตุลาคม	14.8864	13.3177	10.54 %
ค่าเฉลี่ยรวม	14.6788	13.6227	7.19 %

จากผลการทดลองเปรียบเทียบค่า RMSE ในตารางที่ 4.4 ค่าเฉลี่ยรวมในปี 2018 ระหว่างแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงมีความใกล้เคียงกับค่า STEC มากกว่าแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม 7.19 เปอร์เซ็นต์ ในสถานี KMIT ปี ค.ศ. 2018

4.3.4 ค่า TEC เทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาจากสถานี NNKI ในปี ค.ศ. 2018

สถานี NNKI มีสถานีตั้งอยู่บริเวณจังหวัดหนองคาย ซึ่งอยู่บริเวณภาคตะวันออกเฉียงเหนือของประเทศไทย โดยตัวอย่างผลการทดลองจะใช้โปรแกรมประมาณค่า TEC แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง แสดงดังรูปที่ 4.16

จากตัวอย่างผลการทดลองในรูปที่ 4.16 เนื่องจากสถานี NNKI อยู่ห่างจากเส้นศูนย์สูตร ทำให้มีค่าในช่วงกลางวัน (0-14 UTC) มีค่าสูงสุดที่ 70 TECu ในช่วงเวลา 7 UTC และมีค่าส่วนใหญ่อยู่ในช่วง 35 ถึง 60 TECu ซึ่งมีค่าใกล้เคียงกับสถานี CMU เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมที่มีค่าในช่วงกลางวันอยู่ในช่วง 25 ถึง 68 TECu และแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงที่มีค่าอยู่ในช่วง 30 ถึง 70 TECu จากตัวอย่างผลการทดลอง ทำการเปรียบเทียบค่า RMSE ของสถานี KMIT ในแต่ละฤดูกาลปี 2018 ได้ดังตารางที่ 4.5



รูปที่ 4.16 ค่า STEC สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ปี 2018 ที่คำนวณจาก (ก) ค่า STEC จริง (ข) แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม (ค) แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง

ตารางที่ 4.5 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละฤดูกาล สถานี NNKI ปี 2018

เดือน	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและค่า TEC ที่วัดได้จริง	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงและค่า TEC ที่วัดได้จริง	อัตราของค่า RMSE ที่ดีขึ้น [เปอร์เซ็นต์]
มกราคม	13.0576	12.8232	1.80 %
เมษายน	16.2095	14.7176	9.20 %
กรกฎาคม	15.3262	14.4751	5.55 %
ตุลาคม	15.5318	15.3421	1.22 %
ค่าเฉลี่ยรวม	15.0313	14.3395	4.60 %

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลการทดลองเปรียบเทียบค่า RMSE ในตารางที่ 4.5 ค่าเฉลี่ยรวมในปี 2018 ระหว่างแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมและแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุง แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงมีความใกล้เคียงกับค่า STEC มากกว่าแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิม 4.60 เปอร์เซ็นต์ ในสถานี NNKI ปี ค.ศ. 2018

จากผลการทดลองทั้ง 4 สถานี ผลการทดลองคำนวณแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงจะมีความสอดคล้องกับค่า TEC เป็นอย่างมากที่บริเวณสถานีที่ใกล้เส้นศูนย์สูตร ซึ่งจากผลเปอร์เซ็นต์ความแตกต่าง แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงมีความใกล้เคียงกับค่า TEC มากกว่าแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิม โดยสรุปค่า RMSE ของทั้ง 4 สถานี ในปี ค.ศ. 2018 ในบริเวณประเทศไทยในตารางที่ 4.6

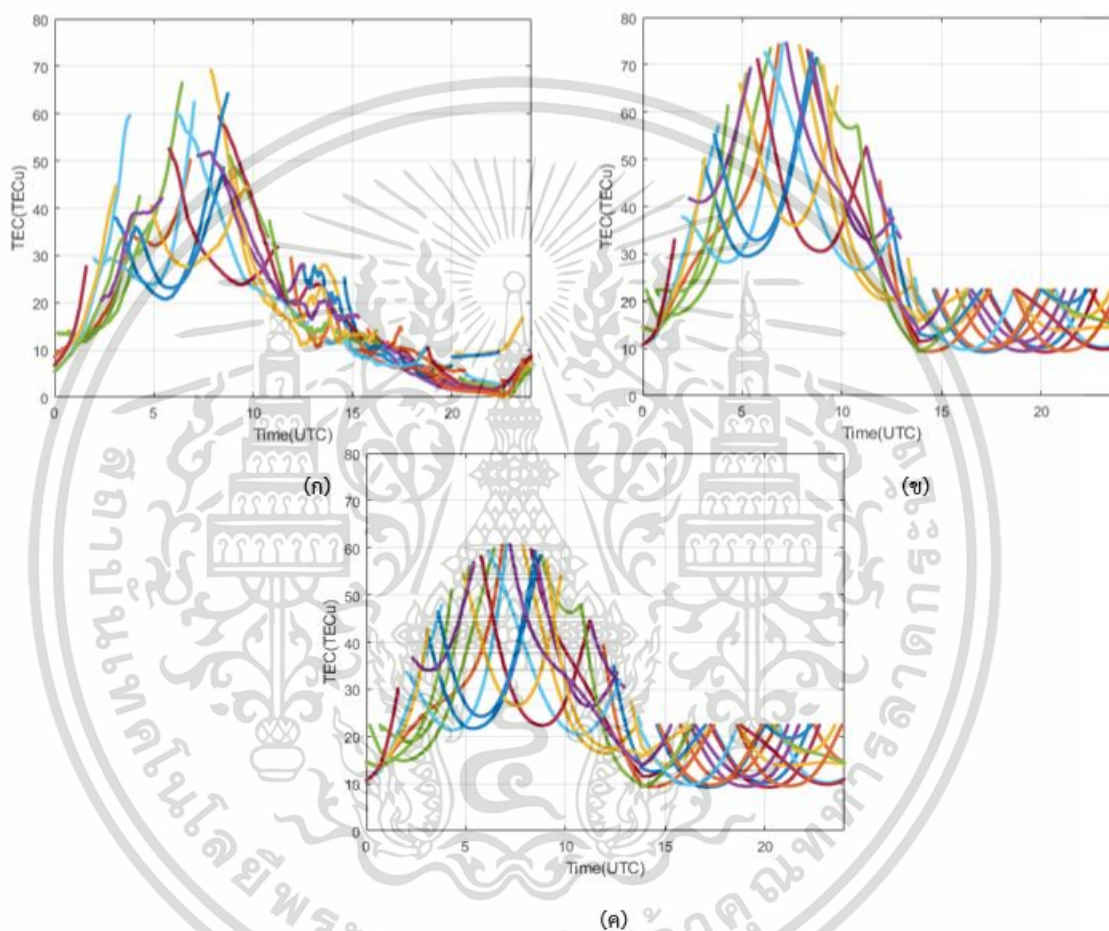
ตารางที่ 4.6 การเปรียบเทียบค่า RMSE ในแต่ละสถานี ปี 2018

สถานี	ค่า RMSE เฉลี่ยระหว่างแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมและค่า TEC ที่วัดได้จริง	ค่า RMSE เฉลี่ยระหว่างแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงและค่า TEC ที่วัดได้จริง	อัตราของค่า RMSE ที่ดีขึ้น [เปอร์เซ็นต์]
CMU	16.9124	14.4498	14.56 %
CPN	14.6081	12.8086	12.32 %
KMIT	14.6788	13.6227	7.19 %
NNKI	14.9727	14.3981	3.84 %
ค่าเฉลี่ยรวม	15.2930	13.8198	9.63 %

จากตารางที่ 4.6 ค่าเฉลี่ยของค่า RMSE ในบริเวณประเทศไทยปี 2018 แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงมีค่าความแตกต่างน้อยกว่าแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมเมื่อเปรียบเทียบกับค่า STEC เฉลี่ยอยู่ที่ 9.63 เปอร์เซ็นต์ จากผลการทดลองเปรียบเทียบความแตกต่างระหว่างค่า TEC เปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมและแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุง สรุปได้ว่าแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงมีค่าใกล้เคียงค่า TEC จริงมากกว่า

4.3.5 ค่า TEC เทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาในวันที่มีความแปรปรวนปี ค.ศ. 2018

จากหัวข้อที่ 4.3.2 ที่กล่าวถึงวันที่เกิดความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยตัวอย่างผลการทดลองเปรียบเทียบค่า TEC แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง ของสถานี KMIT ในวันที่ 19 ตุลาคม ปี ค.ศ. 2018 แสดงดังรูปที่ 4.17



รูปที่ 4.17 ค่า STEC วันที่เกิดความแปรปรวน สถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ปี 2018 ที่คำนวณจาก (ก) ค่า STEC จริง (ข) แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม (ค) แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง

