

ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ Ground-based  
Augmentation System (GBAS) และการจัดทำ GBAS testbed

IONOSPHERIC EFFECTS ON THE GROUND-BASED  
AUGMENTATION SYSTEM (GBAS) AND GBAS TESTBED



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2560

KMITL-2017-EN-M-010-117

ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ Ground-based  
Augmentation System (GBAS) และการจัดทำ GBAS testbed

IONOSPHERIC EFFECTS ON THE GROUND-BASED  
AUGMENTATION SYSTEM (GBAS) AND GBAS TESTBED



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2560

KMITL-2017-EN-M-010-117

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

IONOSPHERIC EFFECTS ON THE GROUND-BASED  
AUGMENTATION SYSTEM (GBAS) AND GBAS TESTBED



CHAYANAN LIMJUMROONRAT

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

2017

KMITL-2017-EN-M-010-117

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2017

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**คณะวิศวกรรมศาสตร์**  
**สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง**  
**ใบรับรองวิทยานิพนธ์**

---

**หัวข้อวิทยานิพนธ์** ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ Ground-based Augmentation System (GBAS) และการจัดทำ GBAS testbed

**Thesis Title** Ionospheric Effects on the Ground-based Augmentation System (GBAS) and GBAS Testbed

**นักศึกษา** นายชยานันท์ ลิ้มจำรูญรัตน์

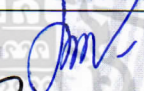



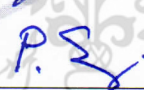
**รหัสประจำตัว** 57601142

**ปริญญา** วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

**สาขาวิชา** วิศวกรรมโทรคมนาคม

**อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์** ศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ

**หมายเลขวิทยานิพนธ์** KMITL-2017-EN-M-010-117

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์		ลายมือชื่อ
ศ.ดร.ประยูทธ	อัครเอกมาลิน	
ผศ.ดร.สุทธิชัย	นพนาศิพงษ์	
ผศ.ดร.พิชญ	สุพรรณกุล	
ผศ.ดร.สมเกียรติ	ฤกษ์วีรณูญ	
ศ.ดร.พรชัย	ทรัพย์นิธิ	

วัน / เดือน / ปี ที่สอบ วันพุธที่ 19 กรกฎาคม พ.ศ. 2560 เวลา 13.30-15.30 น.  
สถานที่สอบ ณ อาคาร A ชั้น 5 ห้องประชุม 3

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว



(รองศาสตราจารย์ ดร. คมสัน มาลีสี)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้ทำซ้ำโดยไม่ได้รับอนุญาต  
ฉบับนี้ คณะวิศวกรรมศาสตร์  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้  
วันที่ 19 กรกฎาคม พ.ศ. 2560

หัวข้อวิทยานิพนธ์	ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบ Ground-based augmentation system (GBAS) และการจัดทำ GBAS testbed
นักศึกษา	นายชยานันท์ ลิ้มจำรูญรัตน์
รหัสประจำตัว	57601142
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมโทรคมนาคม
พ.ศ.	2560
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ศ. ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ

### บทคัดย่อ

ในอากาศยานยุคใหม่มีการใช้อุปกรณ์สำหรับนำร่องที่อาศัยการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมในระหว่างระยะปรากฏและร่อนลงจอดชื่อจีบาสหรือ Ground-based augmentation system (GBAS) ระบบจีบาสจะส่งค่าแก้ไขในการระบุตำแหน่งไปให้อากาศยานเพื่อชดเชยความผิดพลาดจากสัญญาณดาวเทียมในระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมรวมทั้งประเมินความน่าเชื่อถือของระบบด้วยสัญญาณจากดาวเทียมระบุตำแหน่งนั้นจะได้รับผลกระทบอย่างมากจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งก่อให้เกิดการหน่วงเวลาของสัญญาณที่เดินทางผ่าน สำหรับประเทศไทยนั้นพบความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในลักษณะเฉพาะที่เรียกว่า Equatorial Plasma Bubble (EPB) ซึ่งมีโอกาสทำให้เกิดการสูญหายของสัญญาณหรือเรียกว่า Loss of lock ได้เช่นกัน ดังนั้นการตรวจสอบผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อระบบจีบาสจึงจำเป็นต้องดำเนินการก่อนที่จะมีการติดตั้งและใช้งาน โดยมีค่าขอบเขตการป้องกันซึ่งอยู่ในมาตรฐาน SARPs ที่ออกโดยองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ วิทยานิพนธ์เล่มนี้จึงนำเสนอการวิเคราะห์ผลกระทบของ EPB ต่อระบบจีบาส โดยจำลองการทำงานของระบบจีบาสและค่าขอบเขตการป้องกันจากข้อมูลสถานีเครื่องรับจีพีเอสภาคพื้นดิน และเปรียบเทียบค่าขอบเขตการป้องกันกับขอบเขตการแจ้งเตือนทั้งในช่วงที่พบ EPB และช่วงเวลาปกติ หลังจากนั้นคือการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของ Loss of lock กับค่าขอบเขตการป้องกัน โดยแบ่งออกเป็น 4 กรณีคือ หนึ่งกรณีที่ระบบใช้งานได้และไม่พบ EPB กรณีที่สองระบบไม่สามารถใช้งานได้และพบ EPB กรณีที่สามระบบใช้งานได้และพบ EPB และกรณีสุดท้ายคือระบบใช้งานไม่ได้และพบ EPB จากการศึกษาพบว่าการเกิด EPB มากในช่วงฤดู Equinox และค่าเฉลี่ยประจำเดือนของ availability น้อยที่สุดคือ 98.92% ในเดือนมีนาคม ปีค.ศ. 2014 99.33% ในเดือนพฤศจิกายน ปีค.ศ. 2015 และ 99.82% ในเดือนกุมภาพันธ์ ปีค.ศ. 2016 สำหรับการวิเคราะห์ Loss of lock จากข้อมูลในวันที่พบ EPB และระบบจีบาสไม่สามารถใช้งานได้พบว่ามีจำนวน Loss of lock มากที่สุดคือ 6 ดวงส่วนใหญ่ที่พบคือ 1 ดวง มีจำนวนดาวเทียมที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้ที่พบคือ 5 ดวงและที่พบบ่อยที่สุดคือ 7 ดวง

<b>Thesis</b>	Ionospheric effects on the Ground-based augmentation system (GBAS) and GBAS testbed
<b>Student</b>	Mr. Chayanan Limjumroonrat
<b>Student ID.</b>	57601142
<b>Degree</b>	Master of Engineering
<b>Program</b>	Telecommunications Engineering
<b>Year</b>	2017
<b>Thesis Advisor</b>	Prof. Dr. Pornchai Supnithi

## ABSTRACT

The next generation of aircraft includes the Global navigation satellite system (GNSS) based navigational system to assist during approach and landing. The Ground-based augmentation system (GBAS) broadcasts the augmentation information to the aircrafts in order to compensate the GNSS signal errors and provide the accuracy, integrity, continuity and availability of service. The GNSS signals are generally affected by the ionosphere resulting in the signal-in-space delay. Due to the specific ionospheric conditions in Thailand, earlier research works found the anomaly of the ionosphere in the form of the low density electron area originating from the bottom side of ionosphere resembling bubbles with depletion of electrons and ions. This phenomenon is also called the Equatorial Plasma Bubble (EPB) that normally occurs in low-latitude region. The EPB affects the GBAS by lowering the satellite signal power, it can sometimes cause the loss of lock events. Therefore, the investigation of the ionospheric effects in GBAS needs to be made before the installation. The protection level is a parameter in the Standards and Recommended Practices (SARPs) from the International Civil Aviation Organization (ICAO) GBAS standard, it is used to validate the availability of system. Hence, this thesis proposes the analysis of the EPB effects in GBAS system availability by simulating the GBAS protection levels from ground station. The protection levels will be compared with the alert limits to analyze the availability between EPB occurrence periods and the quiet time periods. We then analyze the relationships between the loss of locks and the protection levels. The analysis is divided to 4 cases (1) when GBAS is available and no EPB occurs, (2) when GBAS is unavailable and EPN occurs, (3) when GBAS is available and EPB occurs and (4) when GBAS is unavailable but no EPB occurs. The results show that the EPB often appears in the Equinox season, whereas, the lowest month average availability is found to be 99.09% in March 2014, 99.33% in November 2015 and 99.82% in February 2016. For

the loss of lock results in 2014 data, this thesis found that the maximum amount of loss of locks during EPB occurrences that causes the GBAS to unavailable is 6 and most of the time, it is 1. The lowest number of satellites during EPB that causes GBAS to be unavailable is 5 satellites, while the highest number during such events is 10 satellites. The most common satellite when the GBAS unavailable is 7.



## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีด้วยคำแนะนำที่ดีจากศาสตราจารย์ ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ อาจารย์ที่ปรึกษาที่ช่วยแนะนำและดูแลเอาใจใส่ทั้งเรื่องทางการทำวิจัย ค่าใช้จ่ายตลอดไป จนถึงการจัดระบบเวลาให้เหมาะสมในการใช้ชีวิตการเป็นนักศึกษาระดับบัณฑิตศึกษา ทั้งนี้ยังขอขอบคุณ คุณศราวุฒิ รุ่งเรืองวชิเอก ที่ช่วยแบ่งปันประสบการณ์และความรู้ให้หน่อยๆ เป็นอย่างดี ขอขอบคุณ Dr. Susumu Saito จาก Electronic Navigation Research Institute (ENRI) ประเทศ ญี่ปุ่นที่คอยให้คำปรึกษาแนะนำมาตลอดการเรียน

ขอขอบคุณบิดา มารดา และบุคคลในครอบครัวทุกท่าน รวมไปถึงเพื่อน พี่ น้อง ทุกคนในห้องปฏิบัติการวิจัยการสื่อสารและสนเทศศาสตร์ด้านอวกาศและชั้นบรรยากาศ ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ที่เป็นกำลังใจและเป็นแรงผลักดันที่ดีให้ข้าพเจ้ามาโดยตลอด

ขอขอบคุณคณาจารย์ในภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคมทุกท่าน รวมทั้งเจ้าหน้าที่ในภาควิชา ที่คอยช่วยเหลือให้คำแนะนำ ชี้แนะแนวทาง และประสิทธิภาพวิชาความรู้ให้ข้าพเจ้าได้มีองค์ความรู้เพื่อใช้ในการทำงานวิจัย

ขอขอบคุณ คุณวิษณุ สุภานันท์ และคุณณัฐพงศ์ ศีयरสวัสดี้ ตลอดจนเจ้าหน้าที่จากกองวิศวกรรมระบบเครื่องช่วยการเดินอากาศ บริษัท วิทยุการบินแห่งประเทศไทย จำกัด อาจารย์อภิเทพ แซ่โค้ว พี่พีชพร้อมด้วยเจ้าหน้าที่จากมหาวิทยาลัยนานาชาติแสตมฟอร์ด ที่ให้ความร่วมมือในการติดตั้งเครื่องรับสัญญาณ จีเอนเอสเอสเพื่อนำข้อมูลมาใช้ในการประมวลผลงานวิจัย

สุดท้ายนี้ขอขอบคุณโครงการพัฒนาศักยภาพบุคลากรเพื่อการวิจัยและพัฒนาสำหรับภาคอุตสาหกรรม สำนักงานพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีแห่งชาติ (สวทช.) สำหรับเงินทุนการวิจัยในระดับการศึกษาปริญญาโท และทุนสนับสนุนการทำวิทยานิพนธ์จากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ชยานันท์ ลิ้มจำรูญรัตน์

# สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	IV
สารบัญ.....	V
สารบัญตาราง.....	VII
สารบัญรูป.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์.....	2
1.3 ขอบเขตการศึกษาของวิทยานิพนธ์.....	3
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการ.....	4
2.1 ระบบจีพีเอส หรือ Global Navigation System (GPS).....	4
2.1.1 สัญญาณจีพีเอส.....	5
2.1.2 การวัดระยะทางในระบบจีพีเอส.....	6
2.1.3 การคำนวณตำแหน่งในระบบจีพีเอส.....	8
2.2 ระบบจีบาสหรือ Ground-Based Augmentation System (GBAS).....	9
2.2.1 ระบบจีบาสภาคพื้นดิน (GBAS ground facility).....	10
2.2.2 ระบบจีบาสฝั่งอากาศยาน (GBAS aircraft facility).....	12
2.3 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียและความผิดปกติที่ส่งผลกระทบต่อระบบจีพีเอส...	18
2.3.1 ปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly).....	19
2.3.2 ปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble).....	19
2.4 การตรวจวัดความผิดปกติที่เกิดขึ้นจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	21
2.4.1 อัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Rate of TEC change Index : ROTI).....	22
2.4.2 ตัวตรวจวัดความผิดปกติจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เบื้องต้นในระบบจีบาส.....	23
บทที่ 3 วิธีที่นำเสนอและการจำลองระบบ.....	25
3.1 การทดสอบประสิทธิภาพของระบบจีบาสด้วยเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอส เอ สบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ.....	25
3.1.1 การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง.....	25
3.1.2 การจำลองและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของระบบจีบาสสำหรับบริเวณ สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย.....	28

V

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.2 การวิเคราะห์การเกิด Loss of lock ที่มีผลต่อประสิทธิภาพของระบบจีบาส สำหรับบริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย.....	32
3.3 การจัดทำ GBAS testbed.....	33
บทที่ 4 ผลการจำลองระบบจีบาส.....	39
4.1 การตรวจสอบปรากฏการณ์ EPB ด้วยค่า ROTI.....	39
4.2 ผลของจำนวนข้อมูลที่ผ่านตัวกรอง CCC monitor และ Carrier smoothing ของระบบจีบาส.....	45
4.3 การจำลองและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของระบบจีบาสด้วยข้อมูลจากสถานี บริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ.....	46
4.4 การวิเคราะห์ผลกระทบของ Loss of lock ต่อประสิทธิภาพของระบบจีบาส	57
4.5 การใช้งาน GBAS testbed.....	67
บทที่ 5 สรุปผลและข้อเสนอแนะในการวิจัย.....	72
5.1 สรุปผลการวิจัย.....	72
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	73
เอกสารอ้างอิง.....	74
ประวัติผู้เขียน.....	76

# สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 ค่าของพารามิเตอร์ในการคำนวณ $\sigma_{pr\_gnd,i}$ .....	13
2.2 ค่าของตัวแปรในการคำนวณ $\sigma_{noise,i}^2$ แบ่งตามคุณสมบัติของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส ....	14
2.3 ค่าของ $K_{ffmd}$ .....	17
2.4 ขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวตั้ง.....	18
2.5 ขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวระนาบ.....	18
2.6 ค่าขอบเขตการแจ้งเตือนสำหรับระดับความสูงต่างๆ.....	19
3.1 พารามิเตอร์ที่กำหนดในการจำลองระบบจีบาส.....	31
4.1 เดือนที่พบ EPB มากที่สุดและน้อยที่สุดของปีที่ทำการวิเคราะห์.....	44
4.2 ค่าเฉลี่ยของ availability ในปีค.ศ. 2014.....	52
4.3 ค่าเฉลี่ยของ availability ในปีค.ศ. 2015.....	52
4.4 ค่าเฉลี่ยของ availability ในปีค.ศ. 2016.....	53
4.5 ค่า availability ต่ำสุดของแต่ละเดือนในปีค.ศ. 2014.....	54
4.6 ค่า availability ต่ำสุดของแต่ละเดือนในปีค.ศ. 2015.....	54
4.7 ค่า availability ต่ำสุดของแต่ละเดือนในปีค.ศ. 2016.....	55
4.8 ค่าเฉลี่ยของ availability ในช่วงที่พบและไม่พบ EPB.....	56
4.9 จำนวน Loss of lock ที่พบในช่วงที่ $VPL > VAL$ จากข้อมูลเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014.....	64
4.10 จำนวนดาวเทียมที่พบในช่วงที่ $VPL > VAL$ จากข้อมูลเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014.....	64
4.11 จำนวน Loss of lock ที่พบในช่วงที่ $VPL > VAL$ จากข้อมูลเดือนกันยายน – สิงหาคม ค.ศ. 2014.....	65
4.12 จำนวนดาวเทียมที่พบในช่วงที่ $VPL > VAL$ จากข้อมูลเดือนกันยายน – สิงหาคม ค.ศ. 2014.....	66
4.13 จำนวนที่พบดาวเทียมไม่เกิน 7 ดวงในขณะที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้	66

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 ระบบจีพีเอสในแต่ละส่วน.....	4
2.2 ส่วนสถานีควบคุมของระบบจีพีเอส.....	5
2.3 ลักษณะของการกำเนิดสัญญาณข้อมูล.....	6
2.4 การวัดระยะระหว่างดาวเทียมจีพีเอสกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (ก) กรณีอุดมคติ และ (ข) กรณีความเป็นจริง.....	7
2.5 การหาพิกัดของเครื่องรับจีพีเอส.....	9
2.6 แผนภาพระบบจีบาส.....	10
2.7 การทำงานของขอบเขตการป้องกันและขอบเขตการแจ้งเตือน.....	12
2.8 พิกัด NEU ในแนวรัศมี.....	16
2.9 เปอร์เซ็นของโอกาสที่จะเกิดเหตุการณ์ต่างๆ ขึ้นของการกระจายตัวแบบเกาส์.....	17
2.10 ตัวอย่างการใช้งานค่าขอบเขตการป้องกันและขอบเขตการแจ้งเตือน (ก) ระบบใช้งานได้ปกติ (ข) ระบบไม่สามารถใช้งานได้.....	18
2.11 การเกิดปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly) บริเวณเส้นศูนย์สูตร สยามแม่เหล็กโลก.....	20
2.12 ลักษณะการเกิด EPB (ก) ลักษณะการวางตัวของ EPB ในแนวเหนือ-ใต้ (ข) การก่อตัวของ EPB.....	20
2.13 ตัวอย่างค่า TEC ในช่วงที่พบปรากฏการณ์ EPB.....	21
2.14 (ก) ตัวอย่างค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ และ (ข) อัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ.....	23
3.1 การเกิดเกรเดียนต์ที่ส่งผลกระทบต่อระบบจีบาส.....	25
3.2 แผนที่ค่าดีเลย์ที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณประเทศสหรัฐอเมริกาในวันที่ 20 พฤษภาคม ค.ศ. 2003 เวลา 20:15 UTC.....	26
3.3 ลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เมื่อพบปรากฏการณ์ EPB (ก) ลักษณะชั้นบรรยากาศที่มีความแปรปรวน (ข) ดีเลย์จากชั้นไอโอโนสเฟียร์เมื่อพบ EPB.....	27
3.4 การเก็บข้อมูลจีพีเอสเพื่อใช้งานจากสถานีที่สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ.....	28
3.5 แผนผังการทำงานของเครื่องจำลองระบบจีบาส.....	29
3.6 แผนผังการทำงานของเครื่องจำลองและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของระบบจีบาส.....	30
3.7 การเกิด loss of lock บริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย.....	32
3.8 ค่า availability ของระบบจีบาสที่เพิ่มขึ้นเมื่อเพิ่มดาวเทียมในระบบกาลิเลโอ (ก) ช่วงปกติ (ข) ช่วงที่ชั้นบรรยากาศมีความผิดปกติ.....	33
3.9 แผนผังการทำงานของเครื่องคำนวณ Loss of lock.....	34
3.10 แผนผังการทำงานของ GBAS testbed ส่วนการจำลองค่าขอบเขตการป้องกัน.....	36
3.11 แผนผังการทำงานของซอฟต์แวร์ GBAS testbed ส่วนการคำนวณพารามิเตอร์ที่ภาคพื้นดินต้องส่งให้อากาศยาน.....	38

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.1 (ก) ค่า STEC จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง (ข) ค่า ROTI จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง จากสถานี AERO ในวันที่พบ EPB.....	39
4.2 (ก) ค่า STEC จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง (ข) ค่า ROTI จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง จากสถานีเครื่องรับที่สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิในวันปกติ.....	40
4.3 ค่า ROTI ในเดือนมีนาคม ค.ศ. 2014 ของสถานี AERO ซึ่งมีข้อมูลทั้งหมด 29 วัน.....	41
4.4 ค่า ROTI ในเดือนมิถุนายน ค.ศ. 2014 ของสถานี AERO ซึ่งมีข้อมูลทั้งหมด 25 วัน.....	42
4.5 จำนวนวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันในแต่ละเดือนจากการวิเคราะห์ ข้อมูลของสถานี AERO ในปีค.ศ. 2014.....	43
4.6 จำนวนวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันในแต่ละเดือนจากการ วิเคราะห์ข้อมูลของสถานี AERO ในปีค.ศ. 2015.....	43
4.7 จำนวนวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันในแต่ละเดือนจากการ วิเคราะห์ข้อมูลของสถานี AERO ในปีค.ศ. 2016.....	44
4.8 ค่า CMC ก่อนและหลังผ่านตัวกรอง CCD monitor และ Carrier smoothing ของ ข้อมูลจากดาวเทียมดวงที่ 14 (ก) และดาวเทียมดวงที่ 20 (ข) โดยกราฟบนคือค่า CMC ที่ไม่ผ่านตัวกรองและกราฟล่างคือค่า CMC ที่ผ่านตัวกรองแล้วจากวันที่ 10 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2014.....	45
4.9 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จาก ข้อมูลวันที่ 9 มกราคม ค.ศ. 2016 กรณีที่ VPL < VAL และไม่พบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต.....	46
4.10 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 9 มีนาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่ VPL > VAL และพบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต.....	47
4.11 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 4 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2016 กรณีที่ VPL < VAL และพบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต.....	48
4.12 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 22 พฤษภาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่ VPL > VAL และไม่พบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต.....	48
4.13 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 9 มกราคม ค.ศ. 2016 สถานี KMITL ที่ระดับความสูง 200 ฟุต.....	49
4.14 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 9 มีนาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่ VPL > VAL และพบ EPB สถานี KMITL ที่ระดับความสูง 200 ฟุต.....	50

## สารบัญญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.16 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 22 พฤษภาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่ VPL > VAL และไม่พบ EPB สถานี KMITL ที่ระดับความสูง 200 ฟุต.....	51
4.17 (ก) ค่า ROTI ของวันที่ไม่พบ EPB (ข) จำนวนดาวเทียมที่รับสัญญาณได้และจำนวนดาวเทียมที่ควรพบจากข้อมูล almanac ของวันที่ 15 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO.....	57
4.18 (ก) ค่า ROTI ของวันที่พบ EPB (ข) จำนวนดาวเทียมที่รับสัญญาณได้และจำนวนดาวเทียมที่ควรพบจากข้อมูล almanac ของวันที่ 2 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO.....	58
4.19 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จากข้อมูลวันที่ 2 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO ในกรณีที่ VPL > VAL และพบ EPB.....	59
4.20 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จากข้อมูลวันที่ 15 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO ในกรณีที่ VPL < VAL และไม่พบ EPB.....	60
4.21 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จากข้อมูลวันที่ 4 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2016 สถานี AERO ในกรณีที่ VPL < VAL และไม่พบ EPB.....	61
4.22 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จากข้อมูลวันที่ 6 ธันวาคม ค.ศ. 2014 สถานี AERO ในกรณีที่ VPL < VAL และไม่พบ EPB.....	62
4.23 การวิเคราะห์ผลของ VPL Loss of lock และจำนวนดาวเทียมเฉพาะช่วงที่ VPL>VAL ในวันที่พบ EPB ช่วงเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014 สถานี AERO.....	63
4.24 การวิเคราะห์ผลของ VPL Loss of lock และจำนวนดาวเทียมเฉพาะช่วงที่ VPL>VAL ในวันที่พบ EPB ช่วงเดือนกันยายน – สิงหาคม ค.ศ. 2014 สถานี AERO.....	65
4.25 หน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกัน.....	67
4.26 การแบ่งส่วนของหน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกัน..	68
4.27 การทำงานของ GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกันหลังป้อนไฟล์ข้อมูล....	69
4.28 โปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกันหลัง Start การจำลองจีบาส.....	69
4.29 หน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนการจำลองจีบาสภาคพื้นดิน.....	70
4.30 การแบ่งส่วนของหน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองจีบาสภาคพื้นดิน.....	70
4.31 การแสดงกราฟของ GBAS testbed ส่วนจำลองจีบาสภาคพื้นดิน.....	71

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์

ในระบบนำร่องการบินนั้นมียุคที่เรียกว่าเครื่องช่วยการเดินอากาศ มีหน้าที่ช่วยเหลือนักบินในการบินทั้งในช่วงบินตามเส้นทาง (Enroute) ระยะปรากฏ (Approach) และ ร่อนลงจอด (Landing) สำหรับในระยะลงจอดนั้นได้มีการพัฒนาเครื่องช่วยการเดินอากาศที่ชื่อว่าไอแอลเอส (Instrument landing system: ILS) เมื่อประมาณปีค.ศ. 1929 [1] ที่มีความสามารถครอบคลุมทั้งระยะปรากฏและระยะร่อนลงจอด โดยไอแอลเอสจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือส่วนของโลคอลไลเซอร์ (Localizer) มีหน้าที่ส่งสัญญาณเพื่อนำทางให้เครื่องบินไม่บินออกนอกเส้นแนวร่อนลงจอด (Centerline) โดยจะส่งสัญญาณออกไป 2 ความถี่สำหรับบอกแนวซ้ายของรันเวย์และแนวขวาของรันเวย์ ส่วนที่สองคือโกลด์สโลป (Glide slope) มีหน้าที่ส่งสัญญาณให้อากาศยานบินตามมุมมองคาที่ เหมาะแก่การลงจอดซึ่งกำหนดที่ประมาณ 3 องศาโดยมีหลักการคล้ายโลคอลไลเซอร์คือส่งสัญญาณออกไป 2 ความถี่สำหรับแนวบินที่สูงและต่ำกว่า 3 องศา ดังนั้นไอแอลเอสจึงจำเป็นต้องมียุคที่ 1 ชุดต่อ 1 รันเวย์ติดตั้งไว้บริเวณใกล้จุดลงจอด (Touch down) ซึ่งส่งผลให้มีค่าใช้จ่ายในการติดตั้งและดูแลสูง ต่อมาในช่วงปีค.ศ. 1980 มีการพัฒนาระบบที่ชื่อว่าเอ็มแอลเอส (Microwave landing system: MLS) [2] ซึ่งมีความยืดหยุ่นกว่าไอแอลเอสเพราะสามารถใช้อุปกรณ์ได้มากกว่า 1 ชุดต่อ 1 รันเวย์ อย่างไรก็ตาม การพัฒนาระบบ MLS ได้หยุดลงในปีค.ศ. 1994 เนื่องจากหลักการของระบบระบบตำแหน่งด้วยดาวเทียม (Global Navigation Satellite System: GNSS) ถูกพัฒนาขึ้น คาดว่าจะสามารถให้บริการแก่อากาศยานโดยมีความปลอดภัยและความน่าเชื่อถือมากกว่าระบบเก่า และจะเพิ่มความยืดหยุ่นในการใช้งานตลอดจนสามารถกำหนดเส้นทางการลงจอดได้ ยิ่งไปกว่านั้นคือระบบนี้ จะสามารถลดค่าใช้จ่ายได้อย่างมากเพราะติดตั้งเพียงหนึ่งระบบต่อสนามบินเท่านั้น

การพัฒนาอุปกรณ์นำร่องในการบินด้วยระบบดาวเทียมนั้นมีการพัฒนาอย่างต่อเนื่อง โดยเริ่มจากระบบดีจีพีเอส (Differential GPS: DGPS) [3] ที่อาศัยสถานีฐานที่เรียกว่าซูโดไลท์ (Pseudolite) เพื่อเพิ่มความแม่นยำและความสมบูรณ์ให้กับการนำร่องตลอดเส้นทางจนถึงการลงจอด แต่ซูโดไลท์ก็ได้หยุดพัฒนาลงเนื่องจากปัญหา near-far ของกำลังสัญญาณในช่วงลงจอด หลังจากนั้นจึงแนวคิดของระบบจีบาส (Ground-Based Augmentation System: GBAS) หรือที่ประเทศสหรัฐอเมริกาเรียกว่าลาส (Local Area Augmentation System: LAAS) จึงถือกำเนิดขึ้น โดยระบบนี้ไม่จำเป็นต้องมีซูโดไลท์แต่จะอาศัยเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอส สามถึงสี่เครื่องติดตั้งบริเวณรอบสนามบิน ระบบนี้จะแตกต่างจากดีจีพีเอสตรงที่ระบบจะให้ค่าแก้ไขความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งพร้อมกับสามารถรับรองความสมบูรณ์ของระบบไปด้วยในเวลาเดียวกันกับจีบาส จึงเป็นระบบที่ยากต่อการพัฒนาให้สมบูรณ์พร้อม เพราะจำเป็นต้องป้องกันอากาศยานจากความผิดพลาดหลายชนิดที่สามารถเกิดขึ้นได้ อีกทั้งต้องตรวจสอบที่มาและหาวิธีการลดความผิดพลาดต่างๆ ด้วย เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความผิดพลาดที่เกิดขึ้นในระบบอาจเกิดจากสัญญาณดาวเทียมที่ผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ปรากฏการณ์ต่างๆ ความผิดพลาดจากสถานีภาคพื้นดิน เป็นต้น

โดยความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นความผิดพลาดชนิดที่ส่งผลต่อระบบจีบาสมากที่สุด เนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีประจุไอออนที่สามารถทำให้เกิดการหักเหและหน่วงเวลาของสัญญาณจีพีเอสที่เคลื่อนที่ผ่านและมักจะเกิดความแปรปรวนของประจุไอออน ทำให้การหน่วงเวลาและการหักเหสัญญาณจีพีเอสมีค่าไม่คงที่ ซึ่งในแต่ละพื้นที่ของโลกนั้นมีลักษณะของความแปรปรวนที่ต่างกัน โดยประเทศไทยที่อยู่ในเขตละติจูดต่ำนั้นมักพบเห็นความผิดปกติในรูปแบบของปรากฏการณ์ฟองอากาศพลาสมา (Plasma Bubble) มีลักษณะเป็นช่องว่างคล้ายฟองอากาศที่มีประจุไอออนต่ำ ก่อตัวขึ้นจากส่วนล่างของชั้นบรรยากาศ สำหรับในเขตละติจูดต่ำนั้นมีชื่อเรียกว่า EPB (Equatorial Plasma Bubble) ปรากฏการณ์นี้จะส่งผลให้เกิดความแปรปรวนของสัญญาณจีพีเอสค่อนข้างมากจนบางครั้งทำให้เครื่องรับจีพีเอสไม่สามารถจับสัญญาณได้ (Loss of lock) ซึ่งการที่เครื่องรับสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้น้อยลงนั้นส่งผลต่อความแม่นยำและความพร้อมของระบบ ดังนั้น ก่อนการติดตั้งและใช้งานระบบจีบาสในอนาคตจึงจำเป็นต้องศึกษาถึงผลกระทบของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีประสิทธิภาพของระบบจีบาส โดยวิทยานิพนธ์นี้สนใจในค่าของ availability ซึ่งเป็นเปอร์เซ็นต์ที่ระบบจีบาสใช้งานได้จากการนำค่าขอบเขตการป้องกัน (Protection level) ซึ่งแสดงขอบเขตความผิดพลาดที่ระบบยังสามารถใช้งานได้มาเทียบกับค่าขอบเขตการแจ้งเตือน (Alert limit) ซึ่งถ้าหากขอบเขตการป้องกันมีค่ามากกว่าขอบเขตการแจ้งเตือนระบบจะไม่สามารถใช้งานได้ และจะทำให้ทราบถึงเปอร์เซ็นต์ที่จีบาสจะสามารถใช้งานได้ของแต่ละช่วงฤดูกาลที่มีสภาพความแปรปรวนของชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่างกัน

ข้อมูลเหล่านี้จะเป็นข้อมูลพื้นฐานสำหรับการประเมินการทำงานของระบบจีบาสในประเทศไทย และสามารถนำไปปรับปรุงบางส่วนของระบบเพื่อให้เหมาะสมกับระบบจีบาสในประเทศไทยได้ ในอนาคต นอกจากนี้วิทยานิพนธ์นี้ยังสนใจในพารามิเตอร์ Loss of lock ที่มีต่อเปอร์เซ็นต์การใช้งานของระบบจีบาสอีกด้วยเพราะ Loss of lock นั้นส่งผลให้ข้อมูลดาวเทียมมีน้อยลงและกระทบต่อค่าขอบเขตการป้องกันตามมาด้วย ทั้งนี้ข้อมูลเหล่านี้เป็นลักษณะเฉพาะที่เกิดจากลักษณะความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแต่ละพื้นที่

## 1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์นี้จัดทำขึ้นเพื่อศึกษาผลกระทบของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อระบบจีบาสในประเทศไทย ซึ่งมีลักษณะเฉพาะตัวเพราะมักจะพบปรากฏการณ์ EPB เกิดขึ้นโดยการจำลองระบบจีบาสขึ้นโดยอาศัยข้อมูลจากเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่ติดตั้งบริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ และปรับพารามิเตอร์ความสูงของอากาศยานให้อยู่ในระดับต่างๆ เพื่อจำลองค่าขอบเขตการป้องกันและ availability ของระบบจีบาส จากนั้นจะทำการเปรียบเทียบและวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้แยกเป็นในส่วนของช่วงที่พบ EPB และช่วงเวลาปกติ

ในส่วนที่สองจะเป็นการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อค่า Loss of lock ที่เกิดขึ้นกับค่าขอบเขตการป้องกันและ availability โดยจะวิเคราะห์เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากการจำลองระบบเดียวกับในหัวข้อแรก และส่วนสุดท้ายคือการพัฒนาซอฟต์แวร์ GBAS testbed เพื่อความสะดวกในการศึกษาแบบจำลองสำหรับบุคคลทั่วไป โดยซอฟต์แวร์ดังกล่าวจะสามารถปรับแต่งบางพารามิเตอร์ได้ และให้ผลของขอบเขตการป้องกัน รวมไปถึงค่าแก้ของความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศที่สถานีฐานต้องส่งให้อากาศยาน

### 1.3 ขอบเขตการศึกษาของวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการวิเคราะห์ availability ของระบบจีบาสสำหรับสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย ซึ่งวัดได้จากการเปรียบเทียบขอบเขตความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งกับขอบเขตการแจ้งเตือน จากการจำลองระบบจีบาสขึ้นจากข้อมูลดาวเทียมจริงที่รับได้จากสถานีเครื่องรับจีพีเอส ณ สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ โดยสมมติพารามิเตอร์สำหรับระบบจีบาสบนอากาศยาน และให้ข้อมูลดาวเทียมที่อากาศยานรับได้มีค่าเหมือนกับข้อมูลที่สถานีฐานรับได้ จากนั้นปรับค่าความสูงของอากาศยานที่สมมติขึ้นให้อยู่ในระดับ 200 ถึง 1,000 ฟุตเพื่อวิเคราะห์ค่าขอบเขตการป้องกัน และ availability สำหรับแต่ละระดับ สำหรับข้อมูลที่ใช้เป็นข้อมูลจากปี ค.ศ. 2014 ถึง ค.ศ. 2016 การวิเคราะห์จะเปรียบเทียบข้อมูลในช่วงฤดู Equinox และ Solstice รวมถึงเปรียบเทียบระหว่างวันที่พบ EPB และวันปกติ จากนั้นจะวิเคราะห์การเกิด Loss of lock โดยวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของการเกิด Loss of lock กับขอบเขตการป้องกันและ availability ในช่วงที่พบ EPB และช่วงวันปกติ และสุดท้ายเป็นการจัดทำ GBAS testbed ซึ่งเป็นซอฟต์แวร์ที่เขียนขึ้นด้วยโปรแกรม Matlab เพื่อใช้ศึกษาพารามิเตอร์ของจีบาสสำหรับบุคคลทั่วไป โดยผู้ใช้ซอฟต์แวร์นี้สามารถปรับแต่งบางพารามิเตอร์สำหรับระบบจีบาสได้ โดยซอฟต์แวร์สามารถจำลองค่าขอบเขตการป้องกัน ขอบเขตการแจ้งเตือน และค่าแก้ความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งที่สถานีฐานต้องส่งให้อากาศยาน

วิทยานิพนธ์นี้ฉบับนี้ประกอบไปด้วยเนื้อหาจำนวน 5 บทโดยบทที่ 1 เป็นการกล่าวถึงที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์พร้อมทั้งกล่าวถึงขอบเขตของงานวิจัย บทที่ 2 นั้นจะอธิบายถึงหลักการพื้นฐานของระบบ GPS เช่น การระบุตำแหน่ง ตามด้วยพื้นฐานระบบ GBAS ซึ่งประกอบไปด้วยการชดเชยความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง และการตรวจสอบสมรรถนะของระบบ จากนั้นเป็นเรื่องของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และปรากฏการณ์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลกระทบต่อสมรรถนะของระบบ GPS ปรากฏการณ์ที่พบบ่อยในเขตประเทศไทยรวมถึงตัวชี้วัดการเกิดความผิดปกติในชั้นไอโอโนสเฟียร์ ในบทที่ 3 นั้นจะเป็นการทบทวนวรรณกรรม และอธิบายถึงขั้นตอนการเตรียมการจำลองระบบที่นำเสนอ ทั้งในเรื่องของการวิเคราะห์สมรรถภาพการทำงานของระบบ GBAS การเตรียมพารามิเตอร์ในการจำลองระบบ บล็อกไดอะแกรมการทำงาน ตามด้วยการวิเคราะห์ Loss of lock และสุดท้ายคือการจัดทำ GBAS testbed ในบทที่ 4 เป็นเรื่องของผลการจำลองระบบจีบาสตามหัวข้อในบทที่ 3 และการวิเคราะห์ผล และบทที่ 5 เป็นการสรุปผลและข้อเสนอแนะเกี่ยวกับงานวิจัย

