แบบจำลองความผิดพลาดชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และสถานีภาคพื้นดิน สำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย

IONOSPHERIC AND GROUND FACILITY ERROR MODELS FOR AERONAUTICAL GROUND BASED AUGMENTATION SYSTEM (GBAS) STANDARD IN THAILAND

จิรภูมิ บุตรโท
JIRAPOOM BUDTHO

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
พ.ศ. 2566
KMITL-2023-EN-D-018-016

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

IONOSPHERIC AND GROUND FACILITY ERROR MODELS FOR AERONAUTICAL GROUND BASED AUGMENTATION SYSTEM (GBAS) STANDARD IN THAILAND

JIRAPOOM BUDTHO

A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF
DOCTOR OF ENGINEERING IN ELECTRICAL ENGINEERING
SCHOOL OF ENGINEERING
KING MONGKUT’S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG
2023

KMITL-2023-EN-D-018-016

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

COPYRIGHT 2023

SCHOOL OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์ แบบจำลองความผิดพลาดชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และสถานีภาคพื้นดินสำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย
นักศึกษา นายจิรภูมิ บุตรโท
รหัสประจำตัว 60601161
ปริญญา วิศวกรรมศาสตรดุษฎีบัณฑิต
สาขาวิชา วิศวกรรมไฟฟ้า
พ.ศ. 2566
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ

บทคัดย่อ

ระบบจีบาสเป็นระบบช่วยการเดินอากาศตามแผนการเดินอากาศสากลที่จะช่วยเพิ่มความแม่นยำให้กับเครื่องบินที่กำลังเข้าสู่การลงจอดโดยอาศัยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส พร้อมทั้งมีการแจ้งเตือนหากมีความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งสูงเกินกว่าขอบเขตความปลอดภัยที่กำหนดไว้ได้ การทำงานของระบบจำเป็นต้องพึ่งพาค่าทางสถิติเกี่ยวกับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และความผิดพลาดจากสิ่งแวดล้อมภายในสนามบิน สำหรับความผิดปกติที่เกิดขึ้นในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เฉพาะถิ่นจัดเป็นปรากฏการณ์ที่มีความสำคัญต่อการใช้งานระบบจีบาส ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่สูงเกินมาตรฐานสามารถลดทอนประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งเพื่อการลงจอดอากาศยานที่มีความแม่นยำสูงได้ ในวิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสหนึ่งความถี่เพียงเครื่องเดียว จากผลการวิเคราะห์ด้วยข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2014 ซึ่งตรงกับช่วงวัฏจักรสุริยะขาขึ้นที่ 24 พบว่าสามารถให้ผลการวิเคราะห์ค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง ใกล้เคียงกับวิธีที่ใช้เครื่องรับหนึ่งความถี่จำนวนสองเครื่อง ซึ่งมีส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ σ_{VIG} ระหว่าง 4 ถึง 6 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร จากผลการวิเคราะห์ยังพบว่าค่า σ_{VIG} ในช่วงฤดูวิษุวัต (ช่วงฤดูที่เวลาในตอนกลางคืนเท่ากับกลางวัน) จะมีค่าสูงกว่าช่วงเวลาอื่น ๆ ประมาณ 1.5 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร และในวิทยานิพนธ์นี้ยังเสนอการปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นสำหรับการใช้งานระบบจีบาส ให้เป็นแบบจำลองแบบสองมิติจากข้อมูลเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในบริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิในประเทศไทย จากผลการวิเคราะห์ข้อมูลมุมเงยและมุมอาซิมุธดาวเทียมที่เก็บในรูปแบบตารางสองมิติ พบว่าเมื่อนำแบบจำลองสองมิติที่นำเสนอมาจำลองการใช้งานระบบจีบาส พบว่าสามารถลดค่าคลาดเคลื่อนกำลังสองเฉลี่ยจากแบบจำลอง GAD-B และ B-value หนึ่งมิติที่ใช้อ้างอิงทั้งสองได้ประมาณ 2.5 และ 0.4 เปอร์เซ็นต์ตามลำดับ โดยสามารถลดค่าปกป้องอากาศยาน (Protection level) ในแนวดิ่งเมื่อเปรียบเทียบกับแบบจำลอง B-value หนึ่งมิติได้มากที่สุดที่ 0.24 เมตร หรือลดลงประมาณ 6 เปอร์เซ็นต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Thesis	Ionospheric and Ground Facility Error Models for Aeronautical Ground Based Augmentation System (GBAS) Standard in Thailand
Student	Mr. Jirapoom Budtho
Student ID.	60601161
Degree	Doctor of Engineering
Program	Electrical Engineering
Year	2023
Thesis Advisor	Prof. Dr. Pornchai supnithi