จากตัวอย่างผลการทดลองในรูปที่ 4.17 ค่า STEC จริงที่ได้จากการคำนวณมีค่าสูงสุดอยู่ที่ 69 TECu ในชั่วโมงที่ 7 UTC โดยมีค่าในช่วงกลางวันอยู่ในช่วง 20 ถึง 60 TECu และมีความแปรปรวนเกิดขึ้นในชั่วโมงที่ 12 ถึง 16 UTC เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมที่มีค่าในช่วงกลางวันอยู่ในช่วง 30 ถึง 75 TECu และแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงที่มีค่าอยู่ในช่วง 20 ถึง 60 TECu ทำการเปรียบเทียบค่า RMSE ของสถานี KMIT ในวันที่เกิดความแปรปรวน ผลการทดลองค่า RMSE ของ

โมเดลโกลบูลาที่ตั้งเดิมมีค่าเท่ากับ 15.5274 และค่า RMSE ของโมเดลโกลบูลาที่ปรับปรุงมีค่าเท่ากับ 13.1611 ซึ่งมีค่า RMSE ลดลง 15.24 เปอร์เซ็นต์ หลังจากนั้นเปรียบเทียบค่า RMSE ของสถานี KMIT ในช่วงเวลาที่เกิดความแปรปรวนของทั้ง 4 เดือนปี 2018 ดังตารางที่ 4.7

ตารางที่ 4.7 การเปรียบเทียบค่า RMSE ของวันที่มีความแปรปรวน สถานี KMIT ปี 2018

เดือน	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบูลาที่ตั้งเดิมและค่า TEC ที่วัดได้จริง	ค่า RMSE ระหว่างแบบจำลองโกลบูลาที่ปรับปรุงและค่า TEC ที่วัดได้จริง	อัตราของค่า RMSE ที่ดีขึ้น [เปอร์เซ็นต์]
มกราคม	13.9576	12.8421	7.99 %
เมษายน	14.4662	13.1542	9.07 %
กรกฎาคม	15.6742	13.6468	12.93 %
ตุลาคม	15.5543	14.5632	6.37 %
ค่าเฉลี่ยรวม	14.6881	13.5516	9.09 %

จากผลการทดลองเปรียบเทียบค่า RMSE ในตารางที่ 4.7 ค่าเฉลี่ยรวมในวันที่เกิดความแปรปรวน ระหว่างแบบจำลองโกลบูลาที่ตั้งเดิมและแบบจำลองโกลบูลาที่ปรับปรุง สรุปได้ว่าแบบจำลองโกลบูลาที่ปรับปรุงมีความใกล้เคียงกับค่า STEC จริงมากกว่าแบบจำลองโกลบูลาที่ตั้งเดิม 9.09 เปอร์เซ็นต์ ในสถานี KMIT ปี ค.ศ. 2018 ซึ่งมีความคล้ายสูงมากในวันที่มีความแปรปรวน ลำดับถัดไปได้สร้างโปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียวเพื่อใช้เปรียบเทียบประสิทธิภาพของแบบจำลองโกลบูลาที่ตั้งเดิมและแบบจำลองโกลบูลาที่ปรับปรุงในการแก้ไขความหน่วงเวลาที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

4.4 โปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว

ในหัวข้อนี้จะสร้างโปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่ที่ 1 ความถี่เดียว จากทฤษฎีเรื่องการระบุตำแหน่งในบทที่ 2 โดยจะสร้างโปรแกรมระบุตำแหน่งจาก RINEX โดยค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญคือ ตำแหน่งดาวเทียม ระยะทางเทียม ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม และค่าแก้ไขการหมุนของโลก

4.4.1 การคำนวณตำแหน่งดาวเทียม ค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม และค่าแก้ไขการหมุนของโลก

ในการคำนวณตำแหน่งของดาวเทียมพารามิเตอร์ที่สำคัญคือเรื่องเวลาที่ใช้ในการคำนวณ กล่าวคือต้องระบุเวลาที่ใช้สำหรับการคำนวณให้แม่นยำ โดยเฉพาะเวลาวินาทีของสัปดาห์ (Second Of Week: SOW) ค่า SOW ที่ได้รับจากเครื่องรับจะแสดงถึงเวลาที่ประทับไว้บนเครื่องรับ ดังนั้นในการคำนวณตำแหน่งของดาวเทียมจึงจำเป็นต้องคำนวณเวลาที่ดาวเทียมส่งสัญญาณโดยใช้ความสัมพันธ์ ดังนี้

$$SOW_{sat} = SOW_{rev} - \frac{P_1}{c} \quad (4.4)$$

โดย SOW_{sat} คือค่า SOW ของสัญญาณที่ตำแหน่งดาวเทียม SOW_{rev} คือค่า SOW ของสัญญาณที่ตำแหน่งดาวเทียม และ P_1 คือระยะทางเทียมของความถี่ที่ 1 โดยผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งดาวเทียมจะอยู่ในรูปตำแหน่งแบบ ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed) แสดงตัวอย่างผลการทดลองของ 1 ช่วงเวลาของสถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018

ตารางที่ 4.8 ผลการทดลองคำนวณตำแหน่งของดาวเทียม 1 ช่วงเวลา

หมายเลขดาวเทียม	ค่าแกน x	ค่าแกน y	ค่าแกน z
32	-13337169.5217567	15225958.6260009	17187070.2624214
26	-3894038.06804055	25610793.7144001	-5541475.57004601
10	-10854811.7002371	23787272.5734929	-4124145.77746401

หมายเลขดาวเทียม	ค่าแกน x	ค่าแกน y	ค่าแกน z
31	1126578.33797731	20018319.5704862	17239925.2957753
18	20158013.7100137	16916448.2095035	3817069.81359496
22	12604597.4384327	12035802.3001183	20289836.7422694
14	-3144917.36349604	15564633.4069200	21558527.5693286
16	2045672.80414738	21363402.0436560	-15514584.6062631

หลังจากได้รับตำแหน่งของดาวเทียมจากรายที่ 4.8 ลำดับถัดมาคำนวณค่าห้วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม ตามทฤษฎีการคำนวณในหัวข้อที่ 2.3.1 แสดงผลการทดลองดังตารางที่ 4.9

ตารางที่ 4.9 ผลการทดลองคำนวณระยะทางที่เกิดจากค่าห้วงเวลาสัญญาณนาฬิกาดาวเทียม

หมายเลขดาวเทียม	ระยะทางห้วงเวลานาฬิกาของดาวเทียม (เมตร)
32	-155056.24
26	-51342.31
10	54309.38
31	37822.32
18	-110732.63
22	-28902.41
14	8028.28
16	-172348.90

จากตารางที่ 4.9 ค่าหน่วยเวลาของดาวเทียมจะเห็นได้ว่าค่าหน่วยเวลาของสัญญาณนาฬิกา ดาวเทียมมีค่าสูงมาก ซึ่งส่งผลอย่างมากต่อความถูกต้องของระยะทางเทียมที่จะนำมาใช้ในการคำนวณ ตำแหน่ง ถัดมาในตำแหน่งของดาวเทียมที่คำนวณในข้างต้น ต้องผ่านการแก้ไขค่าความผิดพลาดที่เกิดจากการหมุนของโลก (Sagnac) โดยผลลัพธ์การคำนวณเวลาในการหมุนของโลก ผลของตำแหน่งดาวเทียม ใหม่บางดวงในวันที่ 25 เมษายน ปี ค.ศ. 2018 หลังจากแก้ไขค่าความผิดพลาดที่เกิดจากการหมุนของโลก แสดงดังตารางที่ 4.10

ตารางที่ 4.10 ผลการทดลองคำนวณตำแหน่งดาวเทียมใหม่ที่ผ่านการแก้ไขค่าการหมุนของโลก

หมายเลข ดาวเทียม	ตำแหน่งเดิม (x, y, z)	ตำแหน่งใหม่ (x, y, z)	ผลต่างระหว่างตำแหน่ง เดิม และใหม่ (m)
32	-13337169.5217567	-13358778.2539713	105.2330
	15225958.6260009	15228810.5631631	
	17187070.2624214	17167632.4745614	
26	-3894038.06804055	-3898854.15911975	133.3636
	25610793.7144001	25616640.7894857	
	-5541475.57004601	-5510790.79705306	
10	-10854811.7002371	-10855786.7708160	134.7271
	23787272.5734929	23781354.5750575	
	-4124145.77746401	-4155419.41564250	

จากผลการทดลอง ดวงที่ 32 26 และ 10 จะเห็นได้ว่าหลังการแก้ไขตำแหน่งดาวเทียมใหม่ แล้ว ผลต่างระหว่างตำแหน่งเดิมและตำแหน่งใหม่ มีค่าแตกต่างกันประมาณ 100-150 m ดังนั้นการระบุ ตำแหน่งของดาวเทียมให้แม่นยำจึงต้องคำนึงการแก้ไขค่า sagnac ด้วย

4.4.2 การแก้ไขระยะทางที่ผิดพลาด และการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับ

จากผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งดาวเทียม และค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากสัญญาณ นาฬิกาของดาวเทียม การแก้ไขระยะทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับที่มีความผิดพลาดจากค่าหน่วยเวลา

จากแหล่งความผิดพลาดต่าง ๆ ดังที่กล่าวไว้ในบทที่ 2 ผลการทดลองของระยะทางเทียมหลังจากผ่านการแก้ไขค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม แสดงดังตารางที่ 4.11

ตารางที่ 4.11 ผลการทดลองแก้ไขระยะทางเทียมจากค่าหน่วยเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม

หมายเลขดาวเทียม	ระยะทางเทียมก่อนการแก้ไข (m)	ระยะทางหน่วยเวลานาฬิกาของดาวเทียม (m)	ระยะทางเทียมหลังการแก้ไข (m)
32	21604855.784	-155056.24	21449799.5565
26	21200663.127	-51342.31	21149320.8492
10	21017392.179	54309.38	21071701.5676
31	20846764.399	37822.32	20884586.7021
18	23882629.349	-110732.63	23771896.7184
22	21894114.683	-28902.41	21865212.2708
14	23473311.641	8028.28	23481339.9204
16	22730103.242	-172348.90	22557754.3378

หลังจากแก้ไขระยะทางเทียม และตำแหน่งของดาวเทียม หลังจากนั้นใช้โปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว โดยกำหนดตำแหน่งของเครื่องรับเริ่มต้นที่ตำแหน่งใจกลางของโลก ($[x, y, z] = [0, 0, 0]$) ผลการทดลองระบุตำแหน่งแสดงดังตารางที่ 4.12

ตารางที่ 4.12 ผลการทดลองระบุตำแหน่งโดยใช้โปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว

รอบของการคำนวณ	ค่าแกน x	ค่าแกน y	ค่าแกน z
เริ่มต้น	0	0	0
1	-1556232.6150	7138571.3488	2282228.7793
2	-1398465.3484	5962359.2502	1950469.6378

รอบของการคำนวณ	ค่าแกน x	ค่าแกน y	ค่าแกน z
3	-1339943.7826	5923022.8508	1944217.6824
4	-1339941.0130	5922982.5829	1944216.6930
รอบสุดท้าย	-1339941.0129	5922982.5828	1944216.6930
ตำแหน่งอ้างอิงที่ คำนวณจาก PPP	-1339937.0350	5922974.7130	1944212.8320

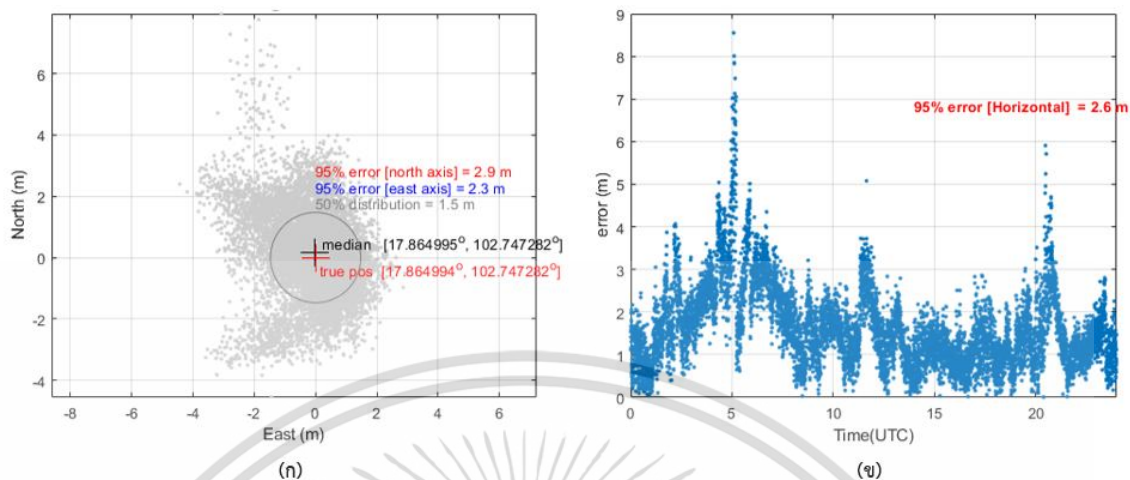
ตำแหน่งอ้างอิงจะใช้ตำแหน่งที่คำนวณมาจากวิธีระบุพิกัดความละเอียดสูงหรือ PPP จากผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับโดยใช้วิธีการคำนวณตำแหน่งความถี่เดียว แสดงความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง เมื่อเปรียบเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงที่คำนวณจาก PPP มีค่าเท่ากับ 2.3865 เมตร โดยค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งนี้จะใช้เป็นเครื่องมือวัดประสิทธิภาพของแบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ในลำดับถัดไป

4.5 การเปรียบเทียบประสิทธิภาพแบบจำลองด้วยโปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว

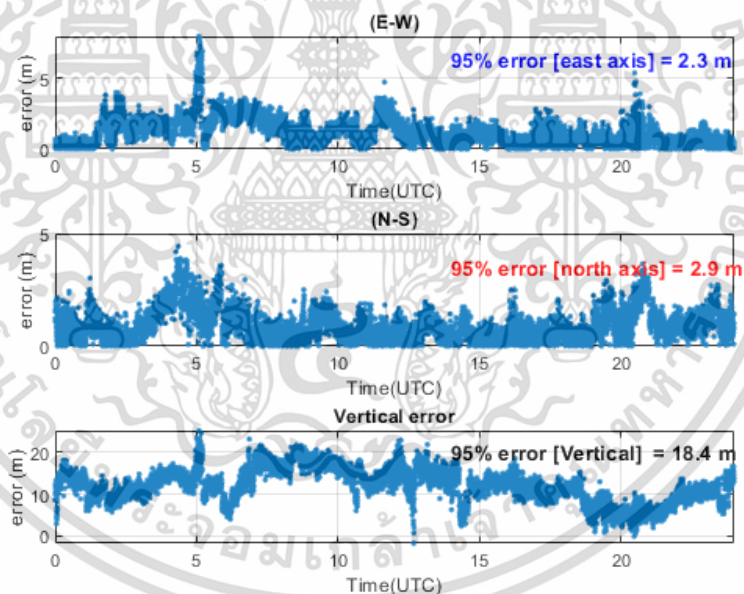
ในหัวข้อนี้จะเป็นการเปรียบเทียบประสิทธิภาพแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและโกลบรูชาที่ปรับปรุงโดยใช้ข้อมูลจากสถานีในประเทศไทยในแต่ละฤดูกาลในเดือนมกราคม เมษายน กรกฎาคม และ ตุลาคม ในปี ค.ศ. 2018 โดยใช้โปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียวที่สร้างขึ้น ซึ่งแบบจำลองโกลบรูชาจะมีส่วนช่วยแก้ไขความผิดพลาดของระยะทางเทียมที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

4.5.1 การคำนวณความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง

โดยผลการทดลองจะแสดงตัวอย่างผลการระบุตำแหน่งวันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018 สถานี NNKI ในแนวแกนนอน (Horizontal) และในแนวแกนตั้ง (Vertical) ในช่วงเวลา 1 วัน (0-24 UTC) แสดงผลลัพธ์โดยใช้ค่าความผิดพลาดเปรียบเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงที่ตำแหน่งที่ 95 เปอร์เซ็นต์ของความผิดพลาดทั้งหมดแสดงตัวอย่างผลการทดลองดังรูปที่ 4.18 และรูปที่ 4.19



รูปที่ 4.18 ตัวอย่างผลการทดลองค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอน โดยไม่ใช้แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018
(ก) มุมมองแกนนอนเมื่อมองจากด้านบน (ข) ค่าความผิดพลาดในช่วงเวลา 0-24 UTC

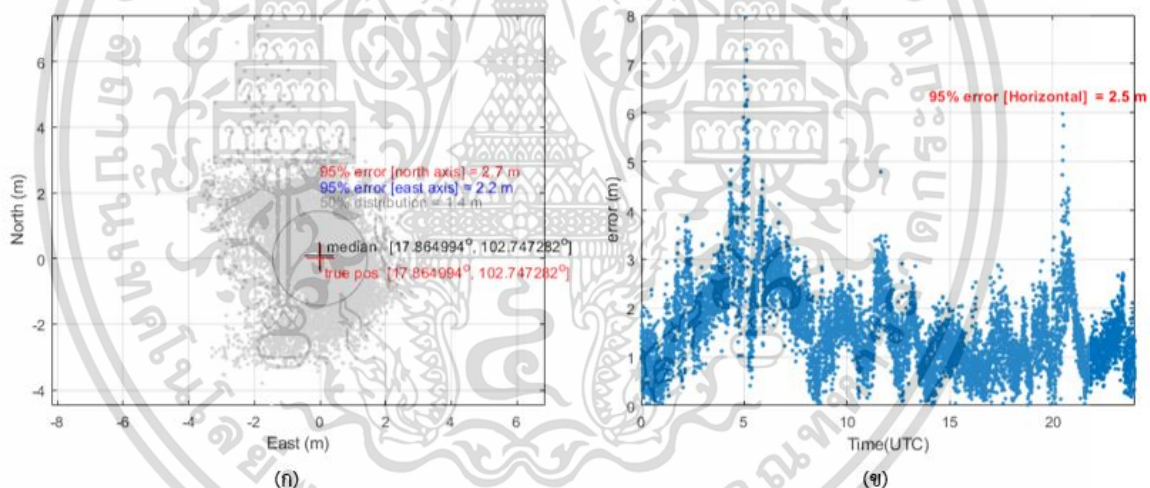


รูปที่ 4.19 ตัวอย่างผลการทดลองความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้ง โดยไม่ใช้แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018
แถวที่ 1: ความผิดพลาดในแกนตะวันออก-ตะวันตก แถวที่ 2: ความผิดพลาดในแกนเหนือ-ใต้
แถวที่ 3: ความผิดพลาดในแนวแกนตั้ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

