

การลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบเสริมความ  
แม่นยำผ่านดาวเทียม (เอสบาส) บริเวณประเทศไทย

MITIGATION OF IONOSPHERIC DELAYS IN SATELLITE-BASED  
AUGMENTATION SYSTEM (SBAS) OVER THAILAND



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2566

KMITL-2023-EN-D-018-143

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

MITIGATION OF IONOSPHERIC DELAYS IN SATELLITE-BASED  
AUGMENTATION SYSTEM (SBAS) OVER THAILAND



A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT  
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF  
DOCTOR OF ENGINEERING IN ELECTRICAL ENGINEERING  
SCHOOL OF ENGINEERING  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG  
2023  
KMITL-2023-EN-D-018-143

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2023

SCHOOL OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม (เอสบาส) บริเวณประเทศไทย
นักศึกษา	นายสมกิจ โสพันธ์
รหัสประจำตัว	61601026
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมไฟฟ้า
พ.ศ.	2566
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ (ร่วม)	ผศ.ดร.Lin Min Min Myint

### บทคัดย่อ

ระบบเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียมหรือเอสบาส (Satellite-Based Augmentation System: SBAS) ได้รับการพัฒนาขึ้นในหลายภูมิภาคทั่วโลก เพื่อใช้สำหรับการนำร่องอากาศยานเป็นหลัก จุดเด่นของระบบ SBAS คือขอบเขตการให้บริการครอบคลุมพื้นที่เหนือพื้นผิวโลกในระดับภูมิภาค และผู้ใช้งานสามารถรันตีความปลอดภัยของการใช้ระบบได้ ระบบ SBAS แบ่งออกเป็น 2 รุ่น คือ รุ่นแรกให้บริการเฉพาะระบบดาวเทียมระบุตำแหน่งทั่วโลกหรือจีพีเอส (Global Positioning System: GPS) ในย่านความถี่ L1 (1,575.42 เมกะเฮิร์ตซ์) และรุ่นสองให้บริการหลายระบบดาวเทียมใช้สองย่านความถี่หรือดีเอฟเอ็มซี (Dual-Frequency Multi-Constellation: DFMC) คือ ย่านความถี่ L1 และ L5 (1,176.45 เมกะเฮิร์ตซ์) อย่างไรก็ตามค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่คลาดเคลื่อนในระบบ L1 SBAS มักพบบริเวณขอบของเขตการให้บริการ และค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่หลงเหลือในระบบ DFMC SBAS ยังขาดการเสนอแนวทางบรรเทา ในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยจึงนำเสนอวิธีประมาณค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมสำหรับระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS โดยในระบบ L1 SBAS ทำการทดแทนค่าปรับแก้ที่คลาดเคลื่อน โดยใช้วิธีการสังเกตการณ์แบบสองการอ้างอิงร่วมกับเทคนิคการรวมปราศจากระยะทางจริงและผลรวมค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานน้อยที่สุด ส่วนในระบบ DFMC SBAS ผู้วิจัยจึงนำเสนอวิธีประมาณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง โดยใช้แบบจำลองโกลบูชา (Klobuchar) จากการจำลองระบบ SBAS ด้วยสถานีอ้างอิงในประเทศไทย ผู้วิจัยได้รับผลการทดลอง คือ ในช่วงวันปกติของชั้นไอโอโนสเฟียร์ ค่าความแม่นยำตำแหน่งเฉพาะแนวตั้งสำหรับระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS ได้รับการปรับปรุงในแนวนอนประมาณ 71 และ 10 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในทางกลับกันในช่วงวันผิดปกติ ค่าการปรับปรุงความแม่นยำสำหรับ L1 SBAS และ DFMC SBAS ก็คือประมาณ 70 และ 8 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ นอกจากนี้ยังมีการประเมินประสิทธิภาพของการใช้งานในเบื้องต้นตามมาตรฐานขององค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (International Civil Aviation Organization: ICAO) ซึ่งก็ได้รับผลลัพธ์ตามที่คาดหวัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการใช้งานในเชิงวิชาการเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ในการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

<b>Thesis Title</b>	MITIGATION OF IONOSPHERIC DELAYS IN SATELLITE-BASED AUGMENTATION SYSTEM (SBAS) OVER THAILAND
<b>Student</b>	Mr. Somkit Sophan
<b>Student ID.</b>	61601026
<b>Degree</b>	Doctor of Engineering
<b>Program</b>	Electrical Engineering
<b>Year</b>	2023
<b>Thesis Advisor</b>	Prof. Dr. Pornchai Supnithi
<b>Thesis Co-Advisor</b>	Asst. Prof. Dr. Lin Min Min Myint

## ABSTRACT

Satellite-Based Augmentation System (SBAS) has been developed in several regions. Generally, it is used to support aeronautical navigations. An advantage of SBAS is that the serviced boundary over the earth surface covers each regional area. The safety of the system and operation can be guaranteed. There are two SBAS generations: 1) L1 SBAS to support the Global Positioning System (GPS) by using the single-frequency of L1 (1575.42 MHz), and 2) DFMC-SBAS to support the Dual-Frequency Multi-Constellation (DFMC) by using the L1 and L5 (1176.45 MHz) frequencies. In this research, L1-SBAS, we propose the estimation method of the supplemental local ionospheric delays to compensate for the discrepancies at local levels. This method employs the double difference observations with the geometry-free combination technique and the minimum sum-standard deviation. In the DFMC SBAS, we propose the procedures to compute the local DFMC SBAS corrections. The higher-order ionospheric (HOI) delays are mitigated based on the Klobuchar model. In the simulations, the reference station network in Thailand is utilized. Particularly, on the quiet days of the ionospheric events, the vertical accuracies for L1 SBAS and DFMC SBAS can be improved by 71% and 10%, respectively. Similarly, on the disturbed days, the accuracy improvements for the L1 SBAS and DFMC SBAS are respectively about 70% and 8%. Additionally, the preliminary availabilities of SBAS are evaluated based on the International Civil Aviation Organization (ICAO).

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้เนื่องจากข้าพเจ้าได้รับทุนสนับสนุนจากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (Grant no. KDS2018/003 และ RE-KRIS/FF65/35) และจากกองทุนส่งเสริมวิทยาศาสตร์ วิจัยและนวัตกรรม ผ่านหน่วยบริหารและจัดการทุนด้านการพัฒนา กำลังคนและทุนด้านการพัฒนาสถาบันอุดมศึกษาการวิจัยและการสร้างนวัตกรรม (บพค. Grant no. B05F640197 และ B39G660029)

ขอขอบคุณเครือข่ายความร่วมมือกรมโยธาธิการและผังเมืองประเทศไทย สถาบันเทคโนโลยีสารสนเทศและการสื่อสารแห่งชาติ (National Institute of Information and Communications Technology: NICT) และสถาบันวิจัยระบบนำทางอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Navigation Research Institute: ENRI) ประเทศญี่ปุ่น สำหรับการเอื้อเฟื้อข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียมของเครือข่ายสถานีอ้างอิงในประเทศไทย นอกจากนี้ขอขอบคุณ Professor Yoshihide SEKIMOTO และ Dr. Dinesh Manandhar สำหรับการฝึกประสบการณ์ต่างประเทศที่ห้องปฏิบัติการ Center for Spatial Information Science, The University of Tokyo ประเทศญี่ปุ่น

สุดท้ายนี้ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณบิดา-มารดาที่ได้ให้ชีวิต ขอขอบคุณครอบครัวของข้าพเจ้าที่คอยเป็นกำลังใจและให้ความห่วงใยเสมอมา และกราบขอบคุณครูและอาจารย์ทุกท่านที่กรุณาประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้อันเป็นประโยชน์แก่ข้าพเจ้า

นายสมกิจ โสพันธ์

## สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ .....	ก
ABSTRACT .....	ข
กิตติกรรมประกาศ .....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป .....	ซ
รายการคำย่อและสัญลักษณ์ .....	ฎ
บทที่ 1 บทนำ .....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการวิจัย .....	3
1.3 สมมติฐานของการวิจัย .....	3
1.4 แนวความคิดที่ใช้ในการวิจัย .....	4
1.5 ขอบเขตการวิจัย.....	4
1.6 ขั้นตอนของการวิจัย .....	5
บทที่ 2 งานวิจัยและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง .....	6
2.1 การทบทวนวรรณกรรม .....	6
2.2 แบบจำลองการวัดระยะทางเทียม .....	9
2.3 การประมาณพิกัดและเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียม .....	13
2.3.1 พารามิเตอร์คำนวณตำแหน่งดาวเทียม .....	13
2.3.2 พารามิเตอร์คำนวณหาเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียม.....	15
2.3.3 ตัวอย่างคำนวณพิกัดและเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียม.....	16
2.4 การบอกพิกัดดาวเทียม.....	19
2.5 รูปแบบประเภทข้อความ SBAS .....	22
2.6 การประมาณค่าการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศ.....	23
2.6.1 การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์.....	23

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการศึกษา

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.6.2 การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ .....	26
2.6.3 การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง .....	32
2.7 การประมาณค่าตำแหน่งผู้ใช้งานจุดเดียว .....	33
2.8 การเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม (SBAS) .....	35
2.8.1 ระบบ L1 SBAS .....	35
2.8.2 ระบบ DFMC SBAS.....	36
2.9 การประเมินประสิทธิภาพระบบ SBAS.....	37
2.10 การวัดความแปรปรวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์.....	42
2.10.1 ระบบ L1 SBAS.....	42
2.10.2 ระบบ DFMC SBAS.....	45
บทที่ 3 วิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ SBAS .....	46
3.1 วิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ L1 SBAS ที่นำเสนอ .....	46
3.1.1 ขั้นตอนการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอ .....	47
3.1.2 การวัดความแปรปรวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ .....	50
3.1.3 ตัวอย่างการคำนวณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ .....	51
3.2 วิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ DFMC SBAS ที่นำเสนอ .....	53
3.2.1 ขั้นตอนการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น .....	54
3.2.2 การวัดความผิดพลาดของค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น .....	57
3.3 วิธีการประเมินประสิทธิภาพระบบ.....	58
3.3.1 การประเมินประสิทธิภาพของระบบ L1 SBAS .....	58
3.3.2 การประเมินประสิทธิภาพของระบบ DFMC SBAS.....	60
3.4 การวิเคราะห์ผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS.....	61
3.4.1 การตั้งค่าพารามิเตอร์.....	61
3.4.2 ชุดข้อมูล .....	65

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 4 ผลการทดลองและการอภิปราย.....	68
4.1 ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ L1 SBAS.....	68
4.2 ค่าปรับแก้ DFMC SBAS จากข้อมูลท้องถิ่น.....	70
4.3 ผลการวิเคราะห์ระบบในวันปกติ.....	73
4.3.1 ระบบ L1 SBAS.....	73
4.3.2 ระบบ DFMC SBAS.....	78
4.4 ผลการทดลองระบบกรณีวันผิดปกติ.....	82
4.4.1 ระบบ L1 SBAS.....	82
4.4.2 ระบบ DFMC SBAS.....	85
4.5 ผลประเมินการใช้งานระบบเบื้องต้น.....	87
4.5.1 ระบบ L1 SBAS.....	87
4.5.2 ระบบ DFMC SBAS.....	88
บทที่ 5 สรุปผลการวิจัย.....	90
5.1 ระบบ L1 SBAS.....	90
5.2 ระบบ DFMC SBAS.....	90
5.3 ข้อเสนอแนะ.....	91
เอกสารอ้างอิง.....	92
ภาคผนวก.....	98
ประวัติผู้เขียน.....	100

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 พารามิเตอร์วงโคจรดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS.....	14
2.2 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณเวลาถ่วงน้ำหนัก.....	16
2.3 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณพิกัดดาวเทียมในวงโคจร.....	17
2.4 ตัวอย่างพารามิเตอร์องค์ประกอบสำหรับประมาณพิกัดดาวเทียม .....	18
2.5 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณเวลาชดเชยนาฬิกาดาวเทียม.....	18
2.6 รายละเอียดประเภทข้อความของระบบ L1 SBAS [4].....	22
2.7 รายละเอียดประเภทข้อความของระบบ DFMC SBAS [5] .....	22
2.8 พารามิเตอร์ทางอุตุนิยมวิทยาสำหรับประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์ [4].....	25
2.9 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์สำหรับดาวเทียม GPS (ดวงที่ 10) แบบ 3 กริด บริเวณตำแหน่งเครื่องรับ KMITL .....	32
2.10 ความต้องการความเชื่อมั่นระดับสูงบนการสนับสนุนสัญญาณในอวกาศ ICAO SARPS.....	37
3.1 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณค่าความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียม .....	51
3.2 ตัวอย่างพารามิเตอร์การประมาณค่าชดเชยนาฬิกาของเครื่องรับสถานีอ้างอิง.....	52
3.3 ตัวอย่างค่ามุมเงยระหว่างเครื่องรับสถานีอ้างอิงและดาวเทียม GPS ดวงที่ 22 .....	52
3.4 ตัวอย่างการประมาณค่าองค์ประกอบของสมการที่ (3.3).....	52
3.5 ตัวอย่างการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม.....	53
3.6 พารามิเตอร์สำคัญสำหรับตั้งค่าการจำลองระบบ SBAS.....	62
4.1 ความพร้อมใช้งานในเบื้องต้นของระบบ GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันปกติและวันผิดปกติ.....	88
4.2 ความพร้อมใช้งานในเบื้องต้นของระบบ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันปกติและวันผิดปกติ [51].....	89

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 ลักษณะวงโคจรดาวเทียมและองค์ประกอบพารามิเตอร์สำคัญ .....	14
2.2 การอ้างอิงแบบ Ellipsoid [38].....	19
2.3 การบอกตำแหน่งดาวเทียมในระดับสายตาโดยอ้างอิงกับตำแหน่งเครื่องรับ [38] .....	21
2.4 โครงสร้างประเภทข้อความ [4] .....	22
2.5 กลุ่มประเภทข้อความพารามิเตอร์ปรับแก้ระบบ L1 SBAS .....	23
2.6 โครงสร้างประเภทข้อความ MT18 [4].....	28
2.7 โครงสร้างประเภทข้อความ MT26 [4].....	28
2.8 การแบ่งแบนด์ของตำแหน่งกริดทั่วโลกล่วงหน้าจาก 0 ถึง 8 [4] .....	29
2.9 ตัวอย่างการจัดตำแหน่งกริดให้ตรงเฟรมและบล็อก [4].....	29
2.10 ตำแหน่งกริดสำหรับประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ ณ สถานี KMITL.....	30
2.11 พื้นฐานการระบุตำแหน่งจุดเดียวของดาวเทียม GNSS [41] .....	33
2.12 การจำแนกเหตุการณ์ด้วยค่า AL PL และ PE.....	38
2.13 ตัวอย่างแผนภาพ Stanford diagram .....	39
2.14 การคำนวณระยะทาง $d_{IPP,Ref}$ บนระบบ $E$ และ $N$ .....	44
3.1 กริด IGP ของระบบ GAGAN บนแผนที่โลก [50].....	46
3.2 รูปร่างค่าความแปรปรวน $\sigma_{GIVE}^2$ จากกริด IGP ของระบบ GAGAN บนแผนที่โลก .....	47
3.3 บล็อกไดอะแกรมการประเมินประสิทธิภาพระบบ L1 SBAS โดยระบบดาวเทียม GAGAN ในพื้นที่ประเทศไทย [50].....	59
3.4 บล็อกไดอะแกรมการประเมินประสิทธิภาพระบบ DFMC SBAS ในพื้นที่ประเทศไทย [51].....	60
3.5 พิกัดสถานีอ้างอิง ( $\Delta$ ) และสถานีผู้ใช้งาน ( $\square$ ) สำหรับระบบ L1 SBAS (GAGAN) บนแผนที่ประเทศไทย .....	63
3.6 พิกัดสถานีอ้างอิง ( $\Delta$ ) และสถานีผู้ใช้งาน ( $\square$ ) สำหรับระบบ DFMC SBAS บนแผนที่ประเทศไทย [51].....	63
3.7 บล็อกไดอะแกรมสถานีอ้างอิงของหน่วยงาน DPT (ประเทศไทย).....	64
3.8 บล็อกไดอะแกรมสถานีอ้างอิงของหน่วยงาน ENRI (ประเทศญี่ปุ่น).....	64
3.9 ภาพพล็อตท้องฟ้าของดาวเทียม GPS (G, O) Galileo (E, $\square$ ) และ QZSS (J, $\diamond$ ) ณ เวลา 12:00 น. (ซ้าย) และ 22:30 น. (ขวา) ตามเวลาท้องถิ่น (LT) [51].....	65
3.10 ค่า ROTI ของสถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง) [51].....	66
3.11 ค่า ROTI ในช่วงวันผิดปกติ ณ สถานีผู้ใช้งาน UTTD (บน) และ SRTN (ล่าง) [51].....	67

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.1 การเปรียบเทียบค่า VIC ระหว่างกริด IGP ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT และค่าประมาณท้องถิ่น (Local) ณ สถานีอ้างอิง STFD ในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง).....	68
4.2 การเปรียบเทียบค่า $\sigma_{UIVE}$ ระหว่างกริด IGP ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT และค่าประมาณท้องถิ่น (Local) ณ สถานีอ้างอิง STFD ในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง).....	69
4.3 สถิติความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียมแต่ละดวง ณ สถานีอ้างอิงลำดับที่ 1 สำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง .....	70
4.4 สถิติค่าไบอัสดาวเทียมดวงที่ 10 ณ สถานีอ้างอิงแตกต่างกัน สำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง .....	71
4.5 ค่าปรับแก้ความผิดพลาดตำแหน่งดาวเทียมและพารามิเตอร์ความเชื่อมั่นสำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงในช่วงวันปกติ [51] .....	72
4.6 ค่า $\sigma_{DFRE}^I$ ที่ 95 เปอร์เซนต์ ร่วมกับจำนวนสถานีอ้างอิงแตกต่างกัน สำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง) [51] .....	73
4.7 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันปกติ.....	74
4.8 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันปกติ....	75
4.9 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าระดับป้อม HPL (กลาง) และ VPL (ล่าง) สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันปกติ.....	76
4.10 ค่าระดับป้อม HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันปกติ.....	76
4.11 Stanford diagram สำหรับระบบ GAGAN-B (บน) และ GAGAN-A (ล่าง) ของสถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันปกติ .....	77
4.12 จำนวนดวงเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) ของระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ [51].....	78
4.13 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ ระหว่างระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันปกติ [51]..	79
4.14 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าระดับป้อม HPL (กลาง) และ VPL (ล่าง) ของระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ [51].....	80
4.15 ค่าระดับป้อม HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ ของระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันปกติ [51].....	81

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น มิใช่เพื่อเผยแพร่ให้คนอื่นได้ใช้โดยไม่ได้รับอนุญาต

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.16 Stanford diagram ของระบบ DFMC SBAS-B (บน) และระบบ DFMC SBAS-A (ล่าง) สำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ [51] .....	82
4.17 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันผิดปกติ.....	83
4.18 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันผิดปกติ .....	83
4.19 ค่าระดับบ่อง HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันผิดปกติ...	84
4.20 Stanford diagram สำหรับระบบ GAGAN-B (บน) และระบบ GAGAN-A (ล่าง) ของสถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันผิดปกติ.....	84
4.21 จำนวนดวงเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) ของระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันผิดปกติ [51].....	85
4.22 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ ระหว่างระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันผิดปกติ [51] .....	86
4.23 ค่าระดับบ่อง HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซนต์ ของระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันผิดปกติ [51].....	86
4.24 Stanford diagram สำหรับระบบ DFMC SBAS-B (บน) และระบบ DFMC SBAS-A (ล่าง) สำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันผิดปกติ [51].....	87

## รายการคำย่อและสัญลักษณ์

รายการ	คำอธิบาย
SBAS	ระบบเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม
ICAO	องค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ
GPS	ระบบดาวเทียมระบุตำแหน่งทั่วโลก
GNSS	ระบบดาวเทียมนำร่องทั่วโลก
L1 SBAS	ระบบเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GPS ย่านความถี่ L1
GAGAN	ระบบ L1 SBAS ของประเทศอินเดีย
DFMC SBAS	ระบบเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียมหลายระบบหลักสองย่านความถี่
FC	ค่าปรับแก้ระยะทางเทียมจากระบบ L1 SBAS
LTC	ค่าปรับแก้ความผิดพลาดของการประมาณพิกัดดาวเทียมจากระบบ L1 SBAS
IGP	ค่ากริดไอโอโนสเฟียร์จากระบบ L1 SBAS
IF	ผลรวมเชิงเส้นปราศจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์
EPB	พลาสมาบับเบิลบริเวณแถบเส้นศูนย์สูตร
TEC	ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนสุทธิ
ROTI	ดัชนีอัตราความหนาแน่นอิเล็กตรอนสุทธิ
HPE	ค่าความผิดพลาดแนวราบ
VPE	ค่าความผิดพลาดแนวตั้ง
HPL	ระดับป้อนกันแนวราบ
VPL	ระดับปกป้องแนวตั้ง
$P$	ระยะทางเทียมรหัส
$\Phi$	ระยะทางเทียมเฟสคลื่นพาห์
$i$	ตัวบ่งชี้ลำดับดาวเทียม
$j$	ตัวบ่งชี้ลำดับสถานีอ้างอิง
$R$	การวัดระยะทางเทียมด้วยเทคนิคคลื่นพาห์เฉื่อยรหัส
$El$	ค่ามุมเงย
$\varphi$	แนวละติจูด
$\lambda$	แนวลองจิจูด
$r$	พิกัด 3 มิติ
$\delta I$	ค่าประมาณการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์
$\delta T$	ค่าประมาณการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ในปัจจุบันระบบเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียมหรือเอสบาส (Satellite-Based Augmentation System: SBAS) ได้รับการพัฒนาขึ้นในหลายภูมิภาคของโลก ซึ่งมีทั้งระบบพร้อมใช้แล้ว กำลังอยู่ระหว่างการทดสอบ และกำลังเตรียมแผนการพัฒนา [1]-[2] จุดเด่นของการเสริมสมรรถนะการระบุตำแหน่งผ่านดาวเทียม SBAS คือผู้ใช้งานสามารถรับประกันความปลอดภัยของการใช้ระบบได้ โดยอาศัยพารามิเตอร์ความเชื่อมั่น (Integrity) ของระบบ SBAS อีกทั้งยังมีขอบเขตการให้บริการครอบคลุมพื้นที่เหนือพื้นผิวโลกในระดับภูมิภาค เป้าหมายหลักของระบบ SBAS ใช้สำหรับการนำร่องอากาศยาน ซึ่งมีมาตรฐานรองรับอย่างชัดเจนจากองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (International Civil Aviation Organization: ICAO [3]) นอกจากนี้ระบบดาวเทียมนำร่องทั่วโลกหรือจีเอ็นเอสเอส (Global Navigation Satellite System: GNSS) ในปัจจุบันยังมีการพัฒนาเพิ่มขึ้น โดยระบบดาวเทียม GNSS มีมากกว่าหนึ่งระบบหลัก (Core system) และมีการส่งข้อมูลนำร่องด้วยคลื่นพาห้หลายย่านความถี่ (Multi-frequency) ด้วยเหตุนี้จึงส่งผลให้ระบบ SBAS ต้องมีการพัฒนาเพิ่มขึ้นด้วยเช่นกัน ถ้าหากพิจารณาตามระบบหลักและย่านความถี่คลื่นพาห้จะสามารถจำแนกระบบ SBAS ออกเป็น 2 รุ่น ได้แก่ รุ่นแรกเป็นระบบ SBAS หนึ่งระบบดาวเทียมใช้หนึ่งย่านความถี่ (L1 SBAS) ซึ่งให้บริการเฉพาะระบบดาวเทียมระบุตำแหน่งทั่วโลกหรือจีพีเอส (Global Positioning System: GPS) ในย่านความถี่ L1 (1,575.42 เมกะเฮิรตซ์) และด้านการใช้งานมีมาตรฐานกำหนดไว้อย่างชัดเจนตั้งแต่ปี ค.ศ. 2006 [4] รุ่นสอง (ใหม่) เป็นระบบ SBAS หลายระบบดาวเทียมใช้สองย่านความถี่ (Dual-Frequency Multi-Constellation: DFMC) ซึ่งก็คือย่านความถี่ L1 และ L5 (1,176.45 เมกะเฮิรตซ์) และส่วนมาตรฐานด้านการใช้งานยังอยู่ในขั้นตอนการร่าง ซึ่งคาดว่าจะเสร็จสมบูรณ์ในอนาคตอันใกล้ [5]

อย่างไรก็ตามหากพิจารณาข้อเด่น-ข้อด้อยระหว่างระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS ระบบ DFMC SBAS จะมีข้อได้เปรียบระบบ L1 SBAS คือ จำนวนดาวเทียมเพิ่มขึ้น ในขณะที่จำนวนประเภทข้อมูล (Message type) สำหรับการเสริมสมรรถนะกลับใช้น้อยลง โดยปกติระบบ L1 SBAS จะให้บริการค่าปรับแก้ระยะทางเทียม (Fast Correction: FC) ซึ่งมีระยะเวลาการใช้งานที่สั้น (ไม่เกิน 180 วินาที) ค่าปรับแก้ความผิดพลาดของการประมาณพิกัดดาวเทียม (Long-Term Correction: LTC) ซึ่งมีระยะเวลาการใช้งานที่ยาวนานกว่าค่า FC (ไม่เกิน 360 วินาที) และค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งเป็นการประมาณการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งด้วยตัวบ่งชี้ (Indicator Vertical Delay Estimation: IVDE) ในรูปแบบค่ากริดไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric Grid Point: IGP

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

[4] และมีระยะเวลาใช้งานไม่เกิน 600 วินาที อีกด้านระบบ DFMC SBAS จะให้บริการค่าปรับแก้ความผิดพลาดของการประมาณพิกัดและนาฬิกาดาวเทียมจากข้อมูลตารางที่แสดงตำแหน่งของดาวเทียม (Ephemeris) ซึ่งอัปเดตทุก 2 ชั่วโมง ในส่วนนี้จะสังเกตได้ว่าค่าปรับแก้ FC และ LTC ได้ถูกแทนด้วยค่าปรับแก้พิกัดและนาฬิกาดาวเทียม (Satellite clock-ephemeris corrections) ในขณะที่ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์จะใช้วิธีผลรวมเชิงเส้นปราศจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere-Free: IF [6]) อย่างไรก็ตามการใช้วิธี IF สามารถกำจัดได้เฉพาะพจน์อันดับหนึ่ง (เชิงเส้น) ของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ และยังหลงเหลือพจน์อันดับสูง (ไม่เป็นเชิงเส้น) ซึ่งจะเรียกว่า “ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง” (Higher-order ionospheric delays [7]) ยิ่งไปกว่านั้นการใช้วิธี IF ยังส่งผลให้เกิดค่าสัญญาณรบกวนเพิ่มขึ้นเป็นเท่าตัวเมื่อเทียบกับการใช้งานย่านความถี่เดียว (L1) ดังนั้นค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงร่วมกับสัญญาณรบกวนที่มีค่าสูงจึงกลายเป็นความท้าทายสำหรับระบบ DFMC SBAS ในขณะที่ระบบ L1 SBAS ก็มีข้อด้อยเกี่ยวกับความคลาดเคลื่อนของค่ากริด IGP บริเวณขอบของเขตการให้บริการ

ด้วยระบบดาวเทียม GNSS ในปัจจุบันสามารถให้บริการได้ทั้งย่านความถี่ L1 และ L5 แนวทางการเลือกใช้ระบบ L1 SBAS หรือ DFMC SBAS จึงขึ้นอยู่กับรุ่นของเครื่องรับ และสภาพการณ์ความผิดปกติของชั้นไอโอโนสเฟียร์ แน่นนอนปัญหาของเครื่องรับสามารถแก้ไขได้ง่ายด้วยผู้ใช้งาน แต่สภาพการณ์ความผิดปกติของชั้นไอโอโนสเฟียร์เป็นปรากฏการณ์ทางธรรมชาติซึ่งหลีกเลี่ยงได้ยาก โดยเฉพาะอย่างยิ่งปรากฏการณ์ความผิดปกติของชั้นไอโอโนสเฟียร์อย่างเช่นพลาสมาบับเบิลบริเวณแถบเส้นศูนย์สูตรหรืออีพีบี (Equatorial Plasma Bubble: EPB [8]) ปรากฏการณ์ EPB มักเกิดขึ้นในเขตบริเวณละติจูดต่ำ (แนวเส้นศูนย์สูตรสนามแม่เหล็กโลก) ซึ่งก็รวมถึงประเทศไทย และปรากฏการณ์นี้สามารถยืนยันได้ด้วยข้อมูลสังเกตการณ์จากเครื่องวัดไอโอโนซอนด์ (Ionosonde [9]) เรดาร์ย่านความถี่สูง (Very high frequency radar: VHF [10]) และดาวเทียม GNSS อย่างไรก็ตามถึงแม้ว่าระบบ DFMC SBAS จะใช้วิธี IF แต่ก็ยังคงเหลือค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง [11]-[13] อีกด้านแม้ว่าระบบ L1 SBAS จะให้บริการค่ากริด IGP แต่บริเวณขอบของเขตการให้บริการมักมีค่าคลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง ซึ่งสามารถสังเกตได้จากค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งผู้ใช้งานร่วมกับระบบกาแกน (GPS Aided Geo Augmented Navigation: GAGAN) ณ ประเทศไทยในช่วงเกิดความผิดปกติรุนแรงของชั้นไอโอโนสเฟียร์ [14] ด้วยเหตุผลดังกล่าวก่อนหน้านี้การลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS จึงจำเป็นต้องนำเสนอวิธีการบรรเทา พร้อมกับการประเมินประสิทธิภาพของการใช้งาน (Availability) ในเบื้องต้นสำหรับเขตพื้นที่ประเทศไทย โดยอ้างอิงตามมาตรฐานของ ICAO เพื่อเตรียมความพร้อมสำหรับการใช้งานระบบ SBAS ในอนาคต

## 1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการวิจัย

งานวิจัยนี้เป็นการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS บริเวณประเทศไทย ในระบบ L1 SBAS นำเสนอการประมาณค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม (Supplementary local ionospheric delay) ให้กับระบบ GAGAN เพื่อทดแทนค่ากริด IGP ซึ่งมักมีความคลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง ณ บริเวณขอบของเขตการให้บริการ การประมาณค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม ประยุกต์ใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN ณ บริเวณท้องถิ่นประเทศไทย และในระบบ DFMC SBAS นำเสนอการประมาณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับการลดผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง เพื่อบรรเทาผลกระทบจากชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นต่อระบบ DFMC SBAS การประมาณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นประยุกต์ใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS จากสถานีอ้างอิงในประเทศไทย นอกจากนี้ยังมีการประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS ตามมาตรฐานของ ICAO เพื่อเตรียมความพร้อมสำหรับการใช้งานระบบ SBAS ในอนาคต

## 1.3 สมมติฐานของการวิจัย

1.3.1 ถ้าความแปรปรวนของชั้นไอโอโนสเฟียร์สามารถทำให้ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ผิดพลาดได้ ดังนั้นความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งผู้ใช้งานทั้งระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS ก็มักจะมีความสูงกว่าปกติในช่วงชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่มีความผิดปกติรุนแรง

1.3.2. ปกติค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ของระบบ L1 SBAS คำนวณจากข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS ของสถานีอ้างอิงท้องถิ่น จึงมักเกิดคลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง ณ บริเวณขอบของเขตให้บริการ ซึ่งอยู่ห่างไกลจากเครือข่ายสถานีอ้างอิง

1.3.3 การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมให้กับผู้ใช้งานระบบ L1 SBAS ณ บริเวณขอบของเขตให้บริการจะสามารถทดแทนค่ากริด IGP ที่มีความคลาดเคลื่อนได้ โดยประยุกต์ใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ L1 SBAS จากสถานีอ้างอิงท้องถิ่น

1.3.4 หากการคำนวณค่าปรับแก้พิกัดและนาฬิกาดาวเทียมในระบบ DFMC SBAS มีความคลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง เนื่องจากยังคงเหลือค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ก็อาจส่งผลให้การเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียมนั้นลดลงได้

1.3.5 แม้ว่าค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงในระบบ DFMC SBAS จะได้รับการบรรเทาลง แต่ถ้าหากผู้ใช้งานได้รับผลกระทบจากชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่มีความผิดปกติรุนแรง ก็อาจส่งผลให้การเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียมนั้นลดลงได้เช่นกัน

1.3.6 การประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS ตามมาตรฐานของ ICAO ย่อมพบว่าระบบ DFMC SBAS จะเหนือกว่าระบบ L1 SBAS เพราะใช้ระบบดาวเทียมมากกว่า และมีการบรรเทาค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ด้วยข้อมูลสังเกตการณ์แท้จริง

## 1.4 แนวความคิดที่ใช้ในการวิจัย

เนื่องจกงานวิจัยนี้เป็นการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS บริเวณประเทศไทย โดยประยุกต์ใช้ระบบดาวเทียม GNSS ที่มีอยู่ร่วมกับสถานีอ้างอิงท้องถิ่น ฉะนั้นแนวความคิดสำหรับการวิจัยระบบ L1 SBAS และระบบ DFMC SBAS สามารถสรุปได้ดังนี้

### 1.4.1 ระบบ L1 SBAS

ระบบ GAGAN (L1 SBAS) เป็นระบบ SBAS ที่สามารถให้บริการครอบคลุมพื้นที่บางส่วนของประเทศไทย [16] โดยพิจารณาจากจุดกริด IGP ที่พร้อมใช้งานเป็นหลัก อย่างไรก็ตามค่ากริด IGP บริเวณขอบส่วนใหญ่ได้รับการประมาณค่าจากเครือข่ายสถานีอ้างอิงที่อยู่ห่างไกล จึงส่งผลให้ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์คลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง ฉะนั้นงานวิจัยนี้จึงนำเสนอวิธีการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม โดยใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN จากสถานีอ้างอิงท้องถิ่น เพื่อหวังว่าจะสามารถทดแทนค่ากริด IGP ที่มีความคลาดเคลื่อนได้

### 1.4.2 ระบบ DFMC SBAS

เนื่องจากระบบ DFMC SBAS เป็นระบบรุ่นใหม่ และอยู่ในช่วงกำลังพัฒนา ผู้ใช้งานทั่วไปหรือแม้ผู้วิจัยจึงไม่สามารถมีข้อมูลของระบบได้ ฉะนั้นงานวิจัยนี้จึงต้องสร้างการสาธิตระบบ DFMC SBAS ท้องถิ่นโดยใช้สถานีอ้างอิงในประเทศไทย การสาธิตระบบจะเน้นเรื่องการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS เป็นหลัก ซึ่งประกอบด้วยค่าปรับแก้พิกัดและนาฬิกาดาวเทียม นอกจากนี้ยังนำเสนอวิธีการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงด้วยแบบจำลองโกลบูชา (Klobuchar [17]) ซึ่งใช้ประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์สำหรับระบบระบุตำแหน่งดาวเทียม GPS พื้นฐาน เพื่อหวังว่าจะสามารถลดผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงบนระบบ DFMC SBAS ได้

## 1.5 ขอบเขตการวิจัย

1.5.1 การลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS บริเวณประเทศไทย พิจารณาเฉพาะเหตุการณ์ท้องถิ่นที่ไม่มีและมีความผิดปกติรุนแรงในชั้นไอโอโนสเฟียร์

1.5.2 การนำเสนอวิธีการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมในประเทศไทยใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN ซึ่งรับได้จากสถานีอ้างอิงท้องถิ่น

1.5.3 การประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ GAGAN ในประเทศไทยอ้างอิงมาตรฐานของ ICAO ด้วยวิธีดำเนินการแบบแม่นยำ (Precise approach [18]) ซึ่งมุ่งเน้นเฉพาะระยะของการบิน (Phase-of-flight) APV-I และ LPV-200 (เทียบเท่า CAT-I) เป็นหลัก

1.5.4 การประมาณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับวิธีการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS จากสถานีอ้างอิงในประเทศไทย

1.5.5 การประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการสาธิตระบบ DFMC SBAS ท้องถิ่นโดยอ้างอิงมาตรฐานของ ICAO มุ่งเน้นเฉพาะระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I เป็นหลัก

1.5.6 การวิเคราะห์ผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS ใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GNSS จากเครื่องรับ LEICA และ NovAtel ภายในเดือนกุมภาพันธ์และเดือนมีนาคม ค.ศ. 2022

## 1.6 ขั้นตอนของการวิจัย

ในงานวิจัยนี้เป็นการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS บริเวณประเทศไทย ซึ่งพิจารณาเฉพาะเหตุการณ์ท้องถิ่นที่ไม่มีและมีความผิดปกติรุนแรงในชั้นไอโอโนสเฟียร์ และมีการประเมินประสิทธิภาพของระบบ GAGAN และระบบ DFMC SBAS ท้องถิ่น โดยอ้างอิงมาตรฐานของ ICAO ดังนั้นขั้นตอนของการวิจัยสามารถสรุปได้ดังนี้

- 1) ศึกษาวิจัยและมาตรฐานที่เกี่ยวข้องกับระบบ L1 SBAS
- 2) เขียนโค้ดโปรแกรม MATLAB สำหรับการสาธิตระบบ L1 SBAS
- 3) ประเมินความแม่นยำของการระบุตำแหน่งในเบื้องต้นสำหรับการใช้งานระบบ GAGAN ในพื้นที่ประเทศไทย
- 4) นำเสนอวิธีการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมให้กับระบบ GAGAN และประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานในพื้นที่ประเทศไทย
- 5) ศึกษาวิจัยและมาตรฐานที่เกี่ยวข้องกับระบบ DFMC SBAS
- 6) เขียนโค้ดโปรแกรม MATLAB สำหรับการสาธิตระบบ DFMC SBAS
- 7) ประเมินความแม่นยำของการระบุตำแหน่งในเบื้องต้นสำหรับการใช้งานระบบ DFMC SBAS ท้องถิ่นในพื้นที่ประเทศไทย
- 8) นำเสนอวิธีการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง และประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานในพื้นที่ประเทศไทย
- 9) จัดทำเล่มวิทยานิพนธ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

# งานวิจัยและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

บทนี้ประกอบด้วยกรทบทวนวรรณกรรมและการกล่าวถึงทฤษฎีที่สำคัญต่องานวิจัย ซึ่งเกี่ยวข้องกับเรื่องการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ และระบบ SBAS สำหรับการใช้งานในบริเวณประเทศไทย รายละเอียดมีดังนี้

### 2.1 การทบทวนวรรณกรรม

ตั้งแต่ปี ค.ศ. 2003 ถึง ค.ศ. 2023 ระบบ SBAS ได้มีการพัฒนาให้พร้อมใช้งานแล้ว 4 ระบบ ได้แก่ ระบบवास (Wide Area Augmentation System: WAAS) ของสหรัฐอเมริกาเริ่มปี ค.ศ. 2003 ระบบเอ็มแซส (Michibiki Satellite Augmentation System: MSAS) ของญี่ปุ่นเริ่มปี ค.ศ. 2007 ระบบเอ็จนอส (European Geostationary Navigation Overlay Service: EGNOS) ของยุโรปเริ่มปี ค.ศ. 2011 ระบบกาแกน (GPS-aided GEO-Augmentation Navigation: GAGAN) ของอินเดียเริ่มปี ค.ศ. 2013 และมีแผนจะเปิดให้บริการในอนาคตอีก 5 ระบบ [1]-[2] ได้แก่ ระบบเป่ยโต่วเอสบาส (BeiDou SBAS: BDSBAS) ของจีนคาดว่าจะเริ่มปี ค.ศ. 2023 ระบบแคสส์ (Korea Augmentation Satellite System: KASS) ของเกาหลีใต้คาดว่าจะเริ่มปี ค.ศ. 2025 ระบบแองกา (Augmented Navigation for Africa: ANGA) ของแอฟริกาคาดว่าจะเริ่มปี 2025 ระบบเซาธ์แพน (Southern Positioning Augmentation Network: SouthPAN) ของออสเตรเลียและนิวซีแลนด์คาดว่าจะเริ่มปี ค.ศ. 2028 ระบบเอสดีซีเอ็ม (System for Differential Correction and Monitoring: SDCM) ของรัสเซียยังไม่ระบุปีเริ่ม

งานวิจัยก่อนหน้าที่เกี่ยวข้องกับระบบ L1 SBAS มุ่งเน้นเรื่องการประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบและเรื่องการปรับปรุงค่าปรับแก้เสริมความแม่นยำ ยกตัวอย่างงานวิจัยเรื่องการประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้น ใน [19] ระบบ KASS ได้รับการตรวจสอบและยืนยันการใช้งานบริเวณคาบสมุทรเกาหลี ซึ่งอ้างอิงตามมาตรฐานของ ICAO ด้วยระยะของการบิน (Phase-of-flight) APV-I และ LPV-200 (เทียบเท่า CAT-I) [3] ผลลัพธ์ของ APV-I และ LPV-200 มีความพร้อมใช้งาน (Availability) ประมาณ 92 และ 70 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ถัดมาใน [20] ระบบ GAGAN ได้รับการประเมินความแม่นยำของการระบุตำแหน่งผู้ใช้งานบริเวณประเทศศรีลังกา จากการวิเคราะห์ข้อมูลของความผิดพลาดแบบ 3 มิติ (X, Y, Z) พบว่าเหตุการณ์ที่มีค่าความผิดพลาดน้อยกว่า 1 เมตร มีประมาณ 79 เปอร์เซ็นต์ ของข้อมูล 24 ชั่วโมง อย่างไรก็ตามถึงแม้ว่าระบบ L1 SBAS ยังไม่สามารถรองรับการใช้งานในระยะของการบิน APV-II และ CAT-I [3] แต่ก็ม้งานวิจัยนำเสนอแนวทางการปรับปรุงบางค่าปรับแก้เสริมความแม่นยำ ยกตัวอย่างเรื่องการปรับปรุงค่าปรับแก้เสริมความแม่นยำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ใน [21] คุณ Zheng และคณะนำเสนอวิธีใหม่สำหรับการคำนวณค่าปรับแก้ FC ของระบบ WAAS ซึ่งสามารถเสริมความแม่นยำของสัญญาณในอวกาศได้ถึง 25.74 เพอร์เซ็นต์ และใน [22] คุณ Dautermann และคณะนำเสนอระบบทวนซ้ำสำหรับการส่งค่าปรับแก้ L1 SBAS ด้วยระบบเสริมความแม่นยำผ่านสถานีภาคพื้นดินหรือจีบาส (Ground-Based Augmentation System: GBAS) จากการทดลองใช้เทคนิคนี้พบว่ามีความแม่นยำประมาณ 5.3 เพอร์เซ็นต์ ของสัญญาณส่งในระยะเวลา 7 วัน นอกจากนี้ระบบ GAGAN ถือเป็นระบบแรกที่สามารถใช้งานได้ในพื้นที่บางส่วนของประเทศไทย [23] โดยความแม่นยำของการระบุตำแหน่งผู้ใช้งานตามแนวราบ (Horizontal direction) และแนวตั้ง (Vertical direction) มีค่าเฉลี่ยโดยประมาณ 0.7 และ 1.4 เมตร ตามลำดับ อย่างไรก็ตามการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ด้วยข้อมูลสังเกตการณ์ท้องถิ่นและการประเมินความพร้อมของการใช้งานระบบ GAGAN สำหรับพื้นที่ประเทศไทย ยังไม่ได้รับวิเคราะห์ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงนำเสนอวิธีการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมในประเทศไทย โดยใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN จากสถานีอ้างอิงท้องถิ่นและประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ GAGAN โดยอ้างอิงมาตรฐานของ ICAO สำหรับระยะของการบิน APV-I และ LPV-200

