การศึกษาดีเลย์เกรเดียนต์อันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยใช้เครื่องรับจีพีเอส ณ บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

A STUDY OF IONOSPHERIC DELAY GRADIENT USING GPS MONITORING STATIONS NEAR SUVARNABHUMI AIRPORT, THAILAND

ศราวุฒิ รุ่งเรืองวจีเอก
SARAWOOT RUNGRAENGWAJIAKE

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
พ.ศ. 2559

KMITL-2016-EN-D-018-174

การศึกษาดีเลย์เกรเดียนต์อันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยใช้เครื่องรับจีพีเอส ณ บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

A STUDY OF IONOSPHERIC DELAY GRADIENT USING GPS MONITORING STATIONS NEAR SUVARNABHUMI AITPORT, THAILAND

ศราวุฒิ รุ่งเรืองวจีเอก

SARAWOOT RUNGRAENGWAJIAKE

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2559

KMITL-2016-EN-D-018-174

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

A STUDY OF IONOSPHERIC DELAY GRADIENT USING GPS MONITORING STATIONS NEAR SUVARNABHUMI AITPORT, THAILAND

SARAWOOT RUNGRAENGWAJIAKE

A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF
DOCTOR OF ENGINEERING IN ELECTRICAL ENGINEERING
FACULTY OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG
2016

KMITL-2016-EN-D-018-174

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

COPYRIGHT 2016
FACULTY OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ใบรับรองวิทยานิพนธ์

หัวข้อวิทยานิพนธ์ การศึกษาดีเลย์เกรเดียนต์อันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยใช้เครื่องรับจีพีเอส ณ บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

Thesis Title A Study of Ionospheric Delay Gradient using GPS Monitoring Stations Near Suvarnabhumi Airport, Thailand

นักศึกษา นายศราวุฒิ รุ่งเรืองวจีเอก

รหัสประจำตัว 53610117

ปริญญา วิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต

สาขาวิชา วิศวกรรมไฟฟ้า

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ

หมายเลขวิทยานิพนธ์ KMITL-2016-EN-D-018-174

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์		ลายมือชื่อ
รศ.ดร.ชูวงศ์	พงศ์เจริญพาณิชย์	
ดร.สถาพร	พรหมวงศ์	
รศ.ดร.ลัญฉกร	วุฒิสิทธิกุลกิจ	
ผศ.ดร.พิชญ	สุพรรณกูล	
ศ.ดร.พรชัย	ทรัพย์นิธิ	

วัน / เดือน/ ปี ที่สอบ วันพฤหัสบดีที่ 6 ตุลาคม พ.ศ. 2559 เวลา 15.00-17.00 น.

สถานที่สอบ ณ อาคาร A ชั้น 5 ห้องประชุม 1

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว

(รองศาสตราจารย์ ดร. คมสัน มาลีสี)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คณบดี คณะวิศวกรรมศาสตร์

วันที่ 6 ตุลาคม พ.ศ. 2559

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การศึกษาดีเลย์เกรเดียนต์อันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยใช้เครื่องรับจีพีเอส ณ บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย
นักศึกษา	นายศราวุฒิ รุ่งเรืองวจีเอก
รหัสประจำตัว	53610117
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมไฟฟ้า
พ.ศ.	2559
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ศ. ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ

บทคัดย่อ

ในปัจจุบันได้มีการประยุกต์ใช้งานระบบดาวเทียมระบุตำแหน่ง GPS ในการนำร่องอากาศยานในช่วงการลงจอด โดยจะมีระบบ GBAS (Ground-Based Augmentation System) ช่วยในการส่งค่าแก้ไขความผิดพลาดไปให้กับเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน เพื่อช่วยเพิ่มความแม่นยำและความปลอดภัยตามมาตรฐานการบิน แต่อย่างไรก็ตามพบว่าปรากฏการณ์ดีเลย์เกรเดียนต์ ซึ่งเกิดจากความไม่สม่ำเสมอของปริมาณอิเล็กตรอนบนชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น จะส่งผลทำให้ค่าแก้ไขความผิดพลาดที่ส่งให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยานมีค่าไม่ถูกต้อง ซึ่งอาจจะก่อให้ความเสี่ยงในการใช้งานระบบ GBAS โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นเป็นพารามิเตอร์ที่สำคัญที่ใช้ในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS

ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะนำเสนอกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสมสำหรับประเทศไทย ซึ่งตั้งอยู่บริเวณเส้นศูนย์สูตรและละติจูดต่ำ โดยความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เกิดขึ้นในบริเวณนี้จะเกิดจากปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble) ซึ่งจะเกิดขึ้นหลังเวลาพระอาทิตย์ตกดิน โดยในการศึกษาจะอาศัยเครื่องรับ GPS ชนิดสองความถี่ที่ติดตั้งอยู่ที่บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิจำนวน 3 สถานี โดยจากผลการทดลองจะพบว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ตรวจวัดได้จะมีค่าส่วนใหญ่อยู่ในช่วง 30-100 mm/km ซึ่งมีค่าสูงสุดอยู่ที่ 178 mm/km นอกจากนี้ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ยังได้นำเสนอการออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS สำหรับประเทศไทย ซึ่งจะอาศัยคุณลักษณะของปรากฏการณ์ EPB มาใช้ในการประเมินความเสี่ยงของการระบุตำแหน่งผิดพลาดของอากาศยาน เพื่อทำการหาค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) ที่เหมาะสมสำหรับทำการขยายค่า σ_{vig} เพื่อลดความเสี่ยงการใช้งาน GBAS ที่สนามบินสุวรรณภูมิ โดยจากผลการจำลองเมื่อกำหนดให้ค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงถึง 500 mm/km พบว่าการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} นั้นเพียงพอต่อการป้องกันความเสี่ยงในการระบุตำแหน่งผิดพลาดของอากาศยานเมื่อเกิดปรากฏการณ์ EPB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Thesis	A study of ionospheric delay gradient using GPS monitoring stations near Suvarnabhumi airport, Thailand
Student	Mr. Sarawoot Rungraengwajiake
Student ID.	53610117
Degree	Doctor of Engineering
Program	Electrical Engineering
Year	2016
Thesis Advisor	Prof. Dr. Pornchai Supnithi

ABSTRACT

The global navigation satellite system (GNSS) such as the well-known global navigation system (GPS) has become a major navigation system for civil aviation, especially during the landing phases. In order to achieve the safety requirements, the GBAS (Ground-Based Augmentation System) was developed to provide the differential corrections and integrity information for improving the accuracy and error bound guarantee of the onboard GPS receiver. However, it is known that the non-uniform ionospheric characteristics called "ionospheric delay gradient" can cause the errors of differential corrections, degrading the accuracy and safety level, if they are undetected by the reference stations. The ionospheric delay gradient is therefore an important parameter to assess the capabilities of GBAS operations.

Since the characteristics of the ionosphere are different for each region, this thesis proposes a data analysis procedure for ionospheric delay gradient estimation for stations in Thailand, which is located in the equatorial and low-latitude region. The ionospheric irregularities in this region is often caused by the EPB (Equatorial Plasma Bubble), which occurs after sunset. In this thesis, we analyze the dual-frequency GPS data observed by the three GPS stations near Suvarnabhumi airport. The results show that that the ionospheric delay gradients can reach 178 mm/km, while 30 to 100 mm/km gradients are frequently observed during the EPB occurrences. In addition, this thesis proposes the assessment of EPB impacts on GBAS. The characteristics of EPB are utilized to evaluate the worst-case aircraft position errors. In order to mitigate this impact for Suvarnabhumi

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

airport, the appropriate inflation factors are computed to inflate the broadcast parameters. The simulation results show that only inflation of σ_{vig} is enough to protect the GBAS operation errors during the EPB occurrences.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะสำเร็จลุล่วงไปไม่ได้ ถ้าหากขาดคำแนะนำชี้แนะของอาจารย์ที่ปรึกษาของผู้เขียน คือ ศาสตราจารย์ ดร. พรชัย ทรัพย์นิธิ โดยผู้เขียนได้รับคำแนะนำแนวทางการทำวิจัย และคอยช่วยหาทุนวิจัยในระหว่างที่ผู้เขียนกำลังทำวิจัย ทั้งยังคอยผลักดันผู้เขียนในการเดินทางไปทำวิจัยในต่างประเทศ นอกจากนี้ยังเป็นแบบอย่างทรรศนะคติที่ดีในการทำงาน การทำวิจัย และการใช้ชีวิต ซึ่งผู้เขียนรู้สึกโชคดีเป็นอย่างมากที่ได้ทำงานร่วมกับอาจารย์ และหวังว่าจะมีโอกาสได้เรียนรู้วิธีการทำงานในอาชีพการเป็นอาจารย์อีกในอนาคต นอกเหนือจากอาจารย์ที่ปรึกษาของผู้เขียนแล้ว ผู้เขียนขอขอบพระคุณ ผศ. ดร. นภัทร สระเอี่ยม ซึ่งเป็นอาจารย์ที่ปรึกษาในสมัยที่ผู้เขียนยังเรียนอยู่ในระดับปริญญาตรี โดยคอยให้คำปรึกษาเกี่ยวกับการเขียนโปรแกรมในระหว่างการทำวิจัยเป็นอย่างดี นอกจากนี้ผู้เขียนขอขอบพระคุณอาจารย์ทุกท่านในภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ที่ช่วยประสิทธิ์ประสาทความรู้ทางด้านวิศวกรรมโทรคมนาคม และคอยให้คำแนะนำเกี่ยวกับงานวิจัยของผู้เขียนในวิชาสัมมนา

นอกจากนี้ผู้เขียนขอขอบพระคุณหน่วยงาน NICT (National Institute of Information and Communications Technology) ของประเทศญี่ปุ่นที่สนับสนุนทุนวิจัยของผู้เขียนในช่วงแรกของการทำวิจัย โดยผู้เขียนขอขอบคุณ Dr. Takuya Tsugawa, Dr. Takashi Maruyama, Dr. Hiromitsu Ishibashi และนักวิจัยท่านอื่นๆ สำหรับคำแนะนำและข้อมูลที่ใช้ในการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอ-โนสเฟียร์ ผู้เขียนขอขอบคุณนายณัฐพงศ์ เศียร์สวัสดิ์และผู้อำนวยการกองวิศวกรรมเครื่องช่วยการเดินอากาศ บริษัทวิทยุการบินแห่งประเทศไทย ที่ได้เอื้อเฟื้อข้อมูลเครื่องรับ GPS ในสนามบินสุวรรณภูมิ นอกจากนี้ผู้เขียนขอขอบคุณ ดร. อภิเทพ แซ่โค้ว และเจ้าหน้าที่ของมหาวิทยาลัยนานาชาติสแตมฟอร์ดที่ได้เอื้อเฟื้อสถานที่ในการติดตั้งเครื่องรับ GPS

ผู้เขียนขอขอบพระคุณ Dr. Susumu Saito จากหน่วยงาน Electronic Navigation Research Institute (ENRI) ประเทศญี่ปุ่นที่คอยให้คำแนะนำและชี้แนะแนวทางในการทำวิจัยของผู้เขียนอย่างดีเสมอมาซึ่งเปรียบเสมือนอาจารย์ที่ปรึกษาคนที่สองของผู้เขียน นอกจากนี้ผู้เขียนต้องขอขอบพระคุณ Prof. Per Enge และ Dr. Sam Pullen จาก GPS LAB มหาวิทยาลัย Stanford, USA ที่ให้โอกาสผู้เขียนได้เดินทางไปทำวิจัยรวมทั้งคอยดูแลและให้คำแนะนำในงานวิจัยเป็นอย่างดี ซึ่งเป็นประสบการณ์อันล้ำค่าของผู้เขียนที่ได้ร่วมงานกับนักวิจัยระดับโลก นอกจากนี้ผู้เขียนขอขอบพระคุณ Prof. Jiyun Lee จาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Korea Advanced Institute of Science and Technology (KAIST) ที่ให้คำแนะนำและแนวทางแก่ผู้เขียนเป็นอย่างดีในระหว่างการทำวิจัยอยู่ที่ GPS LAB

ผู้เขียนขอขอบคุณ พี่ๆ เพื่อนๆ และน้องๆ ทุกคน จากห้องปฏิบัติการวิจัยการสื่อสารและสนเทศศาสตร์ด้านอวกาศและชั้นบรรยากาศ ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม ที่คอยร่วมทุกข์ ร่วมสุขตลอดระยะเวลาที่ผู้เขียนทำวิจัย

ผู้เขียนขอขอบพระคุณสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัย (สกว) และสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังที่ให้ทุนการศึกษาแก่ผู้เขียนผ่านทางโครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก (คปก)

สุดท้ายนี้ผู้เขียนขอขอบพระคุณบิดาและมารดา ซึ่งความรักและความห่วงใยที่มีให้กับผู้เขียนโดยเสมอมานั้น เป็นกำลังใจและแรงผลักดันให้ผู้เขียนในการจัดทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จนสำเร็จลุล่วง

ศราวุฒิ รุ่งเรืองวจีเอก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย.....I

บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....II

กิตติกรรมประกาศ.....IV

สารบัญ.....VI

สารบัญตาราง.....X

สารบัญรูป.....XI

บทที่ 1 บทนำ.....1

1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์.....1

1.2 ขอบเขตของงานวิจัย.....2

บทที่ 2 ระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS.....4

2.1 ส่วนประกอบของระบบ.....4

2.2 คุณลักษณะของสัญญาณ.....7

2.3 การวัดและสาเหตุความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง.....9

2.4 การคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับ GPS.....12

2.5 การลดความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งด้วยเทคนิค Differential GPS.....16

2.6 การประยุกต์ใช้งานสำหรับสำหรับการระบุตำแหน่งของอากาศยาน.....17

บทที่ 3 ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS.....21

3.1 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และผลกระทบต่อระบบ GPS.....21

3.1.1 การหน่วงเวลาของสัญญาณ (Ionospheric Delay).....23

3.1.2 การเกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชัน (Ionospheric Scintillation).....25

3.2 คุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณเส้นศูนย์สูตรและละติจูดต่ำ.....27

3.2.1 ปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly).....27

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3.2.2 ปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble)..29

3.3 การศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยข้อมูลจากเครื่องรับ GPS.........31

3.3.1 การคำนวณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC: Total Electron Content)........31

3.3.2 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS...33

3.3.2.1 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS จำนวนมาก.......................36

3.2.2.2 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS แบบเดี่ยว.........................38

3.4 การศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในประเทศไทย..............................41

บทที่ 4 ระบบ Ground-Based Augmentation System (GBAS)..42

4.1 ส่วนประกอบและหลักการทำงานของระบบ..42

4.2 การคำนวณค่าขอบเขตการป้องกัน (Protection Levels)..44

4.3 ความเสี่ยงอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ดีเลย์เกรเดียนต์...54

4.4 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์และข้อจำกัด..58

บทที่ 5 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสมสำหรับสถานีในประเทศไทย.......................61

5.1 การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง...61

5.2 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่นำเสนอ..65

5.2.1 ตัวชี้วัดที่ใช้ในการพิจารณาความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์
สำหรับประเทศไทย...65

5.2.2 การพิจารณาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS...67

5.2.3 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสมสำหรับสถานี
ในประเทศไทย..68

5.3 ผลการทดลองบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย..69

5.3.1 ตัวอย่างค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (ROTI)...................70

5.3.2 ตัวอย่างการคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์..72

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

5.3.3 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ตรวจวัดได้ในปี ค.ศ. 2011-2012..75

บทที่ 6 การออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS สำหรับประเทศไทย........80

6.1 การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง...80

6.1.1 แบบจำลองความเสี่ยงสำหรับปรากฏการณ์ SED...80

6.1.2 การจำลองความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งสำหรับปรากฏการณ์ SED............82

6.1.3 วิธีการลดความเสี่ยงด้วยเทคนิค PDGS (Position-Domain Geometry Screening)..86

6.2 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB.............................87

6.2.1 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 1 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (Single-satellite impact scenario).................................88

6.2.2 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Double-satellite impact scenario with - different front)...90

6.2.3 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน (Double-satellite impact scenario with - same front)...92

6.3 ผลการจำลองที่สนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย...95

6.3.1 ความเร็วจุด IPP ในแนวทิศตะวันออก...96

6.3.2 ตัวอย่างการจำลองค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้ (MIEV)..98

6.3.3 การจำลองค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้ (MIEV) เมื่อพิจารณาผลของปรากฏการณ์ซินทิเลชัน.......................................100

6.3.4 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) ค่าพารามิเตอร์สำหรับลดความเสี่ยงของการระบุตำแหน่งผิดพลาด...106

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

บทที่ 7 สรุปผลและข้อเสนอแนะในการวิจัย......111
7.1 สรุปผลการวิจัย......111
7.2 ข้อเสนอแนะ......112

เอกสารอ้างอิง......113

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์......120

ประวัติผู้เขียน......123

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่ หน้า

2.1 สรุปสาเหตุค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS..17
4.1 ค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองสัญญาณรบกวนของเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน................47
4.2 ค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองสัญญาณรบกวนของเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่ที่สถานี GBAS ภาคพื้นดิน...50
4.3 ค่า K_{ffmd} สำหรับการคำนวณค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่ง..52
4.4 ค่าขอบเขตการป้องกันในการระบุตำแหน่งและค่าขอบเขตการแจ้งเตือน..53
4.5 ข้อมูลที่ใช้การวิเคราะห์ในการจัดทำแบบจำลองความเสี่ยงการเกิดดีเลย์เกรเดียนต์ ของประเทศสหรัฐอเมริกา...59
5.1 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดในแต่ละวัน ปี ค.ศ. 2011..76
5.2 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดในแต่ละวัน ปี ค.ศ. 2012..76

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่ หน้า

2.1 ส่วนประกอบในการทำงานของระบบ GPS.....5
2.2 สถานีควบคุมและติดตามการทำงานของดาวเทียม GPS.....6
2.3 คุณลักษณะของสัญญาณ GPS.....7
2.4 โครงสร้างเฟรมข้อมูล Navigation Message ของสัญญาณ GPS.....8
2.5 สาเหตุความคลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของ GPS.....10
2.6 หลักการระบุตำแหน่งโดยใช้ดาวเทียม GPS.....12
2.7 หลักการทำงานของเทคนิค Differential GPS (DGPS).....16
2.8 การใช้งานระบบ SBAS ที่ประเทศสหรัฐอเมริกา.....19
2.9 การใช้งานระบบ GBAS ที่ประเทศสหรัฐอเมริกา.....20
3.1 ชั้นบรรยากาศของโลกเมื่อพิจารณาลักษณะการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิ (ซ้าย) และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เมื่อพิจารณาตามความหนาแน่นของพลาสม่า (ขวา).....22
3.2 การหน่วงเวลาของสัญญาณ GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....25
3.3 ผลกระทบอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ซินทิเลชันของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณ GPS.....26
3.4 ลักษณะทางภูมิศาสตร์ของประเทศไทยตามลักษณะสนามแม่เหล็กโลก.....27
3.5 สาเหตุการเกิดปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly) ในเวลากลางวัน.....28
3.6 ตัวอย่างแผนที่ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในวันที่ 1 เดือนเมษายน ปี ค.ศ. 2014.....29
3.7 ลักษณะการเกิดปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble).....30
3.8 แผนที่การเกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชัน.....30
3.9 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC: Total Electron Content).....31
3.10 ตัวอย่างค่า $STEC_P$ และ $STEC_L$ ที่คำนวณจากดาวเทียม PRN10 ในวันที่ 3 ตุลาคม ค.ศ. 2011.....32
3.11 ตัวอย่างค่า STEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS (เมื่อยังไม่ได้ทำการกำจัดค่าไบอัส).....34
3.12 ตัวอย่างค่าเฉลี่ย DCB ของดาวเทียม GPS ทั้ง 32 ดวง ในเดือนตุลาคม ค.ศ. 2010.....34
3.13 ตัวอย่างค่า STEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS เมื่อทำการชดเชยค่าไบอัสของดาวเทียม.....35
3.14 สรุปวิธีการที่ใช้ในการประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS.....36
3.15 แผนภาพแสดงการแปลงค่า STEC ไปเป็นค่า VTEC.....37

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ หน้า

3.16 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ด้วยวิธี Zero-TEC....39

3.17 ตัวอย่างการทดลองแทนค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS....40

3.18 ค่า STEC (ซ้าย) และ VTEC (ขวา) ที่ทำการกำจัดค่าไบอัสออกหมดแล้ว....40

3.19 สถานีตรวจวัดคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โครงการ SEALION....41

4.1 การทำงานของระบบ GBAS (Ground-Based Augmentation System)....43

4.2 การตรวจสอบความน่าเชื่อถือของการระบุตำแหน่งของอากาศยาน....45

4.3 แบบจำลองค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่อันเนื่องมาจากเครื่องรับบน GPS อากาศยานเมื่อเปรียบเทียบกับมุมเงยของดาวเทียมที่ทำการรับสัญญาณ....48

4.4 ตัวอย่างการใช้งานค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่ง (Protection Level)....54

4.5 แผนที่ค่าดีเลย์ที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณตะวันออกของประเทศสหรัฐอเมริกา ในวันที่ 20 พฤษจิกายน ค.ศ. 2003 เวลา 20:15 ตามเวลาสากล....54

4.6 การการเกิดดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลกระทบต่อระบบ GBAS....55

4.7 การคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ระหว่างจุดอ้างอิงสองจุด....56

4.8 ค่าดีเลย์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (บน) และค่าเกรเดียนต์สูงสุดที่ทำการวัดได้ (ล่าง) ณ วันที่ 20 พฤษจิกายน ค.ศ. 2003 ของสถานี ZOB1 และ GARF บริเวณตอนเหนือของรัฐ Ohio....57

4.9 แบบจำลองความเสี่ยงในการเกิดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของประเทศสหรัฐอเมริกา....57

4.10 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์....59

5.1 กระบวนการทำงานของ LTIAM (Long-Term Ionospheric Anomaly Monitor)....62

5.2 กระบวนการประมวลผลหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ใช้ใน LTIAM....62

5.3 ตัวอย่างค่าผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ระหว่างจุดอ้างอิงสองจุดที่ตั้งอยู่ใกล้กัน ในวันที่ 1 สิงหาคม ค.ศ. 2011....64

5.4 ตัวอย่างของค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ ในวันที่ 1 กันยายน ค.ศ. 2011....66

5.5 ตัวอย่างค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) ของดาวเทียม PRN2 ที่วัดได้จากสถานี KMIT และ STFD ในวันที่ 1 กันยายน ค.ศ. 2011 โดยยังไม่ได้ทำการลบค่าไบอัสออก (รูปบน) และค่าผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ระหว่าง STFD-KMIT (รูปล่าง)....67

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ หน้า

5.6 วิธีการในการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอ........................68

5.7 ตำแหน่งสถานีเครื่องรับ GPS ที่ได้มีการติดตั้งบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ..70

5.8 ระบบการเก็บข้อมูลของเครื่องรับ GPS...70

5.9 ตัวอย่างข้อมูลวันที่มีค่า ROTI เกินกว่า 0.5 TECU/นาที ในเดือนกันยายน ค.ศ. 2011.....................71

5.10 ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) ที่คำนวณจากสถานี STFD KMIT และ AERO ใน วันที่ 1 กันยายน ค.ศ. 2011 (ยังไม่ได้ทำการลบค่าไบอัสของดาวเทียมและเครื่องรับ GPS ออก)...72

5.11 ค่าผลต่างของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ที่คำนวณได้จากแนวสถานี STFD-KMIT (รูปบน) และ AERO-KMIT (รูปล่าง) (ยังไม่ได้ทำการลบค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ออก)..73

5.12 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (∇I) ในแนว STFD-KMIT (รูปบน) และ AERO-KMIT (รูปล่าง)..74

5.13 ฮิสโตแกรมของค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ของคู่สถานี AERO-KMIT (รูปบน) และ STFD-KMIT (รูปล่าง)...75

5.14 ค่ามุมเงยของดาวเทียม PRN9 (ก) และค่า STEC (ยังไม่ได้ทำการชดเชยค่าไบอัส) ที่วัดจากคู่สถานี KMIT-AERO (ข) ค่าดีเลย์เกรเดียนสูงสุดที่วัดได้จากดาวเทียม PRN9 ในวันที่ 22 กันยายน ค.ศ. 2011 (ค)...77

5.15 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดในแต่ละวันเมื่อเปรียบเทียบกับค่ามุมเงยของดาวเทียมที่ทำการสังเกต.....78

6.1 แบบจำลองความเสี่ยงการเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.................................81

6.2 การจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ SED (ก) เมื่อพิจารณาภาคตัดขวางของการทำงานระบบ GBAS (ข) เมื่อพิจารณาลักษณะการเคลื่อนที่ของ IPP.................82

6.3 ตัวอย่างค่า MIEV (ก) และค่าขอบเขตการป้องกันแนวดิ่ง (VPL) (ข)..85

6.4 การลดความเสี่ยงด้วยวิธี PDGS (Position-Domain Geometry Screening)................................87

6.5 แบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB..88

6.6 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 1 ดวง ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB..88

6.7 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ...91

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ หน้า

6.8 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน....92
6.9 ตัวอย่างกลุ่มดาวเทียม GPS ที่สามารถรับสัญญาณได้ ในการคาดคะเนที่สนามบินสุวรรณภูมิ....96
6.10 ฮิสโตแกรมของความเร็วจุด IPP ในแนวทิศตะวันออกบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ....97
6.11 ฮิสโตแกรมของค่าความเร็วสัมพัทธ์เมื่อพิจารณาให้ค่าความเร็วของปรากฏการณ์ EPB มีค่าต่ำสุด (ก) และมีค่าสูงสุด (ข) ตามแบบจำลองความเสี่ยง....98
6.12 ตัวอย่างการจำลองค่า MIEV ตามการเกิดปรากฏการณ์ EPB ในรูปแบบต่างๆ (ก) ดาวเทียม 1 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (ข) ดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB และ (ค) ดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน....99
6.13 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=0) (ข)....100
6.14 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=1) (ข)....101
6.15 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=2) (ข)....101
6.16 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=3) (ข)....102
6.17 จำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) สำหรับในการระบุตำแหน่ง (L=1)....104
6.18 จำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) สำหรับในการระบุตำแหน่ง (L=2)....104
6.19 จำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) สำหรับในการระบุตำแหน่ง (L=3)....105
6.20 ค่า MIEV ที่เป็นไปได้เมื่อทำการระบุตำแหน่งโดยใช้กลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย....105
6.21 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับค่าพารามิเตอร์ (L=1)....106
6.22 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับค่าพารามิเตอร์ (L=2)....107
6.23 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับค่าพารามิเตอร์ (L=3)....107
6.24 ผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ ต่อกลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (L=1)....109
6.25 ผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ ต่อกลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (L=2)....109
6.26 ผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ ต่อกลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (L=3)....110

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์

ในปัจจุบันการเดินทางสัญจรโดยเครื่องบินนั้นเป็นที่นิยมมากขึ้นในประเทศไทย เนื่องมาจากการขยายตัวของสายการบินต้นทุนต่ำ ซึ่งประเทศไทยนั้นนับได้ว่าเป็นศูนย์กลางทางด้านการบินของภูมิภาคในบริเวณนี้ ซึ่งทำให้ต้องรองรับผู้โดยสารและเที่ยวบินเป็นจำนวนมากในแต่ละวัน โดยหนึ่งในเครื่องมือที่ช่วยในการบริหารจัดการจราจรทางอากาศให้มีประสิทธิภาพมากขึ้นคือระบบดาวเทียมนำร่อง GNSS (Global Satellite Navigation System) หรือระบบที่รู้จักกันดี เช่น GPS (Global Positioning System) ซึ่งสามารถนำมาช่วยในการนำร่องและติดตามอากาศยาน แต่อย่างไรก็ตามเป็นที่ทราบกันดีว่าการระบุตำแหน่งโดยเครื่องรับ GPS โดยทั่วไปนั้นยังคงมีความคลาดเคลื่อนอยู่ ซึ่งจะส่งผลทำให้ประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งนั้นไม่เพียงพอต่อความปลอดภัยในการระบุตำแหน่งของอากาศยานในช่วงลงจอด ด้วยเหตุนี้ทางองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (International Civil Aviation Organization - ICAO) ได้มีการนำเสนอและพัฒนาระบบ GBAS (Ground-Based Augmentation System) เพื่อช่วยลดความผิดพลาดและเพิ่มความน่าเชื่อถือในการระบุตำแหน่งของอากาศยานในช่วงลงจอด โดยจะใช้หลักการเดียวกับเทคนิค DGPS (Differential GPS) ซึ่งจะทำการส่งค่าแก้ไขความผิดพลาดของการวัดระยะทางเทียมให้กับเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน โดยข้อดีของการนำระบบ GBAS เข้ามาใช้งานแทนระบบนำร่องที่มีการใช้งานอยู่ในปัจจุบันได้แก่ระบบ ILS (Instrument Landing System) คือสามารถรองรับการใช้งานได้ในหลายทางวิ่ง (Runways) ด้วยการติดตั้งระบบเพียงชุดเดียว ซึ่งจะช่วยประหยัดค่าติดตั้งและบำรุงรักษาระบบ นอกจากนี้ยังรองรับการร่อนลงจอดแบบโค้ง (Curved Precision Approaches) ซึ่งจะช่วยให้การวางแผนการจราจรทางอากาศเป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพมากขึ้นและลดการใช้เชื้อเพลิงของอากาศยาน

แต่อย่างไรก็ตามจะพบว่าความหนาแน่นของปริมาณอิเล็กตรอนที่ไม่สม่ำเสมออันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะส่งผลทำให้ค่าแก้ไขความผิดพลาดที่ส่งให้อากาศยานนั้นมีค่าที่ไม่ถูกต้อง ซึ่งอาจจะก่อให้เกิดความเสี่ยงในการระบุตำแหน่งผิดพลาดในช่วงอากาศยานทำการลงจอด ซึ่งจะเรียกปรากฏการณ์ดังกล่าวว่า การเกิดดีเลย์เกรเดียนต์ (Ionospheric delay gradient) โดย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่ค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นเป็นพารามิเตอร์ที่สำคัญที่ใช้ในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS ในแต่ละภูมิประเทศ โดยในงานวิจัยส่วนใหญ่ได้ทำการศึกษาวิจัยถึงผลกระทบและได้นำเสนอกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ ซึ่งจะสนใจเฉพาะเหตุการณ์ความแปรปรวนผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในช่วงเกิดพายุสนามแม่เหล็กโลก บริเวณประเทศสหรัฐอเมริกา ซึ่งตั้งอยู่ในบริเวณละติจูดกลาง (เทียบกับเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลก) แต่อย่างไรก็ตามสำหรับประเทศไทยซึ่งตั้งอยู่บริเวณเส้นศูนย์สูตรและบริเวณละติจูดต่ำนั้น จะพบความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดขึ้นในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดิน ซึ่งจะเรียกปรากฏการณ์นี้ว่า EPB (Equatorial Plasma Bubble) ซึ่งวิธีการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์รวมไปถึงแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ได้นำเสนอในงานวิจัยก่อนหน้านี้นั้นอาจจะไม่เหมาะสำหรับกับความผิดปกติของสภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในบริเวณนี้ ซึ่งทางองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศได้แนะนำให้แต่ละประเทศทำการศึกษาผลกระทบของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อระบบ GBAS รวมไปถึงการแลกเปลี่ยนข้อมูลเพื่อนำไปพัฒนาแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของภูมิภาคต่อไป

1.2 ขอบเขตของงานวิจัย

งานวิจัยในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะแบ่งออกเป็น 2 ส่วนได้แก่ การนำเสนอกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสมและการออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS สำหรับสถานีในประเทศไทย โดยในส่วนแรกจะเป็นการปรับปรุงกระบวนการ LTIAM (Long-Term Ionospheric Anomaly Monitor) ที่ได้นำเสนอมาในก่อนหน้านี้ ซึ่งจะทำการเลือกใช้ค่า ROTI (Rate of TEC Index) แทนค่าดัชนีความแปรปรวนของสนามแม่เหล็กโลกต่างๆ ในการพิจารณาความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สำหรับประเทศไทย นอกจากนี้ยังได้นำเสนอวิธีการพิจารณาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS เพื่อลดความผิดพลาดในการคำนวณหาค่าดีเลยเกรเดียนต์ โดยในการทดลองจะอาศัยข้อมูลจากเครื่องรับ GPS สองความถี่ที่ติดตั้งอยู่บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิจำนวน 3 สถานี ในการวิเคราะห์หาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ในช่วงฤดูกาลเกิดปรากฏการณ์ EPB ในช่วงปี ค.ศ. 2011 ถึง 2012

ในส่วนที่สองของงานวิจัยนั้นจะเป็นการออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS สำหรับประเทศไทย ซึ่งจะได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB โดยจะอาศัยคุณลักษณะของปรากฏการณ์ดังกล่าวมาช่วยในการจำลองความผิดพลาดที่เกิดขึ้นในการระบุตำแหน่งของอากาศยาน ซึ่งในการลดความเสี่ยงจะอาศัยเทคนิค PDGS (Position-Domain Geometry Screening) ในการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คำนวณหาค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) ที่เหมาะสมสำหรับสถานี GBAS ที่ใช้งานที่สนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะประกอบไปด้วยเนื้อหาจำนวน 7 บท โดยในบทที่ 1 นั้นจะเป็นการแนะนำจุดประสงค์และขอบเขตของงานวิจัย จากนั้นในบทที่ 2 นั้นจะเป็นการอธิบายถึงส่วนประกอบและหลักการทำงานพื้นฐานของระบบ GPS รวมถึงสาเหตุความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งและการประยุกต์ใช้งานสำหรับการระบุตำแหน่งของอากาศยาน โดยในบทที่ 3 นั้นจะอธิบายถึงผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS โดยเฉพาะอย่างยิ่งคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เหนือประเทศไทย ซึ่งจะพบความผิดปกติอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble) โดยความเข้าใจเกี่ยวกับคุณลักษณะของปรากฏการณ์ EPB นั้นจะเป็นพื้นฐานสำคัญในการศึกษาผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์รวมทั้งการออกแบบระบบป้องกันความเสี่ยงต่อการใช้งานระบบ GBAS ในประเทศไทย ในบทที่ 4 จะอธิบายเกี่ยวกับหลักการทำงานพื้นฐานของระบบ GBAS รวมถึงความเสี่ยงและข้อจำกัดในการใช้งานระบบ GBAS ในกรณีที่เกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งจะมีชื่อเรียกว่าปรากฏการณ์ดีเลย์เกรเดียนต์ (Ionospheric Delay Gradient) รวมทั้งข้อจำกัดของกระบวนการตรวจวัดปรากฏการณ์ดังกล่าวที่ใช้งานในปัจจุบัน หลังจากนั้นในบทที่ 5 และ 6 จะเป็นส่วนอธิบายงานวิจัยที่นำเสนอในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ โดยจะแบ่งออกเป็น 2 ส่วนได้แก่กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสมและการออกแบบระบบลดความเสี่ยงสำหรับการใช้งาน GBAS สำหรับประเทศไทยตามลำดับ ซึ่งจะใช้เครื่องรับ GPS แบบสองความถี่ที่ติดตั้งอยู่บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิในการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ในช่วงฤดูกาลเกิดปรากฏการณ์ EPB โดยที่การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดของอากาศยานนั้นจะอาศัยคุณลักษณะเกิดจากปรากฏการณ์ EPB มาใช้ในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS เพื่อใช้ในการคำนวณหาค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) ที่เหมาะสมสำหรับลดความเสี่ยงในการระบุตำแหน่งผิดพลาด ในบทที่ 7 ซึ่งเป็นส่วนสุดท้ายจะเป็นการสรุปผลและข้อเสนอแนะเกี่ยวกับงานวิจัย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS

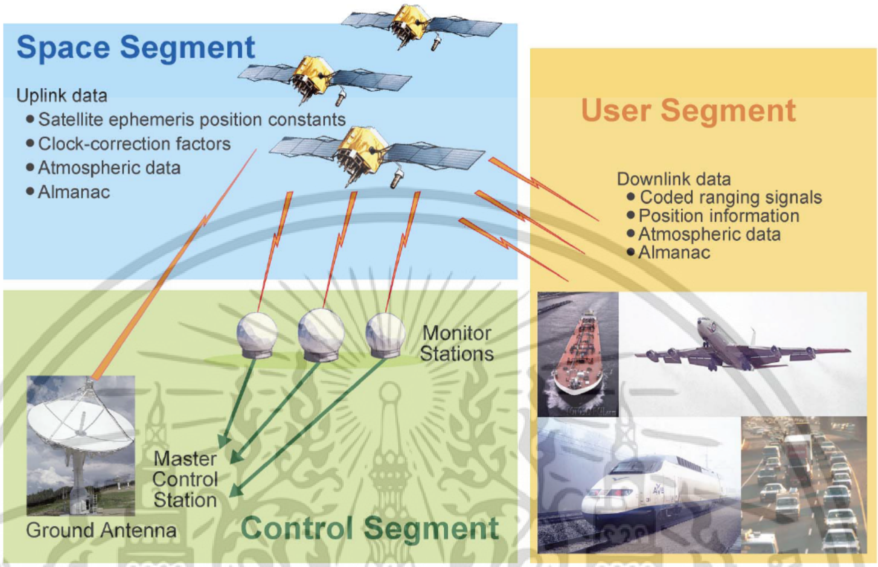
ในช่วงทศวรรษที่ผ่านมาระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GNSS (Global Navigation Satellite System) หรือระบบที่รู้จักกันดีอย่างเช่น GPS (Global Positioning System) นั้นได้ถูกนำมาประยุกต์ใช้งานในด้านอื่นๆ นอกเหนือจากการใช้งานในกิจการด้านการทหาร อาทิเช่น การเกษตรกรรมความแม่นยำสูง (Precision Farming) การสำรวจรังวัด (Surveying) การติดตามยานพาหนะ (Vehicle Tracking) การนำร่องของอากาศยานทางด้านการบินพลเรือน (Aviation Navigation) และการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับชั้นบรรยากาศต่างๆ ของโลก (Atmospheric and Ionospheric Research) เป็นต้น รวมทั้งในปัจจุบันโทรศัพท์มือถือแบบสมาร์ทโฟนทุกเครื่องได้มีการติดตั้งเครื่องรับ GPS ในตัว ทำให้เกิดการประยุกต์ใช้งานกันในสื่อสังคมออนไลน์ (Social Media) อย่างแพร่หลาย จะเห็นได้ว่าระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมนั้นได้เข้ามามีบทบาทในชีวิตประจำวันของมนุษย์เพิ่มมากขึ้นในปัจจุบัน ซึ่งนอกเหนือจากระบบ GPS ที่ใช้งานกันอย่างแพร่หลายแล้วนั้น ประเทศต่างๆ ก็ได้มีการพัฒนาระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมของตนเองขึ้นมา อาทิเช่น ระบบดาวเทียม GLONASS (Global’naya Navigationnaya Sputnikovaya Sistema) ของสหพันธรัฐรัสเซีย ระบบดาวเทียม GALILEO ของสหภาพยุโรป ระบบดาวเทียม QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) ของประเทศญี่ปุ่น และระบบดาวเทียม Beidou ของสาธารณรัฐประชาชนจีน สำหรับงานวิจัยในวิทยานิพนธ์นี้จะใช้ระบบ GPS เป็นหลัก โดยเนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึงส่วนประกอบและหลักการทำงานพื้นฐานของระบบ GPS รวมถึงสาเหตุความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งและการประยุกต์ใช้งานสำหรับการระบุตำแหน่งของอากาศยาน

2.1 ส่วนประกอบของระบบ

ระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS นั้นได้ถูกพัฒนาโดยกระทรวงกลาโหมของประเทศสหรัฐอเมริกาในช่วงปี ค.ศ. 1970 (ช่วงยุคสงครามเย็น) โดยมีจุดมุ่งหมายเริ่มต้นคือเพื่อใช้งานสำหรับการระบุตำแหน่ง ความเร็วและเวลาสำหรับภารกิจทางทหาร โดยประกาศให้ประชาชนทั่วไปสามารถใช้งานได้อย่างเป็นทางการในปี ค.ศ. 1995 [1] โดยการทำงานของระบบ GPS นั้นจะประกอบไปด้วย 3 ส่วนหลักๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ได้แก่ ส่วนดาวเทียม (Space Segment) ส่วนควบคุม (Control Segment) และส่วนผู้ใช้งาน (User Segment) ดังรูปที่ 2.1



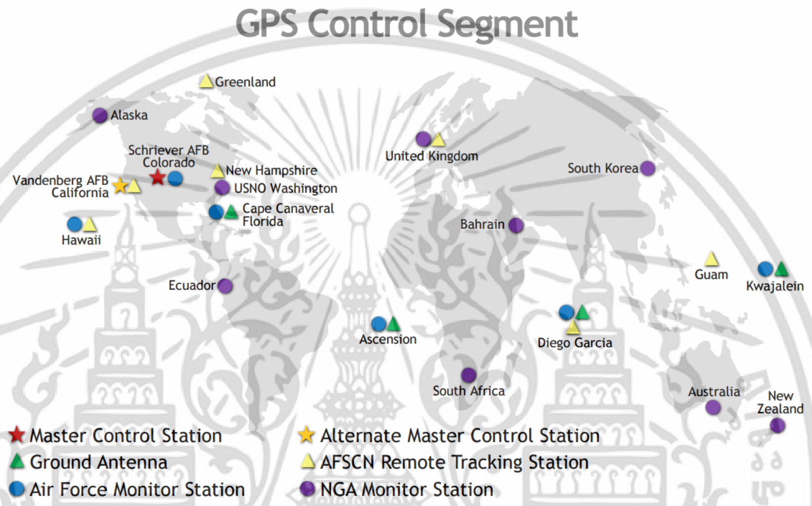
รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบในการทำงานของระบบ GPS

(ที่มา : http://infohost.nmt.edu/~mreece/gps/segments.gif)

สำหรับส่วนดาวเทียม (Space Segment) นั้นจะประกอบไปด้วยดาวเทียมทั้งหมดไม่น้อยกว่า 24 ดวง (ในปัจจุบันสามารถรับสัญญาณได้ทั้งหมด 32 ดวง [2]) ใน 6 ระนาบวงโคจร โดยทำมุม 55° กับระนาบเส้นศูนย์สูตรโลกที่ระดับความสูงประมาณ 20,200 กิโลเมตรเหนือพื้นโลก ซึ่งจะทำให้เครื่องรับ GPS นั้นสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้จำนวน 6-12 ดวง หรือประมาณ 1 ใน 3 ของจำนวนดาวเทียมทั้งหมด ณ ทุกๆ ที่บนโลกได้ตลอดเวลา โดยดาวเทียม GPS แต่ละดวงจะส่งข้อมูลที่ใช้ในการระบุตำแหน่งของดาวเทียม (Navigation Message) ซึ่งจะประกอบไปด้วยข้อมูลพารามิเตอร์ที่แสดงถึงลักษณะของวงโคจรดาวเทียมแต่ละดวง (Ephemeris) เพื่อใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งดาวเทียมที่มีความแม่นยำสูง ข้อมูลพารามิเตอร์ที่แสดงลักษณะของวงโคจรดาวเทียมทั้งวงโคจรเพื่อใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งดาวเทียมที่มีความแม่นยำต่ำ (Almanac) ข้อมูลที่ใช้ในการบอกเวลาและความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาบนดาวเทียม (Clock Correction Parameters) สถานะของดาวเทียมแต่ละดวง (Satellite Status) และข้อมูลค่าปรับแก้ความคลาดเคลื่อนของสัญญาณอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับส่วนควบคุม (Control Segment) นั้นมีหน้าที่ควบคุมและติดตามการทำงานของดาวเทียม GPS โดยจะทำหน้าที่ติดตามสถานะของดาวเทียม คาดคะเนการคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาและตำแหน่งของดาวเทียมในวงโคจร หลังจากนั้นจะทำการปรับปรุงค่าใน Navigation Message เพื่อทำการอัพโหลดให้กับดาวเทียม ซึ่งจะมีสถานีกระจายอยู่ตามที่ต่างๆ ทั่วโลกดังรูปที่ 2.2 โดยมีสถานีควบคุมหลัก (Master Control Station) ตั้งอยู่ที่รัฐ Colorado ประเทศสหรัฐอเมริกา



รูปที่ 2.2 สถานีควบคุมและติดตามการทำงานของดาวเทียม GPS

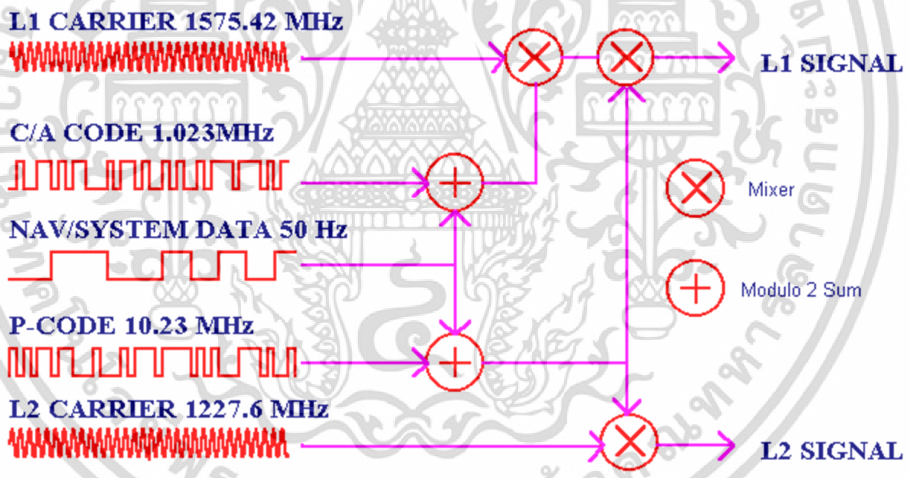
(ที่มา : http://www.gps.gov/multimedia/images/GPS-control-segment-map.pdf)

ในส่วนของผู้ใช้งาน (User Segment) นั้นจะทำการรับสัญญาณจากดาวเทียม GPS เพื่อทำการระบุตำแหน่งของผู้ใช้งาน ซึ่งจะใช้หลักการสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) โดยเครื่องรับจะทำการวัดระยะทางที่สัญญาณเดินทางจากดาวเทียมมาถึงเครื่องรับบนพื้นโลก ประกอบกับตำแหน่งดาวเทียมซึ่งสามารถคาดคะเนได้จากข้อมูล Ephemeris ที่ส่งมาจากดาวเทียม ทำให้สามารถประมาณค่าพิกัดตำแหน่งเครื่องรับในระบบสามมิติ ($x\ y\ z$) ได้ แต่อย่างไรก็ตามเนื่องจากสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ GPS โดยทั่วไปนั้นได้มาจากวงจรกำเนิดสัญญาณจากผลึกควอทซ์ (Quartz Oscillator) เนื่องจากมีราคาถูกกว่าวงจรกำเนิดสัญญาณนาฬิกาจากอะตอมที่ใช้บนดาวเทียม GPS ส่งผลทำให้การวัดระยะทางการเดินทางของสัญญาณดาวเทียมมีความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้น โดยในทางปฏิบัตินั้น เครื่องรับ GPS จะทำการวัดระยะทางจากดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง เพื่อใช้ในการประมาณค่าพิกัดตำแหน่งเครื่องรับในระบบสามมิติและค่าความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ ($x\ y\ z\ dt$)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 คุณลักษณะของสัญญาณ

ข้อมูลจาก Navigation Message นั้นจะมีอัตราบิตเท่ากับ 50 บิตต่อวินาทีโดยจะถูกมอดูเลตด้วยรหัสสัญญาณรบกวนสุ่มเทียม (PRN : Pseudo-Random Noise) ซึ่งประกอบไปด้วยรหัส C/A (Coarse/Acquisition Code) สำหรับการใช้งานทางด้านกิจการพลเรือนทั่วไป และรหัส P(Y) (Precision (Encrypted) Code) สำหรับการใช้งานในกิจการทางด้านการทหารเท่านั้น ซึ่งรหัส C/A นั้นจะถูกสร้างมาจากรหัสโกลด์ [3] โดยจะมีจำนวนบิตทั้งหมด 1,023 บิตและมีอัตรารหัสเท่ากับ 1.023 MHz ส่วนรหัส P ซึ่งจะถูกเข้ารหัสด้วยรหัส Y นั้นจะมีจำนวนบิตประมาณ $\sim 10^{14}$ บิตและมีอัตรารหัสเท่ากับ 10.23 MHz ซึ่งนับได้ว่าระบบ GPS นั้นเป็นระบบแรกที่ใช้เทคโนโลยีการมอดูเลตแบบ CMDA (Code Division Multiple Access) [4] หลังจากนั้นบิตข้อมูลทั้งหมดจะถูกมอดูเลตแบบ BPSK (Binary Phase Shift Keying) ที่ความถี่ L1 (1,575.42 MHz) และ L2 (1,227.60 MHz) ส่งไปยังเครื่องรับ GPS บนพื้นโลก โดยคุณลักษณะของสัญญาณ GPS นั้นแสดงจะดังรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 คุณลักษณะของสัญญาณ GPS

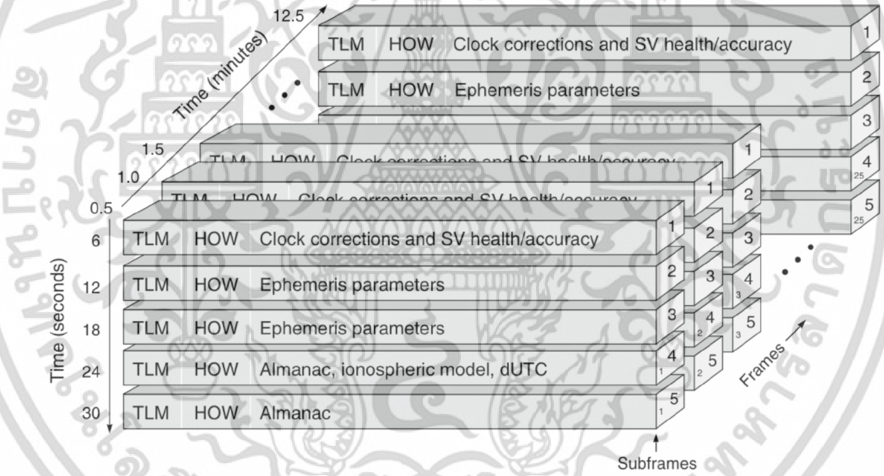
(ที่มา : http://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gif/signals.gif)

หมายเหตุ : สำหรับดาวเทียม GPS รุ่นใหม่ที่ถูกปล่อยหลังจากปี ค.ศ. 2010 ได้มีการพัฒนาปรับปรุงให้มีการส่งสัญญาณ L5 (1,176.45 MHz) เพื่อสำหรับการใช้งานทางด้านกิจการพลเรือนที่ต้องคำนึงถึงความปลอดภัย เช่น การระบุตำแหน่งของยานพาหนะและการระบุตำแหน่งของอากาศยาน เป็นต้น [5]