ABSTRACT

The ground-based augmentation system (GBAS) is an international navigational aid system that assists global navigation satellite system-equipped aircraft with precision landings. This GBAS is also capable of measuring the probability of the current error bound, which is then compared to the operational threshold limit. The operation of GBAS requires the statistical parameter pertaining to ionospheric and ground-facility-related errors. The irregularity of the local-area ionospheric delay is one of the most significant hindrances to GBAS services. Excessive ionospheric delay gradients may degrade the performance of high precision landing systems. Therefore, the spatial gradients of the nominal background ionosphere must be studied as their statistics will be sent to the approaching aircraft. In this thesis, we propose the single-frequency ionospheric delay gradient estimation using a single receiver. We applied our method to GNSS data in 2014, at the peak of the 24th solar cycle, and showed that the standard deviations of the vertical ionospheric delay gradients were comparable to those derived from the single-frequency station-pair method. The standard deviations of vertical ionospheric gradients, σ_{VIG}, ranged between 4 and 6 mm/km. The σ_{VIG} values around the equinoxes were ~1.5 mm/km greater than at other times. In addition, this thesis proposes and evaluates a two-dimensional ground facility error model from the GNSS stations at the Suvarnabhumi International Airport, Thailand. When the proposed model is applied to the GBAS simulation, it is found that the proposed two-dimensional ground error model reduces the RMSE of positioning errors by around 0.4% and 2.5% when compared to the one-dimensional B-value error model and the GAD-B model, respectively. The maximum VPL reduction of the proposed two-dimensional B-value model in comparison with the reference one-dimensional B-value is 0.24 meters, about 6 percent reduction.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยความกรุณาและคำแนะนำที่ดีจากอาจารย์ที่ปรึกษา ศาสตราจารย์ ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ โดยได้รับคำแนะนำเพื่อช่วยแก้ปัญหาระหว่างการทำวิจัย ตลอดจนปรับปรุงแก้ไขข้อบกพร่องต่าง ๆ ด้วยความเอาใจใส่อย่างดียิ่ง อีกทั้งยังช่วยปลูกฝังทัศนคติที่ดีในการทำงาน และชี้แนะแนวทางการใช้ชีวิตให้เหมาะกับการเรียนในระดับบัณฑิตศึกษา ผู้วิจัยตระหนักถึงความตั้งใจจริงและความทุ่มเทของอาจารย์ และขอขอบคุณเป็นอย่างสูงไว้ ณ ที่นี้ และขอขอบคุณคณาจารย์และเจ้าหน้าที่ในภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคมทุกท่านที่ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ตลอดจนให้คำแนะนำทางด้านวิชาการ ทำให้ผู้เขียนได้มีความรู้ และทักษะที่จะนำไปใช้ในการทำวิจัย รวมทั้งขอขอบคุณเพื่อน พี่ น้อง และสมาชิกในห้องปฏิบัติการวิจัยด้านการสื่อสารและสารสนเทศด้านอวกาศและชั้นบรรยากาศที่คอยร่วมทุกข์ ร่วมสุข และเป็นกำลังใจที่ดีมาโดยตลอด ตลอดจนช่วยเหลือในห้องปฏิบัติการด้านงานวิจัยจนสำเร็จลุล่วง

ขอขอบคุณ Dr.Susumu Saito จากสถาบัน ENRI (Electronic Navigation Research Institute) จากประเทศญี่ปุ่นที่สนับสนุนการให้คำปรึกษาในการทำวิจัย ขอขอบคุณ คุณณัฐพงศ์ เศียรสวัสดิ์ ตลอดจนเจ้าหน้าที่จากกองวิศวกรรมระบบเครื่องช่วยการเดินอากาศ บริษัท วิทยุการบินแห่งประเทศไทย จำกัด สำหรับความอนุเคราะห์ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานีจีบาสภายในท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ ขอขอบคุณ ดร.อภิเทพ แซ่โค้ว พร้อมด้วยเจ้าหน้าที่จากมหาวิทยาลัยนานาชาติแสตมฟอร์ด ที่ให้ความร่วมมือในการติดตั้งเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสเพื่อนำข้อมูลมาใช้ในงานวิจัย

ขอขอบคุณบิดา มารดา และบุคคลในครอบครัวทุกท่านที่เป็นกำลังใจและเป็นแรงผลักดันสำคัญที่ทำให้ผู้วิจัยสามารถจัดทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้จนสำเร็จลุล่วง

สุดท้ายนี้ขอขอบคุณโครงการปริญญาเอกกาญจนาภิเษก สำหรับทุนการวิจัยในการศึกษาระดับปริญญาเอก