เนื่องจากระบบ DFMC SBAS เป็นระบบรุ่นใหม่ งานวิจัยก่อนหน้าจึงมุ่งเน้นไปที่เรื่องการออกแบบระบบให้มีประสิทธิภาพสูงสุด และเรื่องการทดสอบความพร้อมใช้งาน (Availability) ในเบื้องต้น ยกตัวอย่างเรื่องการออกแบบโครงสร้างของรูปแบบข้อความสำหรับการส่งค่าปรับแก้พิกัดและนาฬิกาดาวเทียมตามมาตรฐานการปฏิบัติงานต่ำสุด (Minimum Operational Performance Standard: MOPS [4]) ใน [24]-[25] คุณ Reid และคณะได้ออกแบบโครงสร้างของรูปแบบข้อความให้สามารถรองรับหลายระบบดาวเทียมได้ โดยการจำแนกตามวงโคจร ได้แก่ วงโคจรระดับต่ำ (Low Earth Orbit: LEO) วงโคจรระดับกลาง (Medium Earth Orbit: MEO) วงโคจรรูปวงรีพิเศษ (Highly Elliptical Orbit: HEO) วงโคจรเอียงสัมพันธ์กับโลก (Incline Geo-Synchronous Orbit: IGSO) วงโคจรประจำที่ (GEostationary Orbit: GEO) หลังจากนั้นมาตรฐานฉบับร่างของระบบ DFMC SBAS ก็ได้มีการเผยแพร่ตามอ้างอิง [5] ต่อมาใน [26] คุณ Chen และคณะนำเสนอวิธีการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ซึ่งก็คือค่าปรับแก้พิกัดและนาฬิกาดาวเทียม ผลลัพธ์สามารถเพิ่มความแม่นยำได้ประมาณ 27 เพอร์เซ็นต์ ถัดมายกตัวอย่างเรื่องการทดสอบความพร้อมใช้งานระบบในเบื้องต้น ใน [27] คุณ El-Mowafy และคณะนำเสนอเทคนิคการทำนายค่าปรับแก้พิกัดและนาฬิกาดาวเทียม และทดสอบความพร้อมใช้งานระบบในเบื้องต้น งานวิจัยนี้มุ่งเน้นการทำนายค่าพารามิเตอร์สำหรับเหตุการณ์ข้อมูลสูญหายในสภาพแวดล้อมแตกต่างกัน เช่น การขนส่ง เหมืองแร่ และชุมชนเมืองหนาแน่น ผลลัพธ์พบว่าค่าทำนายหลังจาก 15 นาที สามารถได้รับค่าความผิดพลาดสัมบูรณ์ของการระบุตำแหน่งมีค่าน้อยกว่า 26 เซนติเมตร ในทำนองเดียวกันใน [28] คุณ Wang และคณะก็นำเสนอแบบจำลองการถ่วงน้ำหนัก (Weighting model) สำหรับการทำนายค่าพารามิเตอร์เสริมความ

แม่นยำ โดยอาศัยค่ามุมเงย (Elevation angle) ค่าอัตราสัญญาณต่อสัญญาณรบกวน (Signal-to-noise ratio) เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนุญาตเห็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

noise ratio) และเวลาจุดเริ่มต้นใหม่ ผลลัพธ์พบว่าค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งแนวราบ ลดลงประมาณ 10 เพอร์เซ็นต์ อย่างไรก็ตามในงานวิจัยของคุณ El-Mowafy และคุณ Wang เป็นการพัฒนาระบบ DFMC SBAS (SouthPAN) โดยประยุกต์ใช้ระบบดาวเทียม GPS และกาลิเลโอ (Galileo) และคาดว่าจะเริ่มให้บริการได้ในปี ค.ศ. 2028 ฉะนั้นผู้ใช้งานทั่วไปจึงไม่สามารถรับข้อมูลจากระบบ SouthPAN ได้ ด้วยเหตุนี้ผู้วิจัยจึงนำเสนอวิธีการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น ร่วมกับการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงด้วยแบบจำลอง Klobuchar [17] และประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ DFMC SBAS ท้องถิ่น ซึ่งอ้างอิงมาตรฐานของ ICAO โดยมุ่งเน้นเฉพาะระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I เป็นหลัก

ในระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS มีพารามิเตอร์ชั้นไอโอโนสเฟียร์แตกต่างกัน โดยระบบ L1 SBAS คือ ค่ากริดไอโอโนสเฟียร์ (IGP) [4] และระบบ DFMC SBAS คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ซึ่งหลงเหลือจากการใช้วิธีผลรวมเชิงเส้นปราศจากไอโอโนสเฟียร์ (IF) [7] เน้นนอนในเชิงทฤษฎีค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ของระบบ L1 SBAS ย่อมมีค่ามากกว่าระบบ DFMC SBAS ในงานวิจัยก่อนหน้านี้เรื่องค่ากริดไอโอโนสเฟียร์ ใน [29] คุณ Sparks และคณะนำเสนอวิธีถ่วงน้ำหนักแบบ Kriging [30] ร่วมกับเครือข่ายสถานีอ้างอิง GPS ในบริเวณอเมริกาเหนือ เพื่อยกระดับค่า IGP ของระบบ WAAS ผลลัพธ์พบว่าวิธี Kriging สามารถปรับปรุงความพร้อมใช้งานได้ถึง 15 เพอร์เซ็นต์ ถัดมาใน [31] คุณ Bang และคณะสร้างแบบจำลองภัยคุกคามไอโอโนสเฟียร์สำหรับการสุ่มตัวอย่างน้อยกว่าค่าความเป็นจริง (Undersampled ionospheric threat model) ของระบบ KASS ซึ่งใช้เครือข่ายสถานีอ้างอิง GNSS ในประเทศเกาหลีใต้ ผลลัพธ์พบว่าแบบจำลองสามารถเพิ่มความพร้อมใช้งานในระยะของการบิน APV-I ได้ประมาณ 72.62 เพอร์เซ็นต์ ในส่วนงานวิจัยก่อนหน้านี้เรื่องค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ใน [32] คุณ Hadas และคณะนำเสนอวิธีการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงโดยอาศัยค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนสุทธิหรือ TEC (Total Electron Content) งานวิจัยนี้ศึกษาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงบนการใช้งานระบบ GNSS ความแม่นยำระดับเซนติเมตร ผลลัพธ์พบว่าผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงสามารถสร้างความผิดพลาดของการประมาณพิกัดดาวเทียมได้มากถึง 10 เซนติเมตร ต่อมาใน [33]-[35] คุณ Qi คุณ Guo และคุณ Xi พร้อมด้วยคณะได้วิเคราะห์ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงบน 3 ระบบดาวเทียม ได้แก่ 1) ระบบดาวเทียมตรวจวัดความโน้มถ่วงของโลกหรือ GRACE-FO (Gravity Recovery and Climate Experiment Follow-On) [33] 2) ระบบดาวเทียมวงโคจรระดับต่ำ (LEO) [34] 3) ระบบดาวเทียมเป่ย์โด่ว (BeiDou Satellite: BDS) [35] อย่างไรก็ตามเท่าที่ทราบระบบ DFMC SBAS ยังไม่เคยได้รับการวิเคราะห์ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ฉะนั้นงานวิจัยนี้จึงตรวจสอบหาความจริงของผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงต่อระบบ DFMC SBAS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.2 แบบจำลองการวัดระยะทางเทียม

ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GNSS บันทึกอยู่ในรูปแบบไฟล์ไบนารี (Receiver INdependent Exchange: RINEX) ซึ่งจะประกอบด้วยสกุลไฟล์ .o หรือ .obs (Observation) เป็นไฟล์ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียมนำร่อง (ระยะทางเทียมและคุณภาพสัญญาณ) และสกุลไฟล์ .n หรือ .nav (Navigation) เป็นไฟล์ข้อมูลตารางที่แสดงตำแหน่งของดาวเทียม (Ephemeris data) ในปัจจุบันไฟล์ RINEX มีการพัฒนารูปแบบการบันทึกข้อมูลซึ่งแบ่งออกเป็น 2 เวอร์ชัน คือ เวอร์ชัน RINEX 2 มักจะแยกข้อมูลบันทึกย้อนหลังของแต่ละระบบดาวเทียมออกเป็นแต่ละไฟล์ และเวอร์ชัน RINEX 3 จะรวมข้อมูลบันทึกย้อนหลังของทุกระบบดาวเทียมไว้ในไฟล์เดียว ฉะนั้นพื้นที่จัดเก็บของแต่ละไฟล์ RINEX 2 จึงมีขนาดน้อยกว่าไฟล์ RINEX 3 ด้วยเหตุนี้จึงยังนิยมสร้างไฟล์ RINEX 2 เพื่อรองรับการใช้งานระบบดาวเทียมเดียว (GPS) และช่วยลดขนาดของไฟล์ข้อมูล

การวัดระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับมี 2 แบบ คือ 1) การวัดระยะทางเทียมรหัส (Code pseudorange,  $P$ ) และ 2) การวัดระยะทางเทียมเฟสคลื่นพาห์ (Carrier-phase pseudorange,  $\Phi$ ) ฉะนั้นระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ของย่านความถี่คลื่นพาห์  $L$  สามารถเขียนแบบจำลองได้เป็น

$$P_{j,L}^i = \rho_j^i + c(\Delta t_j - \Delta t^i) + \delta T_j^i + \delta I_{j,L,P}^i + \mathcal{M}_{j,L,P}^i + \varepsilon_{j,L,P}^i \quad (2.1)$$

และ

$$\Phi_{j,L}^i = \rho_j^i + c(\Delta t_j - \Delta t^i) + \delta T_j^i - \delta I_{j,L,\Phi}^i + \lambda_L N_{j,L}^i + \mathcal{M}_{j,L,\Phi}^i + \varepsilon_{j,L,\Phi}^i \quad (2.2)$$

- เมื่อ  $\rho_j^i$  คือ ระยะทางแท้จริงระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)  
 $c$  คือ ค่าความเร็วแสงในสุญญากาศ (เมตรต่อวินาที)  
 $\Delta t_j$  คือ ค่าชดเชยนาฬิกา (Clock offset) ของเครื่องรับที่  $j$  (วินาที)  
 $\Delta t^i$  คือ ค่าชดเชยนาฬิกาของดาวเทียมดวงที่  $i$  (วินาที)  
 $\delta T_j^i$  คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์ (Tropospheric delay) โดยขึ้นกับตำแหน่งดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)  
 $\delta I_{j,L,P}^i$  คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay) ของระยะทางเทียมรหัสระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาห์  $L$  (เมตร)  
 $\mathcal{M}_{j,L,P}^i$  คือ ค่าสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทาง (Multipath noise) ของระยะทางเทียมรหัสระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาห์  $L$  (เมตร)  
 $\varepsilon_{j,L,P}^i$  คือ ค่าความผิดพลาดการวัดด้วยรหัส (Code measurement error) ของระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาห์  $L$  (เมตร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$\delta I_{j,L}^i$  คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay) ของระยะทางเทียมเฟสคลื่นพาทร์หว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาทร์  $L$  (เมตร)

$\lambda_L$  คือ ขนาดความยาวคลื่นพาทร์  $L$  (เมตรต่อเฮิรตซ์)

$N_{j,L}^i$  คือ ค่าความคลุมเครือของเฟสเริ่มต้น (Integer ambiguity) ของดาวเทียมดวงที่  $i$  เครื่องรับที่  $j$  และย่านความถี่คลื่นพาทร์  $L$  (เฮิรตซ์)

$\mathcal{M}_{j,L,\phi}^i$  คือ ค่าสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทาง (Multipath noise) ของระยะทางเทียมเฟสคลื่นพาทร์หว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาทร์  $L$  (เมตร)

$\varepsilon_{j,L,\phi}^i$  คือ ค่าความผิดพลาดของการวัดด้วยเฟสคลื่นพาทร์ (Carrier-phase measurement error) ของระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาทร์  $L$  (เมตร)

เทคนิคคลื่นพาทร์เฉลีร์หัสเป็นวิธีการลดความผิดพลาดของการวัดระยะทางเทียมตามมาตรฐาน MOPS โดยประยุกต์ใช้วิธี Hatch filter [5] ซึ่งเป็นวิธีเฉลี่ยค่าระยะทางเทียมรหัสด้วยผลต่างของระยะทางเทียมเฟสคลื่นพาทร์ระหว่างเวลาปัจจุบัน (ช่วงพิจารณา  $t$ ) และเวลาก่อนหน้า ฉะนั้นการวัดระยะทางเทียมด้วยเทคนิคคลื่นพาทร์เฉลีร์หัส ( $R$ ) ของดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาทร์  $L$  ณ เวลา  $t$  จึงคำนวณด้วย

$$R_{j,L}^i(t) = \gamma P_{j,L}^i(t) + (1 - \gamma) \times (R_{j,L}^i(t-1) + \Phi_{j,L}^i(t) - \Phi_{j,L}^i(t-1)) \quad (2.3)$$

และ

$$\gamma = \frac{t_{epoch} - (t_{epoch} - 1)}{\alpha} \quad (2.4)$$

แล้วค่า  $R_{j,L}^i$  ของแต่ละเวลาจะมีค่าเท่ากับ

$$R_{j,L}^i \approx \rho_j^i + c(\Delta t_j - \Delta t^i) + \delta T_j^i + \delta I_{j,L,P}^i + \mathcal{M}_{j,L,P}^i + \varepsilon_{j,L,R}^i \quad (2.5)$$

เมื่อ  $t_{epoch}$  คือ เวลาบ่งชี้เหตุการณ์ (วินาที)

$\alpha$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์คงที่ 100 วินาที [4] สามารถช่วยลดความผิดพลาดของระยะทางเทียมรหัสให้น้อย 0.25 เมตร ภายใน 200 วินาที หลังจากจุดเริ่มต้น

$\varepsilon_{j,L,R}^i$  คือ ค่าความผิดพลาดของการวัดระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่านความถี่คลื่นพาทร์  $L$  ด้วยเทคนิคคลื่นพาทร์เฉลีร์หัส (เมตร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการที่ (2.1) และ (2.2) ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์โดยประมาณจะประกอบด้วย พจน์อันดับหนึ่ง (1<sup>st</sup>) อันดับสอง (2<sup>nd</sup>) และอันดับสาม (3<sup>rd</sup>) หรืออันดับสูง (Higher-order, 2<sup>nd</sup> + 3<sup>rd</sup>) ซึ่งมีการพิสูจน์สมการในอ้างอิง [36] ถึง [37] ฉะนั้นค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ โดยประมาณ ( $\delta I_{j,L,P}^i$ ) ของระยะทางเทียมรหัสระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ในย่าน ความถี่คลื่นพาห์  $L$  ณ แต่ละเวลาสามารถเขียนได้เป็น

$$\delta I_{j,L,P}^i \approx \underbrace{(\alpha_{f_L} \cdot sTEC_j^i)}_{1^{st}} + \underbrace{\left( \frac{2.2566 \times 10^{12} (\|\mathbf{B}\| \cdot |\cos(\theta_B)| \cdot sTEC_j^i)}{f_L^3} \right)}_{2^{nd}} + \underbrace{\left( \frac{1602.749 (e_{max} \cdot sTEC_j^i)}{f_L^4} \right)}_{3^{rd}} \quad (2.6)$$

เมื่อ  $\alpha_{f_L}$  คือ  $40.3 \times 10^{16} / f_L^2$  (เมตรต่อ TECU) หรือประมาณ 0.16 เมตรต่อ TECU (Total Electron Content Unit) สำหรับย่านความถี่ L1 (1575.42 เมกะเฮิร์ตซ์)

$sTEC_j^i$  คือ ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนสุทธิแนวเฉียง (slant Total Electron Content:  $sTEC$ ) ระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  (TECU =  $10^{16}$  อิเล็กตรอนต่อตารางเมตร)

$\|\mathbf{B}\|$  คือ ขนาดของสนามแม่เหล็ก (เมตร) ที่จุดสัญญาณคลื่นพาห์ทะลุผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์หรือไอพีพี (Ionospheric Piece Point: IPP)

$|\cos(\theta_B)|$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์ฟังก์ชันโคไซน์ของมุมระหว่างสนามแม่เหล็กและทิศทางการแพร่ของสนามแม่เหล็ก 3 มิติ

$e_{max}$  คือ ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนมากที่สุด ณ ระดับความสูงของชั้นไอโอโนสเฟียร์ ในการประมาณค่า  $e_{max}$  (อิเล็กตรอนต่อลูกบาศก์เมตร) ใช้วิธีการประมาณค่าเชิงเส้นร่วมกับ  $sTEC$  ซึ่งก็คือ

$$e_{max} = \frac{(20 - 6) \times 10^{12}}{(4.55 - 1.38) \times 10^{18}} \times sTEC_j^i \quad (2.7)$$

อย่างไรก็ตามค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์เชิงเส้น (อันดับหนึ่ง) สามารถกำจัดทิ้งได้ด้วยวิธี ผลรวมเชิงเส้นปราศจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ (IF) โดยอาศัยค่าการวัดระยะทางเทียม

ด้วยสองย่านความถี่ ฉะนั้นจากสมการที่ (2.1) และ (2.2) ค่าการวัดระยะทางเทียมรหัส ( $P$ ) และเฟสคลื่นพาห์ ( $\Phi$ ) ระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ณ แต่ละเวลาสามารถเขียนได้เป็น

$$P_{j,IF}^i = \frac{f_1^2 P_{j,1}^i - f_2^2 P_{j,2}^i}{f_1^2 - f_2^2} = \rho_j^i + c(\Delta t_j - \Delta t^i) + \delta T_j^i + \delta \Delta I_{j,IF,P}^i + B_{j,IF,P}^i \quad (2.8)$$

และ

$$\begin{aligned} \Phi_{j,IF}^i &= \frac{f_1^2 \Phi_{j,1}^i - f_2^2 \Phi_{j,2}^i}{f_1^2 - f_2^2} \\ &= \rho_j^i + c(\Delta t_j - \Delta t^i) + \delta T_j^i - \delta \Delta I_{j,IF,\Phi}^i + \mathcal{N}_{j,IF}^i + B_{j,IF,\Phi}^i \end{aligned} \quad (2.9)$$

เมื่อ  $\delta \Delta I_{j,IF,P/\Phi}^i$  คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ( $2^{nd} + 3^{rd}$ ) หลงเหลือจากวิธี IF ของระยะทางเทียมรหัส/เฟสคลื่นพาห์ระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$

$\mathcal{N}_{j,IF}^i$  คือ พจน์รวมค่าความคลุมเครือหลังจากวิธี IF ของระยะทางเทียมเฟสคลื่นพาห์ระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$

$f_{\{1,2\}}$  คือ ค่าความถี่คลื่นพาห์

$B_{j,IF,P/\Phi}^i$  คือ พจน์รวมค่าไบอัส (Bias) หรือดีซีบี (Different Channel Bias: DCB) หลังจากวิธี IF ของระยะทางเทียมรหัส/เฟสคลื่นพาห์ระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  (เมตร) ยกตัวอย่างสำหรับระยะทางเทียมรหัส พจน์รวมค่าไบอัสคำนวณได้จาก

$$B_{j,IF,P}^i = \left( f_1^2 (\mathcal{M}_{j,1,P}^i + \varepsilon_{j,1,P}^i) - f_2^2 (\mathcal{M}_{j,2,P}^i + \varepsilon_{j,2,P}^i) \right) / (f_1^2 - f_2^2) \quad (2.10)$$

นอกจากนี้ เทคนิคคลื่นพาห์เฉลี่ยรหัสก็ยังสามารถประยุกต์ร่วมกับวิธี IF ได้ [5] ฉะนั้นจากสมการที่ (2.3) การวัดระยะทางเทียมด้วยเทคนิคคลื่นพาห์เฉลี่ยรหัสสรว่มกับวิธี IF ( $R_{IF}$ ) ของดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ณ เวลา  $t$  จึงสามารถเขียนได้เป็น

$$R_{j,IF}^i(t) = \gamma P_{j,IF}^i(t) + (1 - \gamma) \times \left( R_{j,IF}^i(t-1) + \Phi_{j,IF}^i(t) - \Phi_{j,IF}^i(t-1) \right) \quad (2.11)$$

แล้วค่า  $R_{j,IF}^i$  ของแต่ละเวลาจะมีค่าเท่ากับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$R_{j,IF}^i \approx \rho_j^i + c(\Delta t_j - \Delta t^i) + \delta T_j^i + \delta \Delta I_{j,IF,P}^i + B_{j,IF,P}^i + \varepsilon_{j,R,IF}^i \quad (2.12)$$

เมื่อ  $\varepsilon_{j,R,IF}^i$  คือ ค่าความผิดพลาดของการวัดระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ด้วยเทคนิคคลื่นพาห์เฉื่อยรหัส (เมตร)

หมายเหตุ: วิธีผลรวมเชิงเส้นปราศจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ส่งผลให้เกิดค่าความผิดพลาดจากสัญญาณรบกวนเพิ่มขึ้นเป็นเท่าตัวหากเทียบกับการวัดระยะทางเทียมในย่านความถี่เดียว ( $B_{j,IF,P}^i \approx 2\varepsilon_{j,1,P}^i$ )

### 2.3 การประมาณพิกัดและเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียม

การคำนวณหาพิกัดและเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียมนิยมใช้วิธีถ่วงน้ำหนักพารามิเตอร์จากตารางที่แสดงตำแหน่งของดาวเทียม (Ephemeris parameters) ซึ่งอัปเดตทุก 2 ชั่วโมง สำหรับระบบดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS ค่าพารามิเตอร์แสดงตำแหน่งของดาวเทียมมีการบันทึกย้อนหลังในสกุลไฟล์ .n หรือ .nav ซึ่งแบ่งออกเป็น 2 ส่วน ดังต่อไปนี้

#### 2.3.1 พารามิเตอร์คำนวณตำแหน่งดาวเทียม

พารามิเตอร์จากตารางที่แสดงตำแหน่งของดาวเทียมสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 2.1 โดยหภาพารามิเตอร์หลักต้องคำนวณหาจากพารามิเตอร์องค์ประกอบซึ่งมีรายละเอียดดังตารางที่ 2.1 ฉะนั้นพิกัดดาวเทียมสามารถคำนวณหาได้ด้วย 4 ขั้นตอนดังนี้

**ขั้นตอนที่ 1** กำหนดเวลาถ่วงน้ำหนัก ( $t_k$ ) ของดวงที่  $i$  ด้วยระยะทางเทียมรหัส ( $P_{j,1}^i$ ) ระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ของย่านความถี่ L1 จาก

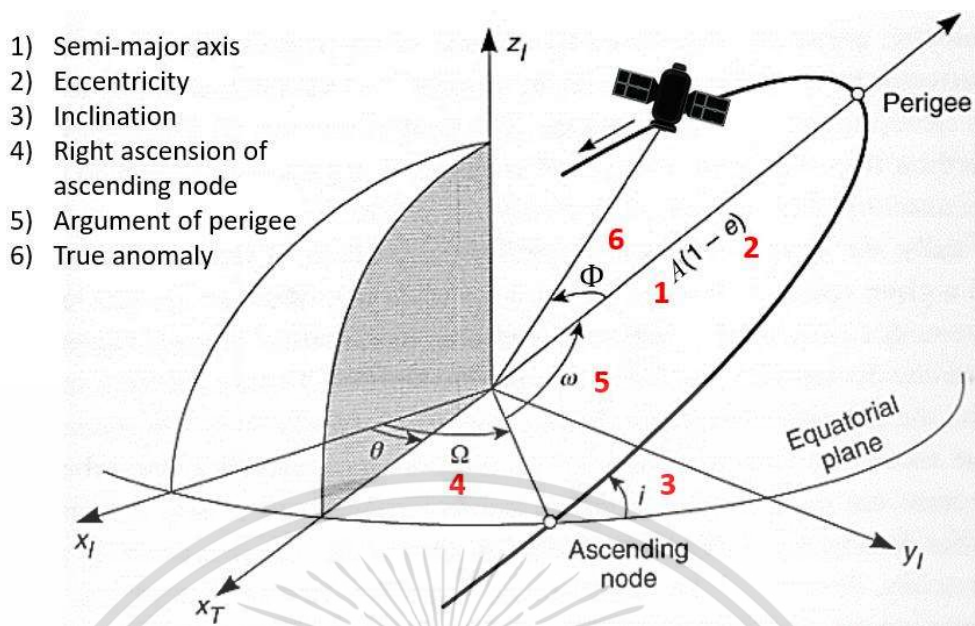
$$t_k = t_{SOW} + t_{SOD} - \frac{P_{j,1}^i}{c} - t_{oe} \quad (2.13)$$

โดย  $t_{SOW}$  และ  $t_{SOD}$  คือ เวลาของสัปดาห์ (Second Of Week: SOW) และเวลาของวัน (Second Of Day: DOY) ณ เวลารับสัญญาณดาวเทียมสำหรับการวัดระยะทางเทียมรหัส (วินาที)

**ขั้นตอนที่ 2** คำนวณมุมพิกัดดาวเทียมในวงโคจร (True anomaly,  $\Phi$ ) ได้จาก

$$\Phi = \tan^{-1} \left( \frac{\sqrt{1-e^2} \sin(\mathcal{E})}{\cos(\mathcal{E}) - e} \right) + \omega \quad (2.14)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.1 ลักษณะวงโคจรดาวเทียมและองค์ประกอบพารามิเตอร์สำคัญ  
(ที่มา : <https://marine.rutgers.edu/cool/education/class/paul/orbits.html>)

ตารางที่ 2.1 พารามิเตอร์วงโคจรดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS

พารามิเตอร์	คำอธิบาย
$t_{oe}$	เวลาอ้างอิง (Epoch) วงโคจรในหน่วยวินาทีของสัปดาห์ (SOW)
$A$ หรือ $\sqrt{a}$	รากที่สองของกึ่งแกนหลัก (Semi-major axis)
$e$	ความเยื้องศูนย์กลาง (Eccentricity)
$M_0$	ความผิดปกติเฉลี่ย (Mean anomaly) ณ เวลาอ้างอิง
$\omega$	อาร์กิวเมนต์ของจุดโคจรใกล้สุดจากโลก (Perigee)
$i_0$	มุมเอียง (Inclination) ณ เวลาอ้างอิง
$\Omega_0$	เส้นลองจิจูดของโหนดจากน้อยไปมาก (Ascending node) ณ จุดเริ่มต้นสัปดาห์
$\Delta n$	ความแตกต่างของการเคลื่อนไหวนเฉลี่ย
$\dot{i}$	อัตราของ $i_0$
$\dot{\Omega}$	อัตราของ $\Omega_0$
$C_{uc}, C_{us}$	การแก้ไขอาร์กิวเมนต์เส้นลองจิจูด
$C_{rc}, C_{rs}$	การแก้ไขรัศมีวงโคจร
$C_{ic}, C_{is}$	การแก้ไขมุมเอียง

โดยพารามิเตอร์  $\mathcal{E}$  ประมาณด้วยสมการ Kepler ร่วมกับวิธีวนซ้ำ (Newton's method) จนกว่าได้ค่าผลต่างระหว่าง  $\mathcal{E}_{n+1}$  และ  $\mathcal{E}_n$  น้อยกว่าค่าเงื่อนไข ซึ่งก็คือ  
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\varepsilon_{n+1} = \varepsilon_n - \frac{\varepsilon_n - e \sin(\varepsilon_n) - M}{1 - e \cos(\varepsilon_n)} \quad (2.15)$$

และ

$$M = M_o + \left( \sqrt{\frac{\mu}{A^3}} + \Delta n \right) t_k \quad (2.16)$$

โดย  $\mu$  คือ ค่าแรงโน้มถ่วงโลก (Gravitational constant)

**ขั้นตอนที่ 3** ปรับแก้พิกัดจุดโคจรใกล้สุดจากโลก (Argument of perigee,  $u$ ) มุมเอียงของวงโคจร ( $i$ ) จุดการขึ้นที่ถูกต้องของโหนดจากน้อยไปมาก (Right Ascension of Ascending Node,  $\Omega$ ) และรัศมีวงโคจร ( $r$ ) ตามลำดับ ซึ่งก็คือ

$$u = \Phi + C_{us} \sin(2\Phi) + C_{uc} \cos(2\Phi) \quad (2.17)$$

$$i = i_o + i t_k + C_{is} \sin(2\Phi) + C_{ic} \cos(2\Phi) \quad (2.18)$$

$$\Omega = \Omega_o + (\dot{\Omega} - \omega_e) t_k - \omega_e t_{oe} \quad (2.19)$$

และ

$$r = A(1 - e \cos(\varepsilon)) + C_{rs} \sin(2\Phi) + C_{rc} \cos(2\Phi) \quad (2.20)$$

โดย  $\omega_e$  คือ ความเร็วเชิงมุมของโลก (Earth's angular velocity)

**ขั้นตอนที่ 4** ประมาณตำแหน่งดาวเทียม เนื่องจากการตำแหน่งดาวเทียมโดยทั่วไปใช้ระบบพิกัดคาร์ทีเซียน 3 มิติ ซึ่งมีโลกเป็นศูนย์กลาง (Earth Center Earth Fixed: ECEF [38]) ฉะนั้นตำแหน่งดาวเทียมตามพิกัดคาร์ทีเซียน 3 มิติ ของดวงที่  $i$  ณ เครื่องรับที่  $j$  โดยประมาณสามารถคำนวณหาได้จาก

$$\hat{\mathbf{r}}_j^i = \begin{bmatrix} \hat{x}_j^i \\ \hat{y}_j^i \\ \hat{z}_j^i \end{bmatrix} \approx r \begin{bmatrix} \cos(u) \cos(\Omega) - \sin(u) \cos(i) \sin(\Omega) \\ \cos(u) \sin(\Omega) + \sin(u) \cos(i) \cos(\Omega) \\ \sin(u) \sin(i) \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

### 2.3.2 พารามิเตอร์คำนวณหาเวลาซดเซนาฬิกาดาวเทียม

เนื่องจากพารามิเตอร์ซดเซนาฬิกาดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS กำหนดด้วยค่าสัมประสิทธิ์ 4 ตัว ซึ่งประกอบด้วย 1) เวลาซดเซนาฬิกาดาวเทียม ( $af_0$ ) 2) ความผิดพลาดนาฬิกา เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดาวเทียม ( $af_1$ ) 3 อัตราความผิดพลาดนาฬิกาดาวเทียม ( $af_2$ ) และ 4) เวลาการหน่วงเวลากลุ่ม (Time group delay,  $T_{GD}$ ) การคำนวณหาเวลาชดเชยนาฬิกาจึงต้องอาศัยวิธีถ่วงน้ำหนักด้วยพารามิเตอร์วงโคจร ฉะนั้นค่าเวลาชดเชยนาฬิกาดาวเทียมโดยประมาณของดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ( $\widehat{\Delta t}_j^i$ ) ซึ่งถ่วงน้ำหนักด้วยค่า  $t_k$  ของแต่ละเวลา คือ

$$\widehat{\Delta t}_j^i \approx af_0 + af_1 t_k + af_2 t_k^2 - \frac{2\sqrt{\mu}}{c^2} e\sqrt{A} \sin(\mathcal{E}) - T_{GD} \quad (2.22)$$

### 2.3.3 ตัวอย่างคำนวณพิกัดและเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียม

การคำนวณพิกัดดาวเทียมอาศัยสมการที่ (2.13) ถึง (2.21) ร่วมกับข้อมูลตัวอย่างของดาวเทียม GPS (ดวงที่ 10) ณ เวลา 08:00 น. ตามเวลาท้องถิ่นประเทศไทย วันที่ 05 เดือนกุมภาพันธ์ ค.ศ. 2022 จากขั้นตอนที่ 1 เวลาถ่วงน้ำหนักของดาวเทียมคำนวณด้วยข้อมูลตัวอย่างดังตารางที่ 2.2 โดยพารามิเตอร์หลักของการคำนวณเวลาถ่วงน้ำหนักคือระยะทางเทียมรหัส  $P_{1,1}^{10}$  ระหว่างดาวเทียมดวงที่ 10 และเครื่องรับที่ 1 (ตำแหน่งตามภูมิศาสตร์โลก ละติจูด 12.6103 องศา ลองจิจูด 102.1024 องศา) ของย่านความถี่ L1 จากสมการที่ (2.13) จะได้ว่า

$$t_k = t_{SOW} + t_{SOD} - \frac{P_{1,1}^{10}}{c} - t_{oe} \approx -3,599.067 \quad (2.23)$$

ตารางที่ 2.2 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณเวลาถ่วงน้ำหนัก

ตัวแปร	ค่าพารามิเตอร์	หน่วย
$t_{SOW}$	518,400	วินาที
$t_{SOD}$	3,600	วินาที
$P_{1,1}^{10}$	20,366,573.482	เมตร
$c$	299,792,458	เมตรต่อวินาที
$t_{oe}$	525,600	วินาที

จากขั้นตอนที่ 2 ค่ามุมพิกัดดาวเทียมในวงโคจรคำนวณจากสมการที่ (2.14) ถึง (2.16) ซึ่งมีข้อมูลตัวอย่างดังตารางที่ 2.3 ความผิดปกติ ณ เวลาอ้างอิง  $t_k$  คำนวณได้จาก

$$M = M_o + \left( \sqrt{\frac{\mu}{A^3}} + \Delta n \right) t_k \approx -0.8704 \quad (2.24)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ถัดมาพารามิเตอร์  $\mathcal{E}$  (เรเดียน) ประมาณด้วยสมการ Kepler ร่วมกับวิธีวนซ้ำ โดยตัวอย่างได้ กำหนดค่าเงื่อนไขการวนซ้ำคือ  $|\mathcal{E}_{n+1} - \mathcal{E}_n| \leq 10^{-12}$  จะได้ว่า

$$\mathcal{E}_{n+1} = \mathcal{E}_n - \frac{\mathcal{E}_n - e \sin(\mathcal{E}_n) - M}{1 - e \cos(\mathcal{E}_n)} \approx -0.8761 \quad (2.25)$$

และค่ามุมพิกัดดาวเทียมในวงโคจร (เรเดียน) คำนวณได้จาก

$$\Phi = \tan^{-1} \left( \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin(\mathcal{E})}{\cos(\mathcal{E}) - e} \right) + \omega \approx -3.4025 \quad (2.26)$$

ตารางที่ 2.3 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณพิกัดดาวเทียมในวงโคจร

ตัวแปร	ค่าพารามิเตอร์	หน่วย
$e$	0.0075	-
$M_0$	-0.3454	ครึ่งวงกลม
$\omega$	-2.5207	ครึ่งวงกลม
$\Delta n$	$4,668.408 \times 10^{-12}$	ครึ่งวงกลมต่อวินาที
$A$	26,560,353.061	เมตร
$\mu$	$3,986,004.418 \times 10^8$	เมตร <sup>3</sup> ต่อวินาที <sup>2</sup>

จากขั้นตอนที่ 3 การปรับแก้พิกัดจุดโคจรใกล้สุดจากโลก ( $u$ ) มุมเอียงของวงโคจร ( $i$ ) จุด การขึ้นที่ถูกต้องของโหนดจากน้อยไปมาก ( $\Omega$ ) และรัศมีวงโคจร ( $r$ ) โดยอาศัยข้อมูลตัวอย่างดัง ตารางที่ 2.4 สามารถประมาณค่าตามลำดับ ได้ดังนี้

$$u = \Phi + C_{us} \sin(2\Phi) + C_{uc} \cos(2\Phi) \approx -3.4025 \quad (2.27)$$

$$i = i_0 + it_k + C_{is} \sin(2\Phi) + C_{ic} \cos(2\Phi) \approx 0.9723 \quad (2.28)$$

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \omega_e)t_k - \omega_e t_{oe} \approx -38.6952 \quad (2.29)$$

และ

$$r = A(1 - e \cos(\mathcal{E})) + C_{rs} \sin(2\Phi) + C_{rc} \cos(2\Phi) \quad (2.30)$$

$$\approx 26,433,207.73644813$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.4 ตัวอย่างพารามิเตอร์องค์ประกอบสำหรับประมาณพิกัดดาวเทียม

ตัวแปร	ค่าพารามิเตอร์	หน่วย
$C_{us}$	$3.67686152458 \times 10^{-6}$	เรเดียน
$C_{uc}$	$-1.57579779625 \times 10^{-6}$	เรเดียน
$i_o$	0.972319538086	ครึ่งวงกลม
$i$	$-1.84293390845 \times 10^{-10}$	ครึ่งวงกลมต่อวินาที <sup>2</sup>
$C_{is}$	$1.02445483208 \times 10^{-7}$	เรเดียน
$C_{ic}$	$9.31322574615 \times 10^{-9}$	เรเดียน
$\Omega_0$	-0.630299063446	ครึ่งวงกลม
$\dot{\Omega}$	$-8.46785272005 \times 10^{-9}$	ครึ่งวงกลมต่อวินาที <sup>2</sup>
$\omega_e$	$7.2921151467 \times 10^{-5}$	เรเดียนต่อวินาที <sup>2</sup>
$C_{rs}$	313.15625	เมตร
$C_{rc}$	-28.78125	เมตร

จากขั้นตอนที่ 4 ตำแหน่งดาวเทียมตามพิกัดคาร์ทีเซียน 3 มิติ ของดวงที่ 10 ณ เครื่องรับที่ 1 คำนวณจากสมการที่ (2.21) จะได้ผลลัพธ์โดยประมาณเท่ากับ

$$\hat{\mathbf{r}}_1^{10} = \begin{bmatrix} \hat{x}_1^{10} \\ \hat{y}_1^{10} \\ \hat{z}_1^{10} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} -10,657,895.609 \\ 23,523,930.847 \\ 5,634,572.734 \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

จากสมการที่ (2.22) ค่าเวลาชดเชยนาฬิกาดาวเทียมดวงที่ 10 ณ เครื่องรับ 1 โดยอาศัยข้อมูลตัวอย่างดังตารางที่ 2.5 จะได้ผลลัพธ์โดยประมาณ คือ

$$\widehat{\Delta t}_j^i \approx -311,742,762.591 \times 10^{-12} \quad (2.32)$$

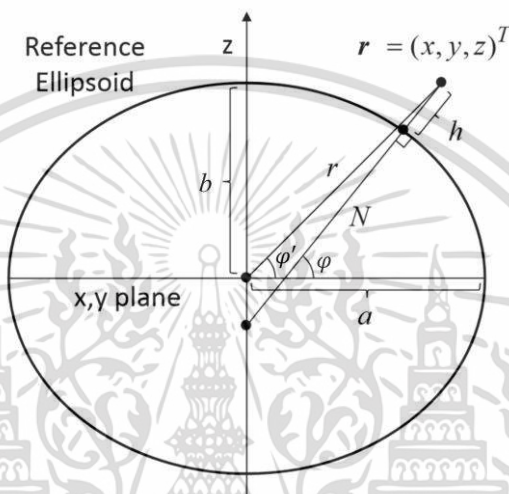
ตารางที่ 2.5 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณเวลาชดเชยนาฬิกาดาวเทียม

ตัวแปร	ค่าพารามิเตอร์	หน่วย
$af_0$	$-3.11790034175 \times 10^{-4}$	วินาที
$af_1$	$-1.01181285572 \times 10^{-11}$	-
$af_2$	0	วินาที <sup>-1</sup>
$T_{GD}$	$2.32830643654 \times 10^{-9}$	วินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.4 การบอกพิกัดดาวเทียม

เนื่องจากพิกัดคาร์ทีเซียน 3 มิติ เป็นการบอกตำแหน่งบนระนาบแกนอ้างอิง  $(x, y, z)$  ซึ่งแตกต่างจากการบอกตำแหน่งตามภูมิศาสตร์โลก (Geodetic position) ด้วยเหตุนี้จึงใช้แบบจำลองอ้างอิง Ellipsoid เพื่อช่วยแปลงพิกัดคาร์ทีเซียนเป็นพิกัดภูมิศาสตร์โลก ซึ่งสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 2.2 โดยพิกัดบอกเป็นแนวละติจูด (Geodetic latitude:  $\varphi$  องศา) แนวลองจิจูด (Geodetic longitude:  $\lambda$  องศา) และความสูง (Geodetic height:  $h$  เมตร)



รูปที่ 2.2 การอ้างอิงแบบ Ellipsoid [38]

และเนื่องจากความเป็นจริงโลกมีลักษณะเป็นรูปร่างรี การคำนวณตำแหน่งละติจูดจึงประยุกต์ใช้วิธีคำนวณวนซ้ำจนกว่ามีค่าผลต่างระหว่างตัวบ่งชี้  $n + 1$  และ  $n$  น้อยกว่าค่าเงื่อนไข ซึ่งก็คือ

$$\varphi_{n+1} = \tan^{-1} \left( \frac{zbe_2^2 \sin^3(\beta_n)}{r - ae_1^2 \cos^3(\beta_n)} \right) \quad (2.33)$$

$$\beta_{n+1} = \tan^{-1} \left( \frac{(1-f) \sin(\varphi_n)}{\cos(\varphi_n)} \right) \quad (2.34)$$

$$\varphi_0 = \tan^{-1} \left( \frac{zbe_1^2 \sin^3(\beta_0)}{r - ae_1^2 \cos^3(\beta_0)} \right) \quad (2.35)$$

และ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\beta_0 = \tan^{-1}\left(\frac{z}{(1-f)r}\right) \quad (2.36)$$

โดย  $b = a(1-f)$   $e_1^2 = f(2-f)$   $e_2^2 = \frac{e_1^2}{(1-e_1^2)}$  และ  $r = \sqrt{x^2 + y^2}$  และที่นี้กำหนดให้  $a$  คือ รัศมีแกนเอกของการอ้างอิงแบบ Ellipsoid โลกเท่ากับ 6,378,137 เมตร และที่นี้  $f$  คือ ค่าคงที่ ความเรียบพื้นผิวแนวราบของการอ้างอิงแบบ Ellipsoid โลกเท่ากับ 1/298.257223563 ถัดมาลองจิจูดสามารถคำนวณได้จาก

$$\lambda = \tan^{-1}\left(\frac{y}{x}\right) \quad (2.37)$$

และความสูงก็คือ

$$h = r \cos(\varphi) + (z + \mathcal{N}e_1^2 \sin(\varphi)) \times \sin(\varphi) - \mathcal{N} \quad (2.38)$$