สำหรับข้อมูลที่ส่งมาใน Navigation Message นั้นจะส่งมาด้วยอัตราบิต 50 บิตต่อวินาที ซึ่งจะแสดงอยู่ในรูปที่ 2.4 โดยจะอยู่ในรูปของเฟรมข้อมูล ซึ่งใน 1 เฟรมข้อมูลจะประกอบไปด้วยบิตข้อมูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จำนวน 1,500 บิต โดยจะใช้เวลาส่ง 30 วินาทีต่อ 1 เฟรม สำหรับแต่ละเฟรมนั้นจะถูกแบ่งออกเป็น 5 เฟรมย่อย ซึ่งจะมีขนาดข้อมูล 30 บิตต่อ 1 เฟรมย่อย ดังนั้นจะใช้เวลา 6 วินาทีสำหรับแต่ละเฟรมย่อย โดยที่แต่ละเฟรมย่อยจะมีส่วนหัวซึ่งประกอบไปด้วย TLM (Telemetry Word) และ HOW (Hand-Over Word) โดยส่วน TLM นั้นจะประกอบไปด้วยจำนวนบิต 8 บิตที่มีรูปแบบตายตัวสำหรับเพื่อใช้ในการเข้าจังหวะสัญญาณ (Synchronization) ส่วน HOW นั้นจะใช้การบอกเวลาที่ใช้ในการส่งข้อมูลในแต่ละเฟรม โดยจะอยู่ในรูปแบบของระบบเวลา GPS (GPS Time) ซึ่งจะประกอบไปด้วยสัปดาห์และวินาทีในแต่ละสัปดาห์ (GPS Week และ Time of Week) โดยจะประกอบไปด้วยบิตจำนวน 29 บิต โดย 10 บิตแรกจะใช้ในการบอกสัปดาห์ (โดยจะเริ่มนับตั้งแต่วันที่ 6 มกราคม ปี ค.ศ. 1980) และ 19 บิตที่เหลือจะใช้ในการบอกเวลาในแต่ละสัปดาห์ซึ่งจะมีค่าเปลี่ยนแปลงบิตละ 1.5 วินาที ดังนั้นนอกเหนือจากใช้งานในการระบุตำแหน่งแล้ว สัญญาณ GPS ยังสามารถใช้งานในการบอกเวลาได้อีกด้วย



รูปที่ 2.4 โครงสร้างเฟรมข้อมูล Navigation Message ของสัญญาณ GPS [1]

สำหรับข้อมูลที่อยู่ในเฟรมย่อยที่เหลือนั้นจะประกอบไปด้วยข้อมูลดังนี้

เฟรมย่อยที่ 1 : ค่าพารามิเตอร์ที่ใช้แก้ไขความผิดพลาดของสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม GPS และข้อมูลสถานะดาวเทียม

เฟรมย่อยที่ 2-3 : ค่าพารามิเตอร์ที่แสดงถึงลักษณะของวงโคจรดาวเทียมเพื่อใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งดาวเทียมที่มีความแม่นยำสูง (Ephemeris)

เฟรมย่อยที่ 4 : ข้อมูลพารามิเตอร์ที่แสดงลักษณะของวงโคจรดาวเทียมเพื่อใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งดาวเทียมที่มีความแม่นยำต่ำ (Almanac) ค่าพารามิเตอร์ที่ใช้แก้ไขความผิดพลาดอันเนื่องมาจาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และค่าความแตกต่างระหว่างระบบเวลา GPS และระบบเวลา UTC (Universal Time Coordinated)

เฟรมย่อย 5 : ข้อมูลพารามิเตอร์ที่แสดงลักษณะของวงโคจรดาวเทียมเพื่อใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งดาวเทียมที่มีความแม่นยำต่ำ (Almanac)

สำหรับเฟรมย่อยที่ 1-3 นั้นจะมีค่าเหมือนกันในแต่ละเฟรม ส่วนเฟรมที่ 4-5 นั้นจะมีค่า Almanac แตกต่างกันไปตามแต่ละดาวเทียม (ดวงที่ 1-24) โดยค่า Almanac นั้นมีไว้สำหรับช่วยให้เครื่องรับ GPS นั้นสามารถค้นหาสัญญาณดาวเทียมได้เร็วขึ้นเนื่องจากทราบจำนวนดาวเทียมบนท้องฟ้าในขณะนั้นๆ [7] ซึ่งจะสังเกตได้ว่าในการที่จะได้ข้อมูล Almanac ของดาวเทียมครบทั้ง 24 ดวง (เฟรมที่ 25 เป็นเฟรมสำรอง) นั้นจะต้องใช้เวลาถึง 12 นาที 30 วินาที สำหรับเครื่องรับ GPS ที่อยู่ในสภาวะเริ่มต้นทำงาน (Cold Start) ถึงจะรับข้อมูล Almanac ของดาวเทียมได้ครบทุกดวง โดยในทางปฏิบัตินั้นเครื่องรับ GPS จะมีหน่วยความจำภายในทำการเก็บข้อมูล Almanac เพื่อใช้สำหรับการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมบนท้องฟ้า ซึ่งจะทำให้เครื่องรับ GPS นั้นสามารถค้นหาสัญญาณดาวเทียมได้รวดเร็วเนื่องจากเครื่องรับอยู่ในสภาวะพร้อมทำงาน (Warm Start) โดยที่ข้อมูล Almanac นั้นจะทำการปรับปรุงค่าโดยสถานีควบคุมหลัก (Master Control Station) ทุกๆ 1 สัปดาห์ และทุกๆ 2 ชั่วโมงสำหรับข้อมูล Ephemeris [7] โดยสำหรับเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนโทรศัพท์มือถือนั้นจะใช้เทคนิคที่เรียกว่า Assisted GPS (AGPS) โดยจะทำการดาวน์โหลดข้อมูล Ephemeris และ Almanac จากเซอร์เวอร์ผู้ให้บริการเครือข่ายผ่านอินเตอร์เน็ต ซึ่งจะทำเครื่องรับ GPS นั้นสามารถค้นหาสัญญาณดาวเทียมได้รวดเร็วขึ้น [8]

2.3 การวัดและสาเหตุความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง

การทำงานของเครื่องรับ GPS โดยทั่วไปนั้นจะทำการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมกับเครื่องรับ GPS โดยวัดจากการเดินทางของสัญญาณจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ GPS โดยที่เครื่องรับจะทำการสร้างรหัสสัญญาณสุ่มเทียมที่มีรูปแบบเดียวกันกับดาวเทียมที่กำลังรับสัญญาณ ซึ่งเวลาที่สัญญาณเดินทางจากดาวเทียมจนถึงเครื่องรับ GPS นั้นจะหาได้จากผลต่างเวลาที่รับสัญญาณกับเวลาในการส่งสัญญาณจากดาวเทียม โดยที่เวลาที่รับสัญญาณนั้นหาได้จากเวลาที่รหัสทั้งสอง (จากที่เครื่องรับสร้างขึ้นกับสัญญาณที่ส่งมาจากดาวเทียม) นั้นมีรูปแบบที่ตรงกัน โดยวิธีดังกล่าวจะเรียกว่าการทำอัตสหสัมพันธ์ (Auto-Correlation) ส่วนเวลาที่ส่งสัญญาณมาจากดาวเทียมนั้นสามารถหาได้จากส่วน HOW ของแต่ละเฟรมย่อย หลังจากนั้นระยะทางจากเครื่องรับถึงดาวเทียมจะสามารถหาได้จากสมการที่ 2.1

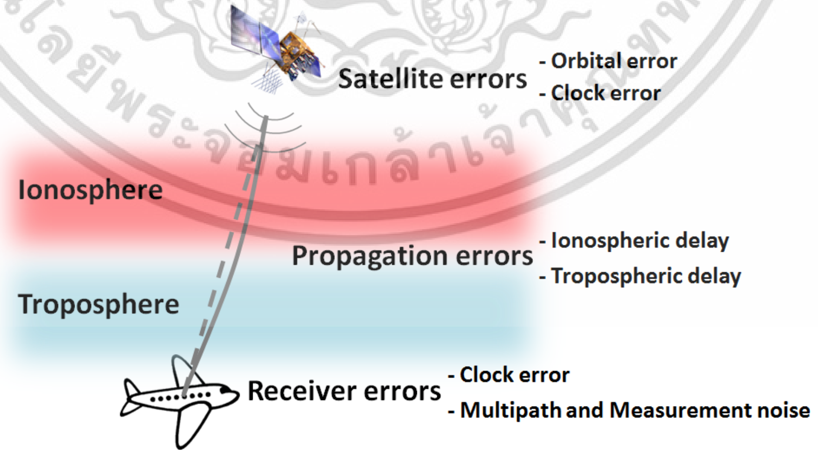
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho = c \times \Delta t \tag{2.1}$$

โดยที่ ρ คือระยะทางจากเครื่องรับถึงดาวเทียม (เมตร) c คือค่าความเร็วแสงในสุญญากาศ (299,792,458 เมตร/วินาที) และ Δt คือผลต่างเวลาที่รับสัญญาณกับเวลาในการส่งสัญญาณจากดาวเทียม (วินาที) ซึ่งการวัดระยะทางแบบดังกล่าวจะเรียกว่า "การวัดระยะทางเทียม" (pseudorange) สำหรับเครื่องรับ GPS บางชนิด เช่น ที่ใช้งานในการทำรังวัดนั้น สามารถทำการวัดระยะทางในอีกรูปแบบหนึ่งซึ่งจะมีความแม่นยำกว่าแบบการวัดระยะทางเทียม โดยจะอาศัยผลรวมการวัดผลต่างระหว่างเฟสของคลื่นพาห์ของสัญญาณ GPS กับสัญญาณที่สร้างขึ้นโดยเครื่องรับเอง โดยเรียกการวัดดังกล่าวว่า “การวัดเฟสคลื่นพาห์” (carrier phase) ซึ่งจะสามารถเขียนอยู่ในรูปแบบสมการได้ดังนี้

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

โดยที่ ϕ คือระยะทางจากเครื่องรับถึงดาวเทียม (เมตร) λ คือค่าความยาวคลื่นของสัญญาณ GPS ที่ใช้ (19.0 เซนติเมตรสำหรับความถี่ L1 (1,575.42 MHz) และ 24.4 เซนติเมตรสำหรับความถี่ L2 (1,227.60 MHz)) θ คือค่าผลรวมการวัดผลต่างเฟสของคลื่นพาห์ของสัญญาณ GPS และ N คือค่าเฟสเริ่มต้นซึ่งไม่ทราบค่า (Initial phase ambiguity) (เรเดียน) อย่างไรก็ตามพบว่าการระบุตำแหน่งโดยเครื่องรับ GPS นั้น ยังคงมีความคลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งอยู่ โดยสามารถจำแนกสาเหตุในการเกิดความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งได้ 3 สาเหตุหลักซึ่งแสดงดังรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 สาเหตุความคลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของ GPS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1). ค่าความผิดพลาดอันเนื่องมาจากดาวเทียม (Satellite Errors) ได้แก่ ความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งของดาวเทียม (Orbital Error) และความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม (Satellite Clock Error)
2). ค่าความผิดพลาดอันเนื่องมาจากสัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศของโลก (Signal Propagation Errors) ได้แก่ ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโพสเฟียร์ ตามลำดับ
3). ค่าความผิดพลาดอันเนื่องมาจากเครื่องรับ GPS (Receiver Errors) ได้แก่ ความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ รวมไปถึงสัญญาณรบกวนที่เกิดจากปรากฏการณ์ multipath เป็นต้น
ซึ่งสามารถเขียนสมการการวัดระยะทางเทียมและเฟสคลื่นพาห์รวมกับผลของความผิดพลาดต่างๆ ได้ดังนี้

$$\rho_i^k = R^k + c\left(\Delta t - \Delta T^k\right) + I_i^k + T^k + \varepsilon_{\rho_i}^k \tag{2.3}$$

และ

$$\phi_i^k = R^k + c\left(\Delta t - \Delta T^k\right) - I_i^k + T^k + \lambda_i N_i^k + \varepsilon_{\phi_i}^k \tag{2.4}$$

โดยที่ ρ_i^k และ ϕ_i^k คือการวัดระยะทางเทียมและเฟสคลื่นพาห์ของความถี่ i จากดาวเทียมดวงที่ k (เมตร)

R^k คือระยะทางจริงจากดาวเทียม k ถึงเครื่องรับ (เมตร)

Δt คือความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับ (วินาที)

ΔT^k คือความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาดาวเทียม k (วินาที)

I_i^k คือค่าความผิดพลาดอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เมตร)

T^k คือค่าความผิดพลาดอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (เมตร)

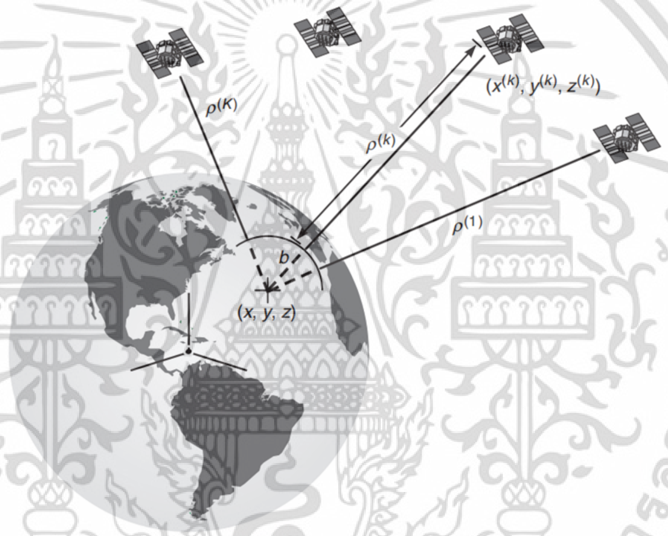
$\varepsilon_{\rho_i}^k$ และ $\varepsilon_{\phi_i}^k$ คือค่าความผิดพลาดอันเนื่องมาจากสัญญาณรบกวนที่เกิดจากปรากฏการณ์ multipath และอื่นๆ ของการวัดระยะระยะทางเทียมและเฟสคลื่นพาห์ของความถี่ i จากดาวเทียมดวงที่ k (เมตร) โดยหลังจากได้มีการยกเลิกระบบ Selective Availability (SA) ในปี ค.ศ. 2000 [1] ทำให้ค่าความผิดพลาดที่มากที่สุดนั้นเกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งเป็นชั้นบรรยากาศที่อยู่สูงจากพื้นโลกประมาณ 50-1,000 กิโลเมตร โดยในชั้นนี้จะประกอบไปด้วยอิเล็กตรอนและไอออนอยู่เป็นจำนวนมาก ซึ่งโมเลกุลของก๊าซที่อยู่ในบริเวณนี้จะถูกไอออไนซ์โดยรังสีที่แผ่มาจากดวงอาทิตย์ ทำให้เกิดการแตกตัวกลายเป็นอิเล็กตรอนและไอออนอิสระ ซึ่งปริมาณอิเล็กตรอนและไอออนนั้นจะแปรเปลี่ยนไปตามสถานที่ วัน เวลา ฤดูกาลและปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นบนดวงอาทิตย์ เช่น จำนวนจุดมืด และพายุสุริยะเป็นต้น โดยจะทำให้การวัดระยะทางเทียมนั้นยาวกว่าระยะทางจริง แต่สำหรับการวัดเฟสคลื่นพาห์นั้นจะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พบว่ามีระยะทางที่สั้นลงในสัดส่วนส่วนที่เท่ากัน โดยค่าความผิดพลาดจะขึ้นอยู่กับปริมาณความหนาแน่นอิเล็กตรอนในรูปของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC : Total Electron Content) โดยรายละเอียดเพิ่มเติมจะอยู่ในเนื้อหาบทที่ 3

2.4 การคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับ GPS

ในการคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับ GPS โดยทั่วไป (ชนิดความถี่เดียว) นั้นจะใช้หลักการสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) ซึ่งเป็นวิธีการระบุพิกัดจากจุดตัดของรูปทรงเรขาคณิต โดยจะต้องทราบข้อมูลพิกัดของจุดอ้างอิงและระยะทางจากจุดอ้างอิงถึงพิกัดที่ต้องการจะหา



รูปที่ 2.6 หลักการระบุตำแหน่งโดยใช้ดาวเทียม GPS [1]

รูปที่ 2.6 แสดงถึงหลักการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS โดยที่ (x, y, z) คือตำแหน่งพิกัดของเครื่องรับ GPS ที่ต้องการหาและ $(x^{(k)}, y^{(k)}, z^{(k)})$ คือค่าตำแหน่งพิกัดของดาวเทียมดวงที่ (k) ซึ่งสามารถคำนวณได้จากข้อมูล Ephemeris ที่ส่งมาใน Navigation Message (ตำแหน่งพิกัดจะอ้างอิงอยู่ในรูปแบบ ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed)) โดยจะสามารถเขียนความสัมพันธ์ระหว่างค่าการวัดระยะทางเทียม ที่วัดได้จากเครื่องรับ GPS และตำแหน่งพิกัดของเครื่องรับ GPS (เมื่อไม่ได้พิจารณาค่าความผิดพลาดอื่นๆ) ได้ดังสมการที่ 2.5 ดังนี้

$$\rho_c^{(k)} = \sqrt{(x^{(k)} - x)^2 + (y^{(k)} - y)^2 + (z^{(k)} - z)^2} + b \qquad (2.5)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ $\rho_c^{(k)}$ คือค่าการวัดระยะทางเทียมที่วัดได้จากดาวเทียม GPS (ดวงที่ k = 1, 2, 3, ..., N) (เมตร) (x, y, z) คือตำแหน่งพิกัดของเครื่องรับ GPS ที่ต้องการหาค่าและ b คือค่าไบอัสที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาที่เกิดจากเครื่องรับ GPS (เมตร) (เนื่องจากสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ GPS ส่วนใหญ่นั้นได้มาจากวงจรกำเนิดสัญญาณจากผลึกควอทซ์ (Quartz Oscillator) เนื่องจากมีราคาถูก ซึ่งจะมีค่าเบี่ยงเบนไปจากค่าความถี่จริงอันเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิ [1]) จะสังเกตได้ว่าจากสมการที่ (2.5) นั้นจะมีตัวแปรที่ไม่ทราบค่าอยู่ทั้งหมด 4 ตัว ได้แก่ (x, y, z) และ b โดยในการหาค่าตัวแปรดังกล่าวนั้น จำเป็นต้องการค่าวัดระยะทางเทียมที่วัดจากดาวเทียม GPS อย่างน้อย 4 ดวงขึ้นไป (4 ตัวแปรไม่ทราบค่า 4 สมการ) แต่เนื่องจากสมการที่ (2.5) นั้นเป็นสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งในการแก้สมการนั้นจะนิยมใช้วิธีของ Newton-Raphson โดยจะทำการประมาณค่าสมการให้เป็นสมการเชิงเส้นโดยใช้อนุกรม Taylor ซึ่งจะกำหนดค่าตัวแปรเริ่มต้นที่เหมาะสม (initial guess) ให้กับเครื่องรับ GPS หลังจากนั้นระบบจะทำการวนหาคำตอบซ้ำ (Iteration) ซึ่งคำตอบของสมการนั้นจะลู่เข้าค่าจริงของตัวแปรเมื่อเวลาผ่านไป โดยการประมาณค่าของอนุกรม Taylor นั้นสามารถเขียนได้ดังสมการที่ 2.6 ดังนี้

$$f(x) = f(x_0) + f'(x_0)(x - x_0) + \frac{f''(x_0)}{2!}(x - x_0)^2 + \ldots \tag{2.6}$$

โดยที่ $f(x)$ คือฟังก์ชันที่ไม่เป็นเชิงเส้นใดๆ และ x_0 คือค่าเริ่มต้นที่เหมาะสม โดยสามารถประมาณค่าของฟังก์ชันได้โดยทำการพิจารณาค่าของผลรวมถึงแค่อนุพันธ์อันดับที่หนึ่งจะได้ว่า

$$f(x) \approx f(x_0) + f'(x_0)(x - x_0) \tag{2.7}$$

โดยเมื่อทำการประมาณค่าในสมการที่ 2.5 จะได้ว่า

$$\rho_c^{(k)}\left(x_1, y_1, z_1, b_1\right) = \rho_c^{(k)}\left(x_0 + \Delta x, y_0 + \Delta y, z_0 + \Delta z, b_0 + \Delta b\right) \tag{2.8}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho_c^{(k)}\left(x_1,y_1,z_1,b_1\right)=\rho_c^{(k)}\left(x_0,y_0,z_0,b_0\right)+\frac{\partial\rho_c^{(k)}\left(x_0,y_0,z_0,b_0\right)}{\partial x_0}\Delta x+\frac{\partial\rho_c^{(k)}\left(x_0,y_0,z_0,b_0\right)}{\partial y_0}\Delta y$$
$$+\frac{\partial\rho_c^{(k)}\left(x_0,y_0,z_0,b_0\right)}{\partial z_0}\Delta z+\frac{\partial\rho_c^{(k)}\left(x_0,y_0,z_0,b_0\right)}{\partial b_0}\Delta b$$
$$+\frac{1}{2!}\frac{\partial^2\rho_c^{(k)}\left(x_0,y_0,z_0\right)}{\partial {x_0}^2}\Delta x^2+\ldots \quad (2.9)$$

$$\rho_c^{(k)}\left(x_1,y_1,z_1,b_1\right)\approx\rho_0^{(k)}-\frac{x^{(k)}-x_0}{\rho_0^{(k)}}\Delta x-\frac{y^{(k)}-y_0}{\rho_0^{(k)}}\Delta y-\frac{z^{(k)}-z_0}{\rho_0^{(k)}}\Delta z+\Delta b \quad (2.10)$$

โดยที่ค่า (x_0, y_0, z_0, b_0) คือค่าเริ่มต้นที่เหมาะสมของพิกัดและไบอัสที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ GPS และ $\rho_0^{(k)}$ จะมีค่าเท่ากับ $\sqrt{(x^{(k)}-x_0)^2+(y^{(k)}-y_0)^2+(z^{(k)}-z_0)^2}+b_0$ ซึ่งในกรณีที่รับสัญญาณดาวเทียมได้มากกว่าหนึ่งดวงนั้นจะสามารถเขียนอยู่ในรูปแบบเมทริกซ์ได้ดังนี้

$$\boldsymbol{\delta\rho}=\begin{bmatrix}\rho_c^1-\rho_0^1\\ \rho_c^2-\rho_0^2\\ \vdots\\ \rho_c^k-\rho_0^k\end{bmatrix}=\mathbf{G}\begin{bmatrix}\Delta x\\ \Delta y\\ \Delta z\\ \Delta b\end{bmatrix} \quad (2.11)$$

โดยที่เมทริกซ์ **G** จะมีขนาด (มิติ) ดังนี้

$$\mathbf{G}=\begin{bmatrix}-\frac{x^1-x_0}{\rho_0^{1}} & -\frac{y^1-y_0}{\rho_0^{1}} & -\frac{z^1-z_0}{\rho_0^{1}} & 1\\ -\frac{x^2-x_0}{\rho_0^{2}} & -\frac{y^2-y_0}{\rho_0^{2}} & -\frac{z^2-z_0}{\rho_0^{2}} & 1\\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots\\ -\frac{x^k-x_0}{\rho_0^{k}} & -\frac{y^k-y_0}{\rho_0^{k}} & -\frac{z^k-z_0}{\rho_0^{k}} & 1\end{bmatrix} \quad (2.12)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับในกรณีที่มีค่าวัดระยะทางเทียมที่วัดจากดาวเทียมมากกว่า 4 ดวงนั้น จะใช้การหาคำตอบแบบวิธีการกำลังสองน้อยที่สุดแบบถ่วงน้ำหนัก (Weighted Least Squares) ในการคำตอบที่เหมาะสมที่สุดของตัวแปร [9] จะได้ดังนี้

$$\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta b \end{bmatrix} = \left(\mathbf{G}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\mathbf{G}\right)^{-1}\mathbf{G}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\boldsymbol{\delta\rho} \tag{2.13}$$

โดยเพื่อความง่ายจะนิยามให้

$$\mathbf{S} \equiv \left(\mathbf{G}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\mathbf{G}\right)^{-1}\mathbf{G}^{\mathrm{T}}\mathbf{W} \tag{2.14}$$

โดยที่ **S** จะเรียกว่าเมทริกซ์โปรเจคชัน (Projection Matrix) ซึ่งเป็นเมทริกซ์ที่นำไปคูณกับระยะทางเทียมแล้วได้เป็นค่าพิกัดและไบอัสที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ GPS แต่เนื่องจากค่าระยะทางเทียมที่วัดได้จากเครื่องรับ GPS นั้นยังมีความผิดพลาดหลงเหลืออยู่ ดังที่ได้อธิบายในหัวข้อ 2.3 แล้วนั้นจึงจำเป็นต้องมีการถ่วงน้ำหนักค่าระยะทางเทียมที่วัดได้ โดยสมมติให้ค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นกับดาวเทียมแต่ละดวงนั้นไม่มีความสัมพันธ์กัน (uncorrelated) และมีลักษณะการกระจายตัวเป็นแบบเกาส์ที่มีค่าเฉลี่ยเท่ากับศูนย์โดยที่เมทริกซ์ **W** คือเมทริกซ์ถ่วงน้ำหนักซึ่งจะมีค่าดังนี้

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_1^2} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_2^2} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_k^2} \end{bmatrix} \tag{2.15}$$

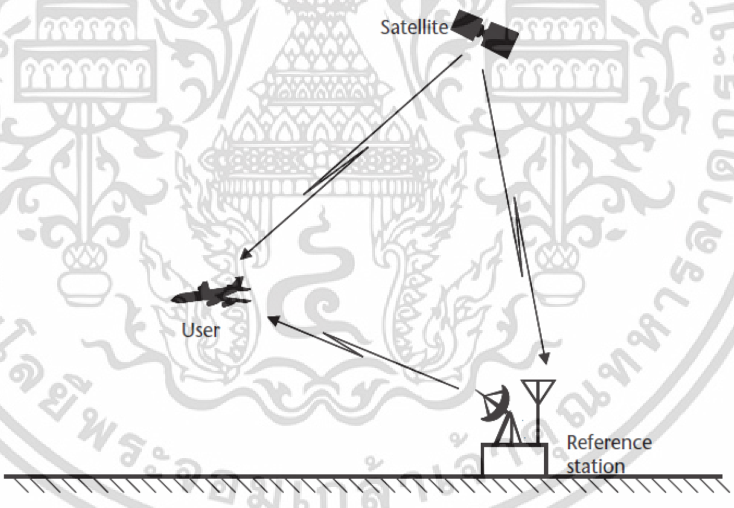
โดยที่ค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานนั้นจะขึ้นอยู่กับแบบจำลองของความผิดพลาดต่างๆ ซึ่งเรียกค่าความผิดพลาดในการวัดระยะทางเทียมว่า User range error (URE) ในกรณีสำหรับเครื่องรับ GPS ชนิดความถี่เดียว (L1) นั้น ค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของ URE จะมีค่าประมาณ 6 เมตร [1] จะเห็นได้ว่าการประมาณค่าพิกัดของเครื่องรับ GPS นั้นจะขึ้นอยู่กับปัจจัยสองอย่างได้แก่ ค่าข้อมูลการวัดระยะทางเทียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และเมทริกซ์โปรเจคชั่น (**S**) โดยที่ค่าของเมทริกซ์โปรเจคชั่นนั้นจะขึ้นอยู่กับจำนวนดาวเทียมและการกระจายตัวของดาวเทียมบนท้องฟ้า ซึ่งสำหรับความผิดพลาดในการคาดคะเนค่าตำแหน่งดาวเทียมจากข้อมูล Ephemeris นั้นจะมีค่าอยู่ที่ประมาณ 2 เมตร (rms) [1] โดยที่ความผิดพลาดของการประมาณค่าพิกัดของเครื่องรับ GPS นั้นจะขึ้นอยู่กับคุณภาพของข้อมูลการวัดระยะทางเทียมเป็นส่วนใหญ่

2.5 การลดความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งด้วยเทคนิค Differential GPS (DGPS)

ในการลดความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS นั้น แนวทางหนึ่งซึ่งสามารถทำได้คือพยายามลดค่าความผิดพลาดของข้อมูลการวัดระยะทางเทียมของเครื่องรับ GPS ให้ได้มากที่สุด ซึ่งสามารถทำได้โดยอาศัยสถานีอ้างอิงซึ่งทราบตำแหน่งพิกัดที่แน่นอน โดยจะทำการคำนวณหาค่าชดเชยความผิดพลาดของข้อมูลการวัดระยะทางเทียม (Differential Correction) โดยเทียบกับระยะทางจริงระหว่างสถานีอ้างอิง (Reference Station) กับดาวเทียม GPS และทำการส่งค่าชดเชยดังกล่าวไปยังเครื่องรับ GPS ที่อยู่ในบริเวณใกล้เคียง (Rover) โดยเทคนิคดังกล่าวจะเรียกว่า Differential GPS (DGPS) [10] โดยหลักการทำงานจะแสดงดังรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.7 หลักการทำงานของเทคนิค Differential GPS (DGPS) [4]

ในตารางที่ 2.1 จะแสดงสรุปสาเหตุค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS ซึ่งจะพบว่าค่าความผิดพลาดส่วนใหญ่จะมีค่าลดลง อย่างไรก็ตามสำหรับผลกระทบเนื่องจากปรากฏการณ์ Multipath และสัญญาณรบกวนที่เกิดจากตัวเครื่องรับ GPS เองนั้นจะขึ้นอยู่กับสถานที่ติดตั้ง คุณลักษณะของสายอากาศและภาครับของเครื่องรับ GPS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.1 สรุปสาเหตุค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS [1]

สาเหตุความผิดพลาด	ค่าความผิดพลาด (สำหรับเครื่องรับ GPS ทั่วไป)	ค่าความผิดพลาด (เมื่อใช้งาน DGPS)
ความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม	1-2 เมตร (rms)	0 เมตร
ความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งของดาวเทียม	1-2 เมตร (rms)	0.1 เมตร (rms)
ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์	2-10 เมตร ในแนวตั้ง (โดยจะขึ้นอยู่กับสถานที่ วัน เวลา ฤดูกาลและปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นบนดวงอาทิตย์)	0.2 เมตร (rms)
ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์	2.3-2.5 เมตร ในแนวตั้ง (เมื่อพิจารณาที่ระดับน้ำทะเล โดยจะมีค่าลดลงเมื่อความสูงเพิ่มขึ้น)	0.2 เมตร (rms) + ผลกระทบเนื่องจากการเปลี่ยนแปลงความสูง
ปรากฏการณ์ Multipath	การวัดระยะทางเทียม : 1-5 เมตร การวัดเฟสคลื่นพาห์ : 1-5 เซนติเมตร	ไม่เปลี่ยนแปลง
สัญญาณรบกวนจากเครื่องรับ GPS	การวัดระยะทางเทียม : 0.25-0.5 เมตร (rms) การวัดเฟสคลื่นพาห์ : 1-2 มิลลิเมตร (rms)	ไม่เปลี่ยนแปลง

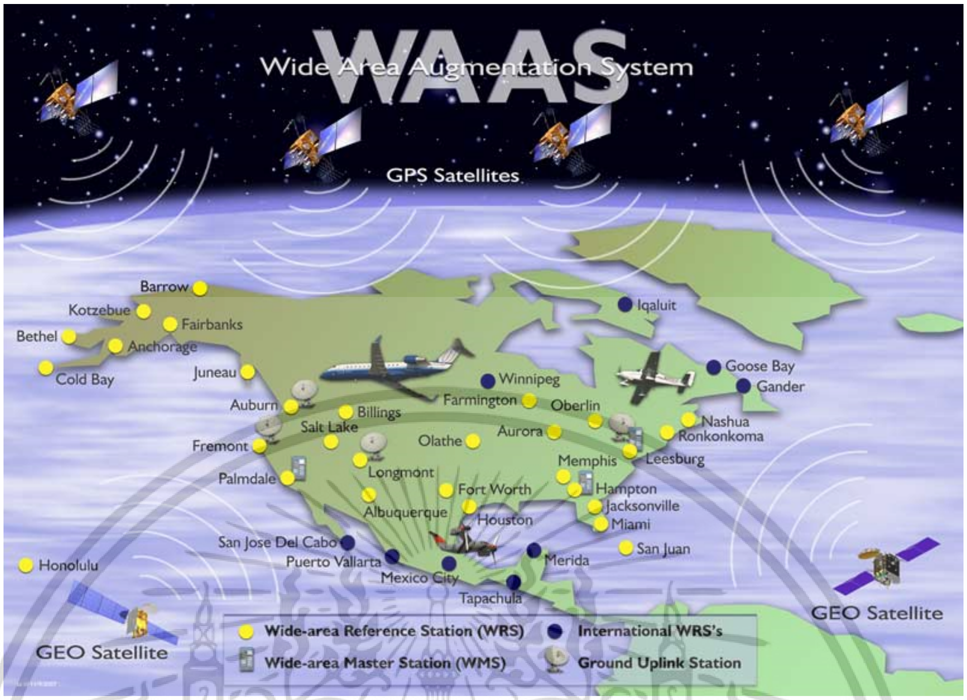
2.6 การประยุกต์ใช้งานสำหรับการระบุตำแหน่งของอากาศยาน

ในปัจจุบันได้มีการประยุกต์ใช้งานระบบดาวเทียมนำร่อง เช่น GPS และ GLONASS มาใช้ในการนำร่องอากาศยานในกิจการทางด้านการบินพลเรือน โดยเริ่มจากประเทศสหรัฐอเมริกาได้มีการเสนอให้ GPS สามารถใช้งานสำหรับกิจการทางด้านการบินพลเรือนต่อที่ประชุมองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (International Civil Aviation Organization - ICAO) ในปี ค.ศ. 1994 [11] หลังจากนั้นในปี ค.ศ. 1996 สหพันธรัฐรัสเซียก็ได้นำเสนอระบบ GLONASS ให้สามารถใช้งานในกิจการทางด้านการบินพลเรือนได้เช่นเดียวกัน [12] อย่างไรก็ตามจากที่ได้อธิบายไปในหัวข้อที่ 2.3 และ 2.5 นั้นจะพบว่าการระบุตำแหน่งโดยเครื่องรับ GPS โดยทั่วไปนั้นยังคงมีความคลาดเคลื่อนอยู่ ซึ่งจากข้อจำกัดดังกล่าว (รวมถึงความตั้งใจของทางผู้ให้บริการเองซึ่งสงวนระบบดาวเทียมนำร่องไว้ใช้สำหรับกิจการทางด้านการทหารในตอนแรก) ส่งผลทำให้ประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งนั้นไม่เพียงพอต่อการใช้งานในการระบุตำแหน่งของอากาศยาน ซึ่งจำเป็นต้องคำนึงถึงความน่าเชื่อถือและความปลอดภัยเป็นหลัก จึงจำเป็นต้องมีระบบช่วยสนับสนุน (Augmentation System) เพื่อช่วยเพิ่มความแม่นยำและความน่าเชื่อถือในการระบุ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตำแหน่งของอากาศยาน ซึ่งองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศได้มีการพัฒนาและออกประกาศเกี่ยวกับมาตรฐานและระเบียบวิธีปฏิบัติ (Standards and Recommended Practices - SARPs) ในปี ค.ศ. 2000 [26] โดยระบบช่วยสนับสนุนจะช่วยเพิ่มความแม่นยำ ความน่าเชื่อถือและความต่อเนื่องในการระบุตำแหน่งของอากาศยานโดยใช้ระบบดาวเทียมนำร่อง ซึ่งจะใช้หลักการเดียวกับเทคนิค DGPS ที่ได้อธิบายในหัวข้อ 2.5 โดยจะเป็นการส่งค่าชดเชยของการวัดระยะทางเทียมให้กับเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน ซึ่งสามารถแบ่งระบบช่วยสนับสนุนดังกล่าวออกได้เป็น 2 ชนิดตามลักษณะการส่งค่าชดเชยการวัดระยะทางเทียม ได้แก่ ระบบ SBAS (Space-Based Augmentation System) ซึ่งจะใช้ดาวเทียมชนิดค้างฟ้า (Geostationary Satellite) ในการส่งค่าค่าชดเชยไปยังเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน โดยการคำนวณหาค่าชดเชยนั้นจะได้มาจากเครือข่ายเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งกระจายตัวอยู่บริเวณกว้าง โดยสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติสหรัฐอเมริกา (FAA : Federal Aviation Administration) ได้พัฒนาระบบ SBAS โดยจะเรียกว่า WAAS (Wide Area Augmentation System) [14] โดยตัวอย่างการประยุกต์ใช้งานระบบ SBAS ที่ประเทศสหรัฐอเมริกาจะแสดงอยู่ในรูปที่ 2.8 โดยระบบจะประกอบไปด้วยสถานีอ้างอิงติดตั้งกระจายอยู่ทั่วประเทศ โดยที่ค่าชดเชยแต่ละสถานีนั้นจะถูกส่งมาประมวลที่สถานีหลักเพื่อทำการสร้างแผนที่ค่าชดเชยความผิดพลาดและจะถูกอัพโหลดขึ้นไปยังดาวเทียมค้างฟ้าเพื่อส่งสัญญาณให้กับเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานต่อไป นอกเหนือจากประเทศสหรัฐอเมริกาแล้ว ประเทศอื่นๆ ก็ได้มีการพัฒนาระบบ SBAS สำหรับใช้งานเอง ซึ่งจะมีชื่อเรียกแตกต่างกันไป เช่น ระบบ MSAS (MTSAT Satellite Augmentation System) ที่พัฒนาโดยประเทศญี่ปุ่น ระบบ GAGAN (GPS Aided GEO Augmented Navigation) ที่พัฒนาโดยประเทศอินเดีย และระบบ EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service) ที่พัฒนาโดยกลุ่มสหภาพยุโรป เป็นต้น

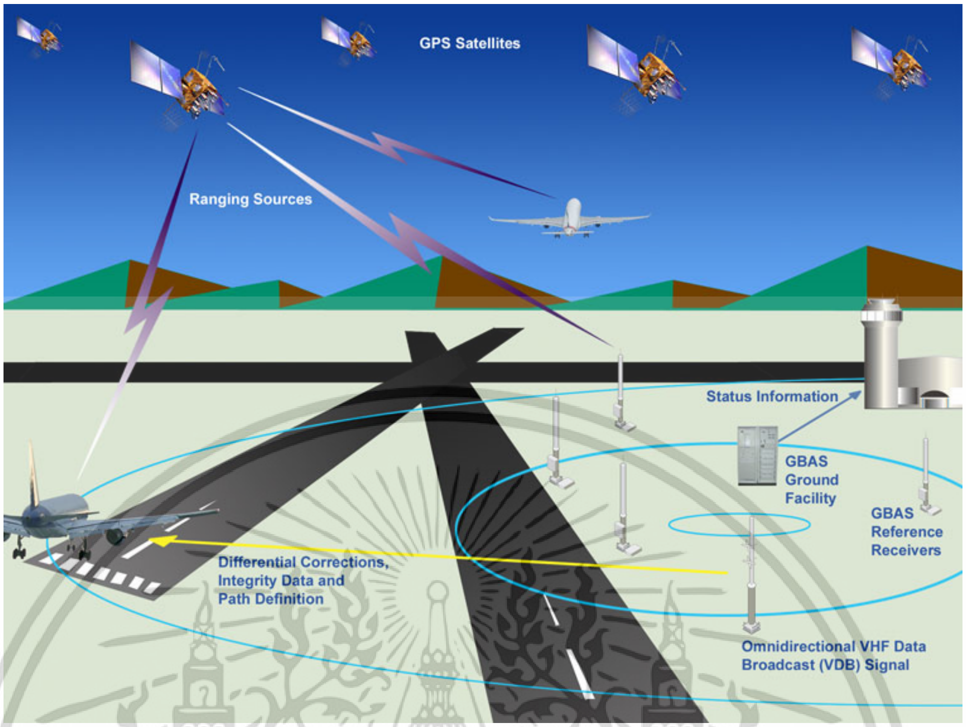
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.8 การใช้งานระบบ SBAS ที่ประเทศสหรัฐอเมริกา (ที่มา : http://www.faa.gov)

สำหรับระบบช่วยสนับสนุนอีกระบบหนึ่งจะเรียกว่า GBAS (Ground-Based Augmentation System) ซึ่งเป็นระบบช่วยสนับสนุนการระบุตำแหน่งของอากาศยานที่ใช้งานในบริเวณใกล้กับสนามบิน โดยมีจุดมุ่งหมายเพื่อช่วยสนับสนุนอากาศยานในการระบุตำแหน่งทั้งขณะขึ้นและลงจอด โดยที่บริเวณสนามบินจะทำการติดตั้งเครื่องรับสัญญาณ GPS เพื่อใช้เป็นสถานีอ้างอิงจำนวน 1-4 จุด เพื่อใช้ในการคำนวณหาค่าชดเชยของการวัดค่าระยะทางเทียม จากนั้นระบบจะทำการส่งค่าแก้ไขความผิดพลาดนี้ให้กับอากาศยานที่อยู่บริเวณใกล้เคียงผ่านทาง VHF data broadcast (VDB) ซึ่งจะใช้สัญญาณความถี่ย่าน VHF ช่วงความถี่ตั้งแต่ 108.0-117.975 MHz เพื่อให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยานนั้นทำการปรับแก้ค่าการวัดระยะทางเทียมที่วัดได้ให้มีความถูกต้องก่อนที่จะใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งของอากาศยานต่อไป โดยสำหรับสำนักงานบริหารการบินแห่งชาติสหรัฐอเมริกาได้มีการพัฒนาระบบ GBAS โดยจะเรียกว่า LAAS (Local Arear Augmentation System) ซึ่งหลักการทำงานของระบบนั้นจะแสดงดังรูปที่ 2.9

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.9 การใช้งานระบบ GBAS ที่ประเทศสหรัฐอเมริกา (ที่มา : http://www.faa.gov)

โดยข้อได้เปรียบสำหรับการใช้งานระบบ GBAS แทนระบบนำร่องที่มีการใช้งานอยู่ในปัจจุบันได้แก่ระบบ ILS (Instrument Landing System) คือสามารถรองรับการใช้งานในหลายทางวิ่งด้วยการติดตั้งระบบเพียงชุดเดียว ซึ่งจะช่วยประหยัดค่าบำรุงรักษาระบบ นอกจากนี้ยังรองรับการร่อนลงจอดแบบโค้ง (Curved Precision Approaches) ซึ่งจะช่วยให้การวางแผนการจราจรทางอากาศได้อย่างมีประสิทธิภาพ สำหรับในวิทยานิพนธ์จะสนใจศึกษาผลกระทบของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อการใช้งาน GBAS ในประเทศไทย โดยรายละเอียดการทำงานของระบบ GBAS นั้นจะอธิบายอยู่ในบทที่ 4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อระบบระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS

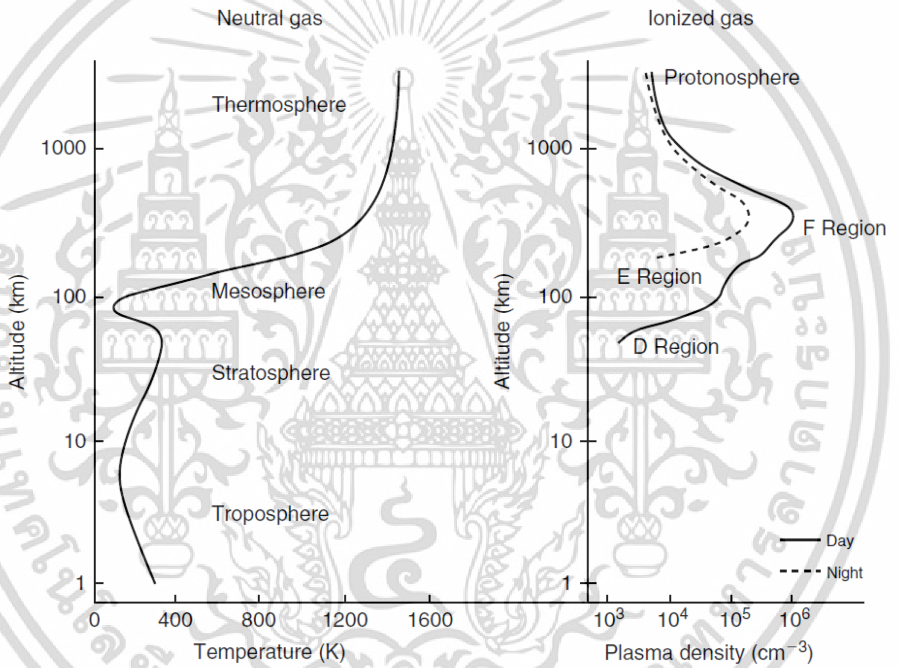
ในบทที่ 2 นั้นได้กล่าวถึงสาเหตุของความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS โดยจะพบว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นเป็นตัวการที่ก่อให้เกิดความผิดพลาดมากที่สุด โดยเนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึงผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณ GPS โดยจะเน้นที่คุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณประเทศไทย ซึ่งจะตั้งอยู่ครอบคลุมบริเวณเส้นศูนย์สูตรและละติจูดต่ำ (เมื่อพิจารณาจากเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลก) นอกจากนี้จะอธิบายถึงวิธีการที่ใช้ในการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ถึงแม้ว่าเครื่องรับ GPS นั้นจะได้รับผลกระทบอันเนื่องจากมาชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ก็ตาม แต่ในทางกลับกันเราสามารถใช้เครื่องรับ GPS ชนิดสองความถี่ในการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้เช่นกัน โดยเนื้อหาในส่วนดังกล่าวจะกล่าวถึงเทคนิคการใช้งานข้อมูลจากเครื่องรับ GPS ชนิดสองความถี่ในการประมาณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC : Total Electron Content) สำหรับในส่วนสุดท้ายของบทนี้จะกล่าวถึงการศึกษาวิจัยเกี่ยวกับคุณลักษณะชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของประเทศไทย ซึ่งเป็นพื้นฐานสำคัญในการศึกษาผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์รวมทั้งการออกแบบระบบป้องกันความเสี่ยงต่อการใช้งานระบบ GBAS ในประเทศไทย

3.1 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และผลกระทบต่อระบบ GPS

ในการพิจารณาชั้นบรรยากาศที่ปกคลุมโลกอยู่นั้น วิธีการหนึ่งที่ใช้พิจารณาคือการแบ่งตามลักษณะการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิตามความสูงที่เปลี่ยนแปลงไป โดยชั้นบรรยากาศที่ปกคลุมโลกของเราอยู่นั้นสามารถแบ่งออกได้เป็น 4 ชั้นได้แก่ ชั้นโทรโพสเฟียร์ (Troposphere) ชั้นสตราโทสเฟียร์ (Stratosphere) ชั้นมีโซสเฟียร์ (Mesosphere) และชั้นเทอร์โมสเฟียร์ (Thermosphere) ซึ่งแสดงดังรูปที่ 3.1 (ด้านซ้ายมือ) แต่อย่างไรก็ตามในภายหลังได้มีการค้นพบว่าที่ความสูงประมาณ 50-1,000 กิโลเมตร นั้นเป็นบริเวณที่สามารถสะท้อนคลื่นวิทยุในย่านความถี่สูงได้ (HF : High Frequency) โดยจะเรียกชั้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรยากาศในบริเวณนั้นว่า “ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere)” โดยลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะประกอบไปด้วยอิเล็กตรอนและไอออนอิสระอยู่เป็นจำนวนมาก ซึ่งจะเกิดจากที่รังสียูวี (UV : Ultraviolet) และรังสีเอ็กส์ (X-ray) ที่แผ่มาจากดวงอาทิตย์กระทบกับโมเลกุลและอะตอมของก๊าซ โดยจะเรียกปรากฏการณ์ดังกล่าวว่า กระบวนการไอออไนซ์ (Ionization) ซึ่งเราจะเรียกสถานะของก๊าซที่เกิดการไอออไนซ์ว่า “พลาสมา (Plasma)” โดยกระบวนการดังกล่าวนั้นจะเกิดขึ้นในเวลากลางวันและในช่วงเวลากลางคืนอิเล็กตรอนและไอออนบางส่วนจะเกิดการรวมตัวกลับกลายเป็นก๊าซอีกครั้ง ซึ่งปรากฏการณ์ดังกล่าวจะเรียกว่า กระบวนการรีคอมบิเนชั่น (Recombination) โดยชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถแบ่งออกเป็นชั้นต่างๆ ตามรูปที่ 3.1 (ด้านขวามือ) ได้ดังนี้



รูปที่ 3.1 ชั้นบรรยากาศของโลกเมื่อพิจารณาลักษณะการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิ (ซ้าย) และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เมื่อพิจารณาตามความหนาแน่นของพลาสม่า (ขวา) [15]

ชั้น D (D-region) นั้นเป็นชั้นที่อยู่ในช่วงความสูงประมาณ 60-90 กิโลเมตร โดยในชั้นนี้จะการไอออไนซ์ค่อนข้างน้อยเมื่อเทียบกับชั้นอื่นๆ โดยที่ชั้น D นั้นจะปรากฏแค่ในช่วงเวลากลางวันและจะหายไปในช่วงเวลากลางคืน ซึ่งคุณสมบัติของชั้น D นั้น จะดูดซับพลังงานของคลื่นวิทยุในย่านความถี่ต่ำ (LF : Low Frequency) และความถี่กลาง (MF : Medium Frequency) ซึ่งเป็นย่านความถี่ของระบบกระจายเสียงแบบเอเอ็ม (AM : Amplitude Modulation) โดยจะทำให้การส่งสัญญาณในช่วงเวลากลางวันมีประสิทธิภาพต่ำกว่าในเวลากลางคืน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชั้น E (E-region) นั้นเป็นชั้นที่อยู่เหนือชั้น D ขึ้นไป โดยจะอยู่ที่ความสูงประมาณ 90-150 กิโลเมตร โดยในชั้นนี้จะมีความหนาแน่นพลาสม่ามากกว่าชั้น D ซึ่งปรากฏตัวแค่ในเวลากลางวันและจะหายไปอย่างรวดเร็วในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดิน และในบางครั้งจะพบปรากฏการณ์ที่เรียกว่า Sporadic E (Es) โดยจะพบความหนาแน่นพลาสม่าที่มากกว่าปกติในบริเวณนี้ ซึ่งจะส่งผลให้สามารถสะท้อนสัญญาณในย่านความถี่สูงมาก (VHF : Very High Frequency) ทำให้ในบางครั้งเราสามารถรับสัญญาณการแพร่กระจายโทรทัศน์ได้จากสถานีส่งที่อยู่ห่างไกลออกไป

ชั้น F (F-region) นั้นเป็นชั้นที่อยู่สูงที่สุดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจะอยู่ที่ความสูงประมาณ 150-500 กิโลเมตร ซึ่งในชั้นนี้จะมีความหนาแน่นพลาสม่ามากที่สุด โดยจะแยกออกเป็น 2 ชั้นในช่วงเวลากลางวัน (เรียกว่าชั้น F1 และ F2) และรวมเป็นชั้นเดียวกันในเวลากลางคืน ซึ่งชั้น F เป็นชั้นที่มีบทบาทสำคัญในการสื่อสารในย่านความถี่สูง (HF : High Frequency) โดยจะอาศัยการสะท้อนกลับของสัญญาณในการเพิ่มระยะทางในการสื่อสาร

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นมีบทบาทสำคัญต่อระบบสื่อสารไม่ว่าจะเป็นระบบสื่อสารย่านความถี่สูง (HF Communication) ระบบสื่อสารดาวเทียม (Satellite Communication) และระบบดาวเทียมนำร่อง (Satellite Navigation System) อย่างไรก็ตามในหัวข้อนี้จะสนใจเฉพาะผลกระทบเมื่อสัญญาณ GPS ซึ่งเป็นสัญญาณในย่าน L-band โดยเมื่อสัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะเกิดปรากฏการณ์ที่สำคัญ 2 ชนิดคือ