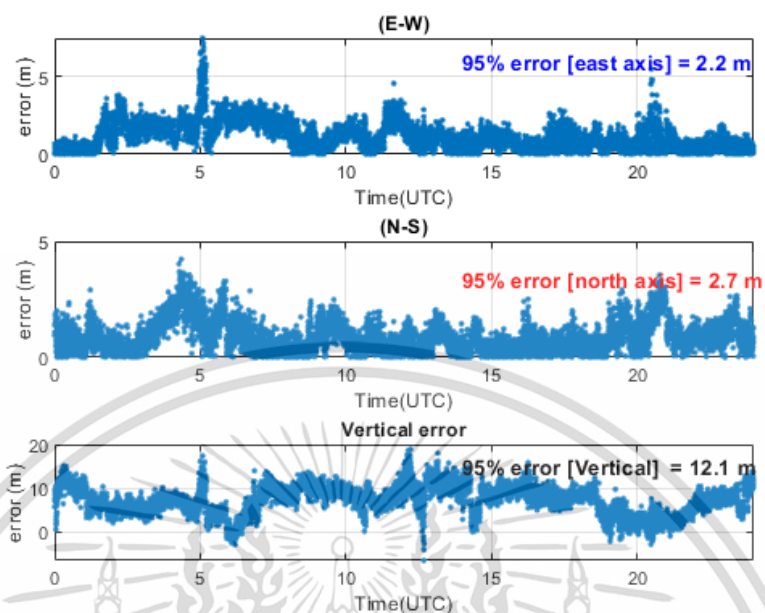
ผลการทดลองการประมาณค่าความผิดพลาดของตำแหน่งในรูปที่ 4.18 และรูปที่ 4.19 โดยใช้โปรแกรมการระบุตำแหน่งความถี่เดียว ในลำดับถัดไปตัวอย่างผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมแก้ไขความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แสดงดังรูปที่ 4.20 และรูปที่ 4.21

จากผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมในรูปที่รูปที่ 4.20 และรูปที่ 4.21 เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับโดยไม่ใช้แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ ค่าความผิดพลาดในแนวแกนนอนลดลง 0.1 เมตร แบ่งเป็นแกนตะวันออก-ตะวันตกลดลง 0.1 เมตร แกนเหนือ-ใต้ลดลง 0.2 เมตร ในแนวแกนตั้งลดลง 6.3 เมตร หลังจากนั้นตัวอย่างผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงที่นำเสนอแก้ไขความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แสดงดังรูปที่ 4.22 และรูปที่ 4.23



รูปที่ 4.20 ตัวอย่างผลการทดลองค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอนโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม
สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018

(ก) มุมมองแกนนอนเมื่อมองจากด้านบน (ข) ค่าความผิดพลาดในช่วงเวลา 0-24 UTC

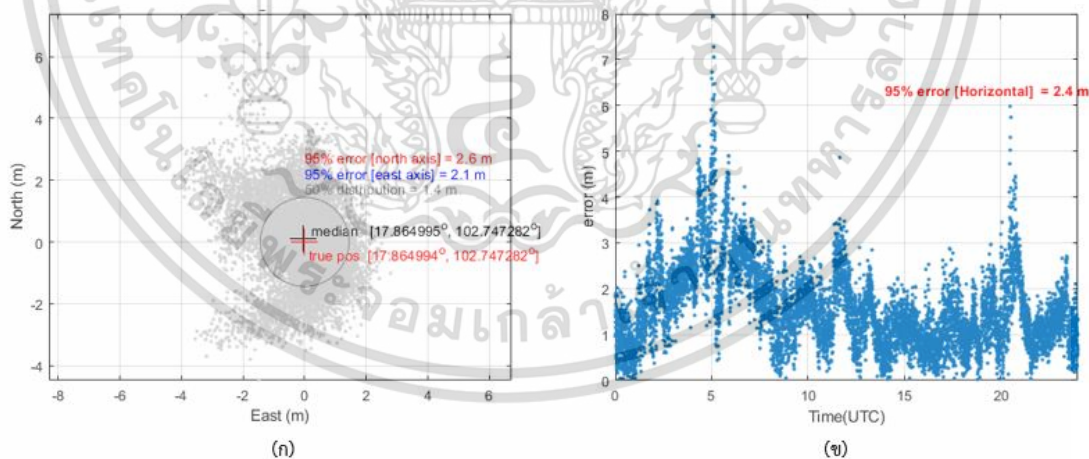


รูปที่ 4.21 ตัวอย่างผลความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้งโดยใช้แบบจำลองโกลบชูชาติดั้งเดิม

สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018

แถวที่ 1: ความผิดพลาดในแกนตะวันออก-ตะวันตก แถวที่ 2: ความผิดพลาดในแกนเหนือ-ใต้

แถวที่ 3: ความผิดพลาดในแนวแกนตั้ง

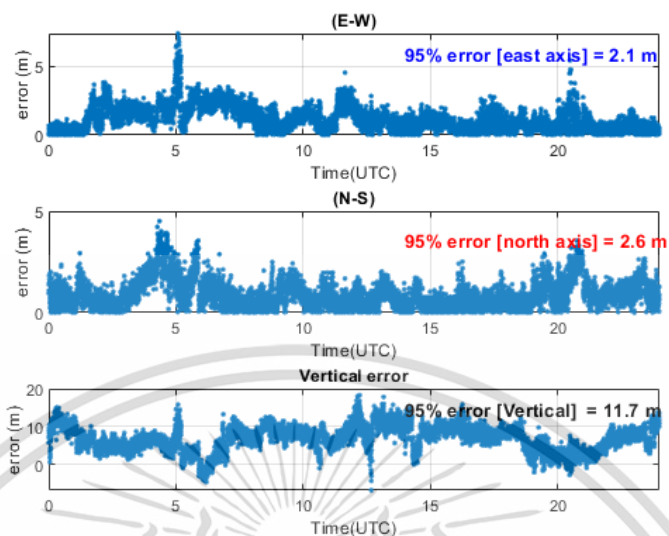


รูปที่ 4.22 ตัวอย่างค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอนโดยใช้แบบจำลองโกลบชูชาติที่ปรับปรุง

สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018

(ก) มุมมองแกนนอนเมื่อมองจากด้านบน (ข) ค่าความผิดพลาดในช่วงเวลา 0-24 UTC

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



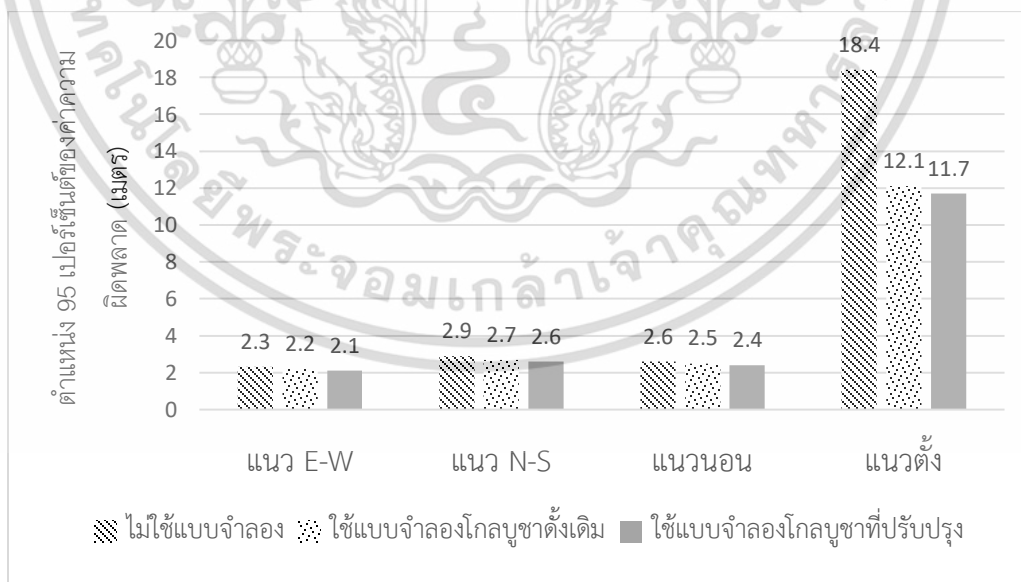
รูปที่ 4.23 ตัวอย่างความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้งโดยใช้แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุง

สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018

แถวที่ 1: ความผิดพลาดในแกนตะวันออก-ตะวันตก แถวที่ 2: ความผิดพลาดในแกนเหนือ-ใต้

แถวที่ 3: ความผิดพลาดในแนวแกนตั้ง

จากผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับโดยใช้แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงดังรูปที่ 4.22 และรูปที่ 4.23 สรุปผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบูชาในรูปที่ 4.24



รูปที่ 4.24 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซ็นต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง

สถานี NNKI วันที่ 25 เมษายน ค.ศ. 2018

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อนำไปเปรียบเทียบกับผลการทดลองการคำนวณตำแหน่งเครื่องรับโดยไม่ใช่แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ ค่าความผิดพลาดในแนวแกนนอนลดลง 0.2 เมตร แบ่งเป็นแกนตะวันออก-ตะวันตกลดลง 0.2 เมตร แกนเหนือ-ใต้ลดลง 0.3 เมตร ในแนวแกนตั้งลดลง 6.7 เมตร ซึ่งให้ประสิทธิภาพที่มากกว่าแบบจำลองโกลบยูชาดั้งเดิม

4.5.2 การเปรียบเทียบประสิทธิภาพแบบจำลองโดยใช้ข้อมูลจากสถานีในประเทศไทย

โดยผลการทดลองระบุตำแหน่งโดยไม่ใช่แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ แบบจำลองโกลบยูชาดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบยูชาที่ปรับปรุง โดยผลการทดลองทั้งหมดใช้ข้อมูลจากดาวเทียมในแต่ละฤดูกาลในเดือนมกราคม เมษายน กรกฎาคม และตุลาคม ในปี ค.ศ. 2018 จากสถานีในประเทศไทยโดยแบ่งเป็น สถานี CMU CPN KMIT และ NNKI ในตารางที่ 4.13 ถึงตารางที่ 4.16 หลังจากนั้นสรุปผลการทดลองในปี ค.ศ. 2018 ในรูปที่ 4.25 รูปที่ 4.26 และตารางที่ 4.17

ตารางที่ 4.13 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช่แบบจำลองโกลบยูชาดั้งเดิมและใหม่ ของ สถานี CMU ปี 2018

เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			ความผิดพลาดที่ลดลงจากแบบจำลองดั้งเดิม (m)
		ไม่ใช่แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกลบยูชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกลบยูชาที่ปรับปรุง (m)	
มกราคม	แกนนอน	3.38	3.32	3.31	0.01
	แกนตั้ง	17.64	14.80	13.84	0.96
เมษายน	แกนนอน	4.06	4.01	4.00	0.01
	แกนตั้ง	22.82	20.15	18.21	1.94
กรกฎาคม	แกนนอน	4.25	4.21	4.20	0.01
	แกนตั้ง	29.99	29.83	29.02	0.81

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			
		ไม่ใช่แบบจำลอง ไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกล บุชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกล บุชาที่ปรับปรุง (m)	ความผิดพลาดที่ ลดลงจาก แบบจำลองดั้งเดิม (m)
ตุลาคม	แกน นอน	3.71	3.65	3.64	0.01
	แกนตั้ง	20.92	14.74	14.7	0.04
ค่าเฉลี่ย รวม	แกน นอน	3.85	3.80	3.79	0.01
	แกนตั้ง	20.34	19.88	18.94	0.94

จากผลการทดลองในตารางที่ 4.13 ของสถานี CMU ค่าเฉลี่ยในการแก้ไขความผิดพลาดที่ลดลงจากแบบจำลองโกลบุชาดั้งเดิมในแกนนอนมีค่าเท่ากับ 0.01 เมตร แกนตั้ง 0.94 เมตร เนื่องจากสถานี CMU ได้รับผลกระทบจากชั้นบรรยากาศค่อนข้างน้อยดังนั้นผลการทดลองแก้ไขจึงมีค่าน้อยที่สุดเมื่อเทียบกับสถานีอื่น ๆ

ตารางที่ 4.14 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบุชาดั้งเดิมและใหม่ของ สถานี CPN ปี 2018

เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			
		ไม่ใช่แบบจำลอง ไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกล บุชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกล บุชาที่ปรับปรุง (m)	ความผิดพลาดที่ ลดลงจาก แบบจำลองดั้งเดิม (m)
มกราคม	แกน นอน	4.11	3.87	3.76	0.11
	แกนตั้ง	20.85	15.75	14.65	1.1
เมษายน	แกน นอน	2.13	2.08	2.00	0.08

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			
		ไม่ใช่แบบจำลอง ไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกล บูชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกล บูชาที่ปรับปรุง (m)	ความผิดพลาดที่ ลดลงจาก แบบจำลองดั้งเดิม (m)
	แกนตั้ง	18.33	15.40	12.54	2.86
กรกฎาคม	แกน นอน	1.93	1.85	1.78	0.07
	แกนตั้ง	17.82	14.69	12.49	2.2
ตุลาคม	แกน นอน	2.99	2.78	2.70	0.08
	แกนตั้ง	21.34	13.27	13.10	0.17
ค่าเฉลี่ย รวม	แกน นอน	2.79	2.65	2.56	0.09
	แกนตั้ง	19.59	14.78	13.25	1.53

จากผลการทดลองในตารางที่ 4.13 ของสถานี CPN ค่าเฉลี่ยในการแก้ไขความผิดพลาดที่ลดลงจากแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมในแกนนอนมีค่าเท่ากับ 0.09 เมตร แกนตั้ง 1.53 เมตร เนื่องจากสถานี CPN ได้รับผลกระทบจากชั้นบรรยากาศมากที่สุด ดังนั้นผลการทดลองแก้ไขค่าห้วงเวลาจึงมีค่ามากที่สุดเมื่อเทียบกับสถานีอื่น ๆ โดยเฉพาะการระบุตำแหน่งในแนวตั้งเดือนเมษายน และเดือนกรกฎาคมมีค่าลดลงประมาณ 2 – 3 เมตร

ตารางที่ 4.15 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบชูชาติดั้งเดิมและใหม่ของ สถานี KMIT ปี 2018

เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			
		ไม่ใช่แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกลบชูชาติดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกลบชูชาติที่ปรับปรุง (m)	ความผิดพลาดที่ลดลงจากแบบจำลองดั้งเดิม (m)
มกราคม	แกนนอน	1.7	1.58	1.56	0.02
	แกนตั้ง	16.38	10.95	10.30	0.65
เมษายน	แกนนอน	2.15	2.08	2.05	0.03
	แกนตั้ง	18.16	12.91	11.70	1.21
กรกฎาคม	แกนนอน	1.79	1.72	1.67	0.05
	แกนตั้ง	18.01	12.48	10.89	1.59
ตุลาคม	แกนนอน	2.16	2.00	1.93	0.07
	แกนตั้ง	19.02	11.06	10.02	1.04
ค่าเฉลี่ยรวม	แกนนอน	1.95	1.85	1.80	0.05
	แกนตั้ง	17.89	11.85	10.73	1.12

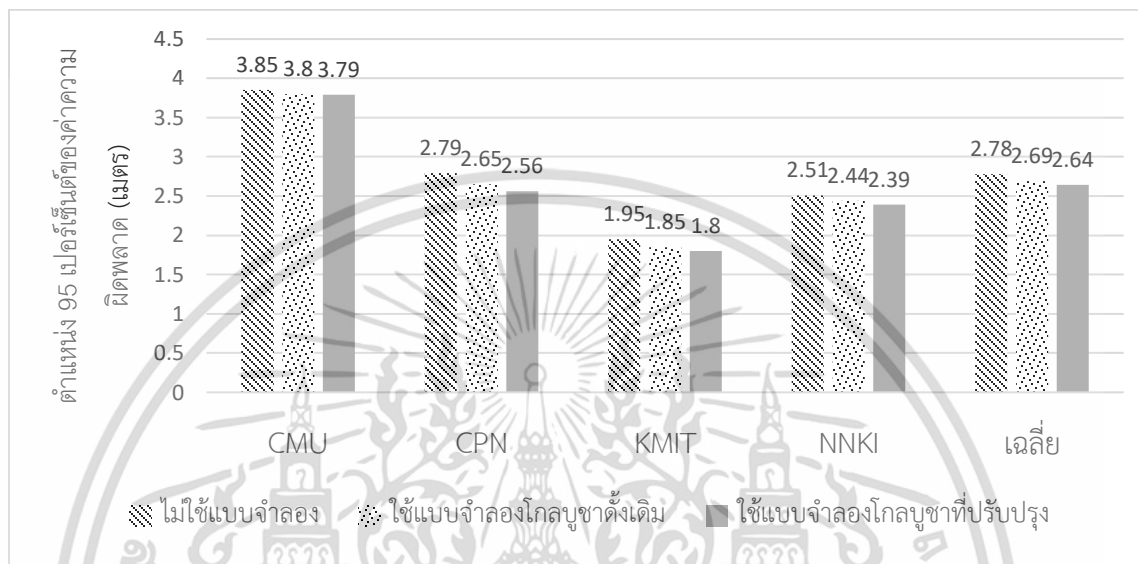
จากผลการทดลองในตารางที่ 4.14 ของสถานี KMIT ค่าเฉลี่ยในการแก้ไขความผิดพลาดที่ลดลงจากแบบจำลองโกลบชูชาติดั้งเดิมในแกนนอนมีค่าเท่ากับ 0.05 เมตร แกนตั้ง 1.12 เมตร ละติจูดของสถานี KMIT อยู่ใกล้เคียงกับสถานี CPN ดังนั้นผลการทดลองแก้ไขจึงมีค่าใกล้เคียงกับสถานี CPN โดยที่แบบจำลองโกลบชูชาติที่ปรับปรุงมีประสิทธิภาพมากกว่า