โดย

$$\mathcal{N} = \frac{a}{\sqrt{1 - e_1^2 \sin^2(\varphi)}} \quad (2.39)$$

จากข้อมูลตัวอย่างตามสมการที่ (2.31) พิกัดดาวเทียมตามภูมิศาสตร์โลกของดวงที่ 10 ณ เครื่องรับที่ 1 คำนวณได้ประมาณ

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \lambda \\ h \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 12.327 \\ 114.373 \\ 20,056,042.363 \end{bmatrix} \quad (2.40)$$

ผลลัพธ์ที่ได้มีความใกล้เคียงกับตำแหน่งเครื่องที่ 1 คือ ละติจูด 12.6103 องศา และลองจิจูด 102.1024 องศา ส่วนค่าความสูงก็สอดคล้องกับระดับความสูงของวงโคจรดาวเทียม GPS โดยวัดแบบตั้งฉากกับพื้นผิวโลกจะมีระยะทางประมาณ 2 หมื่นกิโลเมตร ในทางกลับกัน การแปลงพิกัดภูมิศาสตร์โลกเป็นพิกัดคาร์ทีเซียนก็สามารถคำนวณได้ด้วย

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\mathcal{N} + h) \cos(\varphi) \cos(\lambda) \\ (\mathcal{N} + h) \cos(\varphi) \sin(\lambda) \\ (\mathcal{N}(1 - e_1^2) + h) \sin(\varphi) \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นอกจากนี้ การบอกตำแหน่งดาวเทียมในระดับสายตา (Line of sight) บนระนาบอ้างอิงพิกัดท้องถิ่น (Local coordinates, East ( $E$ ); North ( $N$ ); Up ( $U$ ) เมตร) ใช้ค่ามุมเงย (Elevation angle:  $El$  องศา) และมุมราบ (Azimuth angle:  $Az$  องศา) ซึ่งอธิบายดังรูปที่ 2.3 ค่ามุมเงยและมุมราบสามารถคำนวณได้จาก

$$El = \sin^{-1}(U) \quad (2.42)$$

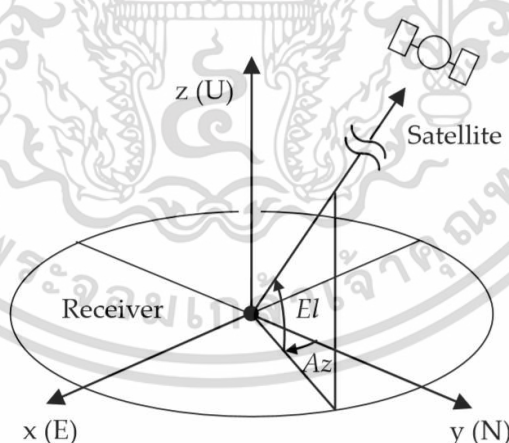
และ

$$Az = \tan^{-1}\left(\frac{E}{N}\right) \quad (2.43)$$

โดย

$$\begin{bmatrix} E \\ N \\ U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda_j) & \cos(\lambda_j) & 0 \\ -\sin(\varphi_j)\cos(\lambda_j) & -\sin(\varphi_j)\sin(\lambda_j) & \cos(\varphi_j) \\ \cos(\varphi_j)\cos(\lambda_j) & \cos(\varphi_j)\sin(\lambda_j) & \sin(\varphi_j) \end{bmatrix} \cdot \frac{\hat{\mathbf{r}}_j^s - \mathbf{r}_j}{\|\hat{\mathbf{r}}_j^s - \mathbf{r}_j\|} \quad (2.44)$$

คือ พิกัดท้องถิ่นหรือมักเรียกว่า “อีเอ็นยู”  $\varphi_j$  และ  $\lambda_j$  คือ ตำแหน่งเครื่องรับตามภูมิศาสตร์โลกในแนวละติจูดและลองจิจูดตามลำดับ และ  $\mathbf{r}_j$  คือ ตำแหน่งเครื่องรับที่  $j$  ในรูปแบบพิกัดคาร์ทีเซียน 3 มิติ (เมตร)



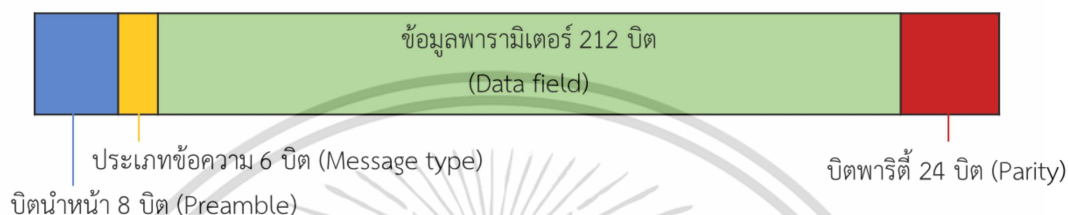
รูปที่ 2.3 การบอกตำแหน่งดาวเทียมในระดับสายตาโดยอ้างอิงกับตำแหน่งเครื่องรับ [38]

หมายเหตุ: ผลกระทบจากการหมุนของโลกได้รับการปรับแก้ด้วยระยะทางเทียบรหัสในสมการที่ (2.13) และมุม  $El$  และ  $Az$  ใช้สำหรับพล็อตตำแหน่งดาวเทียมบนท้องฟ้า (Sky plot) โดยอ้างอิงพิกัดเครื่องรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.5 รูปแบบประเภทข้อความ SBAS

พารามิเตอร์ปรับแก้สำหรับเพิ่มสมรรถนะการระบุตำแหน่งจุดเดียวของระบบ SBAS มีโครงสร้างประเภทข้อความ (Message Type: MT) อธิบายดังรูปที่ 2.4 ซึ่งให้บริการพารามิเตอร์ระบบ L1 SBAS โดยแบ่งตามประเภทความ MT1 MT2-4 MT7 MT18 MT25 MT26 และ MT28 รายละเอียดอธิบายดังตารางที่ 2.6 ส่วนการให้บริการพารามิเตอร์ระบบ DFMC SBAS ประกอบด้วย MT31 MT32 MT34-36 และ MT37 รายละเอียดอธิบายดังตารางที่ 2.7



รูปที่ 2.4 โครงสร้างประเภทข้อความ [4]

ตารางที่ 2.6 รายละเอียดประเภทข้อความของระบบ L1 SBAS [4]

MT	รายละเอียด
1	เลขบ่งชี้รหัสดาวเทียม (PRN Mask) ที่มีการให้บริการค่าพารามิเตอร์ปรับแก้ โดยประยุกต์ให้ร่วมกับ MT2-4 และ MT25
2-4	ค่าปรับแก้ระยะทางเทียม (Fast corrections)
7	ปัจจัยลดสมรรถนะค่าปรับแก้ระยะทางเทียม (Acceleration information)
18	เลขบ่งชี้ตำแหน่งกริดของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ (IGP masks)
25	ค่าปรับแก้วงโคจร (Long-term satellite error corrections)
26	ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay corrections)
28	เมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมเกี่ยวระหว่างนาฬิกาและวงโคจร (Clock-Ephemeris Covariance Matrix)

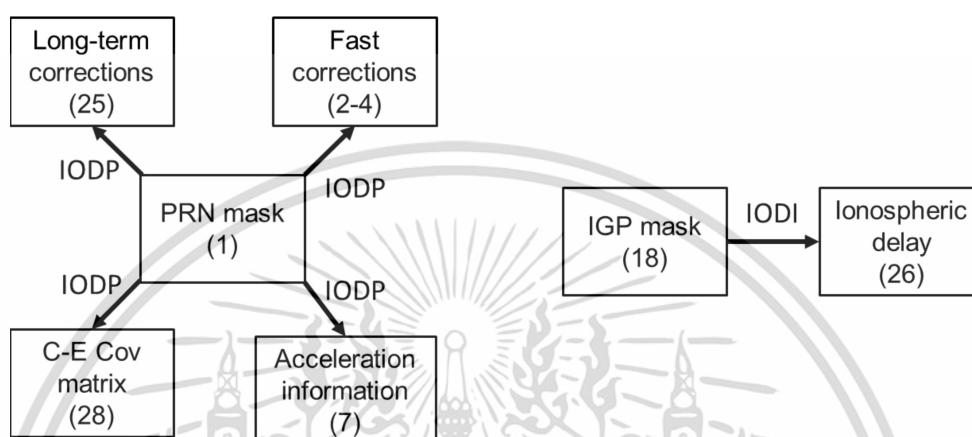
ตารางที่ 2.7 รายละเอียดประเภทข้อความของระบบ DFMC SBAS [5]

MT	รายละเอียด
31	เลขบ่งชี้รหัสดาวเทียม (PRN Mask) ที่มีการให้บริการค่าพารามิเตอร์ปรับแก้ โดยประยุกต์ให้ร่วมกับ MT32 MT34-36 และ MT37
32	ค่าปรับแก้วงโคจร (Satellite clock ephemeris correctios and covariance matrix)
34-36	ข้อมูลความเชื่อมั่น (Integrity information DFREI & DFRECI)
37	ปัจจัยลดสมรรถนะค่าปรับแก้ (Degradation parameters and DFREI scale table)

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของกรมการขนส่งทางอากาศ กระทรวงคมนาคม

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในระบบ L1 SBAS มีการจัดประเภทข้อความเสริมสมรรถนะแบ่งออกเป็น 2 กลุ่ม คือ 1) พารามิเตอร์ปรับแก้ระยะทางเทียมและวงโคจรดาวเทียม และ 2) พารามิเตอร์ปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งอธิบายดังอธิบายดังรูปที่ 2.5 โดยรหัสบ่งชี้ของปัญหาสำหรับกลุ่มที่ 1 (Issue of data PRN mask: IODP) และกลุ่มที่ 2 (Issue of Data Ionospheric: IODI) เป็นตัวบ่งบอกความพร้อมของการใช้ค่าพารามิเตอร์ปรับแก้ภายในกลุ่มโดยเลขรหัสต้องเหมือนกัน



รูปที่ 2.5 กลุ่มประเภทข้อความพารามิเตอร์ปรับแก้ระบบ L1 SBAS  
(ก) ระยะทางเทียมและวงโคจรดาวเทียม  
(ข) การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์

อย่างไรก็ตามแม้ว่าตัวมาตรฐานของระบบ DFMC SBAS ยังไม่เสร็จสมบูรณ์ แต่ก็คาดว่าประเภทข้อความคงแตกต่างจากระบบ L1 SBAS เพราะปราศจากพารามิเตอร์ปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์

## 2.6 การประมาณค่าการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศ

จากสมการที่ (2.1) และ (2.2) การหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์และการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์เป็นพารามิเตอร์สำคัญ ซึ่งส่งผลให้เกิดความผิดพลาดในการวัดระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับอย่างหลีกเลี่ยงไม่ได้ โดยปกติค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์และการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์มีค่าประมาณ 2 ถึง 30 เมตร [6] รายละเอียดของทั้งสองค่าการหน่วงเวลาสามารถแบ่งอธิบายได้ดังนี้

### 2.6.1 การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์

ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์อยู่สูงจากระดับน้ำทะเลประมาณ 8 ถึง 15 กิโลเมตร โดยความสูงด้านบนมีการเปลี่ยนแปลงตามค่าละติจูดและตามฤดูกาล บริเวณต่ำสุดและสูงสุดมักอยู่ที่ขั้วโลก

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และแถบเส้นศูนย์สูตรตามลำดับ และความสูงด้านบนมีค่าต่ำสุดในฤดูหนาวคือ 7 กิโลเมตร และ สูงสุดในฤดูร้อนคือ 20 กิโลเมตร [39] และเนื่องจากการหักเหของชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์เป็นปรากฏการณ์ท้องถิ่นจึงต้องคำนวณค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์ของดาวเทียมด้วยพิกัดเครื่องรับ ในการคำนวณจะอ้างอิงค่าพารามิเตอร์ทางอุตุนิยมวิทยาตั้งตารางที่ 2.8 และถ่วงน้ำหนักค่าพารามิเตอร์ด้วยพิกัดเครื่องรับประกอบด้วยค่าละติจูด ( $\varphi$ ) ความสูง ( $h$ ) และมุมเงย ( $EL$ ) วิธีนี้เป็นแบบจำลองตามมาตรฐานการปฏิบัติงานต่ำสุด (MOPS) โดยค่าพารามิเตอร์ทางอุตุนิยมวิทยาในที่นี้ประกอบด้วยค่าความดัน ( $P$ ) อุณหภูมิ ( $T$ ) แร่งดันไอน้ำ ( $\epsilon$ ) อัตราการสูญเสียอุณหภูมิ ( $\beta$ ) และไอน้ำ (อัตราการสูญเสีย  $\ell$ ) ฉะนั้นค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์ของดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ตามวันของปี (Day of Year,  $D$ ) สามารถประมาณได้จาก

$$\delta T_j^i(\varphi_j, h_j, EL_j^i, D) = \{d_{hyd}(\varphi_j, h_j, D) + d_{wet}(\varphi_j, h_j, D)\} \times \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin^2(EL_j^i)}} \quad (2.45)$$

เมื่อ  $d_{hyd}$  คือ การหน่วงเวลาของสมดุลอุทกสถิต (Hydrostatic equilibrium)  
 $d_{wet}$  คือ การหน่วงเวลาของไอน้ำ (Water vapor)  
 ซึ่งก็คือ

$$d_{hyd}(\varphi_j, h_j, D) = \left( \frac{10^{-6} k_1 \mathcal{R}_d P(\varphi_j, D)}{g_m} \right) \times \left( 1 - \frac{\beta(\varphi_j, D) h_j}{T(\varphi_j, D)} \right)^{\frac{g}{\mathcal{R}_d \beta(\varphi_j, D)}} \quad (2.46)$$

และ

$$d_{wet}(\varphi_j, h_j, D) = \left( \frac{10^{-6} k_2 \mathcal{R}_d}{g_m (\ell(\varphi_j, D) + 1) - \mathcal{R}_d \beta(\varphi_j, D)} \times \frac{\epsilon(\varphi_j, D)}{T(\varphi_j, D)} \right) \times \left( 1 - \frac{\beta(\varphi_j, D) h_j}{T(\varphi_j, D)} \right)^{\frac{g}{\mathcal{R}_d \beta(\varphi_j, D)}} \quad (2.47)$$

กำหนดให้  $k_1 = 77.604$  (เควินต่อมิลลิบาร์)  $k_2 = 382,000$  (เควิน<sup>2</sup>ต่อมิลลิบาร์)  $\mathcal{R}_d = 287.054$  (จูลต่อกิโลกรัมเควิน)  $g_m = 9.784$  (เมตรต่อวินาที<sup>2</sup>) และ  $g = 9.80665$  (เมตรต่อวินาที<sup>2</sup>)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.8 พารามิเตอร์ทางอุตุนิยมวิทยาสำหรับประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์ [4]

ละติจูด (องศา)	ค่าโดยเฉลี่ย				
	$P_0$ (มิลลิบาร์)	$T_0$ (เคลวิน)	$\epsilon_0$ (มิลลิบาร์)	$\theta_0$ (เคลวิน/เมตร)	$l_0$
$\leq 15$	1013.25	299.65	26.31	$6.30 \times 10^{-3}$	2.77
30	1017.25	294.15	21.79	$6.05 \times 10^{-3}$	3.15
45	1015.75	283.15	11.66	$5.58 \times 10^{-3}$	2.57
60	1011.75	272.15	6.78	$5.39 \times 10^{-3}$	1.81
$\geq 75$	1013.00	263.65	4.11	$4.53 \times 10^{-3}$	1.55
ละติจูด (องศา)	ค่าเปลี่ยนแปลงตามฤดูกาล				
	$\Delta P$ (มิลลิบาร์)	$\Delta T$ (เคลวิน)	$\Delta \epsilon$ (มิลลิบาร์)	$\Delta \theta$ (เคลวิน/เมตร)	$\Delta l$
$\leq 15$	0.00	0.00	0.00	$0.00 \times 10^{-3}$	0.00
30	-3.75	7.00	8.85	$0.25 \times 10^{-3}$	0.33
45	-2.25	11.00	7.24	$0.32 \times 10^{-3}$	0.46
60	-1.75	15.00	5.36	$0.81 \times 10^{-3}$	0.74
$\geq 75$	-0.50	14.50	3.39	$0.62 \times 10^{-3}$	0.30

จากสมการที่ (2.46) และ (2.47) พารามิเตอร์  $P$   $T$   $\epsilon$   $\theta$  และ  $l$  ของแต่ละตำแหน่งละติจูดตามวันสามารถประมาณค่าแบบเชิง (Linear interpolation:  $\xi$ ) ได้จากตัวอย่างตามตารางที่ 2.8 นั่นคือ

$$\xi(\varphi, D) = \xi_0(\varphi) - \Delta\xi(\varphi) \times \cos\left(\frac{2\pi(D - D_{min})}{365.25}\right) \quad (2.48)$$

โดย

$$\xi_0(\varphi) = \xi_0(\varphi_n) + (\xi_0(\varphi_{n+1}) - \xi_0(\varphi_n)) \times \frac{(\varphi - \varphi_n)}{(\varphi_{n+1} - \varphi_n)} \quad (2.49)$$

และ

$$\Delta\xi(\varphi) = \Delta\xi(\varphi_n) + (\Delta\xi(\varphi_{n+1}) - \Delta\xi(\varphi_n)) \times \frac{(\varphi - \varphi_n)}{(\varphi_{n+1} - \varphi_n)} \quad (2.50)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เนื่องจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์มีการเปลี่ยนแปลงตามค่าละติจูดและตามฤดูกาล ค่าพารามิเตอร์ จะพิจารณาด้วย  $\varphi$  ร่วมกับการประมาณแบบเชิงเส้นเมื่อ  $15^\circ < |\varphi| < 75^\circ$  และปราศจากการ ประมาณเมื่อ  $|\varphi| \leq 15^\circ$  หรือ  $|\varphi| \geq 75^\circ$  โดย  $\varphi_{n+1}$  และ  $\varphi_n$  คือ ค่ามุมละติจูดเริ่มต้นและ สูดท้ายตามลำดับ และค่าพารามิเตอร์  $D$  เริ่มนับวันที่ 1 มกราคม ร่วมกับเงื่อนไขตำแหน่งละติจูด กรณียุ่เหนือ  $D_{min} = 28$  และกรณียุ่ใต้  $D_{min} = 211$

## 2.6.2 การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์

ในสภาวะปกติ ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความหนาแน่นอิเล็กตรอนในตอนกลางวัน (Daytime) และเบาบางลงในตอนกลางคืน (Nighttime) เนื่องจากไอออนเกิดการแตกตัวเมื่อได้รับ รังสีดวงอาทิตย์ (Solar radiation) ชั้นนี้อยู่เหนือพื้นผิวโลกประมาณ 50 ถึง 1000 กิโลเมตร ในการ ประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์สำหรับปรับแก้ความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง ดาวเทียม GPS ชั้นพื้นฐาน (Standard Positioning Service: SPS) ประยุกต์ในแบบจำลองโกลบูชา [17] ส่วนบริการเสริมสมรรถนะการระบุตำแหน่งด้วยระบบ L1 SBAS ประยุกต์ใช้กริดไอโอโนสเฟียร์ [4] รายละเอียดอธิบายดังต่อไปนี้

### 1) แบบจำลอง Klobuchar

ระบบระบุตำแหน่งดาวเทียม GPS ถือเป็นระบบชั้นพื้นฐาน SPS โดยใช้ แบบจำลองโกลบูชา ซึ่งอาศัยค่าสัมประสิทธิ์จำนวน 8 ค่า (แทนด้วย  $\alpha$  มี 4 ค่า และ  $\beta$  อีก 4 ค่า) ซึ่ง บรรจุอยู่ในสกุลไฟล์ .n หรือ .nav การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ด้วยแบบจำลอง Klobuchar มี 4 ขั้นตอนดังนี้

**ขั้นตอนที่ 1** คำนวณมุมเงย ( $\psi$ ) และมุมราบ ( $\phi$ ) จากจุดศูนย์กลางโลก (Earth's central angle) ระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ได้จาก

$$\psi_j^i = \frac{0.0137}{(El_j^i/180) + 0.11} - 0.022 \quad (2.51)$$

และ

$$\phi_j^i = \begin{cases} (\varphi_j^i/180) + \psi_j^i \sin(Az_j^i), & \text{if } |\phi_j^i| \leq 0.416 \\ 0.416, & \text{elseif } \phi_j^i > 0.416 \\ -0.416, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.52)$$

**ขั้นตอนที่ 2** คำนวณช่วงเวลาของการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนส เฟียร์ ( $t_{iono}$ ) ได้จาก

$$t_{iono} = \begin{cases} (4.42 \times 10^4)\Lambda_j^i + t_{SOD}, & \text{if } 0 \leq t_{iono} \leq 86,400 \\ (4.42 \times 10^4)\Lambda_j^i + t_{SOD} - 86,400, & \text{elseif } t_{iono} \geq 86,400 \\ (4.42 \times 10^4)\Lambda_j^i + t_{SOD} + 86,400, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.53)$$

$$\Lambda_j^i = \frac{\lambda_j^i}{180} + \frac{\psi_j^i \sin(Az_j^i)}{\cos(\phi_j^i)} \quad (2.54)$$

และคำนวณตำแหน่งละติจูดสนามแม่เหล็ก (Geomagnetic latitude) ได้ด้วย

$$\phi_m^i = \phi_j^i + 0.064 \cos(\Lambda_j^i - 1.617) \quad (2.55)$$

ขั้นตอนที่ 3 คำนวณค่าแอมพลิจูด (AMP) ของแบบจำลองการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์จากค่าสัมประสิทธิ์  $\alpha$  ได้ด้วย

$$AMP^i = \begin{cases} \alpha_0 + \alpha_1 \phi_m^i + \alpha_2 (\phi_m^i)^2 + \alpha_3 (\phi_m^i)^3, & \text{if } AMP^i > 0 \\ 0, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.56)$$

และคำนวณค่าบ (PER) ของแบบจำลองการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์จากค่าสัมประสิทธิ์  $\beta$  ได้จาก

$$PER^i = \begin{cases} \beta_0 + \beta_1 \phi_m^i + \beta_2 (\phi_m^i)^2 + \beta_3 (\phi_m^i)^3, & \text{if } PER^i > 0 \\ 72.000, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.57)$$

ขั้นตอนที่ 4 คำนวณค่าประมาณการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ได้ด้วย

$$\delta I_j^i \approx \begin{cases} F(5 \times 10^{-9}) + AMP^i \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24}\right), & \text{if } |x| < 1.57 \\ F(5 \times 10^{-9}), & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2.58)$$

$$x = \frac{2\pi(t_{iono} - 50,400)}{PER^i} \quad (2.59)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

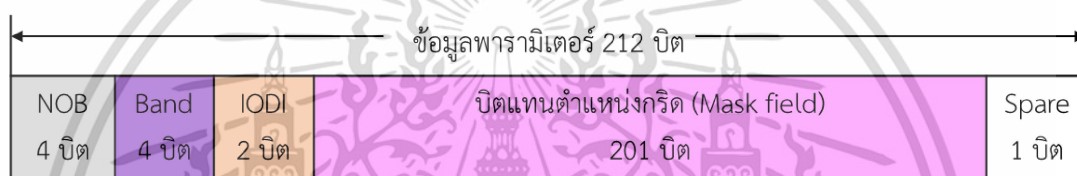
และ

$$F = 1 + 16 \left( 0.53 - \frac{E_j^i}{180} \right)^3 \quad (2.60)$$

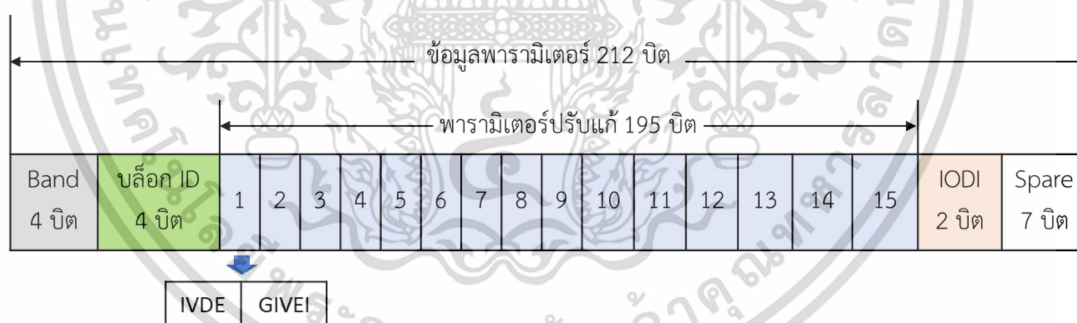
หมายเหตุ: ค่าประมาณการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่ได้เป็นค่าการหน่วงเวลาแนวเฉียง (Slant) สำหรับการปรับแก้ระยะทางเทียมของย่านความถี่ L1

## 2) กริดไอโอโนสเฟียร์

ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในรูปแบบกริด (IGP [4]) ระบบ L1 SBAS ส่งด้วยประเภทข้อความ MT18 สำหรับบ่งบอกตำแหน่งกริดที่ให้บริการดังรูปที่ 2.6 และ MT26 สำหรับค่าปรับแก้ของแต่ละกริดดังรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.6 โครงสร้างประเภทข้อความ MT18 [4]



รูปที่ 2.7 โครงสร้างประเภทข้อความ MT26 [4]

จากรูปที่ 2.6 แบนด์ (Band) และจำนวนของแบนด์ (Number of band: NOB) เป็นตัวบอกตำแหน่งกริดที่มีการให้บริการค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ตามรูปแบบการกำหนดกริดทั่วโลก ล่วงหน้าดังรูปที่ 2.8 อย่างไรก็ตาม MT26 มีข้อจำกัดส่งได้ครั้งละ 15 เฟรม (IVDE และ GIVEI) ต่อบล็อก โดย 1 เฟรมต่อกริด ลำดับเฟรมจึงเรียงตามลำดับของกริดตาม MT18 โดยตัวอย่างการจัดเรียงสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 2.9 และ GIVEI คือ ตัวเลขบ่งชี้ความผิดพลาดแนวตั้งของกริดไอโอโนสเฟียร์ (Grid Ionospheric Vertical Error Indicator: GIVEI)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



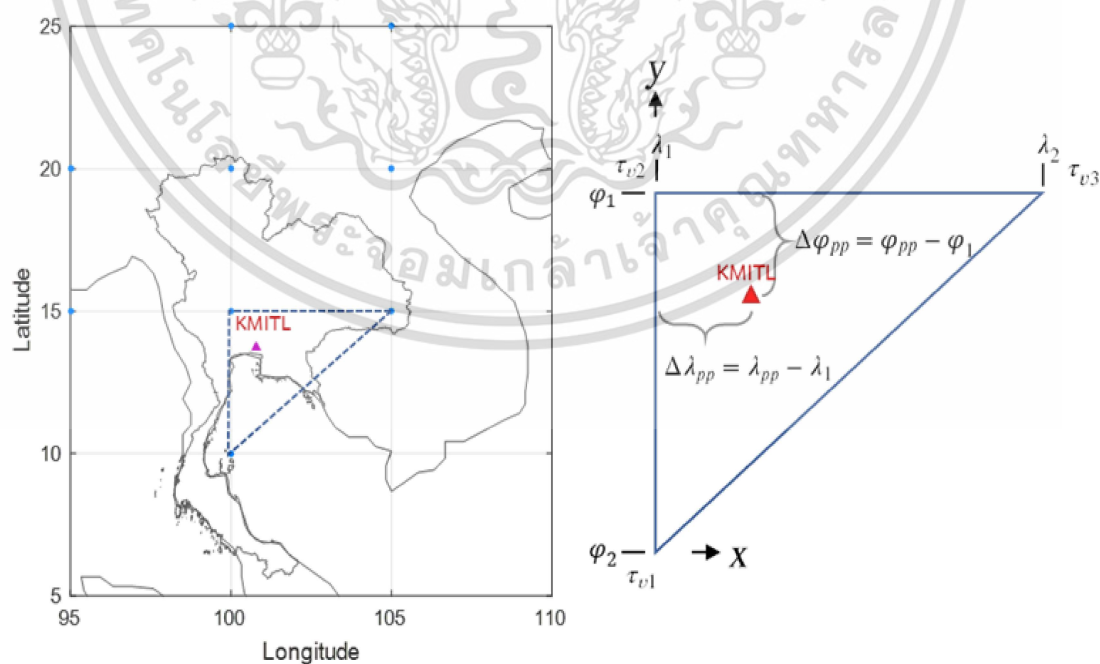
ยกตัวอย่างการคำนวณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง ( $\tau_v$ ) ที่ตำแหน่งจุด IPP ละติจูด ( $\varphi_{pp}$ ) และลองจิจูด ( $\lambda_{pp}$ ) จากระบบ GAGAN ณ สถานีที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang: KMITL) ด้วยการประมาณเชิงเส้นแบบ 3 กริด ( $n$ ) ดังรูปที่ 2.10 ซึ่งก็คือ

$$\delta I_v(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) = \sum_{n=1}^3 W_n(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) \cdot \tau_{v,n} \quad (2.61)$$

โดย  $W_1(\varphi_{pp}) = \frac{\Delta\varphi_{pp}}{\varphi_2 - \varphi_1}$ ;  $W_2(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) = 1 - \frac{\Delta\lambda_{pp}}{\lambda_2 - \lambda_1} - \frac{\Delta\varphi_{pp}}{\varphi_2 - \varphi_1}$ ;  $W_3(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) = \frac{\Delta\lambda_{pp}}{\lambda_2 - \lambda_1}$  และ  $\tau_v$  คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ ณ ตำแหน่งตรงกริด (IVDE) นอกจากนี้ยังสามารถประมาณค่าความแปรปรวนแนวตั้งเกี่ยวกับชั้นไอโอโนสเฟียร์ ณ ผู้ใช้งาน (User ionospheric vertical error variance:  $\sigma_{UIVE}^2$ ) ได้จาก

$$\sigma_{UIVE}^2(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) = \sum_{n=1}^3 W_n(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) \cdot \sigma_{GIVE,n}^2 \quad (2.62)$$

เมื่อ  $\sigma_{GIVE}^2$  คือ ค่าความแปรปรวนแนวตั้งของกริดไอโอโนสเฟียร์



รูปที่ 2.10 ตำแหน่งกริดสำหรับประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ ณ สถานี KMITL เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เนื่องจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งจำเป็นต้องแปลงเป็นแนวเฉียง เพื่อได้รับทิศทางที่ถูกต้องตามแนวสัญญาณทะลุผ่านชั้นบรรยากาศ (อาจไม่ได้ตั้งฉากเสมอไป) ฉะนั้น ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียงระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ร่วมกับมุม เียง  $EL_j^i$  สามารถประมาณได้จาก

$$\delta I_j^i(\varphi_{j,pp}, \lambda_{j,pp}, EL_j^i) \approx - \left( \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(EL_j^i)}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \right)^{-1} \cdot \delta I_v(\varphi_{j,pp}, \lambda_{j,pp}) \quad (2.63)$$

และค่าความแปรปรวนของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียงสำหรับดาวเทียมดวงที่  $i$  ( $\sigma_{I,UIRE}^2$ ) คือ

$$\sigma_{IURE}^2(\varphi_{j,pp}, \lambda_{j,pp}, EL_j^i) = \left( 1 - \left( \frac{R_E \cos(EL_j^i)}{R_E + h_{IPP}} \right)^2 \right)^{-1} \cdot \sigma_{UIVE}^2(\varphi_{j,pp}, \lambda_{j,pp}) \quad (2.64)$$

เมื่อ  $R_E$  คือ รัศมีโลก (เมตร)

$h_{IPP}$  คือ ระยะความสูงระหว่างชั้นไอโอโนสเฟียร์และพื้นผิวโลกตามแบบจำลองชั้น ท่อหุ้ม เดี่ยว (Single shield layer model) มีหน่วยเป็นเมตร

ตัวอย่างค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์จากกริดของระบบ GAGAN คำนวณด้วยสมการ ที่ (2.61) และ (2.63) โดยอาศัยข้อมูลตัวอย่าง ณ เวลา 08:06 น. ตามเวลาท้องถิ่นประเทศไทย วันที่ 05 เดือนกุมภาพันธ์ ค.ศ. 2022 ดังตารางที่ 2.9 ฉะนั้นค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์สำหรับ ดาวเทียม GPS (ดวงที่ 10) ซึ่งพิจารณากริดบริเวณตำแหน่งเครื่องรับ KMITL ได้ผลลัพธ์ประมาณ

$$\delta I_v(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) = \sum_{n=1}^3 W_n(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) \cdot \tau_{v,n} = 2.7784 \quad (2.65)$$

และ

$$\begin{aligned} \delta I^{10}(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}, EL^{10}) &\approx \left( \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(EL^{10})}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \right)^{-1} \cdot \delta I_v(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) \\ &\approx 2.8985 \end{aligned} \quad (2.66)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นอกจากนี้ จากสมการที่ (2.62) และ (2.64) ค่าความแปรปรวนของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียงสำหรับดาวเทียม GPS (ดวงที่ 10) จะได้ผลลัพธ์โดยประมาณ คือ

$$\sigma_{UIRE}^2(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}, El^{10}) \approx \left( \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(El^{10})}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \right)^{-1} \cdot \sigma_{UIVE}^2(\varphi_{pp}, \lambda_{pp}) \quad (2.67)$$

$$\approx 11.3917$$

ตารางที่ 2.9 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์สำหรับดาวเทียม GPS (ดวงที่ 10) แบบ 3 กริด บริเวณตำแหน่งเครื่องรับ KMITL

ตัวแปร	ค่าพารามิเตอร์	หน่วย
$\varphi_1, \varphi_2$	15 10	องศา
$\lambda_1, \lambda_2$	100 105	องศา
$\tau_{v,1}, \tau_{v,2}, \tau_{v,3}$	3.000 2.625 3.000	เมตร
$\sigma_{GIVE,1}^2, \sigma_{GIVE,2}^2, \sigma_{GIVE,3}^2$	20.787 3.326 20.787	เมตร <sup>2</sup>
$R_E$	6,378.136	กิโลเมตร
$h_{IPP}$	350	กิโลเมตร
$\varphi_{pp}$	13.727	องศา
$\lambda_{pp}$	100.772	องศา
$El^{10}$	72.510	องศา

### 2.6.3 การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง

เนื่องจากการส่งสัญญาณในย่านความถี่ L1 (1,575.42 เมกะเฮิร์ตซ์) ผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์และค่า TEC หนึ่งหน่วย (TEC unit หรือ TECU) เท่ากับ  $10^{16}$  อิเล็กตรอนต่อตารางเมตร สามารถส่งผลให้เกิดค่าการหน่วงเวลาประมาณ 0.16 เมตร ฉะนั้นค่าประมาณการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์สามารถแปลงเป็นค่าประมาณความหนาแน่นอิเล็กตรอนสุทธิแนวเฉียงของดาวเทียมดวงที่  $i$  ณ เครื่องรับที่  $j$  ( $sTEC_j^i$ ) ได้ด้วย

$$sTEC_j^i \approx \frac{\delta I_j^i}{0.16} \quad (2.68)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

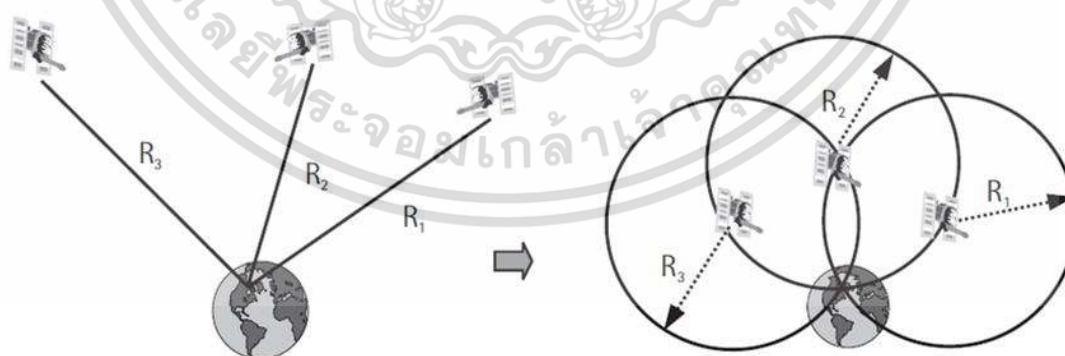
และจากสมการที่ (2.6) ถึง (2.8) ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงโดยประมาณ ( $\widehat{\delta\Delta}_{j,IF}^i$  [37]) สามารถคำนวณได้จาก

$$\widehat{\delta\Delta}_{j,IF}^i \approx \underbrace{\left( \frac{2.2566 \times 10^{12} (\|\mathbf{B}\| \cdot |\cos(\theta_B)| \cdot \overline{sTEC}_j^i)}{f_1 f_5 (f_1 + f_5)} \right)}_{2^{nd}} + \underbrace{\left( \frac{1602.749 (e_{max} \cdot \overline{sTEC}_j^i)}{f_1^2 f_5^2} \right)}_{3^{rd}} \quad (2.69)$$

หมายเหตุ: จากประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงในงานวิจัยของ A. Yehun และคณะ [11] พบว่ามีค่าหลงเหลืออยู่ประมาณ 5 ถึง 10 มิลลิเมตร

## 2.7 การประมาณค่าตำแหน่งผู้ใช้งานจุดเดียว

พื้นฐานการระบุตำแหน่งจุดเดียว (Single Point Positioning: SPP) ใช้วิธีคำนวณสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) หาพิกัดของเครื่องรับ ซึ่งเป็นจุดตัดของรูปทรงเรขาคณิตดังรูปที่ 2.11 ในการคำนวณตำแหน่งจำเป็นต้องทราบตำแหน่งดาวเทียม ระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ และค่าปรับแก้ความผิดพลาดในระยะทางเทียม สิ่งเหล่านี้จึงกลายเป็นพารามิเตอร์สำคัญต่อความแม่นยำของการระบุตำแหน่งดาวเทียม



รูปที่ 2.11 พื้นฐานการระบุตำแหน่งจุดเดียวของดาวเทียม GNSS [41]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การคำนวณหาพิกัดของเครื่องรับที่เหมาะสมที่สุดพิจารณาใช้วิธีการประมาณกำลังน้อยที่สุด (Least Square Estimation: LSE) ร่วมกับวิธีการวนซ้ำ เพื่อให้มั่นใจว่าผลลัพธ์ที่ได้มีค่าความผิดพลาดเข้าใกล้ค่า 0 มากที่สุด ฉะนั้นพิกัดของเครื่องรับโดยประมาณ ( $\hat{\mathbf{X}}$ ) สามารถคำนวณได้ด้วย

$$\hat{\mathbf{X}}_{n+1} = \begin{bmatrix} \mathbf{r}_j \\ \mathcal{L} \end{bmatrix}_n = \hat{\mathbf{X}}_n + (\mathbf{H}^T \mathbf{W} \mathbf{H})^{-1} \mathbf{H}^T \mathbf{W} (\mathbf{y} - h(\hat{\mathbf{X}}_n)) \quad (2.70)$$

โดย

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} -\frac{\hat{\mathbf{r}}_j^1 - \mathbf{r}_j}{\|\hat{\mathbf{r}}_j^1 - \mathbf{r}_j\|} & -\frac{\hat{\mathbf{r}}_j^2 - \mathbf{r}_j}{\|\hat{\mathbf{r}}_j^2 - \mathbf{r}_j\|} & \dots & -\frac{\hat{\mathbf{r}}_j^{N_s} - \mathbf{r}_j}{\|\hat{\mathbf{r}}_j^{N_s} - \mathbf{r}_j\|} \\ -1 & -1 & \dots & -1 \end{bmatrix}_{(4 \times N_s)} \quad (2.71)$$

และ

$$\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} R_j^1 + c\widehat{\Delta t}_j^1 - \widehat{\delta T}_j^1 - \widehat{\delta I}_j^1 \\ R_j^2 + c\widehat{\Delta t}_j^2 - \widehat{\delta T}_j^2 - \widehat{\delta I}_j^2 \\ \vdots \\ R_j^{N_s} + c\widehat{\Delta t}_j^{N_s} - \widehat{\delta T}_j^{N_s} - \widehat{\delta I}_j^{N_s} \end{bmatrix}_{(N_s \times 1)} \quad (2.72)$$

- เมื่อ  $\mathbf{r}_j$  คือ เวกเตอร์พิกัดเครื่องรับที่  $j$  ( $[X_j, Y_j, Z_j]^T$ ) มีหน่วยเป็นเมตร  
 $\hat{\mathbf{r}}_j^i$  คือ เวกเตอร์ตำแหน่งดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับที่  $j$  ( $[\hat{X}_j^i, \hat{Y}_j^i, \hat{Z}_j^i]^T$ ) มีหน่วยเป็นเมตร  
 $h(\cdot)$  คือ ฟังก์ชันเวกเตอร์การวัดของความผิดพลาด  
 $\mathbf{W}$  คือ เมทริกซ์น้ำหนักซึ่งเป็นเมทริกซ์ผกผัน (Inverse matrix) โดยแนวทแยงมุม (Diagonal) เท่ากับผลรวมความผิดพลาดจากดาวเทียมดวงที่  $i$  ดังสมการที่ (2.85)  
 $n$  คือ เลขบ่งชี้ลำดับ  
 $N_s$  คือ จำนวนดวงดาวเทียม  
 $\mathcal{L}$  คือ ค่าไบอัสหลงเหลือรวม (เมตร)  
 $\mathbf{T}$  คือ เมทริกซ์ทรานสโพส

นอกจากนี้ การประเมินความแม่นยำในแนวราบและแนวตั้งของการระบุตำแหน่งดาวเทียมแบบ SPP บนพื้นผิวโลกมักใช้วิธีการคำนวณหาความผิดพลาดระหว่างค่าประมาณ (Estimate) และค่าเป้าหมาย (Target) ค่าประมาณในที่นี้คือการระบุตำแหน่งดาวเทียมด้วยข้อมูลตามเวลาจริง และค่าเป้าหมายคือพิกัดที่แม่นยำของเครื่องรับซึ่งประมาณด้วยข้อมูลย้อนหลัง ฉะนั้นความผิดพลาดสามารถคำนวณได้ด้วยวิธีของ Haversine formula ซึ่งประกอบด้วยค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งแนวราบ (Horizontal Positioning Error: HPE เมตร) คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$HPE = \left| 2R_E \tan^{-1} \left( \sqrt{\frac{\alpha}{(1-\alpha)}} \right) \right| \times 10^3 \quad (2.73)$$

$$\alpha = \sin^2 \left( \frac{\hat{\phi} - \phi}{2} \right) + \cos(\hat{\phi}) \cos(\phi) \sin^2 \left( \frac{\hat{\lambda} - \lambda}{2} \right) \quad (2.74)$$