ผู้วิจัยขอมอบส่วนดีทั้งหมดแก่คณาจารย์และผู้ที่มีส่วนเกี่ยวข้องทุกท่าน สำหรับข้อบกพร่องต่าง ๆ ที่อาจจะเกิดขึ้น ผู้วิจัยขอน้อมรับผิดเพียงผู้เดียวและยินดีรับฟังคำแนะนำจากทุกท่านที่เข้ามาศึกษาเพื่อเป็นประโยชน์ในการพัฒนางานวิจัยต่อไป

จิรภูมิ บุตรโท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

หน้า
บทคัดย่อ....I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ....II
กิตติกรรมประกาศ....III
สารบัญ....IV
สารบัญตาราง....VIII
สารบัญรูป....IX
ตารางคำย่อ....XII

บทที่ 1 บทนำ....1
1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์....1
1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์....3
1.3 ขอบเขตของการศึกษา....3
1.4 ส่วนประกอบของวิทยานิพนธ์....3

บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง....4
2.1 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส....4
2.2 เทคโนโลยีจีบาสเบื้องต้น (INTRODUCTION OF GBAS)....9
2.2.1 หน่วยภาครับในระบบจีบาส....10
2.2.2 หน่วยประมวลผลในระบบจีบาส....10
2.2.3 ส่วนภาคส่งในระบบจีบาส....11
2.3 ความแตกต่างระหว่างระบบเครื่องช่วยการลงจอดแบบดั้งเดิมและจีบาส....11
2.4 การวัดประสิทธิภาพของเทคโนโลยีจีบาส (GBAS PERFORMANCE MONITORING)....12
2.4.1 องค์ประกอบต่าง ๆ ในการคำนวณประสิทธิภาพในระบบจีบาส....12
2.4.2 ความแม่นยำของอากาศยานภายใต้การใช้ค่าปรับแก้จากระบบจีบาส....15
2.4.3 ระดับการปกป้อง (PROTECTION LEVEL) อากาศยานจากการระบุตำแหน่ง....17
2.4.4 การคำนวณขอบเขตการปกป้องเครื่องบิน กรณีที่ไม่มีความผิดพลาดเกิดขึ้นในสถานีจีบาส....18
2.4.5 การคำนวณขอบเขตการปกป้องในจีบาส เมื่อเกิดความผิดปกติขึ้นในสถานีจีเอ็นเอสเอสในสนามบินหนึ่งสถานี....19
2.5 ผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในระบบจีบาส....21
2.5.1 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (IONOSPHERIC DELAY)....21
2.5.2 แบบจำลองภัยคุกคามจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์....26

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

2.5.3 ค่าความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส 27
2.5.4 ค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น 28
2.6 การคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (IONOSPHERIC DELAY GRADIENT ESTIMATION) 30
2.6.1 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับ 1 ความถี่ 32
2.6.2 ตัวกรองคาลมาน (KALMAN FILTER) 34
2.6.3 แบบจำลองสถานะการเปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมาน (STATE DYNAMICAL MODEL FOR KALMAN FILTER) 36
2.6.4 แบบจำลองความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (RECEIVER CLOCK ERROR MODEL) 36
2.6.5 แบบจำลองค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (IONOSPHERIC DELAY MODEL) 36
2.6.6 แบบจำลองค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น (CARRIER PHASE AMBIGUITY MODEL) 37
2.6.7 แบบจำลองการรวมสถานะ (COMBINED STATE MODEL) 37
2.6.8 การแปลงค่าเมทริกซ์จาก SD ให้เป็น DD 38
2.7 เทคนิคค่าปรับแก้ในการประมาณตำแหน่งที่ใช้ในระบบจีบาส 39

บทที่ 3 การปรับปรุงวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวหนึ่งเครื่อง 41
3.1 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง 41
3.1.1 วิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเทคนิคต่าง ๆ 41
3.1.2 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับสองความถี่ 42
3.1.3 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวแบบดั้งเดิมด้วยวิธี STATION-PAIR 42
3.2 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวโดยใช้เทคนิค TIME-STEP ที่นำเสนอ 45
3.2.1 ขั้นตอนการประมาณตำแหน่งจุด IPP 46
3.2.2 การปรับระยะห่างระหว่างจุด IPP จากที่เกิดจากการเคลื่อนที่ดาวเทียม 47
3.2.3 การเลือกผลต่างเวลาที่ให้ค่าระยะห่าง ณ จุด IPP ใกล้เคียงที่กำหนดในระหว่างการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ 48