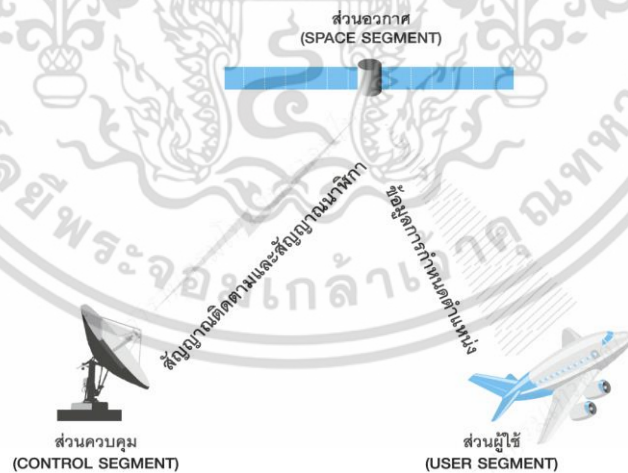
## บทที่ 2

# ทฤษฎีและหลักการ

ในบทนี้กล่าวถึงทฤษฎีและหลักการพื้นฐานที่ใช้ในการทำวิจัย ประกอบไปด้วยหลักการพื้นฐานของระบบ GPS การวัดระยะทาง และวิธีการระบุตำแหน่งของ GPS ถัดมาคือหลักการของระบบ GBAS การชดเชยความผิดพลาด และการตรวจสอบความพร้อมในการใช้งานของระบบ ตามด้วยของลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่พบบริเวณประเทศไทย และวิธีในการตรวจวัดความผิดปกติที่เกิดขึ้น

### 2.1 ระบบจีพีเอส หรือ Global Navigation System (GPS)

ระบบจีพีเอสเป็นหนึ่งในระบบระบุตำแหน่งบนพื้นโลกด้วยดาวเทียม (Global Navigation Satellite System: GNSS) ถูกพัฒนาขึ้นโดยหน่วยงาน The United States Department of Defense (DOD) ของประเทศสหรัฐอเมริกาในช่วงปี ค.ศ. 1970 โดยเริ่มที่การให้บริการสำหรับการทหารจนมาเปิดให้พลเรือนใช้งานอย่างเป็นทางการในช่วงปี ค.ศ. 1995 [4,5] เป็นระบบที่อาศัยคลื่นวิทยุและรหัสที่ส่งมาจากดาวเทียมจำนวนมากกว่า 24 ดวงที่โคจรอยู่เหนือพื้นโลก สามารถใช้ในการหาตำแหน่งบนพื้นโลกได้ตลอด 24 ชั่วโมง ประกอบไปด้วย 3 ส่วนหลักได้แก่ ส่วนดาวเทียม (Satellite Segment) ส่วนสถานีควบคุม (Ground Control Segment) และส่วนผู้ใช้ (User Segment) ตามรูปที่ 2.1



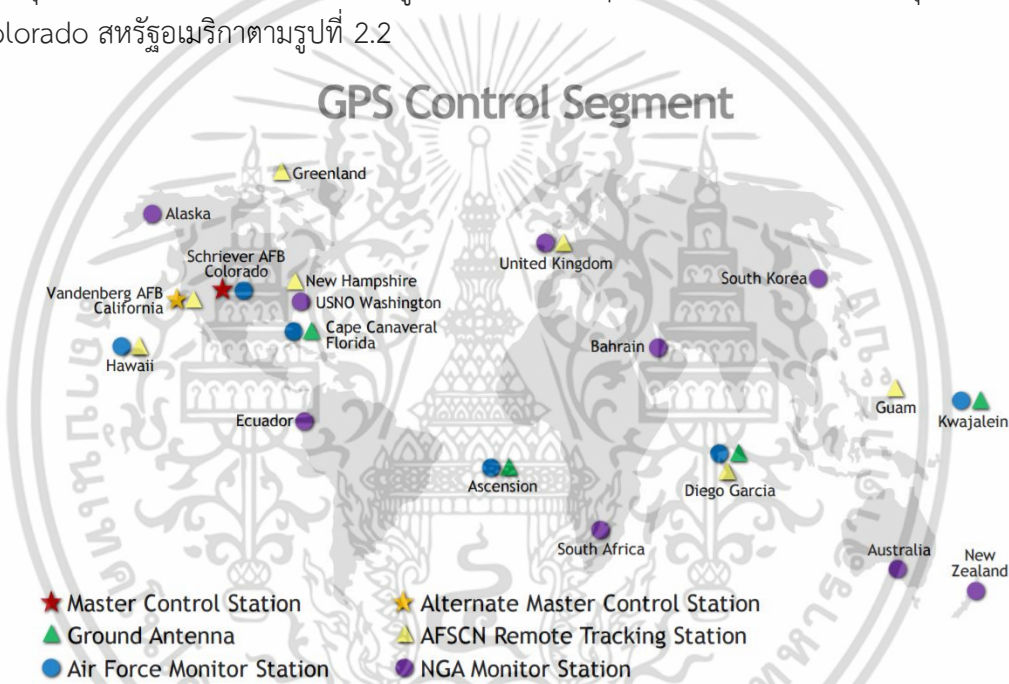
รูปที่ 2.1 ระบบจีพีเอสในแต่ละส่วน [6]

ส่วนของดาวเทียมจะประกอบด้วยดาวเทียมมากกว่า 24 ดวง โคจรรอบโลกที่ความสูงประมาณ 20,200 กิโลเมตร ทำมุม 55 องศากับระนาบเส้นศูนย์สูตรโลก การวางวงโคจรเช่นนี้ทำให้ผู้ใช้งานสามารถรับสัญญาณดาวเทียมได้ถึงคราวละ 6 ดวง แต่ละพวกมีนาฬิกา Atomic clock 4 เรือนที่เที่ยงตรงถึง 3 นาโนวินาที มีเชื้อเพลิงและเครื่องยนต์ขนาดเล็กสำหรับปรับตำแหน่งดาวเทียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของประเทศไทย การเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตถือว่าผิดกฎหมาย ไม่สามารถนำเอกสารนี้ไปใช้ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในกรณีที่ดาวเทียมเคลื่อนที่ออกจากวงโคจรที่ควรจะเป็น แต่ละดวงจะส่งข้อมูลที่ใช้ในการระบุตำแหน่งของดาวเทียม ซึ่งจะประกอบไปด้วยข้อมูลของลักษณะวงโคจรของดาวเทียมแต่ละดวง เพื่อใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งดาวเทียมแบบแม่นยำ (Ephemeris) ข้อมูลลักษณะวงโคจรดาวเทียมแบบความแม่นยำต่ำ (Almanac) ข้อมูลความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาดาวเทียม (Clock correction) และข้อมูลสถานะดาวเทียม สำหรับดาวเทียมรุ่นแรกใช้สองความถี่คือ L1 (1,575.42 MHz) และ L2 (1,227.60 MHz)

สำหรับส่วนสถานีควบคุมมีหน้าที่สังเกตการณ์วงโคจรและสัญญาณที่ดาวเทียมส่งมา โดยจะรับสัญญาณจากดาวเทียม คำนวณวงโคจร ปรับแก้พารามิเตอร์ในข้อมูลวงโคจร (Ephemeris) ให้ตรงกับความเป็นจริง และส่งกลับไปให้ดาวเทียมเพื่อเป็นข้อมูลวงโคจรที่ดาวเทียมส่งให้ส่วนผู้ใช้งาน รวมถึงการสั่งให้ดาวเทียมปรับการเคลื่อนไหวในกรณีที่เคลื่อนที่ออกจากวงโคจรที่ควรจะเป็น ส่วนสถานีควบคุมประกอบด้วยสถานีกระจายอยู่ตามสถานที่ต่างๆ ทั่วโลก และมีสถานีควบคุมหลักอยู่ที่รัฐ Colorado สหรัฐอเมริกาตามรูปที่ 2.2



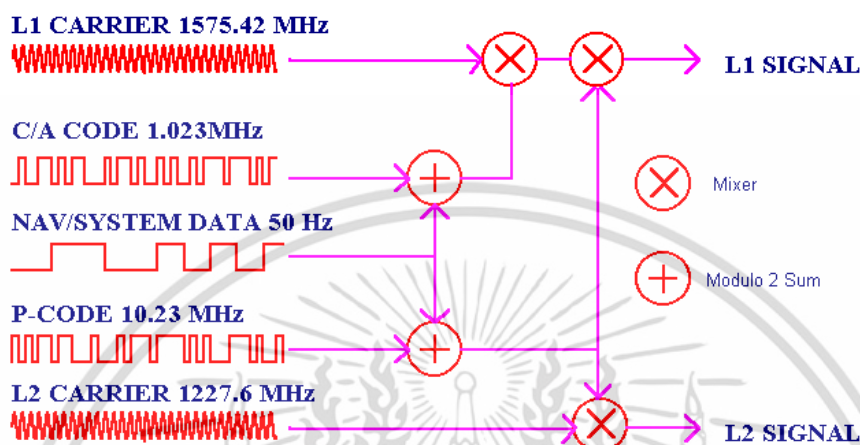
รูปที่ 2.2 ส่วนสถานีควบคุมของระบบจีพีเอส [7]

ส่วนของผู้ใช้ประกอบไปด้วยเครื่องรับสัญญาณและเสาอากาศทำหน้าที่รับสัญญาณ โดยสิ่ง ที่ส่วนผู้รับสามารถคำนวณได้คือระยะทางระหว่างดาวเทียมถึงเครื่องรับสัญญาณ และข้อมูลวงโคจร (Ephemeris) ของดาวเทียมแต่ละดวง ซึ่งในทางปฏิบัตินั้นผู้ใช้ต้องอาศัยข้อมูลจากดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวงเพื่อคำนวณตำแหน่งของตนเอง (X Y Z และ dT) สำหรับรูปแบบช่องสัญญาณข้อมูล วิธีในการวัดระยะทาง และการคำนวณตำแหน่งนั้นจะอธิบายในบทย่อยต่อไป

### 2.1.1 สัญญาณจีพีเอส

สัญญาณข้อมูลที่ส่งมาจากดาวเทียมนั้นจะมีอัตราบิตเท่ากับ 50 บิตต่อวินาทีโดยจะถูกมอดูเลตด้วยสัญญาณรบกวนสุ่มเทียม (Pseudo Random Noise : PRN) ประกอบไปด้วยรหัส C/A-code (Coarse/Acquisition Code) สำหรับการใช้งานด้านพลเรือน และ P-code (Precision Code) เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับใช้งานทางการทหาร โดยดาวเทียมจะสร้างความถี่พื้นฐาน 1.023 MHz สำหรับ C/A-code และ 10.23 MHz สำหรับ P-code จากนั้นสร้างความถี่พื้นฐานในแบนด์ L1 และ L2 โดยการคูณความถี่พื้นฐานด้วย 154 และ 120 ตามลำดับ ดังนั้นจะได้ความถี่ในแบนด์ L1 คือ 1575.42 MHz และความถี่ในแบนด์ L2 คือ 1227.6 MHz โดยลักษณะของการกำเนิดสัญญาณข้อมูล [4] จะแสดงดังรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 ลักษณะของการกำเนิดสัญญาณข้อมูล [8]

ในสัญญาณข้อมูลนี้ประกอบไปด้วยข้อมูลวงโคจรของดาวเทียมแบบความแม่นยำสูง (Ephemeris) ข้อมูลวงโคจรของดาวเทียมแบบความแม่นยำต่ำ (Almanac) และค่าความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาบนดาวเทียมจีพีเอส

### 2.1.2 การวัดระยะทางในระบบจีพีเอส

ดังที่ได้กล่าวมาในก่อนหน้าว่าการคำนวณตำแหน่งของผู้ใช้นั้นได้มาจากการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมถึงเครื่องรับสัญญาณ การวัดระยะทางทำได้โดยการวัดระยะเวลาที่คลื่นวิทยุใช้ในการเดินทางจากดาวเทียมสู่เครื่องรับ และคูณเข้ากับความเร็วแสงตามสมการที่ 2.1

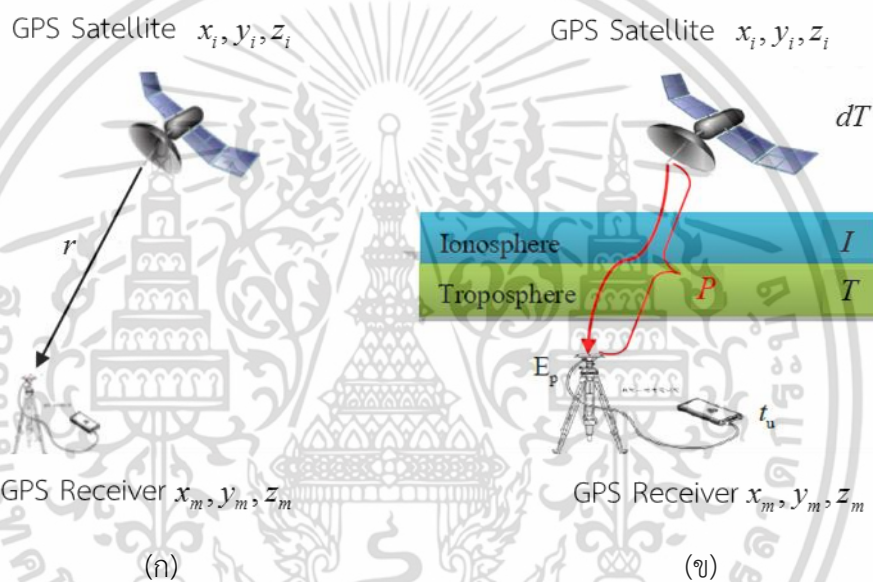
$$r = c \times T \quad (2.1)$$

โดยจะสมมติให้นาฬิกาของทั้งบนดาวเทียมและเครื่องรับสัญญาณเท่ากับฐานเวลาจีพีเอสซึ่งเป็นฐานเวลามาตรฐานที่ใช้ในระบบจีพีเอสตามอุดมคติแล้วจะได้ระยะทางที่คลื่นวิทยุเดินทางมายังเครื่องรับ [4,5] แต่ในความเป็นจริงแล้วนาฬิกาทั้งบนดาวเทียมและเครื่องรับสัญญาณมีความคลาดเคลื่อนไปจากฐานเวลาของ GPS รวมทั้งสัญญาณยังมีการหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศคือ การหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay) และการหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (Tropospheric delay) ตามรูปที่ 2.4 ทำให้ระยะทางที่วัดได้ถูกเรียกว่า “ระยะทางเทียม” (Pseudorange) และสำหรับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสบางชนิดสามารถทำการวัดระยะทางในอีกรูปแบบหนึ่งซึ่งจะมีความแม่นยำมากกว่าแบบการวัดระยะทางเทียม โดยจะอาศัย

ผลรวมของการวัดผลต่างระหว่างเฟสคลื่นพาห์ของสัญญาณจีพีเอสกับสัญญาณที่สร้างขึ้นโดยเครื่องรับเอง เรียกว่าการวัดดังกล่าวว่า “การวัดเฟสคลื่นพาห์” (Carrier-phase) ตามสมการที่ 2.2

$$\phi = \frac{\lambda}{2\pi} (\theta + N) \quad (2.2)$$

โดยที่  $\phi$  คือระยะทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับสัญญาณมีหน่วยเป็นเมตร  $\lambda$  คือความยาวคลื่นของสัญญาณจีพีเอส มีค่าเท่ากับ 19 เซนติเมตรสำหรับความถี่ L1 และ 24.4 เซนติเมตรสำหรับความถี่ L2  $\theta$  คือค่าผลรวมของการวัดผลต่างเฟสของคลื่นพาห์ของสัญญาณจีพีเอส และ  $N$  คือค่าของเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่า (Initial phase ambiguity)



รูปที่ 2.4 การวัดระยะระหว่างดาวเทียมจีพีเอสกับเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (ก) กรณีอุดมคติ และ (ข) กรณีความเป็นจริง

ซึ่งความผิดพลาดที่เกิดขึ้นในการวัดระยะทางนั้น ทำให้สามารถเขียนสมการระยะทางของการวัดระยะทางเทียมและการวัดวิธีเฟสคลื่นพาห์ได้ตามสมการที่ 2.3 และ 2.4 ตามลำดับ

$$P = r + c(dt + dT) + I + T + E_p \quad (2.3)$$

$$\phi = r + c(dt + dT) - I + T + \lambda N + E_p \quad (2.4)$$

โดยที่  $P$  และ  $\phi$  คือระยะทางที่ได้จากการวัดด้วยวิธีระยะทางเทียมและวิธีเฟสคลื่นพาห์ตามลำดับ (เมตร)

$r$  คือ ระยะทางจริงจากดาวเทียมถึงเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส (เมตร)

$dt$  คือ ค่าความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาในเครื่องรับสัญญาณจากฐานเวลาจีพีเอส ณ เวลาที่สัญญาณส่งถึงเครื่องรับ (วินาที)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$dT$  คือ ค่าความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาในดาวเทียมจากฐานเวลาจีพีเอส ณ เวลาที่สัญญาณส่งออกจากดาวเทียม (วินาที)

$c$  คือ ความเร็วแสงเท่ากับ 299,792,458 เมตรต่อวินาที

$I$  คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เมตร)

$T$  คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (เมตร)

$E_p$  คือ ค่าความผิดพลาดที่เกิดจากการสะท้อนของสัญญาณหรือเรียกว่า Multipath (เมตร)

$x_m, y_m, z_m$  คือตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณในระบบพิกัด ECEF (Earth-Centered Earth-Fixed)

$x_i, y_i, z_i$  คือตำแหน่งของดาวเทียมในระบบพิกัด ECEF ของดาวเทียมดวงที่  $i$

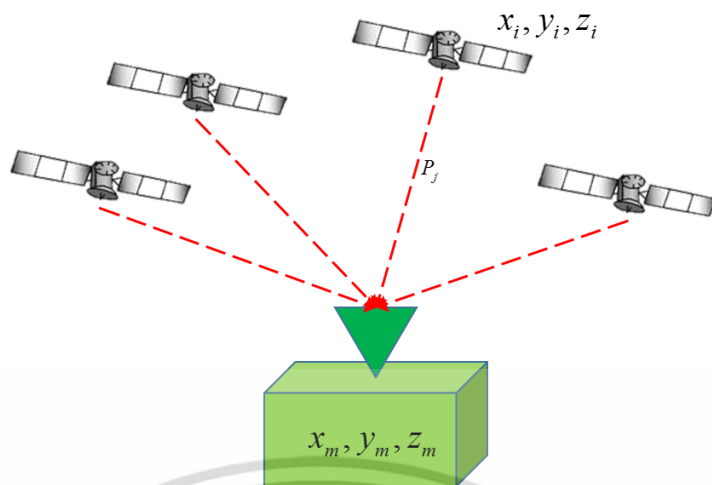
เนื่องจากระยะทาง  $r$  สามารถหาได้จากระยะห่างของพิกัดตำแหน่งดาวเทียมและเครื่องรับ จึงสามารถเขียนสมการใหม่ได้ตามสมการที่ 2.5

$$r = \sqrt{(x_i - x_m)^2 + (y_i - y_m)^2 + (z_i - z_m)^2} \quad (2.5)$$

ค่าความผิดพลาดที่มากที่สุดนั้นเกิดขึ้นจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งเป็นชั้นบรรยากาศที่อยู่สูงจากโลกประมาณ 50-1000 กิโลเมตร ประกอบไปด้วยอิเล็กตรอนและไอออนอยู่เป็นจำนวนมาก เกิดจากโมเลกุลของก๊าซที่โดนรังสีจากดวงอาทิตย์และแตกตัวเป็นอิเล็กตรอนและไอออน ซึ่งปริมาณของอิเล็กตรอนและไอออนนี้ขึ้นอยู่กับสถานที่ เวลา และฤดูกาลด้วย โดยจะส่งผลให้สัญญาณที่ได้จากการวัดระยะทางเทียมเกิดการหน่วงเวลา และวัดได้ระยะทางที่ไกลขึ้นกว่าที่ควรจะเป็น แต่ในทางกลับกันสำหรับวิธีเฟสคลื่นพาห์พบว่ามีระยะทางสั้นลงในสัดส่วนที่เท่ากัน โดยค่าความผิดพลาดนี้ขึ้นอยู่กับค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Total Electron Content : TEC)

### 2.1.3 การคำนวณตำแหน่งในระบบจีพีเอส

การคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส (ชนิดความถี่เดียว) นั้นจะใช้หลักการสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) [4,5] ซึ่งระบุพิกัดได้จากจุดตัดของรูปทรงเรขาคณิตเมื่อทราบข้อมูลพิกัดของจุดอ้างอิงและระยะทางจากจุดอ้างอิงที่ต้องการจะหา โดยกำหนดให้  $x_m, y_m, z_m$  คือตำแหน่งของเครื่องรับที่ต้องการหา (เป็นตำแหน่งในระบบพิกัด ECEF) และ  $x_i, y_i, z_i$  คือตำแหน่งของดาวเทียมดวงที่  $i$  และ  $P_i$  คือระยะทางเทียมของดาวเทียมดวงที่  $i$  ตามรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 การหาพิกัดของเครื่องรับจีพีเอส

จากสมการระยะทางเทียม 2.3 และสมการระยะทางจริง 2.5 เมื่อไม่พิจารณาถึงค่าความผิดพลาดอื่นๆ นอกจากความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาจะเขียนสมการระยะทางเทียมใหม่สำหรับดาวเทียมดวงที่  $k$  ถึงเครื่องรับได้ตามสมการที่ 2.6

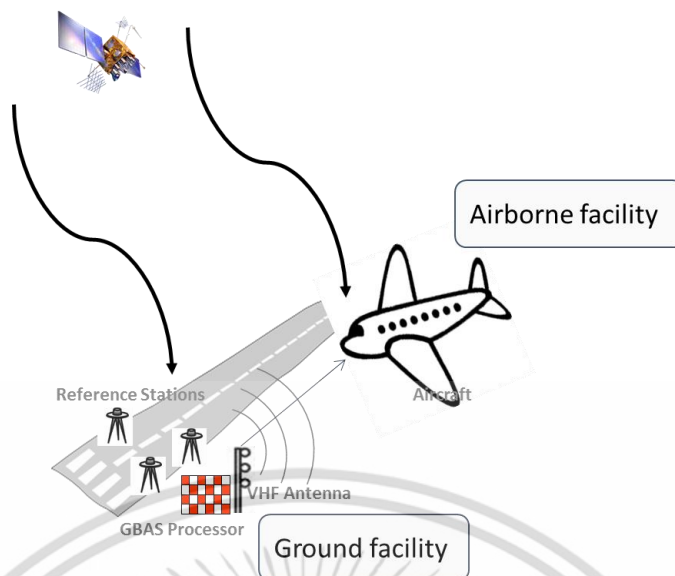
$$P_i = \sqrt{(x_i - x_m)^2 + (y_i - y_m)^2 + (z_i - z_m)^2} + c(dt + dT_i) \quad (2.6)$$

จะเห็นได้ว่าตัวแปรที่ไม่ทราบค่ามี 4 ตัวคือ  $x_m$ ,  $y_m$ ,  $z_m$  และ  $dt$  จึงต้องอาศัย 4 สมการหรือข้อมูลจากดาวเทียม 4 ดวงขึ้นไปในการคำนวณตำแหน่ง และเนื่องจากเป็นสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้น การแก้สมการในระบบนี้ [4,5] จะนิยมใช้ระเบียบวิธี Newton-Raphson มาช่วยแก้สมการซึ่งเป็นการประมาณค่าสมการให้เป็นเชิงเส้นด้วยอนุกรม Taylor และจะกำหนดค่าตัวแปรเริ่มต้นที่เหมาะสมให้กับเครื่องรับ GPS จากนั้นระบบจะทำการวนซ้ำเพื่อหาคำตอบของสมการ ซึ่งคำตอบที่ได้จะลู่เข้าหาค่าจริงของตัวแปร และในกรณีที่มีมากกว่า 4 สมการจะใช้การประมาณค่ากำลังสองสมบูรณ์ (Least-Square Method) มาช่วยแก้สมการ

## 2.2 ระบบจีบาสหรือ Ground-Based Augmentation System (GBAS)

ระบบจีบาสเป็นระบบเครื่องช่วยการเดินอากาศที่อาศัยหลักการของดาวเทียมจีพีเอสในการทำงาน โดยจีบาสจะติดตั้งเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส 3-4 สถานีที่บริเวณสนามบินจีบาสจะคำนวณค่าแก้ไขที่เกิดขึ้นในสัญญาณจีพีเอสและส่งไปให้อากาศยาน อากาศยานจะนำค่าแก้ไขที่ได้รับมาปรับปรุงการระบุพิกัดของตนเองให้แม่นยำขึ้น นอกจากนี้ระบบจีบาสยังถูกกำหนดให้มีความสามารถในการสังเกตการณ์ความแม่นยำ (accuracy) ความน่าเชื่อถือ (integrity) ความต่อเนื่อง (continuity) และความพร้อมใช้งานของระบบ (availability) [9,10] อีกทั้งต้องสามารถเตือนผู้ใช้เมื่อระบบมีความพร้อมใน 4 ข้อดังกล่าวไม่มากพอด้วย ระบบจีบาสนั้นสามารถแบ่งออกได้เป็นสองส่วนคือส่วนภาคพื้นดินและส่วนอากาศยานดังรูปที่ 2.6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.6 แผนภาพระบบจีบาส

โดยระบบจีบาสนั้นจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือส่วนของจีบาสภาคพื้นดิน (Ground facility) ซึ่งมีหน้าที่คำนวณค่าแก้และพารามิเตอร์บางชนิดและส่งไปให้ส่วนอากาศยาน (Airborne facility) ซึ่งส่วนอากาศยานจะนำค่าแก้ที่รับได้ไปปรับใช้เพื่อทำให้การระบุตำแหน่งของตนเองแม่นยำมากขึ้น อีกทั้งยังสามารถตรวจสอบความพร้อมในการใช้งานของระบบจีบาสด้วย สำหรับข้อดีของระบบจีบาสนั้น [10] คือไม่จำเป็นต้องติดตั้งอุปกรณ์หลายชุดเหมือนระบบนำร่องลงจอดเดิมที่ใช้อยู่ เช่น ILS (Instrument Landing System) ทำให้ประหยัดค่าใช้จ่ายในการดูแลรักษาระบบ อีกทั้งยังทำให้สามารถกำหนดเส้นทางการบินที่มีความยืดหยุ่นมากขึ้นซึ่งจะส่งผลให้ประหยัดทรัพยากรเชื้อเพลิงและสะดวกในการจัดคิวขึ้น-ลงจอดของอากาศยานมากขึ้น และที่สำคัญที่สุดคือการช่วยลดการตัดสินใจของนักบินในช่วงร่อนลงจอด

### 2.2.1 ระบบจีบาสภาคพื้นดิน (GBAS ground facility)

ระบบจีบาสภาคพื้นดินประกอบไปด้วยสถานีรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอส 3-4 สถานีซึ่งจะตั้งอยู่บริเวณสนามบินตามหน้าที่คำนวณค่าแก้สำหรับการระบุตำแหน่ง และออกอากาศให้อากาศยาน นอกจากนี้ระบบจีบาสภาคพื้นดินยังต้องคำนวณค่าบางค่าที่ใช้ในการสังเกตการณ์ความแม่นยำ ความน่าเชื่อถือ ความต่อเนื่อง และความพร้อมในการใช้งานของระบบอีกด้วย หนึ่งในหน้าที่หลักของระบบจีบาสคือการคำนวณพารามิเตอร์เพื่อชดเชยค่าความผิดพลาดของระยะทางเทียม เพื่อส่งให้อากาศยานนำไปปรับปรุงการระบุตำแหน่งให้แม่นยำได้มากขึ้นและรวมถึงพารามิเตอร์ที่ใช้ในการมอนิเตอร์ความผิดพลาดของเครื่องรับสัญญาณภาคพื้นดิน โดยเริ่มต้นที่การนำระยะทางเทียมที่วัดได้มาผ่านการทำ Carrier smoothing หรืออีกชื่อเรียกคือ Hatch filter [4] เป็นการใช้ค่าระยะทางที่วัดได้จากวิธีหาเฟสคลื่นพาห์ที่มีความละเอียดมากกว่าวิธีระยะทางเทียมมาลดสัญญาณรบกวนในระยะทางเทียมสำหรับ GAST-C (GBAS Approach Service Type C) นั้นใช้ระยะเวลาในการสมูทเป็น 100 วินาที การทำ Carrier smoothing ของสัญญาณจากดาวเทียมดวง  $i$  ถึงเครื่องรับสัญญาณ  $m$  ณ เวลา  $n$

สามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 2.7 ถึง 2.8

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho_{m,i}^s(n) = \frac{\rho_{m,i}(n) + (k-1)(\rho_{m,i}^s(n-1) + \phi_{m,i}(n) - \phi_{m,i}(n-1))}{k} \quad (2.7)$$

$$k = \frac{\tau_s}{T_s} \quad (2.8)$$

โดย  $k$  คือ ค่าคงที่การสมท [9,10]

$\tau_s$  คือ ระยะเวลาที่ใช้ในการสมท สำหรับ GAST-C คือ 100 วินาที

$T_s$  คือ คาบการเก็บข้อมูลของเครื่องรับสัญญาณ ในกรณีเครื่องรับสัญญาณที่ใช้ในวิทยานิพนธ์นี้คือ ทุกๆ 1 วินาที

$\rho_{m,i}$  คือ ระยะทางเทียมที่วัดได้จากดาวเทียมดวงที่  $i$  ถึงเครื่องรับสัญญาณ  $m$  (เมตร)

$\phi_{m,i}$  คือ ระยะทางที่วัดได้จากวิธีการวัดเฟสคลื่นพาห้จากดาวเทียมดวงที่  $i$  ถึงเครื่องรับสัญญาณ  $m$  (เมตร)

$\rho_{m,i}^s$  คือ ระยะทางเทียมที่ผ่านการสมทแล้วจากดาวเทียมดวงที่  $i$  ถึงเครื่องรับสัญญาณ  $m$  (เมตร)

การสมทจะทำต่อเนื่องจนครบ 100 วินาทีจึงสามารถนำค่าระยะทางเทียมที่ผ่านการสมทแล้วหลังจากนั้นมาใช้งานได้ และในกรณีที่มีการสูญหายของสัญญาณระหว่างนั้น ระบบจะทำการรีเซตฟิลเตอร์และเริ่มต้นสมทใหม่จนกว่าจะครบ 100 วินาทีระบบจึงจะสามารถใช้งานต่อได้ ค่าระยะทางเทียมที่สมทแล้วจะถูกนำมาคำนวณหาค่าความผิดพลาดของระยะทางเทียม (Pseudorange correction) จากดาวเทียมดวง  $n$  ถึงเครื่องรับสัญญาณ  $m$  ณ เวลา  $n$  ต่อตามสมการที่ 2.9

$$\rho_{m,i}^{sc}(n) = \rho_{m,i}^s(n) - \rho_{m,i}(n) + cdt_i(n) \quad (2.9)$$

โดย  $dt_i$  คือค่าความคลาดเคลื่อนจากฐานเวลาของนาฬิกาดาวเทียม GPS ดวงที่  $i$  (วินาที)  $c$  คือ ความเร็วแสง และ  $\rho_{m,i}^{sc}$  คือ Pseudorange correction ของสัญญาณจากดาวเทียมดวง  $i$  ถึงเครื่องรับสัญญาณ  $m$  (เมตร) ซึ่งค่า Pseudorange correction นี้จะถูกส่งไปใน GBAS message type 1 และ 101 เป็นพารามอเตอร์ที่ใช้แก้ไขความผิดพลาดของระยะทางเทียมในเครื่องรับสัญญาณ GPS บนอากาศยาน ต่อไปจะเป็นการนำ Pseudorange correction ของสถานีเครื่องรับสัญญาณภาคพื้นดินมาปรับโดนการลบค่าไบอัสของนาฬิกาในเครื่องรับสัญญาณออกขั้นตอนนี้เรียกว่า Receiver clock bias adjustment มีวิธีการคำนวณตามสมการที่ 2.10

$$\rho_{m,i}^{(sca)}(n) = \rho_{m,i}^{(sc)}(n) - \frac{1}{N} \sum_{i \in N} \rho_{m,i}^{(sc)}(n) \quad (2.10)$$

โดยที่  $\rho_{m,i}^{(sca)}$  คือ Pseudorange correction ที่ถูกชดเชยค่า Receiver clock bias ออกไปแล้ว และ  $N$  คือจำนวนดาวเทียมที่มีข้อมูล ณ ช่วงเวลา  $i$  ขั้นตอนต่อไปเป็นการเฉลี่ยค่า Pseudorange correction ที่ผ่านกระบวนการ Receiver clock bias adjustment แล้ว โดยจะเฉลี่ยค่าของดาวเทียมดวงต่างๆ ที่รับได้จากหลายๆ สถานีตามสมการที่ 2.11

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho_i^{(corr)} = \frac{1}{M} \sum \rho_{m,i}^{(sca)} \tag{2.11}$$

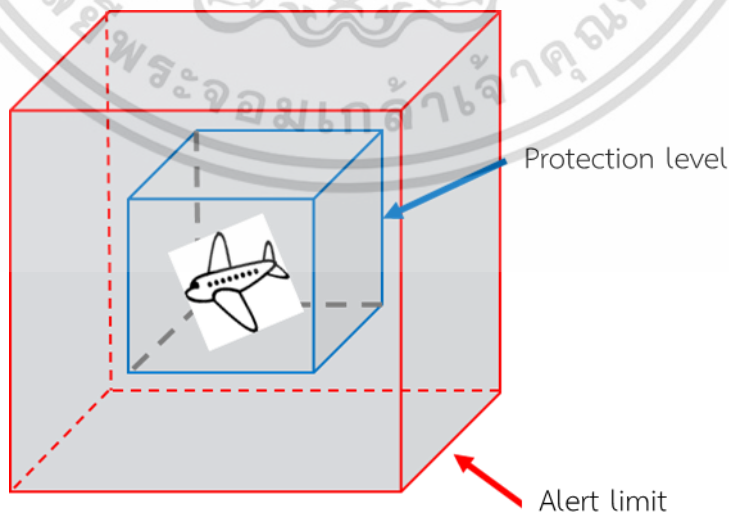
โดยมี  $\rho_i^{(corr)}$  คือ ค่าเฉลี่ยของ  $\rho_{m,i}^{(sca)}$  สำหรับค่าจากดาวเทียมดวงที่  $i$  จากทุกสถานี และ  $M$  คือจำนวนสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินที่ใช้ และสุดท้ายจะนำค่าที่ได้ไปคำนวณหา B-value ซึ่งเป็นพารามิเตอร์สำหรับสังเกตการณ์เครื่องรับสัญญาณ โดยการคำนวณค่า B-value นั้นจะไม่นำค่าของสถานีที่สังเกตมาคิด B-value ของสถานีใดผิดปกติแต่ค่าจากสถานีอื่นมีความผิดพลาดสูงแสดงว่าสถานีนั้นมีความผิดพลาดเกิดขึ้น และ B-value ยังจำเป็นในการประเมินประสิทธิภาพของระบบ GBAS ในกรณี H1 ซึ่งเป็นกรณีที่มีเครื่องรับภาคพื้นดินเครื่องใดเครื่องหนึ่งทำงานผิดพลาดอีกด้วย สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.12 ดังนี้

$$B_{m,i} = \rho_i^{(corr)} - \frac{1}{M-1} \sum_{\substack{i \in N \\ i \neq m}} \rho_{m,i}^{(sca)} \tag{2.12}$$

ซึ่งค่า B-value นี้จะถูกส่งไปใน GBAS message type 1

### 2.2.2 ระบบจีบาสฝั่งอากาศยาน (GBAS aircraft facility)

ระบบจีบาสฝั่งอากาศยานมีหน้าที่นำค่าแก้ที่ที่ได้รับจากฝั่งภาคพื้นดินมาช่วยแก้ไขความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งเพื่อให้อากาศยานได้ตำแหน่งของตนเองที่แม่นยำมากขึ้น อีกทั้งยังต้องสังเกตการณ์ขอบเขตความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งให้อยู่ในระดับที่ยอมรับได้ และสังเกตการณ์พารามิเตอร์เพื่อประเมินความสมบูรณ์พร้อมของระบบ พารามิเตอร์นี้คือขอบเขตการป้องกันหรือ Protection level แบ่งเป็นขอบเขตการป้องกันในแนวตั้ง (Vertical Protection Level : VPL) และขอบเขตการป้องกันในแนวระนาบ (Lateral Protection Level : LPL) โดยจะนำไปเปรียบเทียบกับขอบเขตการแจ้งเตือนหรือ Alert limit ซึ่งแบ่งออกเป็นขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวตั้ง (Vertical Alert Limit : VAL) และขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวระนาบ (Lateral Alert Limit : LAL) เช่นเดียวกับขอบเขตการป้องกัน โดยมีการทำงานตามรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.7 การทำงานของขอบเขตการป้องกันและขอบเขตการแจ้งเตือน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยระบบจะไม่สามารถใช้งานได้หากขอบเขตการป้องกันมีค่ามากกว่าขอบเขตการแจ้งเตือน (VPL>VAL หรือ LPL>LAL) และระบบจีบาสต้องแจ้งเตือนอากาศยานภายในเวลาที่กำหนด ขอบเขตการป้องกันเกิดจากค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ (Residual error) นอกเหนือจากการชดเชยความผิดพลาดของระบบจีบาส เป็นแบบจำลองที่เกิดจากสาเหตุ 4 ประการคือ เครื่องรับ GPS ที่สถานีภาคพื้นดิน เครื่องรับ GPS บนเครื่องบิน ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งจะกำหนดให้เป็นการกระจายตัวแบบเกาส์ที่มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์และดาวเทียมแต่ละดวงไม่มีความสัมพันธ์กัน มีแบบจำลองตามสมการที่ 2.13 [9,10]

$$\sigma_i^2 = \sigma_{pr\_gnd,i}^2 + \sigma_{pr\_air,i}^2 + \sigma_{tropo,i}^2 + \sigma_{iono,i}^2 \quad (2.13)$$

โดย  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  เป็นแบบจำลองความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่จากเครื่องรับจีพีเอสที่สถานีภาคพื้นดินซึ่งขึ้นอยู่กับชนิดและคุณสมบัติของเครื่องรับสัญญาณ ซึ่งเครื่องรับสัญญาณและเสาอากาศแต่ละรุ่นนั้นมีความสามารถในการรับสัญญาณของดาวเทียมที่มุมเงยต่างๆ ไม่เหมือนกัน จึงมีการแยกคุณสมบัติของเครื่องรับออกเป็น 3 ระดับคือ GAD-A, GAD-B และ GAD-C โดยจะมีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมที่ได้รับจากดวงต่างๆไม่เหมือนกัน สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.14

$$\sigma_{pr\_gnd,i} = \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_i/\theta_0})}{M_i} + (a_2)^2} \quad (2.14)$$