และค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งแนวตั้ง (Vertical Positioning Error: VPE เมตร) คือ

$$VPE = |\hat{h} - h| \quad (2.75)$$

เมื่อ  $R_E$  คือ รัศมีโลกเท่ากับ 6,371,230 เมตร

$\hat{\phi}, \phi$  คือ ค่าละติจูดของการประมาณและเป้าหมาย (องศา)

$\hat{\lambda}, \lambda$  คือ ค่าลองจิจูดของการประมาณและเป้าหมาย (องศา)

$\hat{h}, h$  คือ ค่าความสูงจากพื้นโลกของการประมาณและเป้าหมาย (เมตร)

หมายเหตุ: ค่าเริ่มต้นของการประมาณค่าเวกเตอร์  $\hat{\mathbf{X}}$  กำหนดให้เท่ากับ  $[0, 0, 0, 0]^T$  (เมตร)

## 2.8 การเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม (SBAS)

การประมาณค่าตำแหน่งผู้ใช้งานจุดเดียวด้วยระบบ SBAS มีการปรับแก้ 3 พารามิเตอร์ ได้แก่ 1) การวัดระยะทางเทียม 2) ตำแหน่งและนาฬิกาดาวเทียม 3) การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ โดยรายละเอียดดังกล่าวอธิบายดังต่อไปนี้

### 2.8.1 ระบบ L1 SBAS

เนื่องจากระบบ L1 SBAS ให้บริการเสริมความแม่นยำดาวเทียมด้วยย่านความถี่ L1 จึงต้องอาศัยการปรับแก้ทั้งหมด 3 พารามิเตอร์ จากสมการที่ (2.72) การปรับแก้ระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ( $R_{j,corr}^i$ ) ณ เวลาที่  $t$  สามารถคำนวณได้จาก

$$R_{j,corr}^i(t) = R_j^i(t) + PRC^i(t_{of}) + \frac{PRC^i(t_{of}) - PRC^i(t_{of,pre})}{t_{of} - t_{of,pre}} \times (t - t_{of}) \quad (2.76)$$

เมื่อ  $PRC^i$  คือ ค่าปรับแก้ระยะทางเทียม (fast or pseudorange correction:  $PRC$ ) ของดาวเทียมดวงที่  $i$  (เมตร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$t_{of}$  และ  $t_{of,pre}$  คือ ค่าเวลาของการใช้ค่าปรับแก้ระยะทางเทียมครั้งล่าสุดและก่อนหน้าตามลำดับ (วินาที)

ค่าปรับแก้ระยะทางเทียม  $PRC$  และค่าเวลาสามารถแปลงได้จากประเภทข้อความ MT1 MT2-4 และ MT 7 ซึ่งมีเลขรหัส IODP เป็นเงื่อนไขการใช้งานร่วมกันดังรูปที่ 2.5 ต่อมาจากสมการที่ (2.71) การปรับแก้ตำแหน่งดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับที่  $j$  ( $\hat{r}_{j,corr}^i$ ) ณ เวลาที่  $t$  คือ

$$\hat{r}_{j,corr}^i(t) = \hat{r}_j^i(t) + \begin{bmatrix} \delta X^i \\ \delta Y^i \\ \delta Z^i \end{bmatrix}_{(t)} + \begin{bmatrix} \delta \dot{X}^i \\ \delta \dot{Y}^i \\ \delta \dot{Z}^i \end{bmatrix}_{(t)} \times (t - t_o) \quad (2.77)$$

เมื่อ  $[\delta X^i, \delta Y^i, \delta Z^i]^T$  คือ ค่าปรับแก้ความผิดพลาดของการประมาณพิกัดดวงดาวเทียมที่  $i$  (เมตร)  
 $[\delta \dot{X}^i, \delta \dot{Y}^i, \delta \dot{Z}^i]^T$  คือ อัตราการเปลี่ยนแปลงของค่าปรับแก้ความผิดพลาดดาวเทียมดวงที่  $i$  (เมตรต่อวินาที)

$t_o$  คือ ค่าเวลาของวันใช้งาน (วินาที)

ค่าปรับแก้ความผิดพลาดของการประมาณพิกัดดาวเทียมสามารถแปลงได้จากประเภทข้อความ MT25 ซึ่งมีเลขรหัส IODP เป็นเงื่อนไขเช่นเดียวกับค่าปรับแก้ระยะทางเทียม  $PRC$  ยิ่งไปกว่านั้นค่าปรับแก้เวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียมก็ยังรวมอยู่ในประเภทข้อความ MT25 จากสมการที่ (2.22) การปรับแก้ค่าเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับที่  $j$  ( $\hat{\Delta t}_{j,corr}^i$ ) ณ เวลาที่  $t$  ก็คือ

$$\hat{\Delta t}_{j,corr}^i(t) = \hat{\Delta t}_j^i(t) + \delta \alpha_{f_0}(t) + \delta \alpha_{f_1} \times (t - t_o) \quad (2.78)$$

โดย  $\delta \alpha_{f_0}$  และ  $\delta \alpha_{f_1}$  คือ ค่าปรับแก้ความผิดพลาดของค่าเวลาชดเชย (วินาที) และอัตราค่าเวลาชดเชยนาฬิกาของดาวเทียมตามลำดับ และสุดท้ายการห้วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ ระบบ L1 SBAS ส่งค่าปรับแก้ด้วยกริดไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งอธิบายดังสมการที่ (2.63) ค่าปรับแก้ดังกล่าวถูกนำมาใช้แทนแบบจำลอง Klobuchar ดังสมการที่ (2.58) ข้อดีของกริดไอโอโนสเฟียร์ คือ ค่าการห้วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ประมาณจากข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียมของสถานีอ้างอิงท้องถิ่นตามเวลาจริง ฉะนั้นจึงสามารถปรับแก้การห้วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ได้เหนือกว่าแบบจำลอง Klobuchar โดยเฉพาะภายในเขตพื้นที่ให้บริการของระบบ SBAS

## 2.8.2 ระบบ DFMC SBAS

เนื่องจากระบบ DFMC SBAS ให้บริการเสริมความแม่นยำดาวเทียมด้วยสองย่านความถี่ (L1-L5) จึงสามารถละเว้น 2 พารามิเตอร์ได้ คือ การปรับแก้การห้วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ และการ

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปรับแก้การวัดระยะทางเทียม ฉะนั้นในระบบ DFMC SBAS จึงเหลือเฉพาะการปรับแก้ตำแหน่งและนาฬิกาดาวเทียม จากสมการที่ (2.71) การปรับแก้ตำแหน่งดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับที่  $j$  ( $\hat{r}_{j,corr}^i$ ) ณ เวลาที่  $t$  มีความเหมือนกับสมการที่ (2.77) และการปรับแก้ค่าเวลาชดเชยนาฬิกาดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับที่  $j$  ( $\Delta t_{j,corr}^i$ ) ณ เวลาที่  $t$  ก็เหมือนกับสมการที่ (2.78) อย่างไรก็ตามในระบบ DFMC SBAS จะส่งค่าปรับแก้ดังกล่าวด้วยประเภทข้อความ MT31-32 และ MT37 ข้อสังเกตถึงแม้ว่าการปรับแก้ตำแหน่งและนาฬิกาดาวเทียมจะเหมือนกับระบบ L1 SBAS แต่ค่าปรับแก้เหล่านี้ไม่สามารถใช้แทนกันได้ เนื่องจากค่าปรับแก้ DFMC SBAS คำนวณจากค่าความผิดพลาดหลงเหลือของวิธี IF (L1-L5)

## 2.9 การประเมินประสิทธิภาพระบบ SBAS

คำนิยามของความเชื่อมั่น (Integrity [3]) ในระบบ SBAS “Integrity หมายถึง ค่าความเชื่อมั่นที่สัญญาณของระบบหรืออุปกรณ์สามารถออกอากาศได้อย่างถูกต้อง ซึ่งหมายรวมถึงความสามารถของระบบหรืออุปกรณ์ในการแจ้งเตือนเมื่อสัญญาณที่ออกอากาศไม่ถูกต้อง” ในมาตรฐานของ ICAO SARPS [18] การทำงานทั่วไปในแต่ละระยะของการบิน (Phase-of-flight) ได้มีการกำหนดค่าความต้องการความเชื่อมั่นระดับสูงให้กับอากาศยาน ฐานข้อมูลทางอากาศ และการสนับสนุนสัญญาณในอวกาศ (Signal-In-Space: SIS) หากเราพิจารณาการใช้งานด้วยวิธีดำเนินการแบบแม่นยำ (Precise Approach: PA) ซึ่งประกอบด้วย 3 ระยะของการบิน ได้แก่ APV-I APV-II CAT-I ความต้องการความเชื่อมั่นระดับสูงสามารถสรุปได้ดังตารางที่ 2.10 ขีดการแจ้งเตือนแนวนอน (Horizontal Alert Limit: HAL เมตร) และขีดการแจ้งเตือนแนวตั้ง (Vertical Alert Limit: VAL เมตร) คือ ขีดสูงสุดของความผิดพลาดที่ยอมรับได้

ตารางที่ 2.10 ความต้องการความเชื่อมั่นระดับสูงบนการสนับสนุนสัญญาณในอวกาศ ICAO SARPS

ระยะของการบิน	เวลาต่อการแจ้งเตือน (วินาที)	ความเชื่อมั่น (ต่อการดำเนินการ)	HAL (เมตร)	VAL (เมตร)
APV-I	10	$1-2 \times 10^{-7}/app$	555.6	50
APV-II	6	$1-2 \times 10^{-7}/app$	40	20
CAT-I	6	$1-2 \times 10^{-7}/app$	40	35-10

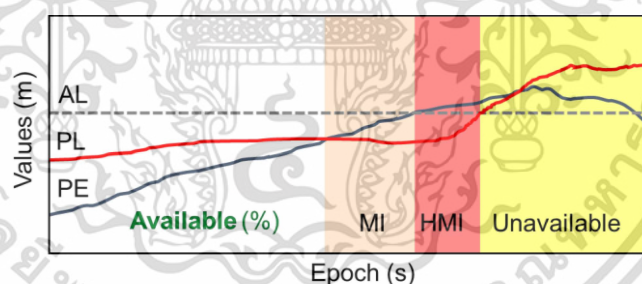
จากตารางที่ 2.10 ระยะของการบินตามมาตรฐานของ ICAO พิจารณาด้วยเวลาต่อการแจ้งเตือนแตกต่างกันตามความสำคัญขีดการแจ้งเตือน โดยระยะของการบิน APV-I มีเวลาต่อการแจ้งเตือน 10 วินาที ด้วยขีดสูงสุดของความผิดพลาดที่ยอมรับได้สำหรับ HAL และ VAL ต่ำกว่า 555.6 และ 50 เมตร ตามลำดับ ส่วนระยะของการบิน APV-II และ CAT-I มีเวลาต่อการแจ้งเตือนเท่ากับ 6 วินาที ซึ่งเป็นค่าเวลาน้อยที่สุดของความต้องการความเชื่อมั่นระดับสูง ในที่นี้ค่าขีดสูงสุดของความผิดพลาดที่ยอมรับได้สำหรับ HAL มีค่าต่ำกว่า 40 เมตร ขณะที่ VAL ของ APV-II คือต่ำกว่า 20 เมตร เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาด้านนี้ เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และของ CAT-I อยู่ในช่วงระยะทาง 10 ถึง 35 เมตร ข้อสังเกตระยะของการบิน CAT-I มีค่าขีดสูงสุดของความผิดพลาดที่ยอมรับได้มากกว่าหนึ่งค่า โดยที่ VAL ประมาณ 35 เมตร จะเทียบเท่ากับระยะของการบิน LPV-200 นอกจากนี้ค่าความเชื่อมั่นของทั้งสามประเภทมีค่าเท่ากัน ซึ่งบ่งบอกถึงความผิดพลาดที่สามารถยอมให้เกิดขึ้นได้ 2 ครั้ง จากการทดลอง 10 ล้านครั้งต่อการดำเนินการ (approach: app) หรือลดระดับความสูงของอากาศยานสำหรับการลงจอด

การประเมินความพร้อมของการทำงานของระบบ SBAS โดยทั่วไปพิจารณาจากค่าเชิงสถิติของ 4 เหตุการณ์ ได้แก่

- 1) ระบบพร้อมใช้งาน (Available) มีเงื่อนไข  $PE < PL < AL$
- 2) ข้อมูลทำให้เข้าใจผิด (Misleading Information: MI) มีเงื่อนไข  $PL < PE < AL$
- 3) ข้อมูลทำให้เข้าใจผิดเสี่ยงอันตราย (Hazard Misleading Information: HMI) มีเงื่อนไข  $PL < AL < PE$
- 4) ระบบไม่พร้อมใช้งาน (Unavailable) มีเงื่อนไข  $AL < PL < PE$

เหตุการณ์เหล่านี้สามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 2.12 และแสดงผลลัพธ์ในรูปแบบแผนภาพ Stanford diagram [45] ดังรูปที่ 2.13 โดยรูปสามเหลี่ยมพื้นหลังสีขาวเป็นขอบเขตระบบพร้อมใช้งาน และรูปสามเหลี่ยมพื้นหลังสีแดงอ่อนคือขอบเขตข้อมูลทำให้เข้าใจผิด (MI) ขณะที่พื้นหลังสีแดงเข้มคือขอบเขตข้อมูลทำให้เข้าใจผิดเสี่ยงอันตราย (HMI) ส่วนที่เหลือ พื้นหลังสีเหลืองและพื้นหลังสีส้มคือขอบเขตระบบไม่พร้อมใช้งาน



รูปที่ 2.12 การจำแนกเหตุการณ์ด้วยค่า AL PL และ PE

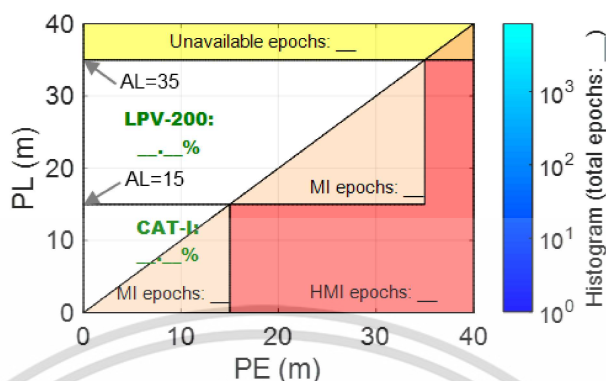
เมื่อ  $AL$  คือ ขีดการแจ้งเตือน (Alert Limit: AL เมตร)

$PL$  คือ ระดับปกป้อง (Protection Level: PL เมตร)

$PE$  คือ ความผิดพลาดการระบุตำแหน่ง (Positioning Error: PE เมตร)

ในรูปที่ 2.13 แกน Y คือ ค่า PL โดยค่า AL เป็นขีดสูงสุดของความผิดพลาดที่ยอมรับได้สำหรับแต่ละระยะของการบิน ยกตัวอย่าง LPV-200 คือ  $AL=35$  เมตร และ  $CAT-I=15$  เมตร ส่วนแกน X คือ ค่า PE โดยขีดสูงสุดของข้อมูลทำให้เข้าใจผิด (MI) จะเท่ากับขีดสูงสุดของความผิดพลาดที่ยอมรับได้ นอกจากนี้ค่าเหตุการณ์เชิงสถิติของระบบพร้อมใช้งานจะบอกเป็นค่าเปอร์เซ็นต์ ในขณะที่ค่าอื่น ๆ ที่เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยามให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เหลือจะนับเป็นจำนวนเหตุการณ์ (Epoch) และแถบสีเริ่มจากน้ำเงินเข้มถึงฟ้าเขียวใช้บ่งชี้ลำดับ Epoch ของค่า PL ร่วมกับ PE



รูปที่ 2.13 ตัวอย่างแผนภาพ Stanford diagram

จากรูปที่ 2.12 ค่าความผิดพลาด PE สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (2.73) และ (2.75) โดยต้องทราบค่าเป้าหมาย (พิกัดอ้างอิงที่แม่นยำสูง) การประเมินประสิทธิภาพของการใช้งานระบบ SBAS เบื้องต้นจึงต้องการสถานีอ้างอิงสำหรับการจำลองผู้ใช้งานจริง ในส่วนค่าระดับปกป้องแนวราบ (Horizontal Protection Level: HPL เมตร) คำนวณจาก

$$HPL = K_H \times \sqrt{\frac{d_E^2 + d_N^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_E^2 - d_N^2}{2}\right)^2 + d_{EN}^2}} \tag{2.79}$$

และค่าระดับปกป้องแนวตั้ง (Vertical Protection Level: VPL เมตร) คือ

$$VPL = K_V \times d_U \tag{2.80}$$

เมื่อ  $K_H$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์คงที่ของแนวราบ ซึ่งกำหนดจากการแจกแจงแบบปรกติ (Normal distribution) และสามารถคำนวณได้โดยตรงจากฟังก์ชันแจกแจงสะสม (Cumulative Distribution Function: CDF [18]) จะได้ว่า

$$K_H = Q(1 - 10^{-7}/2) = 5.33 \tag{2.81}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$K_V$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์คงที่ของแนวตั้ง ซึ่งกำหนดทำนองเดียวกันกับ  $K_H$  คือ

$$K_V = Q(1 - 10^{-9}/2) = 6.0 \quad (2.82)$$

$Q(\cdot)$  คือ ฟังก์ชันแจกแจงสะสมแบบปรกติผกผัน

$d_E^2$  และ  $d_N^2$  คือ ความแปรปรวน (Variance) ของการแจกแจงความผิดพลาดแท้จริงในทิศทางตะวันออก (East) และทิศทางเหนือ (North) ตามลำดับ

$d_{EN}^2$  คือ ความแปรปรวนร่วม (Covariance) ของการแจกแจงความผิดพลาดแท้จริงในทิศทางตะวันออก-เหนือ

$d_U$  คือ ค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของการแจกแจงความผิดพลาดแท้จริงในทิศเหนือพื้นผิวโลก (Up)

และการแจกแจงความผิดพลาดแท้จริง ( $\mathbf{D}$ ) สามารถคำนวณได้จากเมทริกซ์เรขาคณิต ( $\mathbf{G}$ ) และเมทริกซ์น้ำหนัก ( $\mathbf{W}$ ) นั่นคือ

$$\mathbf{D} \equiv \begin{bmatrix} d_E^2 & d_{EN} & d_{EU} & d_{Et} \\ d_{EN} & d_N^2 & d_{NU} & d_{Nt} \\ d_{EU} & d_{NU} & d_U^2 & d_{Ut} \\ d_{Et} & d_{Nt} & d_{Ut} & d_t^2 \end{bmatrix} = (\mathbf{G}^T \mathbf{W} \mathbf{G})^{-1} \quad (2.83)$$

โดยเวกเตอร์แถวที่  $i$  ของเมทริกซ์  $\mathbf{G}$  ในแต่ละเวลา คือ

$$\mathbf{g}_i = \begin{bmatrix} -\cos(EI_u^i) \sin(Az_u^i) \\ -\cos(EI_u^i) \cos(Az_u^i) \\ -\sin(EI_u^i) \\ 1 \end{bmatrix}^T \quad (2.84)$$

เมื่อ  $EI_u^i$  คือ ค่ามุมเงยระดับสายตาระหว่างเครื่องรับผู้ใช้งาน  $u$  และดาวเทียมดวงที่  $i$  (องศา)

$Az_u^i$  คือ ค่ามุมราบระหว่างเครื่องรับผู้ใช้งาน  $u$  และดาวเทียมดวงที่  $i$  (องศา)

นอกจากนี้เมทริกซ์น้ำหนัก  $\mathbf{W}$  คือ เมทริกซ์ผกผัน (Inverse matrix) โดยแนวทแยงมุม (Diagonal) เท่ากับผลรวมความผิดพลาดจากดาวเทียมดวงที่  $i \in \{1, 2, \dots, N_s\}$  ซึ่งก็คือ

$$\mathbf{W} = \text{diag}(\sigma_1^{-2}, \sigma_2^{-2}, \dots, \sigma_{N_s}^{-2}) \quad (2.85)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และค่าความแปรปรวน ( $\sigma_i^2$ ) ของดาวเทียมดวงที่  $i$  ณ แต่ละเวลา คือ

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i,UDRE}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,tro}^2 + \sigma_{i,air}^2 \quad (2.86)$$

เมื่อ  $\sigma_{i,UDRE}^2$  คือ ความแปรปรวนของความผิดพลาดระยะทางแตกต่างกัน ณ ผู้ใช้งาน (User Differential Range Error: UDRE)

$\sigma_{i,UIRE}^2$  คือ ความแปรปรวนของความผิดพลาดระยะทางที่เกี่ยวข้องกับชั้นไอโอโนสเฟียร์ ณ ผู้ใช้งาน (User Ionospheric Range Error: UIRE)

$\sigma_{i,tro}^2$  คือ ความแปรปรวนของความผิดพลาดระยะทางที่เกี่ยวข้องกับชั้นโทรโพสเฟียร์ ณ ผู้ใช้งาน

$\sigma_{i,air}^2$  คือ ความแปรปรวนของความผิดพลาดระยะทางที่เกี่ยวข้องกับเครื่องรับในอากาศ (Airborne receiver)

จากสมการที่ (2.86) ระบบ L1 SBAS ให้บริการเฉพาะพจน์  $\sigma_{i,UDRE}^2$  และ  $\sigma_{i,UIRE}^2$  ส่วนระบบ DFMC SBAS มีเพียง  $\sigma_{i,UDRE}^2$  เท่านั้น อย่างไรก็ตามการวิเคราะห์ในเบื้องต้นพจน์  $\sigma_{i,UDRE}^2$  สำหรับระบบ L1 SBAS จึงพิจารณาตามมาตรฐาน คือ

$$\sigma_{i,UDRE}^2 = (\sigma_{i,flt} \times \delta_{flt} + 8)^2 \quad (2.87)$$

โดยพจน์  $\sigma_{i,flt}$  และ  $\delta_{flt}$  ได้รับจากประเภทข้อความ 2-4 และ 7 ตามลำดับ และสำหรับระบบ DFMC SBAS จะเรียกว่า ความแปรปรวนของความผิดพลาดระยะทางในย่านความถี่คู่ (Dual Frequency Range Error: DFRE,  $\sigma_{i,DFRE}^2$ ) สามารถคำนวณได้ตั้งสมการที่ (3.18) ซึ่งนำเสนอโดยคุณ Shao และคณะ [44] ถัดมาในพจน์  $\sigma_{i,tro}^2$  ทั้งระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS คำนวณจากสมการเดียวกัน คือ

$$\sigma_{i,tro}^2 = \sqrt{0.12 \times \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin^2(El_u^i)}}} \quad (2.88)$$

ในส่วนพจน์  $\sigma_{i,UIRE}^2$  ระบบ L1 SBAS (GAGAN) สามารถคำนวณได้ตั้งสมการที่ (2.64) ซึ่งเป็นวิธีการตามมาตรฐาน และตั้งสมการที่ (3.9) นั้นเป็นวิธีนำเสนอ ในขณะที่ระบบ DFMC SBAS ใช้การคำนวณพื้นฐานของมาตรฐาน [5] คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\sigma_{i,UIRE}^2 = \sqrt{\frac{40.0}{261.0 + (Ele_u^i)^2} + 0.018} \quad (2.89)$$

นอกจากนี้พจน์  $\sigma_{i,air}^2$  ของทั้งสองระบบยังมีความแตกต่างกัน ซึ่งขึ้นอยู่กับย่านความถี่ใช้งาน สำหรับระบบ L1 SBAS ย่านความถี่เดียว ( $\sigma_{i,air\_SF}^2$ ) พิจารณาใช้สมการตามมาตรฐาน [4] คือ

$$\sigma_{i,air\_SF}^2 = \left(0.13 + 0.53e^{(-Ele_u^i/10^\circ)}\right)^2 + 0.36 \quad (2.90)$$

และสำหรับระบบ DFMC SBAS ย่านความถี่คู่ ( $\sigma_{i,air\_DF}^2$ ) สามารถประยุกต์ใช้พจน์  $\sigma_{i,air\_SF}^2$  ร่วมกับวิธีการถ่วงน้ำหนักด้วยย่านความถี่คู่ [42] นั่นคือ

$$\sigma_{i,air\_DF}^2 = \sqrt{\left(\left(\frac{f_1^2}{f_1^2 - f_5^2}\right)^2 + \left(\frac{f_5^2}{f_1^2 - f_5^2}\right)^2\right) \sigma_{i,air\_SF}^2} \quad (2.91)$$

โดย  $f_1$  และ  $f_5$  คือ ค่าความถี่คลื่นพาหะในย่าน L1 และ L5 ตามลำดับ

หมายเหตุ: การคำนวณความแปรปรวนทั้งหมดสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ใน [4]

## 2.10 การวัดความแปรปรวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์

ในระบบ SBAS ค่าความแปรปรวนที่สำคัญต่อการประเมินประสิทธิภาพการใช้งานระบบ ประกอบด้วย 4 พารามิเตอร์ ได้แก่ 1) ระยะทางเทียม ( $\sigma_{UDRE}^2$ ) 2) การหน่วงเวลาของชั้นไอโอโนสเฟียร์ ( $\sigma_{UIRE}^2$ ) 3) การหน่วงเวลาของชั้นโทรโพสเฟียร์ ( $\sigma_{tro}^2$ ) และ 4) สัญญาณรบกวนของเครื่องรับในอากาศ ( $\sigma_{i,air}^2$ ) แต่ในหัวข้อนี้จะกล่าวเฉพาะการหน่วงเวลาของชั้นไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

### 2.10.1 ระบบ L1 SBAS

โดยทั่วไป ค่าความแปรปรวนที่เกี่ยวกับชั้นไอโอโนสเฟียร์จะให้บริการในแต่ละกริดไอโอโนสเฟียร์ดังรูปที่ 2.8 จากสมการที่ (2.62) ค่า  $\sigma_{GIVE}^2$  คำนวณจากเทคนิคความเหมาะสมเชิงระนาบ (Planar fit [43]) ร่วมกับฟังก์ชันไม่มีสหสัมพันธ์ (Decorrelation function) และปัจจัยการขยายตัว (Inflation factor) ซึ่งจะได้ว่า

$$\sigma_{GIVE}^2 = (\sigma_{VIC}^2 + \sigma_{decorr}^2) \cdot R_{irreg}^2 \quad (2.92)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดย

$$\sigma_{VIC}^2 = \left( \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T \cdot (\mathbf{D}^T \mathbf{W} \mathbf{D})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right) \quad (2.93)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 1 & d_{IPP_1,Ref} \cdot \hat{E} & d_{IPP_1,Ref} \cdot \hat{N} \\ 1 & d_{IPP_2,Ref} \cdot \hat{E} & d_{IPP_2,Ref} \cdot \hat{N} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 1 & d_{IPP_{N_s},Ref} \cdot \hat{E} & d_{IPP_{N_s},Ref} \cdot \hat{N} \end{bmatrix}_{N_s \times 3} \quad (2.94)$$

$$\mathbf{W}^{-1} = \begin{bmatrix} \sigma_{VIC,IPP_1}^2 + \sigma_{decorr}^2 & \sigma_{bias,1,2} & \dots & \sigma_{bias,1,N_s} \\ \sigma_{bias,1,2} & \sigma_{VIC,IPP_2}^2 + \sigma_{decorr}^2 & \dots & \sigma_{bias,2,N_s} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \sigma_{bias,1,N_s} & \sigma_{bias,2,N_s} & \dots & \sigma_{VIC,IPP_{N_s}}^2 + \sigma_{decorr}^2 \end{bmatrix} \quad (2.95)$$

$$\sigma_{bias,k,l} = \begin{cases} 0 & k \text{ and } l \text{ share no common satellite or receiver} \\ \frac{\sigma_{bias,sat}^2}{F(EL_k)F(EL_l)} & k \text{ and } l \text{ share a common satellite} \\ \frac{\sigma_{bias,rec}^2}{F(EL_k)F(EL_l)} & k \text{ and } l \text{ share a common receiver} \end{cases} \quad (2.96)$$

และ

$$F(EL) = \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(EL)}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \quad (2.97)$$

- เมื่อ  $\sigma_{VIC}^2$  คือ ค่าความแปรปรวนเกี่ยวกับเวลาห้วงชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง
- $\sigma_{decorr}^2$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์คิงที่เกี่ยวกับการวัดเวลาห้วงชั้นไอโอโนสเฟียร์ [43]
- $R_{irreg}^2$  คือ ค่าปัจจัยความผิดปกติ (Irregularity) หรือปัจจัยการขยายตัว
- $d_{IPP,Ref}$  คือ ระยะทางระหว่างจุด IPP และจุดกริดอ้างอิง (Reference)
- $\hat{E}$  และ  $\hat{N}$  คือ เวกเตอร์หนึ่งหน่วยบนระนาบพิทาทองถิ่นทิศตะวันออกและทิศเหนือตามลำดับ
- $\sigma_{bias}$  คือ ค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของไบอัส ซึ่งพิจารณาตามเงื่อนไขจุดร่วมดวงดาวเทียมหรือเครื่องรับ
- $\sigma_{bias,sat}^2$  คือ ค่าความแปรปรวนเกี่ยวกับไบอัสดาวเทียม
- $\sigma_{bias,rec}^2$  คือ ค่าความแปรปรวนเกี่ยวกับไบอัสเครื่องรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการที่ (2.92) ค่าปัจจัยความผิดพลาด  $R_{irreg}^2$  คำนวณจากฟังก์ชันการแจกแจงแบบสะสม CDF โดยพิจารณาความน่าจะเป็นของการพลาดตรวจวัด (Missed detection probability:  $P_{md}$ ) และความน่าจะเป็นของอัตราการแจ้งเตือนความล้มเหลว (False alarm rate probability:  $P_{fa}$ ) ซึ่งก็คือ

$$R_{irreg}^2(P_{fa}, P_{md}) = \frac{\chi_{(1-P_{fa})}^2}{\chi_{(1-P_{md})}^2} \quad (2.98)$$

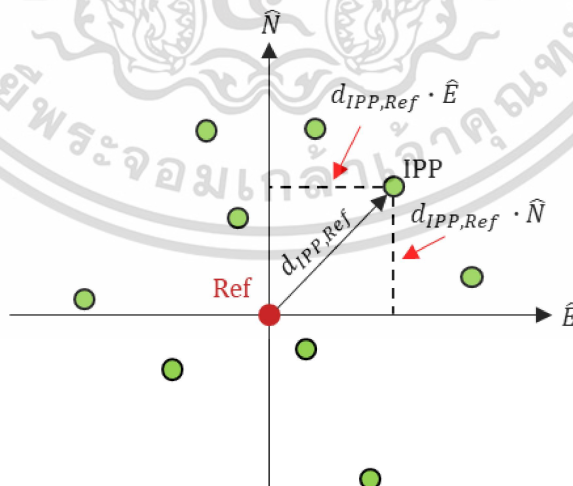
โดย  $\chi_{(p)}^2$  คือ ค่าไคสแควร์ของค่า  $p$  และจากสมการที่ (2.94) ระยะทาง  $d_{IPP,Ref}$  และเวกเตอร์พิกัดท้องถิ่นหนึ่งหน่วย  $\hat{E}$  และ  $\hat{N}$  สามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 2.14 โดยจุด Ref คือจุดกริดสำหรับรวมทุกจุด IPP และเวกเตอร์หนึ่งหน่วย  $\hat{E}$  และ  $\hat{N}$  สามารถคำนวณได้จาก

$$\begin{bmatrix} \hat{E} \\ \hat{N} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda_{Ref}) & -\sin(\varphi_{Ref}) \cos(\lambda_{Ref}) \\ \cos(\lambda_{Ref}) & -\sin(\varphi_{Ref}) \sin(\lambda_{Ref}) \\ 0 & \cos(\varphi_{Ref}) \end{bmatrix}^T \cdot \left( \frac{\mathbf{r}_{j,corr}^i - \mathbf{r}_{Ref}}{\|\mathbf{r}_{j,corr}^i - \mathbf{r}_{Ref}\|} \right) \quad (2.99)$$

เมื่อ  $\varphi_{Ref}$  และ  $\lambda_{Ref}$  คือ ตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดของจุดอ้างอิงตามลำดับ

$\mathbf{r}_{Ref}$  คือ เวกเตอร์พิกัดคาร์ทีเซียน 3 มิติของจุดอ้างอิง

หมายเหตุ: ค่าความแปรปรวน  $\sigma_{VIC}^2$  สามารถคำนวณได้นั้นต้องทราบจำนวนจุด IPP อย่างน้อย 3 จุด



รูปที่ 2.14 การคำนวณระยะทาง  $d_{IPP,Ref}$  บนระบบ  $\hat{E}$  และ  $\hat{N}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.10.2 ระบบ DFMC SBAS

เนื่องจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงยังหลงเหลือหลังจากใช้วิธี IF ระบบ DFMC SBAS จึงต้องเพิ่มพารามิเตอร์ความไม่แน่นอนเกี่ยวกับการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ จากสมการที่ (2.86) ค่าความแปรปรวน  $\sigma_{i,UIRE}^2$  [5] ของดาวเทียมดวงที่  $i$  ของแต่ละเวลาคือ

$$\sigma_{i,UIRE}^2 = \left( \frac{40.0}{261.0 + (EI_u^i)^2} + 0.018 \right)^2 \quad (2.100)$$

โดย  $EI_u^i$  คือ มุมเงยของดาวเทียมดวงที่  $i$  ณ ตำแหน่งผู้ใช้งาน (User,  $u$ )

หมายเหตุ: ค่าสัมประสิทธิ์คั้งที่ในสมการที่ (2.100) เป็นค่าประมาณเชิงสถิติจากข้อมูลสังเกตการณ์ทั่วโลก ซึ่งอาจมีความคลื่อนจากข้อมูลสังเกตการณ์ท้องถิ่นได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### บทที่ 3

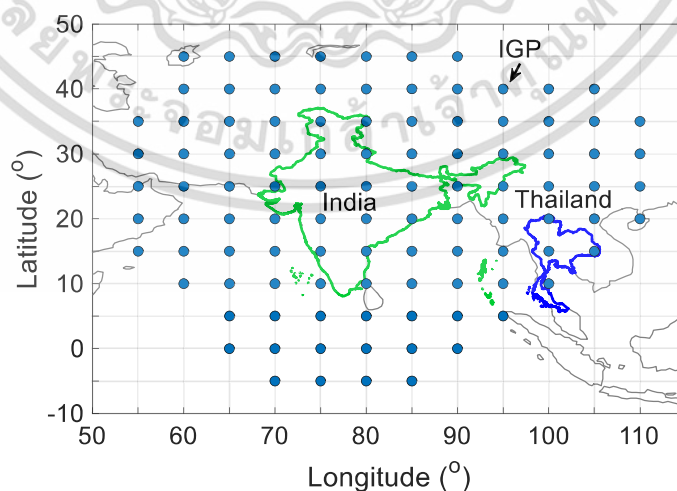
## วิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ SBAS

ในบทนี้ผู้วิจัยนำเสนอวิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ SBAS และอธิบายวิธีการประเมินประสิทธิภาพของระบบ โดยพิจารณาเฉพาะเหตุการณ์ท้องถิ่นที่ไม่มีและมีความผิดปกติรุนแรงในชั้นไอโอโนสเฟียร์ รายละเอียดของวิธีการและขั้นตอนมีดังนี้

### 3.1 วิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ L1 SBAS ที่นำเสนอ

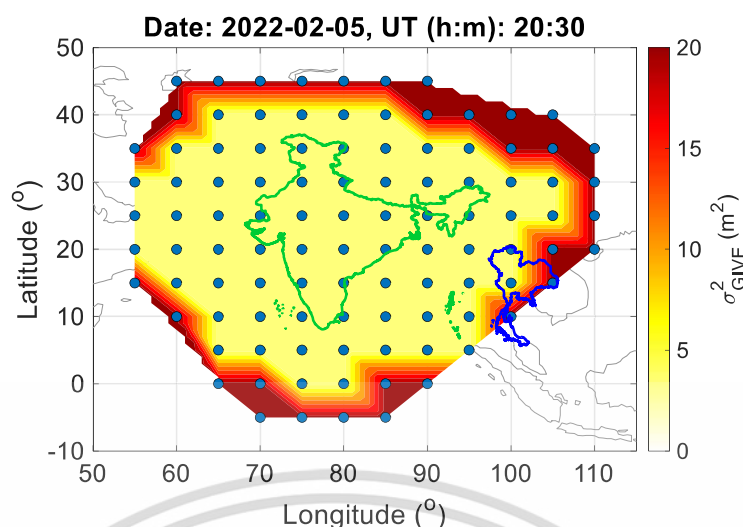
เนื่องจากการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ด้วยข้อมูลสังเกตการณ์ท้องถิ่น และการประเมินความพร้อมของการทำงานของระบบ GAGAN สำหรับพื้นที่ประเทศไทย ยังไม่ได้รับวิเคราะห์ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงนำเสนอวิธีการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมในประเทศไทย โดยใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN จากสถานีอ้างอิงท้องถิ่น

รูปที่ 3.1 แสดงตำแหน่งกริด IGS ของระบบ GAGAN ไม่ครอบคลุมพื้นที่ประเทศไทย อีกทั้งกริดพิกัดละติจูด/ลองจิจูด 10/100 15/100 20/100 และ 15/105 องศา ก็ยังมีบางช่วงเวลาที่ไม่สามารถให้ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แท้จริงได้ ยกตัวอย่างค่าความแปรปรวน  $\sigma_{GIVE}^2$  ของวันที่ 5 เดือนกุมภาพันธ์ ค.ศ. 2022 เวลา 20:30 น. ตามเวลาสากล (Universal time: UT) ดังรูปที่ 3.2 สังเกตได้ว่ากริดบริเวณประเทศไทยมีค่าความแปรปรวน  $\sigma_{GIVE}^2$  มากถึง 20 ตารางเมตร ( $m^2$ ) ซึ่งบ่งบอกว่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์มีความคลาดเคลื่อนจากค่าที่แท้จริง



รูปที่ 3.1 กริด IGS ของระบบ GAGAN บนแผนที่โลก [50]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.2 ความแปรปรวน  $\sigma_{GIVE}^2$  จากกริด IGP ของระบบ GAGAN บนแผนที่โลก

ในวิธีที่นำเสนอ ผู้วิจัยใช้วิธีการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ปราศจากระยะทางจริง โดยอาศัยระยะทางเทียมหนึ่งย่านความถี่ (L1) ของสถานีอ้างอิงเดียว จุดเด่นของวิธีการหนึ่งย่านความถี่คือไม่มีพารามิเตอร์ไบอัสช่องสัญญาณแตกต่างกัน (DCB) และหลีกเลี่ยงความผิดพลาดที่อยู่ในย่านความถี่ต่ำ (ซินทิลเลชัน (Scintillations) ในย่านความถี่ L5) และที่อยู่ในวิธีการหลายย่านความถี่ (ยกตัวอย่าง L1-L2 หรือ L1-L5) รายละเอียดของวิธีที่นำเสนออธิบายดังต่อไปนี้

### 3.1.1 ขั้นตอนการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอ

การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมที่นำเสนอมีการประยุกต์ใช้วิธีการสังเกตการณ์แบบสองการอ้างอิง (ระหว่างดวงดาวเทียม และระหว่างกาลเวลา) ร่วมกับเทคนิคการรวมปราศจากระยะทางจริง (Geometry-free) และผลรวมค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานน้อยที่สุด (Minimum sum-standard deviation technique) โดยลำดับการคำนวณมี 5 ขั้นตอน ดังนี้

**ขั้นตอนที่ 1** คำนวณค่าความผิดพลาดหลงเหลือ ซึ่งประกอบด้วยค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นแนวเฉียง และความผิดพลาดหลงเหลือจากค่าพารามิเตอร์ปรับแก้โดยประมาณ จะได้ว่าค่าความผิดพลาดหลงเหลือของระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว ( $\Delta R_{ref}^i$ ) ในแต่ละเวลาคือ

$$\begin{aligned}\Delta R_{ref}^i &= R_{ref,corr}^i - \|\hat{\mathbf{r}}_{ref,corr}^i - \mathbf{r}_{ref}\| + c\hat{\Delta t}_{ref,corr}^i - \delta T_{ref}^i \\ &= \delta I_{ref}^i + c\Delta t_{ref} + \mathcal{M}_{ref}^i + \varepsilon_{ref}^i\end{aligned}\quad (3.1)$$

เมื่อ  $R_{ref,corr}^i$  คือ ระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว หลังจากปรับแก้ด้วยระบบ GAGAN ดังสมการที่ (2.76)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$\hat{\mathbf{r}}_{ref,corr}^i$	คือ ตำแหน่งดาวเทียมดวงที่ $i$ ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว และได้รับการปรับแก้ด้วยระบบ GAGAN ดังสมการที่ (2.77)
$\mathbf{r}_{ref}$	คือ ตำแหน่งเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว
$\widehat{\Delta t}_{ref,corr}^i$	คือ ค่าเวลาชดเชยนาฬิกาดาวเทียมดวงที่ $i$ ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว และได้รับการปรับแก้ด้วยระบบ GAGAN ดังสมการที่ (2.78)
$\widehat{\Delta T}_{ref}^i$	คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์ของดาวเทียมดวงที่ $i$ และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว ซึ่งคำนวณได้จากสมการที่ (2.45)
$\Delta t_{ref}^i$	คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ของระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่ $i$ และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว
$\Delta t_{ref}$	คือ ค่าชดเชยนาฬิกาของเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว
$\mathcal{M}_{ref}^i$	คือ ค่าสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทางของระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่ $i$ และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว
$\varepsilon_{ref}^i$	คือ ค่าความผิดพลาดของการวัดระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่ $i$ และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว

หมายเหตุ: พจน์  $\|\hat{\mathbf{r}}_{ref,corr}^i - \mathbf{r}_{ref}\|$  มีค่าเทียบเท่ากับระยะทางแท้จริงระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว

**ขั้นตอนที่ 2** ปรับองค์ประกอบค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นแนวเฉียงให้เป็นแนวตั้งโดยใช้แบบจำลองชั้นไอโอโนสเฟียร์ห่อหุ้มเดียว (Single-layer ionosphere model [38]) จะได้ฟังก์ชันความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียมดวงที่  $i$  ( $\Delta \mathcal{R}^i$ ) คือ

$$\Delta \mathcal{R}^i(t, k) = \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(EL_{ref}^i(t))}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \times (\Delta R_{ref}^i(t) - k) \quad (3.2)$$

เมื่อ $t$	คือ เลขบ่งชี้ลำดับตามเวลา
$k$	คือ ตัวแปรค่าสุ่มเลือก
$EL_{ref}^i$	คือ ค่ามุมเงยระหว่างดาวเทียมดวงที่ $i$ และเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว
$R_E$	คือ รัศมีโลกประมาณ 6,371,230 เมตร
$h_{IPP}$	คือ ระยะความสูงระหว่างชั้นไอโอโนสเฟียร์และพื้นผิวโลกตามแบบจำลองชั้นไอโอโนสเฟียร์ห่อหุ้มเดียว ซึ่งมีค่าเท่ากับ 350 กิโลเมตร