ตารางที่ 4.16 การเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและใหม่ของ สถานี NNKI ปี 2018

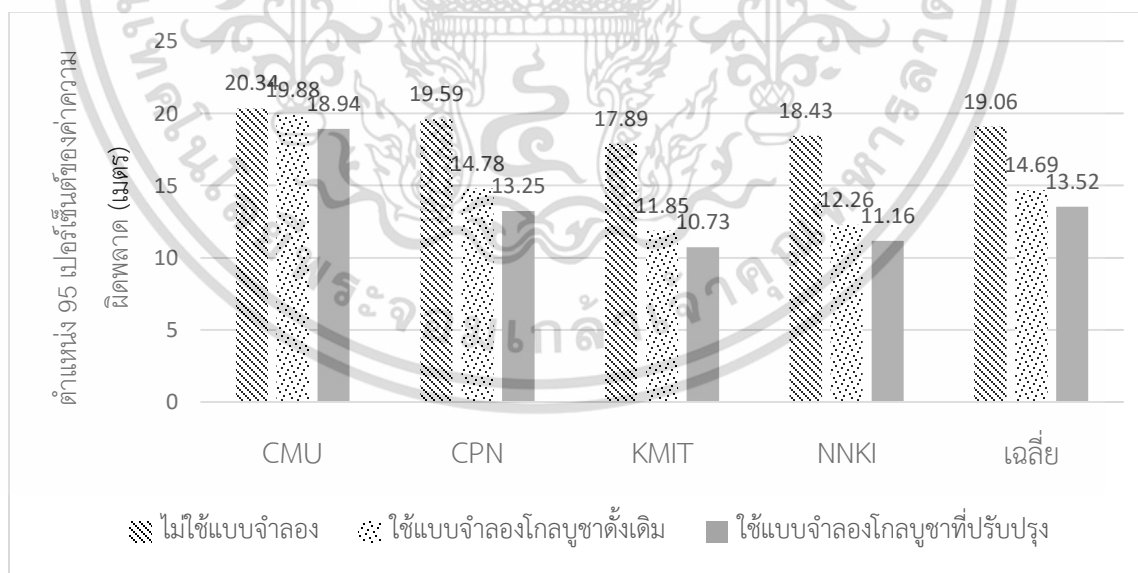
เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			
		ไม่ใช่แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุง (m)	ความผิดพลาดที่ลดลงจากแบบจำลองดั้งเดิม (m)
มกราคม	แกนนอน	2.20	2.13	2.10	0.03
	แกนตั้ง	14.99	9.79	9.58	0.21
เมษายน	แกนนอน	2.62	2.51	2.43	0.08
	แกนตั้ง	18.41	12.58	11.74	0.84
กรกฎาคม	แกนนอน	2.88	2.84	2.80	0.04
	แกนตั้ง	19.73	13.29	12.09	1.20
ตุลาคม	แกนนอน	2.35	2.27	2.23	0.04
	แกนตั้ง	18.46	13.36	12.24	1.12
ค่าเฉลี่ยรวม	แกนนอน	2.51	2.44	2.39	0.05
	แกนตั้ง	18.43	12.26	11.16	1.11

จากผลการทดลองในตารางที่ 4.15 ของสถานี NNKI ค่าเฉลี่ยในการแก้ไขความผิดพลาดที่ลดลงจากแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมในแกนนอนมีค่าเท่ากับ 0.05 เมตร แกนตั้ง 1.11 เมตร ผลการทดลองแก้ไขแบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงมีประสิทธิภาพมากกว่า

เมื่อได้ผลการทดลองจากทุกสถานีสมาสามารถสรุปการเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งเฉลี่ยโดยใช้แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและใหม่ of ทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018 ได้ในรูปที่ 4.25 รูปที่ 4.26 และตารางที่ 4.17



รูปที่ 4.25 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งในแนวราบของทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018



รูปที่ 4.26 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งในแนวตั้งของทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.17 สรุปการเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งเฉลี่ยโดยใช้แบบจำลองโกล
 บุชาดั้งเดิมและใหม่ของทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018

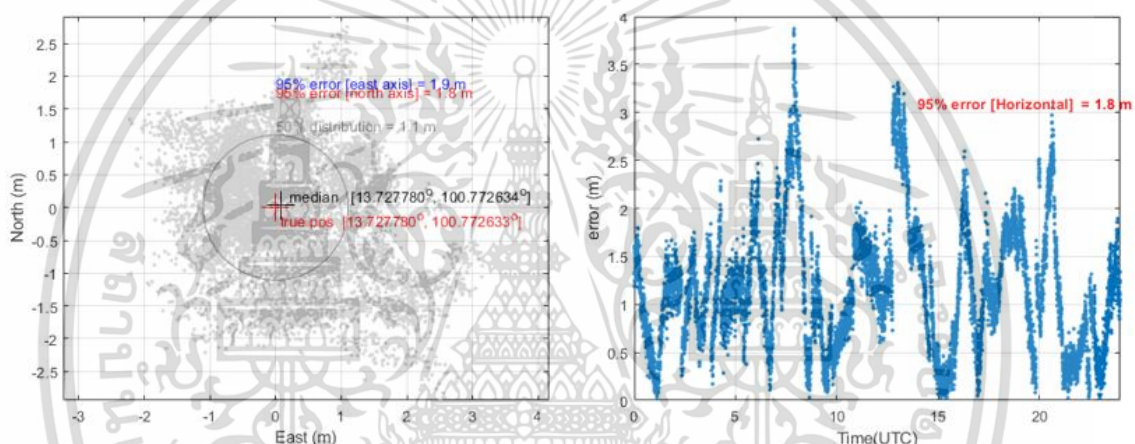
สถานี	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			
		ไม่ใช่แบบจำลอง ไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกล บุชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกล บุชาที่ปรับปรุง (m)	ความผิดพลาดที่ ลดลงจาก แบบจำลองดั้งเดิม (m)
CMU	แกน นอน	3.85	3.80	3.79	0.01
	แกนตั้ง	20.34	19.88	18.94	0.94
CPN	แกน นอน	2.79	2.65	2.56	0.09
	แกนตั้ง	19.59	14.78	13.25	1.53
KMIT	แกน นอน	1.95	1.85	1.80	0.05
	แกนตั้ง	17.89	11.85	10.73	1.12
NNKI	แกน นอน	2.51	2.44	2.39	0.05
	แกนตั้ง	18.43	12.26	11.16	1.10
ค่าเฉลี่ย รวม	แกน นอน	2.78	2.69	2.64	0.05
	แกนตั้ง	19.06	14.69	13.52	1.17

จากรูปที่ 4.25 ค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งในแนวราบ และรูปที่ 4.26 ค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งในแนวตั้ง สามารถสรุปผลการทดลองของทุกสถานี ในประเทศไทย ปี ค.ศ. 2018 ได้ดังตารางที่ 4.16 สามารถสรุปได้ว่าประสิทธิภาพของแบบจำลองโกลบุชาที่ปรับปรุงมีค่าเฉลี่ยในการแก้ไขในแกนนอน 0.14 เมตร ในแกนตั้ง 5.54 เมตร ในขณะที่แบบจำลองโกลบุชาดั้งเดิมมีค่าเฉลี่ย

ในการแก้ไขในแกนนอน 0.08 เมตร ในแกนตั้ง 4.37 เมตร ซึ่งมีประสิทธิภาพมากกว่า 0.05 เมตรในแกนนอนและ 1.17 เมตรในแกนตั้ง