โดย  $M_i$  คือจำนวนของสถานีเครื่องรับสัญญาณ GNSS ที่ได้ติดตั้ง  $\theta_i$  คือมุมเงยของดาวเทียมดวงที่  $i$  ที่รับสัญญาณได้ ส่วนพารามิเตอร์อื่นๆ มีค่าตามตารางที่ 2.1 ซึ่ง  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  จะคำนวณที่สถานีฐานภาคพื้นดิน และออกอากาศไปยังอากาศยานใน GBAS message type 2

ตารางที่ 2.1 ค่าของพารามิเตอร์ในการคำนวณ  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  [9,10]

Ground Accuracy Designator	$a_0$ meters	$a_1$ meters	$a_2$ meters	$\theta_0$ degrees	
GAD-A	0.50	1.65	0.08	14.3	
GAD-B	0.16	1.07	0.08	15.5	
GAD-C	$\theta_i \geq 35^\circ$	0.15	0.84	0.04	15.5
	$\theta_i \leq 35^\circ$	0.24	0	0.04	-

สำหรับ  $\sigma_{pr\_air,i}$  เป็นแบบจำลองความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่จากเครื่องรับสัญญาณบนอากาศยาน ซึ่งสามารถแบ่งได้เป็นสองประเภทคือ ความผิดพลาดจากสัญญาณรบกวน และความผิดพลาดจากการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ ซึ่งขึ้นอยู่กับคุณสมบัติของเครื่องรับสัญญาณด้วยเช่นกัน สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.15 โดย  $\sigma_{pr\_air,i}$  นี้จะคำนวณโดยอากาศยาน

$$\sigma_{pr\_air,i}^2 = \sigma_{noise,i}^2 + \sigma_{multipath,i}^2 \quad (2.15)$$

โดยที่  $\sigma_{noise,i}^2$  คือแบบจำลองของความผิดพลาดที่เกิดจากสัญญาณรบกวนสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.16 และ  $\sigma_{multipath,i}^2$  คือแบบจำลองของความผิดพลาดที่เกิดจากการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.17

$$\sigma_{multipath,i} = 0.13 + 0.53e^{-\theta_i/10^\circ} \quad (2.16)$$

$$\sigma_{noise,i} = a_0 + a_1e^{-\theta_i/\theta_0} \quad (2.17)$$

จากสมการที่ 2.16 และ 2.17  $\theta_i$  คือมุมเงยของดาวเทียมดวงที่  $i$  ที่รับสัญญาณได้ ส่วนค่า  $a_0, a_1$  และ  $\theta_0$  สามารถดูได้จากตารางที่ 2.2

ตารางที่ 2.2 ค่าของตัวแปรในการคำนวณ  $\sigma_{noise,i}^2$  แบ่งตามคุณสมบัติของเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส [9,10]

Aircraft accuracy designator	$\theta_i$ (degrees)	$a_0$ (meters)	$a_1$ (meters)	$\theta_0$ (degrees)
A	$\geq 5$	0.15	0.43	6.9
B	$\geq 5$	0.11	0.13	4

สำหรับ  $\sigma_{tropo,i}$  เป็นแบบจำลองความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่จากการหน่วงเวลาของสัญญาณจากดาวเทียมจีพีเอสซึ่งเกิดขึ้นจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.18 ซึ่งค่า  $\sigma_{tropo,i}$  นี้จะเป็นค่าความหน่วงเวลาในช่วงเวลาปกติของพื้นที่บริเวณสนามบินนั้นๆ ค่าที่นำมาใช้จำเป็นต้องเก็บข้อมูลมาในช่วงเวลาหนึ่งก่อน

$$\sigma_{tropo,i} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002 + \sin^2 \theta_i}} (1 - e^{-\Delta h/h_0}) \quad (2.18)$$

โดยที่  $h_0$  คือความสูงของชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์  $\sigma_n$  คือ Refractivity uncertainty จาก GBAS message type 2  $\Delta h$  คือความสูงของอากาศยานจากความสูงของ GBAS reference point ภาคพื้นดิน และ  $\theta_i$  คือมุมเงยของดาวเทียมที่รับได้ ซึ่งค่า  $\sigma_{tropo,i}$  นี้จะคำนวณที่อากาศยานโดยรับตัวแปรบางตัวมาจากสถานีฐานเพื่อคำนวณ

และสุดท้าย  $\sigma_{iono,i}$  คือแบบจำลองความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่จากการหน่วงเวลาของสัญญาณจากดาวเทียมจีพีเอสซึ่งเกิดขึ้นจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.19 ซึ่งค่า  $\sigma_{iono,i}$  นี้จะเป็นค่าความหน่วงเวลาในช่วงเวลาปกติของพื้นที่บริเวณสนามบินนั้นๆ ค่าที่นำมาใช้จำเป็นต้องเก็บข้อมูลมาในช่วงเวลาหนึ่งก่อน

$$\sigma_{iono,i} = F_{pp} \sigma_{vig} (X_{air} + 2\tau y_{air}) \quad (2.19)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่  $\sigma_{vig}$  คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของผลต่างระหว่างค่าดีเลย์ในแนวตั้งจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Vertical Ionospheric Delay Gradient) มีหน่วยเป็น เมตร/กิโลเมตร ซึ่งเป็นค่าที่จำเป็นต้องเก็บข้อมูลในระยะเวลาหนึ่งก่อน ค่านี้อาจรับมาจากสถานีฐานภาคพื้นดิน

$X_{air}$  คือระยะห่างระหว่างระหว่างอากาศยานกับ GBAS reference point มีหน่วยเป็นเมตร

$\tau$  คือค่าคงที่ของการทำ Carrier smoothing (100 วินาที สำหรับ GAST- A,B,C และ 100 หรือ 30 วินาทีสำหรับ GAST- D)

$v_{air}$  คือความเร็วของอากาศยานที่กำลังร่อนลงจอด

และ  $F_{pp}$  คือ Vertical to slant obliquity factor สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.20

$$F_{pp} = \left[ 1 - \left( \frac{R_e \cos \theta_i}{R_e + h_1} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2.20)$$

โดยที่  $R_e$  คือรัศมีของโลก = 6373.1363 กิโลเมตร  $\theta_i$  คือมุมเงยของดาวเทียมดวงที่รับสัญญาณได้ และ  $h_1$  คือความสูงเฉลี่ยของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ = 350 กิโลเมตร

สำหรับระบบจีบาสภาคพื้นดินนั้นจะส่งข้อมูลที่ใช้ในการคำนวณความแปรปรวนอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศ โทรโพสเฟียร์ ไอโอโนสเฟียร์ และ  $\sigma_{pr\_gnd,i}$  ไปใน GBAS message type 2 ทางอากาศยานจะนำค่าที่ได้ไปคำนวณขอบเขตการป้องกัน ซึ่งสำหรับวิทยานิพนธ์นี้จะสนใจเฉพาะในกรณีที่ไม่มีเครื่องรับจีพีเอสของสถานีอ้างอิงทำงานผิดพลาด (กรณี  $H_0$  : Fault-free Hypothesis) และจะต้องแปลงพิกัดของเครื่องรับจากระบบพิกัด ECEF ไปเป็น ENU (East-North-Up) โดยจะแปลงเมทริกซ์  $\mathbf{G}$  จากสมการที่ 2.21 เป็นสมการที่ 2.22

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -\cos \theta_1 \cos \alpha_1 & -\cos \theta_1 \sin \alpha_1 & -\sin \theta_1 & 1 \\ -\cos \theta_2 \cos \alpha_2 & -\cos \theta_2 \sin \alpha_2 & -\sin \theta_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\cos \theta_i \cos \alpha_i & -\cos \theta_i \sin \alpha_i & -\sin \theta_i & 1 \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

โดยที่  $\theta$  และ  $\alpha$  คือมุม elevation และ azimuth ของดาวเทียมดวงที่  $i$  ตามลำดับ โดยสามารถหาค่าตอบของสมการได้ด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least square method) ได้เป็นเมทริกซ์  $\mathbf{S}$  ตามสมการที่ 2.22

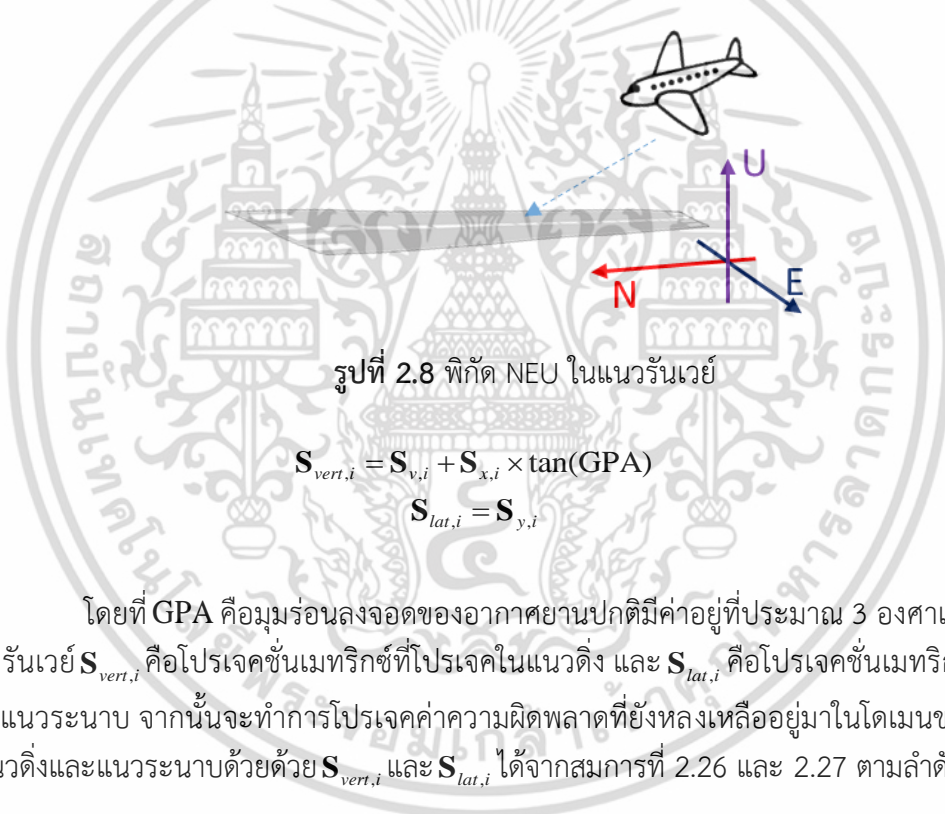
$$\mathbf{S} = (\mathbf{G}^T \mathbf{W} \mathbf{G})^{-1} \mathbf{G}^T \mathbf{W} = \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,i} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,i} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,i} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,i} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซึ่งเมทริกซ์  $\mathbf{S}$  คือโปรเจกชันเมทริกซ์มีความสามารถในการโปรเจกต์ค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ในโดเมนระยะทางเทียบมาเป็นโดเมนของการระบุตำแหน่งในแนวระนาบและแนวตั้ง มีเมทริกซ์  $\mathbf{W}$  เป็นเมทริกซ์ถ่วงน้ำหนักมีค่าตามสมการที่ 2.23

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \sigma_2^2 & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & \sigma_i^2 \end{bmatrix}^{-1} \quad (2.23)$$

ซึ่ง  $\sigma_i^2$  คือค่าจากแบบจำลองความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่นั้นเอง จากนั้นเมทริกซ์  $\mathbf{S}$  จะถูกแบ่งให้อยู่ในระนาบเดียวกับรัศมีในพิกัด ENU ตามรูปที่ 2.8 ได้ออกมาเป็น  $\mathbf{S}$  ในแนวตั้งตามสมการที่ 2.24 และในแนวระนาบตามสมการที่ 2.25



รูปที่ 2.8 พิกัด NEU ในแนวระนาบ

$$\mathbf{S}_{vert,i} = \mathbf{S}_{v,i} + \mathbf{S}_{x,i} \times \tan(\text{GPA}) \quad (2.24)$$

$$\mathbf{S}_{lat,i} = \mathbf{S}_{y,i} \quad (2.25)$$

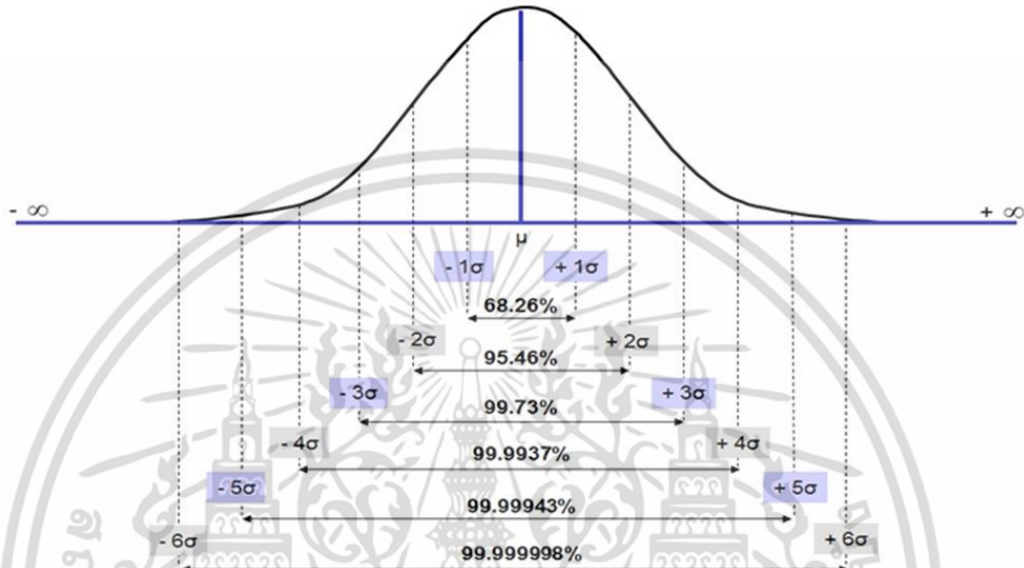
โดยที่ GPA คือมุมร่อนลงจอดของอากาศยานปกติมีค่าอยู่ที่ประมาณ 3 องศาเมื่อเทียบกับผิวระนาบ  $\mathbf{S}_{vert,i}$  คือโปรเจกชันเมทริกซ์ที่โปรเจกต์ในแนวตั้ง และ  $\mathbf{S}_{lat,i}$  คือโปรเจกชันเมทริกซ์ที่โปรเจกต์ในแนวระนาบ จากนั้นจะทำการโปรเจกต์ค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ในโดเมนของ ENU ในแนวตั้งและแนวระนาบด้วยตัว  $\mathbf{S}_{vert,i}$  และ  $\mathbf{S}_{lat,i}$  ได้จากสมการที่ 2.26 และ 2.27 ตามลำดับ

$$\sigma_{vert} = \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{vert,i}^2 \times \sigma_i^2} \quad (2.26)$$

$$\sigma_{lat} = \sqrt{\sum_{i=1}^N S_{lat,i}^2 \times \sigma_i^2} \quad (2.27)$$

หลังจากนั้นจะสามารถคำนวณขอบเขตการป้องกันในแนวตั้งและแนวระนาบได้ด้วยการนำค่าคงที่  $\mathbf{K}_{ffmd}$  ตามสมการที่ 2.28 และ 2.29 ซึ่งเป็นการขยายค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอสของอากาศยานให้ครอบคลุมการกระจายตัวในเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปแบบเกาส์ โดยจะขึ้นอยู่กับค่าความน่าจะเป็นของความผิดพลาดของระบบจีบาสที่ยอมรับได้ ซึ่งสำหรับ GAST-C ที่ความสูง CAT-I (Decision height มากกว่า 300 ฟุต) นั้นเท่ากับ  $2 \times 10^{-8}$  ต่อการร่อนลงจอดหนึ่งครั้ง (โอกาสสำเร็จ 99.999998%) [9,10] หรือประมาณ  $\pm 6\sigma$  ของการกระจายตัวแบบเกาส์ [9] ตามรูปที่ 2.9 โดย  $K_{ffmd}$  นั้นขึ้นอยู่กับจำนวนของเครื่องรับจีพีเอสที่สถานีฐาน มีค่าตามตารางที่ 2.3



รูปที่ 2.9 เปอร์เซนต์ของโอกาสที่จะเกิดเหตุการณ์ต่างๆ ขึ้นของการกระจายตัวแบบเกาส์ [11]

$$VPL_{H0} = K_{ffmd} \sigma_{vert} \tag{2.28}$$

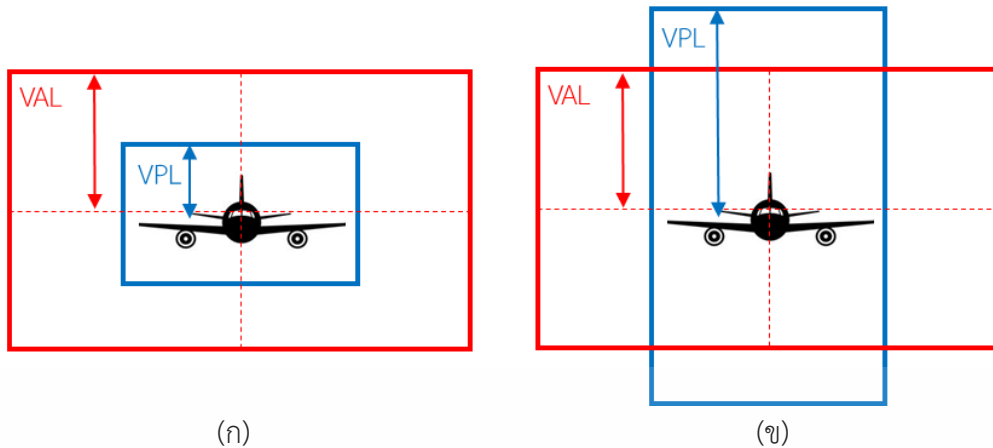
$$LPL_{H0} = K_{ffmd} \sigma_{lat} \tag{2.29}$$

ตารางที่ 2.3 ค่าของ  $K_{ffmd}$  [9,10]

	จำนวนเครื่องรับสัญญาณที่สถานีฐาน ( $M_r$ )			
	1	2	3	4
$K_{ffmd}$	6.86	5.762	5.81	5.847

โดยที่  $VPL_{H0}$  และ  $LPL_{H0}$  คือขอบเขตการป้องกันในแนวตั้งและแนวระนาบตามลำดับ ซึ่งในการใช้งานจริงจะนำไปเปรียบเทียบกับ VAL และ LAL มีตัวอย่างตามรูปที่ 2.9

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.10 ตัวอย่างการใช้งานค่าขอบเขตการป้องกันและขอบเขตการแจ้งเตือน (ก) ระบบใช้งานได้ปกติ (ข) ระบบไม่สามารถใช้งานได้

โดยในรูปที่ 2.10 (ก) มีสถานะที่ค่า  $VPL < VAL$  อากาศยานสามารถใช้งานระบบจีบาสได้ปกติ ส่วนในรูปที่ 2.10 (ข) มี  $VPL > VAL$  ระบบจีบาสจะไม่สามารถใช้งานได้ และระบบจะต้องเตือนนักบินเพื่อเปลี่ยนไปใช้ระบบนำร่องอื่นๆ ในส่วนของค่า VAL และ LAL ขึ้นอยู่กับความสูงและระยะห่างของอากาศยานกับสถานีสำหรับความสูง CAT-I อ้างอิงตามที่แสดงในตารางที่ 2.4 และ 2.5 ตามลำดับ

ตารางที่ 2.4 ขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวตั้ง [9,10]

Vertical alert limit (เมตร)	ความสูงของอากาศยาน ( $\Delta h$ : เมตร)
FASVAL	$\Delta h \leq 60.96$
$0.095965\Delta h + \text{FASVAL} - 5.85$	$60.96 < \Delta h < 408.432$
$\text{FASVAL} + 33.35$	$\Delta h > 408.432$

ตารางที่ 2.5 ขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวระนาบ [9,10]

Lateral alert limit (เมตร)	ระยะห่างระหว่างอากาศยานและสถานีฐาน ( $D$ : เมตร)
FASLAL	$D \leq 873$
$0.0044D + \text{FASLAL} - 3.85$	$873 < D < 7500$
$\text{FASLAL} + 29.15$	$D > 7500$

โดยค่า FASVAL คือขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวตั้งของระยะลงจอดสุดท้าย (Final Approach Service Vertical Alert Limit) มีค่าเท่ากับ 10 เมตร และ FASLAL คือขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวระนาบของระยะลงจอดสุดท้าย (Final Approach Service Lateral Alert Limit) มีค่าเท่ากับ 40 เมตร สำหรับขอบเขตการแจ้งเตือนของระดับความสูงอื่นๆ แสดงอยู่ในตารางที่ 2.6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.6 ค่าขอบเขตการแจ้งเตือนสำหรับระดับความสูงต่างๆ [12]

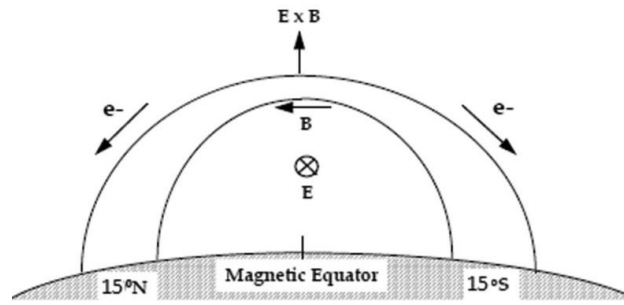
Phase of Flight	Decision Height (m)	Alert limit (m)
CAT-I	≥66 (200 ft.)	LAL = 40, VAL = 10-12
CAT-II	33-66	LAL = 40, VAL = 10
CAT-IIIa	≤33 (100 ft.)	LAL = 17, VAL = 10
CAT-IIIb	≤15	LAL = 17, VAL = 10
CAT	No minima	LAL = 17, VAL = 10

## 2.3 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และความผิดปกติที่ส่งผลกระทบต่อระบบจีพีเอส

ดังที่ได้กล่าวมาแล้วว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นชั้นบรรยากาศที่ส่งผลกระทบต่อการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมรวมถึงระบบจีปาสมากที่สุด ในบทนี้จึงจะอธิบายถึงลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และความผิดปกติที่ค้นพบ ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์อยู่สูงจากพื้นโลกประมาณ 60 – 1,000 กิโลเมตร มีคุณสมบัติที่สามารถสะท้อนสัญญาณคลื่นวิทยุบางคลื่นความถี่ได้ เนื่องจากภายในประกอบไปด้วยประจุอิเล็กตรอนและไอออน ที่เกิดจากการแตกตัวของก๊าซเมื่อได้รับความร้อนจากแสงอาทิตย์ ซึ่งการแตกตัวของก๊าซจะมีมากในช่วงกลางวันและจะรวมกลับในช่วงหลังอาทิตย์ตกดิน ส่งผลให้มีการเปลี่ยนแปลงของประจุอิเล็กตรอนและไอออนซึ่งส่งผลต่อค่าดีเลย์ของสัญญาณที่ผ่านชั้นบรรยากาศด้วยเช่นกัน ซึ่งดีเลย์จากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นพบว่ามีค่าสูงขึ้นในเวลากลางวัน [14] และมีลักษณะแปรปรวนในช่วงหลังอาทิตย์ตกดิน โดยการแปรปรวนของชั้นบรรยากาศนั้นขึ้นอยู่กับ ช่วงเวลา ฤดูกาลและปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นบนดวงอาทิตย์ เช่น จำนวนจุดบอด และพายุสุริยะ เป็นต้น นอกจากนี้ยังขึ้นอยู่กับสถานที่ เนื่องจากการเหนี่ยวนำของสนามแม่เหล็กโลกด้วยเช่นกัน สำหรับประเทศไทยซึ่งอยู่ในช่วงละติจูดต่ำ (-15 ถึง 15 องศา) นั้นพบปรากฏการณ์ที่สำคัญ 2 อย่างคือ

### 2.3.1 ปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly)

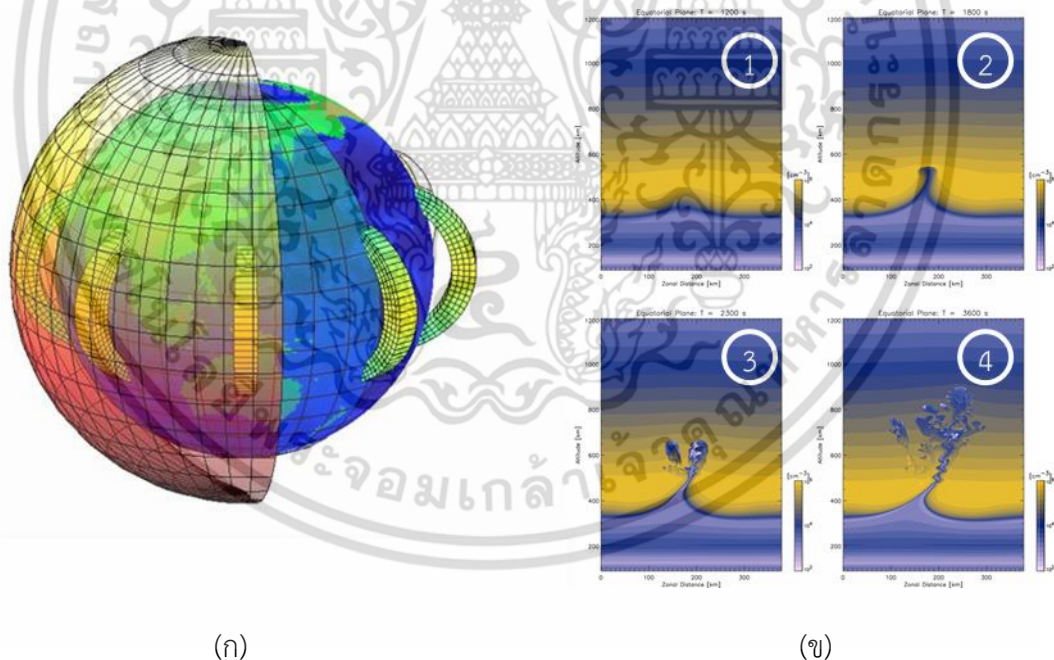
ปรากฏการณ์ EIA เกิดขึ้นบริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลก [14,15] เกิดจากแรงกระทำของสนามแม่เหล็กโลกในช่วงเวลากลางวันทำให้อิเล็กตรอนในชั้น F ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ยกตัวขึ้นและไหลไปรวมที่บริเวณเหนือและใต้ของเส้นศูนย์สูตรทำให้บริเวณเหนือและใต้ของเส้นศูนย์สูตรมีปริมาณอิเล็กตรอนที่มากกว่าบริเวณอื่น ลักษณะการยกตัวนี้เรียกว่า Fountain effect ตามรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 การเกิดปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly) บริเวณเส้นศูนย์สูตรสนามแม่เหล็กโลก [15]

### 2.3.2 ปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble)

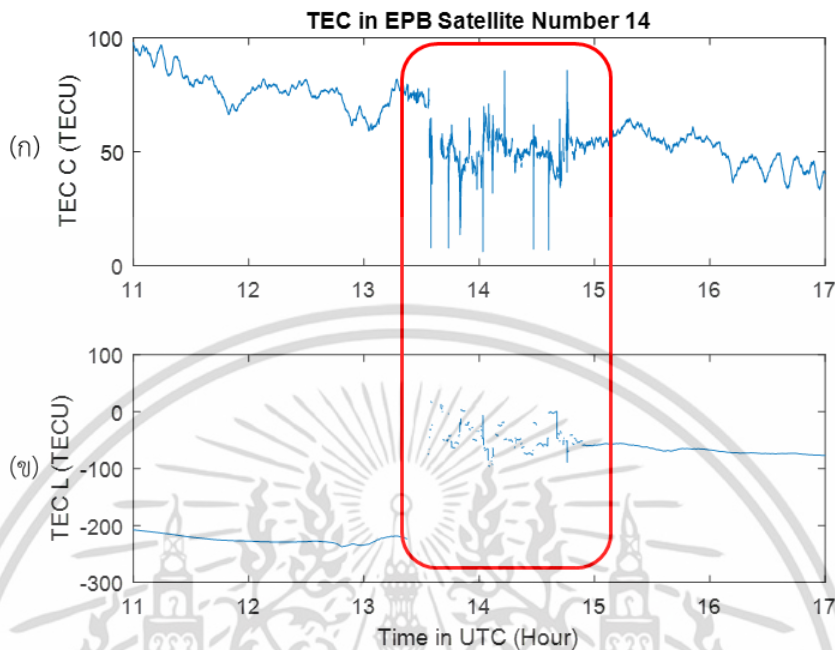
ปรากฏการณ์ EPB เกิดจากความไม่สม่ำเสมอของความหนาแน่นของอิเล็กตรอนบริเวณล่างชั้น F เนื่องจากการยกตัวอย่างรวดเร็วของชั้น F ในช่วงเวลากลางคืนหลังพระอาทิตย์ตกดิน ส่งผลให้ชั้นล่างเกิดความไม่เสถียรและมีบริเวณที่มีความหนาแน่นของอิเล็กตรอนน้อยกว่าปกติเกิดขึ้นลักษณะคล้ายๆ ฟองอากาศ โดย EPB มักจะพบว่าการวางตัวในแนวเหนือ-ใต้ในแนวเส้นศูนย์สูตรสนามแม่เหล็กโลกโดยจะเริ่มก่อตัวจากชั้นล่างและขยายขึ้นไปในชั้นบนดังที่แสดงในรูปที่ 2.12



รูปที่ 2.12 ลักษณะการเกิด EPB (ก) ลักษณะการวางตัวของ EPB ในแนวเหนือ-ใต้ [16]  
(ข) การก่อตัวของ EPB [17]

จากรูปที่ 2.12 (ก) EPB มีการวางตัวในแนวเหนือ-ใต้คร่อมเส้นศูนย์สูตร และรูป 2.12 (ข) คือการก่อตัวของ EPB จากชั้นล่างของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ตามลำดับ EPB นั้นจะส่งผลให้สัญญาณของดาวเทียมจีพีเอสมีค่าที่ลดลงอย่างฉับพลันหรือเกิดปรากฏการณ์ Scintillation (การชิงของสัญญาณ) ซึ่งส่งผลให้อย่างรุนแรงกับการวัดระยะทางเทียมโดยเฉพาะวิธีเฟสคลื่นพาร์ทำ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่ขึ้นต้นการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ให้วัดระยะผิดพลาดสูงหรือเกิดการสูญหายของสัญญาณ ซึ่งสามารถสังเกตได้จากค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Total Electron Content : TEC) ที่จะอธิบายในบทย่อยต่อไปตามรูปที่ 2.13



รูปที่ 2.13 ตัวอย่างค่า TEC ในช่วงที่พบปรากฏการณ์ EPB

ในรูปที่ 2.13 มีแกนนอนคือเวลาในระบบ UTC แสดงถึงค่า TEC จากดาวเทียมดวงที่ 14 ในช่วงที่พบ EPB (ในสี่เหลี่ยมสีแดง) โดยรูปที่ 2.13 (ก) คือค่า TEC ที่คำนวณจากระยะทางเทียมและรูปที่ 2.13 (ข) คือระยะทางเทียมจากการวัดด้วยวิธีเฟสคลื่นพาห်ซึ่งจะเห็นได้ว่า TEC จากวิธีเฟสคลื่นพาห်มีการขาดหายของสัญญาณเป็นช่วงๆ สำหรับประเทศไทยนั้น [18-20] ปรากฏการณ์ EPB นี้พบมากในช่วงฤดู Equinox (ช่วงเดือนมีนาคม-เมษายนและช่วงเดือนกันยายน-ตุลาคม)

## 2.4 การตรวจวัดความผิดปกติที่เกิดขึ้นจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

จากที่ได้อธิบายในหัวข้อที่ 2.3 ว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นส่งผลกระทบต่อระบบจีพีเอสและจีบาสมากที่สุด จึงต้องมีวิธีในการตรวจวัดลักษณะและความผิดปกติที่เกิดขึ้น ในเทคโนโลยีจีพีเอสปัจจุบันนั้นมีการใช้งานสัญญาณทั้งหมด 2 ความถี่คือ L1 และ L2 ซึ่งเราจะอาศัยเทคนิคที่จากการใช้งานสองความถี่นี้เพื่อหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC) ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ วิทยานิพนธ์นี้สนใจค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (Slant Total Electron Content: STEC) ซึ่งเป็นปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในเส้นทางที่สัญญาณเดินทางจากดาวเทียมมาถึงเครื่องรับสัญญาณ คำนวณมาจากการอินทิเกรตปริมาณความหนาแน่นอิเล็กตรอนในแนวระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสดังสมการที่ 2.30

$$TEC = \int N_e ds \tag{2.30}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดย  $TEC$  คือค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ มีหน่วยเป็น Total electron content unit (TECU,  $1\text{ TECU} = 10^{16}$  อิเล็กตรอน/ตารางเมตร)  $N_e$  คือความหนาแน่นของปริมาณอิเล็กตรอนในหน่วย อิเล็กตรอน/ลูกบาศก์เมตร และ  $r$  คือระยะทางระหว่างดาวเทียมกับเครื่องรับสัญญาณในหน่วยเมตร

สำหรับข้อมูลจากเครื่องรับจีพีเอสชนิดสองความถี่ในการคำนวณปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ ซึ่งเครื่องรับจีพีเอสแบบสองความถี่นี้จะมีการวัดระยะทางจากสองวิธีคือการวัดโดยอาศัยระยะทางเทียม (Pseudorange measurement) และวิธีเฟสคลื่นพาห์ (Carrier phase measurement) ซึ่งตั้งสมการที่ 2.31 และ 2.32 ตามลำดับ [21]

$$STEC_p = k(P_2 - P_1) \quad (2.31)$$

$$STEC_L = k(L_1 - L_2) \quad (2.32)$$

โดย  $STEC_p$  และ  $STEC_L$  คือปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียงจากวิธีระยะทางเทียมและวิธีเฟสคลื่นพาห์ ตามลำดับ  $P_1$  และ  $P_2$  คือระยะทางที่ได้จากวิธีระยะทางเทียมจากความถี่  $L_1$  และ  $L_2$  ตามลำดับ  $L_1$  และ  $L_2$  คือระยะทางที่วัดได้จากวิธีเฟสคลื่นพาห์ในความถี่  $L_1$  และ  $L_2$  ตามลำดับ ส่วน  $k$  คือค่าคงที่ของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิมีค่าเท่ากับ 9.5196 จากนั้นจะทำการปรับระดับค่า  $STEC_L$  ด้วยค่าเฉลี่ยของ  $STEC$  ทั้งสองชนิดเพื่อลดผลกระทบของเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่า (Initial phase ambiguity) ซึ่งที่เลือกใช้  $STEC_L$  เพราะว่ามีสัญญาณรบกวนน้อยกว่าสำหรับช่วงเวลาปกติตามสมการที่ 2.33

$$STEC = STEC_L + \frac{STEC_p - STEC_L}{2} \quad (2.33)$$

โดย  $(STEC_p - STEC_L)$  คือค่าเฉลี่ยของความแตกต่างระหว่าง  $STEC_p$  และ  $STEC_L$  ของข้อมูลในช่วงเวลาที่สนใจ จะได้ค่า  $STEC$  ที่สามารถนำไปใช้งานสำหรับอัลกอริทึมอื่นๆ ได้ต่อไป สำหรับวิทยานิพนธ์นี้สนใจในผลกระทบของ EPB ซึ่งทำให้เกิดความแปรปรวนของสัญญาณ โดยเลือกที่จะใช้ตัวตรวจวัดคือ Rate of TEC change Index (ROTI)

#### 2.4.1 อัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (Rate of TEC change Index : ROTI)

ในการศึกษาความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สำหรับประเทศไทยซึ่งสนใจในความแปรปรวนนั้น หนึ่งในตัวตรวจวัดที่เลือกใช้คืออัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิหรือเรียกสั้นๆว่า ROTI ซึ่งคือส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธินั้นเองสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.34 และ 2.35 [22]

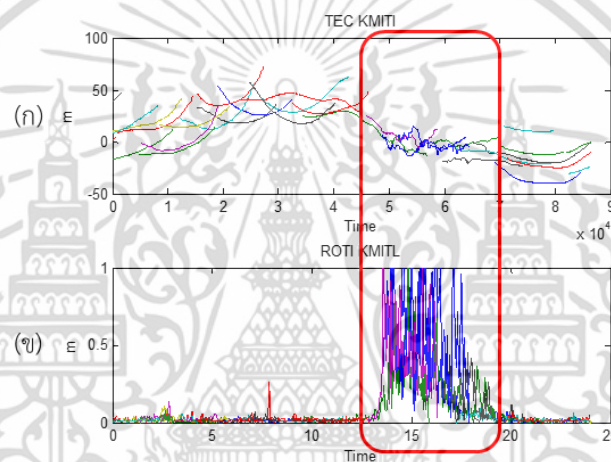
$$ROT(n) = STEC(n+1) - STEC(n) \quad (2.34)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$ROTI = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{n=1}^N (ROT(n) - \overline{ROT})^2} \quad (2.35)$$

โดย  $ROT(n)$  มาจาก Rate of TEC เป็นอัตราการเปลี่ยนแปลงของค่า  $STEC$  ในช่วงเวลานั้น และ  $ROTI$  คือส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของอัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ สังเกตเห็นว่าจากสมการที่ 2.35 จำเป็นต้องใช้ข้อมูล  $ROT(n)$  เป็นจำนวน  $N$  ค่าเพื่อคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานในระยะเวลาหนึ่ง ซึ่งการเลือกจำนวน  $N$  เป็นสิ่งที่ส่งผลต่อรูปแบบของค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิเช่นกัน

ค่าของ  $ROTI$  ในเวลาปกติจะมีค่าใกล้ศูนย์แต่ในช่วงที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความผิดปกติ อัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิจะมีความมาก สามารถสังเกตได้จากรูปที่ 2.14



รูปที่ 2.14 (ก) ตัวอย่างค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ และ (ข) อัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ

จากรูปที่ 2.13 สังเกตได้ว่าในช่วงเวลาที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความผิดปกติ จากรูป 2.13 (ก) กราฟปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในช่วงนั้นจะมีความแปรปรวน และที่รูป 2.13 (ข) อัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (ROTI) มีค่าขึ้นสูง ซึ่งสังเกตได้ว่ากราฟของอัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธินั้นมีความชัดเจนต่อการสังเกตปรากฏการณ์ความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มากกว่าการสังเกตจากค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิโดยตรง งานวิจัยนี้จึงเลือกใช้ค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในการสังเกตการณ์ความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

#### 2.4.2 การตรวจสอบความผิดปกติจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในระบบจีบาส

ระบบจีบาสได้มีอัลกอริทึมที่สามารถตรวจจับความผิดปกติในเบื้องต้นคือ Code-Carrier Divergence (CCD) โดย CCD นี้ใช้หลักการ Code delay - Phase advance ด้วยลักษณะที่ระยะทางเทียม (C/A code) จะมีระยะทางเพิ่มขึ้นและระยะทางที่วัดด้วยวิธีเฟสคลื่นพาห์ (Carrier เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

phase) มีระยะทางสั้นลงในอัตราส่วนที่เท่ากันเมื่อผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เพื่อสังเกตการเปลี่ยนแปลงที่ฉับพลันของดีเลย์จากชั้นบรรยากาศ ตามสมการที่ 2.36 ถึง 2.38 [23,24]

$$\Delta CMC_n = \frac{1}{0.5s} \left( \left( \rho_n - \frac{\lambda}{2\pi} \phi_n \right) - \left( \rho_{n-1} - \frac{\lambda}{2\pi} \phi_{n-1} \right) \right) \quad (2.36)$$

$$Z_n = (1 - \alpha) Z_{n-1} + \alpha \Delta CMC_n \quad (2.37)$$

$$D_n = (1 - \alpha) D_{n-1} + \alpha Z_n \quad (2.38)$$

$\rho_n$  และ  $\phi_n$  คือระยะทางเทียมที่ได้จากการวัดด้วยวิธี Code และ Carrier-phase ที่เวลา  $n$  ตามลำดับ ซึ่งค่า  $D_n$  ที่ได้มีหน่วยเป็น m/s และจะไม่นำข้อมูล ณ วินาทีนั้นมาใช้หาก  $D_n$  ที่ได้มีค่ามากกว่า 0.0125 m/s ซึ่ง CCD นี้สามารถตรวจจับการเปลี่ยนแปลงอย่างฉับพลันของดีเลย์ได้ ซึ่งการเปลี่ยนแปลงอย่างฉับพลันนี้อาจจะส่งผลให้ระบบทำงานผิดพลาดได้เช่น การเกิด Cycle-slip



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### บทที่ 3

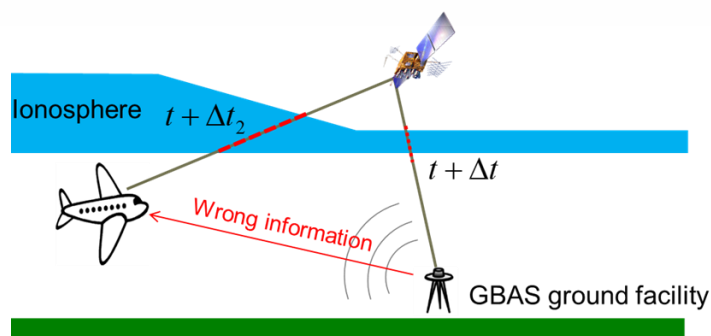
## วิธีที่นำเสนอและการจำลองระบบ

ในบทที่สามนี้จะเป็นการอธิบายถึงสิ่งที่วิทยานิพนธ์นี้นำเสนอโดยแบ่งออกเป็นสามส่วน หนึ่งคือการจำลองประสิทธิภาพของระบบจีบาสบริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย ซึ่งอยู่ในเขตละติจูดต่ำ โดยในเขตละติจูดต่ำนั้นมีความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เกิดขึ้นเฉพาะในเขตนี้คือปรากฏการณ์ EPB ซึ่งจะส่งผลให้สัญญาณจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส นั้นมีดีเลย์ที่ไม่คงที่ หรือเกิดการสูญหายของสัญญาณที่เครื่องรับ (Loss of lock) ซึ่งข้อมูลการจำลอง ประสิทธิภาพของระบบจีบาสนี้เป็นข้อมูลเบื้องต้นที่ช่วยในการประเมินความน่าเชื่อถือของระบบ จีบาสที่จะใช้งานในอนาคต ส่วนที่สองคือการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของการเกิด Loss of lock ที่มีผล ต่อประสิทธิภาพของระบบจีบาสโดยการวัดค่าขอบเขตการป้องกันและ availability ซึ่งได้จากการ จำลองระบบจีบาสขึ้น และส่วนสุดท้ายคือการอธิบายถึงโปรแกรม GBAS testbed ที่พัฒนาขึ้นเพื่อ จำลองการทำงานของระบบให้ผู้ใช้งานสามารถเห็นภาพได้ชัดเจนขึ้น

### 3.1 การทดสอบประสิทธิภาพของระบบจีบาสด้วยเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอส บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ

#### 3.1.1 การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

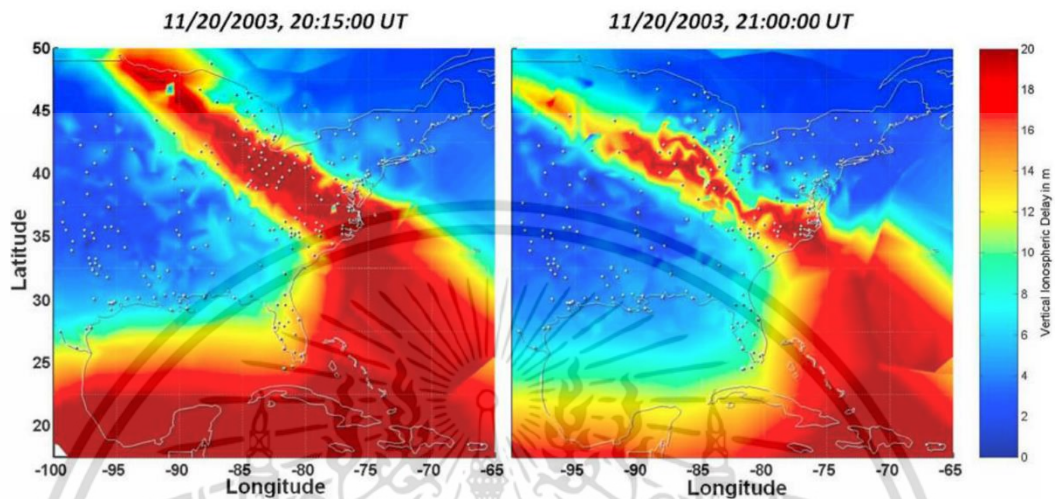
เนื่องจากระบบจีบาสนั้นจะได้รับผลกระทบจากความผิดปกติบนชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์อย่างมาก โดยในการใช้งานจริงนั้นผลกระทบจะได้รับอย่างรุนแรงเมื่อมีความไม่สม่ำเสมอของชั้น บรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หรือเรียกว่าการเกิดดีเลย์แปรผันตามรูปที่ 3.1 ซึ่งค่าดีเลย์จากชั้น บรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่จีบาสภาคพื้นดินวัดได้ ( $t + \Delta t_1$ ) กับที่อากาศยานวัดได้ ( $t + \Delta t_2$ ) มีค่าไม่ เท่ากัน ซึ่งหากมีค่าแตกต่างกันมากเกินกว่าที่มาตรฐานกำหนด ค่าแก๊นนั้นจะไม่สามารถใช้งานได้ ระบบ จีบาสจึงต้องรองรับสถานการณ์การเกิดแปรผันโดยต้องสามารถเตือนหรือชดเชยความแตกต่างของ ค่าดีเลย์ได้



รูปที่ 3.1 การเกิดแปรผันที่ส่งผลกระทบต่อระบบจีบาส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้ภายในเท่านั้น เมื่อผู้จัดทำเอกสารนี้ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การค้นพบเกรเดียนต์เกิดจากการพบปรากฏการณ์ Storm Enhanced Density (SED) [24] โดยมีการเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วของความหนาแน่นของอิเล็กตรอนบริเวณประเทศสหรัฐอเมริกาในวันที่ 20 พฤษภาคม ค.ศ. 2003 เวลา 20:15 UTC ตามรูปที่ 3.2 ซึ่งสร้างความกังวลให้แก่การออกแบบระบบจีบาสในเวลาต่อมา

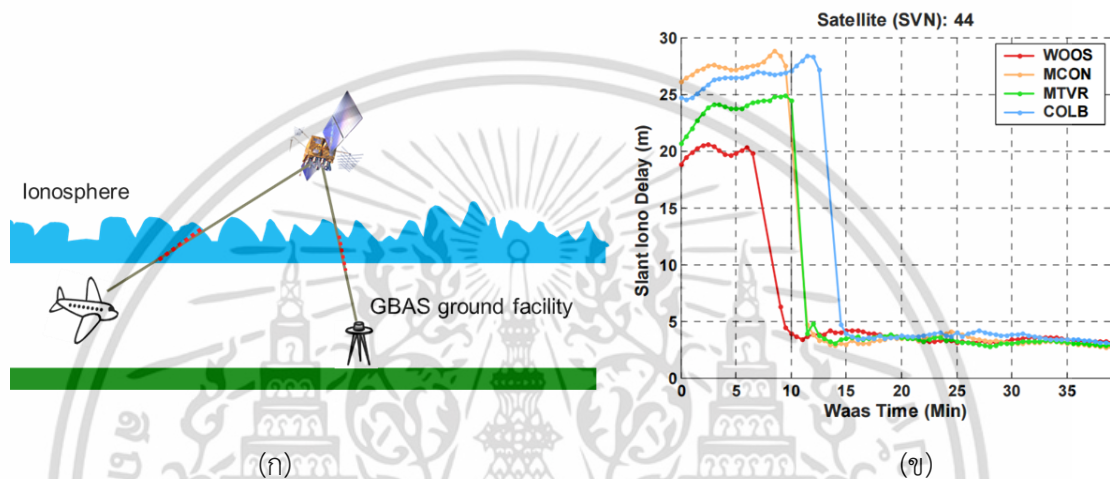


รูปที่ 3.2 แผนที่ค่าดีเลย์ที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณประเทศสหรัฐอเมริกา ในวันที่ 20 พฤษภาคม ค.ศ. 2003 เวลา 20:15 UTC [24]

จากรูปที่ 3.2 เป็นแผนที่ค่าดีเลย์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในบริเวณประเทศสหรัฐอเมริกาในช่วงเวลา 20:15 UT มีการเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วของค่าดีเลย์ โดยสีแดงคือพื้นที่ที่มีค่าดีเลย์ของไอโอโนสเฟียร์สูงถึงประมาณ 20 เมตร และสีน้ำเงินคือพื้นที่ที่มีค่าดีเลย์ของชั้นไอโอโนสเฟียร์ต่ำ และในเวลาต่อมาคือ 21:00 UT ค่าดีเลย์จึงค่อยๆ ลดลง

จากเหตุการณ์ดังกล่าวทำให้เกิดการวิจัยเกี่ยวกับค่าดีเลย์เกรเดียนต์และงานวิจัย [24] ยังได้นำเสนอแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric threat model) อีกด้วย แต่แบบจำลองจากงานวิจัย [24] นั้นอาจจะไม่เหมาะสมสำหรับการใช้งานในประเทศอื่นๆ ที่มีภูมิศาสตร์แตกต่างกันไป ทางองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศจึงได้แนะนำให้แต่ละประเทศศึกษาผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมของพื้นที่ประเทศตนเองด้วย สำหรับในประเทศไทยนั้นมีการศึกษาโดยอ้างอิงจาก Ionospheric threat model โดยในปีค.ศ. 2013 งานวิจัย [25] ได้ศึกษาค่าเกรเดียนต์ในบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทยและพบขนาดมากที่สุดที่อยู่ในช่วง  $-95.23$  ถึง  $107.7$  mm/km ต่อมาในปีค.ศ. 2015 งานวิจัย [26] ได้ศึกษาเพิ่มเติมถึงขนาดความกว้างของเกรเดียนต์ตาม threat model พบว่ามีความกว้างที่มากกว่า 25 กิโลเมตร เนื่องจากเป็นระยะห่างสูงสุดของสถานีเครื่องรับที่มีข้อมูล และมีความเร็วในการเคลื่อนที่ 142.86 กิโลเมตรต่อชั่วโมง จากนั้นในงานวิจัย [27] ได้ทำการอัปเดตค่าเกรเดียนต์บริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย พบว่ามีขนาดมากที่สุดที่พบคือ 178 mm/km และพบเห็นประมาณ 100 mm/km เป็นส่วนใหญ่ ซึ่งข้อมูลเหล่านี้จะเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สามารถนำไปใช้ในระบบจีบาสเมื่อมีการติดตั้งและใช้งานที่สนามบินสุวรรณภูมิได้ แต่นอกจากการเกิดเกรเดียนต์แล้วในบริเวณประเทศไทยยังมีปรากฏการณ์ EPB ซึ่งจะส่งผลต่างจากเกรเดียนต์เนื่องจากลักษณะการเกิดของ EPB ที่มีความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [28] ส่งผลให้ค่าเฉลี่ยจากชั้นบรรยากาศมีความแปรปรวนด้วยเช่นกัน และสำหรับ EPB ที่มีขนาดใหญ่ เนื่องจากลักษณะภายในของ EPB เป็นช่องว่างที่มีปริมาณของอิเล็กตรอนและไอออนน้อยมากจึงทำให้ค่าเฉลี่ยของสัญญาณที่เดินทางผ่าน EPB มีค่าลดลง ในทางปฏิบัตินั้นจะพบค่าเฉลี่ยที่ลดลงอย่างรวดเร็วเช่นกัน [29] ตามรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 ลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เมื่อพบปรากฏการณ์ EPB (ก) ลักษณะชั้นบรรยากาศที่มีความแปรปรวน (ข) ค่าเฉลี่ยจากชั้นไอโอโนสเฟียร์เมื่อพบ EPB [29]

จากรูปที่ 3.3 (ก) อธิบายลักษณะค่าเฉลี่ยของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีความแปรปรวน และรูปที่ 3.3 (ข) คือค่าเฉลี่ยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เมื่อพบ EPB ซึ่งสังเกตได้ว่าค่าเฉลี่ยมีค่าลดลงอย่างรวดเร็ว สำหรับระบบจีบาสนั้นไม่ได้มีแบบจำลองสำหรับปรากฏการณ์ EPB การศึกษาผลกระทบของ EPB ที่ทำต่อระบบจีบาสจึงเป็นข้อมูลสำคัญสำหรับประเทศไทยที่กำลังจะติดตั้งและใช้งานระบบจีบาสในอนาคต ทั้งนี้ยังมีงานวิจัยที่ศึกษาถึงผลกระทบของชั้นบรรยากาศที่มีความแปรปรวนต่อระบบจีบาส [30] ซึ่งอาศัยเครื่องรับจีพีเอสภาคพื้นดินเพื่อจำลองความสามารถในการให้บริการของระบบจีบาสในกรณีที่ไม่จำเป็นต้องบินทดสอบ ซึ่งเทคนิคนี้สามารถใช้ในการศึกษาความสามารถในการให้บริการของระบบได้เช่นกัน

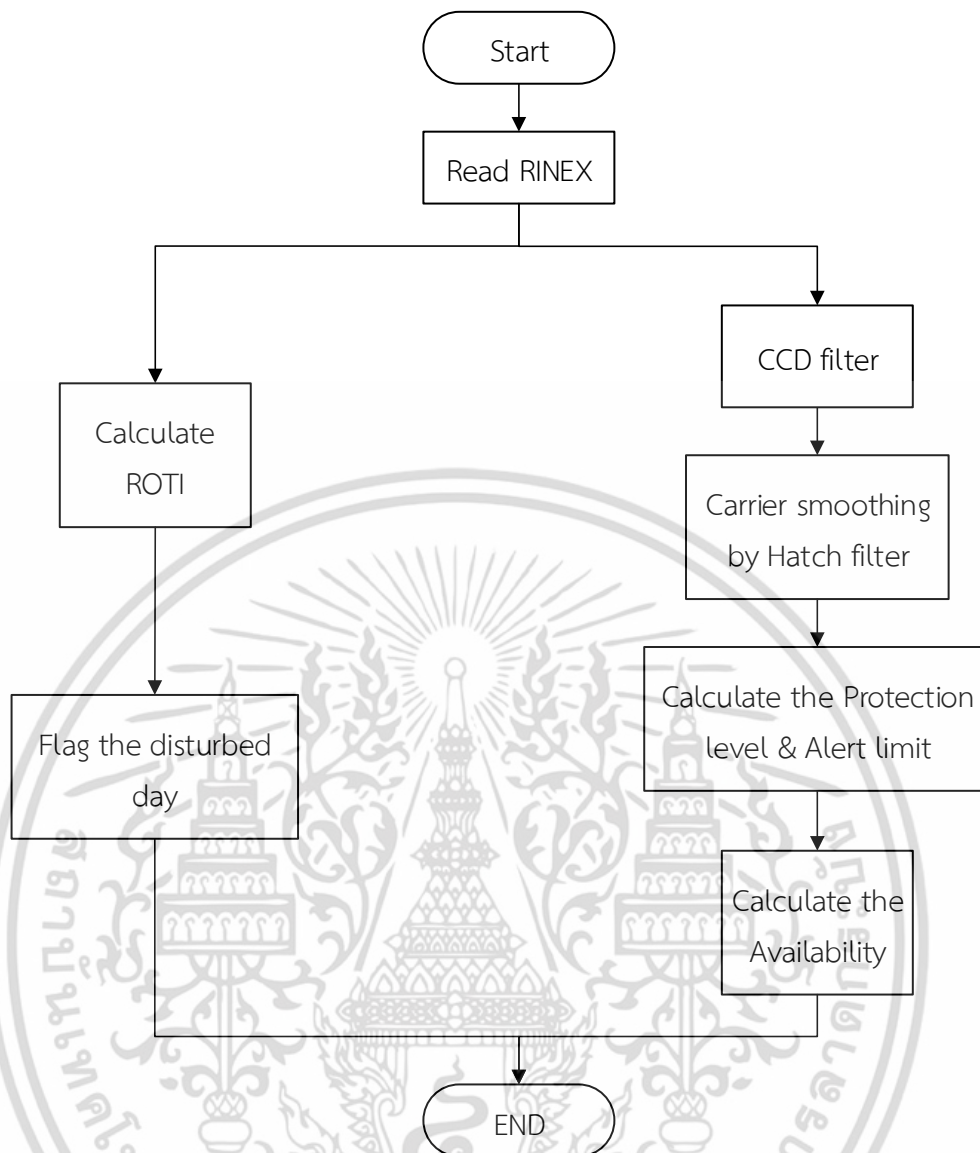
### 3.1.2 การจำลองและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของระบบจีบาสสำหรับบริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

จากที่ได้กล่าวมาถึงความจำเป็นในการศึกษาถึงผลกระทบของ EPB ต่อการใช้งานระบบจีบาส วิทยานิพนธ์นี้จึงเลือกที่จะใช้การจำลองระบบโดยอาศัยข้อมูลจากเครื่องรับจีพีเอสที่ติดตั้ง ณ สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทยซึ่งเป็นเครื่องรับจีพีเอสชนิดสองความถี่ยี่ห้อ NovAtel รุ่น SPAN-SE™ พร้อมเสาอากาศแบบ Choke ring antenna ซึ่งจะเก็บข้อมูลในรูปแบบไบนารีในนามสกุลไฟล์ .gps จากนั้นจึงนำมาแปลงเป็นไฟล์ RINEX (Receiver Independent Exchange Format) ที่เป็น ASCII เพื่อง่ายต่อการแลกเปลี่ยนข้อมูลในการวิจัยและง่ายต่อการใช้งาน โดยจะนำข้อมูลมาประมวลผลในภายหลัง การเก็บข้อมูลนั้นเป็นไปตามรูปที่ 3.4



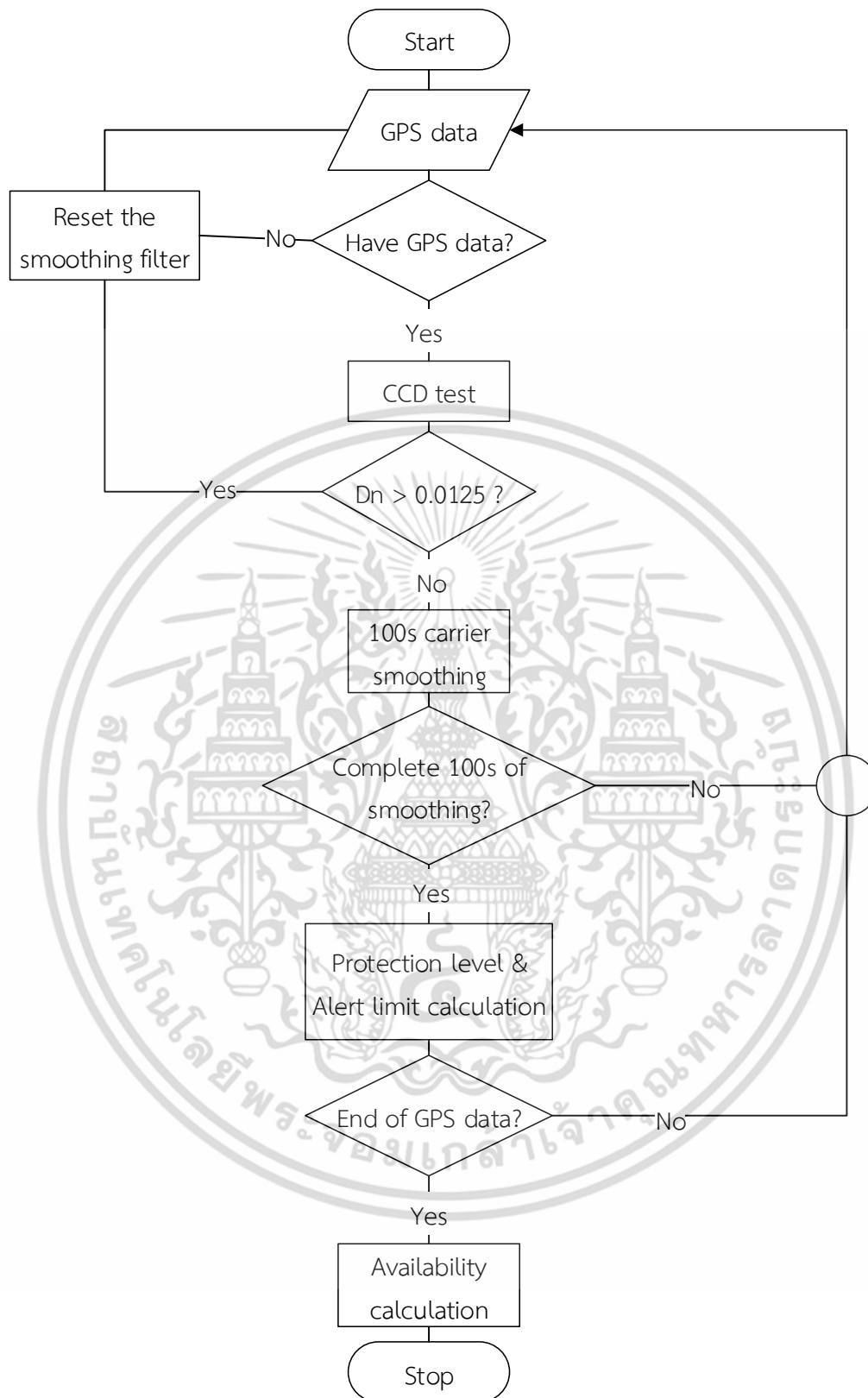
รูปที่ 3.4 การเก็บข้อมูลจีพีเอสเพื่อใช้งานจากสถานีที่สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ

โดยจะใช้ข้อมูลในปี ค.ศ. 2014 ถึงค.ศ. 2016 และใช้ค่า ROTI เป็นตัวชี้วัดความผิดปกติที่เกิดขึ้น จากนั้นจะกำหนดพารามิเตอร์สำหรับระบบจีบาสและอากาศยาน โดยจะจำลองตำแหน่งของอากาศยานที่ระดับความสูงต่างๆ ขณะร่อนลงจอดเพื่อคำนวณค่าขอบเขตการป้องกัน ขอบเขตการแจ้งเตือน และ availability มีแผนผังการทำงานตามรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 แผนผังการทำงานของระบบจำลองระบบจีบาส

ในส่วนการทำงานของระบบคำนวณค่าขอบเขตการป้องกันและขอบเขตการแจ้งเตือนนั้น ข้อมูลจีพีเอสที่นำมาใช้จำเป็นต้องผ่าน CCD monitor (อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 2.5.2) เพื่อคัดกรองข้อมูลที่จะนำมาใช้งานจากข้อมูลที่จะเป็นอันตรายเช่น ข้อมูลที่มีการเกิด Cycle slip เป็นต้น หลังจากนั้นข้อมูลจะเข้าสู่การทำ Carrier smoothing (อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 2.3.1) ที่อยู่ในขั้นตอนการคำนวณค่าแก้ และระบบจะทำ Carrier smoothing ใหม่เมื่อข้อมูลไม่ต่อเนื่อง และต้องรอ 100 วินาทีเพื่อที่จะกลับทำงานได้ใหม่ หลังจากนั้นจะนำชุดข้อมูลมาคำนวณขอบเขตการป้องกันและขอบเขตการแจ้งเตือน หลังจากนั้นจะคำนวณ availability ของระบบเมื่อประมวลผลข้อมูลครบ 1 วัน มีการแผนผังการทำงานทำงานตามรูปที่ 3.6



รูปที่ 3.6 แผนผังการทำงานของการทำงานของการจำลองและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของระบบจีบาส

ซึ่งการคำนวณ availability นั้นคำนวณจากอัตราส่วนของจำนวนข้อมูลที่ขอบเขตการป้องกันไม่เกินขอบเขตการแจ้งเตือนต่อจำนวนข้อมูลของวันนั้น ตามสมการที่ 3.1 เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการเรียนเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ผู้ใดเห็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$A_{avai} = 100 - \left( \frac{VPL_{alert}}{D_n} \times 100\% \right) \quad (3.1)$$

โดยตัวแปร  $VPL_{alert}$  คือจำนวนของ VPL ที่มีค่ามากกว่า VAL  $D_n$  คือจำนวนของข้อมูลที่มี และ  $A_{avai}$  คือค่า availability โดยจะวิเคราะห์เป็น availability ของในช่วงฤดู Equinox (พบ EPB มาก) เทียบกับฤดู Solstice (พบ EPB น้อย) วิเคราะห์ขอบเขตการแจ้งเตือน (อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 2.3.2) ของวันที่พบ EPB เทียบกับวันปกติและจะจำลองเฉพาะในส่วนของกรณีไม่มีเครื่องรับเครื่องใดทำงานผิดพลาด (H0 case) สำหรับพารามิเตอร์ในการจำลองระบบจีบาสนั้นมีการกำหนดตามตารางที่ 3.1 ดังนี้

ตารางที่ 3.1 พารามิเตอร์ที่กำหนดในการจำลองระบบจีบาส

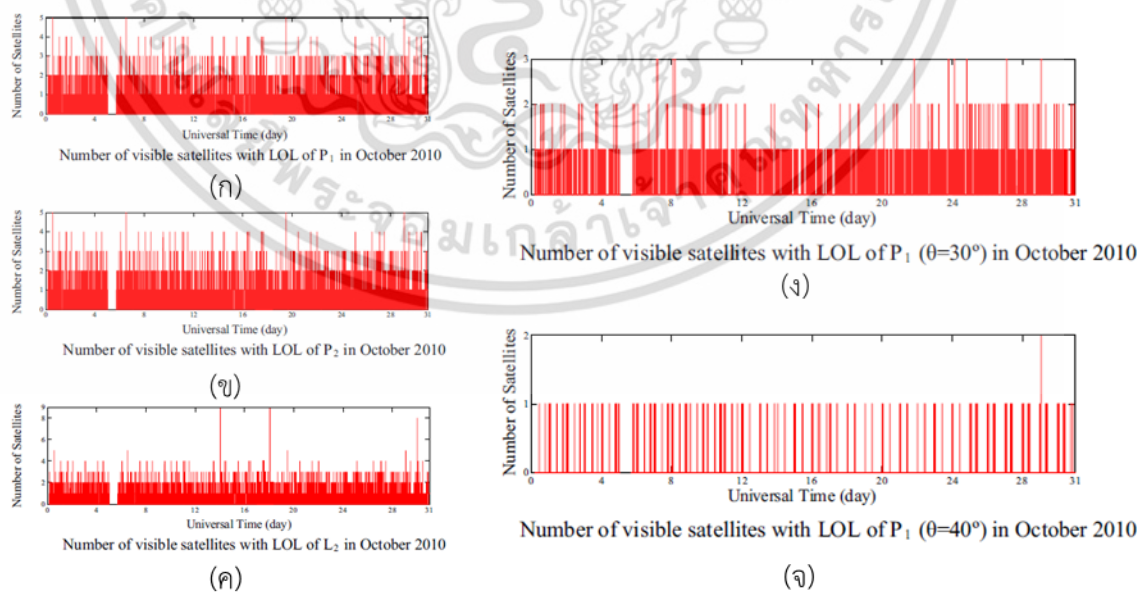
ตัวแปร	ค่าที่กำหนด	หมายเหตุ
Ground Accuracy Designator	GAD-A	ใช้คำนวณ $\sigma_{pr\_gnd}$
$M$ (จำนวนเครื่องรับจีพีเอส)	3	
Aircraft Accuracy Designator	AAD-A	ใช้คำนวณ $\sigma_{pr\_air}$
$h_0$	15600 เมตร	ใช้คำนวณ $\sigma_{tropo}$ [31]
$\sigma_n$	16	
$\sigma_{vig}$	16 mm/km [32]	ใช้คำนวณ $\sigma_{iono}$
$\tau$	100 วินาที	
$R_e$	6373.1363 กิโลเมตร	
$h_1$	350 กิโลเมตร	
$K_{ffmd}$	5.81	
$\Delta h$	200 – 1000 ft.	ความสูงอากาศยาน
GPA	3 องศา	Glide path angle
$X_{air}$	$\frac{\Delta h}{\sin(\text{GPA})}$	ระยะห่างระหว่างอากาศยานและสถานี

โดยพารามิเตอร์  $\sigma_{vig}$  อ้างอิงมาจาก [32] ซึ่งเป็นงานวิจัยศึกษาค่าเกรเดียนต์ของการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอสเฟียร์ ณ ประเทศญี่ปุ่น ค่า  $h_0$  และ  $\sigma_n$  อ้างอิงมาจากเอกสารของกรมการบินพลเรือนประเทศสหรัฐอเมริกา (Federal Aviation Administration : FAA) [31] ซึ่งเป็นค่าของลักษณะชั้นบรรยากาศที่เมืองซิดนีย์ ประเทศออสเตรเลีย ส่วนความสูงของอากาศยานที่กำลังร่อนลงจอดใช้เป็น 200 ฟุต ถึง 1000 ฟุต โดยเพิ่มขึ้นครั้งละ 100 ฟุต

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2 การวิเคราะห์การเกิด Loss of lock ที่มีผลต่อประสิทธิภาพของระบบจีบาส สำหรับบริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

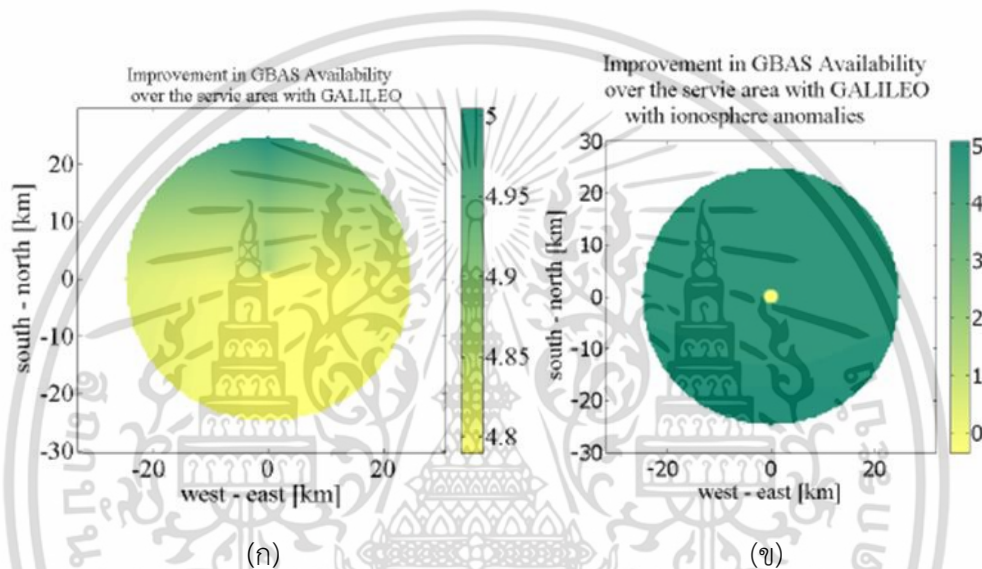
จากผลกระทบของปรากฏการณ์ EPB ที่ส่งผลกระทบต่อระบบจีพีเอสที่กล่าวไว้ในหัวข้อที่ 2.4.2 ที่จะส่งผลให้สัญญาณมีการขาดหายเป็นช่วงๆ การสูญหายของสัญญาณหรือ Loss of lock นั้นส่งผลให้จำนวนข้อมูลดาวเทียมที่ใช้ในการคำนวณขอบเขตการป้องกันลดลง ซึ่งจะทำให้ขอบเขตการป้องกันมีค่าสูงขึ้นและอาจเสี่ยงต่อการที่ขอบเขตการป้องกันจะสูงกว่าขอบเขตการแจ้งเตือนซึ่งจะส่งผลให้ระบบไม่สามารถใช้งานได้ สำหรับในบริเวณประเทศไทยนั้นงานวิจัย [33] ได้ศึกษาสถิติการเกิด Loss of lock จากเครื่องรับจีพีเอสบริเวณใกล้เคียงสนามบินสุวรรณภูมิโดยอาศัยข้อมูลจาก Loss of lock flag ที่ได้มาใน Observation file (O-file) ตามรูปที่ 3.7 และพบว่าความถี่ L2 มีเปอร์เซ็นต์การเกิด Loss of lock มากกว่า L1 และพบการเกิด Loss of lock มากสุดถึง 5 ดวง ในช่วงที่พบ EPB แต่เมื่อตัดดาวเทียมที่มีมุม elevation ต่ำกว่า 45 องศา ออกไปพบว่าการเกิด Loss of lock พบสูงสุดที่ 2 ดวง ซึ่งสำหรับการใช้งานระบบจีบาสนั้นยังต้องคำนึงข้อมูลที่ถูกกรองด้วย CCD monitor และการทำ Carrier smoothing ด้วย ซึ่งส่งผลให้จำนวนข้อมูลดาวเทียมที่ใช้ได้ลดลงในบางช่วงเวลา งานวิจัย [34] ได้เปรียบเทียบ availability ของระบบจีบาสเมื่อใช้เพียงดาวเทียมจีพีเอสกับเมื่อใช้จีพีเอสและดาวเทียมระบบกาลิเลโอ (GALILEO ของสหภาพยุโรป) พบว่าเมื่อใช้ดาวเทียมจากสองระบบแล้วให้ availability เพิ่มขึ้นประมาณ 5% ตามรูปที่ 3.7 ทั้งนี้ในมาตรฐานจีบาสปัจจุบันยังใช้แค่เพียงดาวเทียมในระบบจีพีเอสอยู่ ประกอบด้วยปรากฏการณ์ EPB ในโซนประเทศไทยมีลักษณะเฉพาะแล้ว ข้อมูลผลกระทบของการเกิด Loss of lock จาก EPB ที่ส่งผลกระทบต่อ availability ของระบบจีบาสจึงเป็นอีกหนึ่งข้อมูลเบื้องหลังสำหรับศึกษาถึงความสามารถในการให้บริการของจีบาสในบริเวณประเทศไทยก่อนการติดตั้งและใช้งาน



รูปที่ 3.7 การเกิด loss of lock บริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทย [33]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