3.1.1 การหน่วงเวลาของสัญญาณ (Ionospheric Delay)

ในการวัดค่าระยะทางเทียมนั้นจะกำหนดให้ค่าความเร็วคลื่นมีค่าคงที่ตลอดการเดินทางจากดาวเทียมจนถึงเครื่องรับ GPS โดยจะมีค่าเท่ากับความเร็วแสงในสุญญากาศ (c = 299,792,458 เมตร/วินาที) หรืออีกนัยหนึ่งก็คือค่าดัชนีหักเหนั้นมีค่าเท่ากับ 1 ตลอดแนวการเดินทางของสัญญาณจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ GPS แต่อย่างไรก็ตามเนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นประกอบไปด้วยอิเล็กตรอนและไอออนอิสระอยู่เป็นจำนวนมาก โดยที่ค่าดัชนีหักเหของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะสามารถประมาณค่าได้จากสมการของ Appleton-Hartree [16] ซึ่งแสดงดังสมการที่ 3.1

$$n_{ion}^2 \approx 1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2} \tag{3.1}$$

โดยที่ n_{ion} คือค่าดัชนีหักเหของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ω_p คือค่าความถี่พลาสมาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เรเดียน/วินาที) และ ω คือความถี่ของสัญญาณที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(เรเดียน/วินาที) ซึ่งสมการที่ 3.1 นั้นจะเป็นค่าประมาณเมื่อพิจารณาเฉพาะองค์ประกอบของพจน์ที่สองเท่านั้น โดยที่ค่าความถี่พลาสมาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะสามารถหาได้ความสัมพันธ์ในสมการที่ 3.2 ดังนี้

$$\omega_p = \frac{N_e e^2}{\varepsilon_0 m_e} \tag{3.2}$$

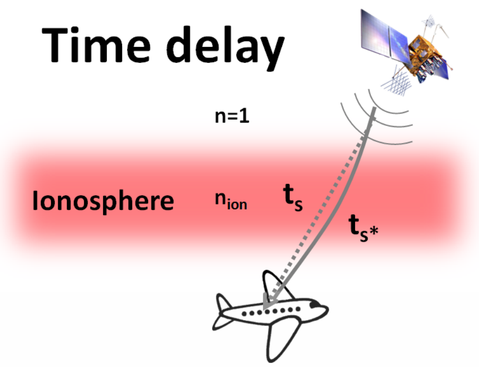
โดยที่ N_e คือความหนาแน่นอิเล็กตรอน (electrons/m^3) e คือประจุของอิเล็กตรอน (-1.602x10^{-19} C) ε_0 คือค่า permittivity ของสนามไฟฟ้าในสุญญากาศมีค่าเท่ากับ (8.854x10^{-12} F/m) และ m_e คือมวลของอิเล็กตรอน (9.109x10^{-31} kg) เนื่องจากสถานะทางไฟฟ้าของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะมีสถานะเป็นกลาง โดยปริมาณความหนาแน่นอิเล็กตรอนและไอออนอิสระนั้นจะมีค่าใกล้เคียงกัน (ในที่นี้จะนิยามให้ความหนาแน่นพลาสม่า ความหนาแน่นอิเล็กตรอน ความหนาแน่นไอออน นั้นมีความหมายเหมือนกัน) [15] ซึ่งจากสมการที่ 3.1 และ 3.2 แสดงให้เห็นว่าค่าดัชนีหักเหของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะขึ้นอยู่กับความถี่ของสัญญาณที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และความหนาแน่นของอิเล็กตรอน โดยเมื่อพิจารณาความถี่ของสัญญาณ GPS ซึ่งจะอยู่ในย่าน L-band (L1=1,575.42 MHz และ L2=1,227.60 MHz) โดยจะสามารถประมาณค่าดัชนีหักเหของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ดังนี้

$$n_{ion} \approx \sqrt{1 - \frac{\omega_p^2}{\omega^2}} \approx 1 - \frac{\omega_p^2}{2\omega^2} = 1 - 40.3\frac{N_e}{f^2} \tag{3.3}$$

โดยที่ f คือความถี่ของสัญญาณ GPS (Hz) ซึ่งเมื่อสัญญาณ GPS เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยมีดัชนีหักเหเปลี่ยนแปลงไปตามสมการที่ 3.3 นั้น จะทำให้ความเร็วคลื่นเปลี่ยนแปลงไป ซึ่งจะลดลงน้อยกว่าความเร็วคลื่นในสุญญากาศ ส่งผลทำให้สัญญาณเดินทางไปถึงเครื่องรับ GPS ช้ากว่าความเป็นจริง โดยสามารถหาค่าการหน่วงเวลาของสัญญาณ GPS (δt) อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ดังนี้

$$\delta t = t_{s*} - t_s = \frac{40.3}{cf^2}\int N_e ds \tag{3.4}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.2 การหน่วงเวลาของสัญญาณ GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

จากรูปที่ 3.2 แสดงการหน่วงเวลาของสัญญาณ GPS เมื่อเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจะทำการเปรียบเทียบเวลาที่สัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (t_{S*}) กับเวลาที่สัญญาณเดินทางเป็นเส้นตรง (t_S) ซึ่งในสมการที่ 3.4 นั้นจะทำการหาค่าการหน่วงเวลาของสัญญาณ GPS เมื่อเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยทำการเปรียบเทียบเวลาที่สัญญาณใช้เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (t_{S*}) กับเวลาที่ใช้เดินทางผ่านสุญญากาศ (t_S) จากสมการที่ 3.4 จะสังเกตว่าค่าการหน่วงเวลาจะขึ้นอยู่กับความถี่ของสัญญาณ GPS และปริมาณค่า $\int N_e ds$ ซึ่งจะเรียกค่านี้ว่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิหรือ TEC (Total Electron Content) โดยปกติจะนิยมแสดงอยู่ในหน่วยของ TECU (1 TECU = 10^{16} electrons/m^2) โดยค่าการหน่วงเวลาของสัญญาณ GPS นั้นจะนิยมแสดงอยู่ในรูปแบบของค่าดีเลย์ของระยะทางดังสมการที่ 3.5

$$I = \frac{40.3}{f^2} TEC \qquad (3.5)$$

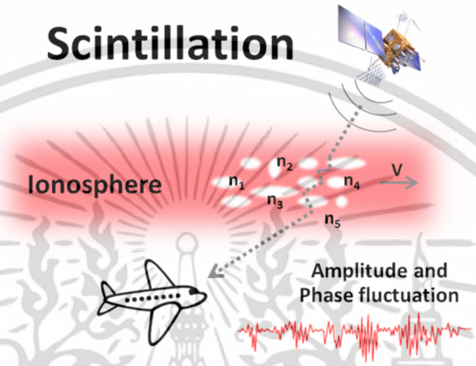
โดยที่ I คือค่าดีเลย์ของระยะของสัญญาณ GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เมตร) ซึ่งจะขึ้นอยู่กับปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และความถี่ของสัญญาณ GPS โดยสำหรับความถี่ L1 นั้นค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิหรือค่า TEC ที่มีค่า 1 TECU นั้นจะทำให้ค่าระยะทางเทียมที่วัดได้โดยเครื่องรับ GPS นั้นยาวกว่าเดิมประมาณ 16 เซนติเมตร

3.1.2 การเกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชัน (Ionospheric Scintillation)

ในกรณีที่สัญญาณ GPS นั้นเดินทางผ่านบริเวณที่มีความหนาแน่นของอิเล็กตรอนที่ผิดปกติดังแสดงในรูปที่ 3.3 นั้น ซึ่งทำให้ดัชนีหักเหของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะเกิดความแปรปรวน ส่งผลทำให้สัญญาณ GPS นั้นเกิดความแปรปรวนทั้งทางแอมปลิจูดและเฟสซึ่งจะเรียกปรากฏการณ์ดังกล่าวว่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชัน (Scintillation) [17] โดยที่ความรุนแรงของปรากฏการณ์ซินทิเลชันนั้นจะนิยมแสดงอยู่ในรูปแบบของดัชนี S_4 ซึ่งนิยามโดยอัตราส่วนระหว่างค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความเข้มของสัญญาณกับค่าเฉลี่ยของความเข้มของสัญญาณในช่วงเวลาหนึ่งๆ โดยความเข้มของสัญญาณในที่นี้นั้นหมายถึงผลต่างของกำลังของสัญญาณแบนแคบ (Narrow Band Power) กับกำลังของสัญญาณแบนด์กว้าง (Wide Band Power) ซึ่งสามารถหาได้จากสมการที่ 3.6 และ 3.7 ตามลำดับ [18]



รูปที่ 3.3 ผลกระทบอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ซินทิเลชันของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณ GPS

$$NBP = \sum_{i=1}^{20}\left(I_i^2 + Q_i^2\right) \tag{3.6}$$

$$WBP = \left(\sum_{i=1}^{20} I_i\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^{20} Q_i\right)^2 \tag{3.7}$$

โดยที่ *NBP* และ *WBP* คือกำลังของสัญญาณแบนด์แคบและแบนด์กว้างตามลำดับ (w) สำหรับ *I* และ *Q* คือองค์ประกอบ In-phase และ Quadrature-phase ของสัญญาณซึ่งมีอัตราแซมปลิ้ง (sampling rate) เท่ากับ 1 KHz โดยค่า *NBP* และ *WBP* จะมีอัตราแซมปลิ้งเท่ากับ 50 Hz จากนั้นดัชนี S_4 สามารถหาได้จากสมการที่ 3.8 ดังนี้

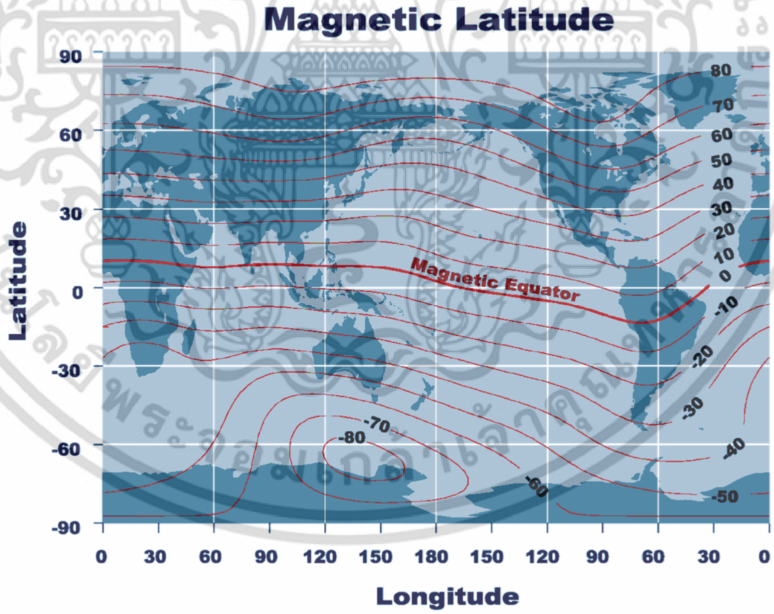
$$S_4 = \frac{\sigma_{SI}}{\langle SI\rangle} = \sqrt{\frac{\langle SI^2\rangle - \langle SI\rangle^2}{\langle SI\rangle^2}} \tag{3.8}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ SI คือความเข้มของสัญญาณ (*NBP-WBP*) σ_{SI} คือส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความเข้มของสัญญาณและ $\langle SI \rangle$ คือค่าเฉลี่ยของความเข้มของสัญญาณ โดยจะทำการหาค่าในช่วงเวลาทุกๆ 60 วินาที โดยค่าดัชนี S_4 นั้นจะมีค่าอยู่ในช่วง 0.1 ไปจนถึง 0.9 ตามความรุนแรงของของปรากฏการณ์ซิลทิเลชั่น ซึ่งในกรณีที่รุนแรงนั้นจะส่งผลให้เครื่องรับ GPS ไม่สามารถรับสัญญาณได้ ส่งผลให้ประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งนั้นลดลง

3.2 คุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณเส้นศูนย์สูตรและละติจูดต่ำ

เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงทางคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะขึ้นอยู่กับช่วงเวลา ฤดูกาลและปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นบนดวงอาทิตย์ เช่น จำนวนจุดมืด และพายุสุริยะเป็นต้น นอกจากนี้ยังขึ้นอยู่กับสถานที่ เนื่องมาจากการเหนี่ยวนำของสนามแม่เหล็กโลก โดยจากภูมิศาสตร์ของประเทศไทยจะตั้งอยู่ครอบคลุมบริเวณเส้นศูนย์สูตรและละติจูดต่ำ (เมื่อเทียบกับสภาพสนามแม่เหล็กโลก) โดยครอบคลุม -15° ถึง 15° ละติจูดเหนือ ดังรูปที่ 3.4 ซึ่งเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลกจะพาดผ่านบริเวณจังหวัดภูเก็ต โดยคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศบริเวณนี้จะเกิดปรากฏการณ์ที่สำคัญ 2 อย่างคือ



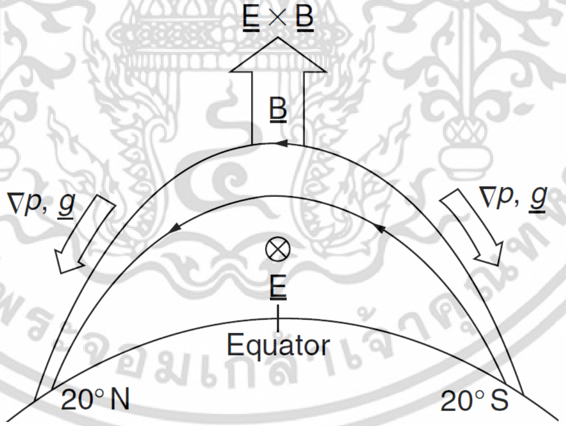
รูปที่ 3.4 ลักษณะทางภูมิศาสตร์ของประเทศไทยตามลักษณะสนามแม่เหล็กโลก [19]

3.2.1 ปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly)

ปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly) หรือปรากฏการณ์ Appleton Anomaly [15] นั้นเป็นปรากฏการณ์ที่ลักษณะของการกระจายตัวของปริมาณอิเล็กตรอนมีความไม่สม่ำเสมอใน

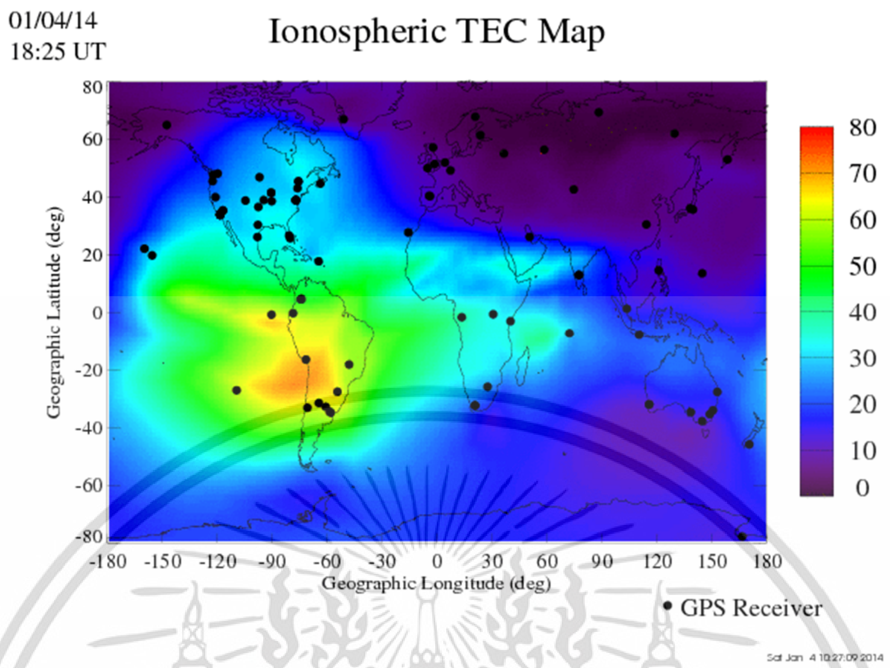
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็ก โดยเป็นผลมาจากการยกตัวของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้น F อันเนื่องมาจากแรงสนามไฟฟ้ากระทำกับสนามแม่เหล็กโลก (E x B) ในเวลากลางวันดังรูปที่ 3.5 ซึ่งเมื่อพิจารณาทิศทางของสนามแม่เหล็กและสนามไฟฟ้าจะทำให้ปริมาณอิเล็กตรอนนั้นไปสะสมบริเวณเหนือและใต้เส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กประมาณ 20° โดยปรากฏการณ์ดังกล่าวจะมีชื่อเรียกว่าปรากฏการณ์น้ำพุ (Fountain effect) ซึ่งจะส่งผลให้แนวบริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กนั้นจะมีปริมาณความหนาแน่นอิเล็กตรอนน้อยกว่าบริเวณใกล้เคียง โดยในรูปที่ 3.6 จะแสดงตัวอย่างแผนที่ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ ที่ประมวลผลจากห้องปฏิบัติการ JPL (Jet Propulsion Laboratory) องค์การบริหารการบินและอวกาศแห่งชาติ (National Aeronautics and Space Administration - NASA) ประเทศสหรัฐอเมริกา โดยอาศัยเครือข่ายเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่ตามที่ต่างๆ ทั่วโลก ซึ่งจะสังเกตว่าค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในบริเวณแนวเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กจะมีค่าน้อยกว่าบริเวณเหนือและใต้เส้นศูนย์สูตร แต่อย่างไรก็ตามจะพบค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิบริเวณเหนือและใต้เส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กมีค่าไม่เท่ากัน ซึ่งความอสมมาตรของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิจากปรากฏการณ์ EIA นั้นเป็นผลมาจากอิทธิพลของลมในชั้นบรรยากาศ (Thermospheric Wind) ในระดับความสูง 300-400 กิโลเมตรจากพื้นดิน ซึ่งจะเป็นบริเวณที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความหนาแน่นอิเล็กตรอนมากที่สุด โดยจะขึ้นอยู่กับช่วงเวลา สถานที่ ฤดูกาล [21]



รูปที่ 3.5 สาเหตุการเกิดปรากฏการณ์ EIA (Equatorial Ionization Anomaly) ในเวลากลางวัน [15]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

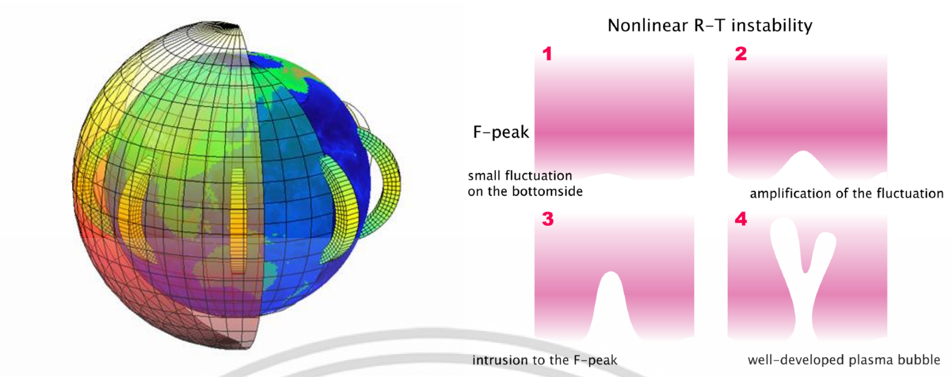


รูปที่ 3.6 ตัวอย่างแผนที่ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในวันที่ 1 เดือนเมษายน ปี ค.ศ. 2014 [20]

3.2.2 ปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble)

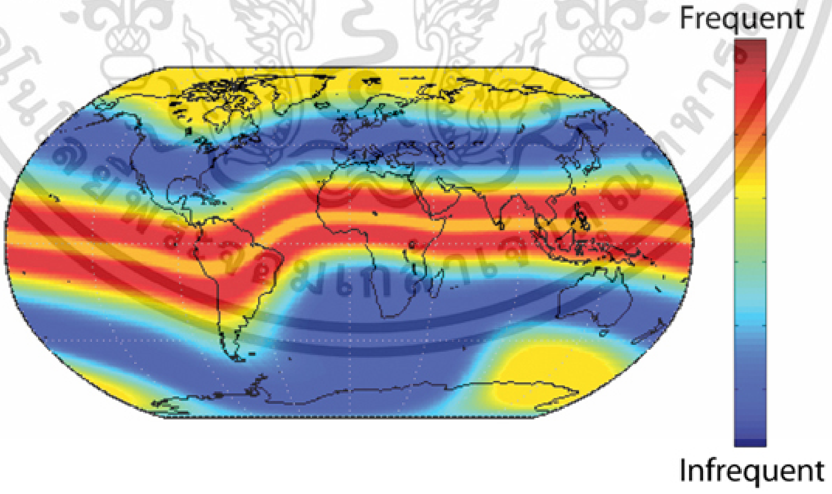
ปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble) เป็นปรากฏการณ์ความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีความหนาแน่นอิเล็กตรอนน้อยกว่าปกติ โดยค้นพบในปี ค.ศ. 1938 [22] ซึ่งในช่วงแรกจะเรียกปรากฏการณ์ดังกล่าวว่า ESF (Equatorial Spread-F) เนื่องจากอุปกรณ์ที่ใช้ในการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ส่วนใหญ่ในสมัยนั้นคือเครื่องไอโอโนซอนด์ (Ionosonde) โดยหลักการทำงานของเครื่องไอโอโนซอนด์นั้นจะทำส่งคลื่นในย่าน HF ไปยังชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งจะอาศัยการสะท้อนกลับของสัญญาณในการตรวจวัดคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจะพบว่าเส้น (Trace) ที่แสดงถึงชั้น F ของภาพไอโอโนแกรม (Ionogram) นั้นมีลักษณะขยายตัวอย่างผิดปกติ ซึ่งในภายหลังได้มีการค้นพบว่าปรากฏการณ์ดังกล่าวเกิดจากความไม่สม่ำเสมอของปริมาณความหนาแน่นอิเล็กตรอนที่บริเวณชั้นล่างของชั้น F โดยที่ปรากฏการณ์ EPB นั้นจะพบบ่อยในบริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลกและละติจูดต่ำในช่วงเวลากลางคืน สืบเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะมีการยกตัวขึ้นอย่างรวดเร็วในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดินซึ่งเป็นผลมาจากปรากฏการณ์ PRE (Pre-Reversal Enhancement) ส่งผลทำให้ชั้นล่างของชั้น F เกิดความไม่เสถียรเกิดขึ้น ซึ่งปรากฏการณ์ดังกล่าวนั้นสามารถอธิบายได้ด้วยทฤษฎี Rayleigh-Taylor Instability [23] โดยเมื่อในสภาวะที่เหมาะสมจะทำให้เกิดบริเวณความหนาแน่นอิเล็กตรอนที่น้อยกว่าปกติ ซึ่งจะมีลักษณะเหมือนฟองอากาศวางตัวในแนวเหนือ-ใต้บริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลกดังรูปที่ 3.7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.7 ลักษณะการเกิดปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble) [24-25]

โดยที่การวางตัวของปรากฏการณ์ EPB นั้นจะอยู่ในแนวเส้นสนามแม่เหล็กตามรูปที่ 3.7 ด้านซ้ายมือ ซึ่งในรูป 3.7 ด้านขวามือจะแสดงลักษณะการเริ่มก่อตัวของปรากฏการณ์ EPB จนขยายกลายเป็นลักษณะคล้ายฟองอากาศ ซึ่งจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในลักษณะดังกล่าวนี้จะก่อให้เกิดความไม่สม่ำเสมอของปริมาณความหนาแน่นอิเล็กตรอน ทำให้เป็นสาเหตุในเกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชั่นในบริเวณนี้ดังรูปที่ 3.8 สำหรับในประเทศไทยนั้น จากงานวิจัย [26-28] จะพบการเกิดปรากฏการณ์นี้บ่อยในช่วงฤดู Equinox (ช่วงเดือนมีนาคม-เมษายนและช่วงเดือนกันยายน-ตุลาคม)



รูปที่ 3.8 แผนที่การเกิดปรากฏการณ์ซิลทิเลชั่น [9]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

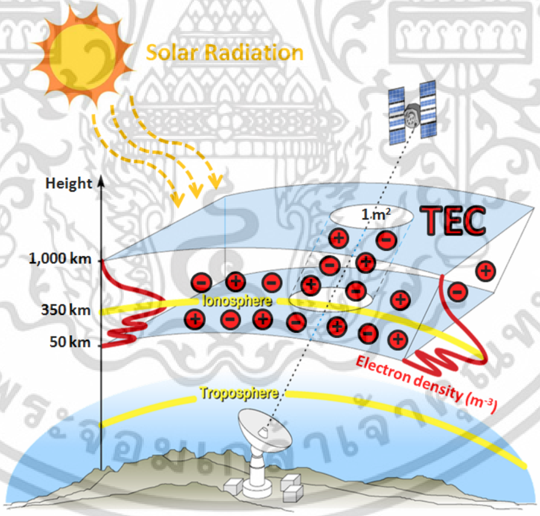
3.3 การศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยข้อมูลจากเครื่องรับ GPS

3.3.1 การคำนวณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC: Total Electron Content)

ในหัวข้อที่ผ่านมาจะพบว่าสัญญาณ GPS ที่ส่งมาจากดาวเทียมนั้นจะได้รับผลกระทบอันเนื่องมาจากมาชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แต่อย่างไรก็ตามสามารถใช้เครื่องรับ GPS ในการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้เช่นเดียวกัน โดยจากหัวข้อที่ 3.1.1 จะพบว่าการหน่วงเวลาของสัญญาณ GPS นั้นจะแปรผันตรงกับปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิหรือค่า TEC (Total Electron Content) ซึ่งแสดงดังสมการที่ 3.9

$$TEC = \int N_e ds \qquad (3.9)$$

โดยความหมายของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธินั้นคือจำนวนอิเล็กตรอนที่พบอยู่ในพื้นที่หน้าตัด 1 ตารางเมตรในแนวระหว่างดาวเทียมกับเครื่องรับสัญญาณ GPS ซึ่งโดยปกติจะนิยมแสดงอยู่ในหน่วยของ TECU (1 TECU = 10^{16} electrons/m^2) โดยแสดงในรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (TEC : Total Electron Content)

นอกจากนี้ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิยังเป็นพารามิเตอร์ที่สำคัญในการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยในการคำนวณหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธินั้นสามารถทำได้หลายวิธี แต่ในปัจจุบันวิธีการที่เป็นที่นิยมที่สุดคือการคำนวณโดยใช้เครื่องรับ GPS แบบชนิดสองความถี่ [30] โดยที่

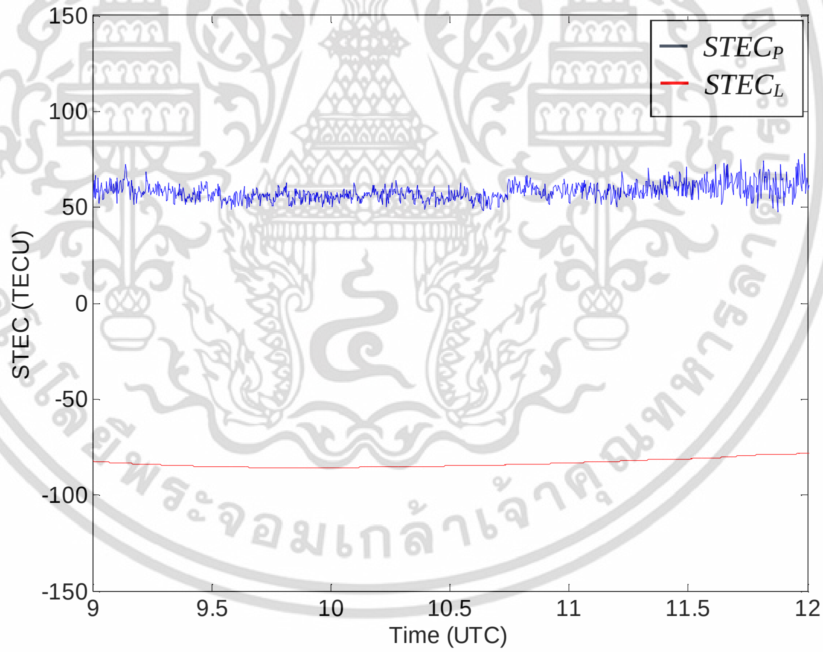
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเส้นสายตา (Line of Sight) ระหว่างเครื่องรับ GPS กับดาวเทียมนั้นจะเรียกว่า STEC (Slant TEC) ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ (3.10) และ (3.11) ดังนี้

$$STEC_P = K(P_2 - P_1) \tag{3.10}$$

$$STEC_L = K(L_1 - L_2) \tag{3.11}$$

โดยที่ค่า P_1 P_2 และ L_1 L_2 คือค่าการวัดระยะทางเทียมและค่าการวัดเฟสคลื่นพาห์ (เมตร) ที่วัดได้จากความถี่ L1=1,575.42 MHz และความถี่ L2=1,227.60 MHz ของเครื่องรับ GPS ตามลำดับ ซึ่งค่า K จะมีค่าเท่ากับ 9.5196 (m^{-1}TECU) สำหรับค่า STEC ในหน่วย TECU (1 TECU = 10^{16} electrons/m^2) เนื่องจากค่า STEC ที่คำนวณจากการวัดระยะทางเทียม ($STEC_P$) นั้นจะมีระดับสัญญาณรบกวนที่สูงกว่าค่า STEC ที่คำนวณมาจากการวัดเฟสคลื่นพาห์ ($STEC_L$) ซึ่งแสดงดังรูปที่ 3.10



รูปที่ 3.10 ตัวอย่างค่า $STEC_P$ และ $STEC_L$ ที่คำนวณจากดาวเทียม PRN10 ในวันที่ 3 ตุลาคม ค.ศ. 2011

แต่อย่างไรก็ตามการวัดค่าการวัดเฟสคลื่นพาห์นั้นจะมีผลของค่าเฟสเริ่มต้นซึ่งไม่ทราบค่า (Initial phase ambiguity) ซึ่งมักจะทำให้ค่า $STEC_L$ ที่คำนวณได้นั้นมีค่าติดลบ ดังนั้นเพื่อเป็นการกำจัดผลกระทบของ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าเฟสเริ่มต้นและลดสัญญาณรบกวนในการวัดค่า STEC ค่า $STEC_L$ จะถูกทำการปรับระดับไปที่ระดับของค่า $STEC_P$ ดังสมการที่ (3.12)

$$STEC_{adj} = STEC_L + \langle STEC_P - STEC_L \rangle_{arc} \tag{3.12}$$

โดยที่ $\langle STEC_P - STEC_L \rangle_{arc}$ คือค่าเฉลี่ยของผลต่างของค่า $STEC_P$ และ $STEC_L$ ในช่วงที่เครื่องรับ GPS นั้นสามารถรับสัญญาณดาวเทียมได้อย่างต่อเนื่อง (ค่าผลต่างเฟสเริ่มต้นนั้นมีค่าคงที่) แต่อย่างไรก็ตาม พบว่าค่า STEC ที่คำนวณจากการวัดระยะทางเทียม ($STEC_P$) นั้นจะมีค่าไบอัสแฝงอยู่ โดยประกอบไปด้วยค่าไบอัสที่เกิดขึ้นจากดาวเทียมและเครื่องรับ GPS ซึ่งเป็นผลมาจากค่าผลต่างของการหน่วงเวลาในการเดินทางของสัญญาณของความถี่ L1 และ L2 ผ่านสายอากาศของดาวเทียมและอุปกรณ์วงจรอิเล็กทรอนิกส์ต่างๆ (Electronic Hardware Delay) และรวมทั้งในส่วนของเครื่องรับ GPS ซึ่งจะเรียกค่าดังกล่าวว่า Differential Code Bias (DCB) หรือ Inter-Frequency Bias (IFB) โดยค่า STEC หลังจากทำการปรับระดับแล้วสามารถเขียนเป็นสมการใหม่ได้ดังนี้

$$STEC_{adj} = STEC + B_S + B_R \tag{3.13}$$

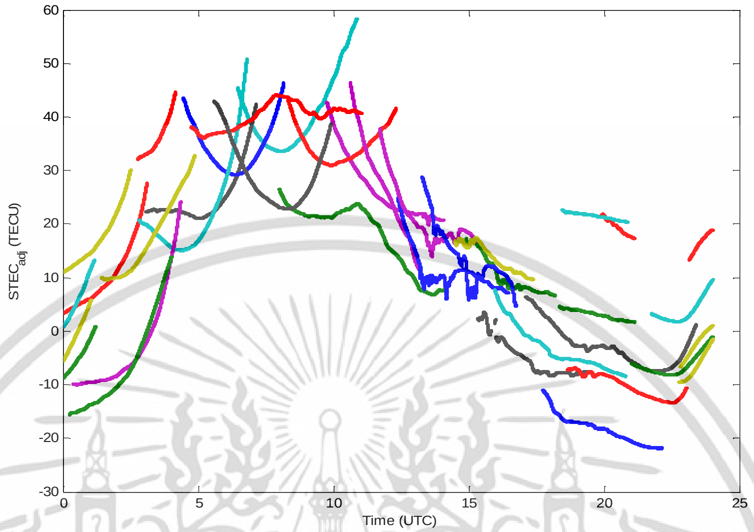
โดยที่ B_S และ B_R คือค่าไบอัสซึ่งเกิดจากดาวเทียมและเครื่องรับ GPS ตามลำดับ (TECU) โดยวิธีการคำนวณหาค่าไบอัสนั้นสามารถทำได้หลายวิธี ซึ่งจะอธิบายรายละเอียดในหัวข้อถัดไป

3.3.2 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS

จากหัวข้อที่ผ่านมาจะเห็นได้ว่าค่า STEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS นั้นยังคงมีค่าไบอัสของเครื่องรับและดาวเทียม GPS แฝงอยู่ โดยในรูปที่ 3.11 จะแสดงตัวอย่างค่า STEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่ที่กรมโยธาธิการและผังเมือง จังหวัดกรุงเทพ ประเทศไทย (13.7568° 100.5732°) ของวันที่ 3 ตุลาคม พ.ศ. 2553 โดยสีที่แตกต่างกันนั้นแสดงถึงค่า STEC ที่คำนวณจากดาวเทียมในแต่ละดวง (ทั้งหมด 32 ดวง) โดยจากรูปจะสังเกตได้ว่าแนวโน้มของค่า STEC ที่คำนวณได้จากดาวเทียมแต่ละดวงนั้นจะมีระดับ (offset) ที่แตกต่างกัน รวมไปถึงค่า STEC ที่คำนวณจากดาวเทียมบางดวงนั้นมีค่าติดลบ ซึ่งเป็นผลมาจากค่าไบอัสของเครื่องรับและดาวเทียม GPS ตามสมการที่ 3.13 ดังนั้นจึงจำเป็นต้องทำการลบไบอัสดังกล่าวออกจากค่า STEC สำหรับค่าไบอัสที่เกิดขึ้นเนื่องจากดาวเทียม GPS นั้น จะมีค่าค่อนข้างคงที่ โดยสามารถดาวน์โหลดได้จากเว็บไซต์ของหน่วยงาน International GNSS Service (IGS) [ftp://igscb.jpl.nasa.gov/] และหน่วยงาน Center for Orbit Determination in Europe (CODE)

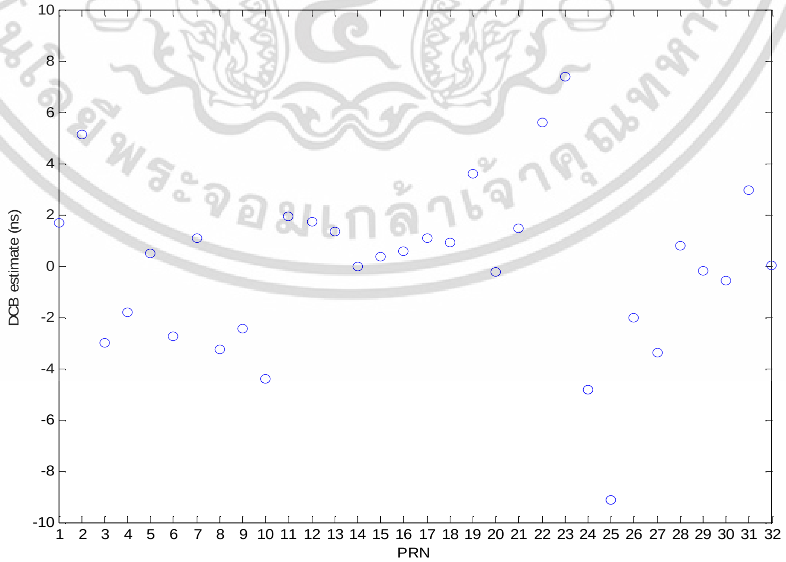
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

[ftp://ftp.unibe.ch/aiub/CODE/] ซึ่งเป็นหน่วยงานที่คอยติดตามการทำงานต่างๆ ของดาวเทียม GPS รวมไปถึงค่าไบอัสของดาวเทียม GPS



รูปที่ 3.11 ตัวอย่างค่า STEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS (เมื่อยังไม่ได้ทำการชดเชยค่าไบอัส)

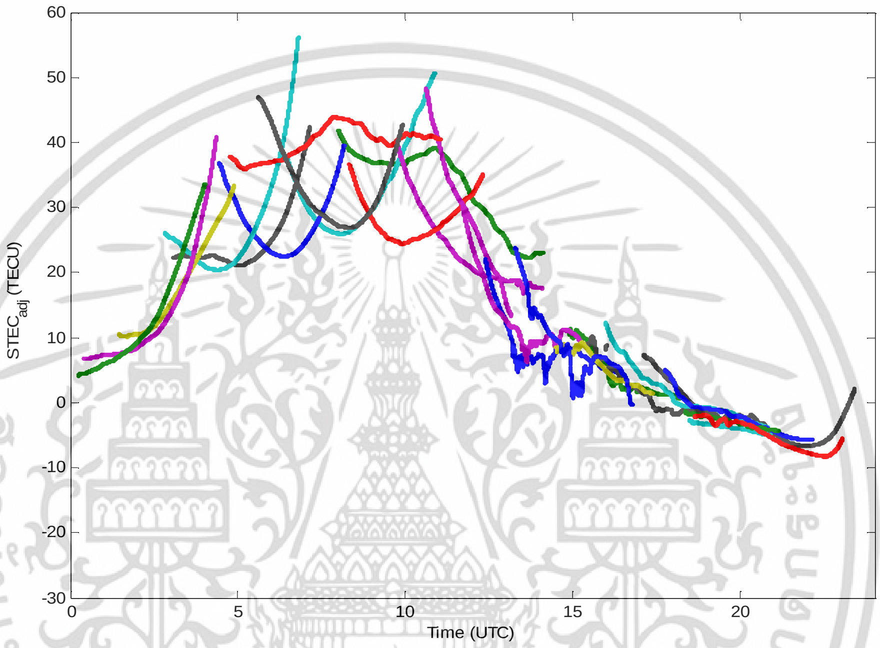
ซึ่งจะแสดงอยู่ในรูปของผลต่างของค่าการหน่วงเวลาในการเดินทางของรหัสสัญญาณของความถี่ L1 และ L2 ซึ่งจะเรียกว่า Differential Code Bias (DCB) โดยในรูปที่ 3.12 จะแสดงตัวอย่างค่าเฉลี่ย DCB ของดาวเทียม GPS ทั้ง 32 ดวง ในเดือนตุลาคม ค.ศ. 2010



รูปที่ 3.12 ตัวอย่างค่าเฉลี่ย DCB ของดาวเทียม GPS ทั้ง 32 ดวง ในเดือนตุลาคม ค.ศ. 2010

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยเพื่อให้ง่ายต่อการทำความเข้าใจ ยกตัวอย่างเช่น ดาวเทียมดวงที่ 1 ซึ่งมีค่า DCB ประมาณ 2 นาโนวินาที นั้นหมายความว่า เมื่อทำการหาค่าผลต่างของการวัดระยะทางเทียมที่วัดจากความถี่ L1 และ L2 ซึ่งทำการเข้ารหัสแบบ P(Y) หรือ P_1 - P_2 นั้นจะมีค่าไบอัสแฝงอยู่ 2 นาโนวินาทีในทางเวลา หรือมีค่าประมาณ 0.6 เมตรในเชิงระยะทาง (เมื่อนำไปคูณกับความเร็วแสงตามสมการที่ 2.1) เป็นต้น โดยค่า STEC เมื่อทำการชดเชยค่าไบอัสของดาวเทียมแล้วจะแสดงดังรูปที่ 3.13

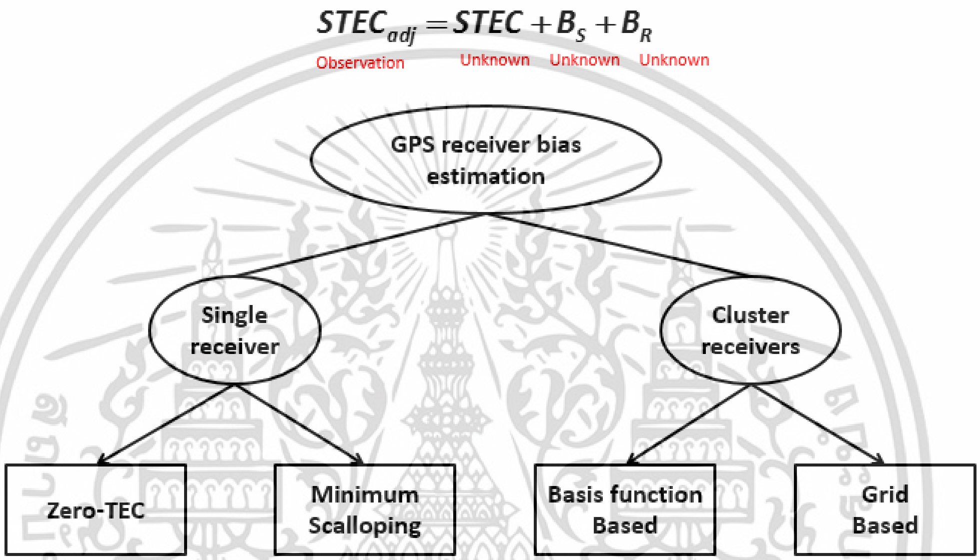


รูปที่ 3.13 ตัวอย่างค่า STEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS เมื่อทำการชดเชยค่าไบอัสของดาวเทียม

จะเห็นว่าแนวโน้มของค่า STEC ของดาวเทียมแต่ละดวงนั้นเป็นไปในทิศทางเดียวกัน โดยรูปแบบของค่า STEC ที่คำนวณได้จากดาวเทียมแต่ละดวงนั้นจะขึ้นอยู่กับปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ณ ขณะนั้นๆ และรวมทั้งรูปแบบการโคจรของดาวเทียมที่ส่งสัญญาณผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยแนวโน้มค่าของ STEC จะมีค่าเพิ่มขึ้นในเวลากลางวัน (0:00-11:00 ตามเวลาสากล (UTC) หรือ 7:00-18:00 ตามเวลาในประเทศไทย (UTC+7)) และลดต่ำลงในเวลากลางคืน โดยจะสังเกตว่าในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดินตั้งแต่เวลา 11:00-16:00 ตามเวลาสากล จะพบว่าค่า STEC มีความแปรปรวนซึ่งเป็นผลมาจากความหนาแน่นอิเล็กตรอนที่ไม่สม่ำเสมอกันของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เกิดจากปรากฏการณ์ EPB ซึ่งมักจะเกิดในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดิน จะเห็นได้ว่าเราสามารถศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้จากค่า STEC ที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS แต่อย่างไรก็

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตาม จะพบว่าค่า STEC ที่คำนวณได้นั้นยังคงมีค่าติดลบอยู่ในช่วงเวลา 20:00-23:00 UTC ซึ่งเป็นผลมาจากค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ที่ยังไม่ได้ทำการชดเชย สำหรับค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั้นจะขึ้นอยู่กับหลายปัจจัย เช่น ชนิดของสายอากาศของเครื่องรับ GPS ความยาวของสาย coaxial ที่ต่ออยู่กับสายอากาศ ผู้ผลิตเครื่องรับ GPS รวมทั้งอุณหภูมิ เป็นต้น [30] โดยวิธีในการประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั้นสามารถทำได้หลายวิธี [30-33] โดยสามารถสรุปได้ดังแผนภาพดังนี้



รูปที่ 3.14 สรุปวิธีการที่ใช้ในการประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS

โดยวิธีการประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั้นจะสามารถแบ่งออกเป็น 2 แนวทางคือ

3.3.2.1 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS จำนวนมาก

ในการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น จะนิยมแสดงอยู่ในรูปแบบของแผนที่ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิแบบสองมิติ (2-D TEC Map) โดยจะใช้ข้อมูลจากเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่ตามที่ต่างๆ จำนวนมาก โดยในการที่จะกำหนดค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิลงบนแผนที่นั้นจำเป็นที่จะต้องทำการแปลงค่า STEC ไปเป็นค่า VTEC (Vertical TEC) ซึ่งก็คือการแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเส้นสายตาไปเป็นค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวตั้ง โดยจะอาศัยสมมติฐานว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะมีลักษณะเป็นแผ่นบางๆ ที่มีความหนาแน่นของอิเล็กตรอนสม่ำเสมอปกคลุมโลกอยู่ โดยการแปลงค่า STEC ไปเป็นค่า VTEC จะสามารถทำได้ดังสมการที่ 3.14

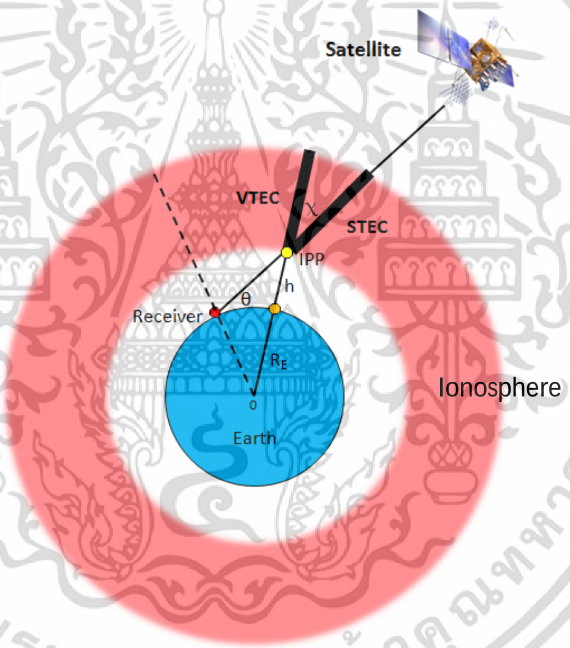
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$VTEC = STEC \cdot \cos\chi \tag{3.14}$$

โดยที่ค่า $\cos\chi$ จะมีความสัมพันธ์ตามสมการที่ 3.15

$$\cos\chi = \sqrt{1-\left(\frac{R_E}{R_E+h}\cos\theta\right)^2} \tag{3.15}$$

โดยที่ R_E คือรัศมีของโลกซึ่งมีค่าเท่ากับ 6,378.137 กิโลเมตร [35] h คือค่าความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เมื่อวัดจากพื้นโลกและ θ คือค่ามุมเงยของดาวเทียม (องศา)



รูปที่ 3.15 แผนภาพแสดงการแปลงค่า STEC ไปเป็นค่า VTEC

ในรูปที่ 3.15 จะแสดงความสัมพันธ์ของค่า STEC และ VTEC โดยจะเรียกจุดที่สัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ว่าจุด IPP (Ionospheric Pierce Point) ซึ่งจะใช้เป็นตัวกำหนดพิกัดค่า VTEC บนแผนที่ อย่างไรก็ตามในกรณีที่จำนวนเครื่องรับ GPS นั้นมีจำนวนน้อย ส่งผลให้จำนวนจุด IPP นั้นอาจจะไม่ครอบคลุมทุกบริเวณจึงจำเป็นต้องใช้แบบจำลองมาช่วยในการ interpolate พิกัดอื่นๆ ที่จุด IPP นั้นไม่ครอบคลุม ดังนั้นในการประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ที่มีจำนวนมากเหล่านี้ จะนิยมใช้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบจำลองมาช่วยในการคำนวณหาค่าไบอัส (Basis Function Based) ยกตัวอย่างเช่นในงานวิจัย [33] โดยสามารถเขียนสมการของระบบในรูปของฟังก์ชันเบสิสได้ดังนี้

$$STEC = M(h,E)\sum_i C_i B_i(lat,lon) + B_r + B_s \qquad (3.16)$$

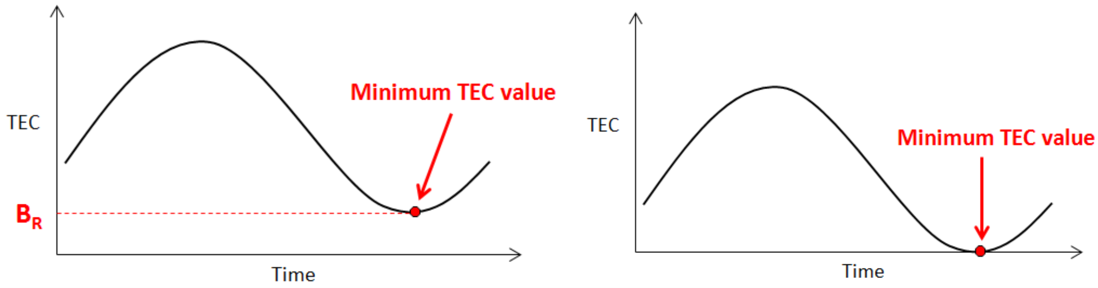
โดยที่ ***STEC*** คือค่า Slant TEC ที่คำนวณจากข้อมูลเครื่องรับ GPS ***M(h,E)*** คือฟังก์ชั่นที่ใช้ในการแปลงค่า TEC ในแนวตั้งให้เป็นค่า TEC ในแนวเส้นสายตาหรือแปลงจาก VTEC ไปเป็น STEC โดยที่ค่าของฟังก์ชั่นจะขึ้นอยู่กับ h คือค่าความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่กำหนดซึ่งโดยปกติส่วนใหญ่จะนิยมใช้ที่ 350 กิโลเมตรจากพื้นดิน และ E คือค่ามุมเงยของดาวเทียมที่ทำการวัดค่า STEC ซึ่งค่า VTEC ที่ใช้ในการแปลงนั้นจะมาจากแบบจำลองโดยที่ $B_i(lat,lon)$ คือเบสิสฟังก์ชั่นซึ่งจะขึ้นอยู่กับแบบจำลองที่ใช้งาน เช่น แบบจำลอง spherical harmonics แบบจำลอง bicubic splines เป็นต้น ซึ่งจะมีค่าขึ้นอยู่กับตำแหน่งละติจูดและลองติจูดของ IPP โดยค่า C_i คือค่าสัมประสิทธิ์ของเบสิสฟังก์ชั่นโดยจะขึ้นอยู่กับลำดับ (order i) ที่ใช้งาน และ B_r กับ B_S คือไบอัสของเครื่องรับและดาวเทียม GPS ตามลำดับ โดยที่ค่าสัมประสิทธิ์ของเบสิสฟังก์ชั่นและไบอัสของเครื่องรับ GPS ทั้งหมดจะถูกประมาณค่าด้วยตัวกรองคาลมาน (Kalman Filter)