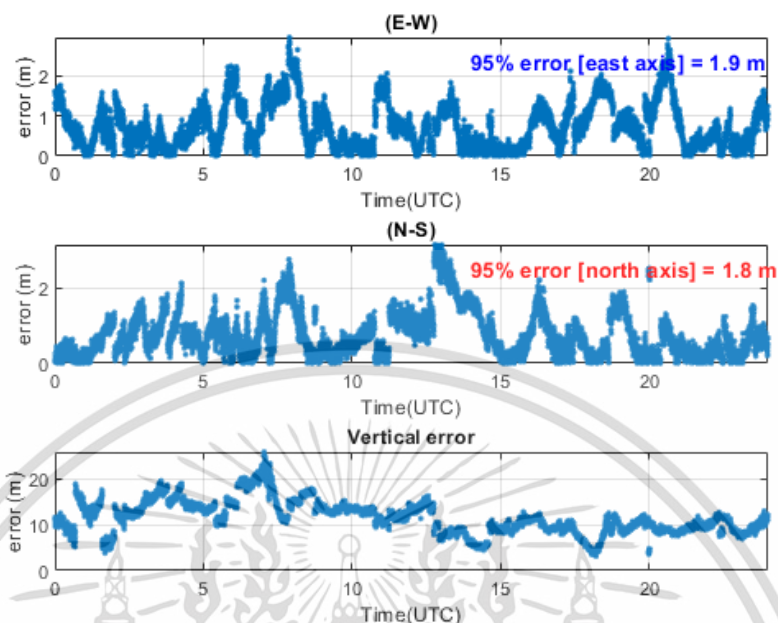
4.5.3 การเปรียบเทียบประสิทธิภาพแบบจำลองโดยใช้ข้อมูลวันที่มีความแปรปรวน

จากตัวอย่างการหาวันที่เกิดความแปรปรวนในหัวข้อที่ 4.1.2 ผลการทดลองระบุตำแหน่งในวันที่เกิดความแปรปรวน สถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ค.ศ. 2018 แสดงผลลัพธ์โดยใช้ค่าความผิดพลาดเปรียบเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงที่ตำแหน่งที่ 95 เปอร์เซนต์ของความผิดพลาดทั้งหมด ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.27 และรูปที่ 4.28



รูปที่ 4.27 ตัวอย่างผลการทดลองค่าตำแหน่งเครื่องรับในแนวแกนนอนโดยไม่ใช่แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ สถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ค.ศ. 2018

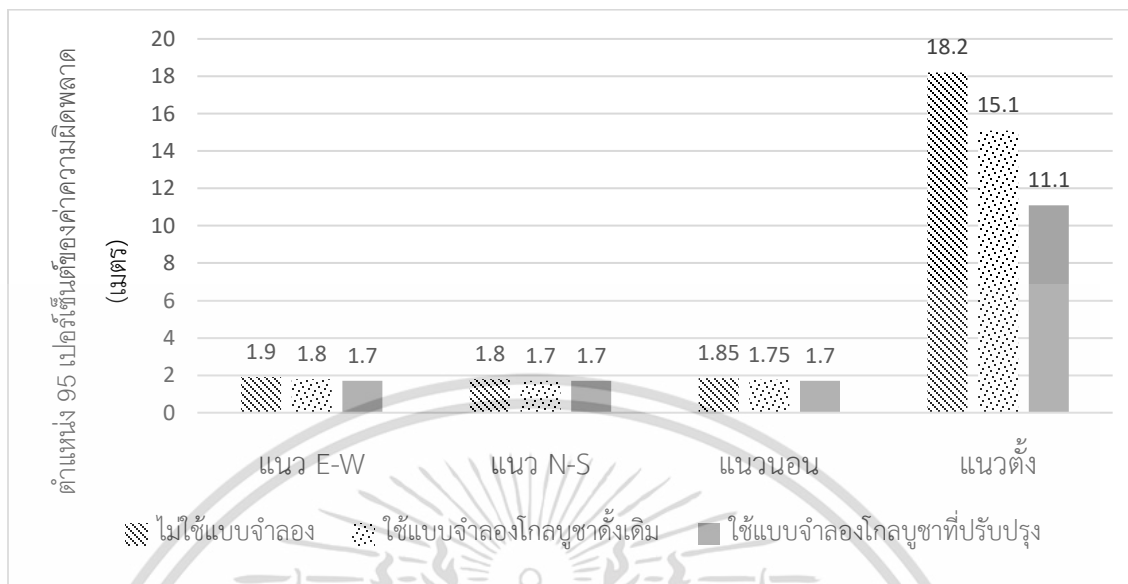
(ก) มุมมองแกนนอนเมื่อมองจากด้านบน (ข) ค่าความผิดพลาดในช่วงเวลา 0-24 UTC



รูปที่ 4.28 ตัวอย่างผลการทดลองความผิดพลาดในแนวแกนนอน และแกนตั้ง โดยไม่ใช้แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ สถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ค.ศ. 2018
 แกวที่ 1: ความผิดพลาดในแกนตะวันออก-ตะวันตก แกวที่ 2: ความผิดพลาดในแกนเหนือ-ใต้
 แกวที่ 3: ความผิดพลาดในแนวแกนตั้ง

ผลการทดลองจากตัวอย่างแสดงความผิดพลาดที่ตำแหน่ง 95 เปอร์เซ็นต์ ค่าความผิดพลาดในแนวแกนนอน 1.85 เมตร แบ่งเป็นแกนตะวันออก-ตะวันตกลดลง 1.90 เมตร แกนเหนือ-ใต้ 1.80 เมตร ในแนวแกนตั้ง 18.2 เมตร หลังจากนั้นใช้แบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิม และแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงเปรียบเทียบประสิทธิภาพ แสดงผลการทดลองดังรูปที่ 4.29

จากรูปที่ 4.29 แบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงให้ประสิทธิภาพที่ดีกว่าแบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมโดยเฉพาะการระบุตำแหน่งในแนวแกนตั้งที่แก้ไขความผิดพลาดให้ลดลง 4 เมตรจาก 15.1 เมตร เหลือ 11.1 เมตร ในแนวแกนนอนค่าความผิดพลาดลดลงเฉลี่ย 0.1 เมตร หลังจากนั้นทำการเปรียบเทียบประสิทธิภาพเฉพาะวันที่มีความแปรปรวนของเดือนมกราคมจำนวน 5 วัน เดือนเมษายนจำนวน 5 วัน เดือนกรกฎาคมจำนวน 4 วัน และเดือนตุลาคมจำนวน 11 วัน ผลการเปรียบเทียบแสดงดังตารางที่ 4.18



รูปที่ 4.29 กราฟสรุปตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง
สถานี KMIT วันที่ 19 ตุลาคม ค.ศ. 2018

ตารางที่ 4.18 สรุปการเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งเฉลี่ยโดยใช้แบบจำลองโกล
บุชาดั้งเดิมและใหม่ของสถานี KMIT ในวันที่เกิดความแปรปรวน ปี ค.ศ. 2018

เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			ความผิดพลาดที่ ลดลงจาก แบบจำลองดั้งเดิม (m)
		ไม่ใช้แบบจำลอง ไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกล บุชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกล บุชาที่ปรับปรุง (m)	
มกราคม	แกน นอน	1.83	1.68	1.54	0.14
	แกนตั้ง	16.42	13.35	10.34	3.01
เมษายน	แกน นอน	2.22	2.10	2.06	0.04
	แกนตั้ง	18.16	13.41	11.44	1.97
กรกฎาคม	แกน นอน	1.82	1.74	1.66	0.08
	แกนตั้ง	18.62	15.43	10.67	4.76

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เดือน	แกน	ตำแหน่ง 95 เปอร์เซนต์ของค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง			
		ไม่ใช่แบบจำลอง ไอโอโนสเฟียร์ (m)	แบบจำลองโกล บูชาดั้งเดิม (m)	แบบจำลองโกล บูชาที่ปรับปรุง (m)	ความผิดพลาดที่ ลดลงจาก แบบจำลองดั้งเดิม (m)
ตุลาคม	แกน นอน	2.10	2.00	1.92	0.08
	แกนตั้ง	19.83	16.06	10.16	6.10
ค่าเฉลี่ย รวม	แกน นอน	1.99	1.88	1.79	0.09
	แกนตั้ง	18.26	14.56	10.65	3.91

จากตารางที่ 4.18 สามารถสรุปได้ว่าประสิทธิภาพของแบบจำลองโกลบูชาที่ปรับปรุงมีค่าเฉลี่ยในการแก้ไขในแกนนอน 0.20 เมตร ในแกนตั้ง 7.61 เมตร ในขณะที่แบบจำลองโกลบูชาดั้งเดิมมีค่าเฉลี่ยในการแก้ไขในแกนนอน 0.11 เมตร ในแกนตั้ง 3.70 เมตร ซึ่งมีประสิทธิภาพมากกว่า 0.09 เมตรในแกนนอนและ 3.91 เมตรในแกนตั้ง จากผลการทดลอง แบบจำลองโกลบูชาที่สร้างจากการประมาณค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่มีประสิทธิภาพมากโดยเฉพาะวันที่มีความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