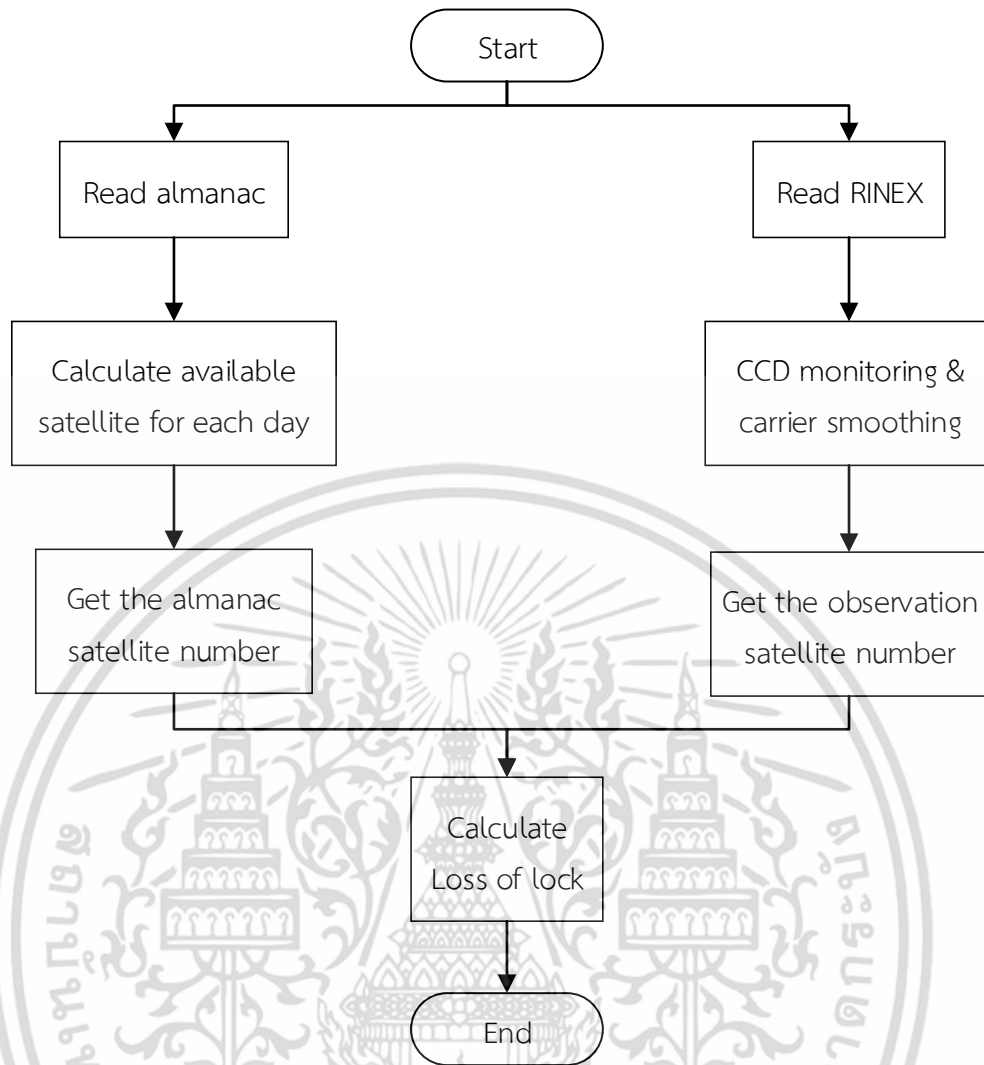
จากรูปที่ 3.7 คือการศึกษาการเกิด Loss of lock บริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ประเทศไทยจากงานวิจัย [33] โดยแกนนอนคือวันในแต่ละเดือน แกนตั้งคือจำนวนดาวเทียมที่พบ Loss of lock รูปที่ 3.7 (ก) (ข) และ (ค) คือจำนวนดาวเทียมที่พบ Loss of lock ของเดือนตุลาคม ค.ศ. 2010 จากการวัดระยะทางเทียมความถี่ L1 L2 และจากวิธีเฟสคลื่นพาห์ด้วยความถี่ L2 ตามลำดับ รูปที่ 3.7 (ง) และ (จ) คือจำนวนดาวเทียมเกิด Loss of lock ในเดือนตุลาคม ค.ศ. 2010 โดยมี elevation mask คือ 30 และ 40 องศาตามลำดับ ซึ่งจะสามารถสังเกตจากรูปที่ 3.7 (ก) และ (ข) ได้ว่าความการวัดด้วยวิธีเฟสคลื่นพาห์พบ Loss of lock มากกว่าแบบระยะทางเทียม และจากรูปที่ 3.7 (ง) และ (จ) พบ Loss of lock น้อยลงเมื่อ elevation mask ที่ขนาดมุมมากขึ้น



รูปที่ 3.8 ค่า availability ของระบบจีบาสที่เพิ่มขึ้นเมื่อเพิ่มดาวเทียมในระบบกาลิเลโอ (ก) ช่วงปกติ (ข) ช่วงที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความผิดปกติ

จากรูปที่ 3.8 เป็นแผนภาพแสดงค่า availability ที่เพิ่มขึ้นจากการใช้ดาวเทียมกาลิเลโอมาช่วยในระบบจีบาส โดยแกนตั้งและแกนนอนแสดงระยะห่างจากสถานีฐาน โดยรูป 3.8 (ก) และ (ข) คือผลการทดลองจากช่วงที่ปกติ และช่วงที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความแปรปรวนตามลำดับ สังเกตได้ว่าการใช้ดาวเทียมเพิ่มขึ้นนั้นสามารถเพิ่ม availability ในช่วงปกติได้ ประมาณ 4.8 ถึง 5 เปอร์เซ็นต์ และเพิ่มถึง 5 เปอร์เซ็นต์ในช่วงที่ชั้นไอโอโนสเฟียร์มีความผิดปกติ

วิทยานิพนธ์นี้ได้ศึกษาเกี่ยวกับการเกิด Loss of lock ที่ส่งผลต่อประสิทธิภาพของระบบจีบาสโดยสนใจในเรื่องของช่วงฤดูกาล และอัตราส่วนของจำนวนดาวเทียมที่ทำให้ระบบไม่สามารถใช้งานได้โดย Loss of lock สามารถหาได้จากการนำจำนวนดาวเทียมที่ควรจะมีพบซึ่งคำนวณได้จากข้อมูล Almanac ลบด้วยจำนวนดาวเทียมที่เครื่องรับรับได้จริงๆ ในช่วงเวลาเดียวกันซึ่งข้อมูลแบบ Almanac (ของเดิมใช้ Loss of lock flag จาก RINEX [33]) นี้เป็นข้อมูลวงโคจรแบบความละเอียดต่ำที่เครื่องรับได้รับ 1 ไฟล์ต่อสัปดาห์ มีแผนผังการทำงานตามรูปที่ 3.9



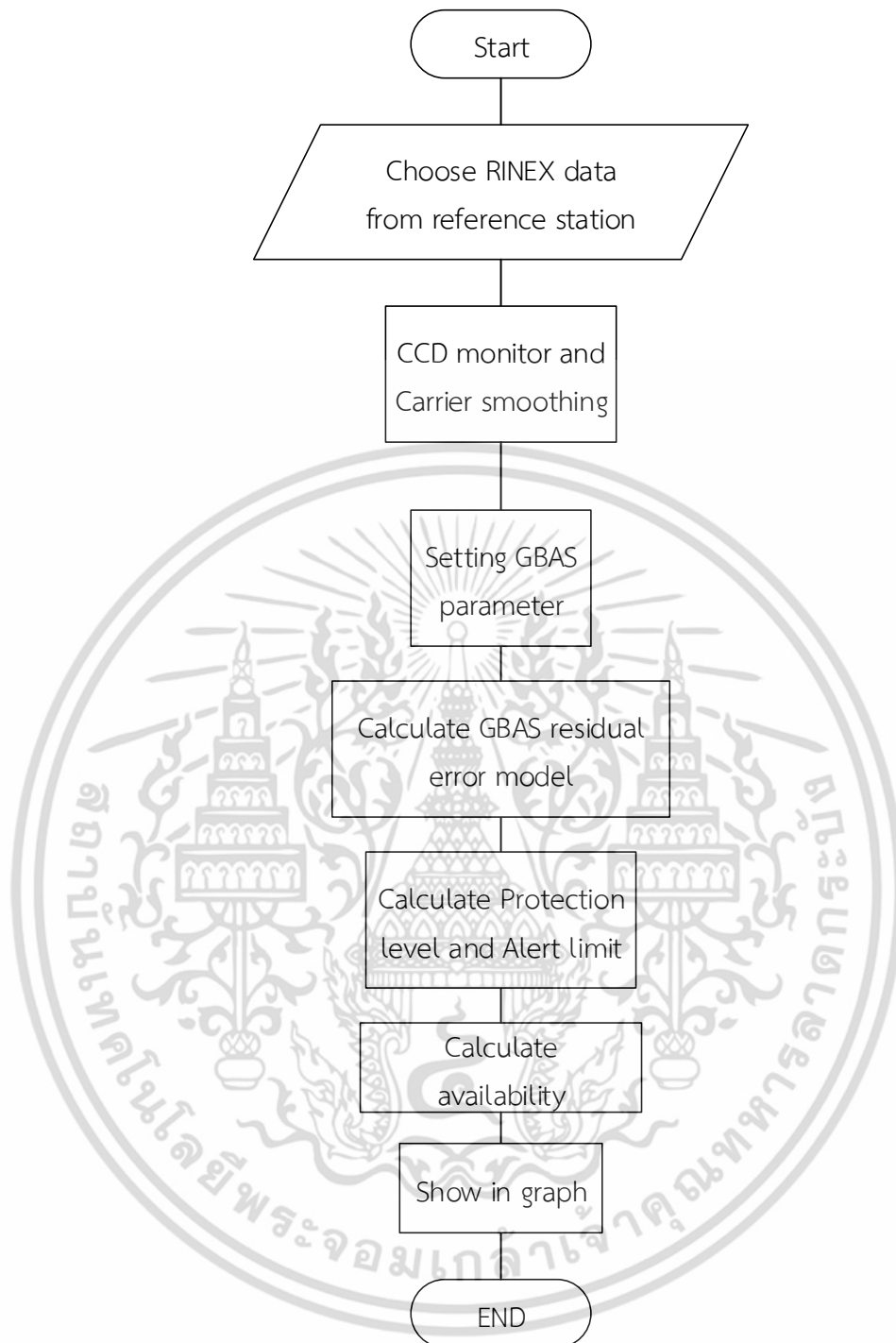
รูปที่ 3.9 แผนผังการทำงานของ การคำนวณ Loss of lock

หลังจากได้จำนวน Loss of lock ในแต่ละช่วงเวลาแล้วจะนำไปเปรียบเทียบกับค่าขอบเขตการป้องกันในเวลาเดียวกันซึ่งได้คำนวณรอไว้ก่อนหน้าและค่า availability เพื่อวิเคราะห์ต่อไป

### 3.3 การจัดทำ GBAS testbed

ในการศึกษาระบบจีบาสนั้น เพื่อให้ผู้ศึกษาได้เห็นภาพของการทำงานในระบบมากขึ้น จึงได้จัดทำ GBAS testbed ขึ้นเพื่อความสะดวกในการศึกษาต่อไป โดย GBAS testbed คือการจำลองระบบในรูปแบบของซอฟต์แวร์สำเร็จรูปที่สามารถคำนวณพารามิเตอร์ในระบบจีบาส วิทยานิพนธ์นี้พัฒนา testbed ด้วยโปรแกรม Matlab โดยจะแบ่งออกเป็นสองส่วนคือ ส่วนของการคำนวณค่าแก้ที่ต้องส่งให้อากาศยานเพื่อแก้ไขความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟีย (Pseudorange correction procedure จากหัวข้อที่ 2.3.1) และส่วนของการคำนวณขอบเขตการป้องกันและขอบเขตการแจ้งเตือน (จากหัวข้อที่ 2.3.2) จากนั้นจะแสดงผลในรูปแบบของกราฟ

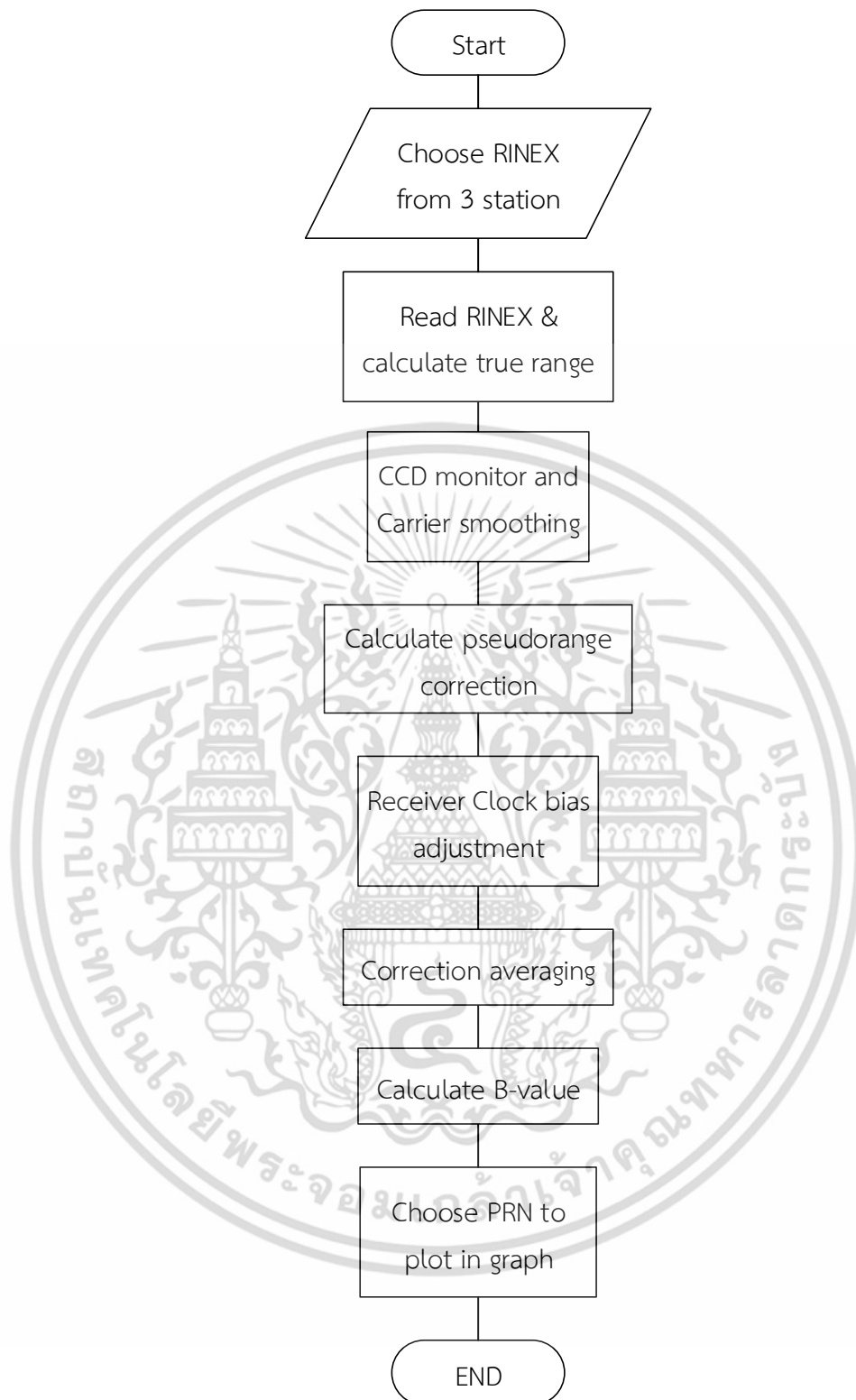
สำหรับส่วน GBAS testbed เพื่อจำลองขอบเขตการป้องกันนั้นการทำงานจะเริ่มที่ผู้ใช้งานเลือกไฟล์ข้อมูล RINEX โดยจะใช้ไฟล์ RINEX ชนิด Observation (O-file) และ Navigation (N-file) และคลิกปุ่ม Start เพื่อเริ่มการทำงานโปรแกรม จากนั้นโปรแกรมจะทำการอ่านค่าจากไฟล์ข้อมูล RINEX เพื่อให้ได้ค่าระยะทางเทียมและพารามิเตอร์อื่นๆ ที่ต้องการและคำนวณระยะทางจริงไปด้วย ต่อจากนั้นจะนำระยะทางเทียมที่ได้มาผ่านขั้นตอน CCD monitor และ Carrier smoothing ของระบบจีบาสตามสมการที่ 2.7-2.8 และ 2.36-2.38 จากนั้นผู้ใช้งานสามารถตั้งค่าบางพารามิเตอร์ในการจำลองระบบขึ้นได้จากแผงการตั้งค่า และเมื่อกด Start ซอฟต์แวร์จะคำนวณค่าขอบเขตการป้องกัน ขอบเขตการแจ้งเตือน availability และจำนวนดาวเทียม ตามสมการที่ 2.13-2.29 จากนั้นจะแสดงผลในรูปแบบของกราฟโดยกราฟที่แสดงจะประกอบไปด้วย 4 กราฟด้วยกัน กราฟที่หนึ่งแสดงค่า VPL เทียบกับ VAL กราฟที่สองแสดงค่า LPL เทียบกับ LAL กราฟที่สามแสดงค่า Pseudorange correction และกราฟสุดท้ายแสดงจำนวนดาวเทียมที่พบ ในส่วนของ GBAS testbed เพื่อจำลองขอบเขตการป้องกันนั้นสามารถอธิบายการทำงานได้ด้วยแผนผังตามรูปที่ 3.10



รูปที่ 3.10 แผนผังการทำงานของ GBAS testbed ส่วนการจำลองค่าขอบเขตการป้องกัน

ต่อมาเป็นส่วนของซอฟต์แวร์คำนวณพารามิเตอร์ที่ระบบจีบาสภาคพื้นดินต้องส่งให้อากาศยาน โดยซอฟต์แวร์เวอร์ชันนี้รับรองการใช้งานของสถานีฐานทั้งหมดสามสถานี โดยผู้ใช้จำเป็นต้องเลือกข้อมูล RINEX จากทั้งสามสถานีและเลือกชื่อสถานีที่ใช้ สำหรับเวอร์ชันนี้ได้กำหนดการตั้งค่าพิกัดแบบแมนย่ายาของเครื่องรับสัญญาณไว้เพียง 5 สถานีคือ หนึ่งเครื่องรับที่อาคารเรียนรวม 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (KMITL) สองคือที่มหาวิทยาลัยนานาชาติสแตมฟอร์ด (STFD) และอีกสามเครื่องบริเวณรันเวย์สนามบินนานาชาติไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สุวรรณภูมิ (AERO, AERO2 และ AERO3) หลังจากเลือกไฟล์ข้อมูลและสถานีแล้ว ผู้ใช้ยังสามารถปรับแต่งได้อีกสองพารามิเตอร์คือหนึ่ง ช่วงเวลาที่ทำ Carrier smoothing ซึ่งกำหนดไว้ดั้งเดิมที่ 100 วินาที แต่สามารถเปลี่ยนค่าได้ และสองคือ elevation mask ซึ่งเดิมตั้งไว้ที่ 5 องศา จากนั้นผู้ใช้คลิกปุ่ม Start เพื่อเริ่มการคำนวณ โดยซอฟต์แวร์จะเริ่มที่การดึงข้อมูลจาก RINEX มาทั้งสามสถานีและคำนวณระยะทางจริง จากนั้นจะนำข้อมูลทั้งสามสถานีนี้มาเข้ากระบวนการ CCD monitor และ Carrier smoothing 2.7-2.8 และ 2.36-2.38 หลังจากนั้นจะนำมาคำนวณ Pseudorange correction ตามสมการที่ 2.9 โดยพารามิเตอร์นี้จะใช้ส่งไปกับ GBAS message type 1 และ 101 เป็นค่าแก้ที่อากาศยานใช้ในการแก้ไขความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง ต่อไปคือขั้นตอน Receiver clock bias adjustment ตามสมการที่ 2.10 จากนั้นจะนำค่าแก้ที่ได้มาเฉลี่ยรวมกันสามสถานีตามสมการที่ 2.11 และสุดท้ายคือการคำนวณ B-value ตามสมการที่ 2.12 ซึ่งค่า B-value นั้นสถานีภาคพื้นดินใช้ส่งไปให้อากาศยานใน GBAS message type 1 ในระหว่างการคำนวณปุ่มกดเลือกไฟล์และปุ่มพล็อตจะอยู่ในสถานี inactive และไม่สามารถใช้งานได้ เมื่อคำนวณเสร็จปุ่ม Plot จะกลับมาใช้งานได้อีกครั้ง โดยผู้ใช้ต้องเลือกเลขดาวเทียมที่จะทำการพล็อตและกดปุ่ม Plot ซอฟต์แวร์จะแสดงค่าที่คำนวณได้ในรูปแบบของกราฟ โดยค่าที่จะแสดงประกอบไปด้วย 4 พารามิเตอร์คือหนึ่ง Pseudorange correction ของทั้งสามสถานี สองคือ Clock adjusted Pseudorange correction ของทั้งสามสถานี สามคือ average correction และสุดท้ายคือ B-value ของทั้งสามสถานี และหากผู้ใช้ต้องการให้แสดงกราฟจากดาวเทียมดวงอื่น สามารถเปลี่ยนเลขดาวเทียมและกด Plot ได้เลย การทำงานของส่วนซอฟต์แวร์คำนวณพารามิเตอร์ที่ระบบจีบาสภาคพื้นดินต้องส่งให้อากาศยานนั้นมีแผนผังการทำงานตามรูปที่ 3.11



รูปที่ 3.11 แผนผังการทำงานของซอฟต์แวร์ GBAS testbed ส่วนการคำนวณพารามิเตอร์ที่ภาคพื้นดินต้องส่งให้อากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

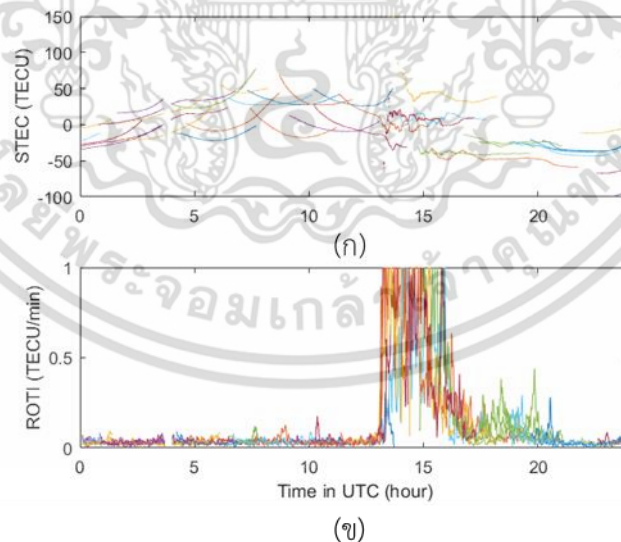
## บทที่ 4

### ผลการจำลองระบบจีบาส

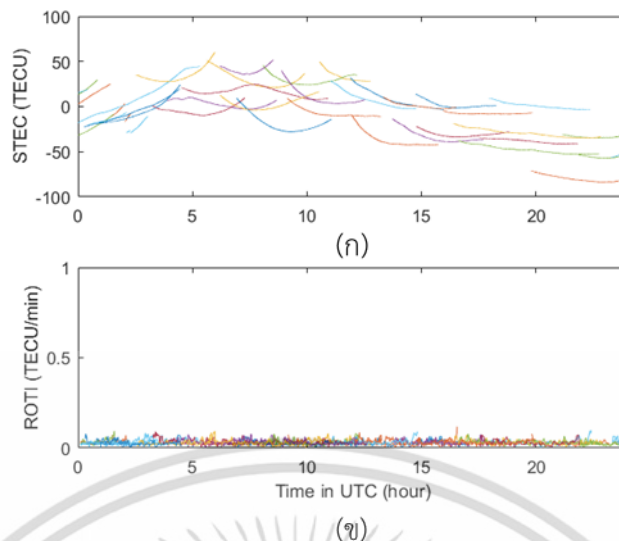
ในบทนี้กล่าวถึงผลการวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้รับจากเครื่องรับจีพีเอส ซึ่งจะเป็นการตรวจสอบการเกิดปรากฏการณ์ EPB ด้วยค่า ROTI ตามด้วยผลของข้อมูลที่ผ่านมาตัวกรอง CCD monitor และ Carrier smoothing ในระบบจีบาส จากนั้นจะวิเคราะห์ขอบเขตการป้องกันและ availability ของระบบจีบาสในวันที่พบ EPB และวันปกติ รวมถึงวิเคราะห์ availability ในเดือนต่างๆ ในส่วนของการวิเคราะห์ loss of lock นั้นจะแสดงผลของปรากฏการณ์ EPB ที่ส่งผลกับจำนวนดาวเทียม จำนวนดาวเทียมที่ Loss of lock ผลกระทบต่อค่าขอบเขตการป้องกันและ availability ของระบบจีบาส และท้ายสุดเป็นการทำงานของโปรแกรม GBAS testbed

#### 4.1 การตรวจสอบปรากฏการณ์ EPB ด้วยค่า ROTI

ในวิทยานิพนธ์นี้เลือกค่า ROTI เป็นตัวชี้วัดการเกิด EPB ซึ่งจะสามารถสังเกตความแปรปรวนที่เกิดขึ้นของค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้อย่างชัดเจน โดยมีเงื่อนไขว่าหากค่า ROTI มีค่าสูงกว่า threshold ที่กำหนดคือ 0.5 TECU/min แสดงดังรูปที่ 4.1 จะถือว่าพบปรากฏการณ์ EPB กรณีที่ไม่มีค่าสูงกว่า 0.5 TECU/min ถือว่าไม่พบ EPB ตามรูปที่ 4.2 จากข้อมูลจีพีเอสสถานีสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ ซึ่งต่อไปจะเรียกสั้นๆ ว่า สถานี AERO

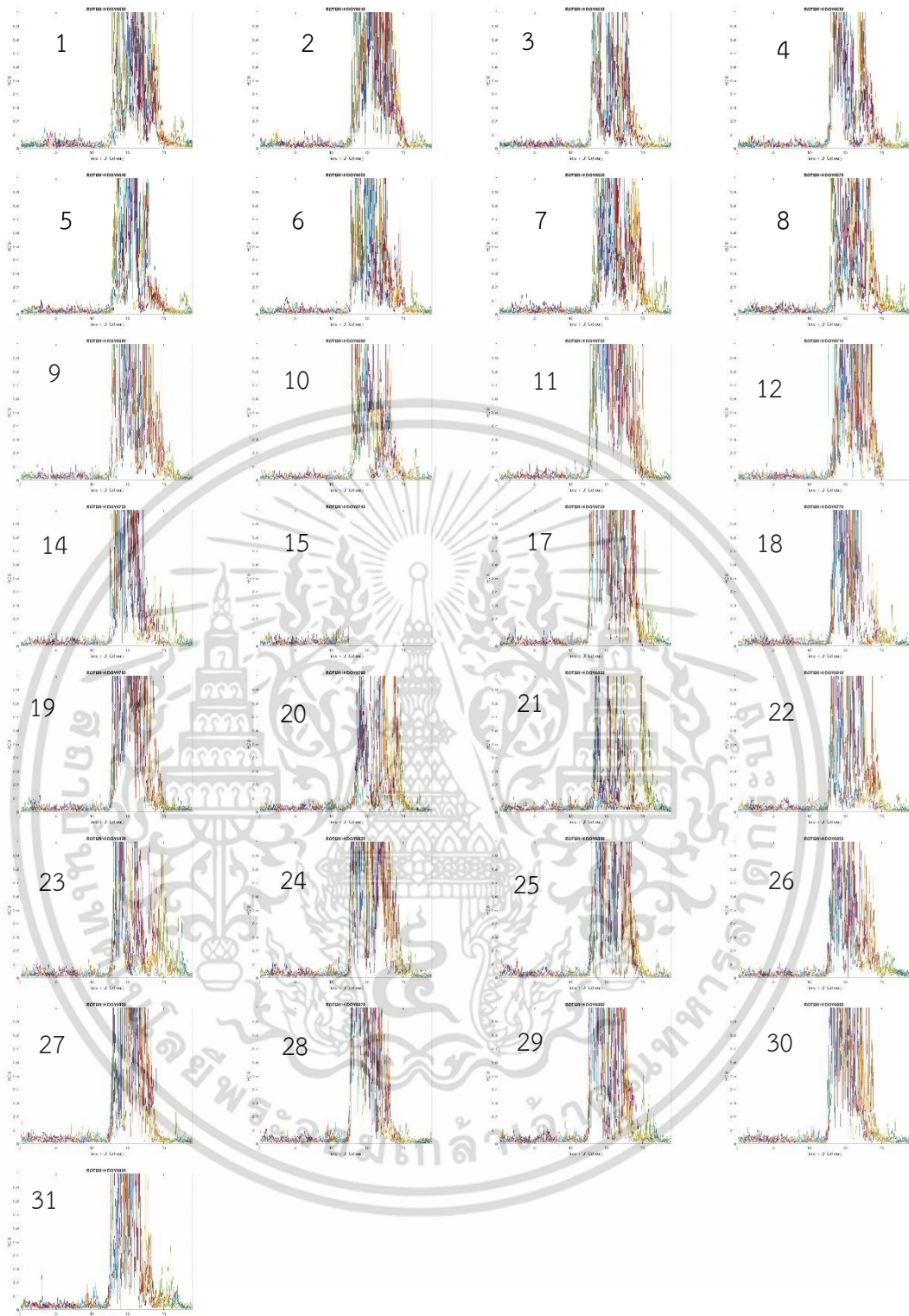


รูปที่ 4.1 (ก) ค่า STEC จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง (ข) ค่า ROTI จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง จากสถานี AERO ในวันที่พบ EPB



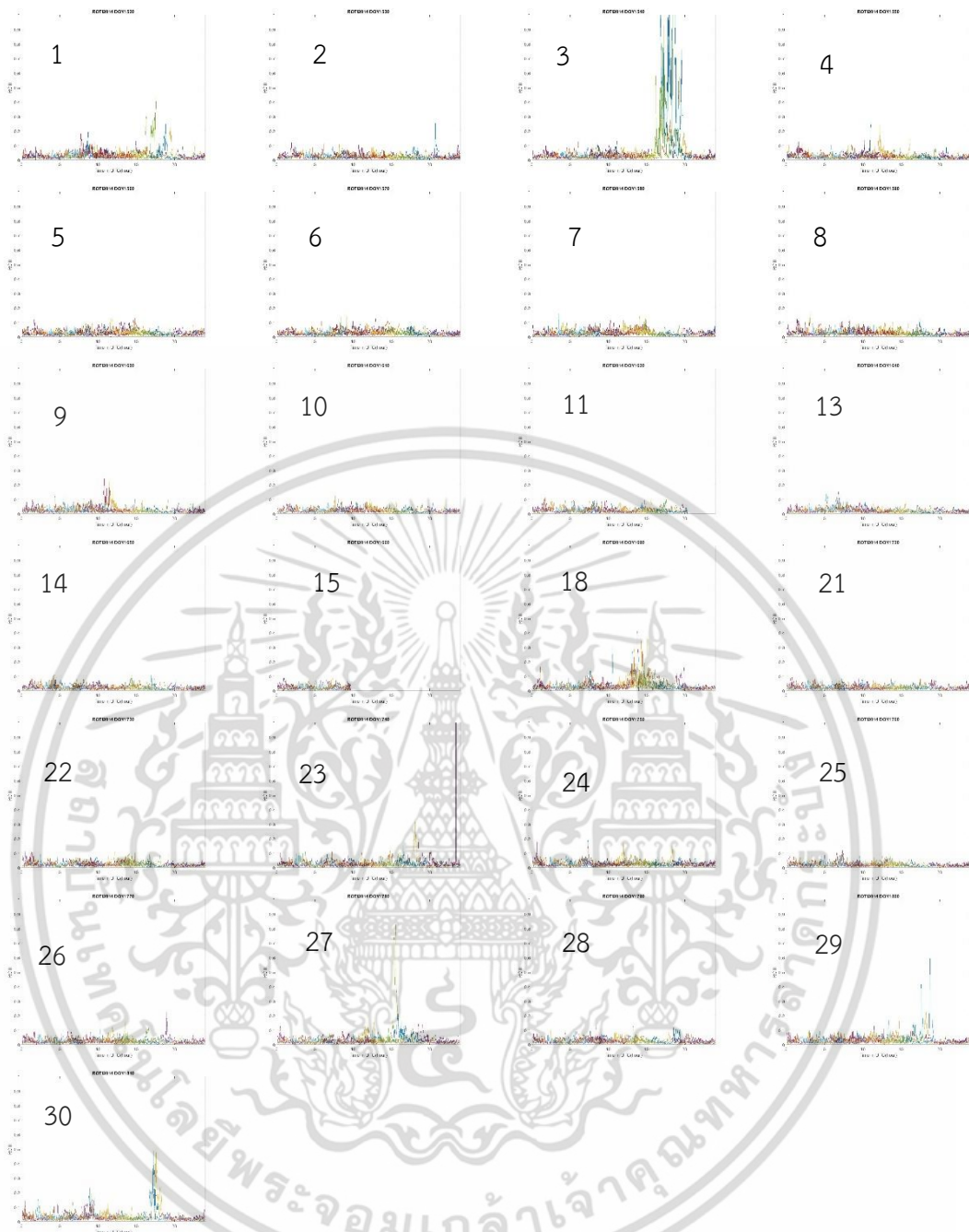
รูปที่ 4.2 (ก) ค่า STEC จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง (ข) ค่า ROTI จากดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง จากสถานีเครื่องรับที่สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิในวันปกติ

รูปที่ 4.1 เป็นข้อมูลจากวันที่ 26 มีนาคม ค.ศ. 2016 จากรูปที่ 4.1 (ก) พบว่าในช่วงเวลา ประมาณ 13:00 ถึง 17:00 น. UTC ค่า STEC มีความแปรปรวน ซึ่งในช่วงเวลาเดียวกันนั้นรูป 4.1 (ข) ค่า ROTI ขึ้นสูงและเกิน 0.5 TECU/min แสดงให้เห็นว่าช่วงเวลานี้เป็น ช่วงที่พบ EPB ส่วนในรูป ที่ 4.2 เป็นข้อมูลจากวันที่ 19 มกราคม ค.ศ. 2016 (ข) ไม่พบค่า ROTI ที่เกิน 0.5 TECU/min วัน ดังกล่าวจึงถือว่าเป็น วันที่ไม่พบ EPB และในการศึกษาผลกระทบของ EPB ต่อระบบจีปาสนั้นสนใจ ความแตกต่างในช่วงเดือน Equinox (พบ EPB บ่อย) และเดือน Solstice (พบ EPB น้อย) [30] มี ตัวอย่างค่า ROTI ของเดือน Equinox (มีนาคม ค.ศ. 2014) และ Solstice (มิถุนายน ค.ศ. 2014) ตามรูปที่ 4.3 ถึง 4.4 โดยแกนตั้งคือค่า ROTI (TECU/min) และแกนนอนคือเวลาในระบบ UTC (hour)



รูปที่ 4.3 ค่า ROTI ในเดือนมีนาคม ค.ศ. 2014 ของสถานี AERO ซึ่งมีข้อมูลทั้งหมด 29 วัน

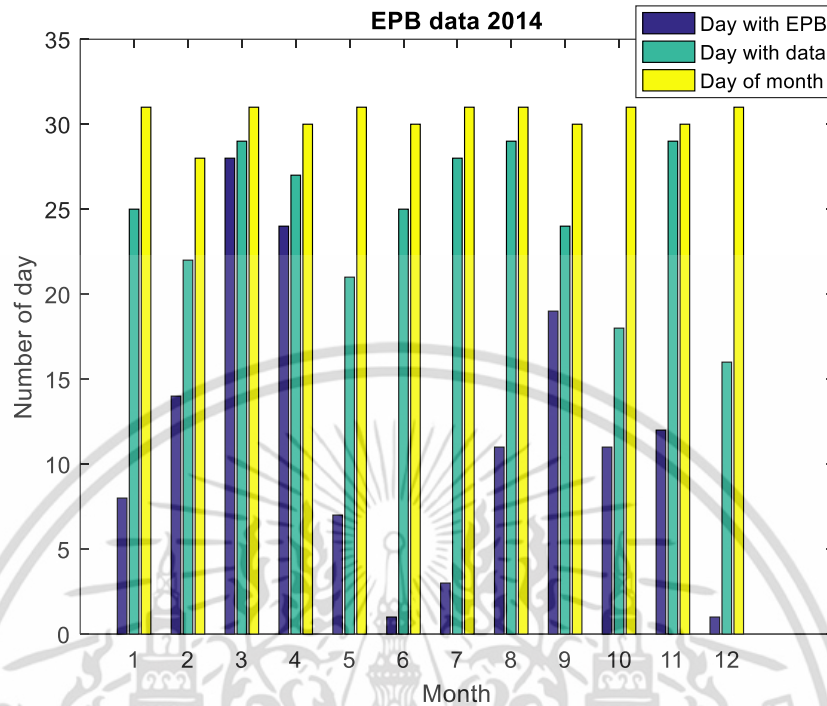
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



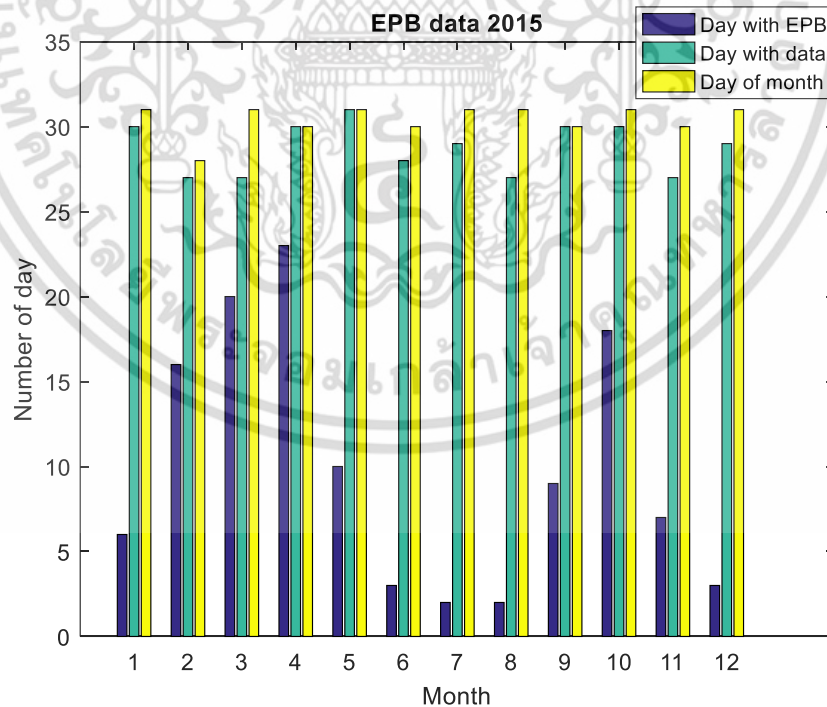
รูปที่ 4.4 ค่า ROTI ในเดือนมิถุนายน ค.ศ. 2014 ของสถานี AERO ซึ่งมีข้อมูลทั้งหมด 25 วัน

จากรูปที่ 4.3 และ 4.4 มีตัวเลขกำกับบอกวันที่ของข้อมูลในกราฟนั้นๆ โดยแกนนอนคือ เวลาในระบบ UTC และแกนตั้งคือค่า ROTI จากรูปที่ 4.3 ในเดือนมีนาคม (Equinox) พบวันที่มีค่า ROTI เกิน threshold จำนวน 28 วันจากข้อมูลที่มี 29 วันและเมื่อเทียบกับรูปที่ 4.4 ซึ่งเป็นเดือน มิถุนายน (Solstice) พบวันที่มีค่า ROTI เกิน threshold จำนวน 1 วัน จากข้อมูลที่มี 25 วัน สังเกต ได้ว่าในช่วง Equinox จะพบวันที่มีค่า ROTI เกิน threshold ซึ่งคือการพบ EPB มากกว่าช่วงเดือน Solstice และเมื่อวิเคราะห์ข้อมูลของทั้งปีจะพบว่าช่วงเดือนที่พบ EPB มากคือช่วงรอบๆ เดือน มีนาคมและกันยายน จากผลการวิเคราะห์ข้อมูลในปีค.ศ. 2014 ถึง 2016 ตามรูปที่ 4.5 ถึง 4.7 ซึ่งจะไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แสดงจำนวนวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันของแต่ละเดือน โดยแกนตั้งคือจำนวนวันและแกนนอนคือเดือน