อีกวิธีการหนึ่งในการประมาณค่าไบอัสคือการแบ่งค่า VTEC ออกเป็นตาราง (Grid Based) ยกตัวอย่างเช่นในงานวิจัย [31-32] โดยจะอาศัยสมมติฐานว่าค่า VTEC ที่จุด IPP ที่อยู่ในตารางเดียวกันจะมีค่าที่เท่ากัน และค่าไบอัสต่างๆ จะมีค่าคงที่ในแต่ละวัน เพื่อเป็นการลดค่าตัวแปรที่ไม่ทราบค่าของสมการในระบบ โดยวิธีการดังกล่าวนี้จะนิยมใช้งานในกรณีที่มีเครื่องรับ GPS ติดตั้งอยู่อย่างหนาแน่น เช่น ประเทศญี่ปุ่น ซึ่งมีเครื่องรับ GPS ติดตั้งอยู่ประมาณ 1,200 เครื่องทั่วประเทศ โดยจะใช้วิธีการกำลังสองน้อยสุด (Least square) ในการประมาณค่า VTEC และค่าไบอัสที่ไม่ทราบค่า

3.2.2.2 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS แบบเดี่ยว

ในการประมาณหาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS แบบเดี่ยว นั้นจะนิยมใช้กันอยู่ 2 วิธี ได้แก่ วิธี Zero-TEC [30] และวิธีค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานต่ำสุด (Minimum Standard Deviation) โดยวิธี Zero-TEC นั้นจะใช้สมมติฐานที่ว่า ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่ลดต่ำที่สุดในช่วงเวลากลางคืนจะมีค่าเป็นศูนย์ ดังนั้นค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่ต่ำที่สุดที่คำนวณได้จากเครื่องรับ GPS นั้นก็คือค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั่นเอง โดยหลักการประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ด้วยวิธี Zero-TEC นั้นจะแสดงดังรูปที่ 3.16

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.16 การประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ด้วยวิธี Zero-TEC

โดยวิธี Zero-TEC นั้นจะนิยมใช้กับเครื่องรับ GPS บางรุ่นที่สามารถประมวลผลหาค่า TEC ได้โดยอัตโนมัติ [35] ซึ่งวิธีการนี้มีข้อดีตรงที่สะดวกและรวดเร็ว แต่ถึงอย่างไรตามที่บริเวณเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็กโลกนั้นจะมีความหนาแน่นอิเล็กตรอนค่อนข้างสูง ซึ่งค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่ต่ำที่สุดในบริเวณนี้นั้นจะมีค่าไม่เท่ากับค่าศูนย์ รวมไปถึงค่าสัญญาณรบกวนที่เกิดจากเครื่องรับ GPS เองนั้น อาจจะก่อให้เกิดความผิดพลาดในการประมาณค่าไบอัสได้

สำหรับวิธีค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานต่ำสุด (Minimum Standard Deviation) หรือมีชื่อเรียกอีกอย่างหนึ่งว่าวิธี Minimum Scalloping [30] นั้น จะใช้สมมติฐานว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะมีลักษณะเป็นแผ่นบางๆ ที่มีความหนาแน่นของอิเล็กตรอนสม่ำเสมอปกคลุมโลกอยู่ ดังนั้นค่า VTEC ที่วัดได้จากดาวเทียมแต่ละดวง ณ เวลาเดียวกันจะมีค่าใกล้เคียงกัน โดยเมื่อทำการลบค่าไบอัสของดาวเทียมออกจากสมการที่ 3.13 จะได้

$$STEC_{adj} = STEC + B_R \tag{3.17}$$

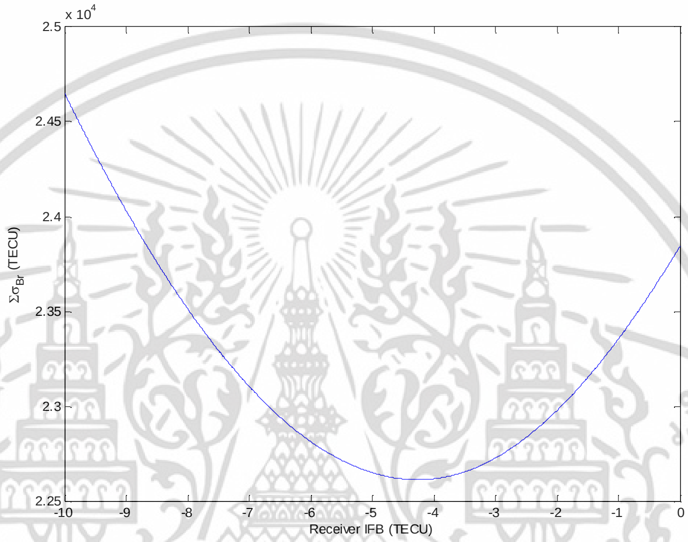
โดยที่ค่าไบอัสจะเหลือแต่ของเครื่องรับ GPS เท่านั้น ซึ่งถ้าเราสมมติให้ค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั้นมีค่าคงที่ตลอดทั้งวันไม่มีการเปลี่ยนแปลง หลังจากนั้นทำการทดลองแทนค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS แล้วทำการแปลงเป็นค่า VTEC ตามสมการที่ 3.14 จะได้ว่า

$$STEC_{adj} \cdot \cos\chi = VTEC + (B_R - B_R^{'})\cos\chi \tag{3.18}$$

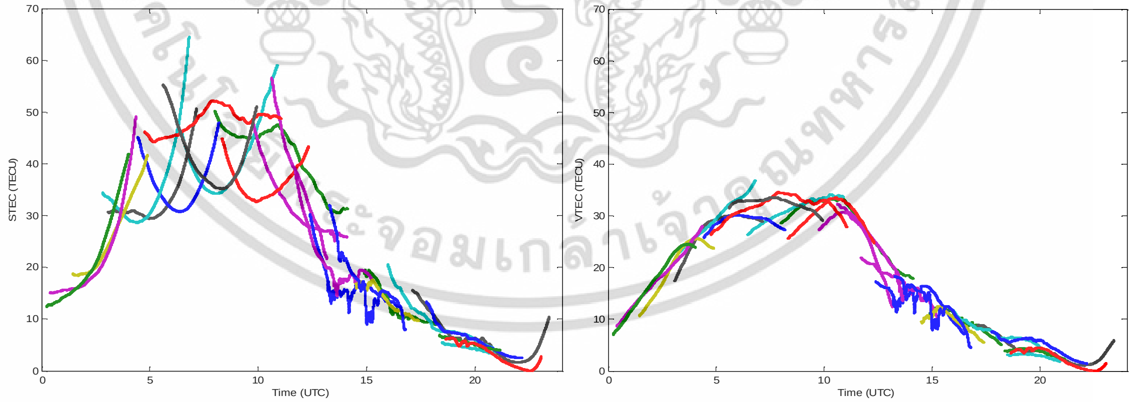
โดยที่ $B_R^{'}$ คือค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ที่ทำการทดลองแทนค่า ซึ่งค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ที่ทำให้ผลรวมของส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่า VTEC นั้นมีค่าต่ำที่สุด จะเป็นค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS อย่างแท้จริง โดยในรูปที่ 3.17 จะแสดงตัวอย่างการทดลองแทนค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ซึ่งอยู่ในรูปแบบของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในหน่วย TECU โดยค่าผลรวมของส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่า VTEC

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะมีลักษณะเป็นฟังก์ชั่นพาราโบลาโดยมีจุดต่ำสุดที่ค่าไบอัสของเครื่องรับมีค่าประมาณ -4.4 TECU ซึ่งค่านี้จะเป็นค่าประมาณของค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั่นเอง โดยในรูปที่ 3.18 แสดงค่า STEC และ VTEC ที่ได้ทำการกำจัดค่าไบอัสออกทั้งหมดแล้วจะเห็นได้ว่าค่า STEC นั้นจะไม่มีค่าติดลบอยู่เหมือนอย่างในรูปที่ 3.11 โดยเมื่อทำการแปลงเป็นค่า VTEC จะพบว่าแนวโน้มของค่า VTEC ที่วัดจากดาวเทียมแต่ละดวงมีแนวโน้มที่คล้ายกัน



รูปที่ 3.17 ตัวอย่างการทดลองแทนค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS



รูปที่ 3.18 ค่า STEC (ซ้าย) และ VTEC (ขวา) ที่ทำการกำจัดค่าไบอัสออกหมดแล้ว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 การศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในประเทศไทย

สำหรับการศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในประเทศไทยนั้นได้มีการเริ่มขึ้นในช่วงปี ค.ศ. 2003 อันเนื่องมาจากโครงการ SEALION (South-East Asia Low-latitude Ionospheric Network) [36] ซึ่งริเริ่มโดยหน่วยงาน NICT (National Institute of Information and Communications Technology) ของประเทศญี่ปุ่น โดยได้มีการติดตั้งอุปกรณ์ที่ใช้ในการตรวจวัดคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์อาทิเช่น เครื่องไอโอโนซอนด์ (Ionosonde) เครื่องรับ GPS ชนิดสองความถี่ เครื่องมือตรวจวัดสนามแม่เหล็กโลก (Magnetometer) และเครื่อง All-sky imager ในประเทศที่ตั้งอยู่ภูมิภาคเอเชียตะวันออกเฉียงใต้ประกอบไปด้วยประเทศไทย อินโดนีเซีย ฟิลิปปินส์ และจีน สำหรับในประเทศไทยนั้น โดยความร่วมมือระหว่างสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังและมหาวิทยาลัยเชียงใหม่ ได้มีการติดตั้งอุปกรณ์ดังกล่าวในจังหวัดเชียงใหม่ กรุงเทพ ชุมพร และภูเก็ต ซึ่งรายละเอียดแต่ละสถานที่จะแสดงอยู่ในรูปที่ 3.19

รูปที่ 3.19 สถานีตรวจวัดคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โครงการ SEALION
(ที่มา: http://seg-web.nict.go.jp/sealion/)

จากการวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้จากอุปกรณ์ต่างๆ ทำให้เข้าใจถึงคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของประเทศไทยและผลกระทบที่มีต่อระบบ GPS เช่น ปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแต่ละวัน ความน่าจะเป็นของการเกิดปรากฏการณ์ EPB เป็นต้น ซึ่งข้อมูลดังกล่าวจะมีส่วนช่วยในการออกแบบระบบลดความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS ในช่วงเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สำหรับประเทศไทย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

ระบบ GBAS (Ground-Based Augmentation System)

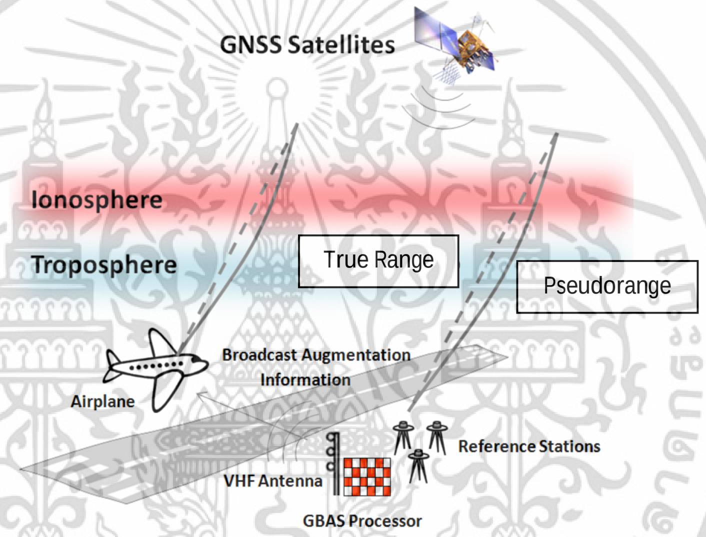
จากในบทที่ 2 จะพบว่าประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งของการใช้งานเครื่องรับ GPS เพียงอย่างเดียวนั้น ไม่เพียงพอต่อการใช้งานในการระบุตำแหน่งของอากาศยาน ซึ่งจำเป็นต้องคำนึงถึงความน่าเชื่อถือและความปลอดภัยเป็นหลัก จึงจำเป็นต้องมีระบบช่วยสนับสนุน (Augmentation System) เพื่อช่วยในการลดความผิดพลาดและเพิ่มความน่าเชื่อถือของการระบุตำแหน่ง สำหรับในหัวข้อนี้จะสนใจเฉพาะระบบ GBAS (Ground-Based Augmentation System) ซึ่งเป็นระบบช่วยสนับสนุนการระบุตำแหน่งของอากาศยานที่ใช้งานในบริเวณใกล้กับสนามบิน โดยมีจุดมุ่งหมายเพื่อช่วยสนับสนุนอากาศยานในการระบุตำแหน่งทั้งขณะขึ้นและลงจอด โดยเนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึงส่วนประกอบและหลักการทำงานพื้นฐานของระบบ GBAS วิธีการคำนวณค่าขอบเขตการป้องกัน (Protection Levels) ที่ใช้ในการตรวจสอบความน่าเชื่อถือของการระบุตำแหน่งของอากาศยานที่คำนวณจากเครื่องรับ GPS นอกจากนี้ยังอธิบายถึงความเสี่ยงและข้อจำกัดในการใช้งานระบบ GBAS ในกรณีที่เกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งจะมีชื่อเรียกว่า ปรากฏการณ์ดีเลย์เกรเดียนต์ (Ionospheric Delay Gradient) และวิธีที่ใช้ในการตรวจวัดปรากฏการณ์ดังกล่าวที่ใช้งานในปัจจุบัน

4.1 ส่วนประกอบและหลักการทำงานของระบบ

สำหรับการทำงานของระบบ GBAS นั้นจะมีหลักการทำงานดังรูปที่ 4.1 โดยที่บริเวณสนามบินจะทำการติดตั้งเครื่องรับสัญญาณ GPS เพื่อใช้เป็นสถานีอ้างอิง 3-4 จุด ในการคำนวณหาค่าความผิดพลาดของการวัดค่าระยะทางเทียมเมื่อเปรียบเทียบกับระยะจริง (ระยะทางจากเครื่องรับถึงดาวเทียม) ซึ่งเกิดขึ้นเนื่องมาจากการหน่วงเวลาของสัญญาณดาวเทียมที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศของโลก (ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโพสเฟียร์) โดยอาศัยหลักการเดียวกับเทคนิค DGPS จากนั้นระบบจะทำการส่งค่าแก้ไขความผิดพลาดนี้ให้กับอากาศยานที่อยู่บริเวณใกล้เคียงผ่านทางอุปกรณ์ VDB (VHF Data Broadcast) ซึ่งจะใช้สัญญาณความถี่ย่าน VHF ช่วงความถี่ตั้งแต่ 108.0-117.975 MHz เพื่อให้เครื่องรับบนอากาศยานนั้นทำการปรับแก้ค่าการวัดระยะทางเทียมที่วัดได้ให้มีความถูกต้องก่อนที่จะใช้ในการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คำนวณหาตำแหน่งของอากาศยานต่อไป [37] โดยในการคำนวณค่าแก้ไขความผิดพลาดของระบบ GBAS นั้นจะมีขั้นตอนดังนี้ โดยจะเริ่มจากทำการลดสัญญาณรบกวนของการวัดระยะทางเทียมโดยใช้การวัดเฟสคลื่นพาห์ (Carrier Smoothed Pseudorange) เนื่องจากการวัดระยะทางเทียมนั้นจะมีสัญญาณรบกวนอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ Multipath โดยก่อนที่จะทำการคำนวณค่าแก้ไขความผิดพลาดนั้นจำเป็นที่จะต้องทำการลดสัญญาณรบกวนก่อน ซึ่งจะอาศัยการวัดเฟสคลื่นพาห์มาช่วยเนื่องจากได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ Multipath น้อยกว่าการวัดระยะทางเทียม โดยสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 4.1 ซึ่งจะใช้หลักการของตัวกรอง Hutch [38]



รูปที่ 4.1 การทำงานของระบบ GBAS (Ground-Based Augmentation System)

$$\tilde{\rho}_m^k(n) = \frac{1}{N}\rho_m^k(n) + \frac{N-1}{N}\left(\tilde{\rho}_m^k(n-1) + \phi_m(k) - \phi_m(k-1)\right) \tag{4.1}$$

โดยที่

$$N = \frac{\tau}{T} = \frac{100}{0.5} = 200 \tag{4.2}$$

โดยที่ $\tilde{\rho}_m^k(n)$ คือค่าการวัดระยะทางเทียมเมื่อทำการลดสัญญาณรบกวนออกแล้ว (เมตร) $\rho_m^k(n)$ คือค่าการวัดระยะทางเทียม (เมตร) $\phi_m(k)$ คือค่าการวัดเฟสคลื่นพาห์ (เมตร) สำหรับสัญลักษณ์ m และ k นั้นหมายถึงค่าที่วัดจากเครื่องรับ GPS (m) ดาวเทียมดวงที่ (k) จะสังเกตว่าสมการที่ 4.1 จะอยู่ในรูปแบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการเรียกซ้ำ (Recursive Equation) โดยจะใช้ค่าการวัดระยะทางเทียมเมื่อทำการลดสัญญาณรบกวนออกแล้วเมื่อเวลาก่อนหน้านี้ (n-1) มาช่วยในการคำนวณค่าในปัจจุบัน (n) ซึ่งค่า τ คือคงที่ช่วงเวลาที่ใช้ในตัวกรอง Hutch (filter time constant) ซึ่งจะกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 1 วินาที และ T คือคาบเวลาที่ทำการวัดค่าระยะทางเทียมซึ่งจะทำการวัดทุกๆ 0.5 วินาที (epoch time) หลังจากนั้นเราสามารถคำนวณหาค่าแก้ไขความผิดพลาดได้ดังนี้

$$\tilde{\rho}_{m,sc}^{k} = \tilde{\rho}_{m}^{k} - R_m^k + c\Delta T^k \tag{4.3}$$

$$\tilde{\rho}_{m,sca}^{k} = \tilde{\rho}_{m,sc}^{k} - \frac{1}{N_c}\sum_{k \in S_c} \tilde{\rho}_{m,sc}^{k} \tag{4.4}$$

$$\tilde{\rho}_{corr}^{k} = \frac{1}{M(k)}\sum_{m \in S_n} \tilde{\rho}_{m,sca}^{k} \tag{4.5}$$

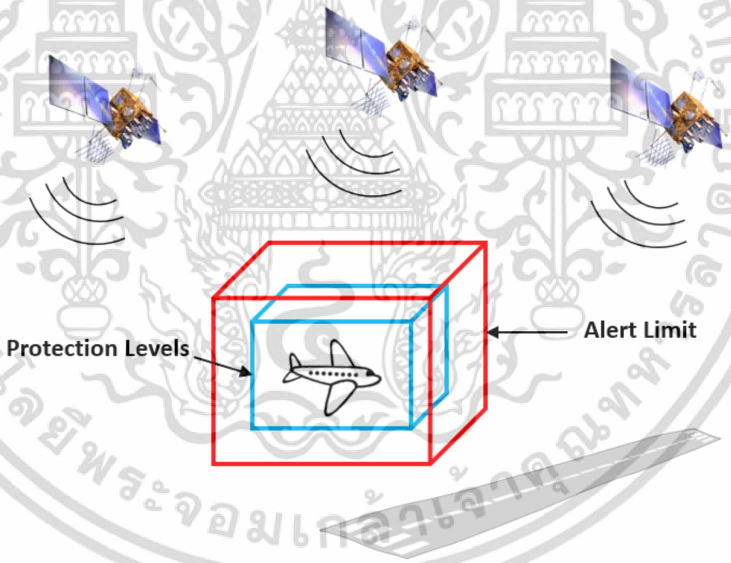
โดยในสมการที่ 4.3 นั้นจะเป็นการคำนวณหาค่าแก้ไขความผิดพลาดโดยทำการเปรียบเทียบค่าการวัดระยะทางเทียมเมื่อทำการลดสัญญาณรบกวนออกแล้วกับค่าระยะทางจริง (R_m^k) แต่อย่างไรก็ตามจากสมการที่ 2.3 ในบทที่ 2 นั้นจะพบว่าค่าการวัดระยะทางเทียมนั้นยังคงมีผลของค่าความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิกาดาวเทียมและเครื่องรับแฝงอยู่ โดยในสมการที่ 4.3 และ 4.4 จะเป็นการกำจัดผลของความคลาดเคลื่อนดังกล่าวออกจากค่าแก้ไขความผิดพลาด ซึ่ง S_c คือเซตของดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้เหมือนกันทุกๆ สถานีอ้างอิง และ N_c คือจำนวนของดาวเทียม โดยสมการที่ 4.5 จะเป็นการหาค่าเฉลี่ยค่าแก้ไขความผิดพลาด ซึ่ง S_n คือเซตของสถานีอ้างอิงที่มีการรับสัญญาณจากดาวเทียมดวงนั้นๆ และ $M(k)$ คือจำนวนเครื่องรับ GPS ที่ใช้ในสถานีอ้างอิง โดยที่ $\tilde{\rho}_{corr}^{k}$ จะเป็นค่าแก้ไขความผิดพลาด (ซึ่งมาจากค่าเฉลี่ยสำหรับแต่ละดาวเทียม) ที่จะส่งไปให้กับเครื่องรับ GPS บนอากาศยานเพื่อทำการปรับแก้ค่าการวัดระยะทางเทียมต่อไป

4.2 การคำนวณค่าขอบเขตการป้องกัน (Protection Levels)

ในการปรับปรุงความแม่นยำของการระบุตำแหน่งด้วยค่าแก้ไขความผิดพลาดเพียงอย่างเดียวนั้นอาจไม่เพียงพอต่อการนำร่องอากาศยานขณะแล่นลงจอดซึ่งจำเป็นต้องคำนึงถึงความน่าเชื่อถือและความปลอดภัยของระบบเป็นอย่างสูง ระบบจึงจำเป็นต้องมีการตรวจสอบความน่าเชื่อถือของการระบุตำแหน่งและแจ้งเตือนต่อนักบินในกรณีที่ระบบระบุตำแหน่งทำงานผิดพลาด โดยในรูปที่ 4.2 จะแสดงหลักการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตรวจสอบความน่าเชื่อถือของการระบุตำแหน่ง ซึ่งจะใช้หลักการของขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่ง (Protection Levels) และขอบเขตการแจ้งเตือน (Alert Limit) โดยขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งนั้นจะเป็นตัวบอกถึงความแม่นยำในการระบุตำแหน่งของอุปกรณ์ ซึ่งก็คือเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานนั้นมีความสามารถในการระบุตำแหน่งอยู่ภายในขอบเขตที่กำหนด โดยจะแบ่งออกเป็นขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่ง (VPL : Vertical Protection Level) และขอบเขตการป้องกันการระบุตำแหน่งในแนวราบ (LPL : Lateral Protection Level) โดยทั้ง VPL และ LPL นั้นจำเป็นที่จะต้องมีค่าไม่เกินขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวดิ่ง (VAL : Vertical Alert Limit) และขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวราบ (LAL : Lateral Alert Limit) ด้วยเช่นเดียวกัน ซึ่งเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยานนั้นจะทำการคำนวณหาค่า VPL และ LPL จากนั้นจะทำการตรวจสอบว่ามีค่าเกินกว่า VAL และ LAL ตามที่มาตรฐานกำหนดหรือไม่ ซึ่งในกรณีถ้ามีค่าเกินกว่าขอบเขตการแจ้งเตือนอย่างใดอย่างหนึ่ง ระบบจะต้องทำการแจ้งเตือนต่อนักบินภายในเวลาที่กำหนด ว่าระบบระบุตำแหน่งในขณะนั้นไม่มีความน่าเชื่อถือเพื่อให้นักบินเปลี่ยนไปใช้ระบบระบุตำแหน่งอื่นแทน



รูปที่ **4.2** การตรวจสอบความน่าเชื่อถือของการระบุตำแหน่งของอากาศยาน

ในการนำร่องของอากาศยานด้วยระบบ GBAS นั้นระบบจะต้องทำการคำนวณหาค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่ง (Protection Level) ตลอดเวลา โดยที่ความผิดพลาดในการคำนวณหาค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งจะต้องมีความน่าจะเป็นอยู่ในช่วง 10^{-7} ถึง 10^{-10} (ขึ้นอยู่กับระดับทำการบิน) [39] ซึ่งในการคำนวณหาค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งจะมีหลักการดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยกำหนดให้แบบจำลองของค่าระยะทางเทียมที่วัดได้จากเครื่องรับ GPS ของอากาศยานเป็นดังสมการที่ 4.6 ดังนี้

$$\rho^k = \sqrt{(x^k - x)^2 + (y^k - y)^2 + (z^k - z)^2} + b + I^k + T^k + \gamma^k \tag{4.6}$$

โดยที่ ρ^k คือค่าระยะทางเทียมวัดได้จากดาวเทียม GPS (k = 1, 2, 3, ..., N) (เมตร) (x^k, y^k, z^k) คือตำแหน่งพิกัดของดาวเทียมซึ่งสามารถคำนวณได้จากข้อมูล Ephemeris (เมตร), (x, y, z) คือตำแหน่งพิกัดของเครื่องรับ GPS ที่ต้องการหาค่า โดยจะอ้างอิงอยู่ในรูปแบบ ECEF (Earth-Centered, Earth-Fixed) และ b คือค่าไบอัสที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาที่เกิดจากเครื่องรับ GPS (เมตร) I^k และ T^k คือค่าระยะทางที่เกิดจากการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโพสเฟียร์ตามลำดับและ γ^k คือค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากเครื่องรับ (เมตร) โดยหลังจากที่เครื่องรับ GPS บนอากาศยานได้ทำการปรับแก้ค่าแก้ไขความผิดพลาดที่ได้รับจากสถานี GBAS ภาคพื้นดินแล้วนั้น ซึ่งแบบจำลองของค่าการวัดระยะทางเทียมที่ได้ทำการปรับแก้แล้วจะแสดงดังสมการที่ 4.7

$$\rho_c^k = \sqrt{(x^k - x)^2 + (y^k - y)^2 + (z^k - z)^2} + b + \varepsilon^k \tag{4.7}$$

โดยที่ ρ_c^k คือค่าการวัดระยะทางเทียมที่ได้ทำการปรับแก้แล้ว ถึงแม้ว่าค่าแก้ไขความผิดพลาดที่ได้รับจากสถานี GBAS ภาคพื้นดินจะสามารถช่วยลดค่าความผิดพลาดส่วนใหญ่ลงไปได้ (ส่วนที่เกิดจากการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโพสเฟียร์) อย่างไรก็ตามยังคงมีค่าความผิดพลาดที่หลงเหลืออยู่ (Residual Errors) ซึ่งค่า ε^k คือค่าความผิดพลาดของที่ยังหลงเหลืออยู่ โดยในสมการที่ 4.8 จะเป็นแบบจำลองค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ในรูปแบบของค่าความแปรปรวน โดยจะเกิดจากสาเหตุ 4 ประการ ได้แก่ เครื่องรับ GPS บนอากาศยาน ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และตัวเครื่องรับ GPS ที่สถานีอ้างอิง ซึ่งจะกำหนดให้ค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่นี้มีลักษณะการกระจายตัวแบบเกาส์ที่มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์และไม่มีความสัมพันธ์ของดาวเทียมในแต่ละดวง (Uncorrelated)

$$\sigma_{PR,k}^2 = \sigma_{\mathrm{air},k}^2 + \sigma_{\mathrm{tropo},k}^2 + \sigma_{\mathrm{iono},k}^2 + \sigma_{\mathrm{gnd},k}^2 \tag{4.8}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ค่า $\sigma_{\mathrm{air},k}^{2}$ คือค่าความแปรปรวนอันเนื่องมาจากเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน ซึ่งเป็นผลมาจากสัญญาณรบกวนที่เกิดจากเครื่องรับและผลกระทบจากปรากฏการณ์ Multipath ซึ่งสามารถหาได้จาก

$$\sigma_{noise,k} = a_0 + a_1 e^{-\theta_k/\theta_c} \tag{4.9}$$

$$\sigma_{multipath,k} = 0.13 + 0.53 e^{-\theta_k/10^\circ} \tag{4.10}$$

และ

$$\sigma_{air,k}^2 = \sigma_{noise,k}^2 + \sigma_{multipath,k}^2 \tag{4.11}$$

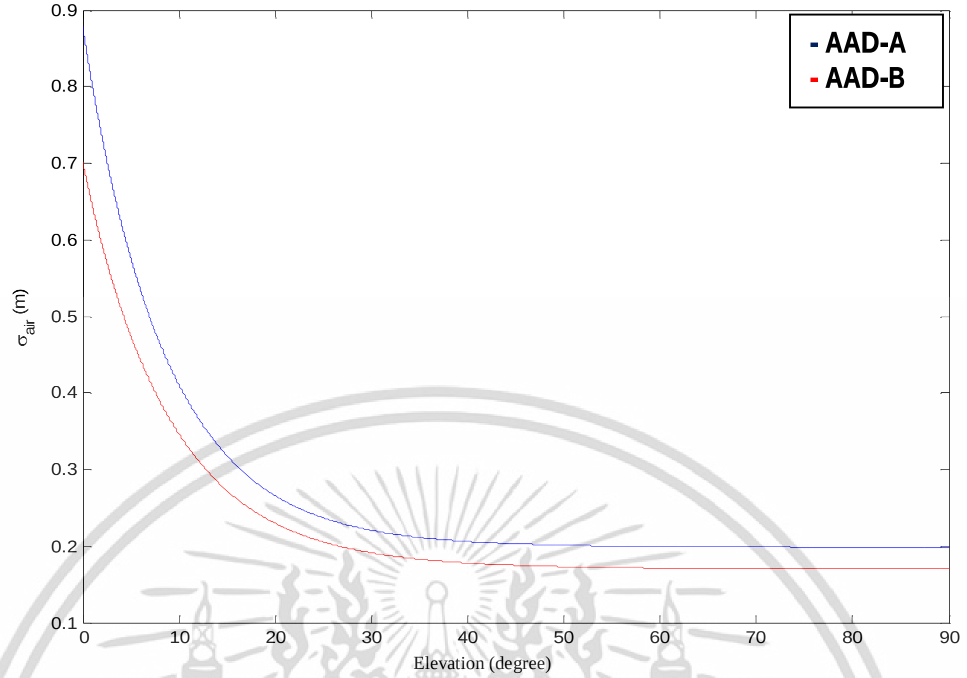
โดยที่ $\sigma_{noise,k}^{2}$ และ $\sigma_{multipath,k}^{2}$ คือความแปรปรวนที่เกิดจากสัญญาณรบกวนที่เกิดจากเครื่องรับและผลกระทบจากปรากฏการณ์ Multipath ตามลำดับ และ θ_k คือค่ามุมเงยของดาวเทียม โดยค่าสัมประสิทธิ์ a_0 a_1 และ θ_c นั้นจะขึ้นอยู่กับประเภทของเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน (AAD : Airborne Accuracy Designator) ดังตารางที่ 4.1 ดังนี้ [40]

ตารางที่ 4.1 ค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองสัญญาณรบกวนของเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน

Airborne Accuracy Designator (AAD)	a_0 (m)	a_1 (m)	θ_c (degree)
A	0.15	0.43	6.9
B	0.11	0.13	4.0

ในรูปที่ 4.3 จะแสดงค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่อันเนื่องมาจากเครื่องรับ GPS บนอากาศยานเมื่อเทียบกับมุมเงย โดยที่มุมเงยมีค่าต่ำๆ จะพบว่าค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานนั้นมีค่าสูง โดยที่เครื่องรับประเภท AAD-A จะมีค่าสูงกว่าเครื่องรับประเภท AAD-B

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.3 แบบจำลองค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่อันเนื่องมาจากเครื่องรับ GPS บนอากาศยานเมื่อเปรียบเทียบกับมุมเงยของดาวเทียมที่ทำการรับสัญญาณ

สำหรับค่า $\sigma^2_{\text{tropo},k}$ คือค่าความแปรปรวนของความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ ซึ่งเกิดจากความแตกต่างระหว่างความสูงของสถานีภาคพื้นดินและเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน โดยจะสามารถหาได้จากแบบจำลองดังนี้

$$\sigma_{tropo,k} = \sigma_N h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002+\sin^2(\theta_k)}}(1-e^{-\Delta h/h_0}) \tag{4.12}$$

โดย σ_N คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความไม่แน่นอนของดัชนีหักเหของชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ h_0 คือค่าความสูงของชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (เมตร) Δh คือค่าความสูงระหว่างอากาศยานกับสถานี GBAS ภาคพื้นดิน (เมตร) และ θ_k คือค่ามุมเงยของดาวเทียม โดยที่ค่า σ_N และ h_0 จะทำการส่งไปให้อากาศยานโดยสถานี GBASภาคพื้นดินซึ่งจะอยู่ใน GBAS Message Type-2 [39]

สำหรับค่า $\sigma^2_{\text{iono},k}$ คือค่าความแปรปรวนของความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งจะเกิดจากความหนาแน่นอิเล็กตรอนที่ไม่สม่ำเสมอกันในบริเวณสนามบิน ส่งผลทำให้ค่าดีเลย์ที่คำนวณได้จากสถานี GBAS ภาคพื้นดินกับเครื่องรับ GPS บนอากาศยานนั้นมีค่าไม่เท่ากัน ซึ่งสามารถหาได้จากสมการดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\sigma_{iono,k} = F_{pp} \times \sigma_{vig} \times (X_{air} + 2\tau v_{air}) \quad (4.13)$$

โดย F_{pp} คือค่าแฟคเตอร์ในการแปลงความไม่แน่นอนของค่าดีเลย์ที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแนวตั้งให้เป็นแนวเส้นสายตา (line of sight) ซึ่งสามารถคำนวณได้จาก

$$F_{pp} = \left(1 - \left(\frac{R_e \cos\theta_k}{R_e + h}\right)^2\right)^{-\frac{1}{2}} \quad (4.14)$$

โดย R_e คือรัศมีของโลกซึ่งมีค่าเท่ากับ 6,378.137 กิโลเมตร h คือค่าความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เมื่อวัดจากพื้นโลกซึ่งจะกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 350 กิโลเมตร และ θ_k คือค่ามุมเงยของดาวเทียม สำหรับค่า σ_{vig} คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของผลต่างระหว่างค่าดีเลย์ในแนวตั้งจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่คำนวณได้จากสถานี GBAS ภาคพื้นดินกับเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน (VIG : Vertical Ionospheric Delay Gradient) (เมตร/กิโลเมตร) โดยจะส่งไปใน GBAS Message Type-2 ด้วยเช่นกัน X_{air} คือระยะห่างระหว่างอากาศยานกับสถานี GBAS ภาคพื้นดิน (กิโลเมตร) v_{air} คือความเร็วของอากาศยาน (กิโลเมตร/วินาที) τ คือค่าช่วงเวลาที่ใช้ในตัวกรอง Hutch สำหรับลดสัญญาณรบกวนของค่าการวัดระยะทางเทียมของสถานี GBAS ภาคพื้นดินซึ่งโดยปกติจะมีค่าเท่ากับ 100 วินาที

สำหรับค่า $\sigma^2_{\mathrm{gnd},k}$ คือค่าความแปรปรวนของความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่อันเนื่องมาจากเครื่องรับ GPS ของสถานี GBAS ภาคพื้นดิน ซึ่งสามารถหาได้จากแบบจำลองตามสมการที่ 4.15 ดังนี้

$$\sigma_{\mathrm{gnd},k} = \sqrt{\frac{(a_0 + a_1 e^{-\theta_k/\theta_0})^2}{M_n} + (a_2)^2} \quad (4.15)$$

โดย M_n คือจำนวนเครื่องรับที่สถานี GBAS ภาคพื้นดินซึ่งสามารถมีค่าได้ตั้งแต่ 1-4 เครื่องรับ โดยค่าสัมประสิทธิ์ a_0 a_1 a_2 และ θ_0 นั้นจะขึ้นอยู่กับประเภทของเครื่องรับที่ติดตั้งอยู่ที่สถานี GBAS ภาคพื้นดินตามตารางที่ 4.2 ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.2 ค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองสัญญาณรบกวนของเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่ที่สถานี GBAS ภาคพื้นดิน [40]

<table>
<tr><th colspan="2">Ground Accuracy Designator (GAD)</th><th>a_0 (m)</th><th>a_1 (m)</th><th>a_2 (m)</th><th>θ_c (degree)</th></tr>
<tr><td colspan="2">GAD-A</td><td>0.50</td><td>1.65</td><td>0.08</td><td>14.3</td></tr>
<tr><td colspan="2">GAD-B</td><td>0.16</td><td>1.07</td><td>0.08</td><td>15.5</td></tr>
<tr><td rowspan="2">GAD-C</td><td>$\theta_c \geq 35°$</td><td>0.15</td><td>0.84</td><td>0.04</td><td>15.5</td></tr>
<tr><td>$\theta_c < 35°$</td><td>0.24</td><td>0</td><td>0.04</td><td>-</td></tr>
</table>

ซึ่งสถานี GBAS ภาคพื้นดินจะทำการส่งข้อมูลประเภทของเครื่องรับไปให้อากาศยานด้วย GBAS Message Type-2 เช่นเดียวกัน

สำหรับสถานี GBAS ภาคพื้นดินนั้นจะทำการคำนวณหาค่าแก้ไขความผิดพลาดของดาวเทียมทุกดวงที่รับสัญญาณได้ในขณะนั้นและจะส่งข้อมูลไปให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยานผ่านทาง GBAS Message Type-1 รวมทั้งข้อมูลที่ใช้ในการคำนวณหาค่าความแปรปรวนที่อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และเครื่องรับของสถานีภาคพื้นดินเอง โดยข้อมูลดังกล่าวจะอยู่รวมกันใน GBAS Message Type-2 หลังจากนั้นเครื่องรับบนอากาศยานจะทำการคำนวณหาค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่ง (Protection Levels) โดยสำหรับในวิทยานิพนธ์นี้จะสนใจเฉพาะขอบเขตการป้องกันในกรณีที่ไม่มีเครื่องรับ GPS ของสถานีอ้างอิงทำงานผิดพลาด (Fault-free Hypothesis (H0)) และในกรณีที่ข้อมูล Ephemeris ที่รับจากดาวเทียมอาจเกิดความผิดพลาดขึ้นได้ 1 ดวง (Single-satellite ephemeris fault) โดยในการคำนวณนั้นเพื่อความง่ายจะกำหนดให้พิกัดของเครื่องรับ GPS บนอากาศยานนั้นจะอยู่ในระบบ ENU (East-North-Up) ซึ่งในการแปลงระบบพิกัดจาก ECEF ไปเป็น ENU นั้นสามารถทำได้โดยการแปลงเมทริกซ์ **G** ซึ่งเป็นเมทริกซ์เรขาคณิตที่สัมพันธ์กับลักษณะการกระจายตัวของดาวเทียมบนท้องฟ้า (Geometry Matrix) ในรูปแบบ ECEF เป็น ENU [1] ซึ่งจากบทที่ 2 ในสมการที่ 2.12 จะนิยามใหม่ได้ว่า

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -\cos El_1 \cos Az_1 & -\cos El_1 \sin Az_1 & -\sin El_1 & 1 \\ -\cos El_2 \cos Az_2 & -\cos El_2 \sin Az_2 & -\sin El_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\cos El_k \cos Az_k & -\cos El_k \sin Az_k & -\sin El_k & 1 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ El_k และ Az_k คือมุมเงย (Elevation) และมุมกวาด (Azimuth) ของดาวเทียมดวงที่ k เมื่อพิจารณาจากตำแหน่งเครื่องรับ GPS ที่กับดาวเทียม ซึ่งในการหาคำตอบของสมการที่พิกัดอยู่ในระบบ ENU ด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุดจะได้ว่า

$$\begin{bmatrix} \Delta e \\ \Delta n \\ \Delta u \\ \Delta b \end{bmatrix} = \left(\mathbf{G}^{\mathbf{T}}\mathbf{W}\mathbf{G}\right)^{-1}\mathbf{G}^{\mathbf{T}}\mathbf{W}\boldsymbol{\delta\rho} \tag{4.17}$$

โดยที่จะนิยามใหม่ให้ **S** คือเมทริกซ์โปรเจคชั่นในระบบพิกัด ENU

$$\mathbf{S} \equiv \left(\mathbf{G}^{\mathbf{T}}\mathbf{W}\mathbf{G}\right)^{-1}\mathbf{G}^{\mathbf{T}}\mathbf{W} \tag{4.18}$$

โดยที่สมาชิกในเมทริกซ์ถ่วงน้ำหนักซึ่งจะมีค่าตามสมการที่ 4.8 ดังนี้

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \frac{1}{\sigma_{PR,1}^2} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \frac{1}{\sigma_{PR,2}^2} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{\sigma_{PR,k}^2} \end{bmatrix} \tag{4.19}$$

ซึ่งค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ในโดเมนของระยะทางจะถูกโปรเจคไปยังโดเมนของตำแหน่งเครื่องรับ GPS โดยจากแบบจำลองค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ในสมการที่ 4.8 นั้นจะสามารถคำนวณหาค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งแนวดิ่งได้ดังนี้

$$\sigma_{VPE} = \sqrt{\sum_{k=1}^{N} S_{vertical,k}^2 \sigma_{PR,k}^2} \tag{4.20}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดย σ_{VPE} คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความผิดพลาดตำแหน่งเครื่องรับ GPS ของอากาศยานในแนวดิ่ง (Vertical Position Error - VPE) (เมตร) และ $S_{vertical,k}$ คือองค์ประกอบของเมทริกซ์โปรเจคชั่นที่โปรเจคตำแหน่งเครื่องรับ GPS ในแนวดิ่ง ซึ่งสามารถคำนวณได้ดังนี้

$$S_{vertical,k} = S_{3,k} + S_{1,k} \tan\left(\theta_{gpa}\right) \approx S_{3,k} \quad (4.21)$$

เนื่องจากมุมร่อนของอากาศยานในขณะที่ทำการลงจอดนั้น (θ_{gpa}) ซึ่งโดยปกติจะมีค่าอยู่ที่ประมาณ 3 องศาเมื่อเทียบกับผิวรันเวย์ (tan 3° ≈ 0.05) ดังนั้นเราจะสามารถประมาณค่า $S_{vertical,k}$ ได้จากองค์ประกอบของเมทริกซ์โปรเจคชั่นแถวที่ 3 โดยที่ขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสามารถคำนวณได้ดังนี้

$$VPL_{H0} = K_{ffmd}\sigma_{VPE} \quad (4.22)$$

โดยที่ค่า K_{ffmd} ที่นำมาคูณนั้นจะเป็นการขยายค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความผิดพลาดตำแหน่งเครื่องรับ GPS ของอากาศยานในแนวดิ่งให้ครอบคลุมการกระจายตัวในรูปแบบเกาส์ ซึ่งจะขึ้นอยู่กับค่าความน่าจะเป็นของความผิดพลาดของระบบ GBAS ที่ยอมรับได้ (Loss of Integrity) โดยสำหรับที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I นั้นจะค่าเท่ากับ $2.5\text{x}10^{-8}$ ต่อการร่อนลงจอดหนึ่งครั้ง (หรือคิดเป็น 99.9999975%) [39] ซึ่งค่า K_{ffmd} จะขึ้นอยู่กับจำนวนเครื่องรับของสถานี GBAS ภาคพื้นดินที่ใช้ในการคำนวณหาค่าแก้ไขความผิดพลาด โดยจะแสดงดังตารางที่ 4.3 ดังนี้

ตารางที่ 4.3 ค่า K_{ffmd} สำหรับการคำนวณค่าขอบเขตการป้องของการระบุตำแหน่ง [39]

Multiplier	M_i			
	1	2	3	4
K_{ffmd}	6.86	5.762	5.81	5.847

สำหรับค่า VPL ที่คำนวณในสมการที่ 4.22 นั้นจะเป็นการคำนวณค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งในกรณีที่ไม่มีเครื่องรับ GPS ของสถานีอ้างอิงทำงานผิดพลาด (Fault Free Hypothesis (H0)) ส่วนค่า VPL ในกรณีที่ข้อมูล Ephemeris ผิดพลาดไป 1 ดวง Ephemeris จะสามารถคำนวณได้ดังนี้

$$VPL_{eph,k} = \left|S_{vertical,k}\right| X_{air} P_k + K_{mde}\sigma_{VPE} \quad (4.23)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ค่า X_{air} คือระยะห่างระหว่างเครื่อง GPS บนอากาศยานกับสถานี GBAS ภาคพื้นดิน (เมตร) P_k คือพารามิเตอร์ในการเกิดผลกระทบต่อตำแหน่งเมื่อข้อมูล Ephemeris ของดาวเทียมดวงที่ k มีข้อผิดพลาดเกิดขึ้น (Ephemeris decorrelation parameter) และ K_{mde} คือค่าตัวคูณที่สำหรับขยายขอบเขตให้ครอบคลุมการกระจายตัวในรูปแบบเกาส์ โดยทั้งค่า P_k และ K_{mde} จะถูกส่งไปใน GBAS Message Type 1 และ 2 ตามลำดับ ซึ่งจะขึ้นอยู่กับการตั้งค่าของสถานี GBAS ภาคพื้นดิน โดยในทางปฏิบัตินั้นค่า VPL_{H0} และ $VPL_{eph,k}$ จะขึ้นอยู่กับลักษณะการกระจายตัวของดาวเทียมบนท้องฟ้า ซึ่งเพื่อความปลอดภัยในการระบุตำแหน่งของอากาศยานนั้นจะพิจารณาค่า VPL ที่มากที่สุดระหว่าง VPL_{H0} และ $VPL_{eph,k}$

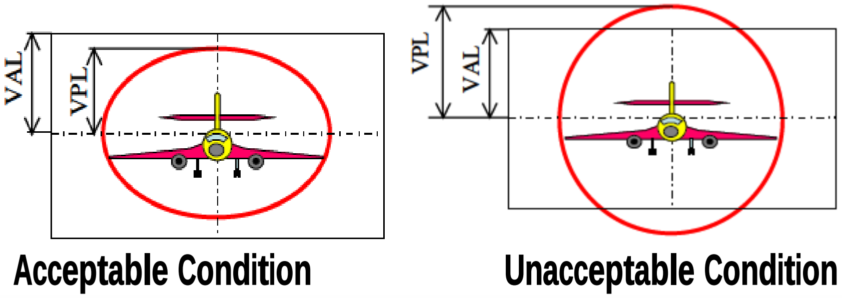
$$VPL = \max\left(VPL_{H0}, VPL_{eph,1}, VPL_{eph,2}, \ldots, VPL_{eph,k}\right) \tag{4.24}$$

โดยในรูปที่ 4.4 จะแสดงตัวอย่างการใช้งานค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่ง (VPL) โดยในรูปด้านซ้ายค่า VPL<VAL ดังนั้นอากาศยานสามารถใช้ระบบ GBAS นำร่องได้ ส่วนในรูปด้านขวาค่า VPL>VAL ดังนั้นระบบ GBAS จะไม่สามารถใช้งานได้ นักบินจำเป็นต้องเปลี่ยนไปใช้ระบบนำร่องอื่นๆ แทน สำหรับการคำนวณค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งในแนวราบ (LPL) นั้นจะมีหลักการที่เหมือนกัน โดยจะต่างกันแค่การพิจารณาองค์ประกอบของเมทริกซ์โปรเจคชั่น สำหรับในวิทยานิพนธ์นี้จะสนใจเฉพาะค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่ง เนื่องจากมีค่าขอบเขตการแจ้งเตือนที่แคบกว่าค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่งในแนวราบ โดยค่ามาตรฐานขอบเขตการแจ้งเตือนนั้นจะขึ้นอยู่กับระดับความสูงในการตัดสินใจทำการบิน (Decision Height) ซึ่งจะแสดงอยู่ในตารางที่ 4.4

ตารางที่ 4.4 ค่าขอบเขตการป้องกันในการระบุตำแหน่งและค่าขอบเขตการแจ้งเตือน [40]

Phase of Flight	Decision Height (m)	Alert Limit (m)
CAT-I	≥ 60 (200 ft)	LAL = 40 , VAL = 10-12
CAT-II	30-60	LAL = 40 , VAL = 10
CAT-IIIa	≤ 30 (100 ft)	LAL = 17 , VAL = 10
CAT-IIIb	≤ 15	LAL = 17 , VAL = 10
CAT-IIIc	No minima	LAL = 17 , VAL = 10

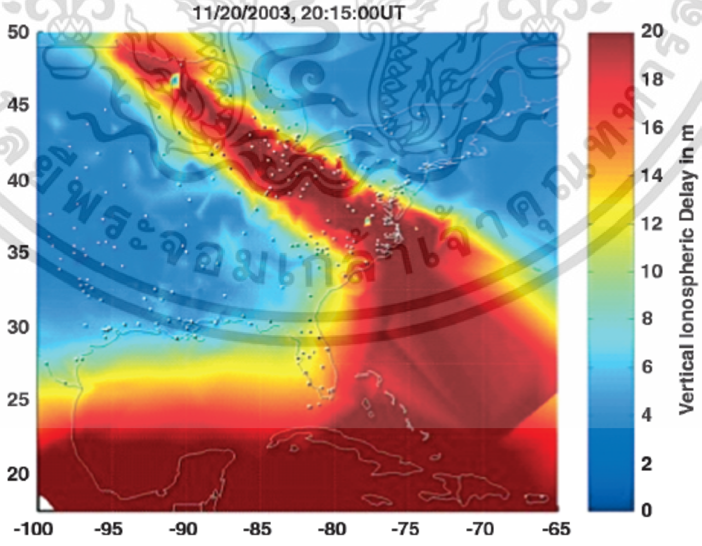
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.4 ตัวอย่างการใช้งานค่าขอบเขตการป้องกันของการระบุตำแหน่ง (Protection Level) [41]

4.3 ความเสี่ยงอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ดีเลย์เกรเดียนต์

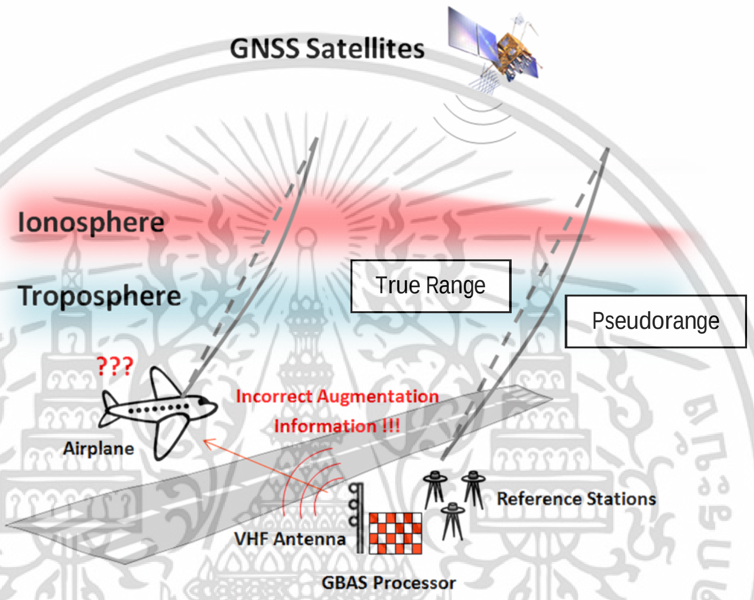
จากหัวข้อที่ผ่านมาจะเห็นว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นเป็นตัวแปรที่สำคัญในระบบ GBAS โดยจะพิจารณาอยู่ในรูปแบบของค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าดีเลย์เกรเดียนต์ในแนวตั้ง (σ_{vig}) ซึ่งจะขึ้นอยู่กับสภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแต่พื้นที่ สำหรับบริเวณประเทศสหรัฐอเมริกาได้มีการวิจัยค่า σ_{vig} ที่เหมาะสม โดยจะมีค่าเท่ากับ 0.004 m/km หรือ 4 mm/km [42] แต่อย่างไรก็ตามจากงานวิจัย [43] ได้ค้นพบว่าความแปรปรวนผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในช่วงเกิดพายุสนามแม่เหล็กโลกในวันที่ 20 พฤศจิกายน ค.ศ. 2003 ส่งผลทำให้ความหนาแน่นของอิเล็กตรอนเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็ว (ปรากฏการณ์ดังกล่าวเรียกว่า Storm Enhanced Density - SED) ณ บริเวณตะวันออกของประเทศสหรัฐอเมริกาดังรูปที่ 4.5