**ขั้นตอนที่ 3** ประมาณค่าชดเชยนาฬิกาของเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว ซึ่งรวมค่า

สัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทาง และค่าความผิดพลาดของการวัด ในการประมาณค่าประยุกต์ใช้เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วิธีการสังเกตการณ์แบบสองการอ้างอิง (ระหว่างดวงดาวเทียม และระหว่างกาลเวลา) ร่วมกับเทคนิคผลรวมค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานน้อยที่สุด ฉะนั้นค่าไบอัสเครื่องรับ ( $B$ ) สามารถประมาณได้จาก

$$B \approx \min_{-10 \leq k \leq 10} \left( \sum_{i=1}^{N_s} \sqrt{\sum_{t=0}^{N_{\tau,ref}} \frac{(\Delta \mathcal{R}^i(t, k) - \overline{\Delta \mathcal{R}^i(k)})^2}{N_{\tau,ref}}} \right) \quad (3.3)$$

โดย

$$\overline{\Delta \mathcal{R}^i(k)} = \text{mean}([\Delta \mathcal{R}^i(0, k), \Delta \mathcal{R}^i(1, k), \Delta \mathcal{R}^i(2, k), \dots, \Delta \mathcal{R}^i(N_s, k)]) \quad (3.4)$$

เมื่อ  $N_{\tau,ref}$  คือ จำนวนคาบเวลาสำหรับการประมาณค่าไบอัสเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว  
 $k$  คือ ตัวแปรสุ่มค่าไบอัสเครื่องรับในช่วง  $\pm 10$  เมตร ซึ่งเป็นค่ากำหนดเชิงประจักษ์  
นอกจากนี้ เทคนิคผลรวมค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานน้อยที่สุดเป็นการสุ่มค่าคงที่  $k$  อยู่ในช่วงค่ากำหนดเชิงประจักษ์ร่วมกับชุดข้อมูลตัวอย่างย่านความถี่เดียวแปรผันตามเวลาและดาวเทียม โดยหากค่าคงที่ใดให้ผลรวมค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานน้อยที่สุด จะถือว่าค่าคงที่นั้นเป็นค่าเป้าหมายของการคำนวณ เนื่องจากความเหมาะสมกำหนดด้วยเงื่อนไขค่าคงที่  $k$  ร่วมกับผลรวมค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานน้อยที่สุด ฉะนั้นเทคนิคนี้จึงสามารถคำนวณค่าไบอัสเครื่องรับในย่านความถี่เดียวได้ โดยต้องทราบช่วงของตัวแปรสุ่มในเบื้องต้น

**ขั้นตอนที่ 4** ปรับแก้ค่าไบอัสเครื่องรับ เนื่องจากค่า  $\mathcal{M}_{ref}^i$  และ  $\varepsilon_{ref}^i$  อาจส่งผลให้การห้วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งที่ประมาณได้มีค่าเป็นลบ (รวมค่าไบอัสเครื่องรับที่หลงเหลือ) จึงอาจได้รับค่าประมาณที่มีความคลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง ดังนั้นผู้วิจัยจึงปรับแก้ค่าไบอัสเครื่องรับเพิ่มเติมด้วยวิธีปรับศูนย์ TEC (zero-TEC adjust) ซึ่งจะได้ค่าชดเชยนาฬิกาของเครื่องรับโดยประมาณ ( $\hat{b}$ ) คือ

$$\hat{b} \approx B + \min([\Delta \mathcal{R}^i(0, B), \Delta \mathcal{R}^i(1, B), \Delta \mathcal{R}^i(2, B), \dots, \Delta \mathcal{R}^i(N_s, B)]) \quad (3.5)$$

**ขั้นตอนที่ 5** ประมาณค่าการห้วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งสำหรับดาวเทียมดวงที่  $i$  ( $\widehat{VTC}^i$ ) ในแต่ละเวลา  $t$  ซึ่งสามารถคำนวณได้จาก

$$\widehat{VTC}^i(t) \approx \Delta \mathcal{R}^i(t, \hat{b}) \quad (3.6)$$

ดังนั้นค่าการห้วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมของดาวเทียมดวงที่  $i$  ในแต่ละเวลา  $t$  คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\delta I^i(t) = \left( \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(El_{ref}^i(t))}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \right)^{-1} \times \widehat{VIC}^i(t) \quad (3.7)$$

ข้อเสนอแนะ: การประมาณค่าไบอัสเครื่องรับร่วมกับวิธีปรับศูนย์ TEC ควรเลือกช่วงเวลาที่เราปราศจากเหตุการณ์ความผิดปกติของชั้นไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งมักเป็นช่วงเช้าตามเวลาท้องถิ่น (Local time: LT)

ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมของวิธีการที่นำเสนออาจรวมผลความคลาดเคลื่อนของค่าปรับแก้ L1 SBAS (ค่าปรับแก้ระยะทางเทียมและวงโคจร) ถ้าหากสถานีอ้างอิงอยู่บริเวณขอบของเขตการให้บริการ (พิจารณาจากกริดไอโอโนสเฟียร์ที่มีความพร้อมใช้งาน) ฉะนั้นค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมที่ได้รับจึงยังไม่ใช่ค่าแท้จริง (ยังรวมค่าไบอัส) นอกจากนี้กรณีต้องการค่าแท้จริงก็สามารถคำนวณได้ แต่ต้องประมาณค่าไบอัสด้วยวิธีการระบุตำแหน่งจุดเดี่ยวร่วมกับสถานีอ้างอิงและระบบ L1 SBAS ดังสมการที่ (2.70) ซึ่งจะได้ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นแนวตั้งแท้จริงสำหรับดาวเทียมดวงที่  $i$  ( $\delta I_v^i$ ) ณ เวลา  $t$  ด้วยการคำนวณจาก

$$\delta I_v^i(t) = \widehat{VIC}^i(t) - \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(El_{ref}^i(t))}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \times b_{ref}(t) \quad (3.8)$$

โดย  $b_{ref}$  คือ ค่าไบอัสหลงเหลือรวม ณ สถานีอ้างอิง

### 3.1.2 การวัดความแปรปรวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์

ค่า TEC ของชั้นไอโอโนสเฟียร์มีความแตกต่างกันตามช่วงเวลาและสถานที่บนโลก ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ของดาวเทียมแต่ละดวงจึงมีค่าแตกต่างกันและมีความไม่แน่นอน ในระบบ L1 SBAS มีการวัดความแปรปรวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งมีรายละเอียดอธิบายในหัวข้อที่ 2.10.1 อย่างไรก็ตามการวัดความแปรปรวนในเบื้องต้นของวิธีนำเสนอไม่ได้พิจารณาเวกเตอร์น้ำหนัก ( $\mathbf{W}$ ) เพราะค่าความแปรปรวนของดาวเทียมไม่สามารถคำนวณได้จากสถานีอ้างอิงเดี่ยวซึ่งปราศจากข้อมูลย้อนหลัง ฉะนั้นการวัดค่าความแปรปรวนของวิธีนำเสนอ ( $\sigma_{UIRE}^2$ ) สำหรับดาวเทียมแต่ละดวงจึงเขียนใหม่ได้เป็น

$$\sigma_{UIRE}^2 = \left( \sqrt{1 - \left( \frac{R_E \cos(El_j^i)}{R_E + h_{IPP}} \right)^2} \right)^{-1} \times \sigma_{UIVE}^2 \quad (3.9)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดย

$$\sigma_{IIVE}^2 = (\sigma_{VIC}^2 + \sigma_{decorr}^2) \times R_{irreg}^2 \quad (3.10)$$

และ

$$\sigma_{VIC}^2 = \left( \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T \cdot (\mathbf{D}^T \mathbf{D})^{-1} \cdot \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \right) \quad (3.11)$$

หมายเหตุ: การวัดความแปรปรวนในเบื้องต้นของวิธีที่นำเสนอพิจารณาใช้ค่าพารามิเตอร์  $\sigma_{decorr}^2$  และ  $R_{irreg}^2$  ตามงานวิจัย [43] ซึ่งอาจเป็นค่าที่คลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง เพราะพารามิเตอร์ดังกล่าวคำนวณจากข้อมูลท้องถิ่น ซึ่งมีสถานที่แตกต่างกัน

### 3.1.3 ตัวอย่างการคำนวณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์

การประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อาศัยสมการที่ (3.1) ถึง (3.7) ร่วมกับข้อมูลตัวอย่างของดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN ณ เวลา 10:00 น. ตามเวลาท้องถิ่นประเทศไทย วันที่ 05 เดือนกุมภาพันธ์ ค.ศ. 2022 จากขั้นตอนที่ 1 ค่าความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียม GPS ดวงที่ 26 ร่วมกับสถานีอ้างอิง (ตำแหน่งตามภูมิศาสตร์โลก ละติจูด 13.7278 องศา ลองจิจูด 100.7726 องศา)  $\Delta R_{ref}^{26}$  คำนวณด้วยข้อมูลตัวอย่างดังตารางที่ 3.1 และจากสมการที่ (3.1) จะได้ว่า

$$\begin{aligned} \Delta R_{ref}^{26} &= R_{ref,corr}^{26} - \|\hat{\mathbf{r}}_{ref,corr}^{26} - \mathbf{r}_{ref}\| + c\widehat{\Delta t}_{ref,corr}^{26} - \widehat{\delta T}_{ref}^{26} \\ &\approx 4.1978 \end{aligned} \quad (3.12)$$

ตารางที่ 3.1 ตัวอย่างพารามิเตอร์คำนวณค่าความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียม

ตัวแปร	ค่าพารามิเตอร์	หน่วย
$R_{ref,corr}^{26}$	19,956,362.1506	เมตร
$\hat{\mathbf{r}}_{ref,corr}^{26}$	[-5,305,088.3275	เมตร
	24,807,721.3529 7,230,192.9824]	
$\mathbf{r}_{ref}$	[-1,158,319.2390	เมตร
	6,087,918.8700 1,503,747.3770]	
$c$	299,792,458	เมตรต่อวินาที
$\widehat{\Delta t}_{ref,corr}^{26}$	$180,504,327.6194 \times 10^{-12}$	วินาที
$\widehat{\delta T}_{ref}^{26}$	-2.5752	เมตร

จาก**ขั้นตอนที่ 2 และ 3** ค่าไบอัสเครื่องรับ ( $B$ ) คำนวณด้วยข้อมูลตัวอย่างดังตารางที่ 3.2 จากสมการที่ (3.2) การประมาณค่ามุมเงยระหว่างเครื่องรับสถานีอ้างอิงและดาวเทียม GPS ดวงที่ 22 ( $EL_{ref}^{22}$ ) ณ เวลาทุก 1 ชั่วโมง  $t \in \{6, 600, 1,200, 1,800\}$  คำนวณได้ดังตารางที่ 3.3 ตัวอย่างผลลัพธ์ของค่ามุมเงยมีค่าเพิ่มขึ้นตามระยะเวลา  $t$  จาก 30.8529 ถึง 32.4402 องศา และจากสมการที่ (3.3) การประมาณค่าองค์ประกอบของสมการสำหรับ  $k \in \{-1:0.5:1\}$  คำนวณได้ดังตารางที่ 3.4 ตัวอย่างผลลัพธ์ของค่าองค์ประกอบส่งผลให้ได้ค่าไบอัสเครื่องรับ  $B$  มีค่าประมาณ -0.50 ซึ่งก็คือค่า  $k$  ที่ให้ผลรวมค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานน้อยที่สุด

ตารางที่ 3.2 ตัวอย่างพารามิเตอร์การประมาณค่าซดเซนาฬิกาของเครื่องรับสถานีอ้างอิง

ตัวแปร	ค่าพารามิเตอร์	หน่วย
$N_{\tau,ref}$	1,800	-
$N_s$	6	-
$R_E$	6,378.136	กิโลเมตร
$h_{IPP}$	350	กิโลเมตร

ตารางที่ 3.3 ตัวอย่างค่ามุมเงยระหว่างเครื่องรับสถานีอ้างอิงและดาวเทียม GPS ดวงที่ 22

$t$	$EL_{ref}^{22}(t)$ (องศา)
6	30.8529
600	31.3659
1,200	31.8899
1,800	32.4402

ตารางที่ 3.4 ตัวอย่างการประมาณค่าองค์ประกอบของสมการที่ (3.3)

$k$	$\Delta R^{22}(6, k)$	$\Delta R^{32}(6, k)$	$\sum_{i=1}^{N_s} \sqrt{\sum_{t=0}^{N_{\tau,ref}} \frac{(\Delta R^i(t, k) - \bar{\Delta R}^i(k))^2}{N_{\tau,ref}}}$
-1.00	3.2319	1.0735	3.7846
-0.50	2.9414	0.7543	3.7728
0	2.6508	0.4351	3.7807
0.50	2.3602	0.1159	3.8084
1.00	2.0696	-0.2033	3.8557

จาก**ขั้นตอนที่ 4** ค่าซดเซนาฬิกาของเครื่องรับโดยประมาณ ( $\hat{b}$ ) อาจจะใช้สมการที่ (3.5) ร่วมกับข้อมูลตัวอย่างดังตารางที่ 3.2 หากค่าไบอัสเครื่องรับ  $B$  ส่งผลให้ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งที่ประมาณได้มีค่าเป็นลบ แต่ตัวอย่างนี้ค่า  $B$  ไม่ส่งผลให้เกิดค่าเป็นลบ ค่า  $\hat{b}$  จึงมีค่าเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เท่ากับ -0.50 และจาก**ขั้นตอนที่ 5** ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมของดาวเทียม GPS ดวงที่ 01 02 03 05 10 และ 18 ตามสมการที่ (3.7) คำนวณได้ดังตารางที่ 3.5 ตัวอย่างผลลัพธ์ของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในช่วง 7 ถึง 19 UTC (กลางวัน) มีค่าประมาณมากที่สุด 8.79 เมตร (ดวงที่ 03 ช่วง 19 UTC) และน้อยที่สุด 4.04 เมตร (ช่วง 11 UTC) และในช่วง 21 ถึง 05 UTC (กลางคืน) มีค่าประมาณมากที่สุด 8.67 เมตร (ดวงที่ 18 ช่วง 05 UTC) และน้อยที่สุด 0.59 เมตร (ดวงที่ 05 ช่วง 01 UTC) นอกจากนี้ หากเปรียบเทียบระหว่างช่วงกลางวันและกลางคืน ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ส่วนใหญ่ในช่วงกลางวันมีค่าประมาณมากกว่า 4 เมตร (เฉพาะดาวเทียมตัวอย่าง) ซึ่งสอดคล้องกับค่าประมาณที่คาดหวังไว้

ตารางที่ 3.5 ตัวอย่างการประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม

$t$ (ชั่วโมง, UTC)	$\delta I^{01}(t)$	$\delta I^{02}(t)$	$\delta I^{03}(t)$	$\delta I^{05}(t)$	$\delta I^{10}(t)$	$\delta I^{18}(t)$
7	-	-	-	-	6.82	4.43
9	-	-	-	-	4.13	-
11	-	-	4.04	-	-	-
13	-	-	5.52	-	-	-
15	4.94	-	-	-	-	-
17	7.54	-	-	-	-	-
19	4.97	6.67	8.79	-	-	-
21	-	6.65	-	4.27	-	-
23	-	2.13	-	3.19	-	-
01	-	0.69	-	0.59	-	-
03	-	3.44	-	2.96	2.82	4.01
05	-	-	-	-	4.41	8.67

ข้อสังเกต: เนื่องจากดาวเทียมแต่ละดวงมีตำแหน่งของวงโคจรแตกต่างกัน มุมมองหรือการสังเกตการณ์ที่พบดาวเทียมในแต่ละสถานที่ตั้งจึงมีลักษณะคล้ายการสุ่ม นอกจากนี้ค่าพารามิเตอร์และผลลัพธ์ดังกล่าวเป็นเพียงค่าคงที่สำหรับยกตัวอย่างเท่านั้น

### 3.2 วิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ DFMC SBAS ที่นำเสนอ

จากการทบทวนวรรณกรรม ระบบ DFMC SBAS ยังไม่เคยได้รับการวิเคราะห์ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ฉะนั้นงานวิจัยนี้จึงตรวจสอบหาความจริงของผลกระทบจากค่าการหน่วงเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงต่อระบบ DFMC SBAS โดยการสาธิตระบบมุ่งเน้นการประมาณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับวิธีการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงด้วยแบบจำลอง Klobuchar [17] รายละเอียดวิธีการและขั้นตอนมีดังนี้

### 3.2.1 ขั้นตอนการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น

ค่าปรับแก้ DFMC SBAS โดยพื้นฐานคือค่าความผิดพลาดของการประมาณพิกัดและนาฬิกา ดาวเทียม ซึ่งคำนวณจากข้อมูลตารางที่แสดงตำแหน่งของดาวเทียมทุก 2 ชั่วโมง ร่วมกับระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ และแน่นอนค่าความผิดพลาดที่ได้รับย่อมมีขอบเขตของการใช้งาน ซึ่งขึ้นอยู่กับตำแหน่งที่ตั้งของสถานีอ้างอิง ในงานวิจัยนี้พิจารณาการประมาณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น ซึ่งมีการรวมผลและบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ดังสมการที่ (2.69) เพื่อตรวจสอบข้อเท็จจริงของผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงบนการสาธิตระบบ DFMC SBAS ฉะนั้นลำดับการคำนวณมี 4 ขั้นตอน ดังนี้

**ขั้นตอนที่ 1** คำนวณค่าความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  ณ แต่ละเวลา โดย *กรณีรวมผลกระทบ* จากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ( $\Delta R_{j,A}^i$ ) จะได้ว่า

$$\Delta R_{j,A}^i = R_{j,IF}^i - \|\mathbf{r}_j^i - \mathbf{r}_j\| + c\widehat{\Delta t}_j^i - \widehat{\delta T}_j^i = \underbrace{c\Delta t_j^i}_{\beta_j} + \underbrace{(\delta\Delta I_{j,IF}^i - c\delta\Delta t_j^i + e_j^i)}_{\beta_{j,A}^i} \quad (3.13)$$

และ *กรณีบรรเทาผลกระทบ* จากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ( $\Delta R_{j,B}^i$ ) คือ

$$\Delta R_{j,B}^i = \Delta R_{j,A}^i - \delta\Delta I_{j,IF}^i = \underbrace{c\Delta t_j^i}_{\beta_j} - \underbrace{(c\delta\Delta t_j^i - e_j^i)}_{\beta_{j,B}^i} \quad (3.14)$$

เมื่อ  $\mathbf{r}_j^i$  คือ เวกเตอร์พิกัดของดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณค่าจากระยะทางเทียมของเครื่องรับที่  $j$  เท่ากับ  $[X_j^i, Y_j^i, Z_j^i]$  (เมตร)

$\mathbf{r}_j$  คือ เวกเตอร์พิกัดที่แม่นยำของเครื่องรับที่  $j$  เท่ากับ  $[X_j, Y_j, Z_j]$  (เมตร)

$\widehat{\Delta t}_j^i$  คือ ค่าชดเชยนาฬิกาดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณด้วยระยะทางเทียมของเครื่องรับที่  $j$  (วินาที)

$\widehat{\delta T}_j^i$  คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นโทรโพสเฟียร์ของดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งประมาณด้วยแบบจำลอง MOPS [4] ร่วมกับเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)

$\delta\Delta I_{j,IF}^i$  คือ ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงที่หลงเหลือจากวิธี IF ของการวัดระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- $\delta\Delta t_j^i$  คือ ความผิดพลาดของค่าชดเชยนาฬิกาดาวเทียมหลงเหลือสำหรับดาวเทียมดวงที่  $i$  ร่วมกับเครื่องรับที่  $j$  (วินาที)
- $e_j^i$  คือ ความผิดพลาดรวมของค่าพารามิเตอร์ที่ได้จากการประมาณและจากเทคนิคคลื่นพาร์เนลียร์รหัส ซึ่งพิจารณาแต่ละดาวเทียมดวงที่  $i$  ร่วมกับเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)
- $\beta_j$  คือ ไบอัสเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)
- $\beta_{j,A}^i$  คือ ความผิดพลาดหลงเหลือรวมของพจน์  $\delta\Delta I_{j,IF}^i$ ,  $c\delta\Delta t_j^i$  และ  $e_j^i$  (ไบอัสดาวเทียมร่วมกับเครื่องรับ) สำหรับดาวเทียมดวงที่  $i$  ร่วมกับเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)
- $\beta_{j,B}^i$  คือ ไบอัสดาวเทียมดวงที่  $i$  ร่วมกับเครื่องรับที่  $j$  ซึ่งบรรเทาการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง (เมตร)

ข้อสังเกต: พจน์  $\|\mathbf{r}_j^i - \mathbf{r}_j\|$  มีค่าเทียบเท่ากับระยะทางแท้จริงระหว่างดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่  $j$  (เมตร)

**ขั้นตอนที่ 2** ประมาณค่าไบอัสเครื่องรับ  $\beta_j$  ในเชิงประจักษ์ค่าไบอัสเครื่องรับย่อมเป็นค่าคงที่ในช่วงเวลาสั้น ๆ (เช่น 5 นาที) เนื่องจากเครื่องรับอยู่ประจำที่ร่วมกับข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียมมีค่าแปรผัน และกรณีช่วงเวลายาวนาน ค่าไบอัสเครื่องรับสามารถแปรผันได้ เพราะความผิดพลาดสะสมของไบอัสช่องสัญญาณแตกต่างกัน (DCB) รวมถึงค่าความผิดพลาดจากสัญญาณรบกวนที่เพิ่มขึ้นเป็นสองเท่า ในการประมาณค่าไบอัสเครื่องรับจึงประยุกต์ใช้วิธีการสังเกตการณ์แบบสามการอ้างอิง (ระหว่างดวงดาวเทียม ระหว่างเครื่องรับ และระหว่างกาลเวลา) ร่วมกับเทคนิคผลรวมความแปรปรวนน้อยที่สุด เพื่อคำนวณหาค่าเฉลี่ยที่เหมาะสม ฉะนั้นการประมาณค่าไบอัสเครื่องรับที่  $j$  ( $\beta_j$ ) ของสถานีอ้างอิงสามารถคำนวณได้ด้วย

$$\hat{\beta}_j(t) \approx \min_{X_{min} \leq b_j \leq X_{max}} \left( \sum_{i=1}^{N_s} \sum_{\tau=1}^{N_\tau} \frac{(\Delta R_{j,A}^i(t-\tau) - b_j)^2}{N_s + N_\tau} \right) \quad (3.15)$$

เมื่อ  $X_{min}$  และ  $X_{max}$  คือ ค่าน้อยที่สุดและค่ามากที่สุดของ  $\Delta R_{j,A}^i$  ตามลำดับ ณ ในเวลาที่  $\{t-1, t-2, \dots, t-N_\tau\}$

$b_j$  คือ ค่าเฉลี่ยปราศจากเหตุผลสำหรับไบอัสเครื่องรับสถานีอ้างอิงที่  $j$  ซึ่งเลือกจากค่าน้อยที่สุดถึงค่ามากที่สุด

$N_s$  คือ จำนวนดาวเทียมทั้งหมดที่พร้อมใช้งาน

$N_\tau$  คือ ขนาดช่วงเวลาของการประมาณค่า

นอกจากนี้ เทคนิคผลรวมความแปรปรวนน้อยที่สุดเป็นการสุ่มค่าคงที่ (ค่าเฉลี่ยเป้าหมาย) อยู่ในช่วงชุดข้อมูลตัวอย่างอย่างความถี่คู่ โดยหากค่าคงที่ใดให้ผลลัพธ์ความแปรปรวนน้อยที่สุด จะถือว่าค่าคงที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นั้นเป็นค่าเป้าหมายของการคำนวณ เพราะความเหมาะสมกำหนดด้วยเงื่อนไขค่าเฉลี่ยเป้าหมายร่วมกับผลรวมความแปรปรวนน้อยที่สุด ฉะนั้นเทคนิคนี้จึงสามารถคำนวณค่าไบอัสเครื่องรับในย่านความถี่คู่ได้ โดยอาศัยชุดข้อมูลตัวอย่างแปรผันตามเวลาและดาวเทียม ยกตัวอย่างการประมาณค่าไบอัสเครื่องรับที่ 1 คือ  $\beta_1$  จำเป็นต้องมีข้อมูล  $\Delta R_{1,A}^i$  โดย  $i \in \{1, 2, \dots, N_s\}$  และเป็นค่าตัวอย่างภายในช่วงเวลา  $N_r$

**หมายเหตุ:** การประมาณค่าไบอัส  $\beta_j$  ขึ้นอยู่กับพารามิเตอร์  $N_s$  และ  $N_r$  และจำนวนดาวเทียมควรมีอย่างน้อย 3 ดวง เพื่อให้สามารถคำนวณหาค่าเฉลี่ยที่เหมาะสมได้

**ขั้นตอนที่ 3** ประมาณค่าไบอัสดาวเทียม หลังจากทราบค่าไบอัสเครื่องรับ  $\beta_j$  จึงคำนวณพจน์  $\beta_{j,A}^i$  และเนื่องจากระยะห่างพื้นฐาน (Baseline) ระหว่างเครื่องรับสถานีอ้างอิงสำหรับส่วนภาคพื้นดินของระบบ SBAS โดยทั่วไปมีระยะห่างมากกว่า 100 กิโลเมตร การประมาณพจน์  $\beta_{j,A}^i$  จึงมีค่าแตกต่างกัน ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงใช้วิธีการสังเกตการณ์แบบสามการอ้างอิงร่วมกับเทคนิคผลรวมความแปรปรวนน้อยที่สุดอีกครั้ง และสลับพารามิเตอร์จำนวนดาวเทียม  $N_s$  เป็นจำนวนเครื่องรับสถานีอ้างอิงแทน เพื่อให้ได้รับค่าเฉลี่ยไบอัสดาวเทียมดวงที่  $i$  ณ เวลา  $t$  นั่นคือ

$$\hat{\beta}^i(t) \approx \min_{Q_{min} \leq b^i \leq Q_{max}} \left( \sum_{j=1}^{N_r} \sum_{\tau=1}^{N_r} \frac{(\hat{\beta}_{j,A}^i(t - \tau) - b^i)^2}{N_r + N_r} \right) \quad (3.16)$$

เมื่อ  $\hat{\beta}_{j,A}^i$  คือ พจน์ผลหลงเหลือของ  $\Delta R_{j,A}^i - \beta_j$  ณ เวลา  $t$   
 $N_r$  คือ จำนวนเครื่องรับสถานีอ้างอิงทั้งหมดที่พร้อมใช้งาน  
 $Q_{min}$  และ  $Q_{max}$  คือ ค่าน้อยที่สุดและค่ามากที่สุดของ  $\hat{\beta}_{j,A}^i(t)$  ตามลำดับ ณ เครื่องรับสถานีอ้างอิงที่  $j \in \{1, 2, \dots, N_r\}$   
 $b^i$  คือ ค่าเฉลี่ยปราศจากเหตุผลสำหรับไบอัสดาวเทียมดวงที่  $i$  ซึ่งเลือกจากค่าน้อยที่สุดถึงค่ามากที่สุด

**ขั้นตอนที่ 4** คำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น เนื่องจากค่าปรับแก้ DFMC SBAS โดยพื้นฐานประกอบด้วยการปรับแก้ตำแหน่งและนาฬิกาดาวเทียม และค่า  $\hat{\beta}^i$  จากสมการที่ (3.16) ก็เป็นค่าไบอัสดาวเทียม ซึ่งรวมความผิดพลาดของค่าชดเชยนาฬิกาดาวเทียมหลงเหลือ สิ่งนี้ส่งผลให้การคำนวณตำแหน่งดาวเทียมโดยประมาณเกิดความผิดพลาด ฉะนั้นค่า  $\hat{\beta}^i$  จึงสามารถใช้ปรับแก้ตำแหน่งร่วมกับการชดเชยนาฬิกาดาวเทียมได้ ผู้วิจัยจึงประยุกต์ใช้ค่า  $\hat{\beta}^i$  ร่วมกับเทคนิคการคาดคะเนเวกเตอร์ด้วยค่าพิกัดดาวเทียมเสมือนจริง ซึ่งจะได้รับค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น (ค่าปรับแก้ตำแหน่งดาวเทียม) ณ แต่ละเวลา คือ

$$\begin{bmatrix} \delta X^i \\ \delta Y^i \\ \delta Z^i \end{bmatrix} = \frac{\mathbf{r}^i}{\|\mathbf{r}^i\|} \times \hat{\beta}^i \quad (3.17)$$

โดย  $\mathbf{r}^i$  คือ เวกเตอร์พิกัดดาวเทียมเสมือนจริง ( $[X^i, Y^i, Z^i]^T$ ) ดวงที่  $i$  (เมตร) ซึ่งสามารถประมาณได้จากระยะทางเทียมของสถานีฐาน (Master station) ภาคพื้นดิน นอกจากนี้การประมาณค่าเฉลี่ยไบอัสดาวเทียมสำหรับ *กรณีบรรเทาผลกระทบ* มีขั้นตอนเหมือนกันกับ *กรณีรวมผลกระทบ* เพียงแต่เปลี่ยนตัวแปร  $\Delta R_{j,A}^i$  เป็น  $\Delta R_{j,B}^i$  และ  $\hat{\beta}_{j,A}^i$  เป็น  $\hat{\beta}_{j,B}^i$  แทน

**หมายเหตุ:** ค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นคำนวณจากค่าเฉลี่ยไบอัสดาวเทียมร่วมกับเครื่องรับ  $\hat{\beta}_j^i$  จึงอาจหลงเหลือค่าความผิดพลาดของพารามิเตอร์  $e_j^i$  นอกจากนี้วิธีที่นำเสนอสามารถช่วยลดขั้นตอนเกี่ยวกับค่าปรับแก้ดาวเทียมในสมการที่ (2.78) ได้

### 3.2.2 การวัดความผิดพลาดของค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น

จากสมการที่ (2.86) ความผิดพลาดระยะทางแตกต่างกัน ณ ผู้ใช้งาน ( $\sigma_{i,UDRE}$ ) ใช้ในระบบ L1 SBAS ซึ่งเทียบเท่ากับความผิดพลาดระยะทางในย่านความถี่คู่ ( $\sigma_{i,DFRE}$ ) ในงานวิจัยคุณ Shao และคณะ [44] ได้นำเสนอการคำนวณค่า DFRE ด้วยเทคนิคการคาดคะเนค่ามากที่สุด (Maximal projection) จากเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วม (Covariance matrix) ของพิกัดและนาฬิกาดาวเทียม และเทคนิคนี้สามารถวัดความผิดพลาดของค่าปรับแก้ DFMC SBAS ได้ถึง 99.9 เปอร์เซ็นต์ ฉะนั้นงานวิจัยนี้จึงใช้เทคนิคดังกล่าวสำหรับคำนวณค่า DFRE ของดาวเทียมดวงที่  $i$  ร่วมกับสถานีอ้างอิง นั่นคือ

$$\sigma_{i,DFRE} = \sqrt{\left(\sqrt{\lambda_1} + \sqrt{\mathbf{C}_{i,ot}^T \mathbf{C}_{i,o}^{-1} \mathbf{C}_{i,ot}}\right)^2 - \left(\mathbf{C}_{i,ot}^T \mathbf{C}_{i,o}^{-1} \mathbf{C}_{i,ot}\right)^2 + C_{i,t}} \quad (3.18)$$

และ

$$\begin{bmatrix} \mathbf{C}_{i,o} & \mathbf{C}_{i,ot} \\ \mathbf{C}_{i,ot}^T & C_{i,t} \end{bmatrix}_{(4 \times 4)} = (\mathbf{A}_i^T \boldsymbol{\Lambda}_i \mathbf{A}_i)^{-1} \quad (3.19)$$

เมื่อ  $\lambda_1$  คือ ระยะทางยาวที่สุดจากจุดบนพื้นผิวทรงรีถึงจุดเริ่มต้น [44]

$\mathbf{C}_{i,o}$  คือ เมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมพิกัดดวงดาวเทียมหรือวงโคจร (Orbit) ดวงที่  $i$  เท่ากับ

$$\mathbf{C}_{i,o} = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} & \sigma_y^2 & \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} & \sigma_{yz} & \sigma_z^2 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$\mathbf{C}_{i,ot}$  คือ เวกเตอร์ของค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานร่วมระหว่างพิกัดและนาฬิกาดาวเทียมที่  $i$  เท่ากับ

$$\mathbf{C}_{i,ot} = \begin{bmatrix} \sigma_{xt} \\ \sigma_{yt} \\ \sigma_{zt} \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

$C_{i,t}$  คือ ค่าความแปรปรวนนาฬิกาดาวเทียมดวงที่  $i$  เท่ากับ  $\sigma_t^2$

$\mathbf{A}_i$  คือ เมทริกซ์เวกเตอร์หนึ่งหน่วยของพิกัดดาวเทียมดวงที่  $i$  ณ เครื่องรับที่พร้อมใช้งานทั้งหมด  $N_r$  สถานี เท่ากับ

$$\mathbf{A}_i = \begin{bmatrix} \frac{\mathbf{r}_1^i}{\|\mathbf{r}_1^i\|} & \frac{\mathbf{r}_2^i}{\|\mathbf{r}_2^i\|} & \dots & \frac{\mathbf{r}_{N_r}^i}{\|\mathbf{r}_{N_r}^i\|} \\ 1 & 1 & \dots & 1 \end{bmatrix}_{(4 \times N_r)} \quad (3.22)$$

$\Lambda_i$  คือ เมทริกซ์น้ำหนักโดยแนวเฉียงเท่ากับค่าความแปรปรวนของค่า  $\beta_j^i$  สำหรับดาวเทียมดวงที่  $i$  และเครื่องรับที่พร้อมใช้งานทั้งหมด  $N_r$  สถานี จะได้เป็น

$$\Lambda_i = \text{diag}(\sigma_{i,1}^{-2}, \sigma_{i,2}^{-2}, \dots, \sigma_{i,N_r}^{-2}) \quad (3.23)$$

$\mathbf{r}_j^i$  คือ เวกเตอร์พิกัดดาวเทียมเสมือนจริง  $([X_j^i, Y_j^i, Z_j^i]^T)$  สำหรับดวงที่  $i$  ณ เครื่องรับที่  $j \in \{1, 2, \dots, N_r\}$  (เมตร)

ข้อสังเกต: การคำนวณ  $\sigma_{DFRE}$  จำเป็นต้องใช้จำนวนสถานีอ้างอิงอย่างน้อย 4 สถานี เนื่องจากเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมในสมการที่ (3.19) สามารถเป็นจริงได้

### 3.3 วิธีการประเมินประสิทธิภาพระบบ

งานวิจัยนี้เป็นการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS จากนั้นจึงประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ L1 SBAS และระบบ DFMC SBAS ในพื้นที่ประเทศไทย โดยอ้างอิงมาตรฐานของ ICAO รายละเอียดวิธีการและขั้นตอนมีดังนี้

#### 3.3.1 การประเมินประสิทธิภาพของระบบ L1 SBAS

การประเมินประสิทธิภาพระบบ L1 SBAS (GAGAN) ในพื้นที่ประเทศไทยมีการเปรียบเทียบระหว่างวิธีพื้นฐาน (GAGAN-A) และวิธีนำเสนองาน (GAGAN-B) โดยวิธีการและขั้นตอนสามารถอธิบาย

ได้ดังรูปที่ 3.3 ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้  
เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**ขั้นตอนที่ 1** ป้อนข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN พร้อมกับลบสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทางในบล็อก “Remove multipath noises” ด้วยค่าช้อนมุมเงย (Elevation mask) โดยดาวเทียมดวงที่มีค่ามุมเงยต่ำกว่าค่าช้อนมุมเงยจะไม่ได้รับการพิจารณา

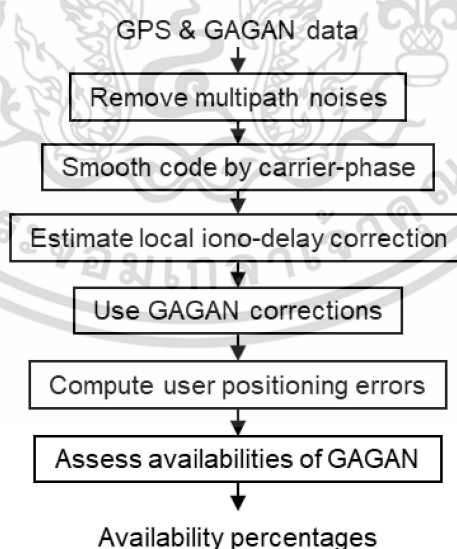
**ขั้นตอนที่ 2** เฉลี่ยระยะทางเทียมรหัสด้วยเฟสคลื่นพาห้ในบล็อก “Smooth code by carrier-phase” ซึ่งเฉลี่ยเฉพาะระยะทางเทียมของ GPS เท่านั้น

**ขั้นตอนที่ 3** ประมาณค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมในบล็อก “Estimate local iono-delay corrections” ในขั้นตอนนี้จะใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN และมีวิธีการตามหัวข้อที่ 3.1

**ขั้นตอนที่ 4** ใช้ค่าปรับแก้ระบบ GAGAN รวมถึงค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมในบล็อก “Use GAGAN corrections” ซึ่งมีวิธีการตามหัวข้อที่ 2.8.1

**ขั้นตอนที่ 5** คำนวณค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง ณ ผู้ใช้งาน โดยอาศัยระยะทางเทียมเฉลี่ยของดาวเทียม GPS ร่วมกับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ซึ่งมีการใช้กริดไอโอโนสเฟียร์และค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม ในบล็อก “Compute user positioning errors” และวิธีการอธิบายในหัวข้อที่ 2.7 2.8.1 และ 2.9 ซึ่งจะได้ผลลัพธ์ประกอบด้วยค่า HPE VPE HPL และ VPL

**ขั้นตอนที่ 6** ประเมินความพร้อมใช้งานของระบบ GAGAN ในบล็อก “Assess availabilities of GAGAN” โดยวิธีการอธิบายในหัวข้อที่ 2.9 ผลลัพธ์ที่ได้นิยมแสดงเป็นรูปแผนภาพ Stanford diagram [45] คือ “Availability percentages”

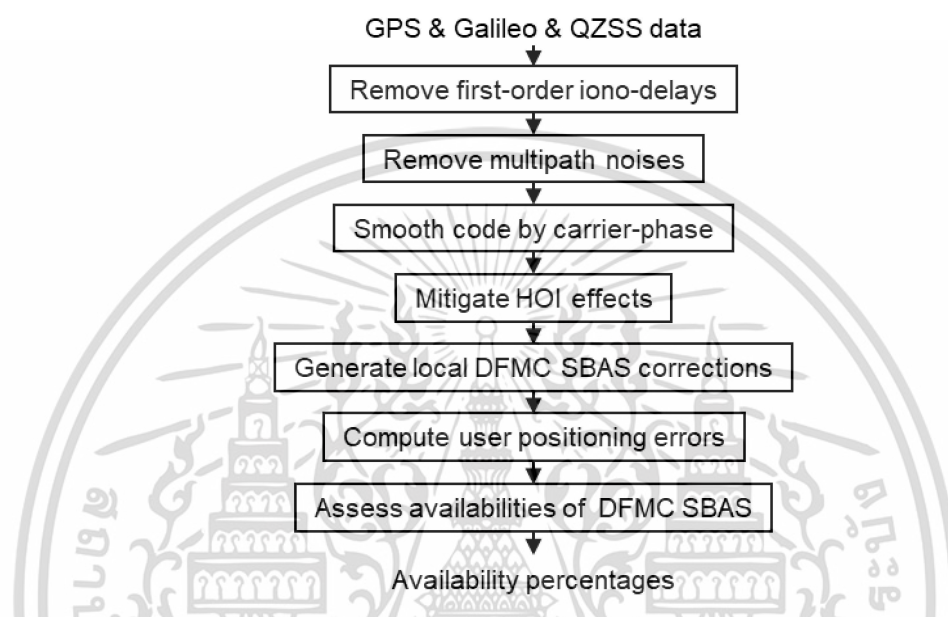


รูปที่ 3.3 บล็อกไดอะแกรมการประเมินประสิทธิภาพระบบ L1 SBAS โดยระบบดาวเทียม GAGAN ในพื้นที่ประเทศไทย [50]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.2 การประเมินประสิทธิภาพของระบบ DFMC SBAS

การประเมินประสิทธิภาพการสาธิตระบบ DFMC SBAS ในพื้นที่ประเทศไทยมีการเปรียบเทียบเรื่องผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ระหว่าง *กรณีรวมผลกระทบ* (DFMC SBAS-A) และ *กรณีบรรเทาผลกระทบ* (DFMC SBAS-B) โดยวิธีการและขั้นตอนสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 3.3 ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้



รูปที่ 3.4 บล็อกไดอะแกรมการประเมินประสิทธิภาพระบบ DFMC SBAS ในพื้นที่ประเทศไทย [51]

**ขั้นตอนที่ 1** ป้อนข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS พร้อมกับลบค่าหน่วงเวลาไอโอโนสเฟียร์เชิงเส้น (อันดับหนึ่ง) ในบล็อก “Remove first-order iono-delays” โดยใช้วิธี IF ซึ่งอธิบายในหัวข้อที่ 2.2

**ขั้นตอนที่ 2** ลบสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทางด้วยค่าช้อนมุ่มเงย ในบล็อก “Remove multipath noises” ซึ่งมีวิธีการเหมือนกับในระบบ L1 SBAS

**ขั้นตอนที่ 3** เฉลี่ยระยะทางเทียมรหัสด้วยเฟสคลื่นพาห้ในบล็อก “Smooth code by carrier-phase” ซึ่งก็มีวิธีการคล้ายกับในระบบ L1 SBAS แต่ประยุกต์ใช้กับวิธี IF รายละเอียดอธิบายในหัวข้อที่ 2.2

**ขั้นตอนที่ 4** บรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ในบล็อก “Mitigate HOI effects” โดยประยุกต์ใช้แบบจำลอง Klobuchar [17] ซึ่งมีวิธีการในหัวข้อที่ 2.6.3

**ขั้นตอนที่ 5** คำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น ในบล็อก “Generate local DFMC SBAS corrections” ขั้นตอนนี้ใช้ระยะทางเทียมเฉลี่ยร่วมกับวิธี IF สำหรับดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS ร่วมกับสถานีอ้างอิงทั้งหมด วิธีการอธิบายในหัวข้อที่ 3.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**ขั้นตอนที่ 6** คำนวณค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง ณ ผู้ใช้งาน ในบล็อก “Compute user positioning errors” โดยอาศัยระยะทางเทียมเฉลี่ยร่วมกับวิธี IF สำหรับดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS ร่วมกับเครื่องรับผู้ใช้งาน อีกทั้งยังมีการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม DFMC SBAS ตามวิธีการในหัวข้อที่ 2.7 2.8.2 2.9 และ 3.2 ซึ่งมี *กรณีรวมผลกระทบ* และ *กรณีบรรเทาผลกระทบ* จากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง และจะได้ผลลัพธ์ประกอบด้วยค่า HPE VPE HPL และ VPL