บทที่ 5

สรุปผลและข้อเสนอแนะในงานวิจัย

5.1 สรุปผลงานวิจัย

แบบจำลองโกลบรูชาใหม่ที่คำนวณจากค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่ที่ประมาณค่าโดยการเปรียบเทียบกับค่า TEC จริงที่คำนวณจากเครื่องรับรังวัด และแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม อันดับแรกในการสร้างค่า TEC จริงจากข้อมูลจากดาวเทียมเปรียบเทียบกับแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิม โดยในการทดลองใช้ข้อมูลจากสถานี CMU (เชียงใหม่) สถานี CPN (ชุมพร) สถานี KMIT และสถานี NNKI (หนองคาย) ในเดือนมกราคม เมษายน กรกฎาคม และตุลาคม ปี ค.ศ. 2018 พบว่ามีความแตกต่างกันโดยมีค่าเฉลี่ย RMSE เท่ากับ 15.29 ในวันปกติ และมีค่า RMSE เท่ากับ 14.68 ในวันที่แปรปรวน ดังนั้นจึงได้นำเสนอแบบจำลองโกลบรูชาใหม่ที่สร้างจากค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่ โดยผลการทดลองเปรียบเทียบค่า TEC จริงกับแบบจำลองโกลบรูชาใหม่พบว่า แบบจำลองโกลบรูชาใหม่มีความใกล้เคียงกับแบบจำลองโกลบรูชาเดิมโดยมีค่าเฉลี่ย RMSE เท่ากับ 13.82 ในวันปกติ และมีค่า RMSE เท่ากับ 13.55 ในวันที่แปรปรวน ซึ่งมีความใกล้เคียงมากกว่าแบบจำลองโกลบรูชาเดิมประมาณ 9.63 และ 9.09 เปอร์เซ็นต์ในวันปกติและวันที่แปรปรวนตามลำดับ สุดท้ายทดลองเปรียบเทียบแบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมและใหม่ โดยการนำแบบจำลองไปใช้เพิ่มประสิทธิภาพโปรแกรมระบุตำแหน่งความถี่เดียว โดยใช้ข้อมูลช่วงเวลาเดิม สถานีเดิม จากผลการทดลองพบว่าแบบจำลองโกลบรูชาใหม่สามารถลดความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแนวแกนนอนเฉลี่ย 0.14 เมตร แกนตั้ง 5.54 เมตร ในขณะที่แบบจำลองโกลบรูชาเดิมลดความผิดพลาดในแนวแกนนอนเฉลี่ย 0.08 เมตร แกนตั้ง 4.37 เมตร ซึ่งมีประสิทธิภาพมากกว่า 0.05 เมตรในแกนนอนและ 1.17 เมตรในแกนตั้ง ในวันปกติ และ แบบจำลองโกลบรูชาที่ปรับปรุงมีค่าเฉลี่ยในการแก้ไขในแกนนอน 0.20 เมตร ในแกนตั้ง 7.61 เมตร ในขณะที่แบบจำลองโกลบรูชาดั้งเดิมมีค่าเฉลี่ยในการแก้ไขในแกนนอน 0.11 เมตร ในแกนตั้ง 3.70 เมตร ซึ่งมีประสิทธิภาพมากกว่า 0.09 เมตรในแกนนอนและ 3.91 เมตรในแกนตั้ง ในช่วงวันที่มีความแปรปรวน จากผลการทดลองพบว่า แบบจำลองโกลบรูชาที่สร้างจากการประมาณค่าสัมประสิทธิ์ชุดใหม่มีประสิทธิภาพมาก โดยเฉพาะวันที่มีความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

5.2 ข้อเสนอแนะ

จากผลการเปรียบเทียบแบบจำลอง STEC และแบบจำลองโกลบูลาพบว่าในช่วงเวลา
กลางคืนยังไม่สามารถเปลี่ยนแปลงได้เนื่องจาก อัลกอริทึมของแบบจำลองโกลบูลานั้นกำหนดให้ช่วงเวลา
กลางคืนมีค่าคงที่ ดังนั้นจำเป็นต้องพัฒนาอัลกอริทึมของการคำนวณแบบจำลองโกลบูลาใหม่ ที่สามารถ
แก้ไขแบบจำลองในช่วงเวลากลางคืนได้



เอกสารอ้างอิง

- [1] R. Gold, "Optimal binary sequences for spread spectrum multiplexing," IEEE Transactions on Information Theory, vol. 33, pp.619-621, 1967.
- [2] "GPS Modulation." [Online]. <https://ee3550-gps.weebly.com/transmission-of-gps-signals.html>
- [3] P. Misra and P. Enge, "Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance (Revised Second Edition)," **Ganga-Jamuna Press**, 2011.
- [4] GPS Navstar Joint Program Office, "Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, IS-GPS-200, Revision D," **NAVSTAR GLOBAL POSITIONING SYSTEM**, El Segundo, CA, 2004.
- [5] Ashby and J. Spilker, "Introduction to Relativity Effects on the Global Positioning System," **Global Positioning System: Theory and Applications**, Volume II, B. Parkinson and J. J. Spilker, Jr., (eds.), Washington, D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [6] G. Seeber, "Satellite Geodesy," **Walter de Gruyter**, 2nd completely revised and extended edition, 1993.
- [7] H. Hopfield, "Two-Quartic Tropospheric Refractivity Profile for Correcting Satellite Data," **Journal of Geophysical Research**, Vol. 74, No. 18, 1969.
- [8] Saastomoinen, J., "Atmospheric Correction for the Troposphere and Stratosphere in Radio Ranging of Satellites," **Use of Artificial Satellites for Geodesy**, Geophysical Monograph 15, American Geophysical Union, Washington, D.C., 1972.
- [9] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, J. Collins, "GPS: Theory and Practice," **New York: Springer-Verlag**, ISBN 10: 3211824774/13: 9783211824771, 1993.
- [10] "Solar Cycle." [Online]. <https://training.weather.gov/nwstc/spacewx/wmo/lesson2/solarcycle.html>
- [11] "Ionosphere layer." [Online]. Available: <https://en.wikipedia.org/wiki/Ionosphere>.

- [12] M. Grewal, L. Weill, A. Andrews, "Global Positioning Systems Integrity Monitoring," **WILEY-INTERSCIENCE**, ISBN-13 978-0-470-04190-1, 2007
- [13] "Cycle slip of carrier phase." [Online]. Available: http://kqgnss.blogspot.com/2018/05/gps_11.html.
- [14] I. Horvath, "Software developed for obtaining GPS-derived total electron content values," **RADIO SCIENCE**, Vol 42, doi:10.1029/2006RS003452, 2007
- [15] "CODE Satellite DCB." [Online]. Available: <ftp://ftp.aiub.unibe.ch/CODE/>
- [16] W. Rideout and A. Coster, "Automated GPS processing for global total electron content data," **GPS Solution**, vol. 10, pp. 219-228, 2006.
- [17] G. Ma and T. Maruyama, "Derivation of TEC and estimation of instrumental biases from GEONET in Japan," **Annales Geophysicae**, vol. 21, no. 10, pp. 2083-2093, 2003.
- [18] A. Klobuchar, "Ionospheric time-delay algorithm for single frequency GPS users," **IEEE Trans. Aerospace. Electron. Sys.**, 23 (3), 325-331., 1987.
- [19] Y. Yubin, "Refining the Klobuchar Ionospheric Coefficients Based on GPS Observations," **IEEE Trans. Aerospace Electron. Sys.**, Vol 44, 2008
- [20] W. Ningbo, "Improvement of Klobuchar model for GNSS single-frequency ionospheric delay corrections," **Advances in Space Research**, Vol 57, Page 1555-1569, 2016
- [21] D. Venkata, "Improvement of Indian-Regional Klobuchar Ionospheric Model Parameters for Single-Frequency GNSS Users," **IEEE Geoscience and remote sensing letters.**, vol. 15, no. 7, 2018.
- [22] A. Komjathy, "Global ionospheric total electron content mapping using the Global Positioning System," **Universe of New Brunswick**, New Brunswick, Canada, 1997.

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล นายณภัทร ทองเกษม
 วัน เดือน ปีเกิด 7 ธันวาคม 2536 ที่กรุงเทพมหานคร
 ที่อยู่ 30/155 หมู่บ้านรวมแก้ว ซ.พุทธมณฑลสาย 2/11
 แขวงบางไผ่ เขตบางแค กรุงเทพฯ 10160 โทร.0909728045
 ประวัติการศึกษา 2560 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาโทรคมนาคม
 สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ผลงานวิจัยที่ได้นำเสนอในงานประชุมวิชาการ

1. Napat Tongkasem, Pornchai Supnithi, Watid Phakphisut, “New receiver bias calculation for total electron content (TEC) in Bangkok, Thailand,” ECTICON2018, July 2018.
2. Napat Tongkasem, Pornchai Supnithi, Watid Phakphisut, Kornyanat Hozumi, Takuya Tsugawa, “The comparison of Klobuchar model with GPS TEC model at the low geomagnetic latitude station, Thailand,” ITC-CSCC2019, June 2019