รูปที่ 4.5 แผนที่ค่าดีเลย์ที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณตะวันออกของประเทศสหรัฐอเมริกา ในวันที่ 20 พฤศจิกายน ค.ศ. 2003 เวลา 20:15 ตามเวลาสากล [43]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยพบว่าผลต่างของค่าระยะทางดีเลย์ของสัญญาณ L1 ที่วัดได้จากสถานีที่อยู่ใกล้เคียงกันนั้นสูงถึง 413 mm/km ซึ่งการค้นพบดังกล่าวได้สร้างความกังวลให้กับวิศวกรที่ทำการออกแบบระบบ GBAS เนื่องจากค่าความผิดพลาดที่คำนวณได้จากเครื่องรับ GPS ณ จุดอ้างอิงในบริเวณสนามบินกับค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นบนอากาศยานมีค่าไม่เท่ากัน ซึ่งเรียกผลกระทบดังกล่าวว่าการเกิดดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (ionospheric delay gradient) ซึ่งแสดงดังรูปที่ 4.6

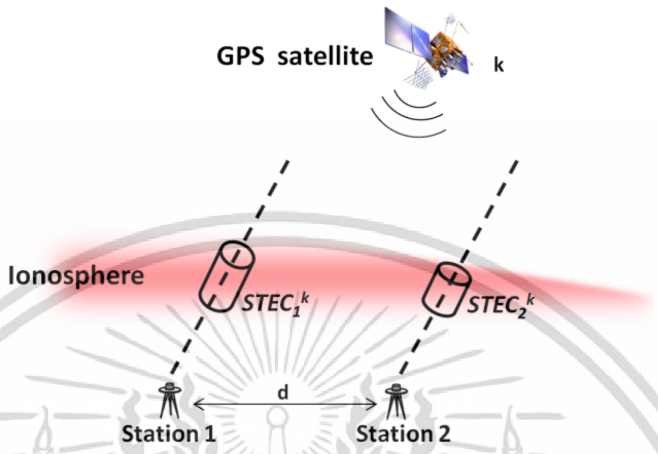


รูปที่ 4.6 การเกิดดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลกระทบต่อระบบ GBAS

โดยผลกระทบดังกล่าวจะส่งผลให้เครื่องรับบนอากาศยานได้รับค่าปรับแก้ความผิดพลาดที่ไม่ถูกต้อง ซึ่งในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS ในช่วงเวลาที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความแปรปรวนผิดปกตินั้นจำเป็นที่จะต้องทราบถึงความน่าจะเป็นในการเกิดดีเลย์เกรเดียนต์ที่เป็นไปได้ทั้งหมด [44-45] โดยนอกจากนี้ในงานวิจัย [43] ยังได้นำเสนอวิธีการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์และแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (ionospheric threat model) โดยจะใช้ข้อมูลค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่ประมวลผลโดยห้องปฏิบัติการ JPL (Jet Propulsion Laboratory) ขององค์การบริหารการบินและอวกาศแห่งชาติ (National Aeronautics and Space Administration - NASA) ประเทศสหรัฐอเมริกา โดยจะอาศัยเครือข่ายเครื่องรับ GPS ที่ติดตั้งอยู่ทั่วประเทศสหรัฐอเมริกา โดยกระบวนการขั้นตอนประมาณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิรวมทั้งค่าไบอัสของ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เครื่องรับ GPS จำนวนมากนั้นจะใช้อัลกอริทึม “Supertruth” [46] หลังจากนั้นจะทำการหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์จากสถานีเครื่องรับ GPS ที่อยู่ใกล้เคียงกันดังรูปที่ 4.7



รูปที่ 4.7 การคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ระหว่างจุดอ้างอิงสองจุด

โดยที่ค่าดีเลย์เกรเดียนต์จากดาวเทียมดวงที่ k จะสามารถคำนวณได้จากผลต่างดีเลย์อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หารด้วยระยะทางระหว่างจุดอ้างอิงสองจุดดังนี้

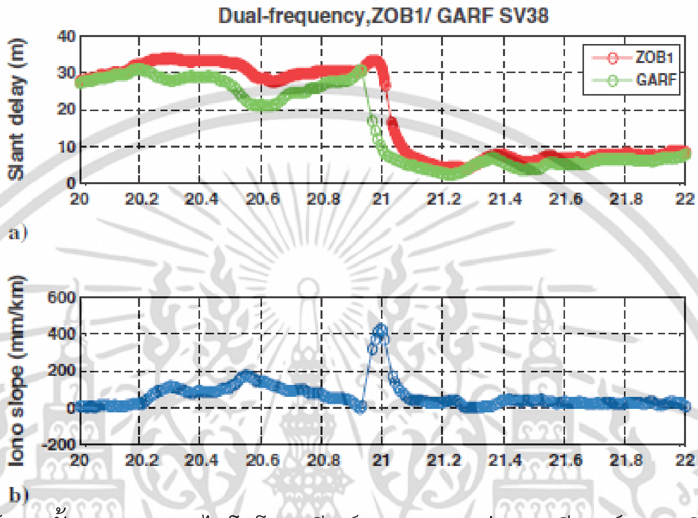
$$\nabla I^{k} = \frac{40.3}{f^{2}}\left(\frac{STEC_{1}^{k} - STEC_{2}^{k}}{d}\right) \tag{4.25}$$

โดยที่ $STEC_1^k$ และ $STEC_2^k$ คือค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียงที่วัดจากดาวเทียม k จากสถานีอ้างอิงที่ 1 และ 2 ตามลำดับ โดยที่ f คือค่าความถี่ของสัญญาณ GPS (สำหรับความถี่ L1 = 1.57542 GHz) และ d คือค่าระยะห่างระหว่างจุดอ้างอิง (กิโลเมตร) โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์ ∇I^k จะนิยมแสดงอยู่ในหน่วย mm/km

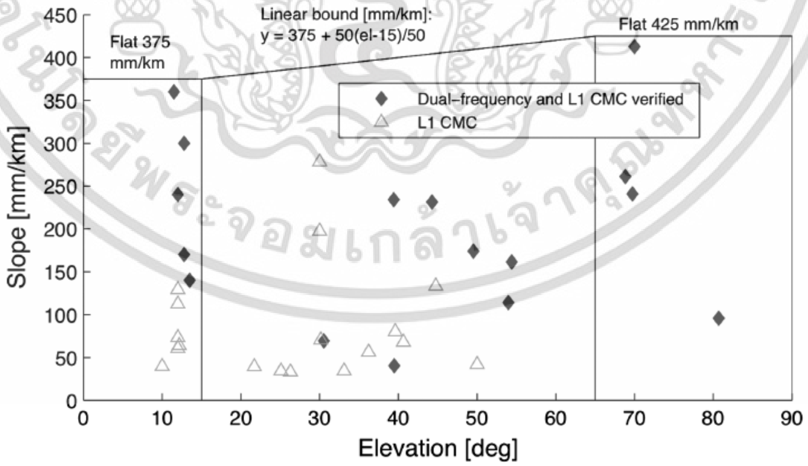
จากผลการทดลองพบว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดที่เป็นไปได้ในช่วงวันที่เกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีค่าสูงถึง 413 mm/km ซึ่งวัดได้จากสถานี ZOB1 และ GARF บริเวณตอนเหนือของรัฐ Ohio ในช่วงเกิดพายุสุริยะของวันที่ 20 พฤศจิกายน ค.ศ. 2003 ดังแสดงในรูปที่ 4.8 ซึ่งหมายความว่ามีโอกาสที่ระบบ GBAS จะเกิดความผิดพลาดในเชิงระยะทางเท่ากับ 413 mm เมื่ออากาศยานอยู่ห่างจากสถานี GBAS ภาคพื้นดิน 1 km โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่มีค่าสูงที่เป็นไปได้ในแต่ละมุมเงยของดาวเทียมจะสรุปอยู่ในรูปที่ 4.9 ซึ่งจะเรียกว่าแบบจำลองความเสี่ยงของการเกิดค่าดีเลย์เกรเดียนต์อัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งจะมีค่าขอบเขตสูงสุดอยู่ที่ 425 mm/km ในช่วงมุมเงยมีค่าตั้งแต่ 65-90 องศา โดยจะมีค่าลดลงเป็นเชิงเส้นในช่วงมุมเงยตั้งแต่ 15-65 องศา และมีค่าคงที่ในช่วงมุมเงยตั้งแต่ 0-15 องศา โดยแบบจำลองความเสี่ยงดังกล่าวได้ถูกนำเสนอสำหรับการใช้งาน GBAS ที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I [47]



รูปที่ 4.8 ค่าดีเลย์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (บน) และค่าเกรเดียนต์สูงสุดที่ทำการวัดได้ (ล่าง) ณ วันที่ 20 พฤศจิกายน ค.ศ. 2003 ของสถานี ZOB1 และ GARF บริเวณตอนเหนือของรัฐ Ohio [43]



รูปที่ 4.9 แบบจำลองความเสี่ยงในการเกิดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของประเทศสหรัฐอเมริกา [43]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

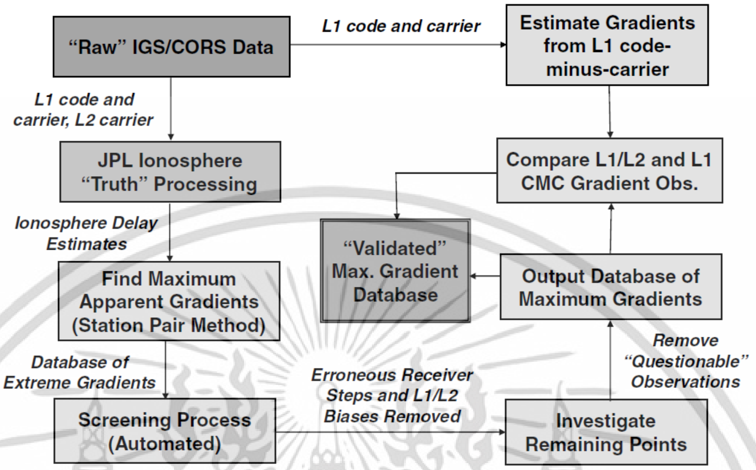
อย่างไรก็ตามวิธีการที่ใช้ในการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นออกแบบโดยพิจารณาเฉพาะข้อมูลจากเครื่องรับ GPS จากเครือข่าย CONUS (Conterminous U.S.) ซึ่งอยู่ในประเทศสหรัฐอเมริกาเพียงอย่างเดียว โดยสนใจเฉพาะเหตุการณ์ความแปรปรวนผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในช่วงเกิดพายุสนามแม่เหล็กโลก ซึ่งจะเกิดขึ้นเฉพาะในบริเวณละติจูดกลางและละติจูดสูง จากบทที่ 3 จะพบว่าสำหรับบริเวณเส้นศูนย์สูตรและบริเวณละติจูดต่ำนั้น จะพบความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดขึ้นในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดิน ซึ่งเรียกปรากฏการณ์นี้ว่า EPB (Equatorial Plasma Bubble) ซึ่งวิธีการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์รวมไปถึงแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ได้นำเสนอในงานวิจัย [43] นั้นอาจจะไม่เหมาะสำหรับการใช้งานในประเทศที่อยู่ในภูมิภาคนี้ โดยเมื่อเร็วๆ นี้ทางองค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศได้จัดตั้งคณะทำงาน Ionospheric Studies Task Force (ISTF) [48] เพื่อทำการศึกษาผลกระทบของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อระบบนำร่อง GPS สำหรับประเทศที่อยู่ในภูมิภาคเอเชียแปซิฟิก รวมไปถึงการแลกเปลี่ยนข้อมูลเพื่อนำไปพัฒนาแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของภูมิภาคนี้

4.4 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์และข้อจำกัด

กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ได้นำเสนอในงานวิจัย [43] นั้นจะแสดงอยู่ในรูปที่ 4.10 โดยการประมวลผลนั้นจะใช้ข้อมูลค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในรูปแบบค่าดีเลย์ของระยะทางที่ประมวลผลโดยห้องปฏิบัติการ JPL หลังจากนั้นจะทำการหาค่าสูงสุดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เป็นไปได้ในแต่ละคู่สถานี โดยสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 4.25 อย่างไรก็ตามค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นมาจากการประมาณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิโดยใช้ข้อมูลการวัดเฟสคลื่นพาห์ของเครื่องรับ GPS ทั้งสองความถี่ (L1 และ L2) เนื่องจากจะมีความแม่นยำกว่าการใช้ข้อมูลการวัดระยะทางเทียม แต่ในบางครั้งอาจจะเกิดความผิดพลาดของการวัดเฟสคลื่นพาห์ในสัญญาณ L2 เนื่องจากเกิดปรากฏการณ์ cycle slip (การเปลี่ยนแปลงค่า initial ambiguity อย่างกระทันหันอันเนื่องมาจากเครื่องรับ GPS นั้นไม่สามารถรับสัญญาณได้อย่างต่อเนื่อง) ซึ่งมักจะทำให้ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิมีค่าไม่ต่อเนื่องและผิดเพี้ยนไปจากความเป็นจริงตามธรรมชาติ โดยในการตรวจสอบยืนยันค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นจะใช้ข้อมูลการวัดระยะทางเทียมและการวัดเฟสคลื่นพาห์ของความถี่ L1 มาช่วยในการพิจารณาแนวโน้มค่าดีเลย์เกรเดียนต์ว่าเกิดขึ้นตามธรรมชาติหรือไม่ ซึ่งในการวิเคราะห์ข้อมูลนั้นจะพิจารณาจากดัชนีการเกิดพายุสนามแม่เหล็กโลก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(K_p) และดัชนีความรุนแรงของพายุสนามแม่เหล็กโลก (D_{st}) โดยช่วงวันที่นำมาวิเคราะห์ในการจัดทำแบบจำลองความเสี่ยงนั้นจะแสดงอยู่ในตารางที่ 4.5



รูปที่ 4.10 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ [43]

ตารางที่ 4.5 ข้อมูลที่ใช้การวิเคราะห์ในการจัดทำแบบจำลองความเสี่ยงการเกิดดีเลย์เกรเดียนต์ของประเทศสหรัฐอเมริกา [43]

Day (UT mm/dd/yy)	Kp	Dst	Geomagnetic storm class
04/06/00	8.3	−287	Severe
04/07/00	8.7	−288	Extreme
07/15/00	9.0	−289	Extreme
07/16/00	7.7	−301	Strong
09/07/02	7.3	−163	Strong
10/29/03	9.0	−345	Extreme
10/30/03	9.0	−401	Extreme
10/31/03	8.3	−320	Severe
11/20/03	8.7	−472	Extreme
07/17/04	6.0	−80	Moderate

อย่างไรก็ตามกระบวนการที่ได้นำเสนอในงานวิจัย [43] นั้นมีข้อจำกัดอยู่หลายด้านได้แก่

- กระบวนการขั้นตอนการประมาณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิรวมทั้งค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS จำนวนมากด้วยอัลกอริทึม "Supertruth" ซึ่งมีความแม่นยำในการประมาณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิและค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS แต่อย่างไรก็ตามจะใช้เวลาประมวลผลค่อนข้างนาน ซึ่งไม่เหมาะกับประยุกต์ใช้งานในการประมาณค่าดีเลย์เกรเดียนต์แบบใกล้เวลาจริง (near real-time estimation)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ระยะห่างระหว่างคู่สถานีส่วนใหญ่ที่ใช้ในการวิเคราะห์ข้อมูลจะอยู่ในช่วง 40-100 กิโลเมตร ซึ่งในกรณีของระบบ GBAS ที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I นั้น ตัวอากาศยานจะอยู่ห่างกับสถานีเพียง 10-15 กิโลเมตรเท่านั้น ซึ่งแบบจำลองความเสี่ยงที่ได้นำเสนอนั้นอาจจะไม่ได้สะท้อนความเป็นจริงสำหรับการใช้งาน GBAS ในทางปฏิบัติ

- ช่วงวันที่นำมาวิเคราะห์ในการจัดทำแบบจำลองความเสี่ยงนั้นจะเป็นช่วงการเกิดพายุสุริยะในปี ค.ศ. 2000-2014 ซึ่งอาจจะยังไม่ครอบคลุมวัฏจักรของดวงอาทิตย์ซึ่งจะมีค่าประมาณ 11 ปี ซึ่งแบบจำลองความเสี่ยงที่ได้นำเสนอนั้นอาจจะไม่ครอบคลุมเหตุการณ์ที่เป็นไปได้ทั้งหมด

จากเหตุผลทั้งหมดที่กล่าวมานั้น ทำให้ในภายหลังได้มีความพยายามพัฒนาปรับปรุงกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ขึ้นโดยจะมีชื่อว่า LTIAM (Long-Term Ionospheric Anomaly Monitor) แต่อย่างไรก็ตามกระบวนดังกล่าวนั้นจะสนใจเฉพาะความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เกิดขึ้นบริเวณประเทศสหรัฐอเมริกา ซึ่งความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในบริเวณนี้มักจะเกิดจากพายุสนามแม่เหล็กโลกอันเนื่องมาจากการเหนี่ยวนำของอนุภาคพลังงานสูงหลังจากการเกิดพายุสุริยะ ซึ่งจะแตกต่างกับความผิดปกติที่เกิดขึ้นบริเวณประเทศไทย จึงจำเป็นที่จะต้องมีการปรับปรุงกระบวนการตรวจวัดดังกล่าวให้เหมาะสมสำหรับความผิดปกติสำหรับประเทศไทย ซึ่งรายละเอียดกระบวนการดังกล่าวนั้นจะอธิบายในบทที่ 5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสมสำหรับสถานีในประเทศไทย

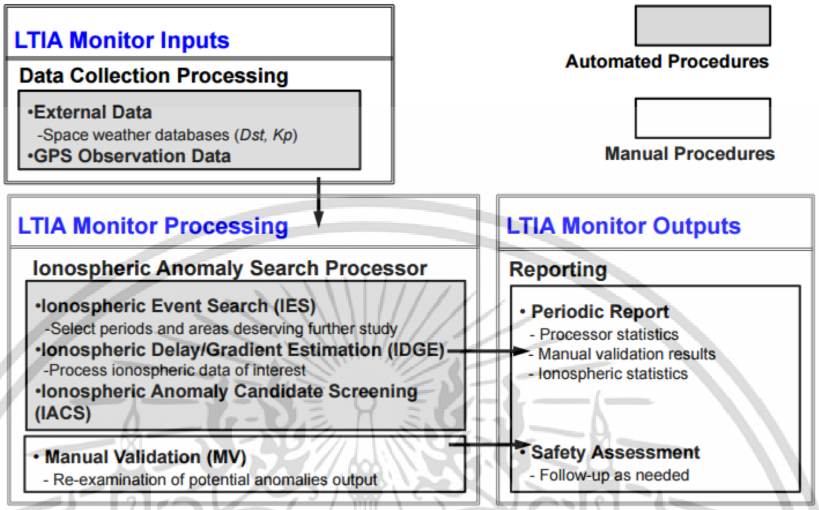
ในบทที่แล้วนั้นได้กล่าวถึงข้อจำกัดของกระบวนการตรวจวัดดีเลย์เกรเดียนต์ที่ใช้งานอยู่ในปัจจุบัน ซึ่งในภายหลังได้มีความพยายามพัฒนาปรับปรุงกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ขึ้นโดยมีชื่อว่า LTIAM (Long-Term Ionospheric Anomaly Monitor) โดยเนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึงกระบวนการที่ใช้ใน LTIAM รวมถึงข้อจำกัดสำหรับการนำมาใช้งานสำหรับประเทศไทย นอกจากนี้ยังกล่าวถึงการนำเสนอวิธีการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสำหรับประเทศไทย รวมทั้งผลการทดลองบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิในช่วงเกิดปรากฏการณ์ EPB

5.1 การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

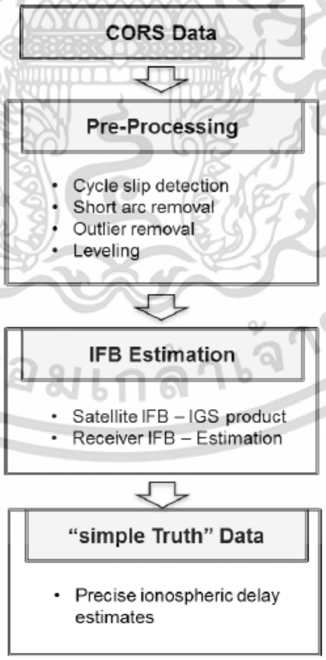
กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ LTIAM (Long-Term Ionospheric Anomaly Monitor) ได้ถูกนำเสนอครั้งแรกในงานวิจัย [49] และได้มีการพัฒนาปรับปรุงเพิ่มเติมในงานวิจัย [50-52] โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อปรับปรุงกระบวนการตรวจวัดดีเลย์เกรเดียนต์ที่ได้นำเสนอมาก่อนหน้านี้ ซึ่งค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นเป็นพารามิเตอร์ที่สำคัญที่ใช้ในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS ในช่วงเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ดังนั้นการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์จึงจำเป็นต้องทำอยู่ตลอดเวลา (Long-Term Monitor) โดยหลักการทำงานของ LTIAM จะแสดงอยู่ในรูปที่ 5.1 ซึ่งจะเริ่มจากคัดเลือกข้อมูลเครื่องรับ GPS ในช่วงความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจะอาศัยดัชนีการเกิดพายุสนามแม่เหล็กโลก (K_p) และดัชนีความรุนแรงของพายุสนามแม่เหล็กโลก (D_{st}) มาเป็นตัวชี้วัดการเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยที่ค่า K_p นั้นจะสามารถดาวน์โหลดได้จากหน่วยงาน Space Weather Prediction Center (SWPC) ของ National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA) (ftp://ftp.swpc.noaa.gov) โดยจะมีการปรับปรุงค่าอย่างเร็วที่สุดในทุกๆ 3 ชั่วโมง สำหรับค่า D_{st} นั้นจะสามารถดาวน์โหลดได้จากหน่วยงาน World Data Center for Geomagnetism ที่ตั้งอยู่ที่มหาวิทยาลัยเกียวโต ประเทศญี่ปุ่น (http://wdc.kugi.kyoto-u.ac.jp/) โดยจะมีการปรับปรุงค่าอย่างเร็วที่สุดในทุกๆ 1 ชั่วโมง ซึ่งข้อมูลของเครื่องรับ GPS ในช่วงเวลาที่ค่า K_p

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เกินกว่า 6 และค่า D_{st} ต่ำกว่า -200 nT [50] จะถูกพิจารณาว่าเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เฟียร์เกิดขึ้น โดยข้อมูลในช่วงเวลาดังกล่าวจะถูกนำมาประมวลหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์



รูปที่ 5.1 กระบวนการทำงานของ LTIAM (Long-Term Ionospheric Anomaly Monitor) [52]



รูปที่ 5.2 กระบวนการประมวลผลหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ใช้ใน LTIAM [52]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในรูปที่ 5.2 จะแสดงขั้นตอนกระบวนหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ใช้ใน LTIAM โดยจะเริ่มจากทำการดาวน์โหลดข้อมูล GPS จากเครือข่ายสถานีอ้างอิง (CORS: Continuously Operating Reference Station) จากนั้นจำเป็นที่จะต้องทำการตรวจสอบและแก้ไขการเกิด cycle slip (การเปลี่ยนแปลงค่า initial ambiguity อย่างกระทันหันอันเนื่องมาจากเครื่องรับ GPS นั้นไม่สามารถรับสัญญาณได้อย่างต่อเนื่อง) ซึ่งจะทำให้การคำนวณหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิมีค่าไม่ต่อเนื่องและผิดเพี้ยนไปจากความเป็นจริงตามธรรมชาติ นอกจากนี้ยังทำการลบข้อมูลที่ไม่ต่อเนื่องที่มักจะเกิดในกรณีที่รับสัญญาณจากดาวเทียมที่มีมุมเงยต่ำเพื่อลดความผิดพลาดในการประมาณค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ หลังจากนั้นจะทำการคำนวณหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ โดยจะมีขั้นตอนเหมือนตามที่ได้อธิบายไปในหัวข้อที่ 3.3.1 ซึ่งค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่คำนวณได้นี้ยังมีผลของค่าไบอัส (IFB) จากดาวเทียมและเครื่องรับ GPS แฝงอยู่ โดยในการกำจัดผลของไบอัสดังกล่าวใน LTIAM นั้นจะใช้วิธีของงานวิจัย [32] ซึ่งได้อธิบายไปในหัวข้อ 3.2.2.2 โดยเป็นการหาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ของเครื่องรับแต่ละเครื่อง ซึ่งจะแตกต่างกับอัลกอริทึม Super truth ที่ใช้การหาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS จำนวนมากพร้อมๆ กัน โดยกระบวนการประมาณค่าไบอัสด้วยวิธีดังกล่าวนี้จะเรียกว่า “Simple truth” เนื่องจากประมวลผลได้ง่ายกว่า ซึ่งค่าไบอัสของเครื่องรับที่ประมาณค่าได้จากทั้งสองวิธีที่กล่าวมานั้นจะให้ค่าที่ใกล้เคียงกัน โดยหลังจากทำการกำจัดค่าไบอัสเสร็จเรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนต่อไปจะทำการหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ ซึ่งสามารถคำนวณได้ตามสมการที่ 4.25 โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่มีค่าสูง (เกินกว่า 300 mm/km) จะถูกทำการจดบันทึกไว้เพื่อทำการตรวจสอบซ้ำ เพื่อให้แน่ใจว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่วัดได้นั้นเกิดจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอ-โนสเฟียร์ตามธรรมชาติ (ไม่ได้เกิดจากความผิดพลาดของเครื่องรับ GPS) โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ผ่านการตรวจสอบแล้วจะถูกบันทึกไว้เป็นค่าทางสถิติเพื่อจัดทำแบบจำลองความเสี่ยงต่อไป

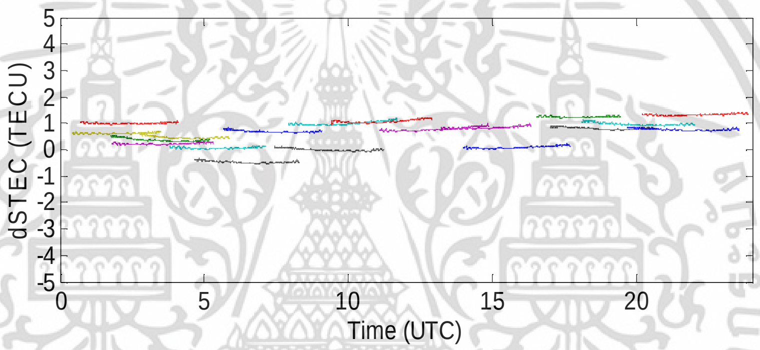
สำหรับการตรวจวัดดีเลย์เกรเดียนต์สำหรับสถานีในประเทศไทยนั้น การใช้กระบวนการที่ได้นำเสนอใน LTIAM นั้นจะมีข้อจำกัดอยู่ 2 ประการ ได้แก่ ตัวชี้วัดที่ใช้ในการพิจารณาความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งค่าดัชนีการเกิดพายุสนามแม่เหล็กโลก (K_p) และดัชนีความรุนแรงของพายุสนามแม่เหล็กโลก (D_{st}) อาจจะไม่เหมาะสมสำหรับการพิจารณาปรากฏการณ์ EPB ซึ่งเป็นปรากฏการณ์ที่สามารถเกิดขึ้นได้แม้ในสภาวะสนามแม่เหล็กโลกปกติ ส่วนประการที่สองนั้นคือวิธีที่ใช้ในหาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ซึ่งจะใช้วิธีของงานวิจัย [32] แต่จากการทดสอบพบว่าในการหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ด้วยวิธีดังกล่าวจะมีผลกระทบของค่าความไม่แน่นอนในช่วงชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ปกติ (uncertainty offset) โดยสำหรับการคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้น ซึ่งก็คือผลต่างของดีเลย์ระยะทางระหว่างจุดอ้างอิงสองจุด โดยอีกนัยหนึ่งก็คือผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิระหว่างจุดอ้างอิงสองจุด ซึ่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แสดงดังรูปที่ 4.7 นั้น โดยค่าไบอัสของดาวเทียมนั้นจะถูกกำจัดออกไป โดยจะเหลือเพียงแต่ค่าผลต่างของไบอัสของเครื่องรับ GPS เท่านั้น ซึ่งสามารถเขียนได้ดังสมการที่ (5.1) ดังนี้

$$dSTEC^{k} = \left(STEC_{1}^{k} - STEC_{2}^{k}\right) + \left(B_{R1} - B_{R2}\right) \tag{5.1}$$

โดยที่ค่า $dSTEC^{k}$ คือค่าผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) ระหว่างจุดอ้างอิงสองจุดที่วัดจากดาวเทียมดวงเดียวกัน (k) ซึ่งจากการทดสอบโดยการหาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ด้วยวิธีการที่ได้กล่าวมานั้นจะพบว่าระดับค่า dSTEC ของดาวเทียมแต่ละดวงนั้นจะมีระดับค่าที่ไม่สม่ำเสมอกันซึ่งแสดงดังรูปที่ 5.3



รูปที่ 5.3 ตัวอย่างค่าผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ระหว่างจุดอ้างอิงสองจุดที่ตั้งอยู่ใกล้กัน ในวันที่ 1 สิงหาคม ค.ศ. 2011 (แต่ละสีจะแสดงถึงค่า dSTEC ของดาวเทียมแต่ละดวง)

โดยจากการทดสอบพบว่าค่า dSTEC จะมีค่าแปรปรวนอยู่ในช่วง -5 ถึง 5 TECU ซึ่งผลกระทบดังกล่าวได้มีการศึกษาในงานวิจัย [53] โดยเป็นผลมาจากสัญญาณรบกวนอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ Multipath ที่เกิดขึ้นจากดาวเทียมแต่ละดวงไม่เท่ากัน ซึ่งจะส่งผลให้เกิดค่าความไม่แน่นอนในการปรับระดับค่า $STEC_L$ ไปที่ระดับของค่า $STEC_P$ รวมทั้งจากการศึกษายังพบอีกว่าค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั้นมีค่าไม่คงที่ตลอดทั้งวัน ส่งผลทำให้ค่า dSTEC ที่คำนวณได้นั้นมีความคลาดเคลื่อนไปจากความเป็นจริง ซึ่งผลกระทบดังกล่าวนี้จะส่งผลกระทบต่อความถูกต้องในการหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.2 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่นำเสนอ

5.2.1 ตัวชี้วัดที่ใช้ในการพิจารณาความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สำหรับประเทศไทย

จากหัวข้อที่แล้วได้อธิบายถึงข้อจำกัดของกระบวนการใน LTIAM สำหรับการตรวจวัดค่าดีเลย์-เกรเดียนต์สำหรับสถานีในประเทศไทย ในหัวข้อนี้จะอธิบายถึงการนำเสนอกระบวนการตรวจวัดดีเลย์เกร-เดียนต์ที่เหมาะสมกับสถานีของประเทศไทย โดยเริ่มจะจากตัวชี้วัดที่ใช้ในการพิจารณาความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งจากเนื้อหาในบทที่ 3 นั้นจะพบว่าความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอ-โนสเฟียร์นั้นจะเกิดจากปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble) ซึ่งในการตรวจสอบการเกิดปรากฏการณ์ EPB นั้นสามารถใช้ค่าดัชนี S_4 ในการชี้วัดการเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนส-เฟียร์ แต่อย่างไรก็ตามความสามารถในการคำนวณค่าดัชนี S_4 นั้นจะมีอยู่ในเครื่อง GPS บางชนิดเท่านั้น [54] ซึ่งจะมีราคาสูงกว่าเครื่องรับ GPS แบบสองความถี่ทั่วไป สำหรับกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกร-เดียนต์ที่นำเสนอนี้จะเลือกใช้ดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (ROTI: Rate of TEC change Index) มาเป็นตัวชี้วัดการเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจากงานวิจัย [55-57] พบว่าค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ สามารถใช้ในการบ่งชี้เกิดจากปรากฏการณ์ EPB ได้เช่นเดียวกันกับค่าดัชนี S_4 โดยค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิจะสามารถคำนวณได้ดังนี้

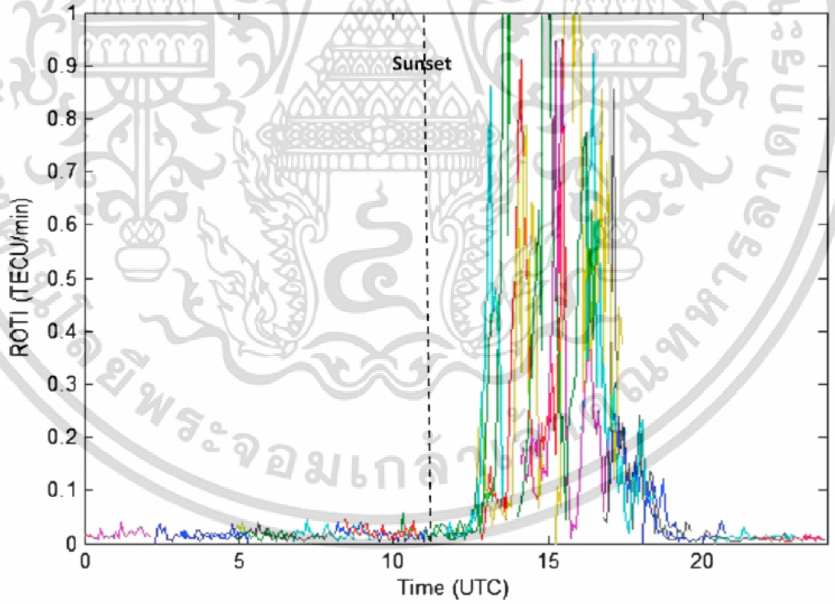
$$ROT(i) = \frac{STEC(i+1) - STEC(i)}{t_{i+1} - t_i} \tag{5.2}$$

$$ROTI = \sqrt{\frac{1}{N}\sum_{i=1}^{N}\left(ROT(i) - \overline{ROT}\right)^2} \tag{5.3}$$

โดย ROT(i) คืออัตราการเปลี่ยนแปลงของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (Rate of TEC) มีหน่วยเป็น TECU/นาที ซึ่งสามารถหาได้จากผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียงในแต่ละช่วงเวลาที่กำหนด โดยที่ ROTI คือดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ ซึ่งจากนิยามในสมการที่ 5.3 ก็คือการหาค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของอัตราการเปลี่ยนแปลงของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง โดยที่ $\overline{ROT}$ และ N คือค่าเฉลี่ยของอัตราการเปลี่ยนแปลงของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียงและจำนวนข้อมูลตามช่วงเวลาที่กำหนด ซึ่งค่าช่วงเวลาที่เหมาะสมสำหรับใช้ในการตรวจสอบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปรากฏการณ์ EPB นั้นจะทำการคำนวณค่า ROT ทุกๆ 1 นาทีสำหรับในการคำนวณค่า ROTI ทุกๆ 5 นาที [57] โดยในช่วงเวลาที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดปรากฏการณ์ EPB ซึ่งจะพบบริเวณความหนาแน่นของอิเล็กตรอนน้อยกว่าปกติ หรืออีกนัยหนึ่งก็คือค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธินั้นมีจะความแปรปรวน ซึ่งจะส่งผลให้ค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธินั้นมีค่าสูงขึ้นอย่างเห็นได้ชัด โดยตัวอย่างค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิจะแสดงอยู่รูปที่ 5.4 ซึ่งจะพบว่าค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธินั้นจะมีค่าสูงขึ้นอย่างเห็นได้ชัดในช่วงเวลา 13:00-18:00 น. ตามเวลาสากล (UTC) หรือ 20:00-01:00 น. ตามเวลาในประเทศไทย ซึ่งเป็นช่วงเวลาที่มักจะเกิดปรากฏการณ์ EPB ซึ่งจะสังเกตว่าในช่วงเวลากลางวันนั้นค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิจะมีค่าต่ำกว่า 0.1 TECU/นาที และมีค่าเกินกว่า 1 TECU/นาที ในช่วงการเกิดปรากฏการณ์ EPB โดยเพื่อเป็นการลดผลกระทบของปรากฏการณ์ Multipath ที่จะส่งผลต่อการคำนวณหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่วัดจากดาวเทียมที่มีมุมเงยต่ำนั้น กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่นำเสนอนี้จะพิจารณาค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่มีค่าเกินกว่า 0.5 TECU/min ว่าเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนเฟียร์ขึ้น



รูปที่ 5.4 ตัวอย่างของค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ ในวันที่ 1 กันยายน ค.ศ. 2011

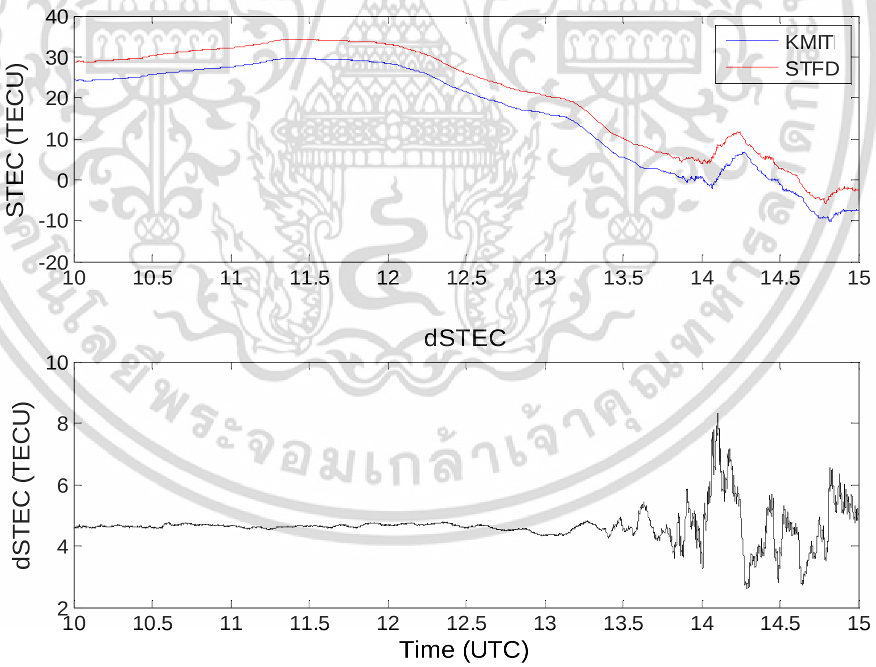
ซึ่งข้อดีของการใช้ค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิมาเป็นตัวตรวจสอบความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์คือไม่จำเป็นต้องพิจารณาผลของไบอัสของดาวเทียมและเครื่องรับ GPS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยค่าดังกล่าวจะถูกหักล้างในสมการที่ 5.2 นอกจากนี้ยังเหมาะแก่การตรวจสอบความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แบบใกล้เวลาจริง (near-real time monitor)

5.2.2 การพิจารณาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS

ในการประมาณค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ด้วยวิธีการที่ใช้ใน LTIAM นั้น เมื่อนำมาคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์จะได้รับผลกระทบจากค่าความไม่แน่นอนในช่วงชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ปกติ (uncertainty offset) ซึ่งจะส่งผลต่อความแม่นยำในการคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ โดยในกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่นำเสนอนี้จะใช้การพิจารณาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS อีกแนวทางหนึ่ง โดยใช้สมมติฐานว่าในช่วงเวลาที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ปกติ (มีการกระจายตัวของปริมาณอิเล็กตรอนอย่างสม่ำเสมอ) ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่วัดได้จากจุดอ้างอิงสองจุดที่มีระยะห่างจากกันไม่มากนักจะมีค่าใกล้เคียงกัน ซึ่งก็คือค่าผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ในสมการที่ 5.1 ที่วัดได้ในช่วงเวลาที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ปกตินั้นคือก็ค่าผลต่างของไบอัสของเครื่องรับ GPS $(B_{R1} - B_{R2})$ นั่นเอง

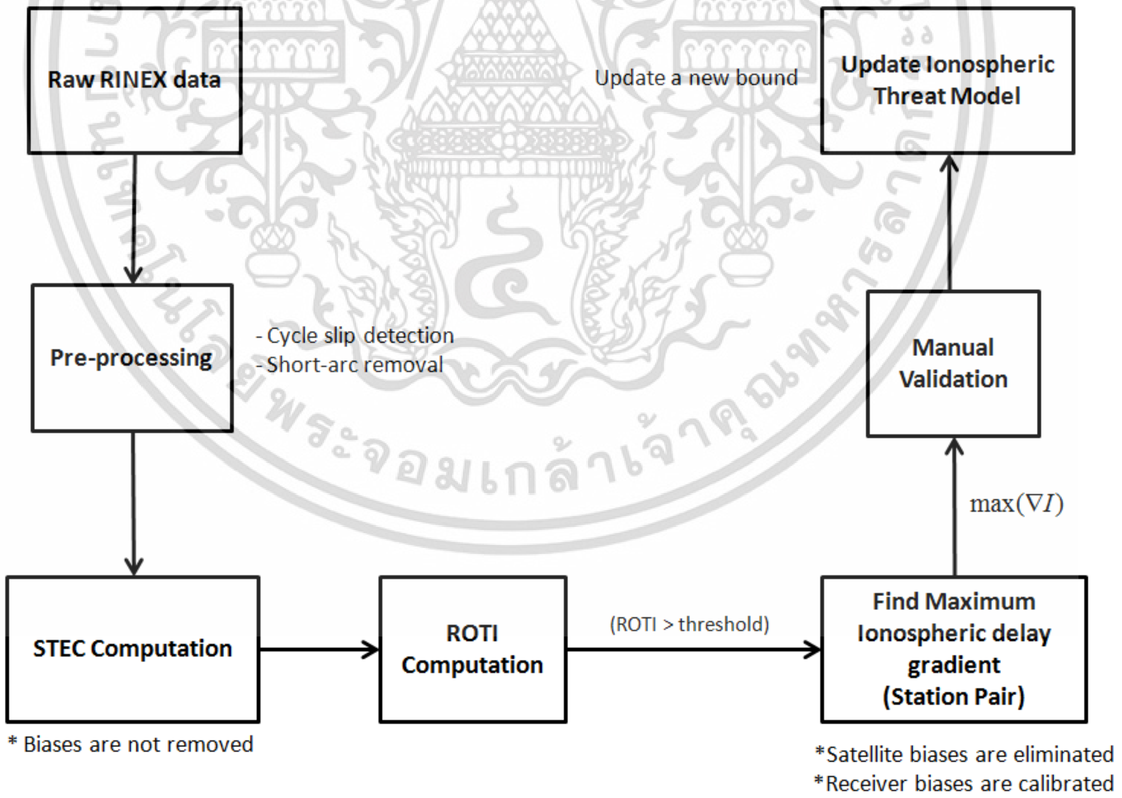


รูปที่ 5.5 ตัวอย่างค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) ของดาวเทียม PRN2 ที่วัดได้จากสถานี KMIT และ STFD ในวันที่ 1 กันยายน ค.ศ. 2011 โดยยังไม่ได้ทำการลบค่าไบอัสออก (รูปบน) และค่าผลต่างของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ระหว่าง STFD-KMIT (รูปล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในรูปที่ 5.5 แสดงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) และค่าผลต่างของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ของดาวเทียม PRN2 ที่วัดได้จากสถานี KMIT และ STFD ซึ่งติดตั้งอยู่ห่างจากกันประมาณ 12 กิโลเมตร โดยเมื่อพิจารณาค่า STEC ในช่วงเวลา 10:00 ถึง 13:00 ตามเวลาสากล (UTC) จะพบว่าค่า STEC ของทั้งสองสถานีนั้นมีแนวโน้มที่เหมือนกัน ซึ่งเป็นช่วงเวลาที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ปกติ โดยเมื่อพิจารณาค่า dSTEC จะพบว่ามีค่าคงที่ในช่วงเวลาดังกล่าว ซึ่งก็คือค่า dSTEC ในช่วงเวลาดังกล่าวก็คือผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ของทั้งสองสถานีนั่นเอง โดยเราสามารถใช้หลักการดังกล่าวนี้ในการหาค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ทั้งสองสถานีสำหรับดาวเทียมแต่ละดวง ซึ่งข้อดีของการใช้หลักการนี้ในการพิจารณาผลต่างของค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS นั้นคือช่วยลดผลกระทบของความไม่แน่นอนในการหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ นอกจากนี้ยังไม่จำเป็นต้องใช้ค่าไบอัสของดาวเทียมจากหน่วยงานภายนอก ซึ่งค่าไบอัสของดาวเทียมจะถูกหักล้างในสมการที่ 5.1

5.2.3 กระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่เหมาะสมสำหรับสถานีในประเทศไทย



รูปที่ 5.6 วิธีการในการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในรูปที่ 5.6 จะแสดงกระบวนในการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ได้นำเสนอ โดยจะเริ่มจากทำการอ่านค่าการวัดระยะทางเทียมและการวัดเฟสคลื่นพาห์ จากข้อมูลเครื่องรับ GPS แบบสองความถี่ ซึ่งโดยปกติจะจัดเก็บอยู่ในรูปแบบของ RINEX (Receiver Independent Exchange Format) หลังจากนั้นจะทำการกรองข้อมูลในเบื้องต้น โดยจะทำการลบข้อมูลที่มีค่าไม่ต่อเนื่องออก ซึ่งจะพบบ่อยเวลาที่ดาวเทียมมีมุมเงยต่ำ (เครื่องรับ GPS จะรับสัญญาณได้ไม่ต่อเนื่อง) เพื่อลดผลกระทบของปรากฏการณ์ Multipath โดยจะกำหนดให้ความยาวข้อมูลจะต้องเก็บบันทึกอย่างต่อเนื่องไม่ต่ำกว่า 15 นาที และมีช่องว่างระหว่างข้อมูลไม่เกิน 30 วินาที (ข้อมูลขาดหาย) จากนั้นจะทำการตรวจสอบและแก้ไขการเกิด cycle slip ที่เกิดขึ้นจากการวัดค่าเฟสคลื่นพาห์ ซึ่งมักจะทำให้ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่คำนวณได้นั้นมีค่าเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหัน โดยจะใช้อัลกอริทึมในงานวิจัย [58] หลังจากนั้นจะทำการคำนวณหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) แล้วทำการคำนวณหาค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (ROTI) เพื่อใช้ในการตรวจสอบการเกิดปรากฏการณ์ EPB โดยข้อมูลที่มีค่า ROTI เกินกว่า 0.5 TECU/นาที จะถูกพิจารณาว่ามีความผิดปกติของชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟียร์เกิดขึ้น หลังจากนั้นจะทำการหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์โดยจะใช้วิธีประมาณค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ตามวิธีที่ได้อธิบายในหัวข้อ 5.2.2 จากนั้นจะทำการตรวจสอบค่าสูงสุดของค่าดีเลย์เกร-เดียนต์ที่คำนวณมาได้ว่าเกิดมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ไม่ใช่เกิดจากความผิดพลาดของเครื่องรับ GPS จากนั้นค่าสูงสุดที่ได้จะนำมาเปรียบเทียบกับค่าสูงสุดที่ได้ก่อนหน้านี้เพื่อทำการปรับปรุงแบบจำลองความเสี่ยงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อไป

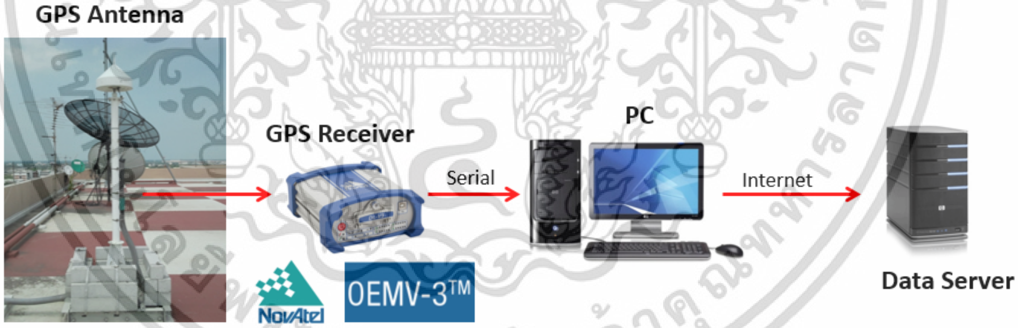
5.3 ผลการทดลองบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

ในวิทยานิพนธ์นี้จะทำการศึกษาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่บริเวณใกล้กับสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย ซึ่งมีแผนที่จะติดตั้งระบบ GBAS จุดแรกในประเทศไทยเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการจัดการการจราจรทางอากาศ เนื่องจากเป็นสนามบินสุวรรณภูมิที่มีความหนาแน่นของเที่ยวบินสูง (ข้อมูลจากกองวิศวกรรมระบบช่วยเดินอากาศ บริษัทวิทยุการบินแห่งประเทศไทย) โดยได้มีการติดตั้งเครื่องรับ GPS แบบสองความถี่ไว้ที่ชั้นดาดฟ้าของอาคารเรียนรวม 12 ชั้น คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (KMIT: 13.7278°N, 100.7726°E) มหาวิทยาลัยนานาชาติแสตมฟอร์ด (STFD: 13.7356°N, 100.6612°E) และบริเวณทางวิ่งของสนามบินสุวรรณภูมิ (AERO: 13.6945°N, 100.7608°E) ซึ่งแสดงอยู่ในรูปที่ 5.7 โดยเครื่องรับ GPS ทั้งสามสถานีที่ใช้งานนั้นจะเป็นรุ่น OEM-V ของบริษัท Novatel โดยข้อมูลการวัดค่า ระยะทางเทียมและการวัดเฟสคลื่นพาห์จะถูกจัดเก็บอยู่ในรูปแบบของไฟล์ RINEX ทุกๆ 1 วินาที โดยที่ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแนว STFD-KMIT ซึ่งห่างกันประมาณ 12 กิโลเมตร จะสามารถพิจารณาแทนค่าความผิดปกติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแนวทิศตะวันตก-ทิศตะวันออก และ AERO-KMIT ซึ่งห่างกันประมาณ 4 กิโลเมตรสำหรับในแนวแทนทิศใต้-ทิศเหนือ ตามลำดับ โดยข้อมูลที่นำมาวิเคราะห์นั้นจะอยู่ในช่วงเดือนกันยายน-ตุลาคม ปี ค.ศ. 2011 และ 2012 ซึ่งเป็นช่วงฤดูการเกิดปรากฏการณ์ EPB ของประเทศไทย

รูปที่ 5.7 ตำแหน่งสถานีเครื่องรับ GPS ที่ได้มีการติดตั้งบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ

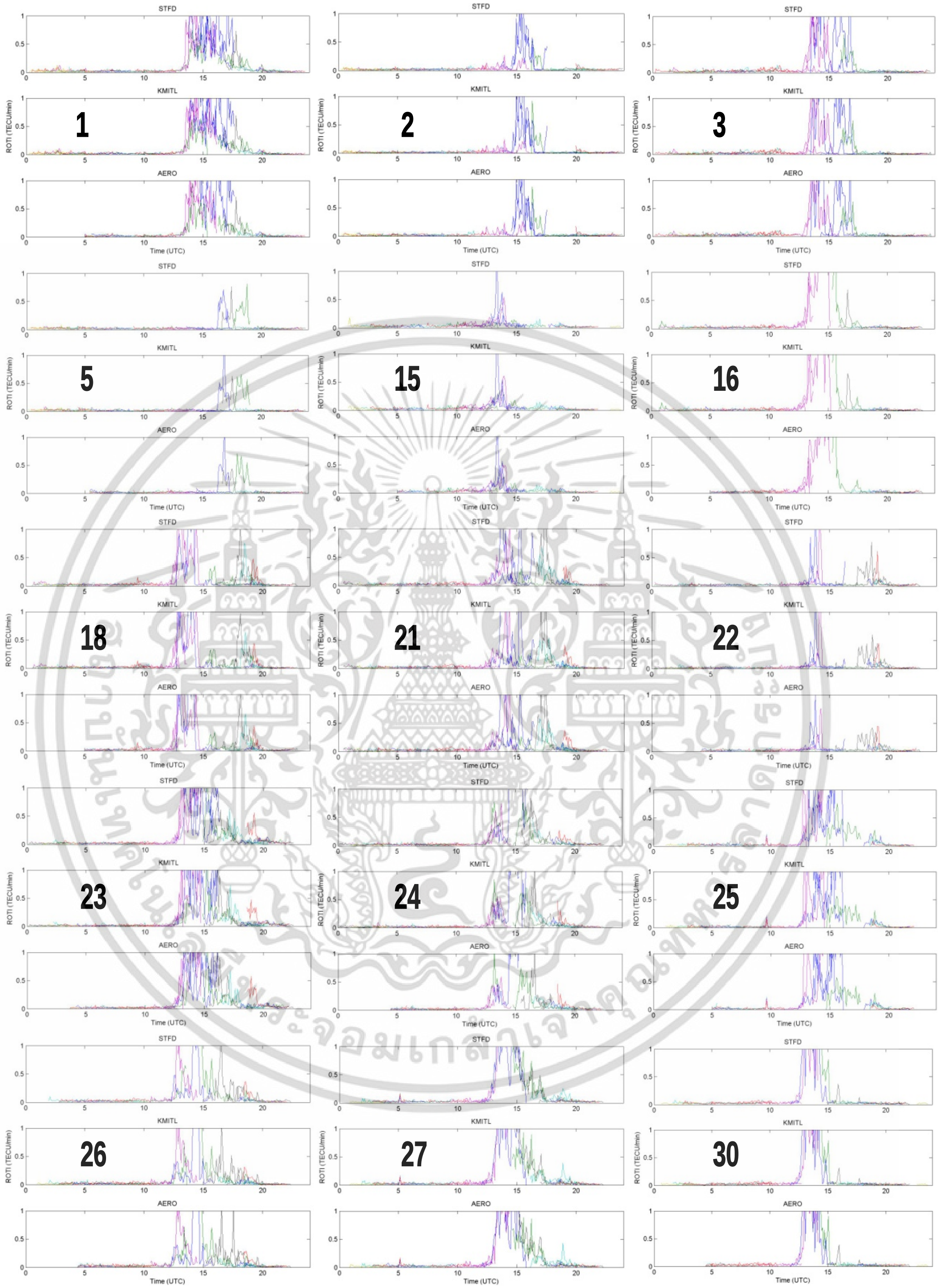


รูปที่ 5.8 ระบบการเก็บข้อมูลของเครื่องรับ GPS

5.3.1 ตัวอย่างค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (ROTI)

ในรูปที่ 5.9 นั้นจะแสดงตัวอย่างค่า ROTI ของวันที่มีค่าเกินกว่า 0.5 TECU/นาที ในเดือนกันยายน ค.ศ. 2011 ที่คำนวณได้จากสถานี STFD KMIT และ AERO ตามลำดับ ซึ่งจะมีทั้งหมด 15 วัน โดยพบว่าค่า ROTI จะมีค่าเพิ่มสูงขึ้นอย่างรวดเร็วในช่วงเวลากลางคืน ซึ่งเป็นผลมาจากปรากฏการณ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

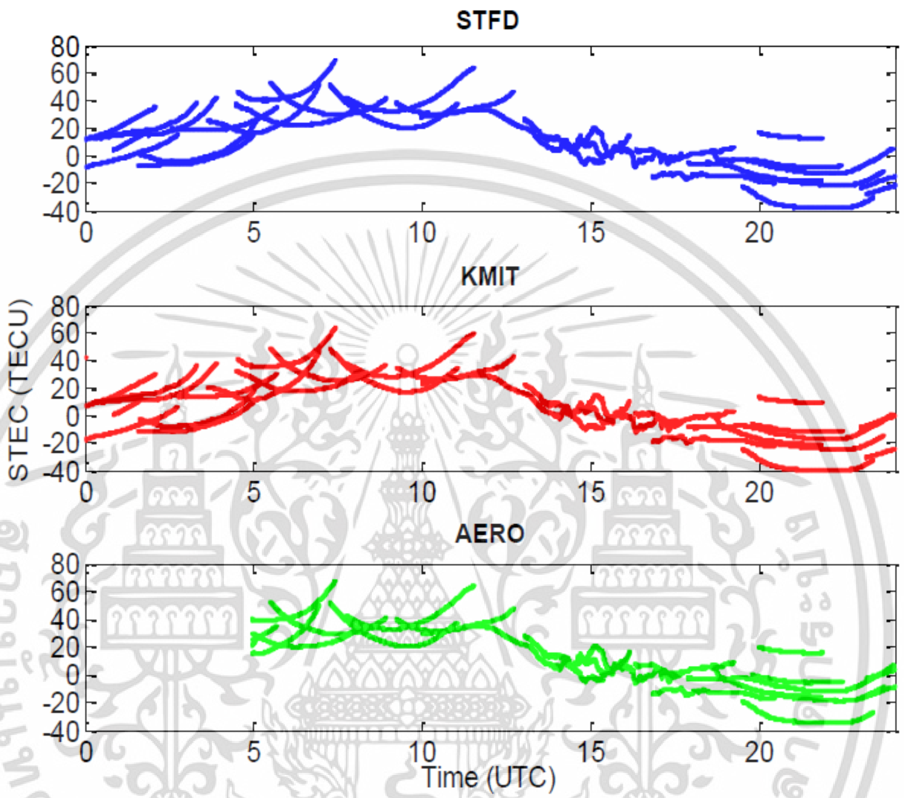


รูปที่ 5.9 ตัวอย่างข้อมูลวันที่มีค่า ROTI เกินกว่า 0.5 TECU/นาที ในเดือนกันยายน ค.ศ. 2011

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

EPB โดยจะเลือกตัวอย่างข้อมูลในวันที่ 1 กันยายน ค.ศ. 2011 มาอธิบายแสดงการวิเคราะห์หาค่าดีเลย์-เกรเดียนต์สำหรับกระบวนการตรวจวัดที่นำเสนอ

5.3.2 ตัวอย่างการคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์

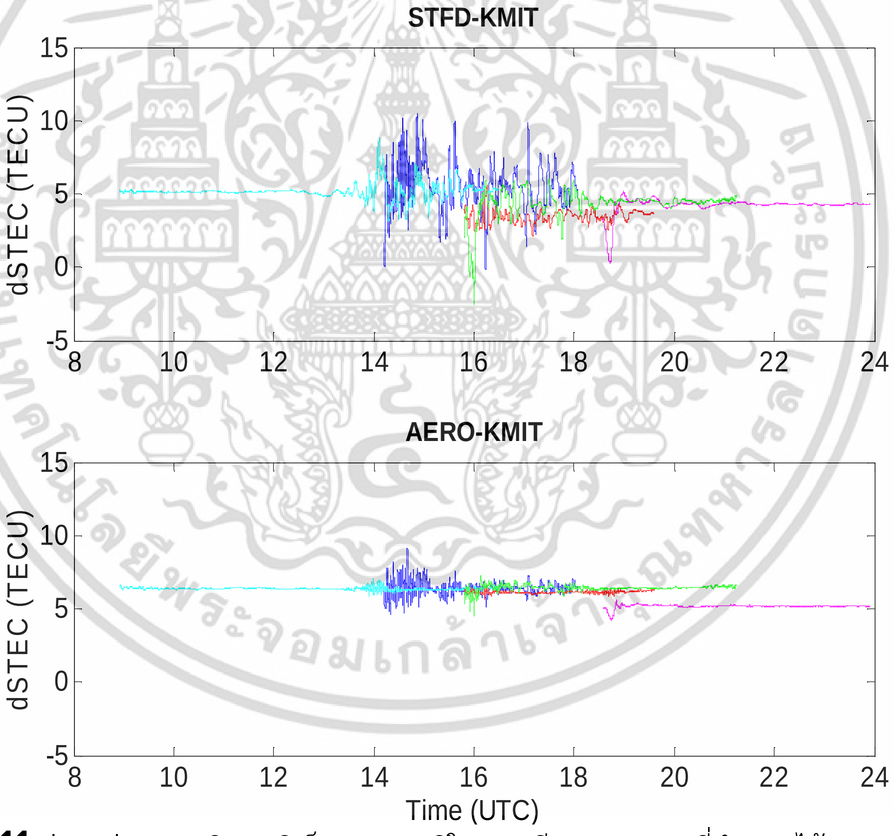


รูปที่ 5.10 ค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) ที่คำนวณจากสถานี STFD KMIT และ AERO ในวันที่ 1 กันยายน ค.ศ. 2011 (ยังไม่ได้ทำการชดเชยค่าไบอัสของดาวเทียมและเครื่องรับ GPS)

ในรูปที่ 5.10 จะแสดงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (STEC) ของวันดังกล่าวทั้งสามสถานี (ยังไม่ได้ทำการลบค่าไบอัสของดาวเทียมและเครื่องรับ GPS ออก) โดยจะพบว่าค่า STEC ของทั้งสามสถานีมีความแปรปรวนในช่วงเวลาที่ค่า ROTI มีค่าเพิ่มสูงขึ้น ซึ่งค่า STEC ที่มีความผิดปกตินั้นจะวัดได้จากดาวเทียม PRN2 PRN9 PRN14 PRN21 และ PRN29 โดยค่าผลต่างของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ในแนว STFD-KMIT และ AERO-KMIT ของดาวเทียมเหล่านี้จะแสดงอยู่ในรูปที่ 5.11 ซึ่งค่า dSTEC จะมีความแปรปรวนไปจากระดับค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ในช่วงเวลาตั้งแต่ 13:30 จนถึง 19:00 ตามเวลาสากล (UTC) ซึ่งค่า dSTEC ในแนว STFD-KMIT จะมีความแปรปรวนกว่าในแนว AERO-KMIT ซึ่งอาจจะเป็นผลมาจากระยะห่างระหว่างสถานีที่มากกว่าและรวมไปถึงการเคลื่อนที่ของ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

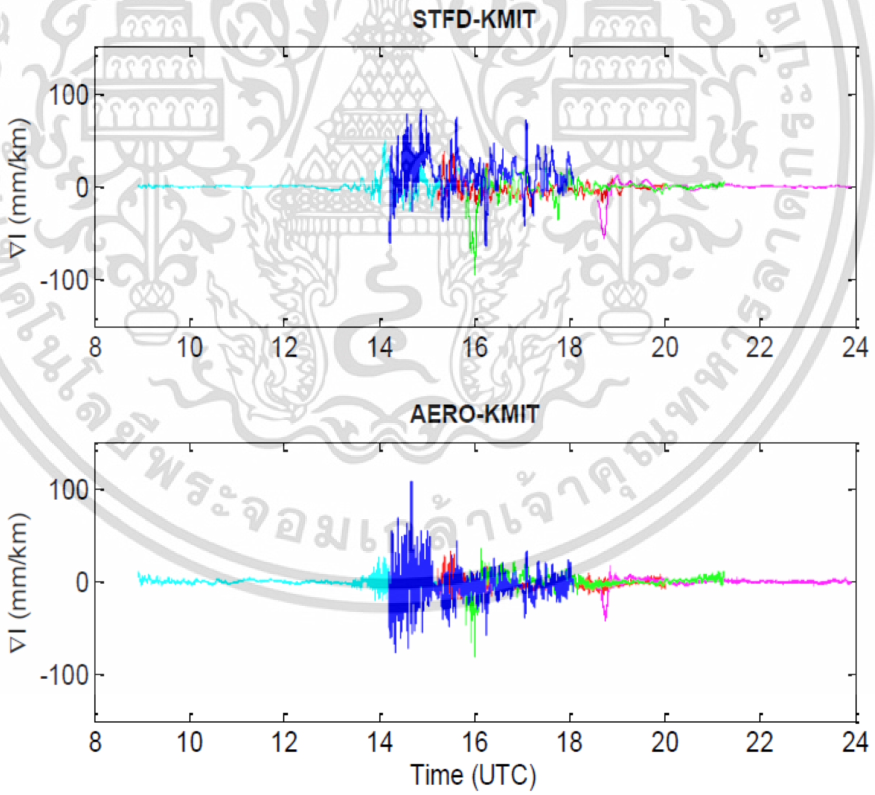
ปรากฏการณ์ EPB ที่มักจะเคลื่อนที่จากทางทิศตะวันตกไปยังทิศตะวันออก [59] โดยสำหรับในช่วงเวลาที่ค่า dSTEC มีค่าคงที่นั้น ได้แก่ช่วง 9:00-13:00 และ 19:00-00:00 ตามเวลาสากล (UTC) ซึ่งจะพิจารณาว่าคือค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS โดยสามารถหาได้จากค่าเฉลี่ยของระดับค่าคงที่นี้ แต่อย่างไรก็ตามจะพบว่าระดับค่าคงที่นี้จะมีระดับที่ต่างกันอยู่บ้างเล็กน้อย ซึ่งเป็นผลมาจากความไม่แน่นอนของการปรับระดับค่า STEC ดังนั้นค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS จะถูกพิจารณาสำหรับดาวเทียมแต่ละดวง โดยค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับจีพีเอสระหว่างสถานี STFD-KMIT จะมีค่าอยู่ระหว่าง 4.28-5.12 TECU และ 5.18-6.78 TECU สำหรับค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ระหว่างสถานี AERO-KMIT โดยหลังจากทำการปรับแก้ค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ของดาวเทียมแต่ละดวงแล้ว จะสามารถคำนวณค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่พิจารณาที่ความถี่ L1 ของดาวเทียม GPS จะแสดงได้ดังรูปที่ 5.12



รูปที่ 5.11 ค่าผลต่างของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (dSTEC) ที่คำนวณได้จากแนวสถานี STFD-KMIT (รูปบน) และ AERO-KMIT (รูปล่าง) (ยังไม่ได้ทำการชดเชยค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 5.12 จะพบว่าแนวโน้มของค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (∇I) ทั้งแนว STFD-KMIT และ AERO-KMIT นั้นมีลักษณะที่คล้ายกัน โดยจะมีค่าคงที่ในช่วง 08:00-13:00 และเริ่มมีค่าแปรปรวนในช่วงเวลา 13:30 จนถึง 19:00 ตามเวลาสากล (UTC) หลังจากนั้นจะกลับมามีค่าคงที่อีกครั้งในช่วงเวลาหลัง 20:00 โดยจะมีค่าสูงสุด (เมื่อเปรียบเทียบกับค่าดีเลย์เกรเดียนต์ในช่วงชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ปกติ) อยู่ที่ -95 mm/km สำหรับแนว STFD-KMIT ซึ่งวัดได้จากดาวเทียม PRN21 ที่เวลาประมาณ 16:00 และ 107.7 mm/km สำหรับแนว AERO-KMIT ซึ่งวัดได้จากดาวเทียม PRN29 ที่เวลาประมาณ 14:30 ตามเวลาสากล นอกจากนี้ยังพบว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของทั้งสองแนวที่วัดได้จากดาวเทียม PRN9 (สีเขียว) และ PRN14 (สีชมพู) นั้นมีแนวโน้มที่ต่างกันอย่างเห็นได้ชัดในช่วงเวลาประมาณ 19:00 ทั้งนี้อาจเป็นเพราะเนื่องมาจากการเคลื่อนที่ของจุดที่สัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หรือที่เรียกว่าจุด IPP (Ionospheric Pierce Point) ของดาวเทียมทั้งสองดวง รวมกับผลของการเคลื่อนที่ของแนวฟองอากาศของความหนาแน่นอิเล็กตรอนจากปรากฏการณ์ EPB ส่งผลทำให้ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของดาวเทียมทั้งสองนั้นมีแนวโน้มที่แตกต่างกันในช่วงเวลาเดียวกัน

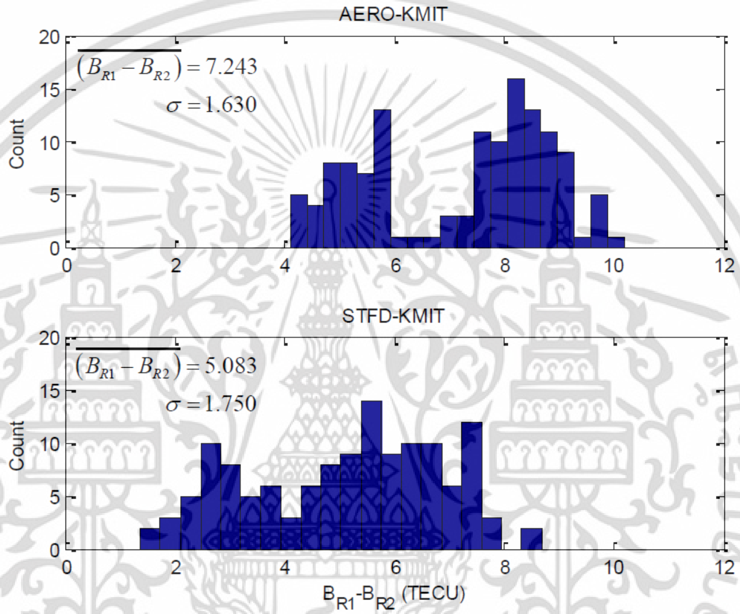


รูปที่ 5.12 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (∇I) ในแนว STFD-KMIT (รูปบน) และ AERO-KMIT (รูปล่าง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.3.3 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ตรวจวัดได้ในปี ค.ศ. 2011-2012

ในรูปที่ 5.13 จะแสดงฮิสโตแกรมของค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS จากดาวเทียมที่เกิดผลกระทบของปรากฏการณ์ EPB ของคู่สถานี AERO-KMIT และ STFD-KMIT จากตัวอย่างข้อมูล GPS ในช่วงเดือนกันยายน-ตุลาคม ปี ค.ศ. 2011 และ 2012 ซึ่งเป็นฤดูการเกิดปรากฏการณ์ EPB ของประเทศไทย จะพบว่ามีทั้งหมด 31 วันที่มีค่า ROTI มีค่าสูงเกินกว่า 0.5 TECU/นาที ซึ่งจะใช้ในการคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์



รูปที่ 5.13 ฮิสโตแกรมของค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ของคู่สถานี AERO-KMIT (บน) และ STFD-KMIT (ล่าง)

ซึ่งค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ของคู่สถานี AERO-KMIT จะสามารถมีค่าได้ตั้งแต่ 4.11-10.20 TECU และ 1.37-8.69 TECU สำหรับคู่สถานี STFD-KMIT โดยมีค่าเฉลี่ยเท่ากับ 7.243 และ 5.083 TECU ตามลำดับ ซึ่งการเปลี่ยนแปลงของค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS นั้นเป็นผลมาจากความไม่แน่นอนในการปรับระดับของค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิที่คำนวณจากการวัดระยะทางเทียมและการวัดเฟสคลื่นพาห์ โดยจะมีค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานที่ใกล้เคียงกันคือ 1.63 และ 1.75 TECU ซึ่งจะแสดงถึงความแม่นยำในการหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์อันเนื่องมาจากผลกระทบของ uncertainty offset โดยจะมีค่า 66.17 mm/km และ 71.04 mm/km สำหรับคู่สถานี AERO-KMIT และ STFD-KMIT ตามลำดับ แต่เนื่องจากในกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่นำเสนอนี้จะพิจารณาค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ทั้งสองสถานีสำหรับดาวเทียมแต่ละดวง ดังนั้นจึงสามารถลดผลกระทบดังกล่าวเมื่อเทียบกับวิธีการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หาค่าไบอัสที่ใช้ใน LTIAM โดยหลังจากทำการลบค่าผลต่างไบอัสของเครื่องรับ GPS ออกแล้วนั้น จะทำการคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่มากที่สุดสำหรับแต่ละดาวเทียมที่ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่มากที่สุดในปี ค.ศ. 2011 และ ค.ศ. 2012 จะสรุปอยู่ในตารางที่ 5.1 และ 5.2 ตามลำดับ

ตารางที่ 5.1 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดในแต่ละวัน ปี ค.ศ. 2011

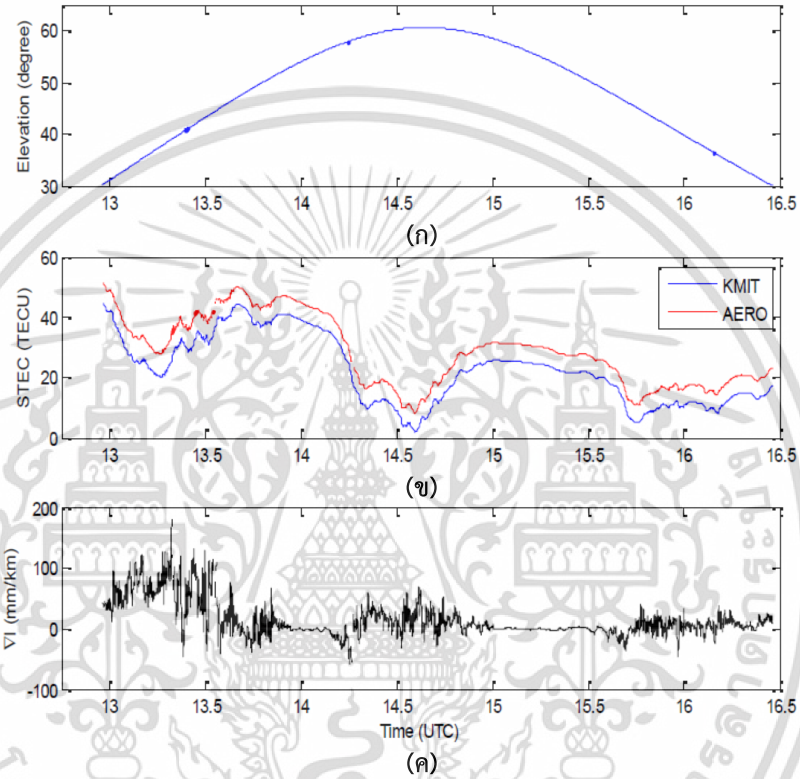
Day	Max(∇I) (STFD-KMIT)	Elevation	Max(∇I) (AERO-KMIT)	Elevation
1/09/2011	74.1423	60.4182	107.9654	37.3313
2/09/2011	48.0014	56.5176	46.9092	56.6751
3/09/2011	47.0926	38.5982	41.5379	39.7136
5/09/2011	83.9019	57.1261	71.9907	48.8708
15/09/2011	98.227	41.8706	75.0675	41.2403
16/09/2011	71.5266	45.4079	78.6378	45.9666
18/09/2011	99.1812	80.7503	74.3446	81.4172
21/09/2011	77.6459	51.477	58.7644	77.6769
22/09/2011	115.0557	41.5181	**178.6774**	**38.9015**
23/09/2011	29.6133	47.7109	28.5965	59.0788
24/09/2011	131.9525	42.4043	116.358	44.1382
25/09/2011	82.0485	81.9626	65.5578	72.1774
26/09/2011	85.988	82.3252	59.4376	83.352
27/09/2011	53.4031	76.3584	62.0129	77.2927
30/09/2011	113.6279	89.4067	80.3121	88.3635

ตารางที่ 5.2 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดในแต่ละวัน ปี ค.ศ. 2012

Day	Max(∇I) (STFD-KMIT)	Elevation	Max(∇I) (AERO-KMIT)	Elevation
1/09/2012	53.4342	34.3633	30.8231	38.793
2/09/2012	67.5578	75.0022	63.5875	78.143
14/09/2012	48.831	47.3317	44.6458	47.2502
15/09/2012	81.0166	47.2157	76.8431	47.6037
17/09/2012	138.9088	88.0301	82.8074	88.0301
24/09/2012	48.654	65.274	37.9204	39.8029
25/09/2012	154.0052	53.2874	84.2283	63.2328
2/10/2012	60.287	32.3555	40.7745	44.6948
5/10/2012	55.2212	55.222	51.5206	47.8623
15/10/2012	112.9938	42.5551	55.9498	44.234
18/10/2012	91.7162	37.688	77.2257	38.4194
19/10/2012	55.2068	58.9205	57.1736	58.9611
23/10/2012	79.8716	57.7942	105.3635	39.3346
24/10/2012	47.0182	53.6035	35.5489	71.1678
30/10/2012	126.6001	44.7716	94.376	45.1767
31/10/2012	101.5447	39.3794	76.8858	39.4056

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยจะพบว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์ในช่วงเกิดปรากฏการณ์ EPB นั้นจะสามารถมีค่าได้ตั้งแต่ 28-178 mm/km โดยภาพรวมค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่วัดจากคู่สถานี STFD-KMIT จะมีค่ามากกว่าที่วัดได้จากคู่สถานี AERO-KMIT ซึ่งอาจจะเป็นผลมาจากแนวการวางตัวของปรากฏการณ์ EPB โดยบริเวณที่มีความหนาแน่นของอิเล็กตรอนต่ำจะวางตัวอยู่ในแนวเหนือ-ใต้ และสามารถเคลื่อนที่ไปในทิศตะวันออก

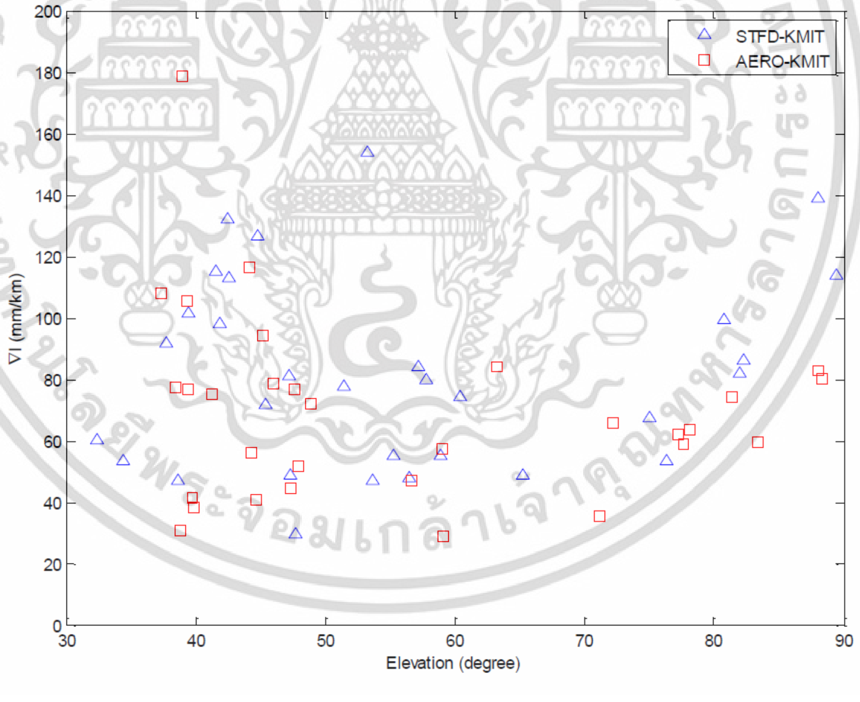


รูปที่ 5.14 ค่ามุมเงยของดาวเทียม PRN9 (ก) และค่า STEC (ยังไม่ได้ทำการชดเชยค่าไบอัส) ที่วัดจากคู่สถานี KMIT-AERO (ข) ค่าดีเลย์เกรเดียนสูงสุดที่วัดได้จากดาวเทียม PRN9 ในวันที่ 22 กันยายน ค.ศ. 2011 (ค)

อย่างไรก็ตามในรูปที่ 5.14 จะแสดงดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดที่วัดได้ ซึ่งเกิดขึ้นในวันที่ 22 กันยายน ค.ศ. 2011 โดยวัดได้จากคู่สถานี AERO-KMIT ซึ่งมีค่า 178.667 mm/km โดยค่า STEC (ยังไม่ได้ทำการกำจัดไบอัส) ของทั้งสองสถานีจะแสดงถึงการลดลงอย่างรวดเร็วของปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในช่วงเวลาประมาณ 13:00-13:45 , 14:15-14:45 และ 15:45-16:15 ตามเวลาสากล (UTC) ซึ่งสามารถแสดงถึงการเกิดปรากฏการณ์ EPB จำนวน 3 บริเวณ (เกิดฟองอากาศ 3 ลูก) ในช่วงเวลาที่สัญญาณจากดาวเทียม PRN9 โคจรผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดที่พบจะอยู่ในบริเวณการเกิด EPB ในบริเวณแรก ที่ดาวเทียมมีมุมเงยเท่ากับ 38.90° นอกจากนี้ยังพบการขาดหายของข้อมูล (loss of

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

tracking) ในช่วงการเกิดปรากฏการณ์ EPB โดยในกระบวนการที่ได้นำเสนอใน LTIAM ได้แนะนำให้ทำการเชื่อมข้อมูล GPS ที่ขาดหายไปในช่วงเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยใช้วิธี polynomial fitting ซึ่งจะเหมาะสำหรับความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เกิดจากปรากฏการณ์ SED (Storm Enhance Density) แต่จากการสังเกตค่า STEC ในช่วงเกิดการเกิดปรากฏการณ์ EPB นั้นพบว่ามีการเปลี่ยนแปลงที่ค่อนข้างซับซ้อน การทำการเชื่อมข้อมูลที่ขาดหายด้วยวิธี polynomial fitting อาจจะก่อให้เกิดความผิดพลาดในการตรวจวัดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เกิดจากปรากฏการณ์ EPB ได้ แต่อย่างไรก็ตามผลกระทบดังกล่าวไม่ได้ทำการวิเคราะห์ในวิทยานิพนธ์นี้ ทั้งนี้เพื่อความน่าเชื่อถือของข้อมูลในวิทยานิพนธ์นี้จึงทำการวิเคราะห์ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่วัดจากดาวเทียมที่มีมุมเงยมากกว่า 30° เพื่อลดผลกระทบของการเกิด cycle slip ที่เกิดขึ้นอย่างรุนแรงในช่วงมุมเงยต่ำขณะการเกิดปรากฏการณ์ EPB อย่างไรก็ตามจึงยังต้องมีการตรวจสอบค่าดีเลย์เกรเดียนต์อีกครั้งเพื่อยืนยันว่าเกิดขึ้นจากความผิดปกติชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ไม่ใช่มาจากความผิดพลาดของเครื่องรับ GPS



รูปที่ 5.15 ค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุดในแต่ละวันเมื่อเปรียบเทียบกับค่ามุมเงยของดาวเทียมที่ทำการสังเกต

ค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่สังเกตในแต่ละมุมเงยของดาวเทียมจากตารางที่ 1 และ 2 จะถูกสรุปอยู่ในรูปที่ 5.15 โดยค่าส่วนใหญ่จะอยู่ในช่วง 30-100 mm/km ซึ่งความสัมพันธ์ระหว่างมุมเงยของดาวเทียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กับค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นยังไม่เป็นที่ชัดเจนนัก โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ได้จากการสังเกตในการศึกษานี้ พบว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์มีการเปลี่ยนแปลงที่ซับซ้อน ซึ่งสอดคล้องกับปรากฏการณ์ EPB ที่มีโครงสร้างที่ซับซ้อน โดยสำหรับร่างมาตรฐานและระเบียบวิธีปฏิบัติ (Standards and Recommended Practices - SARPs) ของ GAST-D (GBAS Approach Service Type D) [60] ซึ่งเป็นมาตรฐาน GBAS ที่ใช้งานสำหรับความแม่นยำในลงจอดของอากาศยานระดับ CAT-II และ CAT-III นั้นได้แนะนำว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ควรจะต้องต่ำกว่า 1.5 เมตร ในขณะที่อากาศยานอยู่ห่างจากสถานี GBAS ภาคพื้นดิน 5 กิโลเมตร หรือ 300 mm/km ถึงแม้ว่าค่าสูงสุดที่วัดได้ในบทความนี้จะมีค่าต่ำกว่าค่าที่มาตรฐานกำหนด อย่างไรตามก็ควรที่จะต้องมีการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อไปเพื่อทำการตรวจสอบข้อมูลให้มากขึ้น รวมทั้งขยายสถานีตรวจวัดไปยังภูมิภาคอื่นๆ ของประเทศไทยต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 6

การออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS สำหรับประเทศไทย

ในบทที่ 5 นั้นได้อธิบายเกี่ยวกับการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์ ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ที่สำคัญที่ใช้ในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS โดยเนื้อหาในบทนี้จะอธิบายการออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS ในประเทศไทย ซึ่งจะได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble) รวมทั้งวิธีลดความเสี่ยงโดยอาศัยเทคนิค PDGS (Position-Domain Geometry Screening) ซึ่งจะทำการขยายค่าพารามิเตอร์อันได้แก่ σ_{vig} ที่สถานี GBAS ส่งไปให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยาน เพื่อใช้ในการเพิ่มค่าขอบเขตการป้องกันให้มากกว่าขอบเขตการแจ้งเตือน ซึ่งจะทำให้กลุ่มดาวเทียม (Satellite Geometry) ที่มีความเสี่ยงในการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นไม่สามารถใช้งานได้ โดยในการทดลองจะทำการจำลองความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS เมื่อเกิดปรากฏการณ์ EPB ที่สนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย ซึ่งจะทำการคำนวณหาค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) ที่เหมาะสมสำหรับเพื่อใช้ในการลดความเสี่ยงของการระบุตำแหน่งผิดพลาดของเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน

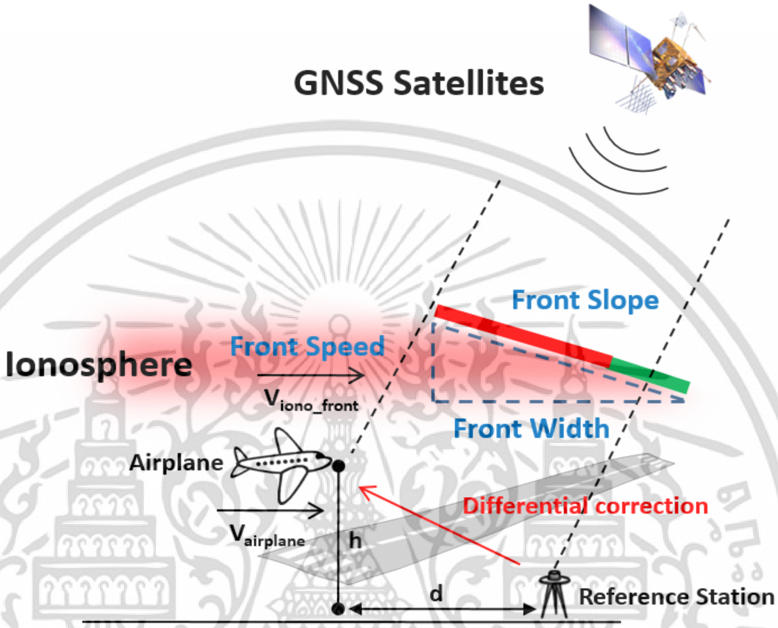
6.1 การทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

6.1.1 แบบจำลองความเสี่ยงสำหรับปรากฏการณ์ SED

ในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS ในช่วงเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น ในงานวิจัย [44-45] ได้นำเสนอแบบจำลองความเสี่ยง (Ionospheric Threat Model) อันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ SED (Storm Enhance Density) ที่เกิดขึ้นบริเวณประเทศสหรัฐอเมริกา เพื่อใช้ในการประเมินค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน โดยจะมีลักษณะคล้ายรูปลิ่มแสดงค่าดีเลย์ในเชิงระยะทางที่เกิดจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ดังรูปที่ 6.1 ซึ่งจะมีพารามิเตอร์ที่สำคัญ 3 ตัวได้แก่ ความเร็ว (Front Speed) ความกว้าง (Front Width) และความชัน (Front Slope) โดยที่ค่าความชันของแบบจำลองนี้ก็คือค่าดีเลย์เกรเดียนต์ ซึ่งจากแบบจำลองนี้จะกำหนดให้มีค่าคงที่ โดยจากงานวิจัย [43] ได้ทำการวิเคราะห์ค่าพารามิเตอร์ของ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบจำลองความเสี่ยงดังกล่าวในบริเวณประเทศสหรัฐอเมริกาในช่วงเกิดปรากฏการณ์ SED ซึ่งจะสรุปอยู่ในตารางที่ 6.1 โดยแบบจำลองความเสี่ยงดังกล่าวนั้นได้ถูกนำเสนอสำหรับการใช้ประเมินความเสี่ยงต่อระบบ GBAS ที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I สำหรับการใช้งานระบบ GBAS ที่ประเทศสหรัฐอเมริกา



รูปที่ 6.1 แบบจำลองความเสี่ยงการเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

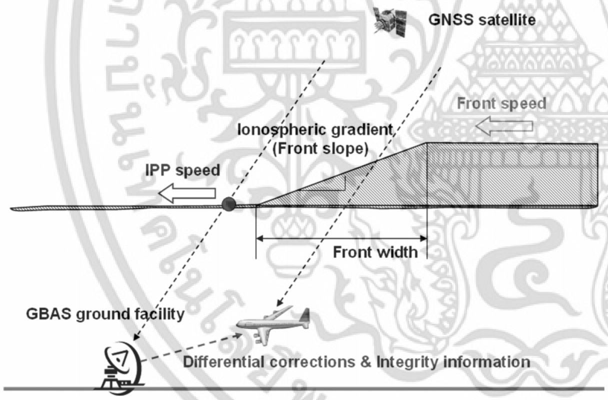
ตารางที่ 6.1 พารามิเตอร์ของแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [63]

Parameter	Value
Maximum Front Slope (mm/km)	
- Low elevation (<15°)	375
- Medium elevation (15°<El<65°)	375+50(El-15)/50
- High elevation (>65°)	425
Front width (km)	25-200
Front speed (m/s)	0-750
Maximum differential delay (m)	50

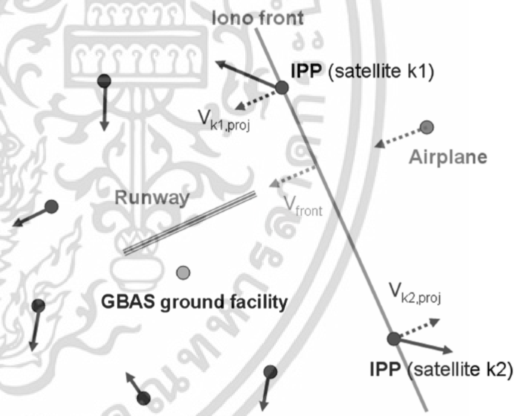
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.1.2 การจำลองความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งสำหรับปรากฏการณ์ SED

ในการประเมินความเสี่ยงของการใช้งานระบบ GBAS จากแบบจำลองความเสี่ยงดังกล่าวนั้น จะเป็นการจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS บนอากาศยานเมื่อได้รับค่าแก้ไขความผิดพลาดที่ไม่ถูกต้องจากสถานี GBAS ภาคพื้นดิน ซึ่งสำหรับสถานี GBAS ที่ใช้งานในระดับการตัดสินใจ CAT-I นั้นจะใช้เทคนิค CCD (Code Carrier Divergence) [61] ในการตรวจจับการเปลี่ยนแปลงตามเวลาของค่าดีเลย์ที่เกิดขึ้นจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ อย่างไรก็ตามเนื่องจากดาวเทียม GPS นั้นจะมีการเคลื่อนที่อยู่ตลอดเวลา โดยในกรณีที่ความเร็วของจุดตัดสัญญาณที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (IPP : Ionospheric Pierce Point) เคลื่อนที่ด้วยความเร็วเท่ากับความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะทำให้ CCD ไม่สามารถตรวจจับการเกิดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ โดยจะก่อให้เกิดความผิดพลาดทั้งสถานี GBAS ภาคพื้นดินและเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน (เนื่องจากดีเลย์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน ทำให้วิธีการลดสัญญาณรบกวนด้วยตัวกรอง Hutch ในสมการที่ 4.1 เกิดความผิดพลาดขึ้น)



(ก)



(ข)

รูปที่ 6.2 การจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ SED [64] (ก) เมื่อพิจารณาภาพตัดขวางของการทำงานระบบ GBAS (ข) เมื่อพิจารณาลักษณะการเคลื่อนที่ของ IPP

ในรูปที่ 6.2 แสดงวิธีการจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ SED เมื่อพิจารณาภาพตัดขวางของการทำงานระบบ GBAS (ก) และเมื่อพิจารณาลักษณะการเคลื่อนที่ของ IPP (ข) ตามลำดับ โดยในงานวิจัย [61] ได้ทำการจำลองความผิดพลาดของการตรวจจับการเกิด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (ในที่นี้คือการเคลื่อนที่ของความชัน) ซึ่งจะขึ้นอยู่กับค่าผลต่างระหว่างความเร็วการเคลื่อนที่ของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Front Speed) กับความเร็วการเคลื่อนที่ของจุด IPP กับ (ค่าความเร็วสัมพัทธ์) ซึ่งจากแบบจำลองความผิดพลาดในเชิงระยะทาง ในกรณีที่ CCD ไม่สามารถตรวจจับความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะมีค่าดังตารางที่ 6.2 โดยจะแบ่งความผิดพลาดในเชิงระยะทางตามลักษณะความเร็วสัมพัทธ์เป็น 3 กรณีได้แก่

กรณีความเร็วสัมพัทธ์ต่ำ (slow relative front speed) ซึ่งความน่าจะเป็นที่ CCD จะไม่สามารถตรวจจับความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้นั้นมีค่าสูง โดยจะพิจารณาค่าความเร็วสัมพัทธ์ (Δv) ที่มีค่าต่ำกว่า 40 m/s ซึ่งค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางที่มากที่สุด (ε_k) จะสามารถคำนวณได้จากสมการในตารางที่6.2 โดย w และ g คือความกว้าง (km) และความชัน (mm/km) ตามลำดับ ซึ่งจากแบบจำลองความเสี่ยง X_{air} คือระยะห่างระหว่างอากาศยานกับสถานี GBAS ภาคพื้นดิน (km) v_{air} คือความเร็วของอากาศยาน (km/s) τ คือค่าช่วงเวลาที่ใช้ในตัวกรอง Hutch สำหรับลดสัญญาณรบกวนของค่าการวัดระยะทางเทียมของสถานี GBAS ภาคพื้นดินซึ่งจะมีค่าเท่ากับ 100 วินาที

กรณีความเร็วสัมพัทธ์ปานกลาง (moderate relative front speed) จะพิจารณาค่าความเร็วสัมพัทธ์อยู่ในช่วง 40-110 m/s โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางที่มากที่สุดในกรณีที่ CCD ไม่สามารถตรวจจับความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้จะมีค่าเท่ากับ 4 เมตร

กรณีความเร็วสัมพัทธ์สูง (fast relative front speed) ซึ่งโอกาสที่ CCD จะสามารถตรวจจับความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ค่อนข้างสูง โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางที่มากที่สุดในกรณีที่ CCD ไม่สามารถตรวจจับความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้จะมีค่าเท่ากับ 2.5 เมตร

ตารางที่ 6.2 แบบจำลองความผิดพลาดในเชิงระยะทางของ CCD [61]

ค่าความเร็วสัมพัทธ์ (Δv) (m/s)	ความผิดพลาดในเชิงระยะทาง (ε_k) (m)
$\Delta v \le 40$	$\varepsilon_k = \min\left(\frac{50}{w}, g\right) \times \left(X_{air} + 2\tau v_{air}\right)$
$40 < \Delta v \le 110$	$\varepsilon_k = 4$
$110 < \Delta v$	$\varepsilon_k = 2.5$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยในการจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ SED นั้น จะสมมติให้ดาวเทียมจำนวน 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ดังกล่าว เนื่องจากมีโอกาสก่อให้เกิดความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมากที่สุด (ถ้าในกรณีได้รับผลกระทบมากกว่า 2 ดวงจะทำให้ค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งนั้นถูกชดเชยโดยค่าความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาเครื่องรับ [63]) โดยในการประเมินความเสี่ยงของอากาศยานในช่วงร่อนลงจอดจะพิจารณาความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งอันเนื่องมาจากเหตุผลด้านความปลอดภัย ซึ่งความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งที่เกิดจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 6.1

$$IEV_{k1,k2} = \left|S_{vert,k1}\varepsilon_{k1}\right| + \left|S_{vert,k2}\varepsilon_{k2}\right| \quad (6.1)$$

โดยที่ $IEV_{k1,k2}$ คือค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งที่เกิดจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (IEV: Ionosphere Induced Error in Vertical) (เมตร) เมื่อพิจารณาดาวเทียม *k1* และ *k2* ซึ่งค่า $S_{vert,k1}$ และ $S_{vert,k2}$ คือค่าของเมทริกซ์โปรเจคชั่นที่โปรเจคตำแหน่งเครื่องรับ GPS ในแนวดิ่งเมื่อพิจารณาจากดาวเทียม *k1* และ *k2* ตามลำดับ โดยที่ ε_{k1} และ ε_{k2} คือค่าความผิดพลาดในเชิงระยะทางของดาวเทียม *k1* และ *k2* ตามลำดับ

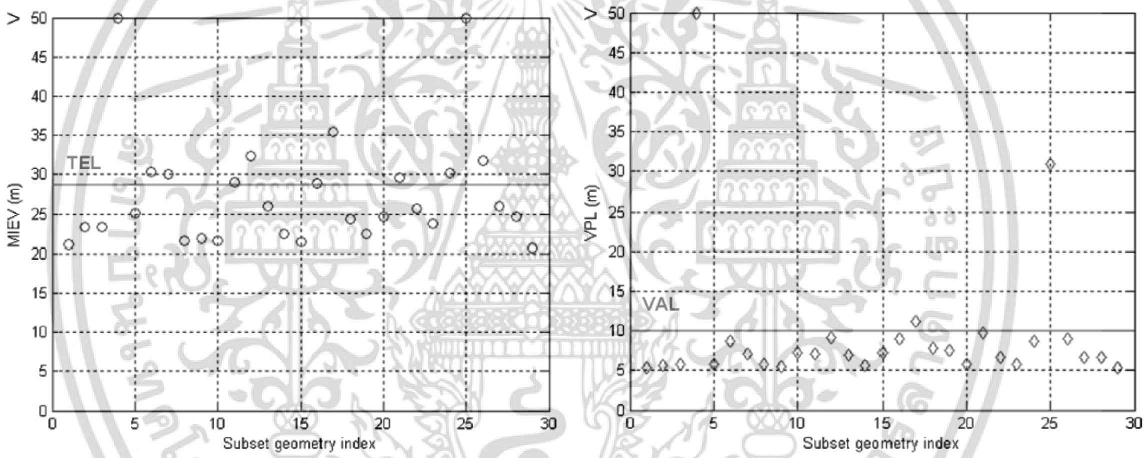
ในการจำลองความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งสำหรับปรากฏการณ์ SED นั้นจะเริ่มจากทำการคาดคะเนกลุ่มดาวเทียม (Satellite Geometry) ที่จะสามารถรับสัญญาณได้โดยสถานี GBAS ภาคพื้นดิน ซึ่งจะสามารถคำนวณได้ล่วงหน้าจากข้อมูล Almanac แต่อย่างไรก็ตามในทางปฏิบัตินั้นเครื่องรับ GPS บนอากาศยานอาจจะไม่สามารถรับสัญญาณจากกลุ่มดาวเทียมที่เหมือนกันกับสถานี GBAS ภาคพื้นดิน โดยในงานวิจัย [61] จะสมมติว่ามีดาวเทียมมากที่สุด 2 ดวงที่เครื่องรับ GPS บนอากาศยานนั้นจะไม่สามารถใช้งานได้เหมือนกับสถานี GBAS ภาคพื้นดิน ด้วยเหตุนี้ในการจำลองความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งนั้นจึงจำเป็นที่จะต้องจำลองกลุ่มดาวเทียมที่เป็นไปได้ทั้งหมดที่เครื่องรับ GPS บนอากาศยานจะใช้ในการระบุตำแหน่ง โดยจะใช้วิธีการจัดหมู่ (Combination) ซึ่งจำนวนซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมที่เป็นไปได้ทั้งหมดจะสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 6.2

$$\sum_{k=N-2}^{N}\binom{N}{k} = \binom{N}{N} + \binom{N}{N-1} + \binom{N}{N-2} \quad (6.2)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ยกตัวอย่างเช่น ในกรณีของสถานี GBAS ภาคพื้นดินรับสัญญาณได้จากดาวเทียมทั้งหมด 7 ดวง (N=7) ดังนั้นจำนวนซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมที่เป็นไปได้ทั้งหมดที่เครื่องรับ GPS บนอากาศยานจะใช้ในการระบุตำแหน่งจะมีทั้งหมด 29 กลุ่ม (1 +7 +21) โดยในการประเมินความเสี่ยงนั้นจะพิจารณาจากค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งแนวดิ่งที่มากที่สุด ซึ่งจะทำการจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสำหรับแต่ละคู่ดาวเทียมที่เป็นไปได้ในแต่ละซับเซ็ต (i) กลุ่มดาวเทียม ซึ่งความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดของแต่ละซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียมจะเรียกว่า MIEV (Maximum Ionospheric Induced Error in Vertical)

$$MIEV_i = \max(IEV_{k1,k2}) \tag{6.3}$$



(ก) (ข)

รูปที่ 6.3 ตัวอย่างค่า MIEV (ก) และค่าขอบเขตการป้องกันแนวดิ่ง (VPL) (ข) [63]

ในรูปที่ 6.3 (ก) จะแสดงตัวอย่างค่า MIEV ที่คำนวณจากซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียมทั้งหมด 29 ซับเซ็ต ซึ่งจะพบว่ามีซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียมทั้งหมด 11 ซับเซ็ต (4 6 7 11 12 16 17 21 24 25 26) ที่มีค่า MIEV เกินกว่าระดับค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ (TEL: Tolerable Error Limit) โดยที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I (200 ฟุต ≈ 61 เมตร) จะมีระดับค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ (เมื่อพิจารณาจากระยะความสูงของสิ่งกีดขวาง (Obstacle Clearance Surface)) จะมีค่าเท่ากับ 28.8 เมตร [64] โดยในรูปที่ 6.3 (ข) จะแสดงค่าขอบเขตการป้องกันแนวดิ่ง (ในกรณีที่ไม่มีเครื่องรับที่สถานี GBAS ภาคพื้นดินทำงานผิดพลาด) (VPL_{H0}) ซึ่งจะพบว่าซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียมที่ 4 17 21 25 จะมีค่าขอบเขตการป้องกันแนวดิ่งที่มากกว่าค่าขอบเขต