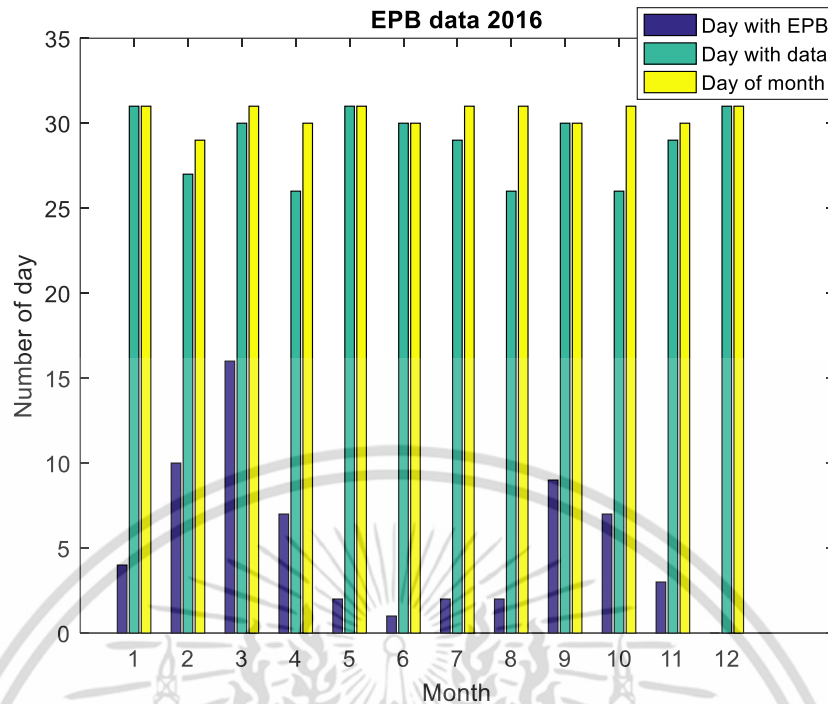


รูปที่ 4.5 จำนวนวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันในแต่ละเดือนจากการวิเคราะห์ข้อมูลของสถานี AERO ในปีค.ศ. 2014



รูปที่ 4.6 จำนวนวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันในแต่ละเดือนจากการวิเคราะห์ข้อมูลของสถานี AERO ในปีค.ศ. 2015

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.7 จำนวนวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันในแต่ละเดือนจากการวิเคราะห์ข้อมูลของสถานี AERO ในปีค.ศ. 2016

จากรูปที่ 4.5 ถึง 4.7 แกนนอนคือเดือนและแกนตั้งคือจำนวนวัน คือจำนวนข้อมูลวันที่พบ EPB จำนวนวันที่มีข้อมูล และจำนวนวันในแต่ละเดือนของปีค.ศ. 2014 ถึงค.ศ. 2016 ตามลำดับ พบว่าในช่วงเดือน Equinox (กุมภาพันธ์ถึงเมษายน และสิงหาคมถึงตุลาคม) ของทุกปีจะมีจำนวนวันที่พบ EPB สูงกว่าช่วงอื่น โดยมีเดือนที่พบ EPB มากที่สุดและน้อยที่สุดของแต่ละปีที่ทำกรวิเคราะห์ตามตารางที่ 4.1

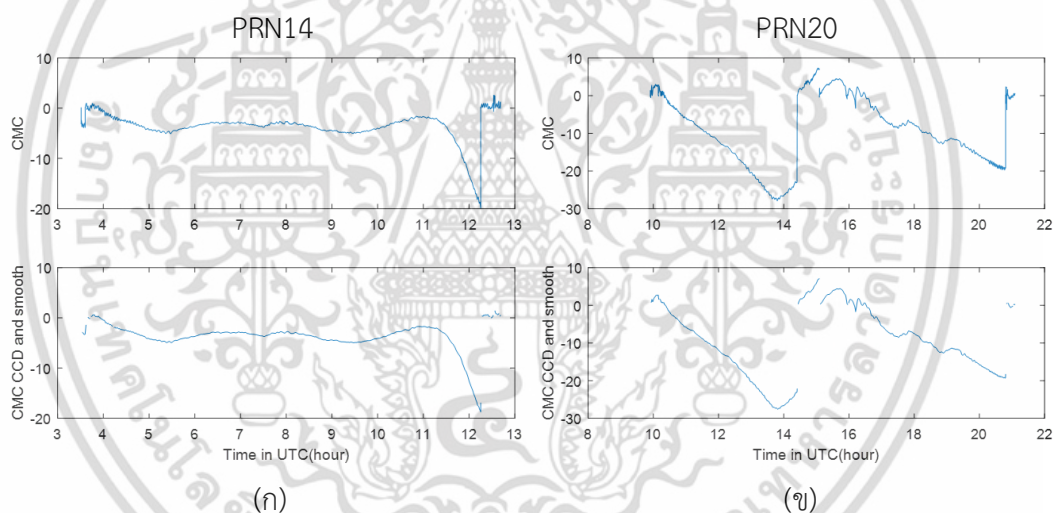
ตารางที่ 4.1 เดือนที่พบ EPB มากที่สุดและน้อยที่สุดของปีที่ทำกรวิเคราะห์

ปี ค.ศ.	เดือนที่พบ EPB สูงสุด	จำนวนวันที่พบ EPB	เดือนที่พบ EPB ต่ำสุด	จำนวนวันที่พบ EPB
2014	มีนาคม	28	มิถุนายน, ธันวาคม	1
2015	เมษายน	23	กรกฎาคม, สิงหาคม	2
2016	มีนาคม	16	ธันวาคม	0

นอกจากนี้ยังพบว่าจำนวน EPB ที่พบในแต่ละปียังลดลงเรื่อยๆ โดยจำนวนที่พบ EPB ทั้งหมดของปีค.ศ. 2014 ถึงค.ศ. 2016 มีค่าเป็น 139 119 และ 63 วัน ตามลำดับ เนื่องมาจากเป็นช่วงของ Solar cycle ที่มีค่า Solar activity สูงในช่วงปี 2014 และกำลังลดลงอย่างต่อเนื่อง [31] ซึ่งงานวิจัย [32] พบจำนวน EPB มากในช่วง High solar activity เช่นกัน

## 4.2 ผลของจำนวนข้อมูลที่ผ่านตัวกรอง CCC monitor และ Carrier smoothing ของระบบจีบาส

เนื่องจากวิทยานิพนธ์นี้วิเคราะห์ผลกระทบที่มีต่อระบบจีบาส ซึ่งประกอบด้วย CCD monitor และ Carrier smoothing ในขั้นตอนการคำนวณ ในหัวข้อนี้จะแสดงให้เห็นถึงจำนวนข้อมูลที่ที่ยังหลงเหลือหลังผ่านตัวกรองทั้งสองชนิดนี้แล้ว สำหรับ CCD monitor ซึ่งมีการคำนวณตามหัวข้อที่ 2.6.2 นั้นมีคุณสมบัติในการกรองสัญญาณที่มีการเปลี่ยนแปลงอย่างรวดเร็ว หลังจากนั้นจะนำไปทำ Carrier smoothing ต่อ ซึ่งหากสัญญาณมีการสูญหายจะรีเซ็ตฟิลเตอร์ใหม่และสมูทใหม่ไปจนครบ 100 วินาทีถึงจะใช้งานได้ ซึ่งอธิบายการทำงานไว้ในหัวข้อที่ 3.2.2 เพื่อให้เห็นภาพชัดเจนจะอธิบายด้วยค่า CMC (code minus carrier) ซึ่งได้จากการนำระยะทางเทียมลบด้วยระยะที่วัดได้จากวิธีเฟส คลื่นพาห้ซึ่งเป็นผลต่างที่มาจากดีเลย์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียที่ส่งผลให้ระยะทางเทียมเพิ่มขึ้นแต่เฟสคลื่นพาห้ลดลงตามที่อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 2.6.2 ได้ผลตามรูปที่ 4.8 โดยแกนตั้งคือค่า CMC และแกนนอนคือเวลาในระบบ UTC



รูปที่ 4.8 ค่า CMC ก่อนและหลังผ่านตัวกรอง CCD monitor และ Carrier smoothing ของข้อมูลจากดาวเทียมดวงที่ 14 (ก) และดาวเทียมดวงที่ 20 (ข) โดยกราฟบนคือค่า CMC ที่ไม่ผ่านตัวกรองและกราฟล่างคือค่า CMC ที่ผ่านตัวกรองแล้วจากวันที่ 10 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2014

จากรูปที่ 4.8 เป็นข้อมูลจากวันที่ 10 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2014 เมื่อเปรียบเทียบกราฟบนกับกราฟล่างพบว่าค่า CMC ที่ไม่ได้ผ่านตัวกรองนั้นมีช่วงที่พบการกระโดดของสัญญาณหรือส่วนที่สัญญาณมีความแปรปรวนสูง เช่นช่วงเวลา 01:00-01:15 น. UTC และ 04:00-04:30 น. UTC ของข้อมูลดาวเทียมดวงที่ 14 หรือช่วงเวลา 05:00-05:30 น. UTC และบริเวณ 07:30 น. UTC ของข้อมูลดาวเทียมดวงที่ 20 เมื่อผ่านตัวกรองแล้วส่วนที่มีการกระโดดได้หายไปและส่วนที่มีความแปรปรวนสูงมีน้อยลง ซึ่งจริงๆ แล้วเกิดจากการที่ข้อมูลถูกคัดออกและไม่ได้นำมาใช้ ซึ่งส่งผลให้ในช่วงนั้นๆ มีข้อมูลในการใช้งานน้อยลง แต่ในทางกลับกันตัวกรองเหล่านี้สร้างมาเพื่อกำจัดข้อมูลที่อาจส่งผลให้เกิด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

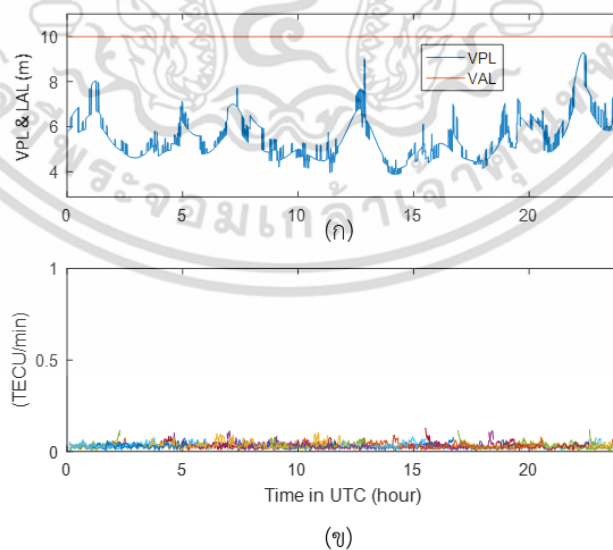
อันตรายต่อการระบุตำแหน่งของระบบจีบาสั่นเอง ซึ่งมีข้อดีในด้านการเพิ่มความปลอดภัยในการใช้งานระบบ

### 4.3 การจำลองและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของระบบจีบาสด้วยข้อมูลจากสถานีบริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ

สำหรับการจำลองระบบจีบาสจากข้อมูลบริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมินั้นจะจำลองจากข้อมูลในช่วงปีค.ศ. 2014 ถึงค.ศ. 2016 โดยจะแสดงผลการคำนวณขอบเขตการป้องกัน ขอบเขตการแจ้งเตือน และ availability ของระบบจีบาสทั้งในวันที่พบและไม่พบ EPB ซึ่งมีหลายกรณีด้วยกัน ซึ่งในวิทยานิพนธ์นี้สนใจเฉพาะค่าขอบเขตการป้องกันในแนวตั้ง (Vertical Protection Level : VPL) ตามสมการที่ 2.13 ถึง 2.28 ซึ่งต่อไปจะเรียกว่า VPL เนื่องจากมีขนาดของขอบเขตการแจ้งเตือนที่เล็กกว่าขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวระนาบมาก โดยจะจำแนกลักษณะของค่า VPL ที่พบเป็น 4 กรณีได้แก่

1.  $VPL < VAL$  และไม่พบ EPB ข้อมูลจากวันที่ 9 มกราคม ค.ศ. 2016
2.  $VPL > VAL$  และพบ EPB ข้อมูลวันที่ 9 มีนาคม ค.ศ. 2016
3.  $VPL < VAL$  และพบ EPB ข้อมูลวันที่ 4 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2016
4.  $VPL > VAL$  และไม่พบ EPB ข้อมูลวันที่ 22 พฤษภาคม ค.ศ. 2016

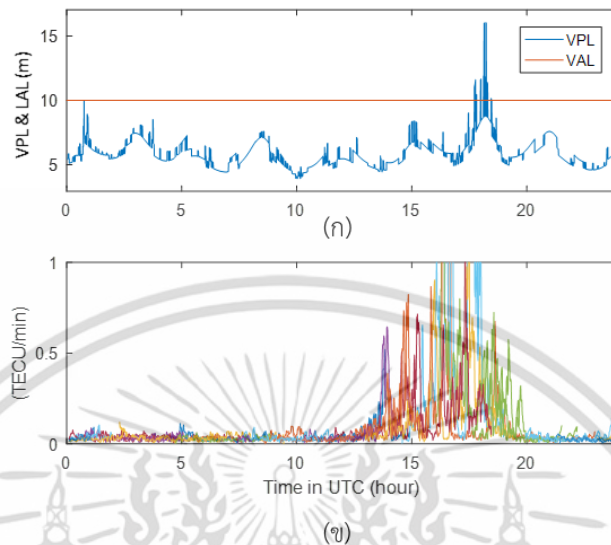
โดยเริ่มแรกจะแสดง VPL สำหรับระดับความสูง 200 ฟุต ซึ่งอยู่ในระดับความสูงการตัดสินใจ CAT-I (มากกว่า 200 ฟุต) ซึ่งเป็นระดับความสูงต่ำสุดที่ GAST-C ครอบคลุม โดยข้อมูลที่แสดงเป็นข้อมูลทุก 1 วินาที สำหรับเหตุการณ์กรณีแรกคือ  $VPL < VAL$  และไม่พบ EPB นั้นสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 4.9



รูปที่ 4.9 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 9 มกราคม ค.ศ. 2016 กรณีที่  $VPL < VAL$  และไม่พบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต

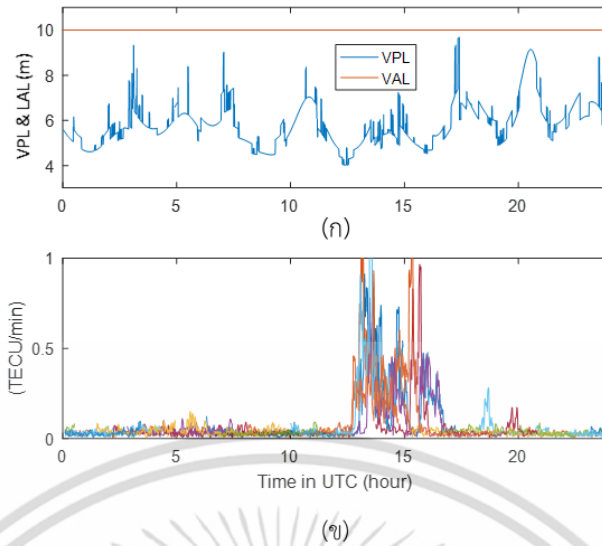
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วันที่ไม่พบ EPB เพราะไม่มีค่า ROTI ที่เกิน 0.5 TECU/min และรูป 4.9 (ก) แขนงตั้งคือค่า VPL และ VAL มีหน่วยเป็นเมตร ไม่พบค่า VPL ที่เกินค่า VAL ทำให้ availability ในวันนี้มีค่าเป็น 100% ต่อไปเป็นกรณีที่สองคือพบ VPL > VAL และพบ EPB แสดงดังรูปที่ 4.10



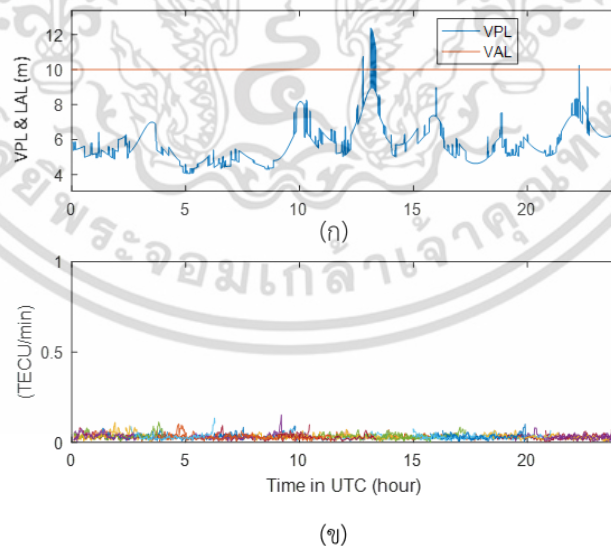
รูปที่ 4.10 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 9 มีนาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่ VPL > VAL และพบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต

จากรูปที่ 4.10 รูปล่างมีแกนตั้งคือค่า ROTI และแกนนอนคือเวลาในระบบ UTC สังเกตได้ว่าพบ EPB ในช่วงเวลา 13:00 – 20:00 น. UTC ซึ่งในช่วงเวลาเดียวกันนี้ในรูปบนพบค่า VPL ที่มากกว่า VAL ซึ่งในช่วงเวลานั้นระบบจะไม่สามารถใช้งานได้ ทำให้ในวันนี้มีค่า availability เป็น 98.910458% ต่อไปเป็นกรณีที่ VPL < VAL และไม่พบ EPB ตามรูปที่ 4.11



รูปที่ 4.11 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 4 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2016 กรณีที่  $VPL < VAL$  และพบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต

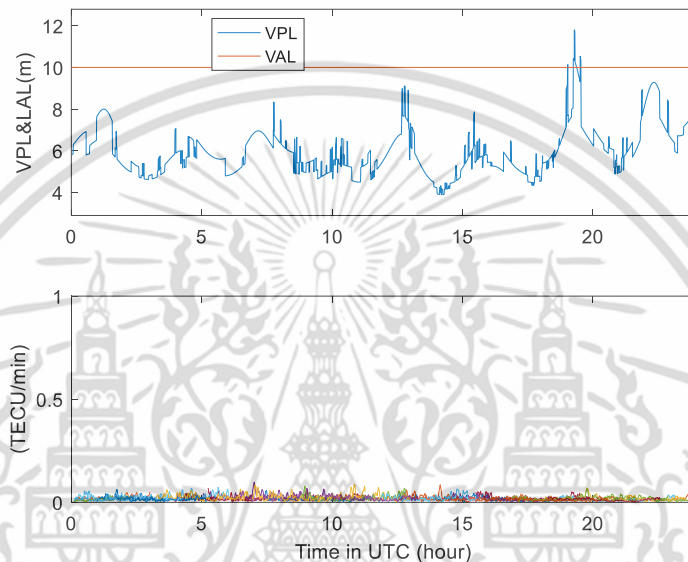
จากรูปที่ 4.11 รูปล่างมีแกนตั้งคือค่า ROTI และแกนนอนคือเวลาในระบบ UTC สังเกตได้ว่าพบ EPB ในช่วงเวลา 13:00 – 17:00 น. UTC ซึ่งในช่วงเวลาเดียวกันนี้ในรูปบนไม่พบค่า VPL ที่มากกว่า VAL ทำให้ในวันนี้มีค่า availability เป็น 100% สังเกตได้ว่า ROTI มีส่วนที่เกิน 0.5 TECU/min เพียงบางส่วนต่อไปเป็นกรณีที่  $VPL > VAL$  และพบ EPB แสดงดังรูปที่ 4.12



รูปที่ 4.12 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 22 พฤษภาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่  $VPL > VAL$  และไม่พบ EPB สถานี AERO ที่ระดับความสูง 200 ฟุต

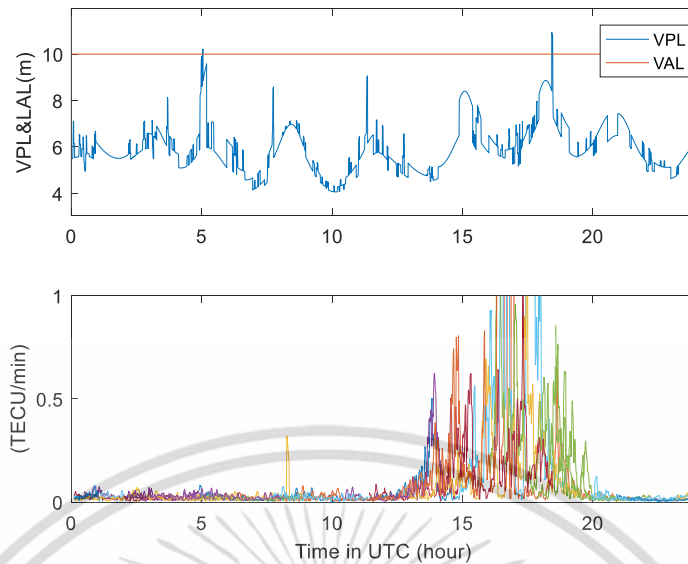
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.12 รูปล่างมีแกนตั้งคือค่า ROTI และแกนนอนคือเวลาในระบบ UTC สังเกตได้ว่าไม่พบ EPB แต่ในช่วงเวลา ในช่วงเวลา 12:00 – 14:00 น. UTC พบค่า VPL ที่มากกว่า VAL ทำให้ในวันนี้มีค่า availability เป็น 99.00% จากรูปที่ 4.9 – 4.12 ทั้ง 4 กรณีสอดคล้องให้เห็นว่าการที่  $VPL > VAL$  อาจจะไม่เกิดขึ้นจากการพบ EPB เท่านั้นได้ จากนั้นจะใช้ข้อมูลในวันเดียวกันจากสถานีข้างเคียงคือสถานี KMITL ที่ติดตั้ง ณ ดาดฟ้าอาคาร 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ซึ่งมีระยะห่างประมาณ 4 กิโลเมตรจากสถานีที่สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ แสดงได้ดังรูปที่ 4.13 – 4.16

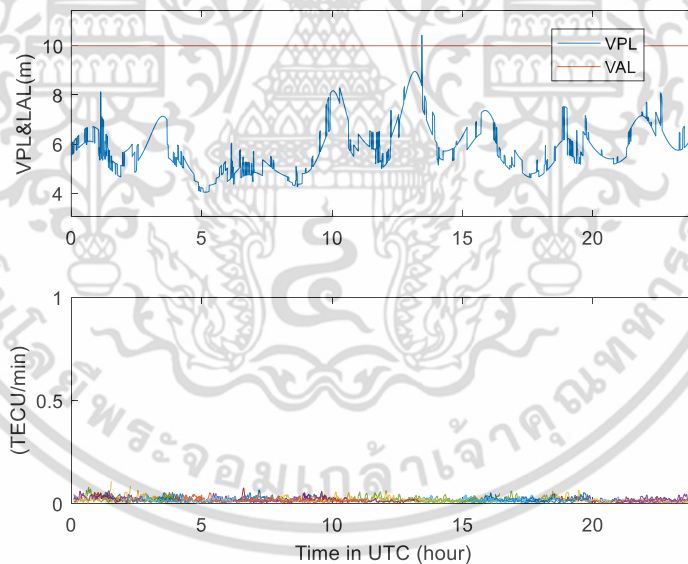


รูปที่ 4.13 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 9 มกราคม ค.ศ. 2016 สถานี KMITL ที่ระดับความสูง 200 ฟุต

จากรูปที่ 4.13 เป็นข้อมูลวันเดียวกับรูปที่ 4.9 ซึ่งเป็นกรณีที่  $VAL < VAL$  และไม่พบ EPB แต่สังเกตได้ว่าสำหรับรูป 4.13 สถานี KMITL ที่มีลักษณะการติดตั้งต่างกับนั้น กลับกลายเป็นกรณีที่  $VPL > VAL$  และมีช่วงที่ระบบใช้งานไม่ได้เกิดขึ้น ต่อไปจะเป็นข้อมูลจากสถานี KMITL จากข้อมูลในวันที่ 9 มีนาคม ค.ศ. 2016 ซึ่งเป็นกรณีที่พบ  $VPL > VAL$  และพบ EPB ในสถานี AERO ดังรูปที่ 4.14 และข้อมูลจากวันที่ 22 พฤษภาคม ค.ศ. 2016 ซึ่งเป็นกรณีที่  $VPL > VAL$  และไม่พบ EPB ในสถานี AERO แสดงดังรูปที่ 4.15



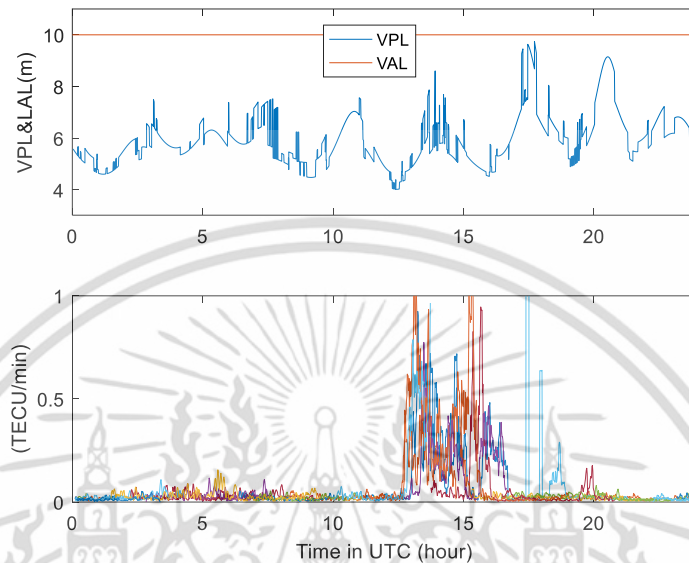
รูปที่ 4.14 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 9 มีนาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่  $VPL > VAL$  และพบ EPB สถานี KMITL ที่ระดับความสูง 200 ฟุต



รูปที่ 4.15 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 22 พฤษภาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่  $VPL > VAL$  และไม่พบ EPB สถานี KMITL ที่ระดับความสูง 200 ฟุต

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.14 สถานี KMITL พบว่าเป็นกรณีที่พบ EPB และในช่วงเวลาดังกล่าวมีเหตุการณ์ที่  $VPL > VAL$  เหมือนกับสถานี AERO ส่วนรูปที่ 4.15 เป็นกรณีที่ไม่พบ EPB แต่พบช่วงที่  $VPL > VAL$  เหมือนของสถานี AERO เช่นกัน สุดท้ายเป็นกรณีที่พบ EPB และ  $VPL < VAL$  ซึ่งระบบสามารถใช้งานได้ปกติ แสดงดังรูปที่ 4.16



รูปที่ 4.16 (ก) การจำลองค่า VPL (เส้นสีน้ำเงิน) และ VAL (เส้นสีแดง) ส่วน (ข) คือค่า ROTI จากข้อมูลวันที่ 22 พฤษภาคม ค.ศ. 2016 กรณีที่  $VPL > VAL$  และไม่พบ EPB สถานี KMITL ที่ระดับความสูง 200 ฟุต

จากรูปที่ 4.16 พบว่าข้อมูลจากสถานี KMITL เป็นกรณีที่พบ EPB และค่า  $VPL < VAL$  ซึ่งระบบสามารถทำงานได้ปกติเหมือนข้อมูลจากสถานี AERO โดยข้อมูลจากสถานีใกล้เคียงนี้อาจมีลักษณะคล้ายกันเนื่องจากลักษณะของชั้นบรรยากาศที่คล้ายคลึงกัน

สำหรับข้อมูล availability นั้นจำเป็นสำหรับวิเคราะห์การใช้งานระบบจีบาสก่อนที่จะติดตั้ง โดยวิทยานิพนธ์นี้ได้คำนวณ availability จากข้อมูลปีค.ศ. 2014 – 2016 ซึ่งมีข้อมูลค่า availability เฉลี่ยของแต่ละเดือนแสดงในตารางที่ 4.2 – 4.4 โดยค่าเฉลี่ย availability ของแต่ละเดือนได้มาหาอัตราส่วนที่ระบบใช้งานได้ของเดือนนั้นต่ออัตราส่วนข้อมูลของเดือนดังกล่าว ค่าเฉลี่ยของ availability ที่ต่ำสุดของแต่ละจะถูกเน้นด้วยสีเหลือง

ตารางที่ 4.2 ค่าเฉลี่ยของ availability ในปีค.ศ. 2014

เดือน	ความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
มกราคม	99.61	99.98	99.98	99.99	100	100	100	100	100
กุมภาพันธ์	99.09	99.99	100	100	100	100	100	100	100
มีนาคม	98.92	99.97	100	100	100	100	100	100	100
เมษายน	99.40	100	100	100	100	100	100	100	100
พฤษภาคม	99.49	99.99	100	100	100	100	100	100	100
มิถุนายน	99.88	100	100	100	100	100	100	100	100
กรกฎาคม	99.89	99.98	99.98	100	100	100	100	100	100
สิงหาคม	99.78	99.95	99.96	100	100	100	100	100	100
กันยายน	99.69	99.89	99.95	99.98	100	100	100	100	100
ตุลาคม	99.59	99.90	100	100	100	100	100	100	100
พฤศจิกายน	99.84	99.97	99.99	99.99	100	100	100	100	100
ธันวาคม	99.89	99.98	99.99	100	100	100	100	100	100

ตารางที่ 4.3 ค่าเฉลี่ยของ availability ในปีค.ศ. 2015

เดือน	ความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
มกราคม	99.88	99.99	99.99	100	100	100	100	100	100
กุมภาพันธ์	99.84	99.91	99.97	100	100	100	100	100	100
มีนาคม	99.93	99.99	99.99	100	100	100	100	100	100
เมษายน	99.93	99.97	99.99	100	100	100	100	100	100
พฤษภาคม	99.91	99.96	99.99	100	100	100	100	100	100
มิถุนายน	99.92	99.97	100	100	100	100	100	100	100
กรกฎาคม	99.88	99.93	100	100	100	100	100	100	100
สิงหาคม	99.89	99.96	100	100	100	100	100	100	100
กันยายน	99.79	99.92	100	100	100	100	100	100	100
ตุลาคม	99.55	99.77	100	100	100	100	100	100	100
พฤศจิกายน	99.59	99.86	100	100	100	100	100	100	100
ธันวาคม	99.80	100.00	100	100	100	100	100	100	100

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.4 ค่าเฉลี่ยของ availability ในปีค.ศ. 2016

เดือน	ความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
มกราคม	99.84	100	100	100	100	100	100	100	100
กุมภาพันธ์	99.82	100	100	100	100	100	100	100	100
มีนาคม	99.82	100	100	100	100	100	100	100	100
เมษายน	99.94	100	100	100	100	100	100	100	100
พฤษภาคม	99.94	100	100	100	100	100	100	100	100
มิถุนายน	99.93	100	100	100	100	100	100	100	100
กรกฎาคม	99.84	100	100	100	100	100	100	100	100
สิงหาคม	99.95	100	100	100	100	100	100	100	100
กันยายน	99.82	100	100	100	100	100	100	100	100
ตุลาคม	99.96	100	100	100	100	100	100	100	100
พฤศจิกายน	99.99	100	100	100	100	100	100	100	100
ธันวาคม	99.97	100	100	100	100	100	100	100	100

จากตารางที่ 4.2 ซึ่งเป็นข้อมูลในปีค.ศ. 2014 พบ availability เฉลี่ยต่ำสุดที่ 98.92% ในเดือนมีนาคมที่ระดับความสูง 200 ฟุต ซึ่งหมายความว่าใน 1 วัน ใช้งานไม่ได้ 933 วินาทีหรือประมาณ 15:33 นาที จากตารางที่ 4.3 สำหรับปีค.ศ. 2015 พบ availability เฉลี่ยต่ำสุดที่ 99.33% ในเดือนพฤศจิกายนที่ระดับความสูง 200 ฟุต ซึ่งหมายความว่าใน 1 วัน ใช้งานไม่ได้ 579 วินาทีหรือประมาณ 9:39 นาที และจากตารางที่ 4.4 สำหรับปีค.ศ. 2016 พบ availability เฉลี่ยต่ำสุดที่ 99.82% ที่เดือนกุมภาพันธ์ มีนาคม และกันยายน ใน 1 วัน ใช้งานไม่ได้ 155 วินาทีหรือประมาณ 2:36 นาที ต่อมาคือค่า availability ต่ำสุดของแต่ละเดือนในปีค.ศ. 2014 - 2016 แสดงดังตารางที่ 4.5 - 4.7 โดยค่า availability ต่ำสุดของแต่ละระดับความสูงจะถูกเน้นด้วยสีเหลือง

ตารางที่ 4.5 ค่า availability ต่ำสุดของแต่ละเดือนในปีค.ศ. 2014

เดือน	ความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
มกราคม	99.08	99.45	99.45	99.78	100	100	100	100	100
กุมภาพันธ์	98.11	99.90	99.93	99.94	100	100	100	100	100
มีนาคม	97.79	99.39	99.95	100	100	100	100	100	100
เมษายน	98.77	99.94	100	100	100	100	100	100	100
พฤษภาคม	98.57	99.94	99.96	100	100	100	100	100	100
มิถุนายน	99.44	99.97	99.97	100	100	100	100	100	100
กรกฎาคม	99.61	99.69	99.69	100	100	100	100	100	100
สิงหาคม	99.28	99.72	99.78	100	100	100	100	100	100
กันยายน	98.41	99.42	99.76	99.86	99.88	99.94	99.97	99.97	99.97
ตุลาคม	98.67	99.43	99.94	100	100	100	100	100	100
พฤศจิกายน	97.04	99.06	99.63	99.63	99.90	100	100	100	100
ธันวาคม	99.41	99.69	99.76	100	100	100	100	100	100

ตารางที่ 4.6 ค่า availability ต่ำสุดของแต่ละเดือนในปีค.ศ. 2015

เดือน	ความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
มกราคม	99.53	99.86	99.86	100	100	100	100	100	100
กุมภาพันธ์	99.52	99.53	99.66	100	100	100	100	100	100
มีนาคม	99.25	99.94	99.94	99.94	99.94	100	100	100	100
เมษายน	99.39	99.84	99.88	99.97	99.99	99.99	99.99	100	100
พฤษภาคม	97.99	98.95	99.91	100	100	100	100	100	100
มิถุนายน	99.80	99.82	99.94	99.94	100	100	100	100	100
กรกฎาคม	99.52	99.82	100	100	100	100	100	100	100
สิงหาคม	99.40	99.76	100	100	100	100	100	100	100
กันยายน	99.27	99.51	100	100	100	100	100	100	100
ตุลาคม	98.55	99.44	99.99	100	100	100	100	100	100
พฤศจิกายน	99.07	99.42	99.98	99.98	100	100	100	100	100
ธันวาคม	99.36	99.94	100	100	100	100	100	100	100

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.7 ค่า availability ต่ำสุดของแต่ละเดือนในปีค.ศ. 2016

เดือน	ความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
มกราคม	99.20	99.94	100	100	100	100	100	100	100
กุมภาพันธ์	99.01	99.94	100	100	100	100	100	100	100
มีนาคม	99.28	99.94	99.95	100	100	100	100	100	100
เมษายน	99.64	100	100	100	100	100	100	100	100
พฤษภาคม	99.34	99.94	100	100	100	100	100	100	100
มิถุนายน	98.57	100	100	100	100	100	100	100	100
กรกฎาคม	96.91	99.95	100	100	100	100	100	100	100
สิงหาคม	99.71	100	100	100	100	100	100	100	100
กันยายน	98.63	99.94	99.94	100	100	100	100	100	100
ตุลาคม	99.59	99.97	100	100	100	100	100	100	100
พฤศจิกายน	99.92	100	100	100	100	100	100	100	100
ธันวาคม	99.88	100	100	100	100	100	100	100	100

จากตารางที่ 4.5 ซึ่งเป็นข้อมูลในปีค.ศ. 2014 พบ availability ต่ำสุดที่ 97.04% ในเดือนพฤศจิกายนที่ระดับความสูง 200 ฟุต ซึ่งหมายความว่าใน 1 วันใช้งานไม่ได้ 2,557 วินาทีหรือประมาณ 42:37 นาที จากตารางที่ 4.6 สำหรับปีค.ศ. 2015 พบ availability ต่ำสุดที่ 97.99% ในเดือนพฤษภาคมที่ระดับความสูง 200 ฟุต ซึ่งหมายความว่าใน 1 วันใช้งานไม่ได้ 1,736 วินาทีหรือประมาณ 28:57 นาที และจากตารางที่ 4.7 สำหรับปีค.ศ. 2016 พบ availability ต่ำสุดที่ 96.91% ที่เดือนกรกฎาคมที่ระดับความสูง 200 ฟุต ซึ่งหมายความว่าใน 1 วันใช้งานไม่ได้ 2,670 วินาทีหรือประมาณ 44:30 นาที

ต่อไปคือการวิเคราะห์ availability โดยแบ่งเป็นวันที่พบ EPB และไม่พบ EPB เพื่อดูผลกระทบของ EPB ที่ชัดเจนขึ้น โดยจะได้ผลตามตารางที่ 4.8