**ขั้นตอนที่ 7** ประเมินความพร้อมใช้งานของการสาธิตระบบ DFMC SBAS ในบล็อก “Assess availabilities of DFMC SBAS” ซึ่งมีวิธีการเหมือนกับระบบ L1 SBAS

### 3.4 การวิเคราะห์ผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS

เนื่องจากประเทศไทยเป็นพื้นที่ตั้งอยู่บริเวณแนวเส้นศูนย์สูตรสนามแม่เหล็กโลก จึงมักเกิดปรากฏการณ์ EPB [8] ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงพิจารณาเหตุการณ์ท้องถื่นที่ไม่มีและมีความผิดปกติรุนแรงในชั้นไอโอโนสเฟียร์ เพื่อสังเกตความแตกต่างของผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS การจำลองระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS ด้วยโปรแกรม MATLAB พิจารณาช่วงเหตุการณ์เดียวกัน แต่ใช้สถานีอ้างอิงแตกต่างกัน ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

#### 3.4.1 การตั้งค่าพารามิเตอร์

การจำลองระบบ SBAS ด้วยโปรแกรม MATLAB มีการตั้งค่าพารามิเตอร์สำคัญดังตารางที่ 3.6 การจำลองระบบ L1 SBAS (GAGAN) ในพื้นที่ประเทศไทยใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN จากสถานีอ้างอิง STFD และจำลองระบบ SBAS ร่วมกับสถานีผู้ใช้งานทั้งหมด พิกัดสถานีอ้างอิงและสถานีผู้ใช้งานสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 3.5 ส่วนการจำลองระบบ DFMC SBAS ในพื้นที่ประเทศไทยใช้ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS จากสถานีอ้างอิงเกือบทั้งหมดยกเว้น STFD และจำลองระบบ SBAS ร่วมกับสถานีผู้ใช้งาน CNBR SRTN และ UTTD โดยพิกัดสถานีสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 3.6 นอกจากนี้สถานีอ้างอิงเหล่านี้ได้รับความเอื้อเฟื้อจากหน่วยงานกรมโยธาธิการและผังเมือง (Department of Public Works and Town & Country Planning: DPT) ประเทศไทย และสถาบันวิจัยระบบนำทางอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Navigation Research Institute: ENRI) ประเทศญี่ปุ่น

อย่างไรก็ตามถึงแม้ว่าการจำลองระบบจะมีการกำหนดพิกัดสถานีแตกต่างกันบางส่วนตามความสมบูรณ์ของข้อมูล แต่เวลาสังเกตการณ์จะพิจารณาในช่วงเหตุการณ์เดียวกัน ในการจำแนกวันปกติและผิดปกติ ผู้วิจัยใช้วิธีการสังเกตค่าดัชนีอัตราความหนาแน่นอิเล็กตรอนสเฟียร์ (Rate of TEC Index: ROTI [46]) โดยมีเงื่อนไขว่า วันปกติต้องมีค่า ROTI น้อยกว่า 0.5 TECU ต่อนาที (TECU/min) และวันผิดปกติต้องเกิดจากปรากฏการณ์ EPB ท้องถื่น ซึ่งปราศจากผลกระทบของพายุสนามแม่เหล็กโลก (Geomagnetic storms) การยืนยันเหตุการณ์สังเกตจากค่า Dst มากกว่า -30 [47] และค่าดัชนี Kp น้อยกว่า 3 [48]

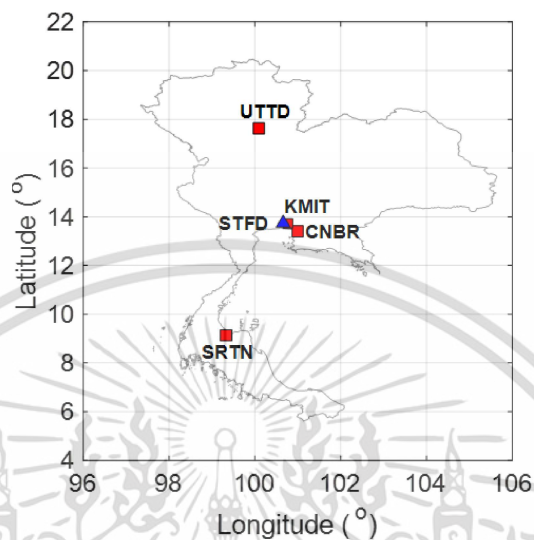
เอกสารนี้เป็นเอกสารวิจัยที่สนับสนุนสำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.6 พารามิเตอร์สำคัญสำหรับตั้งค่าการจำลองระบบ SBAS

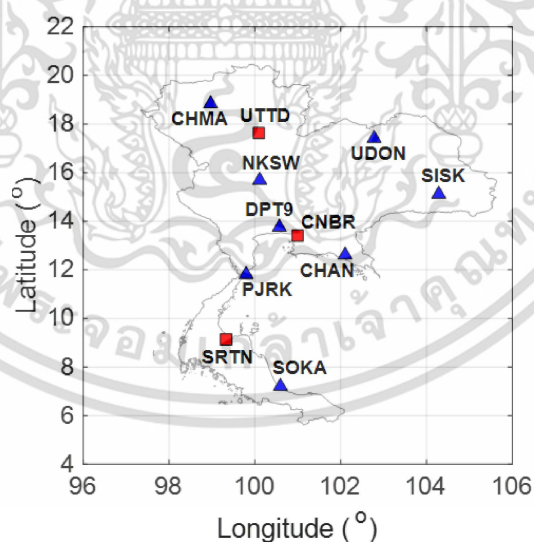
รายการ	ค่าพารามิเตอร์
สถานีอ้างอิง (หน่วยงาน):	[ละติจูด (องศา) ลองจิจูด (องศา) ความสูง (เมตร)]
STFD (ENRI)	[13.7356 100.6611 -3.6920]
CHAN (DPT)	[12.6103 102.1024 7.1469]
CHMA (DPT)	[18.8353 98.9700 294.9409]
DPT9 (DPT)	[13.7568 100.5732 37.2459]
NKSW (DPT)	[15.6906 100.1141 20.3220]
PJRK (DPT)	[11.8116 99.7963 -12.5090]
SISK (DPT)	[15.1161 104.2857 104.2729]
SOKA (DPT)	[7.2067 100.5961 18.3570]
UDON (DPT)	[17.4127 102.7807 149.3229]
สถานีผู้ใช้งาน (หน่วยงาน):	
KMIT (ENRI)	[13.7278 100.7726 25.3896]
CNBR (DPT)	[13.4060 100.9977 -7.5523]
SRTN (DPT)	[9.1322 99.3314 9.2699]
UTTD (DPT)	[17.6301 100.0963 50.2470]
ช่วงสังเกตการณ์:	ปี ค.ศ. 2022:
วันปกติ (Quiet)	5 7 14 และ 19 (เดือนกุมภาพันธ์)
วันผิดปกติ (Disturbed)	1 3 15 และ 16 (เดือนมีนาคม)
เวลาสุ่มตัวอย่าง	1 วินาที
เวลาอัปเดต	6 วินาที
ค่าช้อนมุมเงย	15 องศา
$N_{\tau,ref}$	3 ชั่วโมง (7:00 น. ถึง 10:00 น.)
$N_{\tau}$	5 นาที (300 ตัวอย่าง)

นอกจากนี้การสุ่มตัวอย่างข้อมูลทุก 1 วินาที มีความเป็นไปได้ที่จะคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นสำหรับระยะเวลาอัปเดตที่น้อยที่สุดเท่ากับ 6 วินาที ซึ่งอ้างอิงตามมาตรฐาน ICAO ในการจำลองระบบ ผู้วิจัยพิจารณาค่าช้อนมุมเงยเท่ากับ 15 องศา เพื่อช่วยลดสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทางที่อาจมีค่าสูงในช่วงมุมเงยต่ำกว่า 15 องศา และยังคงเหลือจำนวนดาวเทียมมากกว่า 6 ดวงตลอดเวลา จำนวนคาบเวลา  $N_{\tau,ref}$  สำหรับการประมาณค่าไบอัสเครื่องรับสถานีอ้างอิงเดียว (ระบบ L1 SBAS) อยู่ในช่วงเช้า 7:00 ถึง 10:00 น. ตามเวลาที่ท้องถิ่น ซึ่งเป็นช่วงที่เกิดความผิดปกติในชั้นไอโอโนสเฟียร์ยากที่สุด และขนาดช่วงเวลา  $N_{\tau}$  (ระบบ DFMC SBAS) สำหรับประมาณค่าไบอัสเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตามเวลาจริง (Near real-time) กำหนดเท่ากับ 5 นาที เพื่อให้สามารถส่งค่าตัวอย่างได้เพียงพอต่อการคำนวณความแปรปรวนและค่าเฉลี่ย อีกทั้งค่าไบอัสของเครื่องรับประจำที่มีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อย



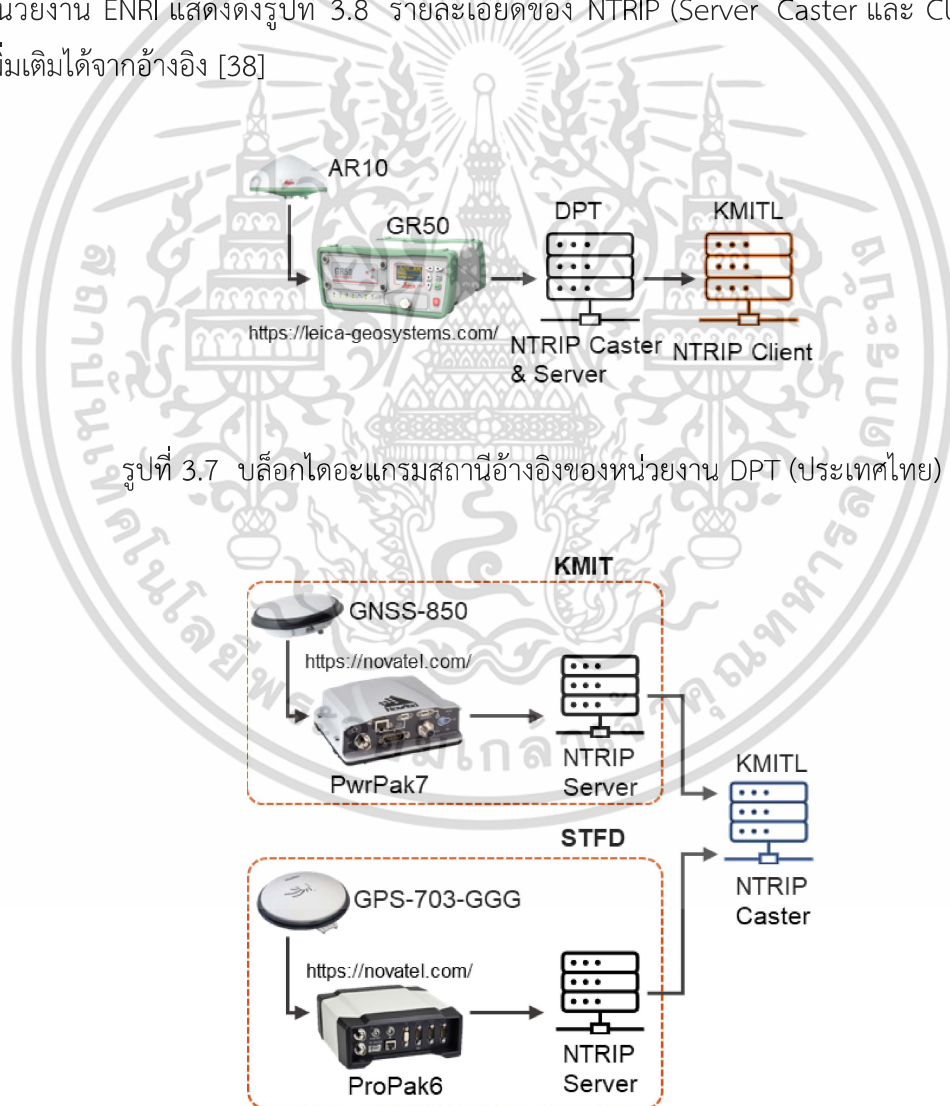
รูปที่ 3.5 พิกัดสถานีอ้างอิง ( $\Delta$ ) และสถานีผู้ใช้งาน ( $\square$ ) สำหรับระบบ L1 SBAS (GAGAN) บนแผนที่ประเทศไทย



รูปที่ 3.6 พิกัดสถานีอ้างอิง ( $\Delta$ ) และสถานีผู้ใช้งาน ( $\square$ ) สำหรับระบบ DFMC SBAS บนแผนที่ประเทศไทย [51]

จากรูปที่ 3.5 และรูปที่ 3.6 พิกัดสถานีทั้งหมดตั้งอยู่ในพื้นที่ประเทศไทย โดยพิกัดสถานีอ้างอิงแตกต่างกัน และพิกัดสถานีผู้ใช้งานเหมือนกัน ยกเว้นสถานี KMIT ใช้สำหรับประเมินความไม่วุ่นวายใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แม่นยำในรัศมีน้อยกว่า 30 กิโลเมตร อย่างไรก็ตามสถานีอ้างอิงของระบบ DFMC SBAS มีจำนวนมากกว่าระบบ L1 SBAS เท่ากับ 7 สถานี เนื่องจากการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ต้องใช้สถานีอ้างอิงอย่างน้อย 4 สถานี ซึ่งเป็นจำนวนเริ่มต้นและอาจไม่ใช่จำนวนที่เหมาะสม ในการคำนวณหาจำนวนสถานีอ้างอิงที่เหมาะสมจึงพิจารณาจาก 8 สถานีอ้างอิง โดยตัวอย่างบล็อกไดอะแกรมสถานีแสดงดังรูปที่ 3.7 ในส่วนระบบ L1 SBAS ผู้วิจัยพิจารณาสถานีอ้างอิงเดี่ยวสำหรับประมาณค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมในเบื้องต้น นอกจากนี้หากพิจารณาเรื่องระยะกระจัด (รัศมี) ระหว่างสถานีอ้างอิงเดี่ยว STFD และสถานีผู้ใช้งานทั้งหมด ระยะทางกระจัดร่วมกับสถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTDD และ SRTN คือประมาณ 12 52 435 และ 529 กิโลเมตร ส่วนระยะกระจัดระหว่างสถานีฐาน DPT9 และสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTDD และ SRTN คือประมาณ 60 432 และ 526 กิโลเมตร ตามลำดับ และตัวอย่างบล็อกไดอะแกรมสถานีอ้างอิงของหน่วยงาน ENRI แสดงดังรูปที่ 3.8 รายละเอียดของ NTRIP (Server Caster และ Client) ศึกษาเพิ่มเติมได้จากอ้างอิง [38]

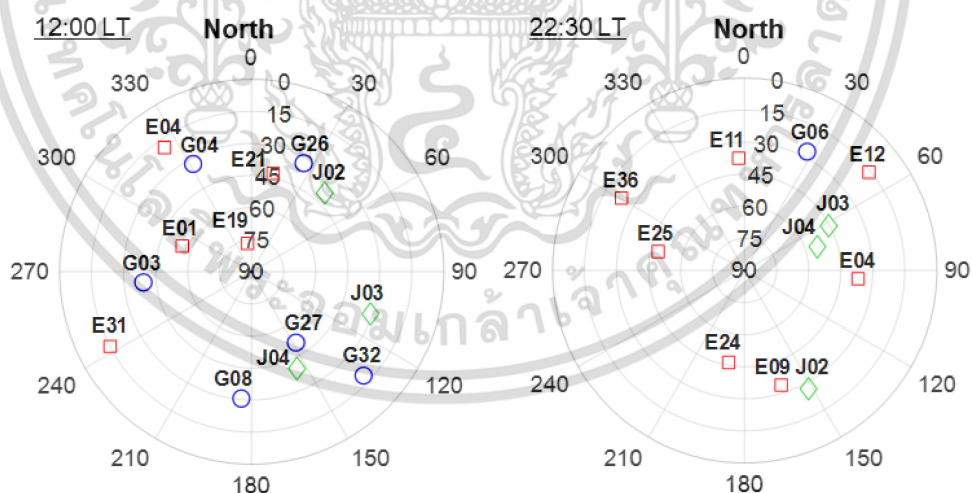


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.4.2 ชุดข้อมูล

ในการจำลองระบบ ผู้วิจัยได้แยกวิธีการและขั้นตอนของระบบ L1 SBAS (GAGAN) และ DFMC SBAS อย่างชัดเจนในหัวข้อที่ 3.3 เน้นอนระบบ L1 SBAS รองรับการใช้งานเฉพาะดาวเทียม GPS ในขณะที่ระบบ DFMC SBAS สามารถรองรับได้มากกว่าหนึ่งระบบ อย่างไรก็ตามการจำลองในเบื้องต้นยังไม่สามารถใช้เฉพาะดาวเทียม GPS ได้ เนื่องจากดาวเทียม GPS หลายดวงยังไม่รองรับในย่านความถี่ L5 จึงทำให้บางช่วงเวลาหลงเหลือดาวเทียมไม่เพียงพอต่อการใช้งานระบุตำแหน่ง ฉะนั้นผู้วิจัยจึงเลือกใช้ดาวเทียม GPS ร่วมกับ Galileo และ QZSS โดยดาวเทียม GPS และ Galileo จัดอยู่ในวงโคจรระดับกลาง (MEO) ส่วน QZSS อยู่ในวงโคจรเสมือนเลขแปด (Quasi-Zenith Orbit: QZO) ซึ่งอยู่ระหว่างวงโคจรประจำที่ (GEO) และวงโคจรระดับกลาง ยกตัวอย่างภาพพล็อตท้องฟ้าของดาวเทียมในช่วงที่มีจำนวนดาวเทียม GPS มากกว่าและน้อยกว่า 4 ดวง ดังรูปที่ 3.9

จากรูปที่ 3.9 ความแตกต่างของสีและสัญลักษณ์บ่งบอกดาวเทียมแต่ละระบบ โดยสีน้ำเงินคือ ดาวเทียม GPS (G, O) สีแดง คือ ดาวเทียม Galileo (E, □) และสีเขียว คือ ดาวเทียม QZSS (J, ◇) ในรูปที่ 3.9 (ซ้าย) ณ เวลา 12:00 น. มีจำนวนดาวเทียม GPS มากกว่า 4 ดวง ถัดมาในรูปที่ 3.9 (ขวา) ณ เวลา 22:30 น. มีดาวเทียม GPS เพียงดวงเดียว เน้นอนการใช้งานด้านระบุตำแหน่งในช่วงเวลานี้ต้องหยุดหากไม่มีดาวเทียม Galileo และ QZSS มาเสริม นอกจากนี้การใช้จำนวนดาวเทียมเพิ่มขึ้นยังช่วยลดความเสี่ยงผลกระทบด้านการลดความแม่นยำ (Dilution Of Precision: DOP) ที่มีค่าสูง ซึ่งมักพบในสภาพแวดล้อมชุมชนเมืองหนาแน่นและป่าไม้สูง



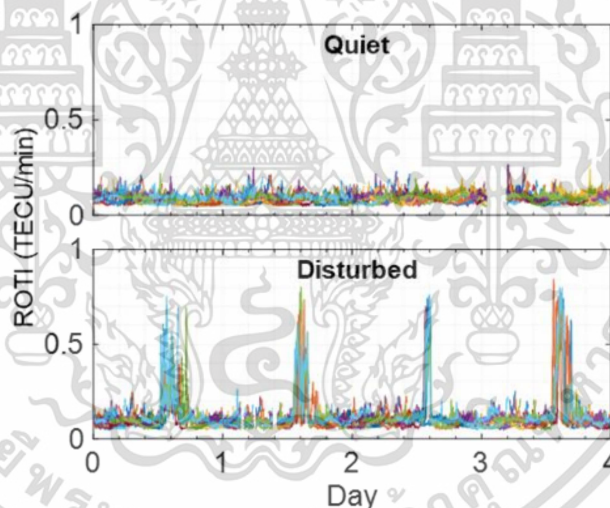
รูปที่ 3.9 ภาพพล็อตท้องฟ้าของดาวเทียม GPS (G, O) Galileo (E, □) และ QZSS (J, ◇) ณ เวลา 12:00 น. (ซ้าย) และ 22:30 น. (ขวา) ตามเวลาท้องถิ่น (LT) [51]

การตรวจวัดเหตุการณ์ท้องถื่นที่ไม่มีและมีความผิดปกติรุนแรงในชั้นไอโอโนสเฟียร์ใช้ข้อมูล

สังเกตการณ์ดาวเทียม GNSS จากสถานีผู้ใช้งานตามตารางที่ 3.6 รูปที่ 3.10 คือค่า ROTI ในช่วงเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

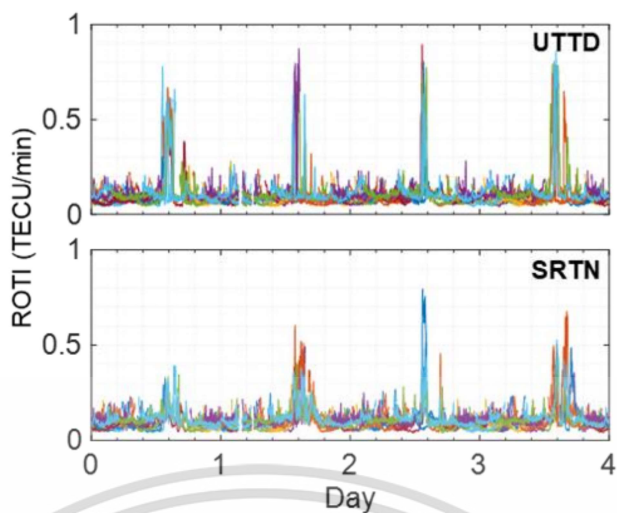
สังเกตการณ์วันปกติ (Quiet) และวันผิดปกติ (Disturbed) ในรูปที่ 3.10 (บน) วันปกติ ค่า ROTI คำนวณจากข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS ในวันที่ 5 7 14 และ 19 เดือน กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2022 ในทางกลับกันรูปที่ 3.10 (ล่าง) วันผิดปกติ ค่า ROTI เป็นวันที่ 1 3 15 และ 16 เดือนมีนาคม ค.ศ. 2022 โดยสีเส้นแตกต่างกันบ่งชี้ค่า ROTI ของดาวเทียมแต่ละดวง การคำนวณค่า ROTI ทั้งหมดกำหนดคาบเวลา (Time window) เท่ากับ 5 นาที และค่าชอนมุ่มเมยเท่ากับ 30 องศา นอกจากนี้ค่าว่างเฉพาะบางเวลาเกิดจากข้อมูลสูญหาย

จากรูปที่ 3.10 ในวันปกติผลลัพธ์ ROTI มีค่าน้อยกว่า 0.5 TECU/min [49] และมีความผันผวนต่ำ ในทางกลับกันวันผิดปกติผลลัพธ์ ROTI มีค่ามากกว่า 0.5 TECU/min ในช่วงหลังพระอาทิตย์ตกดิน เนื่องจากช่วงสังเกตการณ์ปราศจากพายุสนามแม่เหล็กโลก ฉะนั้นความผิดปกติชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นจึงคาดว่าเป็นผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB ผู้วิจัยจึงสังเกตเพิ่มเติมจากสถานีผู้ใช้งาน UTTD และ SRTN เพราะขนาดของ EPB สามารถมีขนาดเล็กและใหญ่ และถ้าหากทุกสถานีผู้ใช้งานมีผลลัพธ์ระดับค่า ROTI แตกต่างกันชัดเจน ก็มีความเป็นไปได้สูงว่าเกิดจากปรากฏการณ์ EPB ซึ่งมีขนาดไม่ครอบคลุมประเทศไทย



รูปที่ 3.10 ค่า ROTI ของสถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง) [51]

ในทำนองเดียวกันรูปที่ 3.11 คือค่า ROTI ของวันผิดปกติสำหรับสถานีผู้ใช้งาน UTTD และ SRTN โดยส่วนใหญ่ค่า ROTI ซึ่งมีความผันผวนสูงมักพบในช่วงหลังพระอาทิตย์ตกดิน แต่ทว่าสถานีผู้ใช้งาน SRTN มีค่า ROTI ค่อนข้างต่ำกว่าในวันแรก และที่น่าสนใจคือผลลัพธ์ ROTI จากสถานีผู้ใช้งาน SRTN มีค่าต่ำกว่าสถานีผู้ใช้งาน UTTD ผลลัพธ์ดังกล่าวจึงบ่งชี้ว่าความผิดปกติชั้นไอโอโนสเฟียร์มีความเป็นไปได้สูงเกิดจากปรากฏการณ์ EPB



รูปที่ 3.11 ค่า ROTI ในช่วงวันผิดปกติ ณ สถานีผู้ใช้งาน UTTD (บน) และ SRTN (ล่าง) [51]

ข้อสังเกต: จากรูปที่ 3.10 และรูปที่ 3.11 ค่า ROTI เหล่านี้สามารถยืนยันในเบื้องต้นได้ว่าทุกสถานีอ้างอิงและสถานีผู้ใช้ทั้งหมดจะมีรูปภาพ ROTI สอดคล้องกันทั้งในวันปกติและวันผิดปกติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

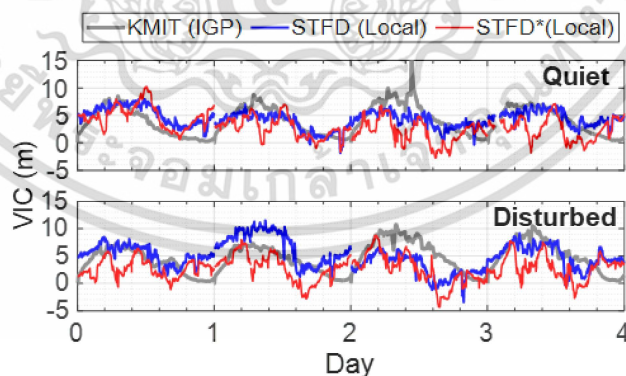
## บทที่ 4

### ผลการทดลองและการอภิปราย

บทนี้ประกอบด้วย การแสดงผลของวิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ พร้อมกับการประเมินประสิทธิภาพระบบ SBAS โดยพิจารณาเฉพาะเหตุการณ์ท้องถื่นที่ไม่มีและมีความผิดปกติรุนแรงในชั้นไอโอโนสเฟียร์ ผลลัพธ์ของการทดลองพร้อมทั้งคำอธิบายมีดังนี้

#### 4.1 ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ L1 SBAS

รูปที่ 4.1 แสดงค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง (Vertical ionospheric corrections: VIC) ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT และสถานีอ้างอิง STFD ในช่วงวันปกติ (Quiet) และวันผิดปกติ (Disturbed) โดย KMIT (IGP) คือ ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง ซึ่งประมาณจากค่ากริด IGP จากสมการที่ (2.61) และรูปที่ 2.10 ส่วน STFD (Local) และ STFD\*(Local) คือ ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถื่นแนวตั้ง ซึ่งเป็นค่าแท้จริงจากสมการที่ (3.8) และค่าประมาณ (รวมค่าไบอัส) จากสมการที่ (3.6) ตามลำดับ และผลลัพธ์แต่ละเส้น STFD (Local) และ STFD\*(Local) เป็นค่าเฉลี่ย (มัธยฐาน) ของผลลัพธ์สำหรับดาวเทียมแต่ละดวง ในการคำนวณค่าแท้จริง ผู้วิจัยคำนวณค่าไบอัส ณ สถานีอ้างอิง STFD ด้วยวิธีการประมาณค่า ตำแหน่งผู้ใช้งานจุดเดี่ยวร่วมกับค่าปรับแก้ FC และ LTC จากระบบ GAGAN และค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์จากแบบจำลอง Klobuchar

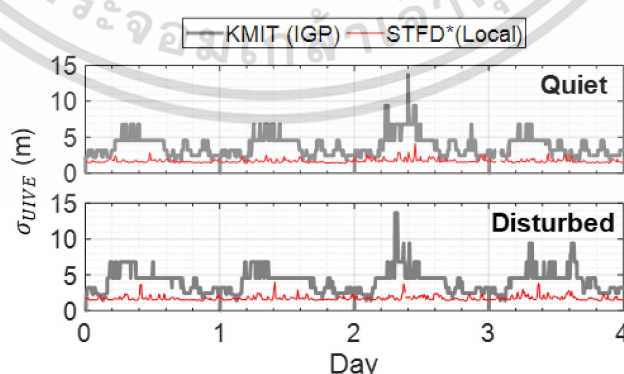


รูปที่ 4.1 การเปรียบเทียบค่า VIC ระหว่างกริด IGP ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT และค่าประมาณท้องถื่น (Local) ณ สถานีอ้างอิง STFD ในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง)

จากรูปที่ 4.1 (บน) ค่า VIC ซึ่งเปลี่ยนแปลงตามเวลาในแต่ละวันปกติมีแนวโน้มทิศทางคล้ายกัน หากเปรียบเทียบระหว่างค่า VIC จะพบว่าผลลัพธ์ KMIT (IGP) แตกต่างจาก STFD (Local) บางครั้งไม่พียงครั้งเดียว ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คราว ซึ่งอาจเป็นไปได้ว่าค่ากริด IGP มีความคลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง เพราะอยู่บริเวณขอบของเขตการให้บริการ และผลลัพธ์ STFD\*(Local) โดยส่วนใหญ่แตกต่างจาก STFD (Local) และบางครั้งก็มีค่าเป็นลบ สิ่งเหล่านี้เกิดจากค่าไบอัส ซึ่งคาดว่าเป็นความผิดพลาดของค่าปรับแก้ FC และ LTC จากระบบ GAGAN และหรืออาจเกิดจากค่าความผิดพลาดในการประมาณค่าไบอัสเครื่องรับด้วยช่วงเวลาเพียง 3 ชั่วโมง (7:00 ถึง 10:00 น. ตามเวลาท้องถิ่น) ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.1 (ล่าง) ค่า VIC ของ STFD (Local) และ STFD\*(Local) มีค่าลดลงต่ำกว่าปกติในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดิน โดยเฉพาะอย่างยิ่งวันที่ 3 มีค่า VIC ของ STFD (Local) น้อยกว่าศูนย์ ผลลัพธ์เหล่านี้เป็นไปตามความคาดหวัง ซึ่งสอดคล้องกับรูปที่ 3.10 (ล่าง) วันผิดปกติ ค่า ROTI มากกว่า 0.5 TECU/min ในช่วงหลังพระอาทิตย์ตกดิน

รูปที่ 4.2 แสดงค่าความผิดพลาดแนวตั้งเกี่ยวกับชั้นไอโอโนสเฟียร์ ณ ผู้ใช้งาน ( $\sigma_{UIVE}$ ) สำหรับสถานีผู้ใช้งาน KMIT และสถานีอ้างอิง STFD ในช่วงวันปกติ (Quiet) และวันผิดปกติ (Disturbed) โดย KMIT (IGP) คือค่า  $\sigma_{UIVE}$  ซึ่งประมาณจากค่ากริด IGP ดังสมการที่ (2.62) และรูปที่ 2.10 และ STFD\*(Local) คือค่า  $\sigma_{UIVE}$  ซึ่งประมาณจากค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่น แนวตั้งดังสมการที่ (3.10) จากรูปที่ 4.2 (บน) ค่า  $\sigma_{UIVE}$  ซึ่งเปลี่ยนแปลงตามเวลาในแต่ละวันปกติมีแนวโน้มคล้ายกัน โดยผลลัพธ์ของ KMIT (IGP) มีค่า  $\sigma_{UIVE}$  มากกว่า 5 เมตร ในช่วงเวลากลางวัน ซึ่งสอดคล้องกับค่า VIC ที่เพิ่มขึ้นดังรูปที่ 4.1 (บน) และผลลัพธ์ของ STFD\*(Local) มีค่า  $\sigma_{UIVE}$  ประมาณ 2 เมตร ร่วมกับความผันผวนต่ำเป็นบางครั้งคราว ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.2 (ล่าง) ค่า  $\sigma_{UIVE}$  ก็มีแนวโน้มเช่นเดียวกับรูปที่ 4.2 (บน) แต่เป็นวันผิดปกติ นอกจากนี้หากเปรียบเทียบค่า  $\sigma_{UIVE}$  ระหว่างวันปกติและวันผิดปกติ ผลลัพธ์ของ KMIT (IGP) ร่วมกับค่า  $\sigma_{UIVE}$  มากกว่า 4 เมตร ช่วงวันผิดปกติพบมากกว่าวันปกติ ในขณะที่ผลลัพธ์ของ STFD\*(Local) พบค่า  $\sigma_{UIVE}$  ทั้งสองช่วงอยู่ประมาณ 2 เมตร ข้อสังเกตค่า  $\sigma_{UIVE}$  สำหรับ STFD\*(Local) มีความผันผวนเล็กน้อย ซึ่งอาจเป็นเพราะการประมาณค่าด้วยสถานีอ้างอิงเดียว

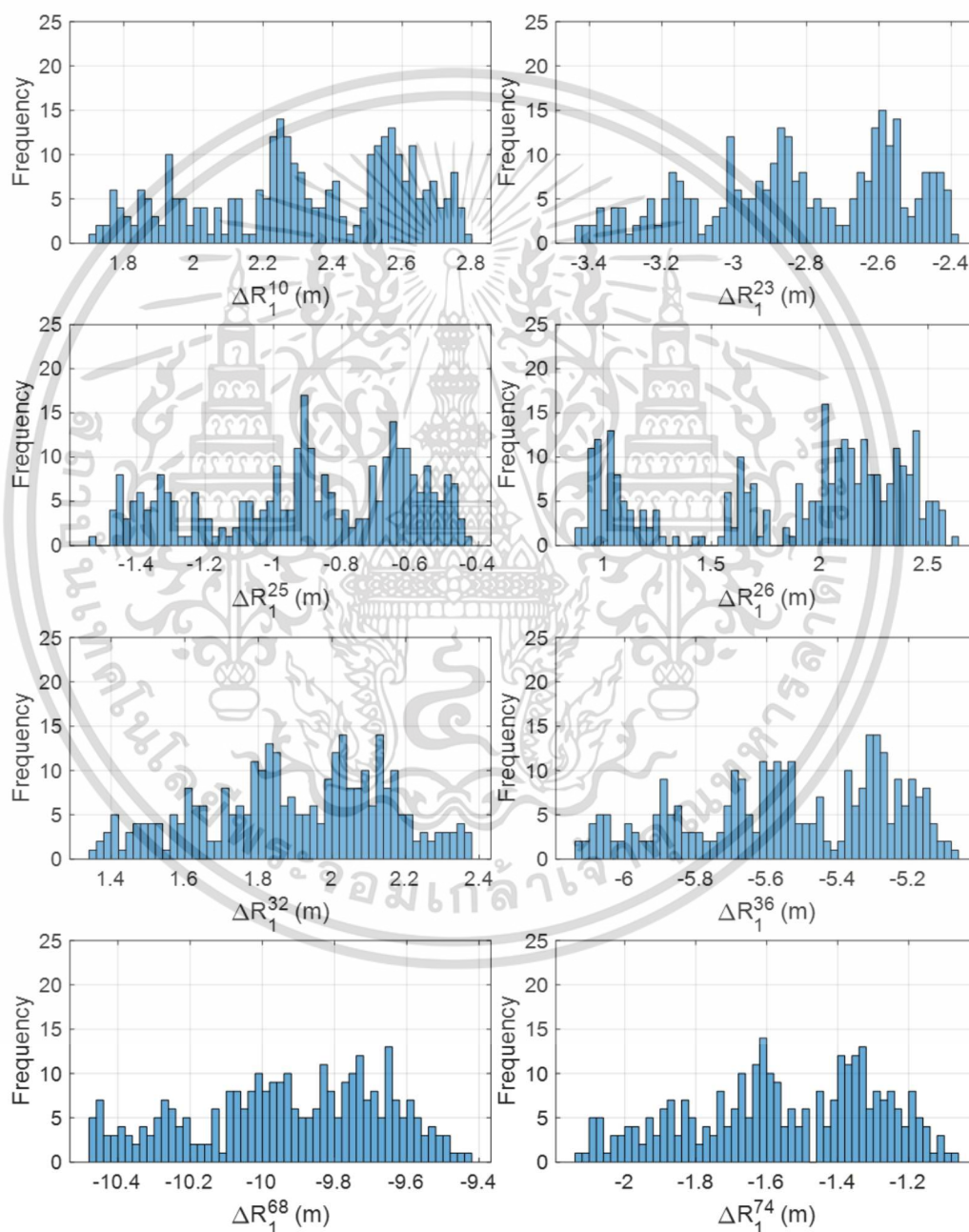


รูปที่ 4.2 การเปรียบเทียบค่า  $\sigma_{UIVE}$  ระหว่างกริด IGP ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT และค่าประมาณท้องถิ่น (Local) ณ สถานีอ้างอิง STFD ในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 4.2 ค่าปรับแก้ DFMC SBAS จากข้อมูลท้องถิ่น

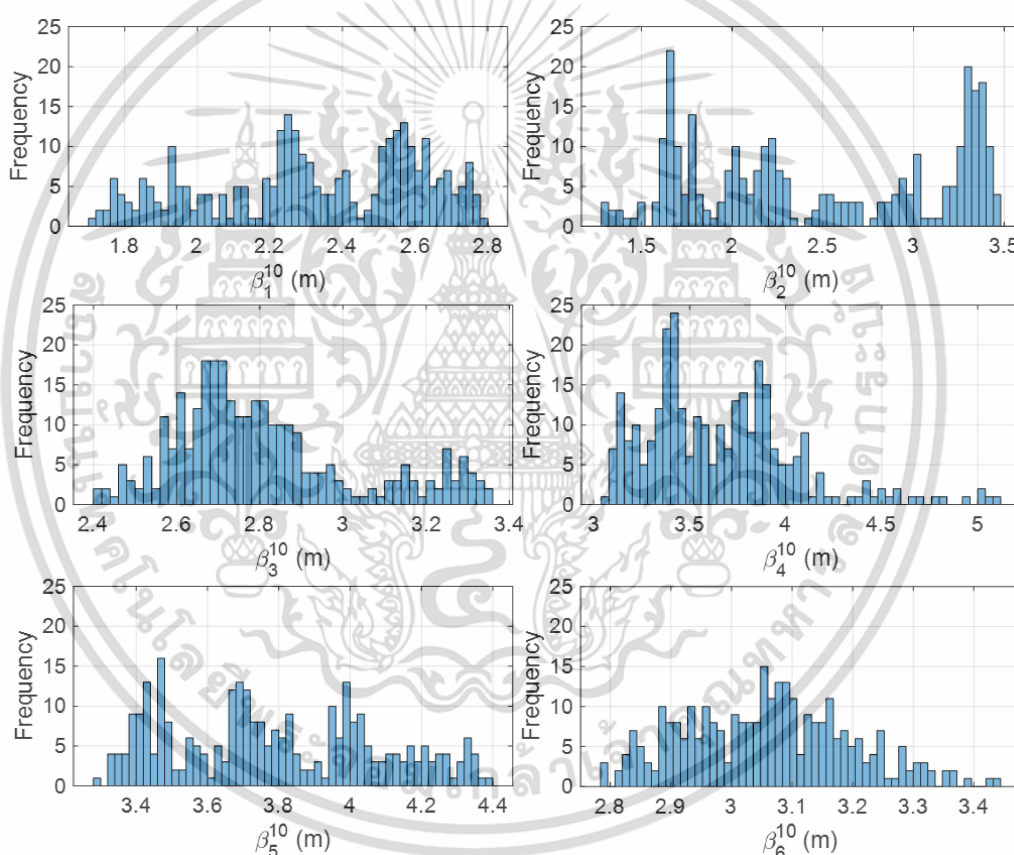
รูปที่ 4.3 แสดงค่าความผิดพลาดหลงเหลือสำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง โดยผลลัพธ์คำนวณจากสมการที่ (3.14) ซึ่งเป็นค่าความผิดพลาดเชิงประจักษ์ของดาวเทียมที่  $i \in \{10, 23, 25, 26, 32, 36, 68, 74\}$  ณ สถานีอ้างอิงลำดับที่ 1 (CHAN) ภายในช่วงเวลาประมาณ 07:55 ถึง 08:00 น. ตามเวลาท้องถิ่นประเทศไทย วันที่ 05 เดือนกุมภาพันธ์ ค.ศ. 2022



รูปที่ 4.3 สถิติความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียมแต่ละดวง ณ สถานีอ้างอิงลำดับที่ 1 สำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ใดเห็นประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.3 กราฟตัวอย่างมีลักษณะไม่เหมือนการแจกแจงแบบปกติ (Normal distribution) และค่าความผิดพลาดหลงเหลือของดาวเทียมแต่ละดวงมีค่าแตกต่างกันคล้ายค่าสุ่ม (Random) โดยการแจกแจงของค่าต่ำสุดถึงสูงสุดอยู่ในช่วงประมาณ 1 เมตร ฉะนั้นจึงสามารถใช้สมการที่ (3.15) ประมาณค่าไบอัสเครื่องรับที่ 1 ได้

รูปที่ 4.4 แสดงค่าไบอัสดาวเทียมดวงที่ 10 ณ สถานีอ้างอิงลำดับที่ 1 ถึง 6 (CHAN CHMA DPT9 NKSU PJRK และ UDON) ตามลำดับ กราฟตัวอย่างผลลัพธ์ค่าไบอัสดาวเทียมมีลักษณะคล้ายกับรูปที่ 4.3 แต่จะมีการแจกแจงค่าอยู่ในช่วง 1.8 ถึง 5 เมตร และผลลัพธ์ของสถานีอ้างอิงลำดับที่ 3 4 และ 6 มีความคล้ายการแจกแจงแบบปกติ ฉะนั้นจึงใช้สมการที่ (3.16) เพื่อคำนวณค่าไบอัสดาวเทียมที่เหมาะสม