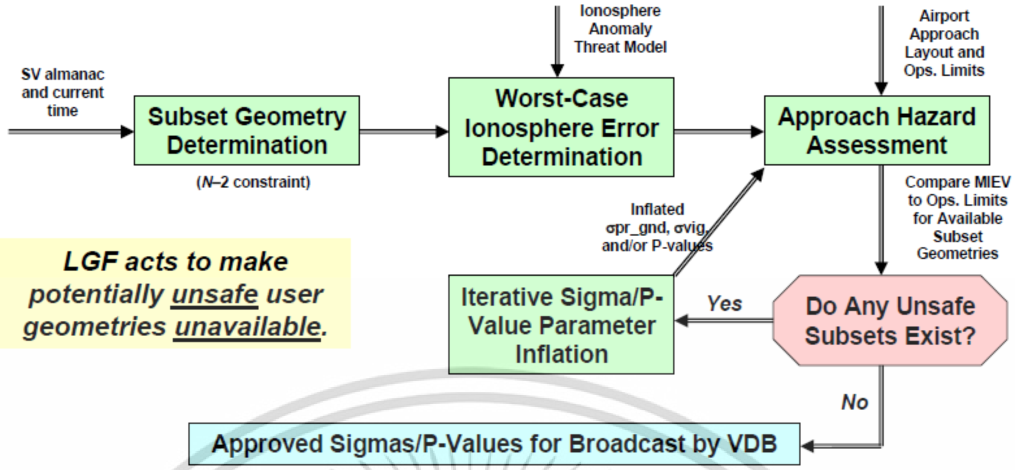
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การแจ้งเตือนแนวดิ่ง (VAL) (โดยที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I จะมีค่าเท่ากับ 10 เมตร) โดยซับเซ็ตดังกล่าวจะไม่ถูกใช้งานในการระบุตำแหน่งโดยเครื่องรับ GPS บนอากาศยาน (VPL_{H0}>VAL) แต่อย่างไรก็ตามยังหลงเหลือซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียม 6 7 11 12 16 24 26 ที่อาจจะก่อให้เกิดความเสี่ยงในการระบุตำแหน่งแนวดิ่งผิดพลาดเกินระดับค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ (Unsafe Geometry) เนื่องจากเครื่องรับ GPS บนอากาศยานอาจจะใช้ซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมเหล่านี้ในการระบุตำแหน่ง (MIEV>TEL แต่ VPLs<VAL) ซึ่งในหัวข้อถัดไปจะอธิบายถึงเทคนิคที่ใช้ในการลดความเสี่ยงดังกล่าว

6.1.3 วิธีการลดความเสี่ยงด้วยเทคนิค PDGS (Position-Domain Geometry Screening)

ในการลดความเสี่ยงของการระบุตำแหน่งแนวดิ่งผิดพลาดเกินระดับค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้นั้น วิธีการหนึ่งที่ใช้คือ PDGS (Position-Domain Geometry Screening) ซึ่งได้นำเสนอครั้งแรกในงานวิจัย [61] โดยจะทำการขยายค่าพารามิเตอร์ได้แก่ค่า σ_{vig} และ $\sigma_{gnd,k}$ ที่สถานี GBAS ส่งไปให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยาน เพื่อเพิ่มค่าขอบเขตการป้องกันให้มากกว่าขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวดิ่ง (VPLs>VAL) สำหรับซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมที่มีความเสี่ยง (MIEV>TEL แต่ VPLs<VAL) โดยระบบจะทำการคำนวณค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) ที่เหมาะสมสำหรับสถานี GBAS ภาคพื้นดินในแต่ละวัน แต่อย่างไรก็ตามการกระทำดังกล่าวจะส่งผลทำให้บางซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมไม่สามารถใช้งานได้ (MIEV<TEL แต่ VPLs>VAL) ซึ่งในงานวิจัย [62,65] ได้พยายามปรับปรุงประสิทธิภาพของเทคนิคดังกล่าว โดยจะอาศัยการขยายค่าพารามิเตอร์ P_k ซึ่งเป็นพารามิเตอร์ที่ใช้ในการคำนวณค่าขอบเขตการป้องกันในกรณีที่มีข้อมูล Ephemeris ผิดพลาด (VPL_{eph}) โดยจะทำการคำนวณหาค่าพารามิเตอร์การขยายสำหรับดาวเทียมแต่ละดวงที่ทำให้เกิดผลกระทบต่อซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมปกติที่น้อยที่สุด แต่อย่างไรก็ตามในทางปฏิบัตินั้นจะใช้เวลาในการคำนวณค่อนข้างนานซึ่งอาจจะไม่เหมาะสำหรับการคำนวณค่าพารามิเตอร์การขยายในเวลาจริง ซึ่งการทำงานของเทคนิค PDGS นั้นจะสรุปอยู่ในรูปที่ 6.4 โดยที่ส่วนประเมินความผิดพลาดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อการระบุตำแหน่งนั้นจะออกแบบสำหรับปรากฏการณ์ SED ซึ่งจำเป็นที่จะต้องมีการปรับปรุงสำหรับการประยุกต์ใช้งานสำหรับสถานี GBAS ในประเทศไทย ซึ่งจะได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

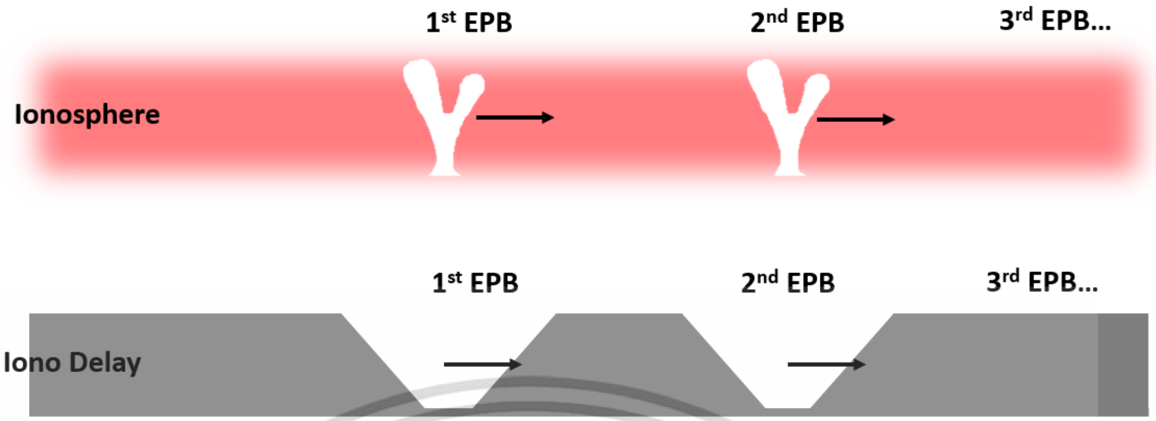


รูปที่ 6.4 การลดความเสี่ยงด้วยวิธี PDGS (Position-Domain Geometry Screening) [66]

6.2 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB

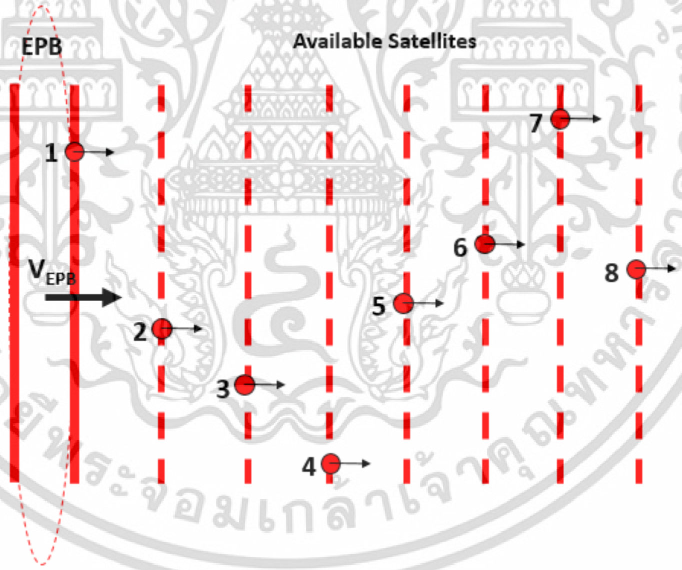
สำหรับการจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB สำหรับสถานี GBAS ที่ติดตั้งในประเทศไทยนั้นจะแตกต่างกับวิธีการที่ใช้จำลองปรากฏการณ์ SED ซึ่งในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะนำเสนอการออกแบบวิธีการจำลองความผิดพลาดของการระบุตำแหน่ง โดยจะอาศัยคุณลักษณะของปรากฏการณ์ EPB มาช่วยในการออกแบบการจำลองความผิดพลาด โดยปรากฏการณ์ EPB นั้นจะมีลักษณะคล้ายฟองอากาศแทรกตัวอยู่บริเวณชั้นล่างของชั้นบรรยากาศไอโอ-โนสเฟียร์ ซึ่งจะทำให้ค่าดีเลย์ในเชิงระยะทางมีค่าน้อยกว่าบริเวณรอบข้าง โดยสามารถเคลื่อนที่ไปทางทิศตะวันออกตามลักษณะของความแรงของลมในชั้นบรรยากาศ (Thermospheric Wind) นอกจากนี้จากการตรวจวัดค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในบางครั้ง จะพบการเกิดปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (มีฟองอากาศหลายฟอง) ในเวลาใกล้เคียงกัน รวมทั้งการเกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชั่นซึ่งจะทำให้เครื่องรับ GPS ไม่สามารถรับสัญญาณได้จากดาวเทียมบางดวง (loss of lock signal) จากคุณลักษณะของปรากฏการณ์ EPB ที่กล่าวมานั้น ในรูปที่ 6.5 จะแสดงลักษณะแบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB ซึ่งจะมีลักษณะคล้ายกับแบบจำลองความเสี่ยงจากปรากฏการณ์ SED หลายอันซ้อนกัน ซึ่งสำหรับแต่ละ EPB นั้นจะมีความชัน (Front Slope) ทั้งสองด้าน โดยในการจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดจากแบบจำลองความเสี่ยงนี้จะแบ่งออกเป็น 3 กรณี คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.5 แบบจำลองความเสี่ยงอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB

6.2.1 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 1 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (Single-satellite impact scenario)



รูปที่ 6.6 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 1 ดวง ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB

จากรูปที่ 6.6 จะแสดงลักษณะการจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 1 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB ในรูปแบบสองมิติ (เมื่อพิจารณาจากมุมมองด้านบน) โดยจะเริ่มจากการหาค่าความเร็วในแนวทิศตะวันออกของจุด IPP (V_k) ของดาวเทียมแต่ละดวง ซึ่งจากตัวอย่างในรูปนี้จะมี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทั้งหมด 8 ดวง (k=1,2,...,8) โดยจะสมมติให้ความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB นั้นจะมีค่าอยู่ในช่วง $V_{EPB,\min}$ ถึง $V_{EPB,\max}$ จากนั้นจะทำการจำลองค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางที่เป็นไปได้ทั้งหมดจากดาวเทียมแต่ละดวงเมื่อได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (Single EPB) โดยจะกำหนดค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB (V_{EPB}) ในลักษณะที่จะก่อให้เกิดค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางมากที่สุด (Worst-case scenario) ซึ่งจะแบ่งออกเป็น 3 กรณีได้แก่

1. $V_{EPB,\min} \le V_k \le V_{EPB,\max}$

ในกรณีนี้จะทำการกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB มีค่าเท่ากับความเร็วในแนวทิศตะวันออกของจุด IPP ของดาวเทียม ($V_{EPB} = V_k$) ซึ่งจะทำให้ค่าความเร็วสัมพัทธ์นั้นมีค่าเป็นศูนย์ โดยจากแบบจำลองความผิดพลาดเชิงระยะทางของ CCD ในตารางที่ 6.2 จะได้ว่า

$$\varepsilon_k = g \times \left(X_{air} + 2\tau v_{air} \right) \tag{6.4}$$

โดยที่ ε_k คือค่าความผิดพลาดเชิงระยะทาง (m) g คือความชัน (mm/km) จากแบบจำลองความเสี่ยง X_{air} คือระยะห่างระหว่างอากาศยานกับสถานี GBAS ภาคพื้นดิน (km) v_{air} คือความเร็วของอากาศยาน (km/s) τ คือค่าช่วงเวลาที่ใช้ในตัวกรอง Hutch สำหรับลดสัญญาณรบกวนของค่าการวัดระยะทางเทียมของสถานี GBAS ภาคพื้นดินซึ่งจะมีค่าเท่ากับ 100 วินาที

2. $V_k < V_{EPB,\min}$

ในกรณีนี้จะทำการกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB มีค่าเท่ากับความเร็วต่ำสุด ($V_{EPB} = V_{EPB,\min}$) โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทาง (ε_k) จะขึ้นอยู่กับค่าความเร็วสัมพัทธ์ $\left| V_k - V_{EPB,\min} \right|$

3. $V_k > V_{EPB,\max}$

ในกรณีนี้จะทำการกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB มีค่าเท่ากับความเร็วสูงสุด ($V_{EPB} = V_{EPB,\max}$) โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทาง (ε_k) จะขึ้นอยู่กับค่าความเร็วสัมพัทธ์ $\left| V_k - V_{EPB,\max} \right|$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หลังจากนั้นจะทำการคำนวณหาค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสำหรับดาวเทียมแต่ละดวงเมื่อได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB ได้ดังนี้

$$IEV_k = \left| S_{vert,k} \varepsilon_k \right| \quad (6.5)$$

โดยที่ IEV_k คือค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งที่ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (Single EPB) (เมตร) ซึ่งค่า $S_{vert,k}$ คือองค์ประกอบของเมทริกซ์โปรเจคชั่นที่โปรเจคตำแหน่งเครื่องรับ GPS ในแนวดิ่งเมื่อพิจารณาจากดาวเทียม k โดยที่ ε_k คือค่าความผิดพลาดในเชิงระยะทาง (เมตร) ซึ่งความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดของแต่ละซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียมจะหาได้จาก

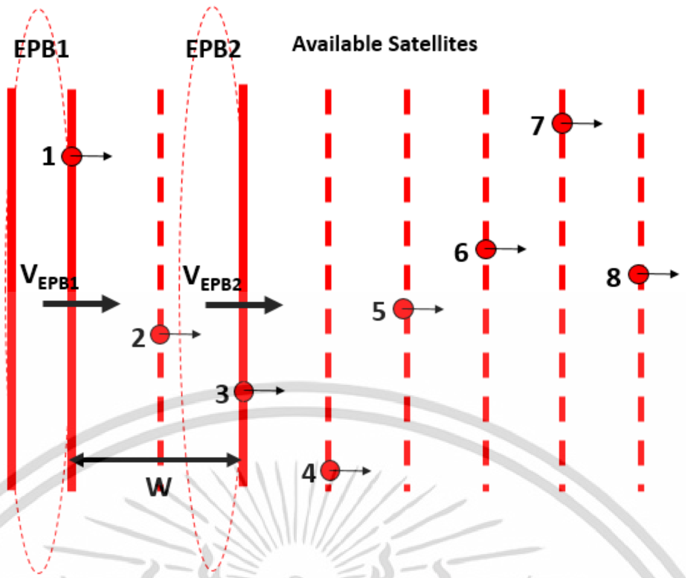
$$MIEV_{1sat} = \max(IEV_k) \quad (6.6)$$

โดยที่ $MIEV_{1sat}$ คือค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้เมื่อมีดาวเทียม 1 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB จำนวน 1 บริเวณ (Single EPB)

6.2.2 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Double-satellite impact scenario with different front)

ในรูปที่ 6.7 จะแสดงลักษณะการจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Multiple EPBs) ในรูปแบบสองมิติ โดยตัวอย่างในรูปจะเป็นดาวเทียมดวงที่ 1 และ 3 ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB1 และ EPB2 ตามลำดับ ซึ่งในการพิจารณาผลกระทบจากการเกิดปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (ไม่ได้มาจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน) จะกำหนดให้ W คือระยะห่างใกล้ที่สุดระหว่างความชันของปรากฏการณ์ EPB ที่อยู่ติดกัน (กิโลเมตร) โดยในการจำลองค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางนั้นจะใช้หลักการเดียวกับกรณีแรก ซึ่งจะกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของแต่ละปรากฏการณ์ EPB (V_{EPB}) นั้นเป็นอิสระต่อกัน เพื่อก่อให้เกิดค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางมากที่สุดในแต่ละคู่ดาวเทียมที่เป็นไปได้ทั้งหมด โดยค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสำหรับคู่ดาวเทียมจะสามารถคำนวณได้ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.7 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ

$$IEV_{k1k2} = \left|S_{vert,k1}\varepsilon_{k1}\right| + \left|S_{vert,k2}\varepsilon_{k2}\right| \tag{6.7}$$

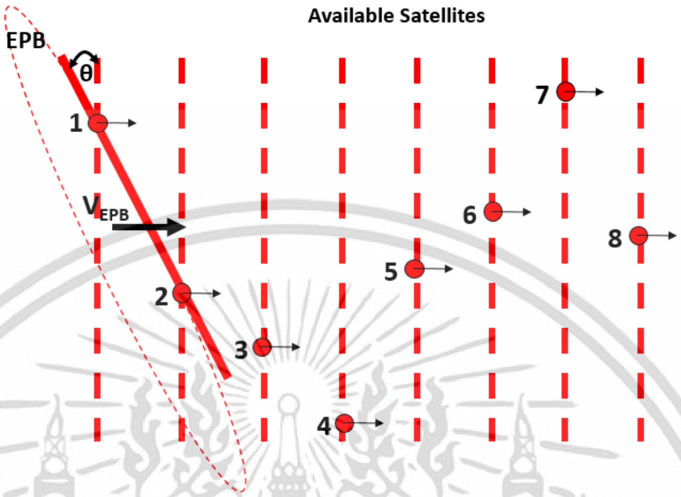
โดยที่ IEV_{k1k2} คือค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งที่ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Multiple EPBs) (เมตร) เมื่อพิจารณาดาวเทียม *k1* และ *k2* ซึ่งค่า $S_{vert,k1}$ และ $S_{vert,k2}$ คือองค์ประกอบของเมทริกซ์โปรเจคชั่นที่โปรเจคตำแหน่งเครื่องรับ GPS ในแนวดิ่ง โดยที่ ε_{k1} และ ε_{k2} คือค่าความผิดพลาดในเชิงระยะทางของคู่ดาวเทียมที่ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB ซึ่งความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดของแต่ละซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียมจะหาได้จาก

$$MIEV_{2sat_multi_EPB} = \max(IEV_{k1k2}) \tag{6.8}$$

โดยที่ $MIEV_{2sat_multi_EPB}$ คือค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้เมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Multiple EPBs)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.2.3 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน (Double-satellite impact scenario with same front)



รูปที่ 6.8 การจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน

ในรูปที่ 6.8 จะแสดงลักษณะการจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากการเอียงตัวของปรากฏการณ์ EPB เนื่องจากการวางตัวในแนวเหนือ-ใต้ของปรากฏการณ์ EPB นั้นจะอยู่ในแนวของสนามแม่เหล็กโลก ซึ่งอาจจะเกิดเอียงตัวได้ โดยจะกำหนดให้ θ คือค่ามุมเอียง (Tilt Angle) ของปรากฏการณ์ EPB ที่มีค่ามากที่สุดเมื่อพิจารณาจากทิศเหนือ โดยจะกำหนดค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB (V_{EPB}) ในลักษณะที่จะก่อให้เกิดค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางมากที่สุด (Worst-case scenario) ซึ่งจะแบ่งออกเป็น 4 กรณีได้แก่

1. $V_{EPB,\min} \le V_{k1} \le V_{EPB,\max}$

สำหรับในกรณีนี้จะทำการกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB มีค่าเท่ากับความเร็วในแนวทิศตะวันออกของจุด IPP ของดาวเทียม k1 ($V_{EPB} = V_{k1}$) โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางของดาวเทียม k1 (ε_{k1}) จะสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 6.4 ส่วนค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางของดาวเทียม k2 (ε_{k2}) จะขึ้นอยู่กับค่าความเร็วสัมพัทธ์ $|V_{k2} - V_{k1}|$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. $V_{EPB,\min} \le V_{k2} \le V_{EPB,\max}$

สำหรับในกรณีนี้จะทำการกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB มีค่าเท่ากับความเร็วในแนวทิศตะวันออกของจุด IPP ของดาวเทียม k2 ($V_{EPB} = V_{k2}$) โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางของดาวเทียม k2 (ε_{k2}) จะสามารถคำนวณได้เหมือนสมการที่ 6.4 ส่วนค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางของดาวเทียม k1 (ε_{k1}) จะขึ้นอยู่กับค่าความเร็วสัมพัทธ์ $|V_{k1} - V_{k2}|$

3. $V_{EPB} = V_{EPB,\min}$

ในกรณีนี้จะทำการกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB มีค่าเท่ากับความเร็วต่ำสุด ($V_{EPB} = V_{EPB,\min}$) โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางของดาวเทียม k1 และ k2 (ε_{k1} และ ε_{k2}) จะขึ้นอยู่กับค่าความเร็วสัมพัทธ์ซึ่งจะมีค่าเท่ากับ $|V_{EPB,\min} - V_{k1}|$ และ $|V_{EPB,\min} - V_{k2}|$ ตามลำดับ

4. $V_{EPB} = V_{EPB,\max}$

ในกรณีนี้จะทำการกำหนดให้ค่าความเร็วการเคลื่อนที่ของปรากฏการณ์ EPB มีค่าเท่ากับความเร็วสูงสุด ($V_{EPB} = V_{EPB,\max}$) โดยค่าความผิดพลาดเชิงระยะทางของดาวเทียม k1 และ k2 (ε_{k1} และ ε_{k2}) จะขึ้นอยู่กับค่าความเร็วสัมพัทธ์ซึ่งจะมีค่าเท่ากับ $|V_{EPB,\max} - V_{k1}|$ และ $|V_{EPB,\max} - V_{k2}|$ ตามลำดับ

โดยที่ในแต่ละกรณีจะทำการคำนวณหาค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสำหรับแต่ละคู่ดาวเทียมที่เป็นไปได้ทั้งหมด ซึ่งจะสามารถคำนวณได้เหมือนสมการที่ 6.7 ซึ่งความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดของแต่ละซับเซ็ตกลุ่มดาวเทียมจะหาได้จาก

$$MIEV_{2sat_same_EPB} = \max(IEV_{k1k2}) \tag{6.9}$$

โดยที่ $MIEV_{2sat_multi_EPB}$ คือค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้เมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน (Single EPBs) ซึ่งในการประเมินความเสี่ยงของการระบุตำแหน่งผิดพลาดนั้นจะพิจารณาจากค่า MIEV ที่มากที่สุดของทุกๆ กรณี เนื่องด้วยเหตุผลด้านความปลอดภัย ดังนั้นจะได้ว่า

$$MIEV_{EPB} = \max(\begin{bmatrix} MIEV_{1sat} & MIEV_{2sat_multi_EPB} & MIEV_{2sat_same_EPB} \end{bmatrix}) \tag{6.10}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ $MIEV_{EPB}$ คือค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้เมื่อเกิดปรากฏการณ์ EPB

นอกเหนือจากผลกระทบจากความผิดพลาดในเชิงระยะทางแล้ว ปรากฏการณ์ EPB นั้นจะก่อให้เกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชั่นซึ่งจะทำให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยานไม่สามารถรับสัญญาณได้จากดาวเทียมบางดวง (loss of lock signal) ซึ่งจะส่งผลต่อประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ โดยจะกำหนดให้ L คือจำนวนดาวเทียมมากที่สุดที่เป็นได้ ที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ในช่วงเกิดปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น โดยจำนวนซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมที่เป็นไปได้ทั้งหมดจะสามารถคำนวณได้จาก

$$\sum_{k=N-L}^{N}\binom{N}{k}=\binom{N}{N}+\binom{N}{N-1}+\ldots+\binom{N}{\min(N-L,4)} \qquad (6.11)$$

โดยที่ N คือจำนวนดาวเทียมที่คาดคะเนว่าสถานี GBAS ภาคพื้นดินจะสามารถรับสัญญาณได้ ซึ่งสามารถคำนวณได้จากข้อมูล Almanac โดยจำนวนดาวเทียมต่ำสุดที่จะสามารถใช้ในการระบุตำแหน่งจะมีค่าเท่ากับ 4 ดวง ซึ่งในกรณีที่น้อยกว่านั้นระบบจะไม่สามารถทำงานได้ (Unavailable Service) ซึ่งในตารางที่ 6.3 จะสรุปพารามิเตอร์ที่ใช้ในการจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB

ตารางที่ 6.3 พารามิเตอร์ใช้ในการจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดอันเนื่องมาจากปรากฏการณ์ EPB

พารามิเตอร์	ตัวแปร
ความชัน	g (mm/km)
ความเร็วต่ำสุด (ตามทิศตะวันออก)	$V_{EPB,\min}$ (m/s)
ความเร็วสูงสุด (ตามทิศตะวันออก)	$V_{EPB,\max}$ (m/s)
ระยะห่างใกล้ที่สุดระหว่างความชันของปรากฏการณ์ EPB ที่อยู่ติดกัน	W (km)
มุมเอียงของแนวปรากฏการณ์ EPB ที่มากที่สุดเมื่อพิจารณาจากทิศเหนือ	θ (degree)
จำนวนดาวเทียมมากที่สุดที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้	L (Satellites)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6.3 ผลการจำลองที่สนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

ในส่วนนี้จะเป็นผลการจำลองความเสี่ยงของการใช้งาน GBAS ที่ระดับการตัดสินใน CAT-I เมื่อเกิดปรากฏการณ์ EPB สำหรับสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย (13.6945°N, 100.7608°E) ด้วยวิธีการที่ได้นำเสนอในหัวข้อที่ 6.2 โดยพารามิเตอร์ที่ใช้ในการจำลองจะสรุปอยู่ในตารางที่ 6.4

ตารางที่ 6.4 พารามิเตอร์ใช้ในการจำลองความเสี่ยงของการใช้งาน GBAS เมื่อเกิดปรากฏการณ์ EPB สำหรับสนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

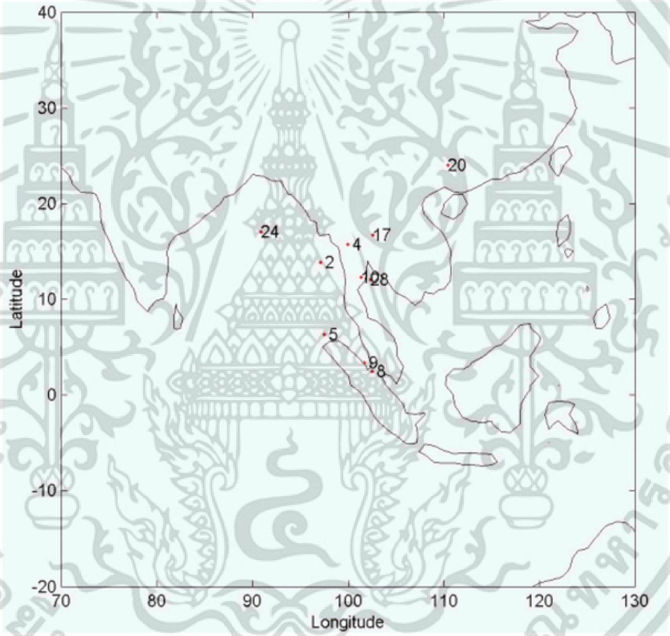
GBAS Parameters	EPB Threat Space
M = 3	g = 500 mm/km
X_{air} = 6 km	V_{EPB} = 50-250 m/s
v_{air} = 70 m/s	W = 500 km
K_{ffmd} = 5.81	θ = ±35°
K_{mde} = 3.8	L = 3 (Satellites)
P_k = 0.000180	
σ_{vig} = 15 mm/km	
AAD = AAD-B	
GAD = GAD-B	
Time = 18:00-06:00 LT	
Location = 13.6945°N, 100.7608°E	
Almanac = 31 Satellites	

โดยในการกำหนดพารามิเตอร์สำหรับสถานี GBAS นั้นจะกำหนดในลักษณะที่อาจจะก่อให้เกิดความเสี่ยงต่อการระบุตำแหน่งผิดพลาดโดยที่เครื่องรับ GPS บนอากาศยานนั้นไม่มีการแจ้งเตือน (ทำให้การคำนวณได้ค่า VPL ที่ต่ำ) ซึ่งค่าพารามิเตอร์ที่กำหนดเหล่านี้จะเป็นค่าเดียวกับค่าที่ใช้งานวิธี PDGS ในอุปกรณ์ GBAS ของบริษัท Honeywell รุ่น SLS-4000 ซึ่งเป็นอุปกรณ์สถานี GBAS ภาคพื้นดินเดียวที่ได้รับมาตรฐานรับรองในปัจจุบัน (การสื่อสารส่วนบุคคล, 17 สิงหาคม 2558) นอกจากนี้จะพิจารณาเฉพาะช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกดินเท่านั้น ซึ่งเป็นเวลาเกิดปรากฏการณ์ EPB โดยค่าดีเลย์เกรเดียนต์หรือค่าความชัน (g) นั้นจะกำหนดให้มีค่าสูงกว่าค่าที่ตรวจวัดได้ในบทที่ 5 เนื่องจากเมื่อเร็วๆ นี้ในงานวิจัย [67]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ได้มีการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนที่บริเวณประเทศบราซิลจากเครือข่ายเครื่องรับ GPS กว่า 180 สถานี ซึ่งตั้งอยู่ครอบคลุมบริเวณเส้นศูนย์สูตรและละติจูดต่ำเช่นเดียวกับประเทศไทย พบว่าค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นมีค่าสูงถึง 500 mm/km ซึ่งค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ตรวจวัดในประเทศไทยนั้นอาจจะไม่ครอบคลุมความเสี่ยงที่เป็นไปได้เนื่องจากจำนวนสถานีที่มีน้อย ดังนั้นเพื่อการประเมินความเสี่ยงและขีดจำกัดความสามารถของการใช้งาน GBAS ในบริเวณประเทศไทยนั้นจึงกำหนดค่าพารามิเตอร์ความเสี่ยงให้ครอบคลุมความเป็นไปได้ดังกล่าว

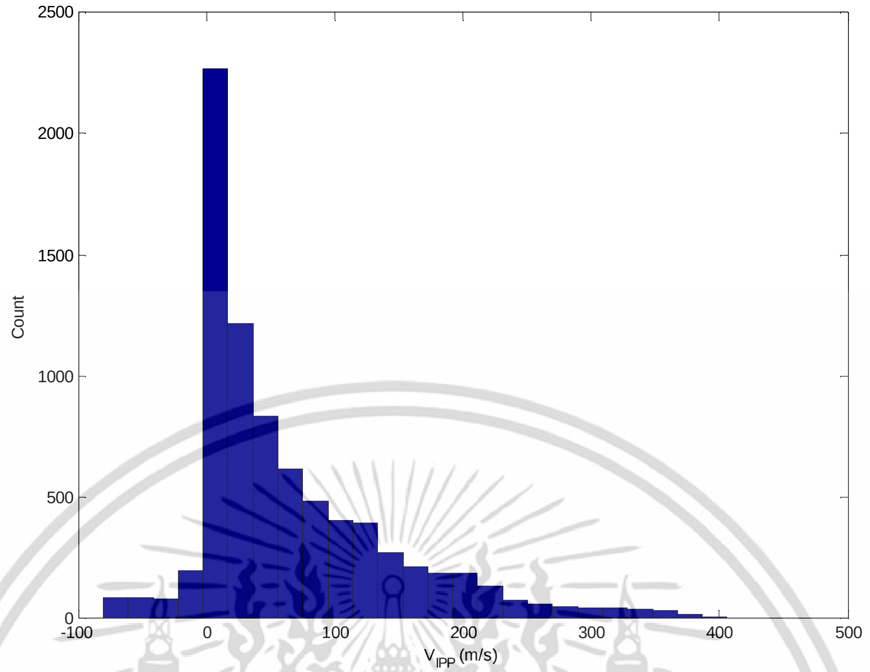
6.3.1 ความเร็วจุด **IPP** ในแนวทิศตะวันออก



รูปที่ 6.9 ตัวอย่างกลุ่มดาวเทียม GPS ที่สามารถรับสัญญาณได้ ในการคาดคะเนที่สนามบินสุวรรณภูมิ

ในรูปที่ 6.9 จะแสดงตัวอย่างการคาดคะเนกลุ่มดาวเทียม GPS ที่สามารถรับสัญญาณได้ที่บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ จากข้อมูล Almanac (เมื่อพิจารณามุมเงย>5°) โดยจากหัวข้อ 6.1.2 จะพบว่าค่าความผิดพลาดในเชิงระยะทางจะขึ้นอยู่กับค่าความเร็วสัมพัทธ์ระหว่างความเร็วจุด IPP กับความเร็วของความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจากการสังเกตค่าความเร็วในแนวทิศตะวันออกของจุด IPP ที่รับสัญญาณจากดาวเทียม GPS บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิจะมีค่าดังรูปที่ 6.10

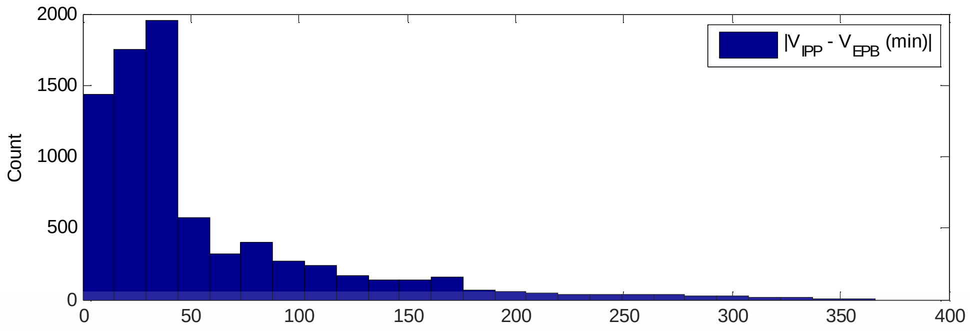
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



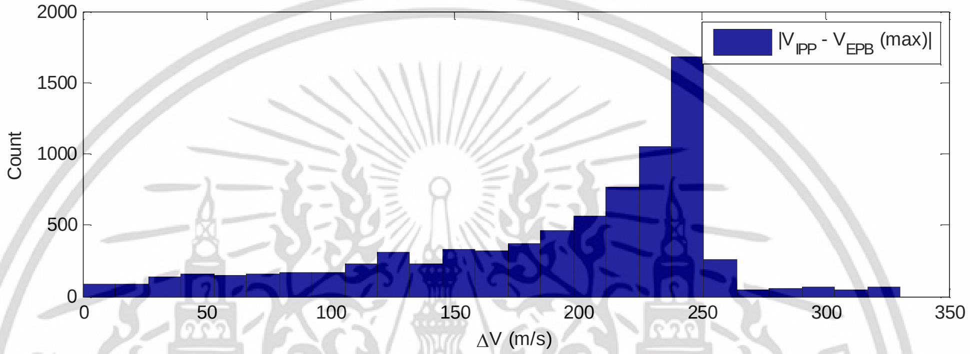
รูปที่ 6.10 ฮิสโตแกรมของความเร็วจุด IPP ในแนวทิศตะวันออกบริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ

โดยจากรูปที่ 6.10 จะพบว่าค่าความเร็วในแนวทิศตะวันออกของจุด IPP ที่รับสัญญาณจากดาวเทียม GPS ที่บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิจะมีค่าอยู่ในช่วงประมาณ 0-400 m/s (ค่าติดลบหมายถึงจุด IPP เคลื่อนที่ไปในทางทิศตะวันตก) ซึ่งค่าส่วนใหญ่จะอยู่ที่ประมาณ 20 m/s เนื่องจากลักษณะการออกแบบวงโคจรของดาวเทียม GPS ที่มักจะเคลื่อนที่ในแนวทิศเหนือ-ใต้ โดยในรูป 6.11 จะแสดงฮิสโตแกรมในรูปแบบของค่าความเร็วสัมพัทธ์เมื่อพิจารณาค่าความเร็วสูงสุดและต่ำสุดของปรากฏการณ์ EPB ซึ่งในการจำลองนี้จะกำหนดให้มีค่าเท่ากับ 50 m/s ($V_{EPB,\min}$) และ 250 m/s ($V_{EPB,\max}$) ตามลำดับ โดยจะพบว่าเมื่อทำการพิจารณาค่าความเร็วของปรากฏการณ์ EPB ให้มีค่าต่ำสุด จะส่งผลให้เกิดโอกาสความผิดพลาดเชิงระยะทางมากกว่าค่าความเร็วสูงสุดของปรากฏการณ์ EPB แต่อย่างไรก็ตามความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งนั้นจะขึ้นอยู่กับค่าองค์ประกอบของเมทริกซ์โปรเจคชั่นที่โปรเจคตำแหน่งเครื่องรับ GPS ในแนวดิ่ง จึงจำเป็นต้องมีการพิจารณาการวางตัวของกลุ่มดาวเทียม (Satellite Geometry) ร่วมด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



(ก)



(ข)

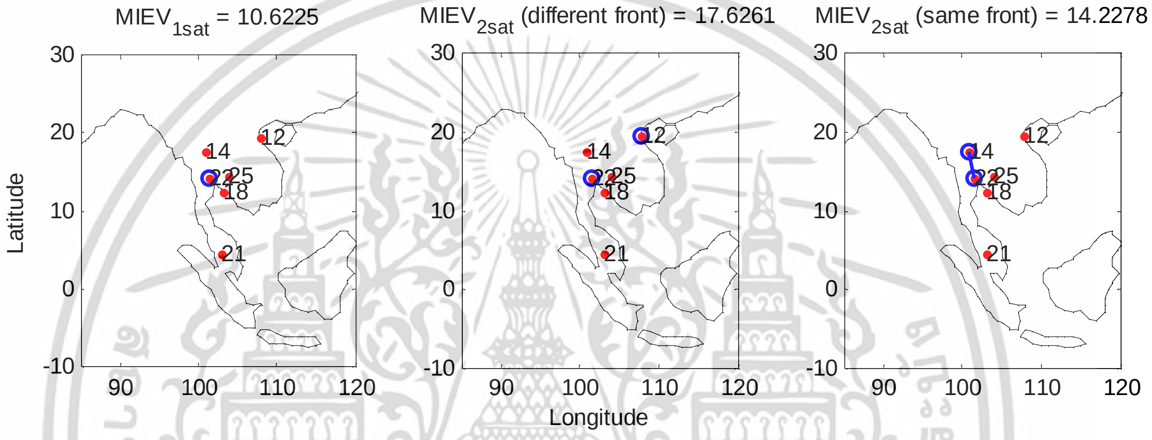
รูปที่ 6.11 ฮิสโตแกรมของค่าความเร็วสัมพัทธ์เมื่อพิจารณาให้ค่าความเร็วของปรากฏการณ์ EPB มีค่าต่ำสุด (ก) และมีค่าสูงสุดตามแบบจำลองความเสี่ยง (ข)

6.3.2 ตัวอย่างการจำลองค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้ (MIEV)

เพื่อให้ง่ายในการทำความเข้าใจ ในรูปที่ 6.12 จะแสดงตัวอย่างการจำลองค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้ (MIEV: Maximum Ionospheric Induced Error in Vertical) ตามแต่ละรูปแบบปรากฏการณ์ EPB ที่ได้นำเสนอในหัวข้อที่ 6.2 โดยจากตัวอย่างเครื่องรับ GPS จะสามารถรับสัญญาณได้จากดาวเทียมทั้งหมด 6 ดวง (12 14 18 21 22 25) ซึ่งในกรณีการจำลองการระบุตำแหน่งผิดพลาดเมื่อมีดาวเทียม 1 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (Single-satellite impact scenario) (รูป ก) จะมีค่าสูงสุดเมื่อดาวเทียมดวงที่ 22 ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB โดยค่าสูงสุดที่เป็นไปได้จะมีค่าเท่ากับ 10.6225 เมตร สำหรับในกรณีเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Double-satellite impact scenario with different front) (รูป ข) จะมีค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งแนวดิ่งสูงสุดเมื่อดาวเทียมดวงที่ 22 และ 12

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB โดยค่าสูงสุดที่เป็นไปได้จะมีค่าเท่ากับ 17.6261 เมตร และในกรณีสุดท้ายเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน (Double-satellite impact scenario with same front) (รูป ค) โดยจะพบว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้ เมื่อปรากฏการณ์ EPB เอียงตัวกระทำกับดาวเทียมดวงที่ 14 และ 22 (เมื่อกำหนดมุมเอียง (θ) ของปรากฏการณ์ EPB ไม่เกิน ±35° จากทิศเหนือ) โดยค่าสูงสุดที่เป็นไปได้จะมีค่าเท่ากับ 14.2278 เมตร



(ก) (ข) (ค)

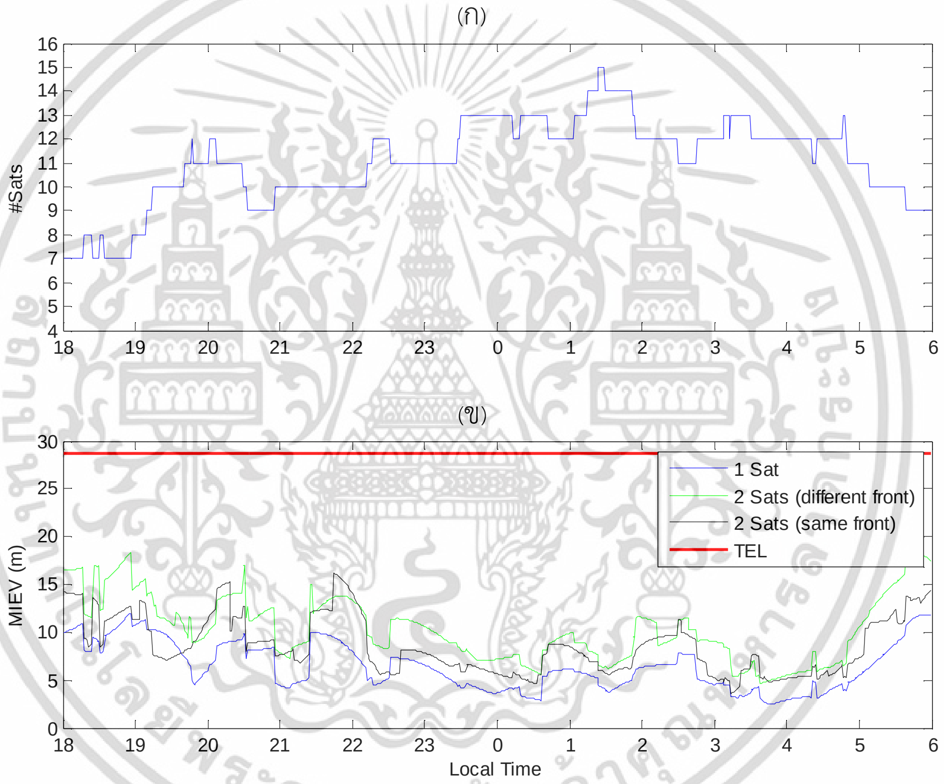
รูปที่ 6.12 ตัวอย่างการจำลองค่า MIEV ตามการเกิดปรากฏการณ์ EPB ในรูปแบบต่างๆ (ก) ดาวเทียม 1 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB (ข) ดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ และ (ค) ดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB เดียวกัน

จากตัวอย่างที่แสดงในรูปที่ 6.12 นั้นจะพบว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งแนวดิ่งสูงสุดทั้งสามกรณียังคงมีค่าที่ต่ำกว่าค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ (TEL: Tolerable Error Limit) (โดยที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I จะมีค่าเท่ากับ 28.8) ซึ่งจากเงื่อนไขดังกล่าว ถึงแม้ว่าจะมีความผิดปกติจากปรากฏการณ์ EPB เกิดขึ้น แต่เครื่องรับ GPS บนอากาศยานยังคงสามารถทำงานได้ตามปกติ โดยจะมีความเสี่ยงความผิดพลาดในระดับความปลอดภัยที่สามารถยอมรับได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

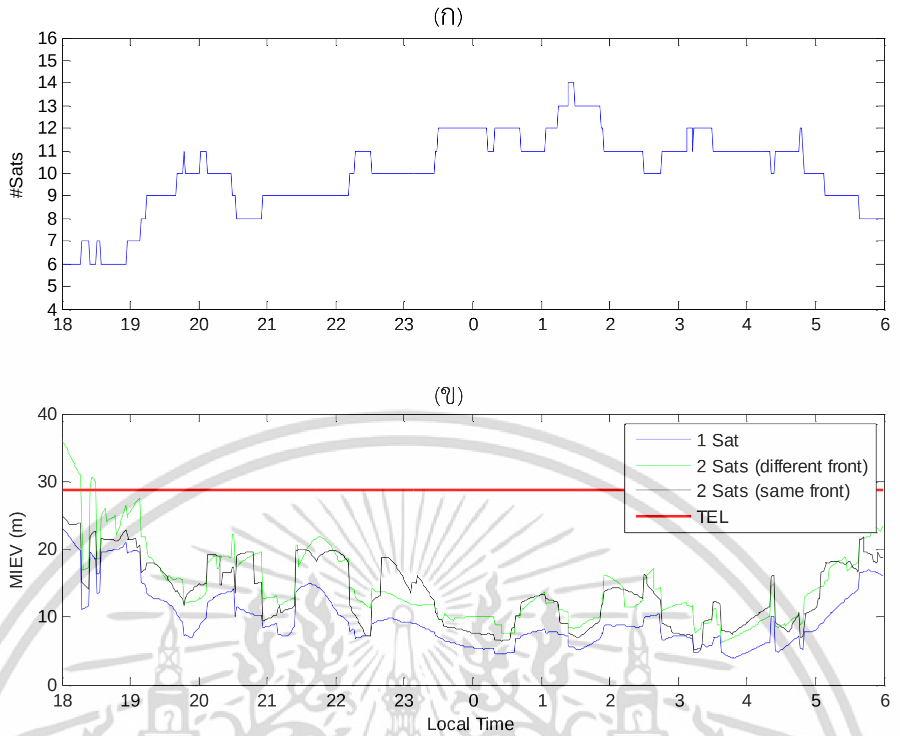
6.3.3 การจำลองค่าความผิดพลาดของการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้ (MIEV) เมื่อพิจารณาผลของปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น

ในรูปที่ 6.13 ถึง 6.16 จะแสดงผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิ-เลชั่นในรูปแบบต่างๆ ซึ่งก็คือจำนวนดาวเทียมที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ในช่วงเกิดปรากฏการณ์ EPB (L=0 1 2 3) ตามลำดับ โดยจำนวนซับเซ็ตของกลุ่มดาวเทียมที่เป็นไปได้ทั้งหมดจะสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 6.11 ซึ่งจากรูปที่ 6.13 ด้านบนจะเป็นผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่จะสามารถรับสัญญาณได้ที่บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ในช่วงเวลา 18:00-06:00 น. (หลังพระอาทิตย์ตกดิน)

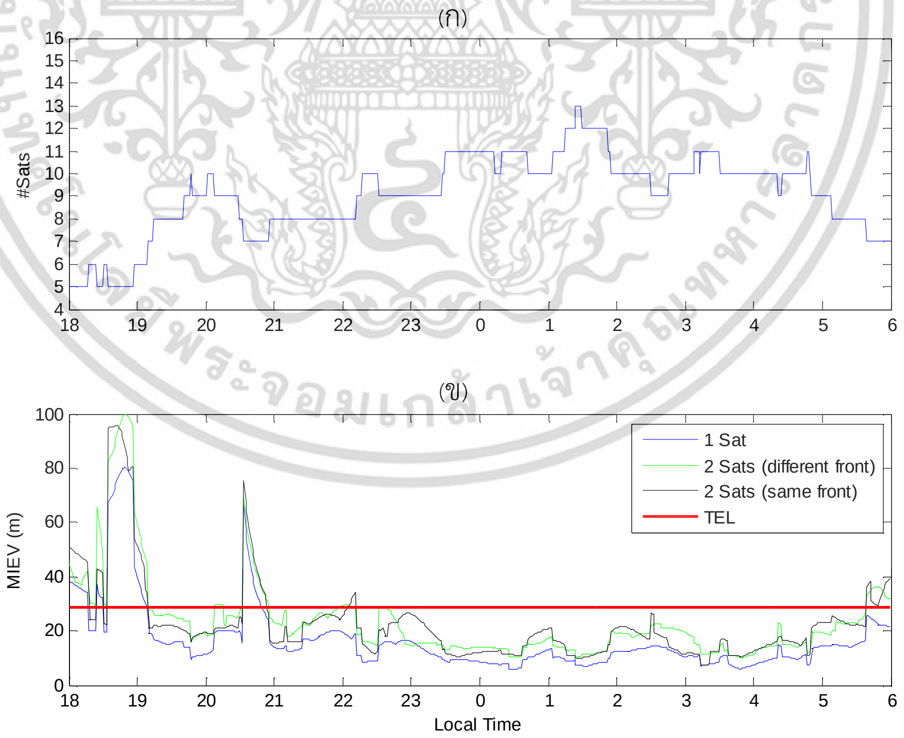


รูปที่ 6.13 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=0) (ข)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

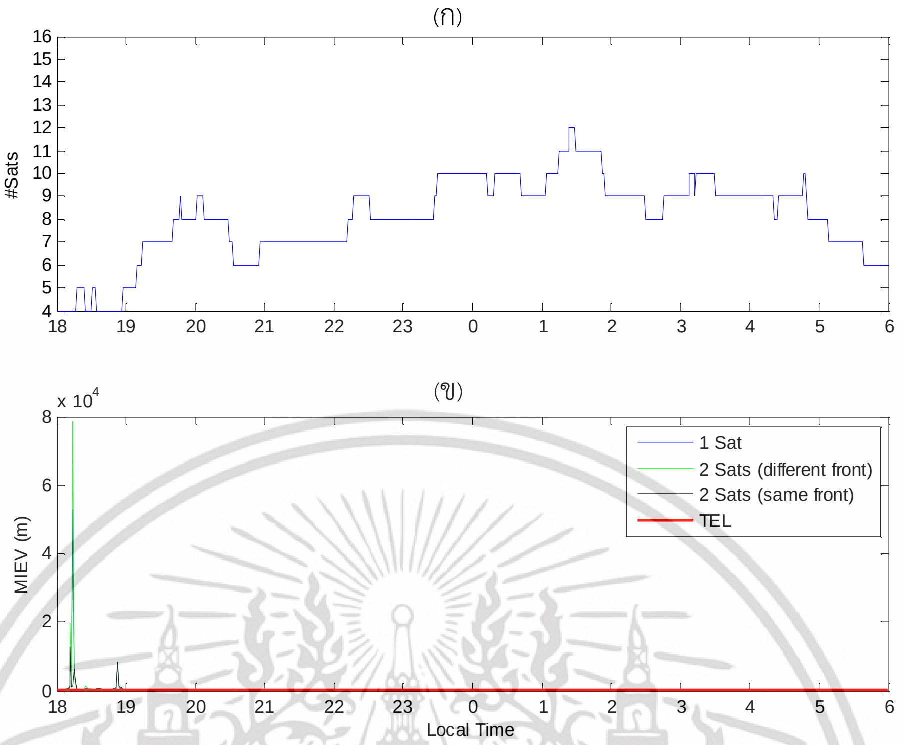


รูปที่ 6.14 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=1) (ข)



รูปที่ 6.15 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=2) (ข)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.16 ผลการคาดคะเนจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ (ก) และผลการจำลองค่า MIEV เมื่อพิจารณาผลจากปรากฏการณ์ซินทิเลชั่น (L=3) (ข)