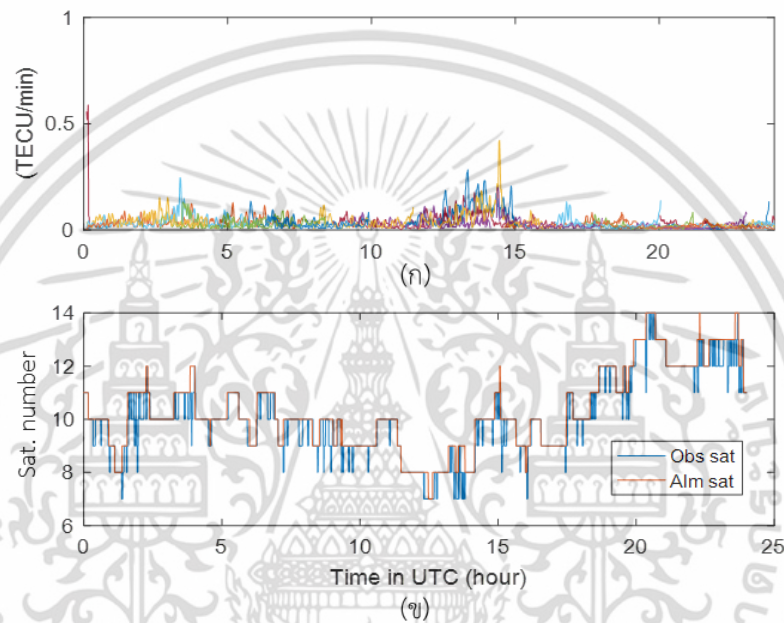
ตารางที่ 4.8 ค่าเฉลี่ยของ availability ในช่วงที่พบและไม่พบ EPB

ปี ค.ศ. 2014									
	ระดับความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
พบ EPB	99.400	99.955	99.986	99.994	99.997	99.999	100	100	100
ไม่พบ EPB	99.750	99.976	99.984	99.999	100	100	100	100	100
ปี ค.ศ. 2015									
	ระดับความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
พบ EPB	99.8180	99.9220	99.9906	99.9997	100	100	100	100	100
ไม่พบ EPB	99.8319	99.9431	99.9963	99.9994	99.9997	100	100	100	100
ปี ค.ศ. 2016									
	ระดับความสูง (ฟุต)								
	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
พบ EPB	99.8395	99.9959	99.9977	100	100	100	100	100	100
ไม่พบ EPB	99.9151	99.9995	99.9999	100	100	100	100	100	100

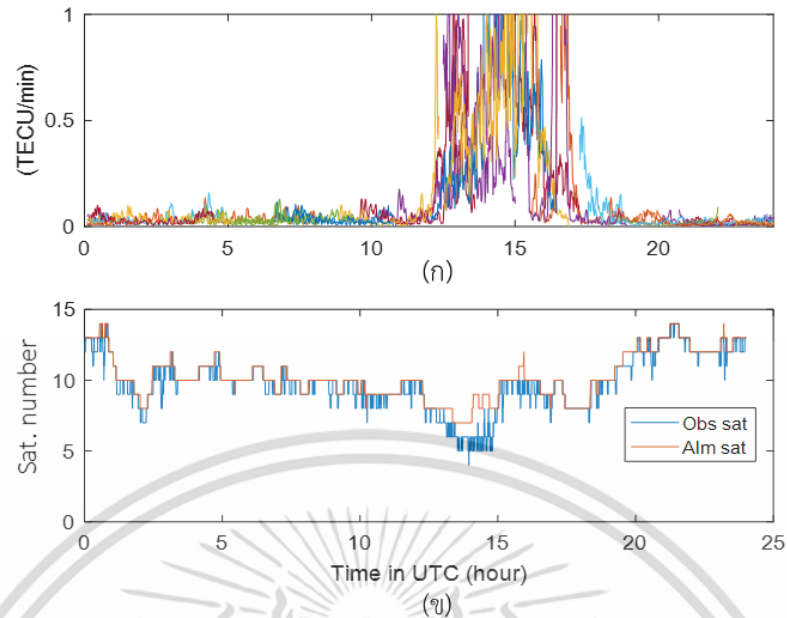
จากตารางที่ 4.8 พบว่าค่าเฉลี่ยของ availability ที่ต่ำที่สุดคือช่วงที่พบ EPB ที่ความสูง 200 ฟุต โดยมีค่าเท่ากับ 99.400% 99.8180% และ 99.8395% ตามลำดับ โดยในระดับความสูงที่มากขึ้นนั้นพบว่ามีค่าเฉลี่ยของ availability ค่อยๆเพิ่มขึ้นตามลำดับ ทั้งนี้เนื่องมาจากค่า VAL นั้นเปลี่ยนแปลงตามความสูงซึ่งเมื่อความสูงมากขึ้น VAL ก็เพิ่มขึ้นตามด้วย ส่งผลให้มีจำนวนค่า VPL ที่ไม่เกิน VAL เพิ่มมากขึ้นนั่นเอง โดยผลของ availability ที่ได้มานี้เป็นข้อมูลการจำลองสำหรับระบบ จีบาสในบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิซึ่งสามารถนำไปพิจารณาและปรับปรุงบางพารามิเตอร์หรือระบบ จีบาสให้เหมาะสมกับบริเวณพื้นที่สนามบินสุวรรณภูมิได้มากขึ้นเช่น เพิ่มพารามิเตอร์เกี่ยวกับ EPB เป็นต้น

#### 4.4 การวิเคราะห์ผลกระทบของ Loss of lock ต่อประสิทธิภาพของระบบจีบาส

จากผลของค่า availability ทั้ง 4 กรณีในหัวข้อที่ 4.3 ซึ่งมีกรณีที่มี  $VPL > VAL$  แต่ในวันดังกล่าวเป็นวันที่ไม่พบ EPB จากหัวข้อที่ 3.3 ได้อธิบายไว้ว่าจำนวนของข้อมูลดาวเทียมที่ใช้มีผลต่อค่า VPL และ availability ของระบบจีบาส วิทยานิพนธ์นี้จึงได้สนใจถึงจำนวนดาวเทียมที่มีผลต่อ VPL และ availability ทั้งช่วงที่เกิดและไม่เกิด EPB สำหรับจำนวนดาวเทียมในวันที่ไม่พบและพบ EPB แสดงดังรูปที่ 4.17 ถึง 4.18 ตามลำดับโดยแกนตั้งคือจำนวนดาวเทียมและค่า ROTI แกนนอนคือเวลาในระบบ UTC

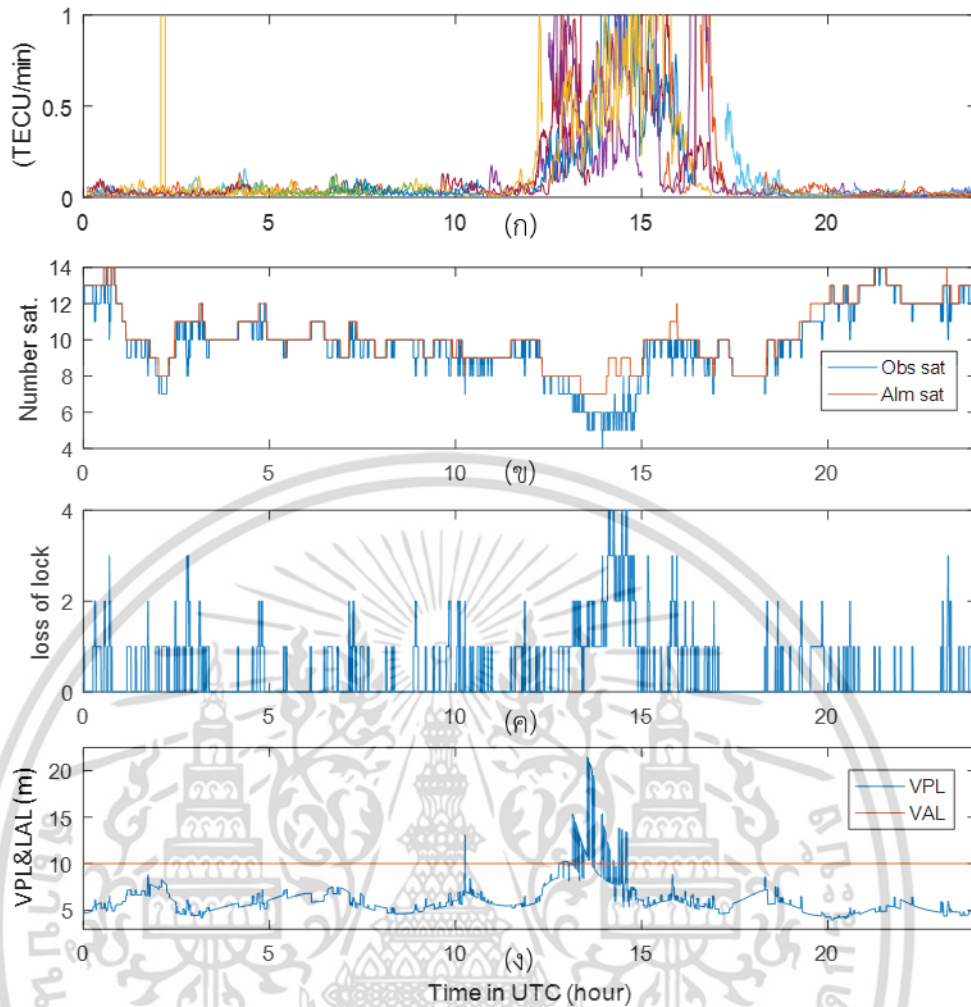


รูปที่ 4.17 (ก) ค่า ROTI ของวันที่ไม่พบ EPB (ข) จำนวนดาวเทียมที่รับสัญญาณได้และจำนวนดาวเทียมที่ควรพบจากข้อมูล almanac ของวันที่ 15 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO



รูปที่ 4.18 (ก) ค่า ROTI ของวันที่พบ EPB (ข) จำนวนดาวเทียมที่รับสัญญาณได้และจำนวนดาวเทียมที่ควรพบจากข้อมูล almanac ของวันที่ 2 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO

จากรูปที่ 4.18 (ก) พบ EPB ในช่วงเวลาประมาณ 13:00 – 17:00 UTC สำหรับรูป 4.18 (ข) ในช่วงเวลาเดียวกันนั้นพบว่าจำนวนดาวเทียมที่รับได้ (เส้นสีน้ำเงิน) มีค่าแปรปรวนและน้อยลงอย่างเห็นได้ชัดและเมื่อเทียบกับจำนวนดาวเทียมที่ควรจะได้รับได้จากข้อมูล almanac (เส้นสีแดง) พบว่ามีค่าน้อยกว่าในขณะรูปที่ 4.17 ซึ่งเป็นวันที่ไม่พบ EPB (จากรูป 4.17 (ก)) ถึงจะมีความแปรปรวนของของจำนวนดาวเทียมแต่จะเห็นได้ว่าส่วนใหญ่ยังมีค่าใกล้เคียงกับจำนวนดาวเทียมจากข้อมูล almanac โดยจำนวนดาวเทียมที่แตกต่างกันนั้นคือค่า Loss of lock นั้นเอง ซึ่งเมื่อนำไปเทียบกับการคำนวณ VPL ที่ความสูง 200 ฟุตจะได้ผลตามรูปที่ 4.19 ซึ่งเป็นข้อมูลจากวันที่ 2 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014

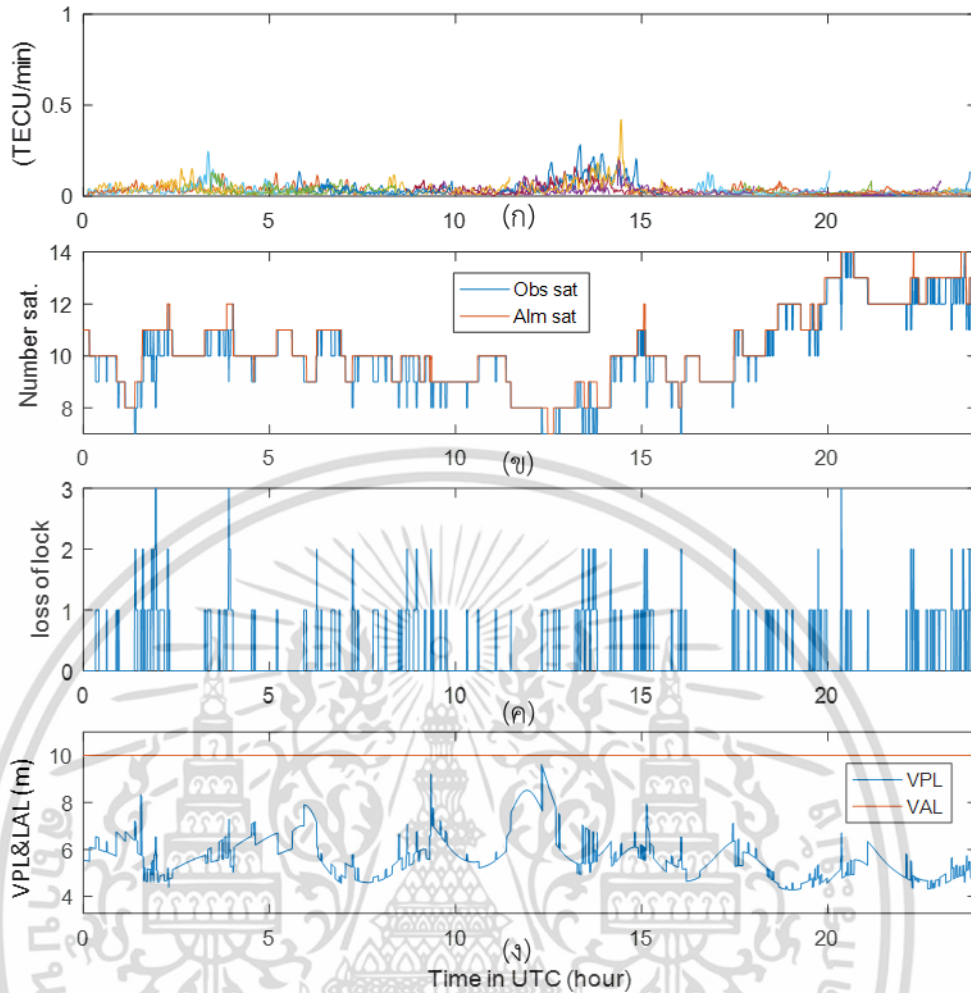


รูปที่ 4.19 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จาก ข้อมูลวันที่ 2 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO ในกรณีที่  $VPL > VAL$  และพบ EPB

จากรูปที่ 4.19 สังเกตได้ว่าในช่วงที่พบ EPB นั้นมีจำนวน Loss of lock ที่มากขึ้นจนสูงสุดที่ 4 ดวง และจำนวนดาวเทียมลดลงจนเหลือต่ำสุดที่ 5 ดวง ซึ่งเป็นช่วงเดียวกันกับที่  $VPL > VAL$  และส่งผลให้ระบบไม่สามารถใช้งานได้ ทำให้เข้าใจได้ว่าการเกิด EPB นั้นส่งผลต่อจำนวนดาวเทียมโดยตรง แต่ในแง่ของผลกระทบต่อ VPL และ availability นั้นเพื่อความครอบคลุมถึงกรณีการเกิด EPB และลักษณะค่า VPL ของจีบาส จึงได้พล็อตค่าของทั้ง 4 กรณีจากหัวข้อย่อยที่ 4.3 ได้ผลของทั้ง 4 กรณีดังนี้

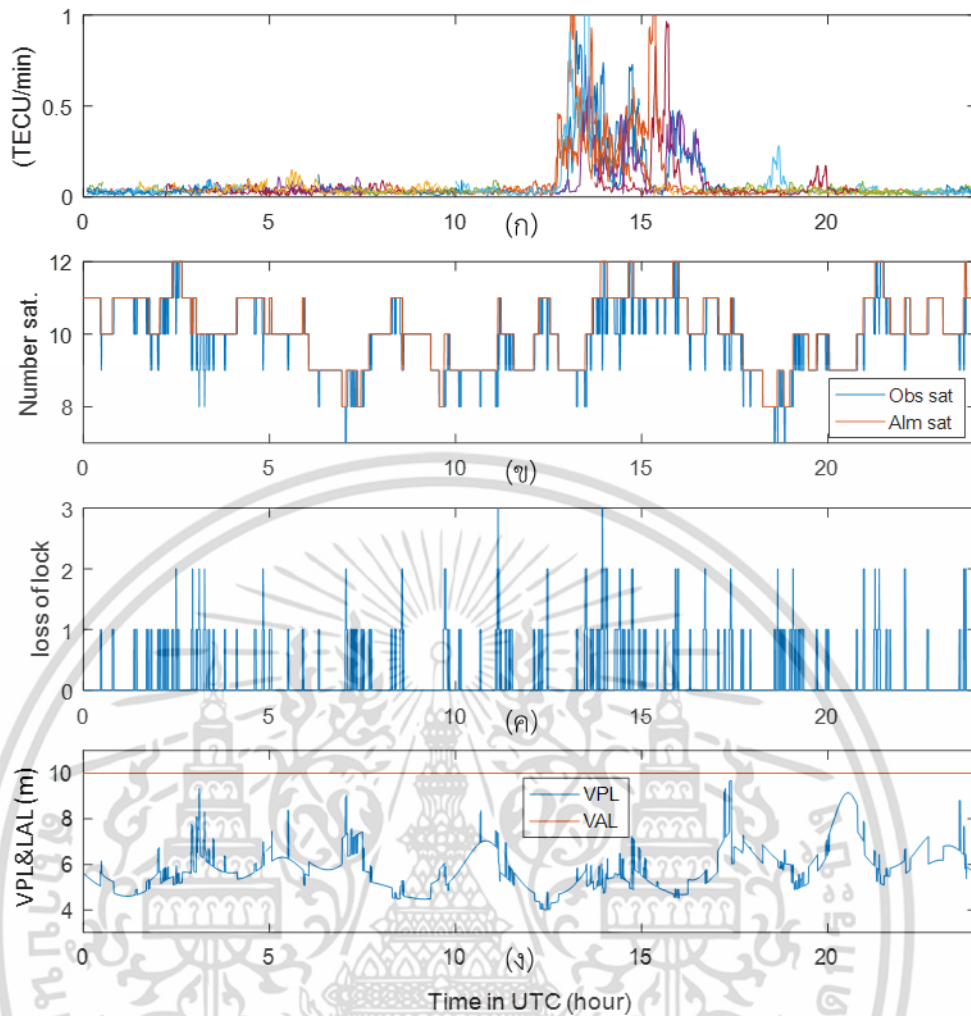
1. กรณี  $VPL < VAL$  และไม่พบ EPB ข้อมูลวันที่ 15 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 แสดงในรูปที่ 4.20
2. กรณี  $VPL > VAL$  และพบ EPB ข้อมูลวันที่ 2 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 แสดงในรูปที่ 4.19
3. กรณี  $VPL < VAL$  และพบ EPB ข้อมูลวันที่ 4 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2014 แสดงในรูปที่ 4.21
4. กรณี  $VPL > VAL$  และไม่พบ EPB ข้อมูลวันที่ 6 ธันวาคม ค.ศ. 2014 แสดงในรูปที่ 4.22

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



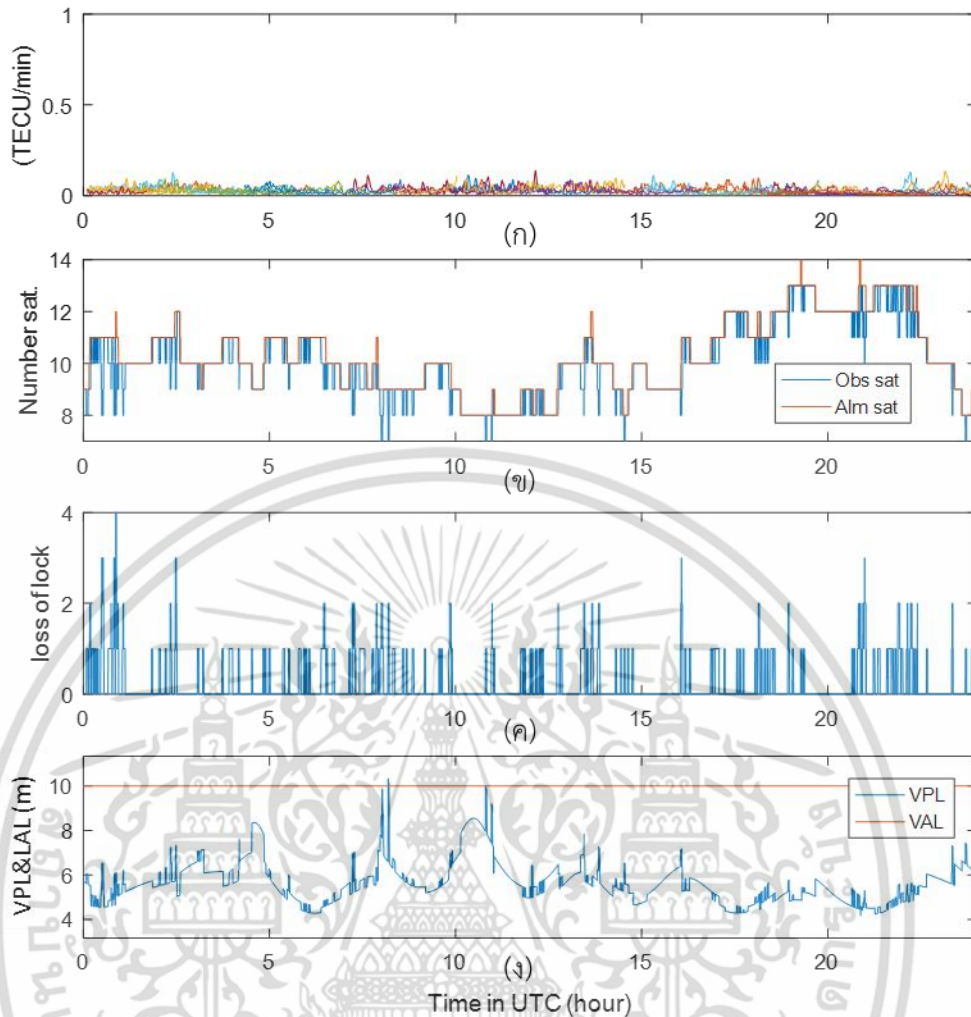
รูปที่ 4.20 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จากข้อมูลวันที่ 15 พฤศจิกายน ค.ศ. 2014 สถานี AERO ในกรณีที่ VPL < VAL และไม่พบ EPB

จากรูปที่ 4.20 เป็นกรณีที่ VPL < VAL และไม่พบ EPB ซึ่งสังเกตได้ว่าไม่มีค่า ROTI ที่เกิน 0.5 TECU/min ไม่มีค่า VPL ที่มีค่าเกิน VAL มีจำนวนดาวเทียมต่ำสุดที่รับได้คือ 7 ดวง และ Loss of lock มากสุดที่ 3 ดวง



รูปที่ 4.21 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จากข้อมูลวันที่ 4 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2016 สถานี AERO ในกรณีที่  $VPL < VAL$  และไม่พบ EPB

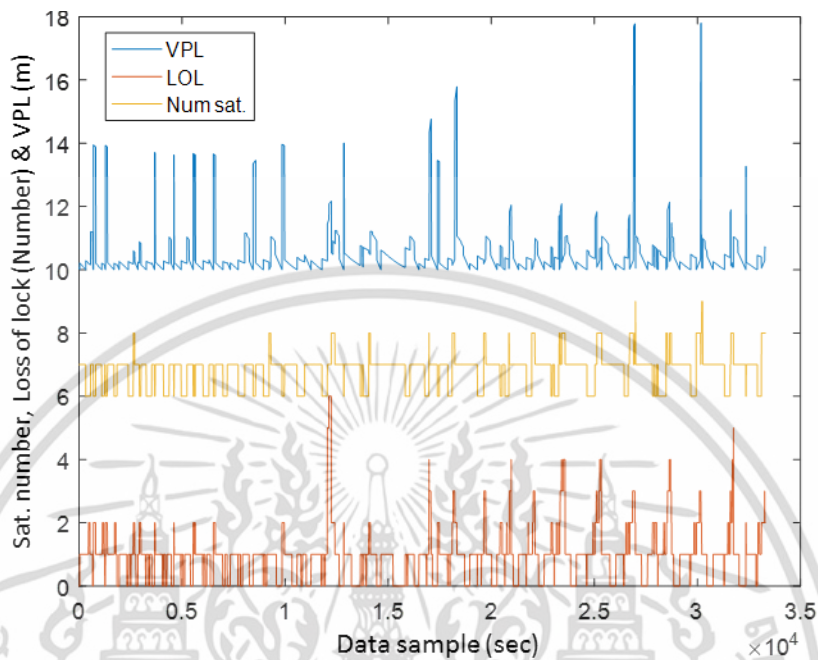
จากรูปที่ 4.21 กราฟ ROTI พบ EPB ในช่วงเวลา 13:00-17:00 น. UTC ซึ่งในช่วงเวลาเดียวกันนั้นพบว่ามี loss of lock เกิดขึ้นบ่อยและมากที่สุดที่ 3 ดวง ในช่วงเวลาดังกล่าวพบดาวเทียมต่ำสุดคือ 8 ดวง จะเห็นได้ว่าในช่วงที่พบ EPB นั้นยังคงมี loss of lock เกิดขึ้นซึ่งมากกว่าช่วงที่ไม่พบ EPB แต่เนื่องจากจำนวนดาวเทียมที่ควรจะมีในขณะนั้นมีค่าประมาณ 10-12 ดวง ซึ่งเมื่อเกิด Loss of lock แล้วเหลือน้อยสุดที่ 8 ดวง เมื่อเทียบกับจำนวนดาวเทียมช่วงที่  $VPL > VAL$  ของรูปที่ 4.19 (ค) ซึ่งต่ำสุดที่ 5 ดวงแล้วสามารถเข้าใจได้ว่าจำนวนดาวเทียมโดยรวมที่พบยังมีผลต่อค่า VPL ด้วย ซึ่งถ้ามีมากเมื่อเกิด Loss of lock อาจจะไม่ทำให้  $VPL > VAL$



รูปที่ 4.22 (ก) ค่า ROTI (ข) จำนวนดาวเทียม (ค) loss of lock และ (ง) ค่า VPL และ VAL จาก ข้อมูลวันที่ 6 ธันวาคม ค.ศ. 2014 สถานี AERO ในกรณีที่  $VPL < VAL$  และไม่พบ EPB

จากรูปที่ 4.22 ไม่พบการเกิด EPB ในข้อมูลของวันนี้ แต่มีบางช่วงที่  $VPL > VAL$  ซึ่งช่วงเวลาดังกล่าวมีดาวเทียมต่ำสุดในข้อมูลวันนี้คือ 7 ดวง ซึ่งจากรูปที่ 4.19 - 4.22 จะสังเกตเห็นได้ว่า EPB นั้นส่งผลให้เกิด Loss of lock แต่ VPL จะมีค่ามากกว่า VAL หรือไม่นั้นมิมีผลจากจำนวนดาวเทียมโดยรวมที่รับได้ในขณะนั้นด้วย หรือกล่าวอีกแบบได้ว่าในสถานการณ์ที่ดาวเทียมที่รับได้มีน้อยและพบ EPB จะมีความเสี่ยงต่อการที่ VPL จะมีค่ามากกว่า VAL มากและในสถานการณ์ที่จำนวนดาวเทียมที่รับได้มีมากและพบ EPB ซึ่งจะทำให้เกิด Loss of lock แต่อาจจะไม่ทำให้  $VPL > VAL$  เพราะจำนวนดาวเทียมที่ยังเหลือใช้งานยังคงมีมากพอ ต่อมาในสถานการณ์ที่จำนวนดาวเทียมมีน้อยอยู่แล้ว ถึงจะไม่พบ EPB ก็ยังมีความเสี่ยงที่ VPL จะมีค่ามากกว่า VAL เนื่องจาก Loss of lock นั้นยังสามารถเกิดขึ้นได้เมื่อดาวเทียมมีมุม elevation ต่ำๆ ซึ่งจะได้รับผลกระทบจากการสะท้อนของสัญญาณกับสิ่งกีดขวาง (Multipath) เพิ่มขึ้นมาอีก สำหรับการศึกษาเพิ่มเติมในส่วนของจำนวนดาวเทียมและจำนวน Loss of lock ที่ส่งผลให้ VPL มีค่ามากกว่า VAL นั้นได้มีการเลือกข้อมูลเฉพาะวันที่พบ EPB ในช่วงเดือน Equinox คือ กุมภาพันธ์ - มีนาคม และกันยายน - ตุลาคม ปีค.ศ. 2014 และเลือกเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เฉพาะช่วงที่  $VPL > VAL$  คำนวณค่า VPL Loss of lock และจำนวนดาวเทียม สำหรับผลการวิเคราะห์ข้อมูลช่วงเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014 แสดงดังรูปที่ 4.23 โดยแกนนอนคือจำนวนข้อมูลและแกนตั้งคือ VPL Loss of lock และจำนวนดาวเทียม



รูปที่ 4.23 การวิเคราะห์ผลของ VPL Loss of lock และจำนวนดาวเทียมเฉพาะช่วงที่  $VPL > VAL$  ในวันที่พบ EPB ช่วงเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014 สถานี AERO

จากรูปที่ 4.23 พบว่าช่วงที่  $VPL > VAL$  ทั้งหมดนั้นมีจำนวน Loss of lock มากที่สุดที่ 6 ดวง น้อยสุดคือ 0 ดวงและจำนวน Loss of lock ส่วนใหญ่ที่พบคือ 1 ดวง สำหรับจำนวนการเกิดของ Loss of lock และจำนวนดาวเทียมในช่วงที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้นั้นแสดงได้ดังตารางที่ 4.9 ส่วนจำนวนดาวเทียมที่แสดงตามตารางที่ 4.10 โดยจำนวนน้อยสุดที่พบคือ 6 ดวง มากที่สุดคือ 9 ดวง และส่วนใหญ่ที่พบคือ 7 ดวง

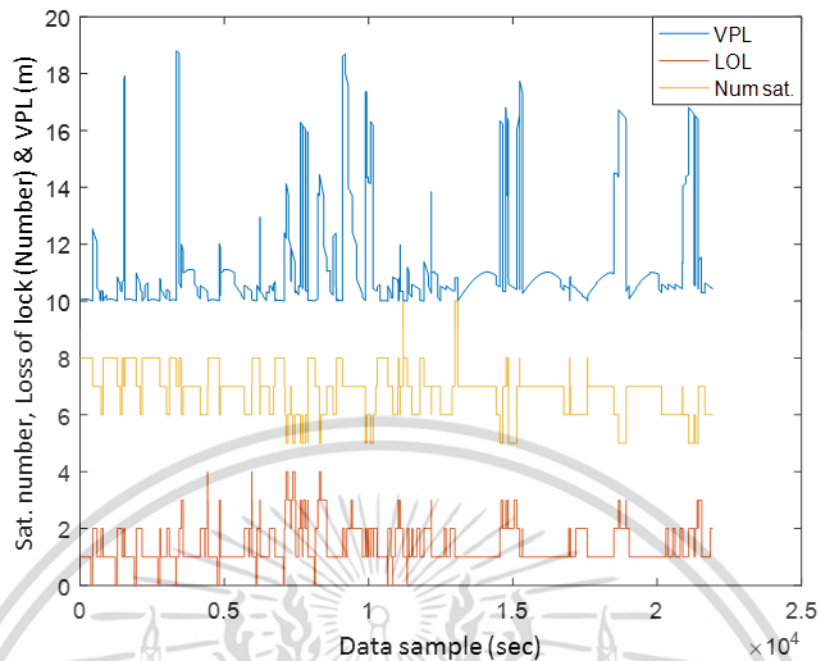
ตารางที่ 4.9 จำนวน Loss of lock ที่พบในช่วงที่  $VPL > VAL$  จากข้อมูลเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014

จำนวน Loss of lock	จำนวนที่ Unavailable	เปอร์เซ็นต์ที่พบจากข้อมูลที่ unavailable
0	8,051	24.1772%
1	20,719	62.2192%
2	3,025	9.0841%
3	1,047	3.1441%
4	264	0.7928%
5	78	0.2342%
6	116	0.3483%

ตารางที่ 4.10 จำนวนดาวเทียมที่พบในช่วงที่  $VPL > VAL$  จากข้อมูลเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014

จำนวนดาวเทียม	จำนวนที่ Unavailable	เปอร์เซ็นต์ที่พบจากข้อมูลที่ unavailable
6	8,240	24.7447%
7	22,784	68.4204%
8	2,215	6.6517%
9	61	0.1832%

จากตารางที่ 4.9 พบว่าจำนวน Loss of lock ที่พบเป็นส่วนใหญ่ของช่วงที่  $VPL > VAL$  คือ 1 ดวง โดย พบถึง 20,719 ครั้งคิดเป็น 62.2192% ของข้อมูลทั้งหมดที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้ และสำหรับตารางที่ 4.10 จำนวนดาวเทียมขณะที่มี  $VPL > VAL$  ที่พบมากที่สุดคือ 7 ดวง พบทั้งหมด 22,784 ครั้งคิดเป็น 68.4204% จากข้อมูลช่วงที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้ ต่อไปเป็นการวิเคราะห์ข้อมูลของช่วงที่มี  $VPL > VAL$  ในช่วงเดือนกันยายน – สิงหาคมปี ค.ศ. 2014 มีลักษณะคล้ายกับของช่วงเดือนกุมภาพันธ์-มีนาคม ตามที่แสดงในรูปที่ 4.24



รูปที่ 4.24 การวิเคราะห์ผลของ VPL Loss of lock และจำนวนดาวเทียมเฉพาะช่วงที่  $VPL > VAL$  ในวันที่พบ EPB ช่วงเดือนกันยายน – สิงหาคม ค.ศ. 2014 สถานี AERO

จากรูปที่ 4.24 พบว่าช่วงที่  $VPL > VAL$  ทั้งหมดนั้นมีจำนวน Loss of lock มากที่สุดที่ 4 ดวง น้อยสุดที่ไม่ Loss of lock เลยและจำนวน Loss of lock ส่วนใหญ่ที่พบคือ 1 ดวง สำหรับจำนวนการเกิดของ Loss of lock และจำนวนดาวเทียมในช่วงที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้นั้นแสดงได้ดังตารางที่ 4.11 ส่วนจำนวนดาวเทียมนั้นแสดงตามตารางที่ 4.12 โดยจำนวนน้อยสุดที่พบคือ 7 ดวงมากที่สุดคือ 10 ดวง และส่วนใหญที่พบคือ 7 ดวง

ตารางที่ 4.11 จำนวน Loss of lock ที่พบในช่วงที่  $VPL > VAL$  จากข้อมูลเดือนกันยายน – สิงหาคม ค.ศ. 2014

จำนวน Loss of lock	จำนวนที่ Unavailable	เปอร์เซ็นต์ที่พบจากข้อมูลที่ไม่ available
0	490	2.2360%
1	14,190	64.7531%
2	5,844	26.6679%
3	1,189	5.4258%
4	201	0.9172%

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.12 จำนวนดาวเทียมที่พบในช่วงที่ VPL>VAL จากข้อมูลเดือนกันยายน – สิงหาคม ค.ศ. 2014

จำนวนดาวเทียม	จำนวนที่ Unavailable	เปอร์เซ็นต์ที่พบจากข้อมูลที่ไม่ available
5	1,449	6.6122%
6	5,194	23.7017%
7	10,621	48.4667%
8	4,548	20.7539%
10	102	0.4655%

จากตารางที่ 4.11 พบว่าจำนวน Loss of lock ที่พบเป็นส่วนใหญ่ในช่วงที่ VPL > VAL คือ 1 ดวง โดย พบถึง 14,190 ครั้งคิดเป็น 64.7531% ของข้อมูลทั้งหมดที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้ และสำหรับตารางที่ 4.12 จำนวนดาวเทียมขณะที่มี VPL>VAL ที่พบมากที่สุดคือ 7 ดวง พบทั้งหมด 10,621 ครั้งคิดเป็น 48.4667% จากข้อมูลช่วงที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้ จะสังเกตได้ว่าจำนวนดาวเทียมที่มีเปอร์เซ็นต์มากที่สุดที่พบเมื่อระบบใช้งานไม่ได้คือ 7 ดวง แสดงให้เห็นว่าจำนวนดาวเทียมที่เสี่ยงต่อการที่ระบบใช้งานไม่ได้มากที่สุดคือ 7 ดวงหรือน้อยกว่านั้นซึ่งเมื่อรวมจำนวนดาวเทียมที่พบไม่เกิน 7 ดวงในช่วงที่ระบบใช้งานไม่ได้จะสามารถแสดงได้ตามตารางที่ 4.13

ตารางที่ 4.13 จำนวนที่พบดาวเทียมไม่เกิน 7 ดวงในขณะที่ระบบไม่สามารถใช้งานได้

ช่วงเดือน	จำนวนที่พบดาวเทียมไม่เกิน 7 ดวง (วินาที)	จำนวนที่พบ(%)
กุมภาพันธ์ – มีนาคม 2014	31,024	93.1952%
สิงหาคม - กันยายน 2014	17,264	78.7807%

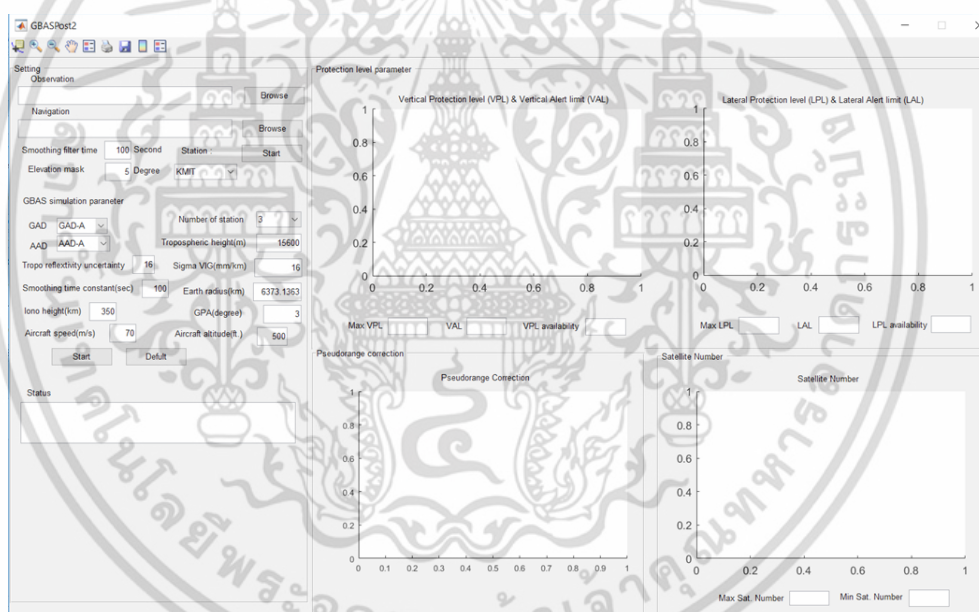
จากตารางที่ 4.13 ทั้งสองช่วงเวลาพบว่าจำนวนที่พบดาวเทียมไม่เกิน 7 ดวงในช่วงที่ระบบใช้งานไม่ได้เป็น 31,024 และ 17,264 วินาทีสำหรับช่วงกุมภาพันธ์ – มีนาคม และสิงหาคม – กันยายนปี 2014 คิดเป็น 93.1952% และ 78.7807% ตามลำดับ ซึ่งสามารถสรุปได้ว่าจำนวนดาวเทียมที่มีความเสี่ยงที่ระบบจะไม่สามารถใช้งานได้คือ 7 ดวง