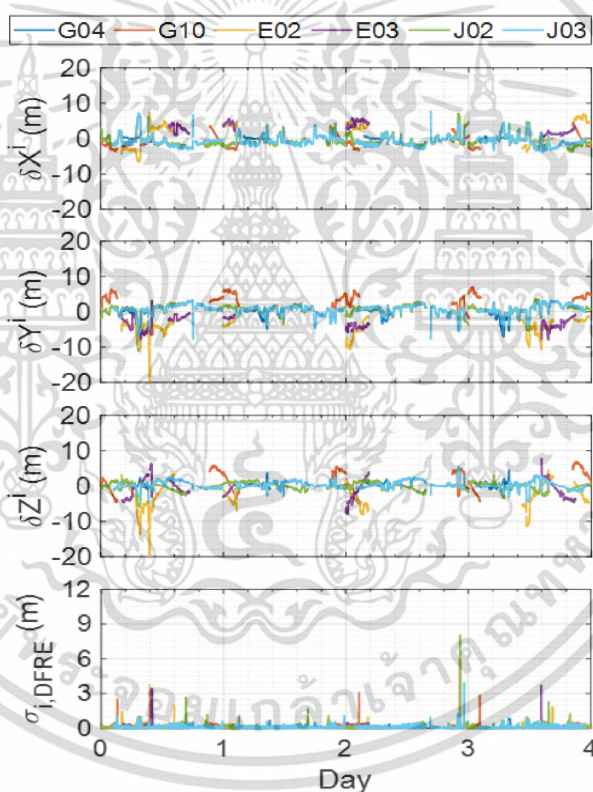


รูปที่ 4.4 สถิติค่าไบอัสดาวเทียมดวงที่ 10 ณ สถานีอ้างอิงแตกต่างกัน สำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง

รูปที่ 4.5 แสดงเวกเตอร์ค่าปรับแก้ตำแหน่งดาวเทียมและพารามิเตอร์ความเชื่อมั่นในช่วงวันปกติ โดยใช้วิธีการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงด้วยแบบจำลอง Klobuchar [17] การคำนวณค่าปรับแก้ใช้สถานีอ้างอิง 6 สถานี คือ CHAN CHMA DPT9 NKSU PJRK และ UDON ค่าปรับแก้ตำแหน่งดาวเทียม ( $\delta X^i, \delta Y^i, \delta Z^i$ ) คำนวณจากสมการที่ (3.17) และ

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ไม่สามารถนำออกเผยแพร่ได้โดยไม่ได้รับอนุญาต  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

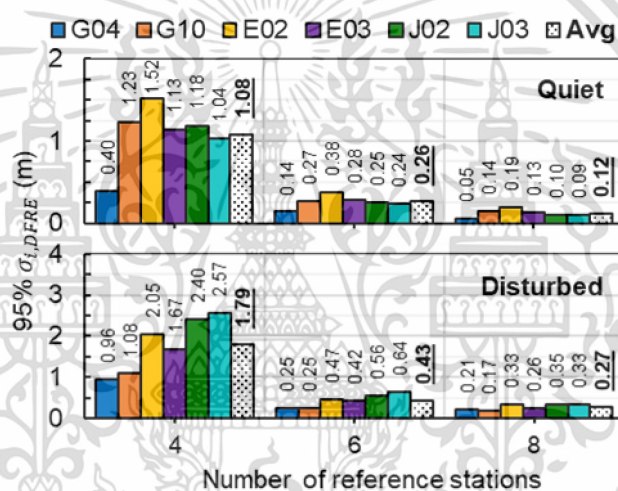
พารามิเตอร์ความเชื่อมั่นหรือความผิดพลาดค่าปรับแก้ ( $\sigma_{i,DFRE}$ ) คำนวณจากสมการที่ (3.18) โดยแต่ละสี่บ่งชี้ดาวเทียมตัวอย่างแต่ละดวง ซึ่งประกอบด้วยดาวเทียม GPS (G04 และ G10) Galileo (E02 และ E03) และ QZSS (J02 และ J03) จากรูปที่ 4.5 หากไม่คำนึงค่าผิดปกติ (Spike) ค่า  $\delta X^i$   $\delta Y^i$  และ  $\delta Z^i$  ของ J02 และ J03 มีความผันผวนต่ำที่สุดอยู่ในช่วง -2 ถึง 2 เมตร อาจเป็นเพราะอยู่วงโคจรเสมือนเลขแปด (QZO) และมีอัตราเร่งของการเคลื่อนที่น้อยกว่าวงโคจรระดับกลาง (MEO) ส่วนค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  มากกว่า 3 เมตร นั้นสอดคล้องตามค่าผิดปกติของค่า  $\delta X^i$   $\delta Y^i$  และ  $\delta Z^i$  ซึ่งอาจเกิดจากค่าความผิดพลาดของพารามิเตอร์  $e_j^i$  ตามสมการที่ (3.14) และความไม่ต่อเนื่องของข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียมจากหลายสถานีอ้างอิง อย่างไรก็ตามค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  มีค่ามากที่สุดได้ไม่เกินขนาดบล็อกเก็บพารามิเตอร์ (100 เมตร) ฉะนั้นค่า  $\delta X^i$   $\delta Y^i$  และ  $\delta Z^i$  ที่ส่งผลให้ค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  มากกว่า 100 เมตร จึงถูกตัดทิ้งโดยอัตโนมัติ



รูปที่ 4.5 ค่าปรับแก้ความผิดพลาดตำแหน่งดาวเทียมและพารามิเตอร์ความเชื่อมั่นสำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงในช่วงวันปกติ [51]

รูปที่ 4.6 แสดงค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ สำหรับ *กรณีบรรเทาผลกระทบ* ร่วมกับการปรับจำนวนสถานีอ้างอิงเท่ากับ 4, 6 และ 8 สถานี โดยจำนวนดาวเทียมตัวอย่างเหมือนดังรูปที่ 4.5 แต่มีการพิจารณาผลลัพธ์ในช่วงวันปกติและวันผิดปกติ อีกทั้งยังคำนวณค่าเฉลี่ย (Average: Avg) ของผลลัพธ์จากดาวเทียมตัวอย่างร่วมกับจำนวนสถานีอ้างอิงแตกต่างกัน จากรูปที่ 4.6 (บน) ในช่วงวันเอกสารนี้เป็นเอกลักษณ์สูงวันเฉลี่ยที่บอกการเชิงในเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออยู่ใต้เห็นข้อบกพร่องเช่นนี้การคำนวณว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปกติ แต่ละครภาพคำนวณจากค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  ทั้งหมด 4 วัน โดยผลลัพธ์ของแต่ละดาวเทียมมีความแตกต่างกัน ซึ่งคาดว่าเป็นผลจากตำแหน่งและทิศทางโคจรของดาวเทียมแตกต่างกัน อย่างไรก็ตาม การเพิ่มจำนวนสถานีอ้างอิงช่วยลดค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  ซึ่งสังเกตจากค่าเฉลี่ยสำหรับจำนวนสถานีอ้างอิงเท่ากับ 4 6 และ 8 สถานี มีค่าประมาณ 1.08 0.26 และ 0.12 เมตร ตามลำดับ ในทางกลับกัน จากรูปที่ 4.6 (ล่าง) ช่วงวันผิดปกติ ค่าเฉลี่ยสำหรับจำนวนสถานีอ้างอิงเท่ากับ 4 6 และ 8 สถานี ก็มีค่าประมาณ 1.79 0.43 และ 0.27 เมตร ตามลำดับ นอกจากนี้ เนื่องจากความผิดปกติชั้นไอโอโนสเฟียร์สามารถส่งผลกระทบต่อเวกเตอร์ค่าปรับแก้ความผิดพลาดตำแหน่งดาวเทียมได้ ค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ในช่วงวันผิดปกติจึงเพิ่มขึ้นตามความคาดหวัง ยกเว้น G10 ร่วมกับจำนวนสถานีอ้างอิง 6 สถานี จากผลลัพธ์เหล่านี้ ผู้วิจัยจึงเลือกจำนวนสถานีอ้างอิงเท่ากับ 6 สถานี ซึ่งมีผลลัพธ์ใกล้เคียงกับ 8 สถานี



รูปที่ 4.6 ค่า  $\sigma_{i,DFRE}$  ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ร่วมกับจำนวนสถานีอ้างอิงแตกต่างกัน สำหรับกรณีบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงในช่วงวันปกติ (บน) และวันผิดปกติ (ล่าง)

[51]

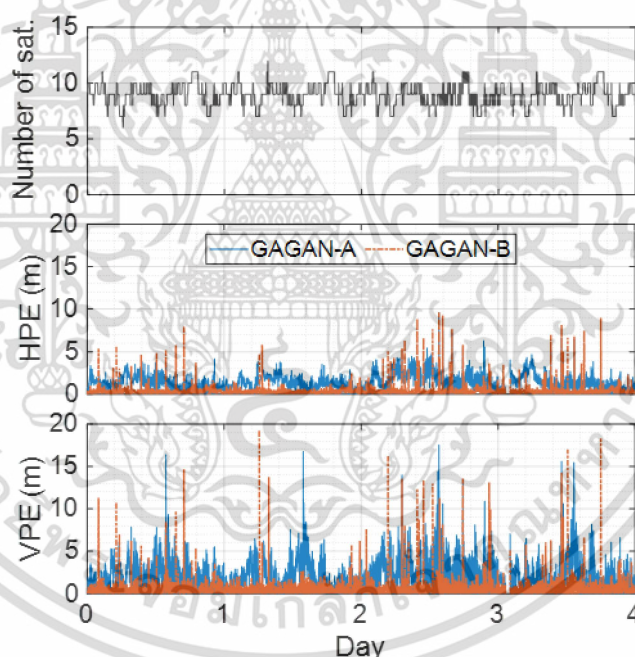
### 4.3 ผลการวิเคราะห์ระบบในวันปกติ

เนื่องจากการวิจัยนี้เป็นการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS บริเวณประเทศไทย ในการประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ L1 SBAS (GAGAN) และ DFMC SBAS จึงแยกการพิจารณาออกเป็น 2 กรณี ได้แก่ วันปกติ และวันผิดปกติ ในหัวข้อนี้เป็นผลการทดลองระบบกรณีวันปกติ ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

#### 4.3.1 ระบบ L1 SBAS

รูปที่ 4.7 แสดงจำนวนดาวเทียม (Number of sat.) และค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งด้วยระบบ GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT โดยกราฟ GAGAN-A คือการใช้ค่าปรับแก้ FC เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

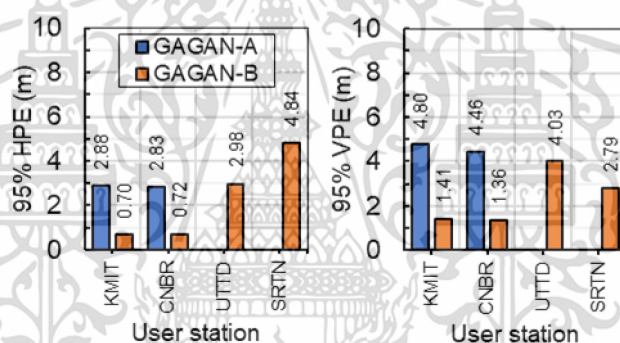
LTC และกริด IGP จากระบบ GAGAN ซึ่งอธิบายรายละเอียดในหัวข้อที่ 2.8.1 ส่วน GAGAN-B คือ คล้ายกับ GAGAN-A แต่จะทดแทนกริด IGP ด้วยค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม พร้อมทั้งค่าความแปรปรวนดังสมการที่ (3.7) และ (3.9) ในรูปที่ 4.7 (บน) การเพิ่มขึ้นหรือลดลงของ จำนวนดาวเทียมในแต่ละวันอยู่ในช่วง 6 ถึง 12 ดวง และมีจำนวนแตกต่างกันในบางช่วงเวลา ซึ่งคาดว่าเกิดจากสภาวะการณชั้นบรรยากาศและทิศทางโคจรของดาวเทียมในแต่ละวันมีความแตกต่างกัน ในรูปที่ 4.7 (กลาง) ค่า HPE คำนวณจากสมการที่ (2.73) ผลลัพธ์ในแต่ละวันมีแนวโน้มคล้ายกัน โดยส่วนใหญ่ค่า HPE ของ GAGAN-A มีค่าต่ำกว่า 5 เมตร และของ GAGAN-B มีค่าต่ำกว่า 1 เมตร ส่วน ในรูปที่ 4.7 (ล่าง) ค่า VPE คำนวณจากสมการที่ (2.75) ผลลัพธ์ในแต่ละวันมีแนวโน้มคล้ายกัน โดยส่วนใหญ่ค่า VPE ของ GAGAN-A มีค่าต่ำกว่า 10 เมตร และของ GAGAN-B มีค่าต่ำกว่า 2 เมตร การระบุตำแหน่งด้วย GAGAN-B เหนือกว่า GAGAN-A โดยเฉพาะอย่างยิ่ง VPE อย่างไรก็ตามสถานี KMIT ตั้งอยู่ในเขตชุมชนเมือง จึงได้รับผลกระทบจากสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทางรวมถึง ข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียมขาดหายชั่วขณะ และก่อให้เกิดค่าผิดปกติบางครั้งคราว



รูปที่ 4.7 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันปกติ

รูปที่ 4.8 แสดงการเปรียบเทียบค่า HPE และ VPE ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ระหว่างผลลัพธ์ดังรูปที่ 4.7 และผลลัพธ์จากสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN โดยที่ UTTD และ SRTN ไม่ได้อำนาจการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN-A เพราะอยู่นอกเขตกริด IGP ที่มีการพิจารณา ดังรูปที่ 2.10 จากรูปที่ 4.8 (ซ้าย) ผลลัพธ์ค่า HPE ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT และเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

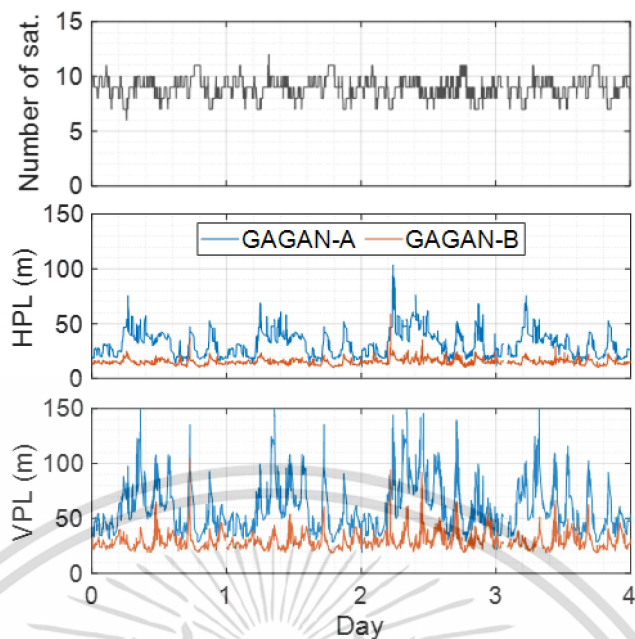
CNBR สำหรับระบบ GAGAN-A คือ 2.88 และ 2.83 ในขณะที่เดียวกันระบบ GAGAN-B คือ 0.70 และ 0.72 เมตร ตามลำดับ หากคำนวณผลต่างสัมบูรณ์ระหว่าง GAGAN-A และ GAGAN-B สำหรับสถานีผู้ใช้งาน KMIT และ CNBR จะได้ผลลัพธ์เท่ากับ 2.18 และ 2.11 เมตร และสามารถคำนวณเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงความผิดพลาดได้ประมาณ 75 และ 74 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ โดยคำนวณจากวิธี  $(1 - (GAGAN-B/GAGAN-A)) \times 100\%$  ในทำนองเดียวกัน จากรูปที่ 4.8 (ขวา) ผลลัพธ์ค่า VPE ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT และ CNBR สำหรับระบบ GAGAN-A ก็คือ 4.80 และ 4.46 เมตร ในขณะเดียวกันระบบ GAGAN-B ก็คือ 1.41 และ 1.36 เมตร และสามารถคำนวณเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงความผิดพลาดได้ประมาณ 71 และ 69 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ อย่างไรก็ตามระบบ GAGAN-B อาจไม่สามารถเหนือกว่าระบบ GAGAN-A ได้ หากผู้ใช้งานอยู่ห่างจากสถานีอ้างอิง (STFD) มากกว่า 300 กิโลเมตร โดยประมาณ ซึ่งได้ยกตัวอย่างสถานีผู้ใช้งาน UTTD และ SRTN เป็นต้น นอกจากนี้ค่า VPE โดยปกติมักมากกว่า HPE เนื่องจากภูมิศาสตร์โลกและการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศ



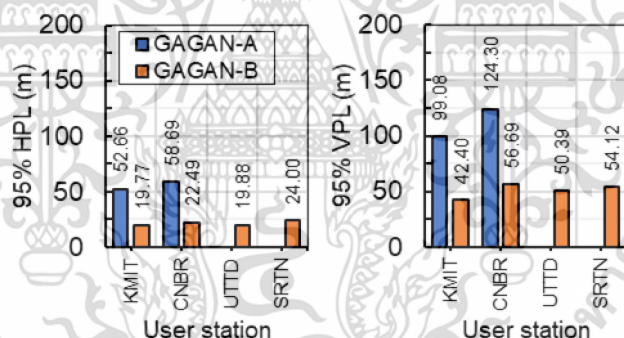
รูปที่ 4.8 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันปกติ

รูปที่ 4.9 แสดงทำนองเดียวกับรูปที่ 4.7 แต่เป็นค่าระดับปกป้อง ในที่นี้กราฟ GAGAN-A คำนวณจากระบบ GAGAN ปราศจากพารามิเตอร์เสริม และกราฟ GAGAN-B คำนวณจากระบบ GAGAN โดยทดแทนค่ากริด IGP ด้วยค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม จากรูปที่ 4.9 (กลาง) ค่า HPL คำนวณจากสมการที่ (2.79) ผลลัพธ์ของระบบ GAGAN-A ร่วมกับค่า HPL มากกว่า 50 เมตร มักปรากฏในช่วงกลางวันตามเวลาท้องถิ่นประเทศไทย ในขณะเดียวกันผลลัพธ์ของระบบ GAGAN-B มีความผันผวนเล็กน้อยอยู่ที่ระดับประมาณ 20 เมตร ในทำนองเดียวกัน จากรูปที่ 4.9 (ล่าง) ค่า VPL คำนวณจากสมการที่ (2.80) ผลลัพธ์ของระบบ GAGAN-A และ GAGAN-B มีแนวโน้มคล้ายกับค่า HPL แต่มีค่ามากกว่าเป็นเท่าตัว นอกจากนี้ เนื่องจากการคำนวณระดับปกป้องต้องอาศัยตำแหน่งผู้ใช้งานโดยประมาณ จึงมีความเป็นไปได้ว่าค่าผิดพลาดบางครั้งอาจเกิดจากสาเหตุ

เดียวกันกับค่าความผิดพลาด  
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์การใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.9 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าระดับป้อม HPL (กลาง) และ VPL (ล่าง) สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันปกติ

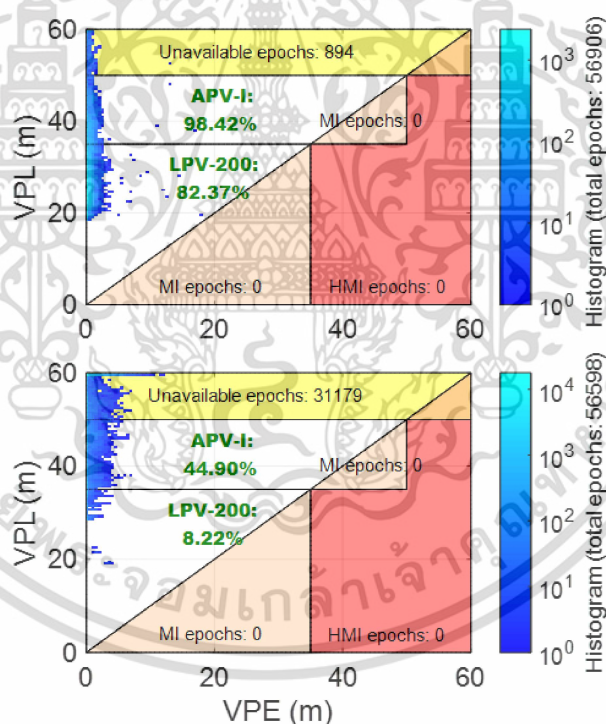


รูปที่ 4.10 ค่าระดับป้อม HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันปกติ

รูปที่ 4.10 แสดงทำนองเดียวกับรูปที่ 4.8 โดยเปลี่ยนค่าความผิดพลาดเป็นค่าระดับป้อมป้องกันดังรูปที่ 4.9 หากพิจารณารูปที่ 4.10 (ซ้าย) ผลต่างสัมบูรณ์ของค่า HPL ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ระหว่าง GAGAN-A และ GAGAN-B สำหรับสถานีผู้ใช้งาน KMIT และ CNBR เท่ากับ 32.89 และ 36.20 เมตร และสามารถคำนวณเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระดับป้อมป้องกันได้ประมาณ 62 เปอร์เซ็นต์ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.10 (ขวา) ผลต่างสัมบูรณ์ของค่า VPL ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ เท่ากับ 56.68 และ 67.61 เมตร และค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระดับป้อมป้องกันโดยประมาณเท่ากับ 57 และ 54 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ข้อสังเกตผู้ใช้งานระบบ GAGAN-B (UTDD และ SRTN) อยู่ห่างจากสถานีเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อ้างอิง (STFD) มากกว่า 300 กิโลเมตร แต่ค่าระดับปกป้องต่างกันเพียงเล็กน้อย จึงแตกต่างกันกับค่าความผิดพลาดดังรูปที่ 4.8

รูปที่ 4.11 คือแผนภาพ Stanford diagram [45] สำหรับระบบ GAGAN ในช่วงวันปกติ แผนภาพ Stanford diagram แบ่งออกเป็น 4 ส่วน เพื่อบอก 4 เหตุการณ์ ซึ่งอธิบายในหัวข้อที่ 2.9 ได้แก่ 1) พื้นที่สามเหลี่ยมสีขาวบอกความพร้อมใช้งาน ซึ่งนิยามบอกเป็นค่าเปอร์เซ็นต์ 2) พื้นที่สามเหลี่ยมแดงอ่อนบอกระบบมีข้อผิดพลาด แต่อยู่ในระดับที่ยอมรับได้ 3) พื้นที่สีแดงเข้มบอกระบบมีข้อผิดพลาดอยู่ในระดับอันตราย 4) พื้นที่สีเหลืองบอกระบบไม่พร้อมใช้งาน แถบสีน้ำเงินเข้ม-ฟ้า เขียวบ่งบอกลำดับเหตุการณ์ โดยเริ่มที่สีน้ำเงินเข้มแล้วจบที่สีฟ้าเขียว เส้นแบ่งพื้นที่ที่ตัดแกน VPL และ VPE คือ ขีดการแจ้งเตือน VAL ในที่นี้การประเมินความพร้อมใช้งานในเบื้องต้นของระบบ GAGAN พิจารณาด้วยระยะของการบิน APV-I (VAL=50 เมตร) และ LPV-200 (VAL=35 เมตร) เหตุการณ์บนแผนภาพ Stanford diagram คำนวณจากค่า VPE ดังรูปที่ 4.7 (ล่าง) และ VPL ดังรูปที่ 4.9 (ล่าง)



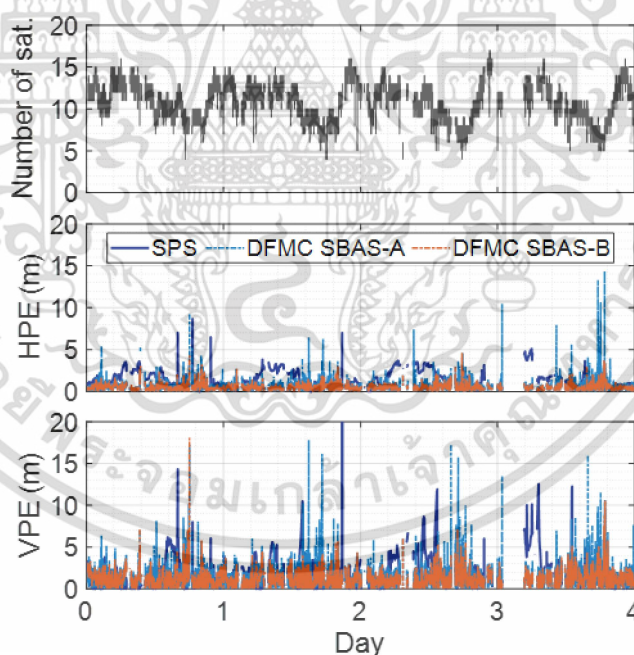
รูปที่ 4.11 Stanford diagram สำหรับระบบ GAGAN-B (บน) และ GAGAN-A (ล่าง) ของสถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันปกติ

จากรูปที่ 4.11 (บน) ความพร้อมใช้งานระบบ GAGAN-B ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT สำหรับระยะของการบิน APV-I และ LPV-200 มีค่า 98.42 และ 82.37 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.11 (ล่าง) ความพร้อมใช้งานระบบ GAGAN-A สำหรับระยะของการบิน APV-I เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และ LPV-200 มีค่า 44.90 และ 8.22 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ หากเปรียบเทียบความพร้อมใช้งานระหว่างระบบ GAGAN-B และ GAGAN-A จะพบว่าระบบ GAGAN-B เหนือกว่า GAGAN-A สำหรับระยะของการบิน APV-I คือ 53.52 เปอร์เซ็นต์ และสำหรับระยะของการบิน LPV-200 คือ 74.15 เปอร์เซ็นต์ ค่าเหล่านี้จึงเป็นตัวชี้วัดความสามารถของระบบ GAGAN-B ในช่วงวันปกติ นอกจากนี้จำนวนเหตุการณ์รวม (Total epochs) ในรูปที่ 4.11 (บน) เท่ากับ 56,906 เหตุการณ์ และรูปที่ 4.11 (ล่าง) เท่ากับ 56,598 เหตุการณ์ เกิดจากการลบค่าผิดปกติของ VPE ร่วมกับ VPL ของระบบ GAGAN-A และ GAGAN-B ซึ่งมีความแตกต่างกัน

#### 4.3.2 ระบบ DFMC SBAS

รูปที่ 4.12 แสดงจำนวนดาวเทียมและค่าความผิดพลาดของระบบพื้นฐาน และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR โดยกราฟ SPS คือการระบุตำแหน่งดาวเทียม GPS ชั้นพื้นฐานดังสมการที่ (2.70) ซึ่งปราศจากระบบ SBAS ส่วนกราฟ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B คือการระบุตำแหน่งร่วมกับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม DFMC SBAS สำหรับ *กรณีรวมผลกระทบ* และ *กรณีบรรเทาผลกระทบ* จากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ตามลำดับ ซึ่งอธิบายรายละเอียดในหัวข้อที่ 2.8.2 และ 3.2

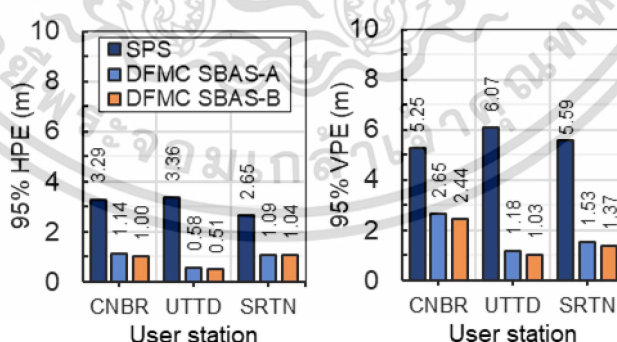


รูปที่ 4.12 จำนวนดวงเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) ของระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ [51]

จากรูปที่ 4.12 (บน) การเพิ่มขึ้นหรือลดลงของจำนวนดาวเทียมในแต่ละวันอยู่ในช่วง 4 ถึง 17 ดวง และแน่นอนจำนวนดาวเทียมบางช่วงเวลาอาจแตกต่างกันเพราะสภาวะการณชั้นบรรยากาศ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และทิศทางโคจรของดาวเทียม ยิ่งไปกว่านั้นระบบ DFMC SBAS ยังมีดาวเทียม GPS หลายดวงไม่รองรับย่านความถี่ L5 จึงก่อให้เกิดเหตุการณ์เสมือนดาวเทียมสูญหายในช่วงกลางคืนตามเวลาท้องถิ่นประเทศไทย ซึ่งสอดคล้องกับรูปที่ 3.9 และจากรูปที่ 4.12 (กลาง) และ (ล่าง) ค่า HPE และ VPE คำนวณจากสมการที่ (2.73) และ (2.75) ตามลำดับ ทั้งค่า HPE และ VPE ในแต่ละวันมีแนวโน้มคล้ายกัน โดยส่วนใหญ่ค่า HPE สำหรับ SPS DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B มีค่าต่ำกว่า 4 1.2 และ 1 เมตร ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันส่วนใหญ่ค่า VPE สำหรับ SPS DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B มีค่าต่ำกว่า 6 3 และ 2.5 เมตร ตามลำดับ การระบุตำแหน่งด้วย DFMC SBAS-B สามารถปรับปรุงความผิดพลาดได้เหนือกว่าทั้ง DFMC SBAS-A และ SPS โดยเฉพาะอย่างยิ่ง VPE นอกจากนี้ค่าผิดพลาดบางครั้งสามารถพบได้ เนื่องจากเครือข่ายสถานีอ้างอิงติดตั้งอยู่บนพื้นโลก จึงมักได้รับผลกระทบจากสัญญาณรบกวนสะท้อนหลายทิศทาง

รูปที่ 4.13 แสดงค่า HPE และ VPE ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ของผลลัพธ์ดังรูปที่ 4.12 และผลลัพธ์ ณ สถานีผู้ใช้งาน UTTD และ SRTN โดยผลลัพธ์ SPS ใช้สำหรับอ้างอิงความแม่นยำของระบบ DFMC SBAS จากรูปที่ 4.13 (ซ้าย) ค่า HPE ของระบบ DFMC SBAS ย่อมน้อยกว่าระบบ SPS เสมอ เพราะค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ได้รับการบรรเทาด้วยค่าสังเกตการณ์แท้จริง ซึ่งมีความถูกต้องมากกว่าค่าประมาณจากแบบจำลอง Klobuchar หากเปรียบเทียบผลลัพธ์ระหว่าง SPS และ DFMC SBAS-B ค่าผลต่างสัมบูรณ์ของ CNBR UTTD และ SRTN จะได้เท่ากับ 2.29 2.85 และ 1.61 เมตร ในทำนองเดียวกัน แต่เปรียบเทียบผลลัพธ์ระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B จะได้ผลต่างสัมบูรณ์สำหรับ CNBR UTTD และ SRTN เท่ากับ 0.14 0.07 และ 0.05 เมตร อีกทั้งยังสามารถคำนวณค่าเปอร์เซ็นต์ของการปรับปรุงความผิดพลาดได้ประมาณ 13 11 และ 5 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ โดยวิธี  $(1 - (\text{DFMC SBAS-B} / \text{DFMC SBAS-A})) \times 100\%$

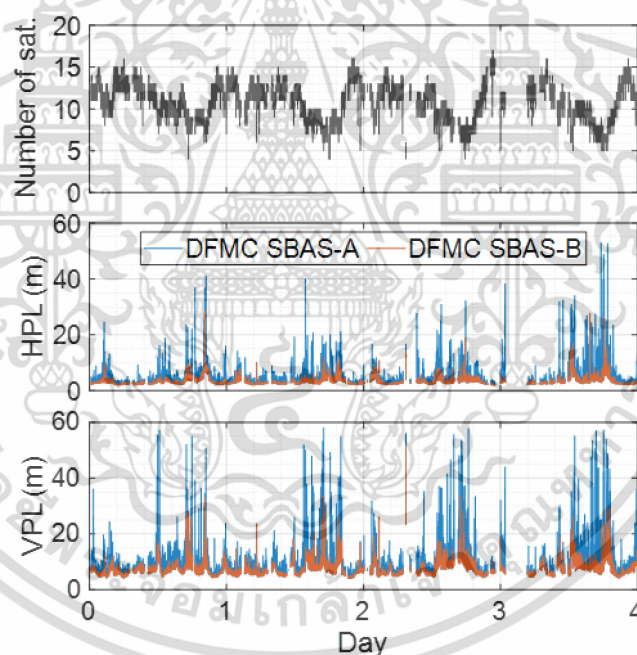


รูปที่ 4.13 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ระหว่างระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันปกติ [51]

ในทำนองเดียวกัน จากรูปที่ 4.13 (ขวา) ค่า VPE มีผลลัพธ์สอดคล้องกับค่า HPE ดังรูปที่ 4.13 (ซ้าย) แต่มีค่าความผิดพลาดมากกว่า ซึ่งเป็นผลลัพธ์ปกติ ค่าผลต่างสัมบูรณ์ระหว่าง SPS และ DFMC SBAS-B มีค่าต่ำกว่าค่า HPE ของ SPS เสมอ โดยเปรียบเทียบผลลัพธ์ระหว่าง SPS และ DFMC SBAS-B ค่าผลต่างสัมบูรณ์ของ CNBR UTTD และ SRTN จะได้เท่ากับ 2.29 2.85 และ 1.61 เมตร ในทำนองเดียวกัน แต่เปรียบเทียบผลลัพธ์ระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B จะได้ผลต่างสัมบูรณ์สำหรับ CNBR UTTD และ SRTN เท่ากับ 0.14 0.07 และ 0.05 เมตร อีกทั้งยังสามารถคำนวณค่าเปอร์เซ็นต์ของการปรับปรุงความผิดพลาดได้ประมาณ 13 11 และ 5 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ โดยวิธี  $(1 - (\text{DFMC SBAS-B} / \text{DFMC SBAS-A})) \times 100\%$

DFMC SBAS-B สำหรับ CNBR UTTD และ SRTN เท่ากับ 2.81 5.04 และ 4.22 เมตร และค่าเปอร์เซ็นต์ของการปรับปรุงความผิดพลาดอยู่ประมาณ 53 83 และ 75 เปอร์เซ็นต์ ส่วนค่าผลต่างสัมบูรณ์ระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B เท่ากับ 0.21 0.15 และ 0.14 เมตร และค่าเปอร์เซ็นต์ของการปรับปรุงความผิดพลาดอยู่ประมาณ 8 12 และ 10 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ นอกจากนี้หากสังเกตค่าผลต่างสัมบูรณ์ระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B สำหรับค่า VPE พบว่าผลลัพธ์ใกล้เคียงความผิดพลาดของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ซึ่งมีค่าประมาณ 10 เซนติเมตร [32] ฉะนั้นผู้วิจัยจึงสามารถสรุปได้ว่าค่าปรับแก้ DFMC SBAS-B สามารถบรรเทาผลกระทบจากค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงได้

รูปที่ 4.14 แสดงทำนองเดียวกับรูปที่ 4.12 แต่เป็นระดับปกป้อง หากสังเกตรูปที่ 4.14 (บน) และ (กลาง) ค่า HPL มากกว่า 20 เมตร สำหรับระบบ DFMC SBAS-A มักปรากฏในช่วงเวลาจำนวนดาวเทียมลดลงน้อยกว่า 8 ดวง ซึ่งสอดคล้องกับค่า HPE ดังรูปที่ 4.12 (กลาง) ในทำนองเดียวกันรูปที่ 4.14 (ล่าง) ค่า VPL มีแนวโน้มคล้ายกันกับค่า HPL แต่มีค่ามากกว่า

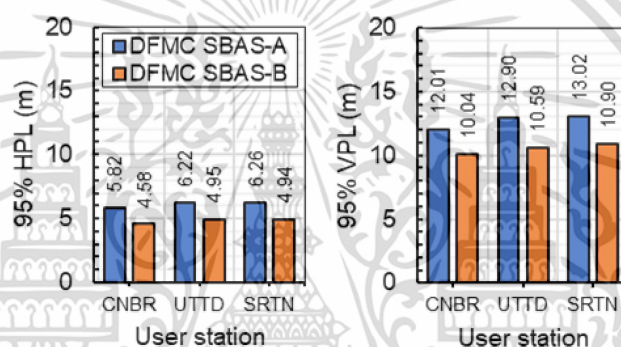


รูปที่ 4.14 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าระดับปกป้อง HPL (กลาง) และ VPL (ล่าง) ของระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ [51]

รูปที่ 4.15 แสดงผลลัพธ์ระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ สำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN หากสังเกตที่รูปที่ 4.15 (ซ้าย) ส่วนใหญ่ค่า HPL ของระบบ DFMC SBAS-B มีค่าน้อยกว่า DFMC SBAS-A โดยค่าเฉลี่ย HPL ของทุกสถานีผู้ใช้งาน (CNBR UTTD และ SRTN) สำหรับระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B เท่ากับ 6.10 และ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.82 เมตร ตามลำดับ และถ้าหากคำนวณเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระดับปกป้องระหว่างระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B ด้วยวิธี  $(1 - (DFMC\ SBAS-B / DFMC\ SBAS-A)) \times 100\%$  จะได้ค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงสำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ประมาณ 21 20 และ 21 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.15 (ขวา) ค่าเฉลี่ย VPL ของทุกสถานีผู้ใช้งานสำหรับระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B เท่ากับ 12.64 และ 10.51 เมตร และค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B สำหรับ CNBR UTTD และ SRTN คือประมาณ 16 18 และ 16 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ

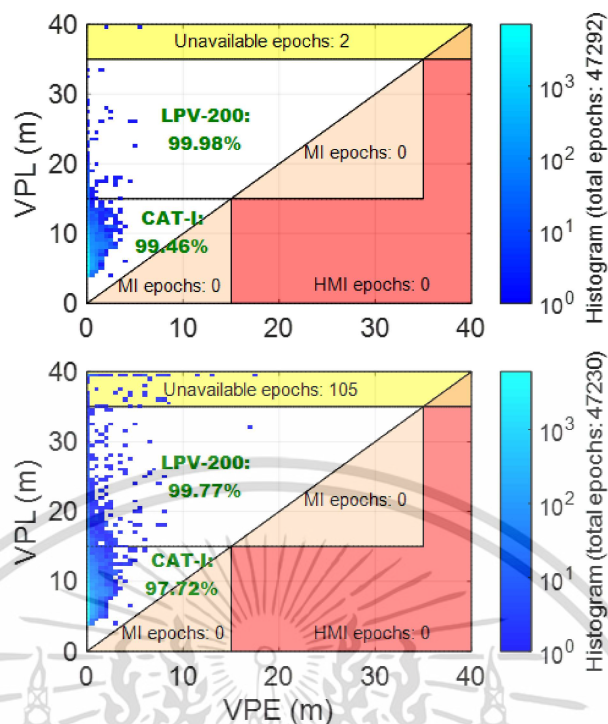
จากรูปที่ 4.15 (ขวา) หากประเมินประสิทธิภาพการใช้งานระบบตามมาตรฐานของ ICAO [3] ค่า VPL ร่วมกับระบบ DFMC SBAS-B (10.51 เมตร) ก็เหมาะสำหรับการประเมินระยะของการบิน LVP-200 และ CAT-I (VAL=15 เมตร) ตามลำดับ



รูปที่ 4.15 ค่าระดับป้อง HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ของระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันปกติ [51]

รูปที่ 4.16 แสดงผลการประเมินความพร้อมใช้งานในเบื้องต้นของระบบ DFMC SBAS โดยพิจารณาด้วยระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I เหตุการณ์บนแผนภาพ Stanford diagram คำนวณจากค่า VPE ดังรูปที่ 4.12 (ล่าง) และ VPL ดังรูปที่ 4.14 (ล่าง) จากรูปที่ 4.16 (บน) ความพร้อมใช้งานระบบ DFMC SBAS-B ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR สำหรับระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I มีค่า 99.98 และ 99.46 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.16 (ล่าง) สำหรับระบบ DFMC SBAS-A ร่วมกับระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I มีค่า 99.77 และ 97.72 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ นอกจากนี้หากเปรียบเทียบความพร้อมใช้งานระหว่างระบบ DFMC SBAS-B และ DFMC SBAS-A ระบบ DFMC SBAS-B เหนือกว่า DFMC SBAS-A เล็กน้อยมีค่า 0.21 และ 1.74 เปอร์เซ็นต์ สำหรับระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I ตามลำดับ ข้อสังเกตค่าเปอร์เซ็นต์เหล่านี้สามารถบ่งบอกได้ว่าระบบ DFMC SBAS-B ได้รับการบรรเทาผลกระทบจากการหน่วงเวลาขึ้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงในช่วงวันปกติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.16 Stanford diagram ของระบบ DFMC SBAS-B (บน) และระบบ DFMC SBAS-A (ล่าง) สำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันปกติ [51]

#### 4.4 ผลการทดลองระบบกรณีวันผิดปกติ

ในหัวข้อนี้เป็นผลการทดลองระบบกรณีวันผิดปกติ โดยวิธีการและขั้นตอนคำนวณผลลัพธ์รวมถึงรูปแบบการพล็อตก็มีความเหมือนกับกรณีวันปกติทุกประการ รายละเอียดอธิบายดังต่อไปนี้

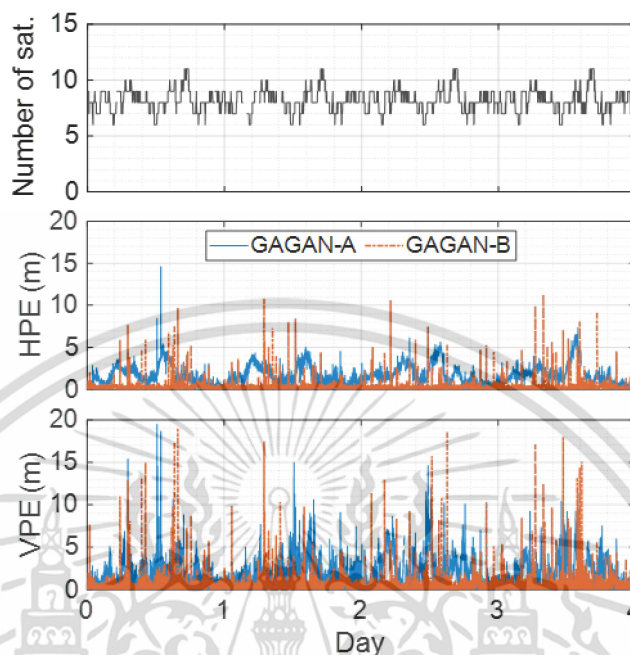
##### 4.4.1 ระบบ L1 SBAS

รูปที่ 4.17 และรูปที่ 4.18 แสดงทำนองเดียวกันดังรูปที่ 4.7 และรูปที่ 4.8 แต่อยู่ในช่วงวันผิดปกติ ตามลำดับ และผลลัพธ์ในแต่ละวันมีแนวโน้มคล้ายกัน หากสังเกตจากรูปที่ 4.18 (ซ้าย) ค่า HPE ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ มีผลต่างสัมบูรณ์ระหว่าง GAGAN-A และ GAGAN-B สำหรับสถานีผู้ใช้งาน KMIT และ CNBR นั่นคือเท่ากับ 3.13 และ 3.07 เมตร และคำนวณเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงความผิดพลาดได้ประมาณ 81 และ 79 เปอร์เซ็นต์ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.18 (ขวา) ผลต่างสัมบูรณ์สำหรับค่า VPE เท่ากับ 3.67 และ 3.26 เมตร และเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงความผิดพลาดประมาณ 70 และ 67 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ นอกจากนี้ผลลัพธ์ระบบ GAGAN-B สำหรับสถานีผู้ใช้งาน UTDD และ SRTN ก็มีแนวโน้มทิศทางเดียวกันดังรูปที่ 4.8