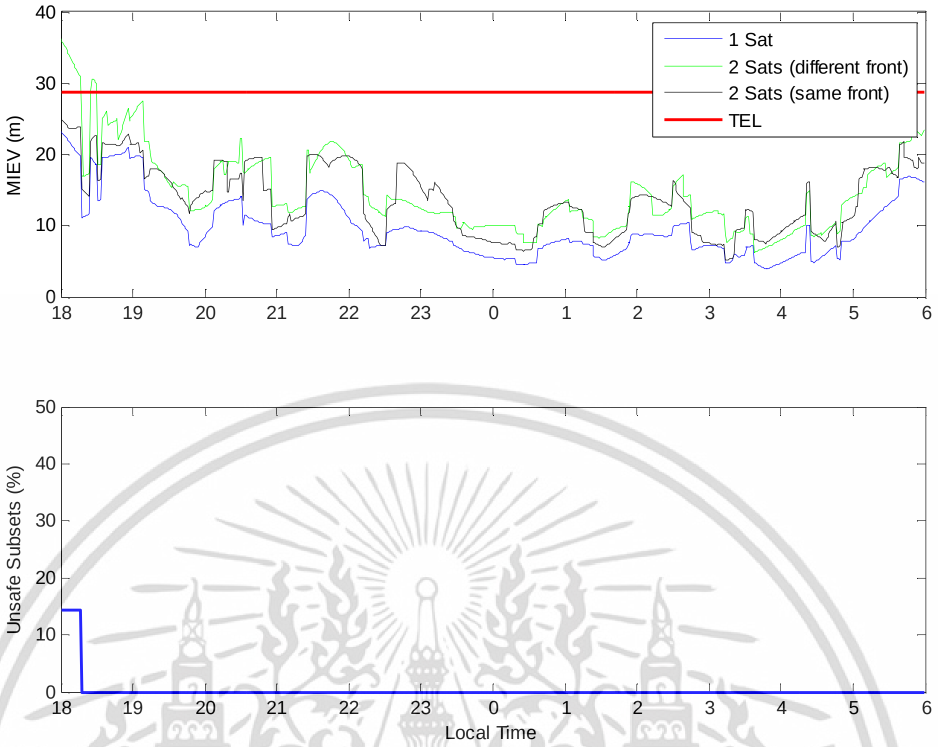
โดยจากรูป 6.13 เครื่องรับจะสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียม GPS ได้จำนวน 7-15 ดวง ซึ่งในรูปด้านล่างจะแสดงผลการจำลองค่า MIEV สูงสุดที่เป็นไปได้ในการเกิดปรากฏการณ์ EPB ทั้งสามกรณี โดยจะพบว่าค่า MIEV ทั้งสามกรณียังคงมีค่าที่ต่ำกว่าค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ ซึ่งค่า MIEV สูงสุดจะเกิดจากกรณีเมื่อมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Double-satellite impact scenario with different front) โดยจะมีค่าเท่ากับ 18.4346 เมตร ที่เวลาประมาณ 19:00 น. ซึ่งจะสอดคล้องกับจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับได้เวลานั้น ซึ่งจะมีจำนวนต่ำสุด (7 ดวง) เมื่อเทียบกับช่วงเวลาอื่นๆ

แต่อย่างไรก็ตามเมื่อทำการพิจารณาว่ามีดาวเทียมจำนวน 1 ดวงจะไม่สามารถรับสัญญาณได้ในช่วงระหว่างเกิดปรากฏการณ์ EPB (L=1) ในรูป 6.14 ซึ่งจะทำให้จำนวนดาวเทียมในช่วงเวลาประมาณ 18:00-19:00 น. จะสามารถรับสัญญาณได้เพียงจำนวน 6 ดวง ซึ่งจะพบค่า MIEV เกินกว่าค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ ซึ่งเกิดขึ้นจากกรณีมีดาวเทียม 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB หลายบริเวณ (Double-satellite impact scenario with different front) โดยจะมีค่าสูงสุดเท่ากับ 36.1996 เมตร จะเห็นได้ว่าค่า MIEV นั้นจะขึ้นอยู่กับจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ โดยในรูปที่ 6.15

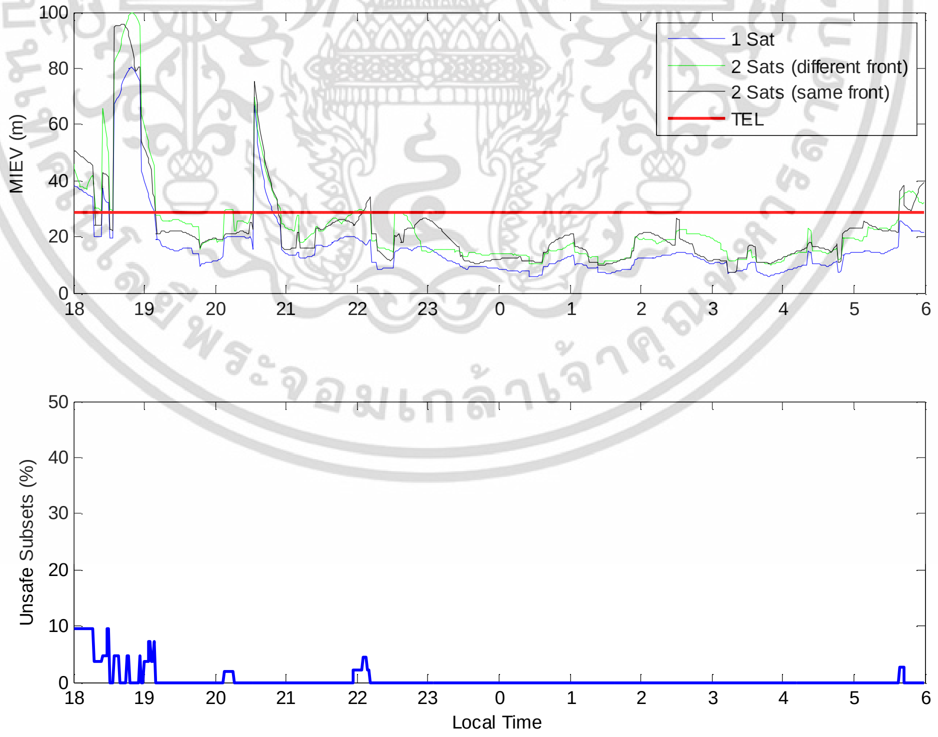
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และ 6.16 จะแสดงการจำลองค่า MIEV เมื่อทำการพิจารณาว่ามีดาวเทียมจำนวน 2 และ 3 ดวงจะไม่สามารถรับสัญญาณได้ตามลำดับ ซึ่งจะพบว่าค่า MIEV มีค่าสูงขึ้นเมื่อมีจำนวนดาวเทียมที่น้อยลง แต่อย่างไรก็ตามในการประเมินความเสี่ยงนั้นจะพิจารณาควบคู่กับค่าขอบเขตการป้องกันแนวตั้ง ซึ่งถึงแม้ว่าค่า MIEV จะมีค่าเกินกว่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ แต่ถ้าค่าขอบเขตการป้องกันแนวตั้งมีค่ามากกว่าขอบเขตการแจ้งเตือนแนวตั้ง (MIEV>TEL แต่ VPL>VAL) ระบบก็ยังจะสามารถทำการแจ้งเตือนได้อย่างปกติ ซึ่งสำหรับในกรณีนี้การนำร่องด้วย GBAS จะไม่สามารถทำงานได้ (Service Unavailable) นักบินที่ทำการบินก็จะเปลี่ยนไปใช้ระบบนำร่องอื่นๆ แทน แต่สำหรับในกรณีที่ค่าขอบเขตการป้องกันแนวตั้งมีค่ามากกว่าขอบเขตการแจ้งเตือนแนวตั้ง (MIEV>TEL แต่ VPL<VAL) ซึ่งอาจจะก่อให้เกิดอันตรายกับอากาศยานที่ใช้งานระบบ GBAS โดยในรูปที่ 6.17 ถึง 6.19 (รูปล่าง) จะแสดงเปอร์เซ็นจำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) สำหรับในการระบุตำแหน่งในแต่ละจำนวนดาวเทียมที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ (L=1 2 3) ตามลำดับ โดยจะสังเกตว่าในบางช่วงเวลาแม้ว่าค่า MIEV จะมีค่าเกินกว่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ แต่ไม่มีกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย ซึ่งค่าเปอร์เซ็นจำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) โดยภาพรวมจะมีค่าต่ำกว่า 20% ซึ่งในรูปที่ 6.20 จะแสดงค่า MIEV ที่เป็นไปได้ที่เกิดขึ้นจากการระบุตำแหน่งโดยใช้กลุ่มดาวเทียมเหล่านี้ในแต่ละสำหรับในการระบุตำแหน่งในแต่ละจำนวนดาวเทียมที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ (L=1 2 3) โดยจะพบว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งในแนวดิ่ง สูงสุดที่อาจเกิดขึ้นมีค่าประมาณ 44 เมตร โดยที่ระบบไม่สามารถแจ้งเตือนให้กับนักบินที่ทำการบินได้ ดังนั้นเพื่อความปลอดภัยจึงจำเป็นที่จะต้องทำการป้องกันไม่ให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยานใช้กลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัยเหล่านั้นทำการระบุตำแหน่ง โดยในวิทยานิพนธ์นี้จะอาศัยเทคนิค PDGS (Position-Domain Geometry Screening) ซึ่งจะทำการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} เพื่อทำให้ค่าของขอบเขตการป้องกันมีค่าเกินกว่าค่าขอบเขตการแจ้งเตือนแนวดิ่ง (VPL>VAL)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

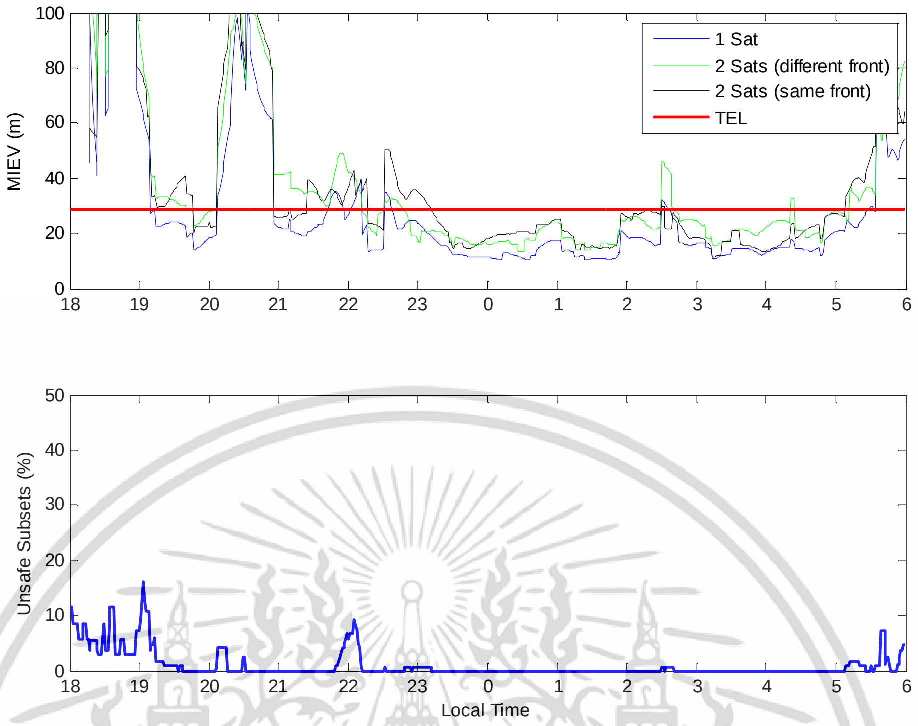


รูปที่ **6.17** จำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) สำหรับในการระบุตำแหน่ง (L=1)

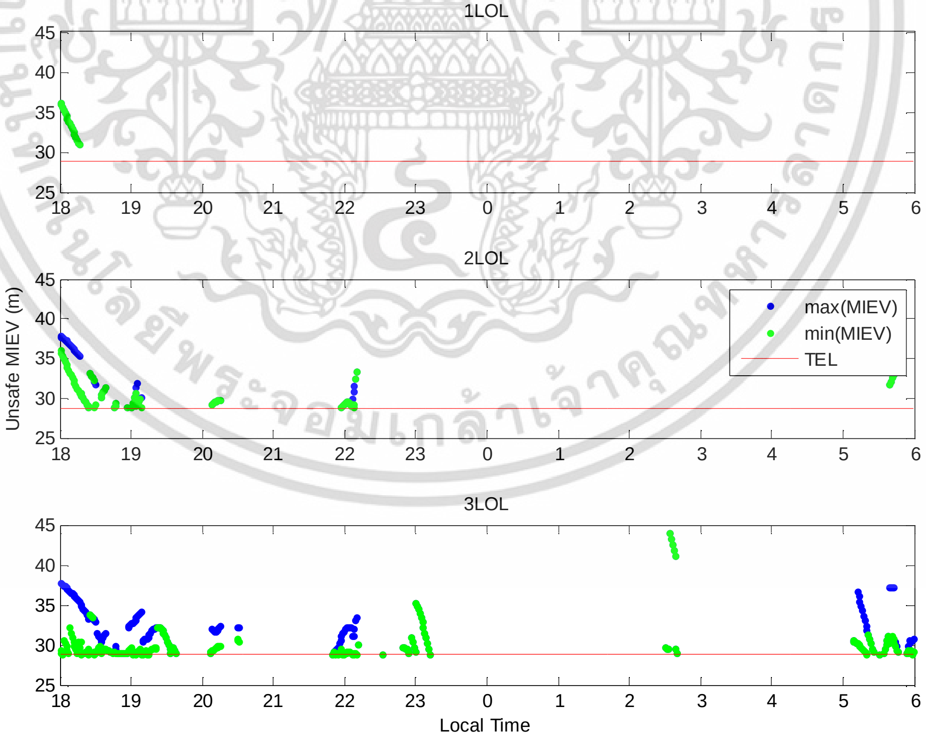


รูปที่ **6.18** จำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) สำหรับในการระบุตำแหน่ง (L=2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



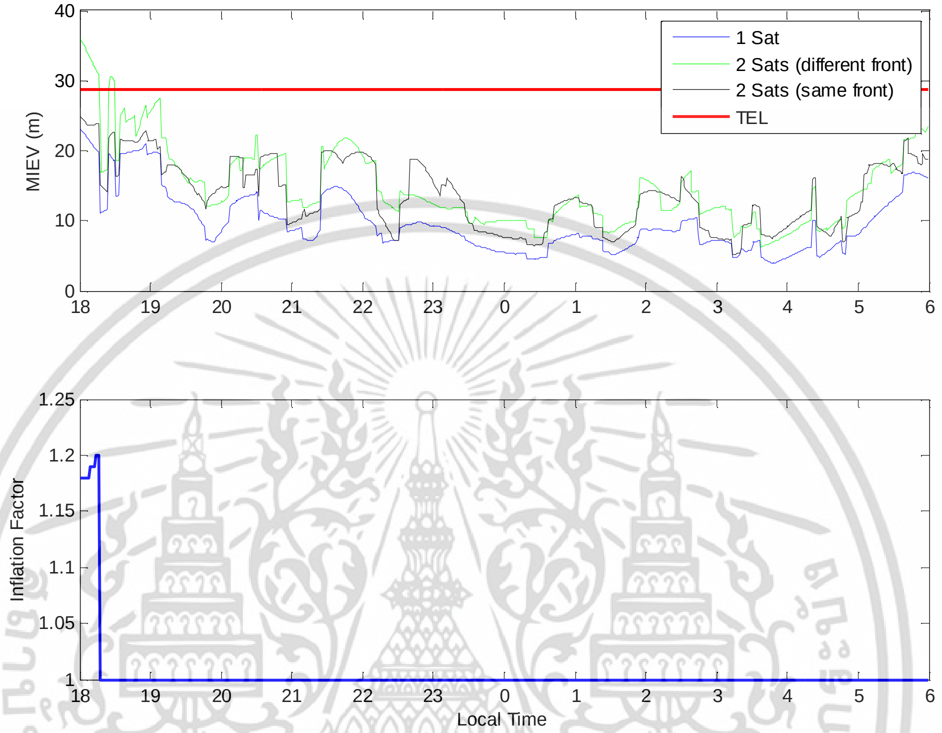
รูปที่ **6.19** จำนวนกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) สำหรับในการระบุตำแหน่ง (L=3)



รูปที่ **6.20** ค่า MIEV ที่เป็นไปได้เมื่อทำการระบุตำแหน่งโดยใช้กลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

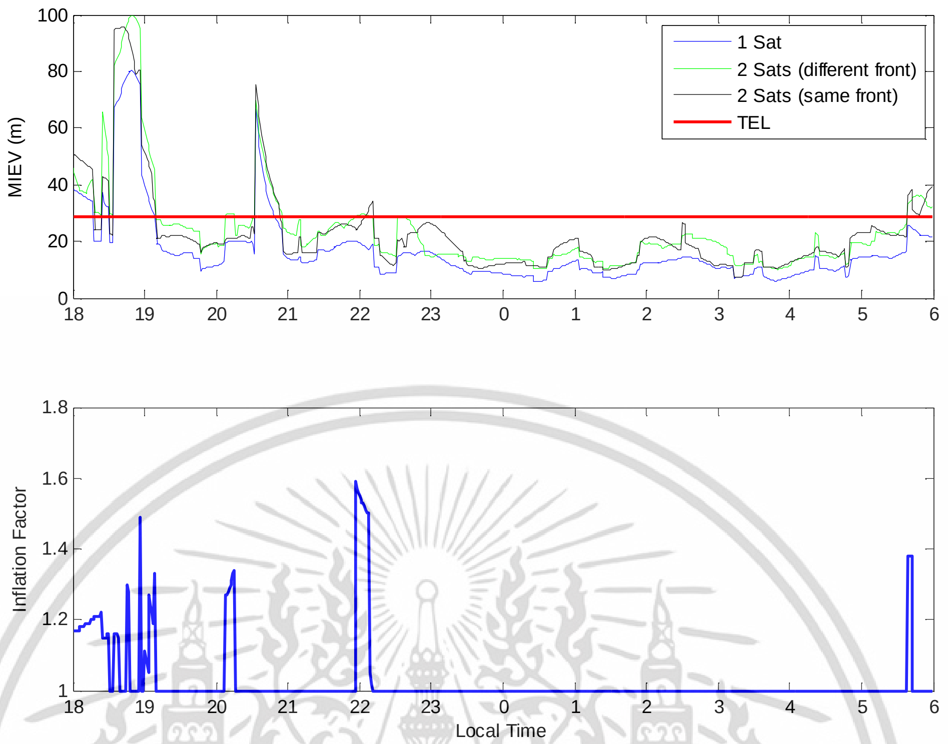
6.3.4 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} เพื่อลดความเสี่ยงของการระบุตำแหน่งผิดพลาด



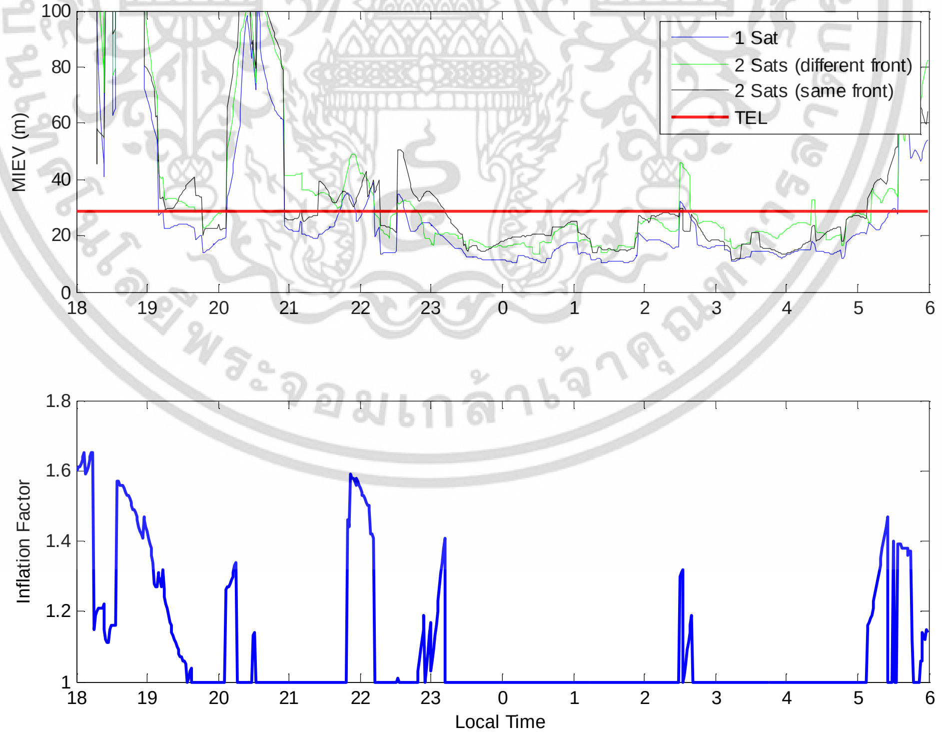
รูปที่ 6.21 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} (L=1)

ในรูปที่ 6.21 ถึง 6.23 จะแสดงค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับแต่ละจำนวนดาวเทียมที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ (L=1 2 3) สำหรับทำการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} ที่ส่งไปให้อากาศยาน ซึ่งจากการจำลองจะกำหนดให้มีค่าเริ่มต้นเท่ากับ 15 mm/km โดยจะทำการเพิ่มค่าทีละ 0.01 ไปจนกระทั่งไม่หลงเหลือกลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัยในการระบุตำแหน่ง (Unsafe Geometry)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.22 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} (L=2)



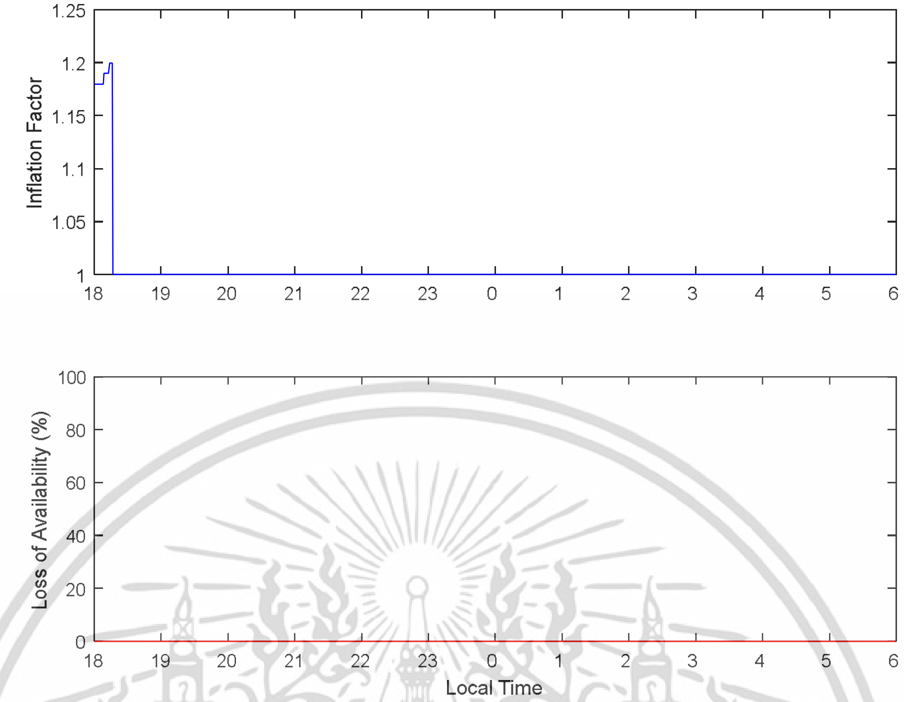
รูปที่ 6.23 ค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) สำหรับค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} (L=3)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

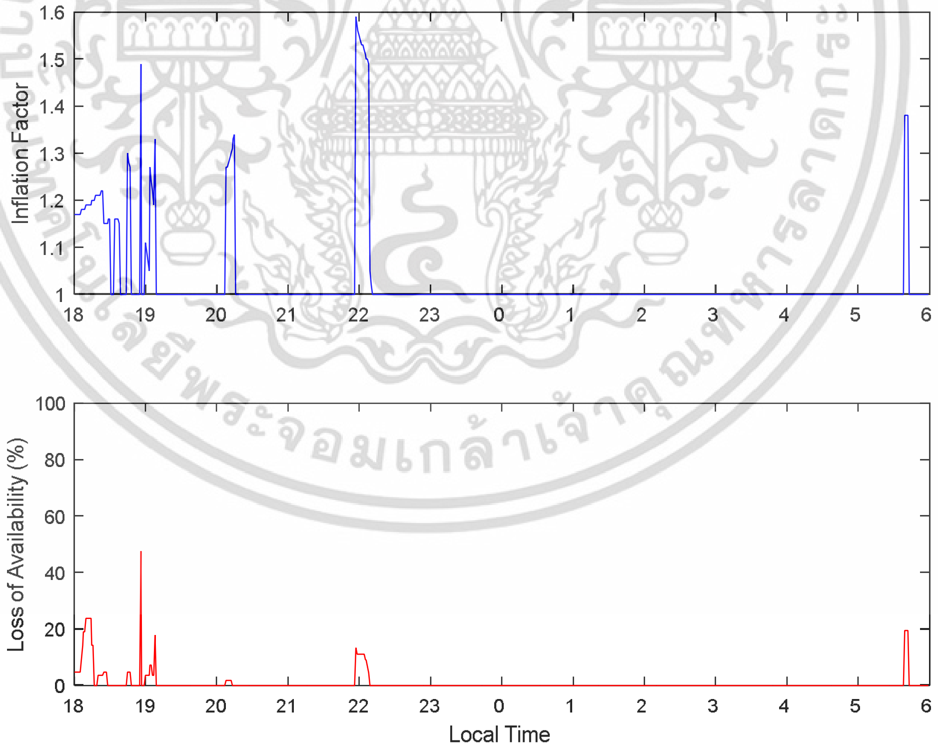
โดยจากผลการจำลองพบว่าค่าพารามิเตอร์การขยายสูงสุดสำหรับการป้องกันไม่ให้เครื่องรับ GPS บนอากาศยานนั้นใช้กลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัยเหล่านั้นทำการระบุตำแหน่งจะมีค่าเท่ากับ 1.65 ซึ่งจะส่งผลทำให้ค่า σ_{vig} = 24.75 mm/km โดยยังคงต่ำกว่ามาตรฐานที่กำหนดไว้ใน GBAS Message Type-2 ซึ่งจะมีค่าเท่ากับ 25.5 mm/km [39] โดยจะสรุปได้ว่าการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} เพียงอย่างเดียวนั้นเพียงพอต่อการป้องกันความเสี่ยงในการระบุตำแหน่งผิดพลาดของอากาศยานเมื่อเกิดปรากฏการณ์ EPB ที่มีค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงสุด 500 mm/km สำหรับสถานี GBAS ที่สนามบินสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

อย่างไรก็ตามในการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} เพื่อใช้ในการเพิ่มค่า VPL นั้นอาจจะทำให้กลุ่มดาวเทียมอื่นๆ ที่ปลอดภัย (Safe Geometry) ไม่สามารถใช้งานได้ซึ่งจะอาจจะส่งผลกระทบต่อการให้บริการ GBAS (Loss of Availability) โดยในรูปที่ 6.24 ถึง 6.26 จะแสดงผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} ต่อกลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (L=1, 2, 3) ตามลำดับ โดยที่ความน่าจะเป็นที่กลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (Safe Geometry) จะไม่สามารถใช้งานได้หลังทำการขยายค่าพารามิเตอร์นั้น ในกรณีที่การพิจารณาจำนวนดาวเทียม 1 ดวงที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ (L=1) จะไม่ได้รับผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} ซึ่งจะมีค่าสูงสุดอยู่ที่ประมาณ 50% (ในกรณี L=2 เวลาประมาณ 19:00 น.) ซึ่งจากข้อมูลดังกล่าวจะมีส่วนช่วยในกำหนดตารางการบินของอากาศยานที่ใช้ระบบ GBAS ที่สนามบินสุวรรณภูมิ เพื่อเพิ่มขีดความสามารถในการให้บริการของ GBAS เป็นไปอย่างมีประสิทธิภาพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

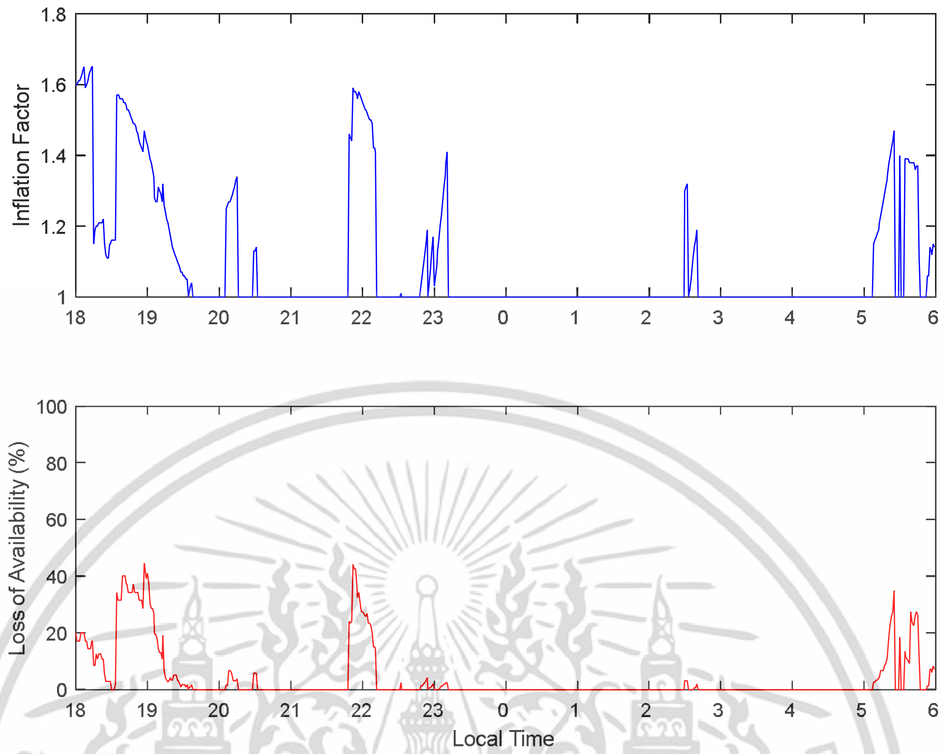


รูปที่ 6.24 ผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} ต่อกลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (L=1)



รูปที่ 6.25 ผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} ต่อกลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (L=2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6.26 ผลกระทบจากการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} ต่อกลุ่มดาวเทียมที่ปลอดภัย (L=3)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 7

สรุปผลและข้อเสนอแนะในการวิจัย

7.1 สรุปผลการวิจัย

ในวิทยานิพนธ์นี้ได้นำเสนอกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์เกรเดียนต์และการออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS สำหรับประเทศไทย โดยกระบวนการตรวจวัดค่าดีเลย์-เกรเดียนต์ที่ได้นำเสนอนั้นจะเป็นการปรับปรุงกระบวนการที่ได้นำเสนอใน LTIAM (Long-Term Ionospheric Anomaly Monitor) ซึ่งจะใช้ค่าดัชนีการเปลี่ยนแปลงค่าปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิ (ROTI) มาใช้ในการชี้วัดความผิดปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของประเทศไทย ซึ่งจะเกิดจากปรากฏการณ์ EPB (Equatorial Plasma Bubble) นอกจากนี้ยังได้นำเสนอวิธีการพิจารณาค่าไบอัสของเครื่องรับ GPS ซึ่งจะช่วยลดความผิดพลาดในการคำนวณหาค่าดีเลย์เกรเดียนต์ โดยในการตรวจวัดจะใช้เครื่องรับ GPS ชนิดสองความถี่ที่ติดตั้งอยู่บริเวณสนามบินสุวรรณภูมิ ซึ่งค่าดีเลย์เกรเดียนต์ที่ตรวจวัดได้ในฤดูกาลเกิดปรากฏการณ์ EPB ในปี ค.ศ. 2011-2012 นั้นจะมีค่าอยู่ในช่วง 28-178 mm/km โดยค่าที่ตรวจวัดได้ส่วนใหญ่จะอยู่ในช่วง 30-100 mm/km ซึ่งความสัมพันธ์ระหว่างมุมเงยของดาวเทียมกับค่าดีเลย์เกรเดียนต์นั้นยังไม่เป็นที่ชัดเจนนัก

สำหรับในส่วนที่สองของวิทยานิพนธ์นี้จะเป็นการนำเสนอการออกแบบระบบประเมินความเสี่ยงสำหรับการใช้งานระบบ GBAS ในประเทศไทย โดยในการจำลองความเสี่ยงในการระบุตำแหน่งผิดพลาดนั้นจะอาศัยคุณลักษณะปรากฏการณ์ EPB มาช่วยในการออกแบบการจำลองความผิดพลาด โดยจากผลการจำลองที่ระดับการตัดสินใจ CAT-I สำหรับสนามบินสุวรรณภูมิพบว่าค่าความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งในแนวดิ่งสูงสุดที่เป็นไปได้ (MIEV) จะขึ้นอยู่กับจำนวนดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณได้ โดยค่าความผิดพลาดนั้นจะอยู่ในระดับที่ยอมรับได้ในกรณีที่ไม่ได้พิจารณาผลของปรากฏการณ์ซินทิเลชัน (เครื่องรับ GPS บนอากาศยานสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้ครบทุกดวง) แต่อย่างไรก็ตามเมื่อทำการพิจารณาจำนวนดาวเทียมที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ในช่วงเกิดปรากฏการณ์ EPB จะพบว่าค่า MIEV นั้นจะมีค่าเกินกว่าค่าระดับที่ยอมรับได้ในบางช่วงเวลา โดยในวิทยานิพนธ์นี้จะใช้อาศัยเทคนิค PDGS (Position-Domain Geometry Screening) ซึ่งจะทำการขยายค่าพารามิเตอร์ σ_{vig} เพื่อทำให้ค่าของขอบเขตการป้องกันมีค่าเกินกว่าค่าขอบเขตการแจ้งเตือนในแนวดิ่ง (VPL>VAL) เพื่อป้องกันไม่ให้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เครื่องรับ GPS บนอากาศยานใช้กลุ่มดาวเทียมที่ไม่ปลอดภัย (Unsafe Geometry) ในการทำการระบุตำแหน่ง โดยจะพบว่าค่าพารามิเตอร์การขยาย (Inflation Factor) จะมีค่าสูงสุดที่ 1.65 ซึ่งค่า σ_{vig} ยังคงต่ำกว่าค่าสูงสุดของมาตรฐานที่กำหนดไว้ใน GBAS Message Type-2 ถึงแม้ว่าจะกำหนดความเสี่ยงของค่าดีเลย์เกรเดียนต์สูงถึง 500 mm/km ก็ตาม นอกจากนี้ยังได้ทำการคำนวณผลกระทบจากการขยายพารามิเตอร์ซึ่งอาจจะส่งผลกระทบต่อการให้บริการ GBAS โดยข้อมูลดังกล่าวจะมีส่วนช่วยในการวางแผนตารางการบินสำหรับอากาศยานที่ใช้งานระบบ GBAS ให้มีประสิทธิภาพมากขึ้น

7.2 ข้อเสนอแนะ

ในการจำลองผลกระทบจากปรากฏการณ์ EPB ที่ได้นำเสนอมานั้น นอกเหนือจากค่าดีเลย์เกรเดียนต์แล้วยังมีตัวแปรอื่นๆ ที่สำคัญได้แก่ ระยะห่างใกล้ที่สุดระหว่างความชันของปรากฏการณ์ EPB ที่อยู่ติดกัน (W) มุมเอียงของแนวปรากฏการณ์ EPB ที่มากที่สุดเมื่อพิจารณาจากทิศเหนือ (θ) และจำนวนดาวเทียมมากที่สุดที่ไม่สามารถรับสัญญาณได้ (L) ซึ่งควรที่จะต้องมีการตรวจวัดค่าจริงที่เกิดขึ้นในประเทศไทย เพื่อทำให้การจำลองนั้นสะท้อนความเสี่ยงที่แท้จริงมากที่สุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

[1] P. Misra and P. Enge, "Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance (Revised Second Edition)," **Ganga-Jamuna Press**, 2011.

[2] http://www.navcen.uscg.gov/?Do=constellationstatus

[3] R. Gold, "Optimal binary sequences for spread spectrum multiplexing," **IEEE Transactions on Information Theory**, vol. 33, pp.619-621, 1967.

[4] E. D. Kaplan, "Understanding GPS : Principles and Applications, (Second Edition)," **Artech House Inc**, 2006.

[5] http://www.gps.gov/systems/gps/modernization/civilsignals/

[6] K. Borre, D. M. Akos, N. Bertelsen, P. Rinder, S. H. Jensen, "A Software-Defined GPS and Galileo Receiver : A Single-Frequency Approach," **Birkhäuser Basel**, 2007.

[7] IS-GPS-200, Interface Specification IS-GPS-200, Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, **Navstar GPS Joint Program Office**, 2006.

[8] F. V. Diggelen, "A-GPS : Assisted GPS, GNSS, and SBAS," **Artech House**, 2009.

[9] P. M. Kintner and B. M. Ledvina, "The ionosphere, radio navigation, and global navigation satellite systems," **Advances in Space Research**, vol. 35, pp.788-811, 2005.

[10] B. W. Parkinson and J. J. Spilker, "Global Positioning System: Theory and Application Volume II," **AIAA Publication**, 1996.

[11] ICAO State Letters LE 4/49.1-94/98, October 1994.

[12] ICAO State Letters LE 4/49.1-96/80, September 1996.

[13] ICAO, "International standards and recommended practices - Aeronautical telecommunication," Annex 10, Amend, 77, vol. 1, Radio Navigation Aids, 2000.

[14] C. Kee, B. W. Parkinson, P. Axelrad, "Wide Area Differential GPS," **Journal of the Institute of Navigation**, vol. 38, 1991.

[15] M. C. Kelly, "The Earth's Ionosphere : Plasma Physics and Electrodynamics (Second Edition)," **International geophysics series**, vol 96, 2009.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

[16] P. M. Kintner and B. M. Ledvina, "The ionosphere, radio navigation, and global navigation satellite systems," **Advances in Space Research**, vol. 35, pp. 788-811, 2005.

[17] K. Davies, "Ionospheric radio," **IEE Electromagneticwave series**, vol. 31, 1990.

[18] P. M. Kintner, B. M. Ledvina, E. R. de Paula, "GPS and ionospheric scintillations," **Space Weather**, vol. 5, S09003, 2007.

[19] T. Ondoh and K. Murabashi, "Science of Space Environment," **Ohmsha Ltd**, 2001.

[20] http://iono.jpl.nasa.gov/latest_rti_global.html

[21] 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.

[22] H. G. Booker and H. W. wells, "Scattering of radio waves by the F-region of the ionosphere," **Journal of Terrestrial Magnetism and Atmospheric Electricity**, vol. 43, pp. 249-256, 1938.

[23] J. W. Dungey, "Convective diffusion in the equatorial F-region," **Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics**, vol. 9, pp. 304-310, 1956.

[24] http://www.math.univ-toulouse.fr/~cbesse/site/recherche/films/index_en.html

[25] T. Maruyama, "Ionospheric space weather and its effect on radio systems: tutorial talk," **The 1st AOSWA Workshop,** Chiangmai, Thailand, 2012.

[26] M. Pezzopane, E. Zuccheretti, P. Abadi, A. J. de Abreu, R. de Jesus, P. R. Fagundes, P. Supnithi, S. Rungraengwajiake, 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.

[27] S. Rungraengwajiake, 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 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

[28] S. Klinngam, P. Supnithi, S. Rungraengwajiake, 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.

[29] T. W. Garner, T. L. Gaussiran II, B. W. Tolman, R. B. Harris, R. S. Calfas, H. Gallagher, “Total electron content measurements in ionospheric physics,” **Advance in Space Research**, vol. 42, pp.720-726, 2008.

[30] W. Rideout and A. Coster, “Automated GPS processing for global total electron content data,” **GPS Solution**, vol. 10, pp. 219-228, 2006.

[31] Y. Otsuka, T. Ogawa, A. Saito, T. Tsugawa, S. Fukao, S. Miyazaki, “A new technique for mapping of total electron content using GPS network in Japan,” **Earth Planets Space**, vol. 54, pp. 63–70, 2002.

[32] G. Ma and T. Maruyama, “Derivation of TEC and estimation of instrumental biases from GEONET in Japan,” **Anales Geophysicae**, vol. 21, pp. 2083-2093, 2003.

[33] A. Komjathy, L. Sparks, B. D. Wilson, A. J. Mannucci, “Automated daily processing of more than 1000 ground-based GPS receivers for studying intense ionospheric storms, ” **Radio Science**, vol. 40, RS6006, 2005.

[34] http://earth-info.nga.mil/GandG/wgs84/

[35] http://www.novatel.com/products/scintillation-tec-monitor/gpstation-6/

[36] T. Maruyama, M. Kawamura, S. Saito, K. Nozaki, H. Kato, N. Hemmakorn, T. Boonchuk, T. Komolmis, C. Ha Duyen, “Low latitude ionosphere-thermosphere dynamics studies with ionosonde chain in Southeast Asia,” **Anales Geophysicae**, vol. 25, pp. 1569–1577, 2007.

[37] T. Murphy and T. Imrich, “Implementation and operational use of ground-based augmentation system (GBASs) - A component of future air traffic management system,” **Proceedings of IEEE**, vol. 96, no. 12, pp. 1936-1957, 2008.

[38] R. R. Hatch, “The synergism of GPS code and carrier measurements”, **Proceedings of the Third International Geodetic Symposium on Satellite Doppler Positioning**, pp. 1213-1232, 1982.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

[39] ICAO, "International standards and recommended practices - Aeronautical telecommunication," Annex 10, Amend, 77, vol. 1, Radio Navigation Aids, 2000.

[40] RTCA/DO-245A, "Minimum Aviation System Performance Standards for GPS Local Area Augmentation System Airborne Equipment," Washington, D.C., 2004.

[41] H. Konno, "Design of an aircraft landing system using dual-frequency GNSS," Ph. D dissertation, Department of Aeronautics and Astronautics, Stanford University, United State, 2007.

[42] J. Lee, S. Pullen, S. Datta-Barua, P. Enge, "Assessment of nominal ionosphere spatial decorrelation for LAAS," **Proceedings of IEEE/ION PLANS**, pp. 506-514, San Diego, CA, US., 2006.

[43] 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.

[44] M. Luo, S. Pullen, D. Akos, G. Xie, S. Datta-Barua, T. Walter, P. Enge, "Assessment of ionospheric impact on LAAS using WAAS supertruth data," **Proceedings of the 58th annual meeting of the ION and CIGTF**, pp. 175-186, 2002.

[45] M. Luo, S. Pullen, A. Ene, D. Qiu, T. Walter, P. Enge, "Ionosphere threat to LAAS: Update model, user impact and mitigations," **Proceedings of 17th international technical meeting of the satellite division of the ION**, pp. 2771-2785, 2004.

[46] A. Komjathy, A. J. Mannucci, L. Sparks, "Generating high precision ionospheric ground-truth measurements," **U.S. Patent No. 7289061 B2**, Oct. 30, 2007.

[47] J. Warburton, "FAA HMI Analysis and integrity risk compliance arguments (IRCAs)," **International GBAS Working Group (I-GWG) 8 Meeting**, Agenda Item 6.2, Palermo, Italy, 2009.

[48] ICAO State Letter T 8/5.10.1:AP173/11 (CNS), December 2011.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

[49] J. Lee, S. Jung, E. Bang, S. Pullen, P. Enge, "Long term monitoring of ionospheric anomalies to support the local area augmentation system," **Proceedings of 23rd international technical meeting of the satellite division of the ION**, pp. 2651-2660, 2010.

[50] J. Lee, S. Jung, S. Pullen, "Enhancements of long term ionospheric anomaly monitoring for the ground-based augmentation system," **Proceedings of the 2011 international technical meeting of the ION**, pp. 930-941, 2011.

[51] M. Kim, J. Lee, S. Pullen, "Data quality improvements and applications of long-term monitoring of ionospheric anomalies for GBAS," **Proceedings of 25th international technical meeting of the satellite division of the ION**, pp. 2159-2174, 2012.

[52] S. Jung and J. Lee "Long-term ionospheric anomaly monitoring for ground based augmentation systems," **Radio Science**, vol. 47, RS4006, 2012.

[53] L. Ciraolo, E. Azpilicueta, C. Brunini, A. Meza, S. M. Radicella, "Calibration errors on experimental slant total electron content (TEC) determined with GPS," **Journal of Geodesy**, vol. 81, pp. 111-120, 2007.

[54] http://www.novatel.com/products/scintillation-tec-monitor/gpstation-6/

[55] 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.

[56] T. L. Beach, P. M. Kintner, "Simultaneous Global Positioning System observations of equatorial scintillations and total electron content fluctuations," **Journal of Geophysical Research**, vol. 104, pp. 22553–22565, 1999.

[57] M. Nishioka, A. Saito, T. Tsugawa, "Occurrence characteristics of plasma bubble derived from global ground-based GPS receiver networks," **Journal of Geophysical Research**, vol. 113, A05301, 2008.

[58] G. Blewitt, "An automatic editing algorithm for GPS data," **Geophysical Research Letters**, vol. 17, pp. 199-202, 1990.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

[59] S. Saito, T. Yoshihara, N. Fujii, "Study of effects of the plasma bubble on GBAS by a three-dimensional ionospheric delay model," **Proceeding of ION GNSS 2009**, pp. 1141-1148, 2009.

[60] T. Murphy, M. Harris, S. Pullen, B. Pervan, S. Saito, M. Brenner, "Validation of ionospheric anomaly mitigation for GAST-D," **ICAO NSP Working Group of the Whole (WGW) Meeting**, Montreal, Canada, 2010.

[61] 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.

[62] S. Ramakrishnan, J. Lee, S. Pullen, P. Enge, "Targeted ephemeris decorrelation parameter inflation for improved LAAS availability during severe ionosphere anomalies," **Proceedings of the 2008 National Technical Meeting of the ION**, pp. 354-366, 2008.

[63] J. Lee, J. Seo, Y. Park, S. Pullen, P. Enge, "Ionospheric threat mitigation by geometry screening in ground-based augmentation systems," **Journal of Aircraft**, vol. 48, pp. 1442-1433, 2011.

[64] C. A. Shively and R. Niles, "Safety Concepts for Mitigation of Ionospheric Anomaly Errors in GBAS," **Proceedings of the 2008 National Technical Meeting of the ION**, pp. 367-381, 2008.

[65] J. Seo, J. Lee, S. Pullen, P. Enge, S. Close, "Targeted parameter inflation within ground-based augmentation systems to minimize anomalous ionospheric impact," **Journal of Aircraft**, vol. 49, pp. 587-599, 2012.

[66] S. Pullen, Y. Park, P. Enger, "Impact and mitigation of ionospheric anomalies on ground-based augmentation of GNSS," **Radio Science**, vol. 44, RS0A21, 2009.

[67] M. Yoon, D. Kim, J. Lee, S. Pullen, "Multi-dimensional verification methodology of ionospheric gradient observation during plasma bubble events in the Brazilian region," **Proceedings of the ION 2015 Pacific PNT Meeting**, pp. 748-762, 2015.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง (ต่อ)

[68] M. Yoon, D. Kim, J. Lee, S. Rungraengwajiake, S. Pullen, “Assessment of equatorial plasma bubble impacts on ground-based augmentation systems in the Brazilian region,” **Proceedings of the 2016 International Technical Meeting of the ION**, pp. 368-379, 2016.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์ในวารสารวิชาการ

1. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, A. Saekow, "Ionospheric delay gradient monitoring for GBAS by GPS stations near Suvarnabhumi airport, Thailand," ***Radio Science***, vol. 50, pp. 1076-1085, 2015.
2. S. Klinngam, P. Supnithi, **S. Rungraengwajiake**, 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.
3. M. Pezzopane, E. Zuccheretti, P. Abadi, A. J. de Abreu, R. de Jesus, P. R. Fagundes, P. Supnithi, **S. Rungraengwajiake**, 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.
4. **S. Rungraengwajiake**, 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 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลงานวิจัยที่ได้นำเสนอในงานประชุมวิชาการระดับนานาชาติ

1. M. Yoon, D. Kim, J. Lee, **S. Rungraengwajiake**, S. Pullen, "Assessment of equatorial plasma bubble impacts on ground-based augmentation systems in the Brazilian region," ***Proceedings of the 2016 International Technical Meeting of The Institute of Navigation***, Monterey, California, US., pp. 368-379, 2016.
2. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, S. Saito, "Simple plasma bubble model with scintillation feature for ground-based augmentation system (GBAS)," ***Proceeding of ENRI Int. Workshop on ATC/CNS***, Tokyo, Japan, pp. ENA0037, 2015.
3. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, S. Saito, "Simple ionospheric delay associated with equatorial plasma bubble occurrence using NeQuick2 model," ***International Reference Ionosphere 2015 Workshop***, Bangkok, Thailand, pp. 46, 2015.
4. **S. Rungraengwajiake** and P. Supnithi, "3-D Ionospheric plasma bubble model for ground-based augmentation system," ***Proceeding of the 2015 International Electrical Engineering Congress***, Phuket, Thailand, pp. 102-105, 2015.
5. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, A. Saekow, "Preliminary results of ionospheric delay gradients study near Suvarnabhumi airport in Thailand," ***Proceeding of the 2011 IEEE International Conference on Space Science and Communication***, Melaka, Malaysia, pp. 79-82, 2013.
6. **S. Rungraengwajiake**, 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.
7. P. Supnithi, **S. Rungraengwajiake**, S. Saito, N. Siansawasdi, A. Saekow, "Statistical characteristic of background ionospheric total electron content (TEC) in Bangkok, Thailand," ***Proceeding of ENRI Int. Workshop on ATC/CNS***, Tokyo, Japan, pp. CR1-2-3-3, 2013.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

8. **S. Rungraengwajiake**, 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.
9. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, S. Saito, "A study of ionospheric delay gradients using GPS monitoring stations near Suvarnabhumi airport in Thailand," ***Proceeding of Thailand-Japan Micro Wave 2012***, Bangkok, Thailand, pp. TH1-4_52814, 2012.
10. P. L. Hoai, **S. Rungraengwajiake**, 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.
11. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, "Effects of elevation angles on the slant TEC quality with aero nautical applications," ***Proceeding of the 7th International Conference on Computing and Information Technology***, Bangkok, Thailand, pp. 167-171, 2011.
12. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, T. Tsugawa, "Diurnal and seasonal variation of total electron content (TEC) at Chumphon and Bangkok, Thailand," ***Proceeding of ENRI Int. Workshop on ATC/CNS***, Tokyo, Japan, pp. 21-26, 2010.

หนังสือ

1. **S. Rungraengwajiake**, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, A. Saekow, "Study of ionospheric delay gradient based on GPS monitoring stations near Suvarnabhumi aiport in Thailand," ***Air Traffic Management and Systems: Selected papers from the 3rd ENRI International Workshop on ATM/CNS, Lecture Notes in Electrical Engineering***, Springer Publisher, 2014.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล	นายศราวุฒิ รุ่งเรืองวจีเอก
วัน เดือน ปีเกิด	18 กันยายน พ.ศ. 2529
ที่อยู่	54/65 พระยาสุเรนทร์ 2 แขวงบางชัน เขตคลองสามวา กทม. 10510
ประวัติการศึกษา	2552 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (เกียรตินิยมอันดับหนึ่ง) สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้