สำหรับในแต่ละเดือนมีวงโคจรของดาวเทียมที่เปลี่ยนไปเรื่อยๆ ทำให้เราสามารถพบจำนวนดาวเทียมในแต่ละช่วงเวลาและ Loss of lock ที่ต่างกันไปได้อีก สำหรับข้อมูลการเกิด Loss of lock และจำนวนดาวเทียมนั้นสามารถนำไปเป็นข้อมูลในการปรับปรุงระบบจีบาสให้เหมาะสมกับบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิมากขึ้น หรือเป็นข้อมูลของช่วงเวลาที่ควรระวังในการใช้งานจีบาสเนื่องจากมีความเสี่ยงที่ระบบจะไม่สามารถใช้งานได้อย่างราบรื่นในบางช่วงเวลา และยังสามารถนำไปใช้ร่วมกับเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เทคนิค Positioning Domain Geometry Screening [38] ซึ่งเป็นเทคนิคที่ใช้เพื่อแจ้งเตือนระบบจีบาสเพื่อป้องกันความเสี่ยงจากการพบเกรเดียนต์หรือ EPB ที่เคลื่อนที่ด้วยความเร็วใกล้เคียงกับความเร็ว IPP (Ionospheric piecing point) ของดาวเทียมซึ่งจะส่งผลให้ CCD monitor ไม่สามารถตรวจจับความผิดปกติได้

#### 4.5 การใช้งาน GBAS testbed

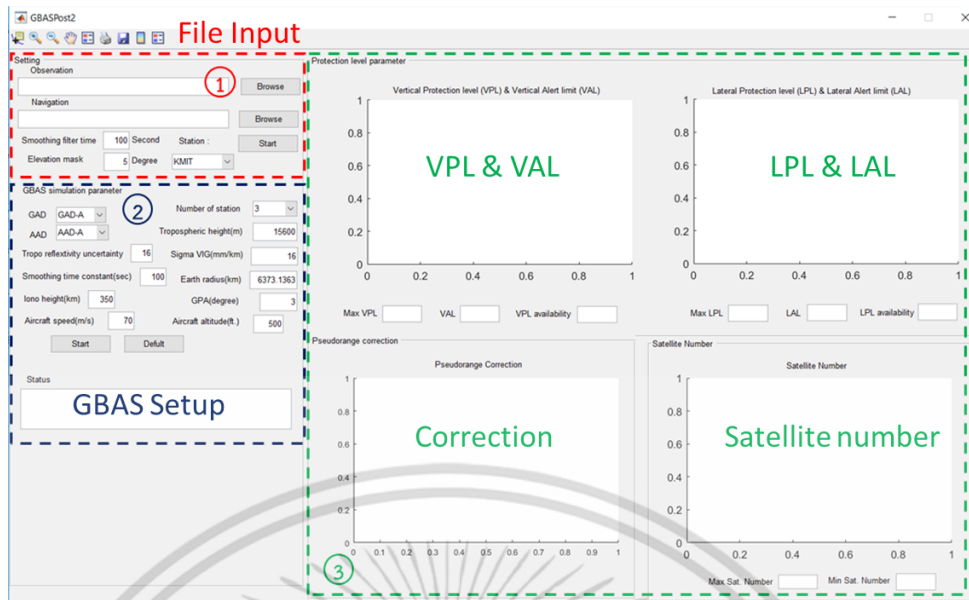
สำหรับการ GBAS testbed สร้างขึ้นด้วยโปรแกรม Matlab ให้อยู่ในรูปของ GUI (Graphic User Interface) เพื่อความสะดวกในการใช้งานที่มีมากขึ้น เหมาะสำหรับผู้ที่ต้องการศึกษาพารามิเตอร์ของระบบจีบาสโดยไม่จำเป็นต้องเขียนโค้ดเอง โดยจะแบ่งออกเป็นสองส่วนคือส่วนที่จำลองระบบจีบาสเพื่อแสดงค่าขอบเขตการป้องกัน ขอบเขตการแจ้งเตือน และ availability ส่วนที่สองจะจำลองการทำงานของจีบาสภาคพื้นดิน เพื่อกำหนดพารามิเตอร์ที่จีบาสต้องส่งให้อากาศยานสำหรับส่วนการจำลองขอบเขตการป้องกันมีหน้าตาตามรูปที่ 4.25



รูปที่ 4.25 หน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกัน

สามารถแบ่งออกได้เป็นสามส่วนดังรูปที่ 4.26

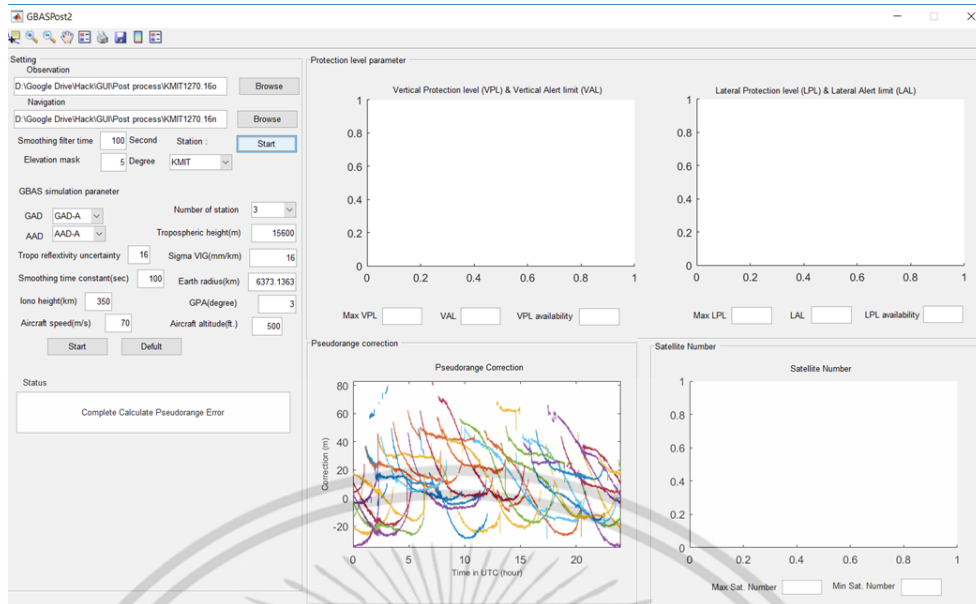
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.26 การแบ่งส่วนของหน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกัน

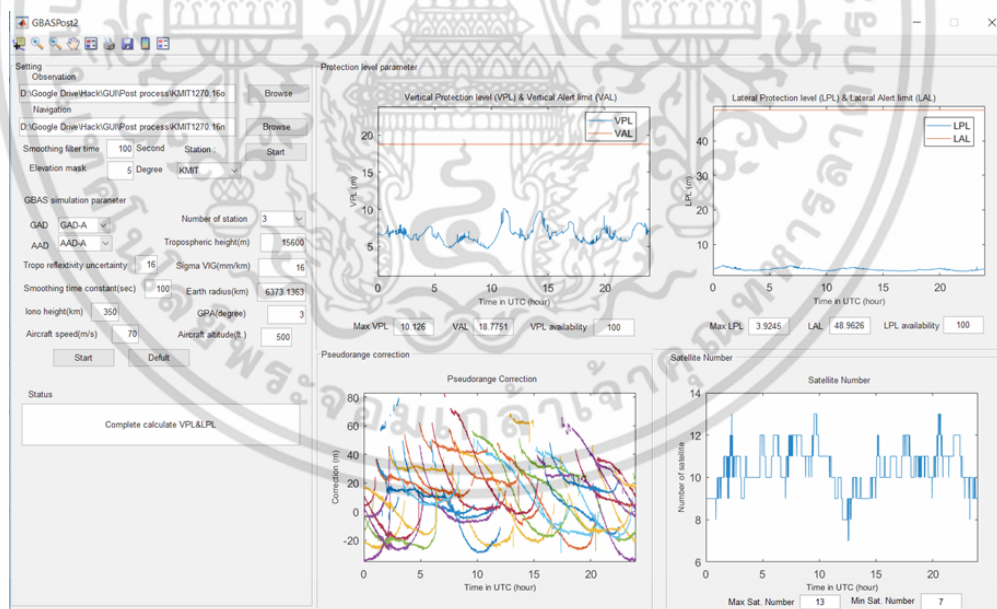
จากรูปที่ 4.26 คือการแบ่งส่วนในการใช้งานของ GBAS testbed ส่วนในกรอบสีแดงคือ ส่วนแรก ซึ่งในการใช้งานต้องกด Browse เพื่อเลือก Observation file และ Navigation file เสียก่อน จากนั้นจะมีพารามิเตอร์ที่สามารถปรับได้คือ Smoothing-time Elevation-mask และ เลือกสถานีซึ่งในที่นี้โปรแกรมได้ตั้งค่าของสถานีไว้ให้เลือกสามสถานีคือ สถานีบนตึก 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ สจล. (KMITL) ที่สนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ (AERO) และ มหาวิทยาลัยนานาชาติแอสตมฟอร์ด (STFD) โดยการเลือกสถานีจะเป็นการเลือกตำแหน่งพิกัดของสถานีฐานอ้างอิง ในกรอบสีน้ำเงินคือการตั้งค่าของการจำลองขอบเขตการป้องกัน และส่วนสีเขียวคือพื้นที่สำหรับแสดง กราฟ เมื่อเลือกไฟล์ข้อมูลและเริ่มโปรแกรมในขั้นตอนแรกจะมีผลการทำงานตามรูปที่ 4.27 โดยใน ตัวอย่างนี้ใช้ไฟล์ข้อมูลจากสถานี KMITL วันที่ 5 พฤษภาคม ค.ศ. 2016

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.27 การทำงานของ GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกันหลังป้อนไฟล์ข้อมูล

จากรูปที่ 4.27 เมื่อป้อนไฟล์ข้อมูลเสร็จโปรแกรม testbed จะเก็บข้อมูลระยะทางเทียม ทำ Carrier smoothing และคำนวณ Pseudorange correction และแสดงในกราฟข้างซ้ายดังรูปที่ 4.27 ต่อไปเมื่อกด Start ที่แผงปรับแต่งพารามิเตอร์การจำลองจีบาสจะได้ผลตามรูปที่ 4.28



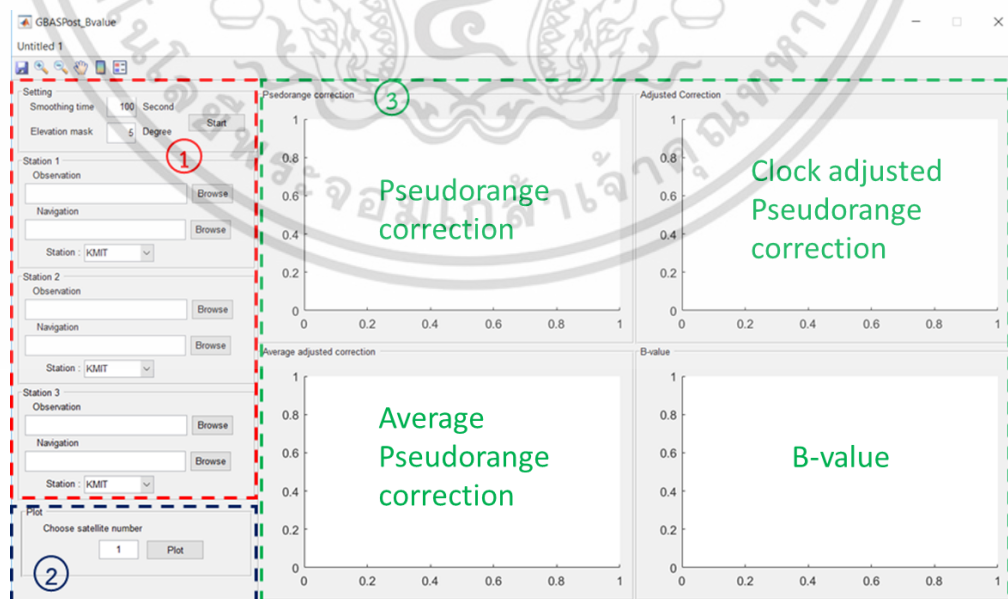
รูปที่ 4.28 โปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองขอบเขตการป้องกันหลัง Start การจำลองจีบาส

จากรูปที่ 4.28 เมื่อคำนวณพารามิเตอร์ในการจำลองระบบจีบาสเสร็จจะแสดงค่า VPL และ VAL ในกราฟบนซ้ายพร้อมทั้งแสดงค่า VPL ที่มากที่สุดของวัน ค่า VAL และ availability ในส่วนของกราฟบนขวาแสดงค่า LPL และ LAL ของทั้งวันพร้อมทั้งแสดงค่า LPL ที่มากที่สุดของวัน ค่า LAL และ availability และแสดงจำนวนดาวเทียมที่กราฟล่างขวาพร้อมทั้งบอกจำนวนดาวเทียมมากที่สุด เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และน้อยที่สุดที่พบในวันนั้น ในกรณีที่ผู้ใช้ต้องการปรับเปลี่ยนพารามิเตอร์ของระบบจีบาสนั้น ผู้ใช้สามารถแก้ไขในหน้าต่างของการตั้งค่าแล้วกด Start ในส่วนของ GBAS ได้โดยไม่ต้องเลือกไฟล์ข้อมูลใหม่ ซึ่งจะประหยัดเวลาในการอ่านไฟล์และคำนวณข้อมูลพื้นฐานไปได้มาก และในกรณีที่ต้องการจำลองข้อมูลในวันอื่นๆ ให้เลือกไฟล์ข้อมูลใหม่แล้วทำตามขั้นตอนได้เลย สำหรับในส่วนของการจำลองจีบาสภาคพื้นดินนั้นมีหน้าต่างโปรแกรมตามรูปที่ 4.29



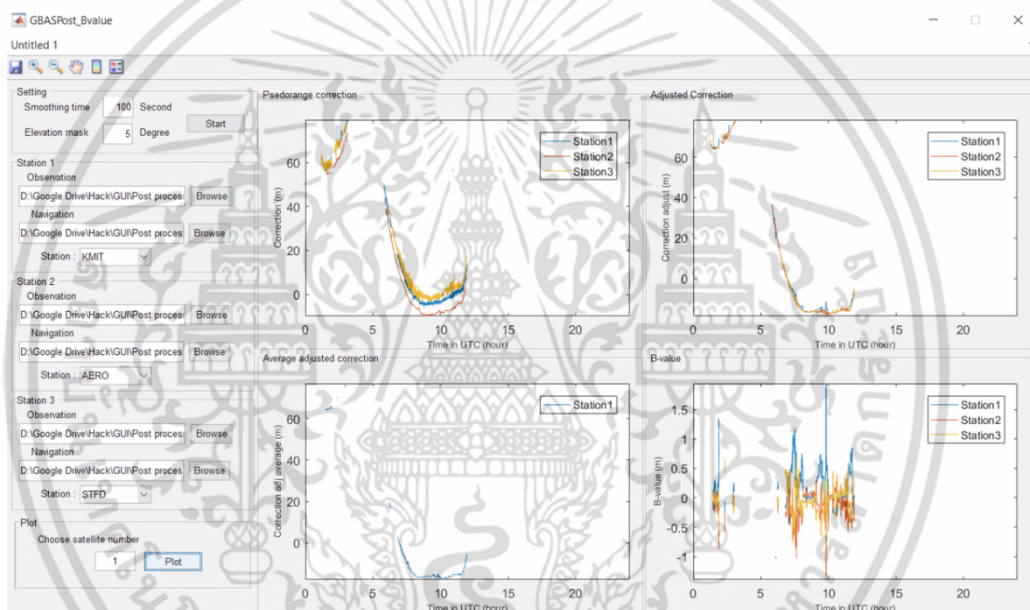
รูปที่ 4.29 หน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนการจำลองจีบาสภาคพื้นดินสามารถแบ่งออกได้เป็นสามส่วนตามรูปที่ 4.30



รูปที่ 4.30 การแบ่งส่วนของหน้าต่างโปรแกรม GBAS testbed ส่วนจำลองจีบาสภาคพื้นดิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.30 นั้นสามารถแบ่งหน้าต่างโปรแกรมได้เป็นสามส่วน ส่วนแรกคือส่วนเลือกไฟล์ข้อมูลและตั้งค่าการใช้งาน โดยจะต้องเลือกไฟล์ข้อมูล RINEX จากสถานีฐานทั้งหมดสามสถานี และเลือกชื่อสถานี ผู้ใช้สามารถปรับแต่งได้สองพารามิเตอร์คือช่วงเวลาที่ใช้ทำ Carrier smoothing และ elevation mask จากนั้นจึงกด Start เพื่อเริ่มการทำงานโดยเมื่อเริ่มการทำงานนั้นปุ่มกดทั้งหมดจะอยู่ในสถานะ inactive จนกว่าจะประมวลผลข้อมูลเสร็จเรียบร้อย เมื่อประมวลผลเสร็จแล้วปุ่ม Plot ในส่วนที่สองจะสามารถใช้งานได้โดยผู้ใช้งานต้องพิมพ์เลขดาวเทียมที่ต้องการให้พล็อตและกด Plot จากนั้นพารามิเตอร์ต่างๆ จะแสดงในรูปแบบของกราฟในส่วนที่สามโดยค่าที่แสดงประกอบไปด้วย Pseudorange correction แสดงในกราฟบนซ้าย Clock adjusted Pseudorange correction แสดงในกราฟบนขวา Average Pseudorange correction แสดงในกราฟล่างซ้ายและสุดท้ายคือ B-value แสดงในกราฟล่างขวาดังรูปที่ 4.31



รูปที่ 4.31 กราฟของ GBAS testbed ส่วนจำลองจีบาสภาคพื้นดิน

จากรูปที่ 4.31 คือการแสดงพารามิเตอร์ของดาวเทียมดวงที่ 1 ทั้ง 4 กราฟมีแกนนอนเป็นเวลาในระบบ UTC มีหน่วยเป็นชั่วโมงและแกนตั้งมีหน่วยเป็นเมตร ค่า Pseudorange correction ของทั้งสามสถานีแสดงในกราฟบนค่า Adjusted Pseudorange correction ของทั้งสามสถานีแสดงในกราฟบนขวา ค่า Average correction แสดงในกราฟล่างซ้ายซึ่งได้มาจากค่าของทั้งสามสถานี และสุดท้ายค่า B-value ของทั้งสามสถานีแสดงในกราฟล่างซ้าย ในกรณีที่ผู้ใช้งานต้องการให้แสดงกราฟของดาวเทียมดวงอื่นสามารถเปลี่ยนเลขดาวเทียมที่ต้องการให้แสดงแล้วกด Plot ได้เลยโดยไม่ต้องอ่านข้อมูลใหม่

## สรุปผลและข้อเสนอแนะในการวิจัย

### 5.1 สรุปผลการวิจัย

ในวิทยานิพนธ์นี้ได้จำลองระบบจีบาสโดยอาศัยข้อมูลจากเครื่องรับจีพีเอสที่ติดตั้ง ณ บริเวณสนามบินนานาชาติสุวรรณภูมิ โดยใช้ข้อมูลจากปี ค.ศ. 2014 – 2016 และวิเคราะห์ระบบจีบาสโดยเน้นที่ค่าขอบเขตการป้องกัน และ availability ในช่วงที่พบและไม่พบ EPB ซึ่งพบว่าในช่วงเดือน Equinox คือช่วงกุมภาพันธ์ – เมษายน และช่วงสิงหาคม – ตุลาคม โดยปริมาณวันที่พบ EPB มีค่าน้อยลงตั้งแต่ปี ค.ศ. 2014 – 2016 ตามลำดับ การจำลองขอบเขตการป้องกันพบว่าขอบเขตการป้องกันมีค่าสูงขึ้นเมื่อจำนวนดาวเทียมมีน้อยลง กรณีที่ควรระวังคือการที่จำนวนดาวเทียมที่รับได้อยู่แล้วมีน้อยและเวลานั้นเป็นช่วงที่มีโอกาสพบ EPB ด้วย สำหรับค่า availability พบว่าค่าเฉลี่ยของ availability มีค่าน้อยเมื่ออยู่ที่ระดับความสูงต่างๆ ค่าเฉลี่ยของปี ค.ศ. 2014 พบต่ำสุดที่เดือนมีนาคม มีค่าเท่ากับ 98.92% ปีค.ศ. 2015 พบต่ำสุดที่ 99.33% ในเดือนพฤศจิกายน และสำหรับปี ค.ศ. 2016 พบต่ำสุดที่ 99.82% ในเดือนกุมภาพันธ์ มีนาคม และกันยายน สำหรับค่า availability ของวันที่ต่ำสุดในแต่ละเดือนนั้นของปีค.ศ. 2014 พบที่ 97.04% ในเดือนพฤศจิกายน ของปีค.ศ. 2015 พบที่ 97.99% ในเดือนพฤศจิกายน และของปีค.ศ. 2016 พบที่ 96.91% ในเดือนกรกฎาคม ในส่วนของค่า availability เฉลี่ยของช่วงที่พบและไม่พบ EPB ในช่วงวันที่พบ EPB มีค่าเฉลี่ยต่ำกว่าช่วงวันที่ไม่พบในแต่ละระดับความสูง โดยค่าเฉลี่ยต่ำสุดในแต่ละปีพบในช่วงที่พบ EPB มีค่าเป็น 99.4% 99.8108% และ 99.8395% สำหรับระดับความสูง 200 ฟุต ในปีค.ศ. 2014 – 2016 ตามลำดับ สำหรับข้อมูล availability นี้เป็นข้อมูลเบื้องต้นก่อนการติดตั้งระบบจีบาสจริงๆ บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิเพื่อใช้ประกอบการปรับปรุงหรือเปลี่ยนแปลงบางส่วนของระบบจีบาสให้เหมาะสมกับพื้นที่บริเวณนี้มากขึ้น

ในส่วนของ การวิเคราะห์ Loss of lock ที่มีผลต่อระบบจีบาส ซึ่งพบว่าในช่วงที่เกิด EPB จะส่งผลให้มีการ Loss of lock เกิดขึ้น โดยจะส่งผลต่อ VPL และ availability ของจีบาสเมื่อจำนวนดาวเทียมที่รับได้ในขณะนั้นมีน้อย และเมื่อคัดเลือกเฉพาะวันที่พบ EPB เพื่อมาศึกษาเฉพาะช่วงที่  $VPL > VAL$  โดยคัดเลือกข้อมูลในช่วงปี 2014 เดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคม และเดือนกันยายน – ตุลาคม ในช่วงเดือนกุมภาพันธ์ – มีนาคมพบ Loss of lock มากที่สุดที่ทำให้ระบบใช้งานไม่ได้คือ 6 ดวง โดยเปอร์เซ็นต์ของ Loss of lock ที่มากที่สุดในช่วงที่ระบบทำงานไม่ได้คือ 1 ดวง มีจำนวนดาวเทียมในช่วงที่ระบบใช้งานไม่ได้น้อยสุดคือ 6 ดวง มากสุดที่ 9 ดวง และเปอร์เซ็นต์ที่พบมากที่สุดคือ 7 ดวง สำหรับช่วงเดือนกันยายน – ตุลาคม พบ Loss of lock มากที่สุดที่ทำให้ระบบใช้งานไม่ได้คือ 4 ดวง โดยเปอร์เซ็นต์ของ Loss of lock ที่มากที่สุดในช่วงที่ระบบทำงานไม่ได้คือ 1 ดวง มีจำนวนดาวเทียมในช่วงที่ระบบใช้งานไม่ได้น้อยสุดคือ 5 ดวง มากสุดที่ 10 ดวง และเปอร์เซ็นต์ที่พบมากที่สุดคือ 7 ดวง เมื่อคิดเป็นเปอร์เซ็นต์ที่ระบบใช้งานไม่ได้เมื่อมีดาวเทียมที่รับได้ไม่เกิน 7 ดวง เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พบว่ามิเปอร์เซ็นต์ที่พบเป็น 93.1952% สำหรับข้อมูลช่วงเดือน กุมภาพันธ์ – มีนาคม ค.ศ. 2014 และพบเป็น 78.7807% ในช่วงเดือนสิงหาคม – กันยายน ค.ศ. 2014 ดังนั้นกรณีที่มีจำนวนดาวเทียมที่รับได้ 7 ดวงจึงเป็นจุดที่มีความเสี่ยงต่อการที่ระบบจะไม่สามารถใช้งานได้มากที่สุดสำหรับข้อมูลความสัมพันธ์ของการเกิด Loss of lock และจำนวนดาวเทียมต่อ availability และการเกิด EPB นั้นสามารถนำไปปรับปรุงระบบจีบาสในบางส่วนเช่น อาจนำไปปรับปรุงแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หรือพัฒนาเทคนิค Position Domain Geometry Screening เพื่อให้มีความเหมาะสมกับการใช้งานในบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิมากขึ้น

สำหรับในส่วนของ GBAS testbed นั้นโปรแกรมถูกเขียนขึ้นมาเพื่อให้ง่ายต่อการศึกษาพารามิเตอร์ของจีบาสในบางส่วน ซึ่งในภายภาคหน้าสามารถเพิ่มตัวเลือกหรือส่วนเสริมบางประการเข้าไปอีกเพื่อการใช้งานที่ครอบคลุมมากขึ้นได้

เนื่องจากประเทศไทยได้รับผลกระทบจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีลักษณะเฉพาะตัว การศึกษาผลกระทบต่อระบบจีบาสจึงเป็นสิ่งจำเป็นเพราะว่าในพื้นที่นี้อาจจะไม่สามารถใช้แบบจำลองความเสี่ยงที่เหมือนกับพื้นที่ในแถบอเมริกาหรือแถบยุโรปได้ ดังนั้นการศึกษาด้านนี้จึงช่วยในการปรับปรุงแบบจำลองความเสี่ยงให้เหมาะสมแก่พื้นที่ของประเทศไทยมากขึ้น

## 5.2 ข้อเสนอแนะ

สำหรับการศึกษาค่าขอบเขตการป้องกันและการเกิด Loss of lock นั้น ยังสามารถศึกษาลงไปลึกถึงการกระจายตัวและการวางตัวของดาวเทียมได้อีก เช่นในเรื่องของมุม elevation มุม azimuth ซึ่งสิ่งเหล่านี้เป็นลักษณะเฉพาะของแต่ละพื้นที่ ซึ่งจะเป็นพารามิเตอร์ที่สามารถนำไปปรับใช้และช่วยเตือนผู้ใช้จีบาสถึงกรณีที่มีความเสี่ยงได้มากขึ้น หรืออาจจะพัฒนาร่วมกับข้อมูลการเกิด EPB เพื่อสร้างเป็นแบบจำลองความเสี่ยงสำหรับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในบริเวณประเทศไทยซึ่งจะมีความเฉพาะตัวและเหมาะสม

## เอกสารอ้างอิง

- [1] Anton Sulovsky, “Instrument Landing System – ILS” [online]  
Available: <http://instrument.landingsystem.com/>
- [2] Anton Sulovsky, “Microwave Landing System – MLS” [online]  
Available: <http://microwave.landingsystem.com/>
- [3] C. Kee, B.W. Parkinson, P. Axelrad, "WIDE AREA DIFFERENTIAL GPS", NAVIGATION, **Journal of The Institute of Navigation**, Vol. 38, No. 2, Summer 1991, pp. 123-146.
- [4] P. Misra and P. Enge, “Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance (Revised Second Edition),” Ganga-Jamuna Press, 2011.
- [5] E.D. Kaplan, and C.J. Hegarty, “Understanding GPS Principles and Applications”, London: Artech House.
- [6] สมโภช ปิณฑวังกูร, “การรังวัดด้วยดาวเทียมจีพีเอสเพื่อการสำรวจทางอากาศ (Global Positioning System for Surveying and Mapping)” [online]  
Available:  
[http://thaitelecomkm.org/TTE/topic/attach/Global\\_Positioning\\_System\\_for\\_Surveying\\_and\\_Map\\_ping/index.php](http://thaitelecomkm.org/TTE/topic/attach/Global_Positioning_System_for_Surveying_and_Map_ping/index.php)
- [7] Anonymous, “Control Segment” [online]  
Available: <http://www.gps.gov/systems/gps/control/>
- [8] Anonymous, “Global Positioning System Overview” [online]  
Available: <http://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps.html>
- [9] International Civil Aviation Organization (ICAO), “GBAS CAT II/III Development Baseline SARPs”, (Draft proposed changes to Annex 10, Volume I, as agreed at the 17 – 28 May 2010 meeting of the Navigation Systems Panel (NSP) Working Group of the Whole
- [10] Federal Aviation Administration (FAA), “Minimum Operation Performance Standard For GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment (RTCA-DO253C)”, December 16,2008, Washington, DC
- [11] Anonymous, “Six Sigma DMAIC Process - Measure Phase - Measurement System” [online] Available:  
[http://www.sixsigma-institute.org/Six\\_Sigma\\_DMAIC\\_Process\\_Measure\\_Phase\\_Measurement\\_System.php](http://www.sixsigma-institute.org/Six_Sigma_DMAIC_Process_Measure_Phase_Measurement_System.php)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [12] ศราวุฒิ รุ่งเรืองวชิเอก, การศึกษาทีเลย์เกรเดียนต์อันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยใช้เครื่องรับจีพีเอส ณ สนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย, ปรินญาวิศวะกรรมศาสตร์ดุขฎฐิบัณฑิต สาขาวิศวะกรรมไฟฟ้า คณะวิศวะกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2559.
- [13] Federal Aviation Administration (FAA), “Satellite Navigation - Ground Based Augmentation System (GBAS)” [online]  
Available:  
[https://www.faa.gov/about/office\\_org/headquarters\\_offices/ato/service\\_units/techops/navservices/gnss/laas/](https://www.faa.gov/about/office_org/headquarters_offices/ato/service_units/techops/navservices/gnss/laas/)
- [14] T. Maruyama, S. Saito, M. Kawamura, K. Nozaki, J. Krall, J. D. Huba, “Equinoctial asymmetry of a low-latitude ionosphere-thermosphere system and equatorial irregularities : evidence for meridional wind control,” **Annales Geophysicae**, vol. 27, pp. 2027-2034, 2009.
- [15] B. Oryema, E. Jurua, F.M. D’ujanga, N. Ssebiyonga, “Investigation of TEC variations over the magnetic equatorial and equatorial anomaly regions of the African sector” **Advances in Space Research**, Volume 56, Issue 9, 1 November 2015, Pages 1939–1950
- [16] Christophe Besse, “Modeling of ionospheric plasma instabilities” [online]  
Available:[http://www.math.univ-toulouse.fr/~cbesse/site/recherche/films/index\\_en.html](http://www.math.univ-toulouse.fr/~cbesse/site/recherche/films/index_en.html)
- [17] T. Yokoyama, “Observation and modeling of "ionosphere": the entrance to the space” [online] Available:  
[http://aer.nict.go.jp/en/people/spe\\_yokoyama.html](http://aer.nict.go.jp/en/people/spe_yokoyama.html)
- [18] M. Pezzopane, E. Zuccheretti, P. Abadi, A. J. de Abreu, R. de Jesus, P. R. Fagundes, P. Supnithi, S. Rungraengwajjake, T. Nagatsuma, T. Tsugawa, M. A. Cabrera, R. G. Ezquer, “Low-latitude equinoctial spread-F occurrence at different longitude sectors under low solar activity,” **Annales Geophysicae**, vol. 31, pp. 153-162, 2013.
- [19] S. Rungraengwajjake, P. Supnithi, T. Tsugawa, T. Maruyama, T. Nagatsuma, “The variation of equatorial spread-F occurrences observed by ionosondes at Thailand longitude sector,” **Advances in Space Research**, vol. 52, pp. 1809-1819, 2013.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [20] S. Klingam, P. Supnithi, S. Rungraengwajake, T. Tsugawa, M. Ishii, T. Maruyama, "The occurrence of equatorial spread-F at conjugate stations in Southeast Asia," **Advances in Space Research**, vol. 55, pp. 2139-2147, 2015.
- [21] S. Rungraengwajake, P. Supnithi, S. Saito, N. Sainsawasdi, A. Saekow, "Ionospheric delay gradient monitoring for aeronautical application in Thailand," **International Reference Ionosphere 2013 Workshop**, Olsztyn, Poland, pp. 45, 2013.
- [22] X. Pi, A. J. Mannucci, U. J. Lindqwister, C. M. Ho, "Monitoring of global ionospheric irregularities using the Worldwide GPS Network," **Geophysical Research Letters**, vol. 24, pp. 2283-2286, 1997.
- [23] D. V. Simili and B. Pervan, "Code-Carrier Divergence Monitoring for the GPS Local Area Augmentation System," 2006 **IEEE/ION Position, Location, And Navigation Symposium**, 2006, pp. 483-493. doi: 10.1109/PLANS.2006.1650636
- [24] T. Dautermann, M. Felux and A. Grosch "Approach service type D evaluation of DLR GBAS testbed", **GPS Solution** (2012) 16:375-387
- [25] S. Datta-Barua, J. Lee, S. Pullen, M. Luo, A. Ene, D. Qiu, G. Zhang, P. Enge, "Ionospheric threat parameterization for local area Global-Positioning-System-Based aircraft landing system," **Journal of Aircraft**, vol. 47, no. 4, DOI:10.2514/1.46719, 2010.
- [26] S. Rungraengwajake, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, A. Saekow, "Analytical results of ionospheric delay gradient based on GPS monitoring stations near Suvarnabhumi airport in Thailand," **Proceeding of ENRI Int. Workshop on ATC/CNS**, Tokyo, Japan, pp. CR1-2-3-2, 2013.
- [27] A. Bumrungrit, S. Rungraengwajake, P. Supnithi, A. Saekow, "Analysis of Ionospheric Irregularity Observed near Suvarnabhumi International Airport in Thailand", **Applied Mechanics and Materials**, Vol. 781, pp. 85-88, 2015
- [28] M.Nishioka, A. Saito and T. Tsugawa, "Occurrence characteristics of plasma bubble derived from global ground-based GPS receiver networks," **Journal of Geophysical Research**, vol. 113, A05301, doi:10.1029/2007JA012605, 2008.
- [29] A. Ene, D. Qiu, M. Luo, S. Pullen, and P. Enge, "A Comprehensive Ionosphere Storm Data Analysis Method to Support LAAS Threat Model Development," **Proceedings of the ION 2005 National Technical Meeting**, San Diego, CA, January 15-20, 2005, pp 110-130.

## เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

- [30] M. Luo, S. Pullen, S. Datta-Barua, G. Zhang, T. Walter, and P. Enge, "LAAS Study of Slow- Moving Ionosphere Anomalies and Their Potential Impacts," Proceedings of the **ION GNSS 2005**, Long Beach, CA., Sept. 13-16, 2005, pp. 2337-2339.
- [31] Federal Aviation Administration (FAA), "GAST-D validation report results from the HI INR development contract," March, 2013.
- [32] S. Fujita, T. Yoshihara and S. Saito, "Determination of ionosphere gradient in short baselines by using single frequency measurements," **Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation**, Series A, vol.42, No.4 pp. 269 – 276, 2010
- [33] P. L. Hoai, S. Rungraengwajake, P. Supnithi, "Loss-of-lock statistics from the GPS receiver near Suvarnabhumi airport, Thailand," Proceeding of the 2011 **IEEE International Conference on Space Science and Communication**, Penang, Malaysia, pp. 40-44, 2011.
- [34] G.L. Gopalakrishnan, F. Schmidt-Bruecken and O. Kalden, "Simulation of Integrity and Availability of multi-constellation and multi-frequency GNSS augmentation systems," **Recent advances in space-technologies (RAST)**, 2013 6th International conference on, pp.1157-1162, June, 2013.
- [35] ศูนย์การเรียนรู้วิทยาศาสตร์โลกและดาราศาสตร์. "สุริยวิถี." [online]. เข้าถึงได้จาก: <http://www.lesa.biz/astrophysics/celestial-sphere/ecliptic>.
- [36] SPACE WEATHER PREDICTION CENTER, "SOLAR CYCLE PROGRESSION" [online] Available: <http://www.swpc.noaa.gov/products/solar-cycle-progression>
- [37] C. Y. Huang, W.J. Burke, J. S. Machuzak, L.C. Gentile, P.J. Sultan, "Equatorial plasma bubbles observed by DMSP satellites during a full solar cycle: Toward a global climatology" **Journal of Geographic Research**, Volume 107, Issue A12, December 2002, Pages SIA 7-1–SIA 7-10
- [38] J. Lee, M. Luo, S. Pullen, Y. Park, P. Enge, "Position-domain geometry screening to maximize LAAS availability in the presence of ionosphere anomalies," Proceedings of the 19th International Technical Meeting of the Satellite Division of the ION, pp. 393–408, 2006.

## ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล	นายชยานันท์ ลิ้มจำรูญรัตน์
วัน เดือน ปีเกิด	12 กรกฎาคม พ.ศ. 2535 ที่จังหวัดกำแพงเพชร
ที่อยู่	99/241 หมู่ที่ 14 ต.วัดไทร อ.เมืองนครสวรรค์ จ.นครสวรรค์ 60000
E-mail	57601142@kmitl.ac.th
ประวัติการศึกษา	2557 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

### ผลงานที่ได้รับการตีพิมพ์

1. C. Limjumroonrat, S. Rungraengwajiake, P. Supnihi, W. Supanunt, N. Siansawasdi and S. Saito, "The GBAS protection levels and availability during ionospheric irregularity occurrence," *2016 13th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology (ECTI-CON)*, Chiang Mai, 2016, pp. 1-6.  
doi: 10.1109/ECTICon.2016.7561397