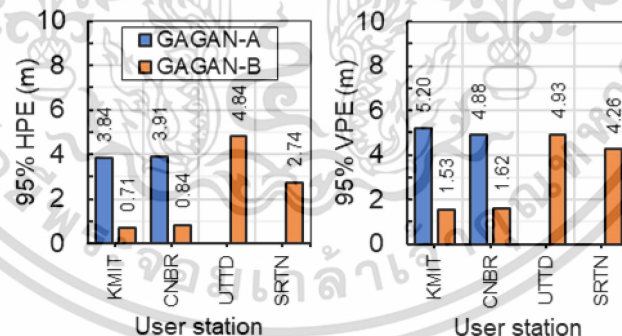
รูปที่ 4.19 และรูปที่ 4.23 แสดงทำนองเดียวกันดังรูปที่ 4.10 และรูปที่ 4.15 ตามลำดับ แต่เป็นช่วงวันผิดปกติ หากสังเกตจากรูปที่ 4.19 (ซ้าย) ค่า HPL ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ มีผลต่างสัมบูรณ์ระหว่าง GAGAN-A และ GAGAN-B สำหรับสถานีผู้ใช้งาน KMIT และ CNBR เท่ากับ 35.23 และ 36.43 เมตร และเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระดับปกติโดยประมาณเท่ากับ 63 และ 61 เปอร์เซ็นต์

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.19 (ขวา) ค่า VPL ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ มีผลต่างสัมบูรณ์เท่ากับ 66.53 และ 64.13 เมตร และเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงประมาณ 59 และ 53 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ



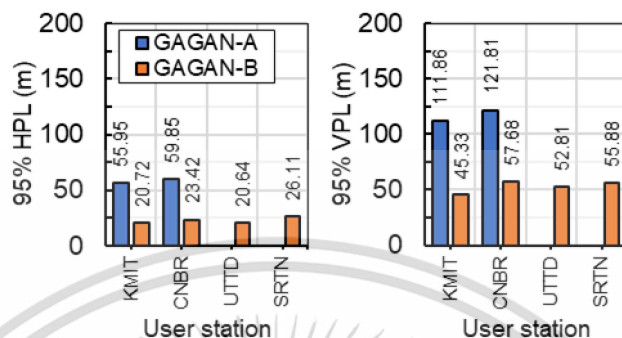
รูปที่ 4.17 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันฝึกปฏิบัติ



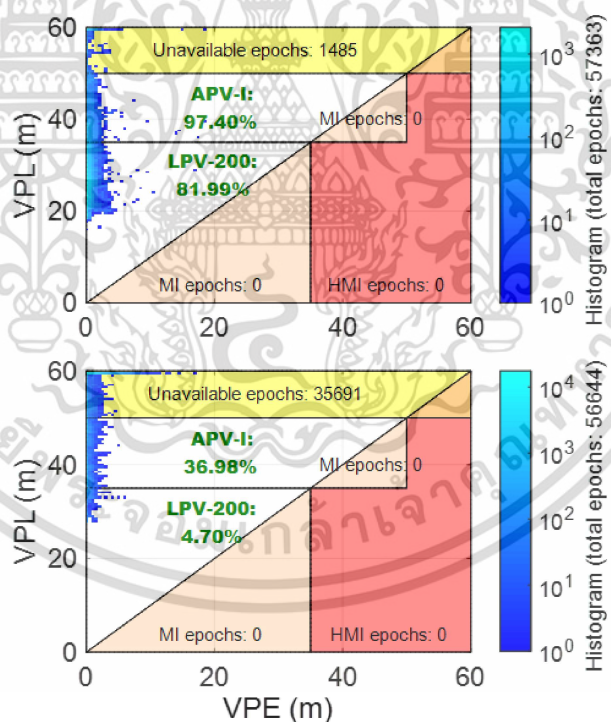
รูปที่ 4.18 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันฝึกปฏิบัติ

รูปที่ 4.20 แสดงแผนภาพ Stanford diagram ในทำนองเดียวกันดังรูปที่ 4.11 แต่พิจารณาในช่วงวันฝึกปฏิบัติ จากรูปที่ 4.20 (บน) ความพร้อมใช้งานในช่วงวันฝึกปฏิบัติของระบบ GAGAN-B มีค่า 97.40 และ 81.99 เปอร์เซ็นต์ สำหรับ APV-I และ LPV-200 ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.11 (ล่าง) ความพร้อมใช้งานระบบ GAGAN-A สำหรับ APV-I และ LPV-200 มีค่า 32.28 และเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.70 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ นอกจากนี้หากเปรียบเทียบความพร้อมใช้งานระหว่างสองระบบจะพบว่าระบบ GAGAN-B ยังเหนือกว่า GAGAN-A สำหรับ APV-I เท่ากับ 65.12 เปอร์เซ็นต์ และสำหรับ LPV-200 เท่ากับ 77.29 เปอร์เซ็นต์



รูปที่ 4.19 ค่าระดับป้องกัน HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ สำหรับการเสริมความแม่นยำผ่านดาวเทียม GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันฝึกปกติ

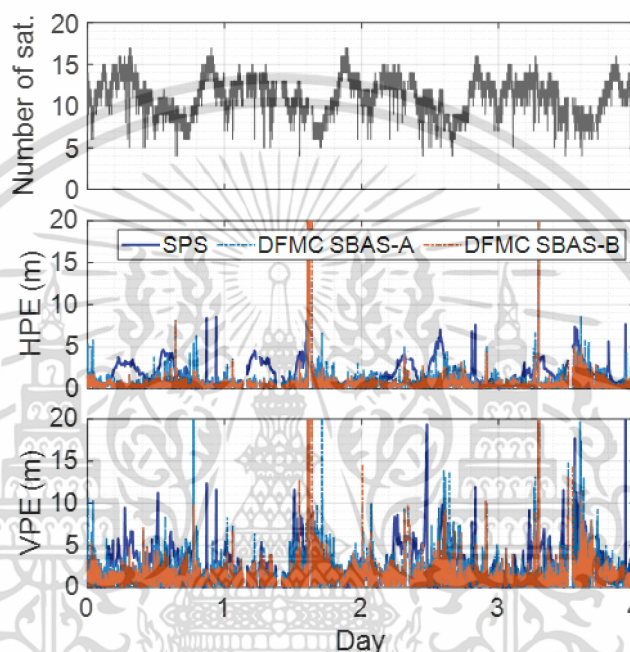


รูปที่ 4.20 Stanford diagram สำหรับระบบ GAGAN-B (บน) และระบบ GAGAN-A (ล่าง) ของสถานีผู้ใช้งาน KMIT ในช่วงวันฝึกปกติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

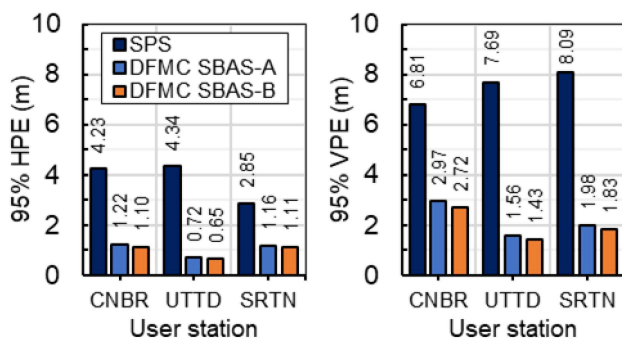
#### 4.4.2 ระบบ DFMC SBAS

รูปที่ 4.21 แสดงทำนองเดียวกันดังรูปที่ 4.12 แต่เป็นช่วงวันผิดปกติ หากสังเกตจากรูปที่ 4.21 (ล่าง) ค่า VPE ร่วมกับระบบ DFMC SBAS-B มากกว่า 10 เมตร ในวันลำดับที่ 2 และ 4 อาจมีความเป็นไปได้ทั้งจำนวนดาวเทียมน้อยกว่า 8 ดวง และหรือความผิดปกติชั้นไอโอโนสเฟียร์ อย่างไรก็ตามผลลัพธ์ร่วมกับเหตุการณ์จำนวนดาวเทียมลดลงน้อยกว่า 8 ดวง จึงไม่ได้รับการพิจารณาสำหรับการวิเคราะห์ประสิทธิภาพร่วมกับสภาวะการณ์ความผิดปกติชั้นไอโอโนสเฟียร์



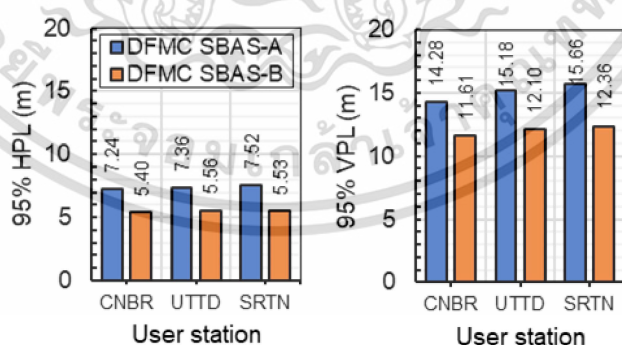
รูปที่ 4.21 จำนวนดาวเทียม (บน) และค่าความผิดพลาด HPE (กลาง) และ VPE (ล่าง) ของระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันผิดปกติ [51]

รูปที่ 4.22 แสดงทำนองเดียวกันดังรูปที่ 4.13 แต่อยู่ในช่วงวันผิดปกติ หากสังเกตจากรูปที่ 4.22 (ซ้าย) ค่า HPE ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ มีผลต่างสัมบูรณ์ระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B สำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN เท่ากับ 0.12 0.07 และ 0.05 เมตร และเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงความผิดพลาดประมาณ 10 10 และ 5 เปอร์เซ็นต์ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.22 (ขวา) ค่า VPE มีผลต่างสัมบูรณ์เท่ากับ 0.25 0.13 และ 0.15 เมตร และมีเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงความผิดพลาดประมาณ 8 8 และ 7 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ นอกจากนี้ค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงความผิดพลาดสามารถบ่งชี้ได้ว่าผลกระทบจากความผิดปกติชั้นไอโอโนสเฟียร์มักเพิ่มค่า VPE มากกว่า HPE จึงได้รับค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงที่ต่ำกว่า



รูปที่ 4.22 ค่าความผิดพลาด HPE (ซ้าย) และ VPE (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ระหว่างระบบพื้นฐาน SPS และระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันผิดปกติ [51]

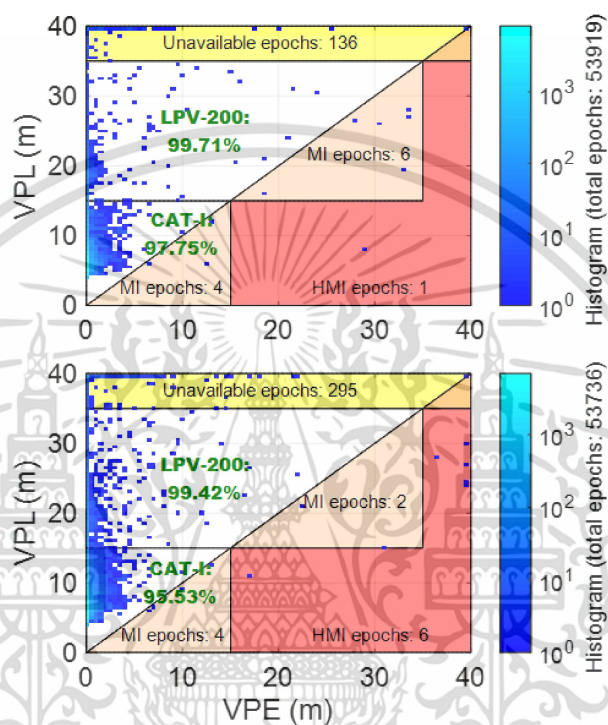
รูปที่ 4.23 แสดงทำนองเดียวกันดังรูปที่ 4.15 แต่อยู่ในช่วงวันผิดปกติ หากสังเกตที่รูปที่ 4.23 (ซ้าย) ส่วนใหญ่ค่า HPL ร่วมกับระบบ DFMC SBAS-B ยังน้อยกว่า DFMC SBAS-A และค่าเฉลี่ย HPL ของทุกสถานีผู้ใช้งานสำหรับระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B คือ 7.37 และ 5.49 เมตร ตามลำดับ นอกจากนี้หากคำนวณเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระดับปกป้องระหว่างระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B จะได้ค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงสำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ประมาณ 25 25 และ 26 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.23 (ขวา) ค่าเฉลี่ย VPL ของทุกสถานีผู้ใช้งานสำหรับระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B เท่ากับ 15.04 และ 12.02 เมตร และค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B สำหรับ CNBR UTTD และ SRTN มีค่าประมาณ 19 20 และ 21 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ



รูปที่ 4.23 ค่าระดับป้อง HPL (ซ้าย) และ VPL (ขวา) ที่ 95 เปอร์เซ็นต์ ของระบบ DFMC SBAS ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันผิดปกติ [51]

รูปที่ 4.24 แสดงทำนองเดียวกันดังรูปที่ 4.16 แต่เป็นช่วงวันผิดปกติเช่นกัน จากรูปที่ 4.24 (บน) ความพร้อมใช้งานระบบ DFMC SBAS-B สำหรับ LPV-200 และ CAT-1 มีค่า 99.71 และ 97.75 เปอร์เซ็นต์ (บน) นอกจากนี้หากคำนวณเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระดับปกป้องระหว่างระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B สำหรับ CNBR UTTD และ SRTN มีค่าประมาณ 19 20 และ 21 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันจากรูปที่ 4.24 (ล่าง) ค่าเฉลี่ย VPL ของทุกสถานีผู้ใช้งานสำหรับระบบ DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B เท่ากับ 15.04 และ 12.02 เมตร และค่าเปอร์เซ็นต์การปรับปรุงระหว่าง DFMC SBAS-A และ DFMC SBAS-B สำหรับ CNBR UTTD และ SRTN มีค่าประมาณ 19 20 และ 21 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ

เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ และจากรูปที่ 4.24 (ล่าง) ความพร้อมใช้งานระบบ DFMC SBAS-A สำหรับ LPV-200 และ CAT-I มีค่า 99.42 และ 95.53 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ สดุดท้ายระบบ DFMC SBAS-B ก็ยังเหนือกว่า DFMC SBAS-A เล็กน้อยมีค่า 0.29 และ 2.22 เปอร์เซ็นต์ สำหรับ LPV-200 และ CAT-I ตามลำดับ นอกจากนี้เหตุการณ์ MI และ HMI คาดว่าเกิดจากค่าความผิดพลาดของ VPE ดังรูปที่ 4.21 (ล่าง) ซึ่งมีความเป็นไปได้เพราะอยู่ในช่วงวันผิดปกติ



รูปที่ 4.24 Stanford diagram สำหรับระบบ DFMC SBAS-B (บน) และระบบ DFMC SBAS-A (ล่าง) สำหรับสถานีผู้ใช้งาน CNBR ในช่วงวันผิดปกติ [51]

#### 4.5 ผลประเมินการใช้งานระบบเบื้องต้น

การประเมินประสิทธิภาพการใช้งานระบบ SBAS ในเบื้องต้นพิจารณาพิกัดตามสถานีผู้ใช้งานดังรูปที่ 3.5 สำหรับระบบ L1 SBAS (GAGAN) และรูปที่ 3.6 สำหรับระบบ DFMC SBAS การจำลองใช้ข้อมูลในช่วงวันปกติและวันผิดปกติตามตารางที่ 3.6 ผลลัพธ์ของการทดลองมีดังนี้

##### 4.5.1 ระบบ L1 SBAS

ตารางที่ 4.1 แสดงค่าความพร้อมใช้งานระบบ GAGAN-A และ GAGAN-B สำหรับช่วงวันปกติและวันผิดปกติ การจำลองพิจารณาสถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTTD และ SRNT ร่วมกับสถานีอ้างอิงเดี่ยว STFD ดังรูปที่ 3.5 สถานีผู้ใช้งานร่วมกับระบบ GAGAN-A มีสัญลักษณ์ดอกจัน (\*) จากตารางที่ 4.1 พิจารณาที่ระยะทางพื้นฐาน (รัศมี) ระหว่างสถานีผู้ใช้งานและสถานีอ้างอิง (STFD) ด้วยค่าน้อยที่สุดคือ 12 กิโลเมตร ค่าความพร้อมใช้งาน ณ สถานี KMIT ร่วมกับระบบ GAGAN-B ในเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วันปกติมีค่า 98.42 เปอร์เซ็นต์ สำหรับ APV-I และ 82.37 เปอร์เซ็นต์ สำหรับ LPV-200 ขณะในวัน ผิดปกติค่าความพร้อมใช้งานสำหรับ APV-I และ LPV-200 คือ 97.40 และ 81.99 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในส่วนผลลัพธ์จากระบบ GAGAN-A ได้รับค่าความพร้อมใช้งานที่ด้อยกว่าทั้งในวันปกติ และวันผิดปกติ ยกตัวอย่างที่ระยะของการบิน LPV-200 ค่าความพร้อมใช้งานในวันปกติและวัน ผิดปกติมีค่า 8.22 และ 4.70 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ข้อสังเกตการใช้งานระบบ GAGAN-B ในกรณี ผู้ใช้งานเริ่มมีระยะห่างจากสถานีอ้างอิง ยกตัวอย่างสถานีผู้ใช้งาน CNBR มีคาร์คัมมีประมาณ 52 กิโลเมตร ค่าความพร้อมใช้งานในวันปกติสำหรับระยะของการบิน APV-I และ LPV-200 คือ 90.42 และ 63.73 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ค่าความพร้อมใช้งานที่คาร์คัมมี 52 กิโลเมตร มีค่าน้อยกว่าที่คาร์คัมมี 12 กิโลเมตร ยิ่งไปกว่านั้นค่าความพร้อมใช้งานก็ยังลดลงในช่วงวันผิดปกติด้วยเช่นกัน ฉะนั้นคาร์คัมมีและ ช่วงวันผิดปกติจึงเป็นสาเหตุหลักที่ทำให้ระบบ GAGAN-B มีประสิทธิภาพการใช้งานลดลง

ตารางที่ 4.1 ความพร้อมใช้งานในเบื้องต้นของระบบ GAGAN ณ สถานีผู้ใช้งาน KMIT CNBR UTDD และ SRTN ในช่วงวันปกติและวันผิดปกติ

สถานีผู้ใช้งาน (รัศมี กิโลเมตร)	APV-I (%)		LPV-200 (%)	
	วันปกติ	วันผิดปกติ	วันปกติ	วันผิดปกติ
KMIT* (12)	44.90	36.98	8.22	4.70
KMIT (12)	98.42	97.40	82.37	81.99
CNBR* (52)	26.04	23.01	3.18	1.36
CNBR (52)	90.42	90.37	63.73	64.10
UTTD (435)	94.75	93.85	73.00	73.19
SRTN (529)	92.35	89.86	59.57	56.52

#### 4.5.2 ระบบ DFMC SBAS

ตารางที่ 4.2 แสดงความพร้อมใช้งานทำนองเดียวกันกับตารางที่ 4.1 แต่พิจารณา ระบบ DFMC SBAS-A และระบบ DFMC SBAS-B การทดลองพิจารณาสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTDD และ SRNT ร่วมกับอีกสถานีอ้างอิง คือ CHAN CHMA DPT9 NKSU PJRK และ UDON ดังรูปที่ 3.6 และสถานีผู้ใช้งานมีสัญลักษณ์ดอกจัน (\*) หมายถึงผลลัพธ์จากระบบ DFMC SBAS-A

จากตารางที่ 4.2 ค่าความพร้อมใช้งานของระบบ DFMC SBAS-B สำหรับระยะของการบิน LPV-200 ในวันปกติมีผลลัพธ์เท่ากัน คือ 99.98 เปอร์เซ็นต์ ถึงแม้ว่าผู้ใช้งานจะมีระยะทางพื้นฐาน (รัศมี) แตกต่างกัน ขณะในช่วงผิดปกติค่าความพร้อมใช้งานลดลงเหลือ 99.70 เปอร์เซ็นต์ ในทำนองเดียวกันแต่เป็นระยะของการบิน CAT-I ค่าความพร้อมใช้งาน ณ สถานีผู้ใช้งาน CNBR มีค่ามากที่สุด ทั้งในช่วงวันปกติและวันผิดปกติ ซึ่งมีค่า 99.46 และ 97.75 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ นอกจากนี้หาก พิจารณาค่าความพร้อมใช้งานสำหรับระยะของการบิน CAT-I ทั้งในวันปกติและวันผิดปกติ จะพบว่า

ระบบ DFMC SBAS-B เหนือกว่า DFMC SBAS-A เพียงไม่กี่เปอร์เซ็นต์ แต่ก็ยังเป็นผลลัพธ์ที่สามารถใช้ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ยืนยันได้ว่า ค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูงนั้นได้รับการบรรเทาด้วยระบบ DFMC SBAS-B ซึ่งก็คือการใช้ค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น *กรณีบรรเทาผลกระทบ* จากการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง

ตารางที่ 4.2 ความพร้อมใช้งานในเบื้องต้นของระบบ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับสถานีผู้ใช้งาน CNBR UTTD และ SRTN ในช่วงวันปกติและวันผิดปกติ [51]

สถานีผู้ใช้งาน (รัศมี กิโลเมตร)	LPV-200 (%)		CAT-I (%)	
	วันปกติ	วันผิดปกติ	วันปกติ	วันผิดปกติ
CNBR* (60)	99.77	99.42	97.72	95.53
CNBR (60)	<u>99.98</u>	<u>99.71</u>	<u>99.46</u>	<u>97.75</u>
UTTD* (432)	99.74	99.32	96.99	94.80
UTTD (432)	<u>99.98</u>	99.70	99.18	97.42
SRTN* (526)	99.74	99.35	96.93	94.42
SRTN (526)	<u>99.98</u>	99.70	99.21	97.20

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

# สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้เป็นการลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ SBAS บริเวณประเทศไทย ซึ่งจำแนกเป็นระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS และพิจารณาในช่วงวันปกติและวันผิดปกติ นอกจากนี้ยังมีการประเมินประสิทธิภาพในเบื้องต้นของการใช้งานระบบ L1 SBAS และ DFMC SBAS ตามมาตรฐานของ ICAO หลังจากการทดลองผู้วิจัยสามารถสรุปผลได้ดังนี้

### 5.1 ระบบ L1 SBAS

ในวิจัยนี้ ระบบ L1 SBAS พิจารณาระบบ GAGAN เป็นหลัก เพราะสามารถให้บริการครอบคลุมพื้นที่บางส่วนของประเทศไทย ในส่วนนี้ผู้วิจัยได้นำเสนอการประมาณค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมให้กับระบบ GAGAN เพื่อทดแทนค่ากริด IGP ซึ่งมักมีความคลาดเคลื่อนจากความจริง ณ บริเวณขอบของเขตการให้บริการ การประมาณค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมคำนวณจากข้อมูลสังเกตการณ์ดาวเทียม GPS และระบบ GAGAN ณ สถานีอ้างอิงในประเทศไทย จากการทดลองใช้ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมทดแทนค่ากริด IGP พบว่าความพร้อมใช้งานในช่วงวันปกติสามารถปรับปรุงได้ถึง 53 และ 74 เปอร์เซ็นต์ สำหรับระยะของการบิน APV-I และ LPV-200 ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันช่วงวันผิดปกติ ความพร้อมใช้งานก็ยังสามารถปรับปรุงได้สำหรับระยะของการบิน APV-I ประมาณ 60 เปอร์เซ็นต์ และสำหรับระยะของการบิน LPV-200 ประมาณ 77 เปอร์เซ็นต์ ด้วยเหตุนี้ผู้วิจัยจึงสามารถสรุปได้ว่า ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริมสามารถช่วยลดผลกระทบของการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ L1 SBAS ได้ โดยเฉพาะบริเวณขอบของเขตการให้บริการ และผู้ใช้งานอยู่ห่างจากสถานีอ้างอิงไม่เกิน 300 กิโลเมตร

### 5.2 ระบบ DFMC SBAS

ในส่วนระบบ DFMC SBAS ผู้วิจัยนำเสนอการคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นร่วมกับวิธีการบรรเทาผลกระทบของค่าการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์อันดับสูง ซึ่งพิจารณาใช้ดาวเทียม GPS Galileo และ QZSS จากการทดลองโดยการสาธิตระบบ DFMC SBAS ด้วยเครือข่ายสถานีอ้างอิงในประเทศไทยพบว่า ความพร้อมใช้งานสำหรับระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I ในช่วงวันปกติสามารถได้รับถึง 99.98 และ 99.46 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ในทำนองเดียวกันช่วงวันผิดปกติ ความพร้อมใช้งานก็ยังสามารถปรับปรุงได้ทั้งระยะของการบิน LPV-200 และ CAT-I มีค่า 99.71 และ 97.75 เปอร์เซ็นต์ ตามลำดับ ด้วยเหตุนี้ผู้วิจัยจึงสามารถสรุปได้ว่า วิธีการลดผลกระทบการหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ L1 SBAS นี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ในระบบ DFMC SBAS ที่นำเสนอสามารถเป็นประโยชน์ต่อการพัฒนาระบบ DFMC SBAS ในอนาคต

### 5.3 ข้อเสนอแนะ

5.3.1 การลดเหตุการณ์แจ้งเตือนข้อมูลผิดพลาด (MI และ HMI) ควรใช้ค่าพารามิเตอร์ความเชื่อมั่น (Integrity) เฉพาะท้องถิ่นหรือภูมิภาค ซึ่งจะให้ค่าคลาดเคลื่อนน้อยกว่าแบบจำลองทั่วโลก

5.3.2 การคำนวณค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่นในความเป็นจริงจำเป็นต้องอาศัยเครือข่ายสถานีอ้างอิงที่มีความเสถียรเพียงพอต่อการสังเกตการณ์ดาวเทียม GNSS ทุก 1 วินาที เพื่อให้สามารถอัปเดตค่าปรับแก้ทุก 6 วินาทีได้ ซึ่งเป็นเวลาสั้นที่สุดของความถี่ตามมาตรฐานของ ICAO

5.3.3 ค่าปรับแก้การหน่วงเวลาชั้นไอโอโนสเฟียร์ท้องถิ่นเสริม รวมถึงค่าปรับแก้ DFMC SBAS ท้องถิ่น สามารถพัฒนาให้บริการได้ด้วยอุปกรณ์สื่อสารไร้สาย

## เอกสารอ้างอิง

- [1] *GNSS User Technology Report Issue 2*, European GNSS Agency, 2018, DOI: 10.2878/743965.
- [2] R. Li, S. Zheng, E. Wang, J. Chen, S. Feng, D. Wang, and L. Dai, “Advances in BeiDou Navigation Satellite System (BDS) and satellite navigation augmentation technologies,” *Satellite Navigation*, vol. 1, no. 12, pp. 1- 23, 2020, DOI:10.1186/s43020-020-00015-x.
- [3] *ICAO SARPS Annex 10: International Standards and Recommended Practices, Aeronautical Telecommunications*, Int. Civil Aviation Org., Montréal, QC, Canada, 2006.
- [4] *Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment*, document RTCA DO-229D, RTCA Inc., Washington, DC 20036 USA, 2006.
- [5] *DFMC SBAS SARPS - Baseline draft for validation*, Int. Civil Aviation Org., 2018, [Online]. Available: <https://www.icao.int/airnavigation/Pages/DFMC-SBAS.aspx>, Accessed on: Jun. 5, 2022.
- [6] J. Subirana, J. Zomoza, and M. Hernández-Pajares, “GNSS Data Processing-Volume I: Fundamentals and algorithms,” European Space Agency, 2013, [Online]. Available: [https://gssc.esa.int/navipedia/GNSS\\_Book/ESA\\_GNSS-Book\\_TM-23\\_Vol\\_I.pdf](https://gssc.esa.int/navipedia/GNSS_Book/ESA_GNSS-Book_TM-23_Vol_I.pdf), Accessed on: Jun. 5, 2022.
- [7] M. M. Hoque, and N. Jakowski, “Higher order ionospheric effects in precise GNSS positioning,” *Journal of Geodesy*, vol. 81, no. 4, pp. 259-268, 2007.
- [8] G. Li, B. Ning, Y. Otsuka, M. A. Abdu, P. Abadi, Z. Liu, ..., and W. Wan, “Challenges to equatorial plasma bubble and ionospheric scintillation short-term forecasting and future aspects in east and southeast Asia,” *Surveys in Geophysics*, vol. 42, no. 1, pp. 201-238, 2021.
- [9] L. Wei, C. Jiang, Y. Hu, E. Aa, W. Huang, J. Liu, ..., and Z. Zhao, “Ionosonde observations of spread F and spread Es at Low and middle latitudes during the recovery phase of the 7–9 September 2017 geomagnetic storm,” *Remote Sensing*, vol. 13, no. 5, pp. 1010, 2021.
- [10] V. L. Narayanan, A. K. Patra, S. Gurubaran, P. Pavan Chaitanya, and K. Emperumal, “Coincident airglow, VHF radar, and ionosonde observations of electrified

- medium-scale traveling ionospheric disturbances in the equatorial latitudes,” *Geophysical Research Letters*, vol. 46, no. 13, pp. 7173-7181, 2019.
- [11] A. Yehun, T. Kassa, M. Vermeer, and A. Hunegnaw, “Higher order ionospheric delay and derivation of regional total electron content over ethiopian global positioning system stations,” *Advances in Space Research*, vol. 66, no. 3, pp. 612-630, 2020.
- [12] K. Xi and X. Wang, “Higher order ionospheric error correction in BDS precise orbit determination,” *Advances in Space Research*, vol. 67, no. 12, pp. 4054-4065, 2021.
- [13] L. Qi, J. Guo, Y. Xia, and Z. Yang, “Effect of higher-order ionospheric delay on precise orbit determination of GRACE-FO based on satellite-borne GPS technique,” *IEEE access*, vol. 9, pp. 29841-29849, 2021.
- [14] S. Sophan, W. Phakphisut, L. M. Myint, and P. Supnithi, “Performances of GAGAN Satellite-Based Augmentation System in Thailand Region,” In *2020 35th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC)*, IEEE, pp. 395-399, Jul. 2020.
- [15] J. V. Sickle and J. A. Dutton, “GEOG 862: GPS and GNSS for Geospatial Professionals,” *Penn State’s College of Earth and Mineral Sciences*, 2020, [Online]. Available: <https://www.e-education.psu.edu/geog862/print/book/export/html/1727>, Accessed on: April 27, 2022.
- [16] P. Pungpet, C. Kitpracha, D. Promchot, and C. Satirapod, “Positioning accuracy analyses on GPS single point positioning determination with GAGAN correction services in Thailand,” In *2018 15th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON)*, IEEE, pp.724-727, 2018.
- [17] IS-GPS-200, Interface Specification IS-GPS-200, Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, Navstar GPS Joint Program Office, 2006.
- [18] B. Roturier, E. Chatre, and J. Ventura-Traveset, “The SBAS integrity concept standardised by ICAO-application to EGNOS,” *NAVIGATION-PARIS-*, vol. 49, pp. 65-77, 2001.

- [19] E. Bang, J. Lee, T. Walter, and J. Lee, "Preliminary availability assessment to support single-frequency SBAS development in the Korean region," *GPS Solut*, vol. 20, no. 3, pp. 299–312, 2016.
- [20] D. Thilantha, D. N. De Silva, and C. Satirapod, "Performance Analysis of GPS Aided Geo Augmented Navigation (GAGAN) Over Sri Lanka," *Engineering journal*, vol.21, no.5, pp.305-314, 2017.
- [21] S. Zheng, R. Li, Z. Huang, B. Shao, "Determination of fast corrections for satellite-based augmentation system," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 178662–178674, 2019.
- [22] T. Dautermann, T. Ludwig, R. Geister, and L. Ehmke, "Extending access to localizer performance with vertical guidance approaches by means of an SBAS to GBAS converter," *GPS Solut*, vol. 24, no. 2, pp. 1–13, 2020.
- [23] P. Pungpet, C. Kitpracha, D. Promchot, and C. Satirapod, "Positioning accuracy analyses on GPS single point positioning determination with GAGAN correction services in Thailand," In: 2018 15th international conference on electrical engineering/electronics, computer, telecommunications, and information technology (ECTI-CON). *IEEE*, pp 724–72, 2018.
- [24] T. Reid, T. Walter, and P. Enge, "L1/L5 SBAS MOPS ephemeris message to support multiple orbit classes," In Proceedings of the 2013 International Technical Meeting of The Institute of Navigation, pp. 78-92, 2013.
- [25] T. Reid, T. Walter, and P. Enge, "Qualifying an L5 SBAS MOPS ephemeris message to support multiple orbit classes," In Proceedings of the 26th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation (ION GNSS+ 2013), pp. 825-843, 2013.
- [26] J. Chen, Z. Huang, and R. Li, "Computation of satellite clock–ephemeris corrections using a priori knowledge for satellite-based augmentation system," *GPS Solut*, vol. 21, no. 2, pp. 663–673, 2017.
- [27] A. El-Mowafy and K. Wang, "Second Generation SBAS–Performance Analysis and Bridging Positioning and Integrity Monitoring during SBAS Outages in the Urban Environment," *ION GNSS+ 2019*, pp.1-13, 2019.
- [28] K. Wang, A. El-Mowafy, C. Rizos, and J. Wang, "SBAS DFMC service for road transport: positioning and integrity monitoring with a new weighting model," *Journal of Geodesy*, vol. 95, no. 3, pp.1-19, 2021.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [29] L. Sparks, J. Blanch, and N. Pandya, “Estimating ionospheric delay using kriging: 2. Impact on satellite-based augmentation system availability,” *Radio Science*, vol. 46, no. 06, 2011.
- [30] L. Sparks, J. Blanch, and N. Pandya, “Estimating ionospheric delay using kriging: 1. Methodology,” *Radio Science*, vol. 46, no. 06, pp. 1-13, 2011.
- [31] E. Bang, J. Lee, J. Lee, J. Seo, and T. Walter, “Constructing ionospheric irregularity threat model for Korean SBAS,” In: Proceedings of the ION 2013 Pacific PNT meeting, Honolulu, pp 296–306, 2013.
- [32] T. Hadas, A. Kryptiak-Gregorczyk, M. Hernández-Pajares, J. Kaplon, J. Paziewski, P. Wielgosz, ..., and R. Orus-Perez, “Impact and implementation of higher-order ionospheric effects on precise GNSS applications,” *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, vol. 122, no. 11, pp. 9420-9436, 2017.
- [33] L. Qi, J. Guo, Y. Xia, and Z. Yang, “Effect of higher-order ionospheric delay on precise orbit determination of GRACE-FO based on satellite-borne GPS technique,” *IEEE access*, vol. 9, pp. 29841-29849, 2021.
- [34] J. Guo, L. Qi, X. Liu, X. Chang, B. Ji, and F. Zhang, “High-order ionospheric delay correction of GNSS data for precise reduced-dynamic determination of LEO satellite orbits: cases of GOCE, GRACE, and SWARM,” *GPS solutions*, vol. 27, no. 13, 2023. <https://doi.org/10.1007/s10291-022-01349-6>.
- [35] K. Xi, and X. Wang, “Higher order ionospheric error correction in BDS precise orbit determination,” *Advances in Space Research*, vol. 67, no. 12, pp. 4054-4065, 2021.
- [36] H. A. Marques, J. F. Monico, M. Aquino, “RINEX\_HO: second-and third-order ionospheric corrections for RINEX observation files,” *GPS solutions*, vol. 15, no. 3, pp. 305-314, 2011.
- [37] Z. Liu, Y. Li, J. Guo, and F. Li, “Influence of higher-order ionospheric delay correction on GPS precise orbit determination and precise positioning,” *Geodesy and Geodynamics*, vol. 7, no. 5, pp. 369-376, 2016.
- [38] T. Takasu, “RTKLIB ver. 2.4. 2 Manual,” *RTKLIB: An Open Source Program Package for GNSS Positioning*, 2013.
- [39] UCAR, “The Troposphere,” Center for Science Education, 2011, [Online]. Available: <https://scied.ucar.edu/shortcontent/troposphere-overview> Accessed on: April 22, 2023.

- [40] P. D. T. Setti, D. B. M. Alves, and C. M. D. Silva, “Klobuchar and Nequick G ionospheric models comparison for multi-GNSS single-frequency code point positioning in the Brazilian region,” *Boletim de Ciências Geodésicas*, vol. 25, 2019.
- [41] A. EL-RABBANY, “Introduction to GPS: the global positioning system,” Artech House, Boston and London, pp. 210, 2006.
- [42] C. H. E. N. Jie, H. U. A. N. G. Zhigang, L. I. Rui, “Computation of satellite clock-ephemeris augmentation parameters for dual-frequency multi-constellation satellite-based augmentation system,” *Journal of Systems Engineering and Electronics*, vol. 29, no.6, pp. 1111-1123, 2018.
- [43] T. Walter, A. Hansen, J. Blanch, P. Enge, T. Mannucci, X. Pi, and A. Chu, “Robust detection of ionospheric irregularities,” *Navigation*, vol. 48, no. 2, pp. 89-100, 2001.
- [44] B. Shao, Q. Ding, X. Wu, “Estimation method of SBAS dual-frequency range error integrity parameter,” *Satellite Navigation*, vol. 1, no. 1, pp. 1-8, 2020.
- [45] E. Ogier, “Stanford Diagram, MATLAB Central File Exchange,” 2021. Access link: <https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/86383-stanford-diagram>.
- [46] X. Pi, A. J. Mannucci, U. J. Lindqwister, and C. M. Ho, “Monitoring of global ionospheric irregularities using the worldwide GPS network,” *Geophysical Research Letters*, vol. 24, no. 18, pp. 2283-2286, 1997.
- [47] M. Nose, T. Iyemori, M. Sugiura, T. Kamei, “World Data Center for Geomagnetism, Kyoto,” *Geomagnetic Dst index*, 2015. DOI: 10.17593/14515-74000.
- [48] M. Jürgen, B. Oliver, T. Katrin, E. Kirsten, S. Claudia, “Geomagnetic Kp index. V. 1.0.,” *GFZ Data Services*, 2021. Access link: <https://doi.org/10.5880/Kp.0001>; <https://kp.gfz-potsdam.de/en/>.
- [49] S. Schaer, “Mapping and Predicting the Earth’s Ionosphere Using the Global Positioning System,” Ph.D. dissertation Astronomical Institute University of Berne, 1999.
- [50] S. Sophan, L. M. Myint, S. Saito, and P. Supnithi, “Performance improvement of the GAGAN satellite-based augmentation system based on local ionospheric delay estimation in Thailand,” *GPS Solutions*, vol. 26, no. 4, pp. 130, 2022.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [51] S. Sophan, P. Supnith, L. M. M. Myint, S. Saito, K. Hozumi, and M. Nishioka, "Local Mitigation of Higher-Order Ionospheric Effects in DFMC SBAS and System Performance Evaluation," *GPS Solutions*, (submitted, under review).



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ภาคผนวก

### ผลงานวิจัยและการตีพิมพ์

#### 1. วารสาร

2022 GPS Solutions; Impact Factor = Q1, SJR 2021 (1.32)

ชื่อเรื่อง: “Performance improvement of the GAGAN satellite-based augmentation system based on local ionospheric delay estimation in Thailand”

ผู้เขียน: Somkit Sophan · Lin M. M. Myint · Susumu Saito · Pornchai Supnithi

2023 GPS Solutions; (submitted, under review)

ชื่อเรื่อง: “Local Mitigation of Higher-Order Ionospheric Effects in DFMC SBAS and System Performance Evaluation”

ผู้เขียน: Somkit Sophan · Pornchai Supnithi · Lin M. M. Myint · Susumu Saito · Kornyanat Hozumi · Michi Nishioka

#### 2. การประชุมวิชาการ

2020 35th International Technical Conference on Circuits/ Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC)

ชื่อเรื่อง: “Performances of GAGAN Satellite-Based Augmentation System in Thailand Region”

ผู้เขียน: Somkit Sophan · Watid Phakphisut · Lin M. M. Myint · Pornchai Supnithi

2021 18th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON)

ชื่อเรื่อง: “Improvement of Single Point Positioning Accuracy by using GAGAN Satellite-Based Augmentation System in Thailand Region”

ผู้เขียน: Somkit Sophan · Watid Phakphisut · Lin M. M. Myint · Pornchai Supnithi

2022 International Workshop on ATM/CNS (IWAC2022)

ชื่อเรื่อง: “Preliminary Evaluations of User Positioning Errors in DFMC SBAS Demo at Thailand Location”

ผู้เขียน: Somkit Sophan · Lin M. M. Myint · Pornchai Supnithi

2023 8th International Conference on Space Science and Communication  
(IconSpace) รางวัล ‘Best Paper Award’

ชื่อเรื่อง: “Investigations of User Positioning Errors by Using Local DFMC SBAS  
Correction with Higher-Order Ionospheric Delay Mitigation in Thailand”

ผู้เขียน: Somkit Sophan Pornchai Supnithi Lin M. M. Myint



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-สกุล นายสมกิจ โสพันธ์  
วัน เดือน ปีเกิด 23 เดือนกุมภาพันธ์ พ.ศ. 2533  
ภูมิลำเนา 76 หมู่ที่ 6 บ้านสำโรงน้อย ตำบลโนน อำเภอโนนนารายณ์ จังหวัดสุรินทร์ 32130

ประวัติการศึกษา พ.ศ. 2552 ประกาศนียบัตรวิชาชีพ สาขาวิชาช่างอิเล็กทรอนิกส์  
พ.ศ. 2554 ประกาศนียบัตรวิชาชีพชั้นสูง สาขาวิชาอิเล็กทรอนิกส์  
วิทยาลัยการอาชีพศีขรภูมิ จังหวัดสุรินทร์  
พ.ศ. 2558 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมอิเล็กทรอนิกส์  
พ.ศ. 2560 วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า  
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลอีสาน (ศูนย์กลาง นครราชสีมา)

### ประสบการณ์การทำงาน

พ.ศ. 2554-2555 ตำแหน่งช่างเทคนิค บริษัท ยูแทค ไทย  
พ.ศ. 2558-2561 ตำแหน่งผู้ช่วยนักวิจัย มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีราชมงคลอีสาน (ศูนย์กลาง นครราชสีมา)  
พ.ศ. 2561-2566 ตำแหน่งผู้ช่วยนักวิจัย สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

### ความชำนาญเฉพาะด้าน

- 1) การออกแบบวงจรอิเล็กทรอนิกส์ (ภาคจ่ายไฟ ภาคขยายสัญญาณ และบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์)
- 2) การเขียนโค้ดโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ (Assembly, C)
- 3) การเขียนโค้ดโปรแกรมคอมพิวเตอร์ (C++, MATLAB, Python)
- 4) สัญญาณและระบบ (ช่องสัญญาณการสื่อสารทางแสง และการบันทึกเชิงแม่เหล็กที่ใช้ความร้อนเข้าช่วยแบบแนวตั้ง)
- 5) ระบบนำร่องดาวเทียม (SPS, SBAS)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้