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3.2.4 การปรับปรุงวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่เครื่องเดียว....50
3.3 การออกแบบการทดลอง....50
3.4 ผลการทดลอง....53
3.4.1 การกำหนดระยะห่างระหว่างจุดตัด IPP ตามที่กำหนด....53
3.4.2 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับจากวิธี STATION-PAIR....54
3.4.3 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับจากวิธี TIME-STEP....55
3.4.4 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี STATION-PAIR จากเครื่องรับหนึ่งและสองความถี่....56
3.4.5 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี TIME-STEP จากเครื่องรับหนึ่งความถี่ที่นำเสนอ....57

บทที่ 4 การปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดจากสถานีภาคพื้นดินสำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย....60
4.1 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง....60
4.1.1 การประมาณค่าปรับแก้ระยะทางเทียมสำหรับสัญญาณจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส....60
4.1.2 แบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาส....61
4.2 แบบจำลองความผิดพลาดจากเครื่องรับในภาคพื้นชนิดสองมิติที่นำเสนอ....62
4.3 แบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาสอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แบบกึ่งเรียลไทม์....63
4.4 การขยายความผิดพลาดเนื่องการกระจายตัวของตำแหน่งดาวเทียมในระบบจีบาส....63
4.5 การออกแบบการทดลอง....64
4.6 ผลการทดลอง....67
4.6.1 การหาจำนวนข้อมูลขั้นต่ำที่ต้องการใช้สร้างแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นในระบบจีบาส....67
4.6.2 การสร้างกราฟในรูปแบบ SKYPLOT เพื่อแสดงผลความผิดพลาดจากภาคพื้นสำหรับการใช้งานในพื้นที่สนามบินสุวรรณภูมิ....69
4.6.3 การจำลองขอบเขตการปกป้องระหว่างใช้งานแบบจำลองความผิดพลาดจากจีบาส แบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นและไอโอโนสเฟียร์แบบต่าง ๆ โดยเปรียบเทียบกับความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งจริง....71

บทที่ 5 บทสรุปและข้อเสนอแนะ....75
5.1 การปรับปรุงวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเทคนิคเครื่องรับความถี่เดียวหนึ่งเครื่อง....75

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

5.2 การปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดสถานีภาคพื้นดินสำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย 76
5.3 ข้อเสนอแนะ 76

เอกสารอ้างอิง 78

ประวัติผู้เขียน 84

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์ 85

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่		หน้า
2.1	ผลกระทบความคลาดเคลื่อนในการวัดระยะทางเทียม เพื่อใช้คำนวณตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส [27]	8
2.2	มาตรฐานข้อความที่ใช้ส่งจากระบบจีบาส	11
2.3	ความแตกต่างระบบช่วยลงจอดแบบ ILS และจีบาส	12
2.4	มาตรฐานการลงจอดสำหรับระบบจีบาสแต่ละประเภท	13
2.5	มาตรฐานประสิทธิภาพของระบบการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสในมาตรฐานจีบาสที่ระดับการบินต่าง ๆ [31]	14
2.6	ค่าสัมประสิทธิ์ของสัญญาณรบกวนของเครื่องรับที่ติดตั้งอยู่ที่สถานีจีบาส	15
2.7	ค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองสัญญาณรบกวนของเครื่องรับที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน	16
2.8	ค่าขยายขอบเขตการปกป้องสำหรับระบบจีบาส [31]	18
2.9	ค่าขยายขอบเขตการปกป้องสำหรับระบบจีบาสกรณีเกิดความผิดปกติต่อสถานี [31]	20
3.1	รายละเอียดการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเทคนิคต่าง ๆ	45
4.1	ค่า RMSE ที่เปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองความผิดพลาดในภาคพื้นแบบต่าง ๆ กับความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งจริง	73

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่		หน้า
1.1	ช่วงการบินต่าง ๆ ที่สามารถใช้ระบบจีเอ็นเอสเอสระบุตำแหน่งช่วยเหลือการบินได้ [1]	1
2.1	เทคนิคการระบุตำแหน่งในระบบจีพีเอส	5
2.2	การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส	5
2.3	ส่วนประกอบย่อยของระบบจีบาสในภาคพื้นดิน	9
2.4	การใช้งานระบบจีบาสโดยคำนวณค่าปรับแก้เพื่อเพิ่มความแม่นยำในการคำนวณตำแหน่งเครื่องบิน	9
2.5	แผนผังการทำงานระบบจีบาสจากข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส	10
2.6	มาตรฐานการให้บริการจีบาส (CAT) ชนิดต่าง ๆ	13
2.7	มาตรฐานความเสี่ยงในการให้บริการจีบาสชนิด CAT-I	13
2.8	ขอบเขตการปกป้อง และค่าขีดจำกัดในการใช้งานของระบบจีบาส (ก) เหตุการณ์ที่ระบบยอมรับความผิดพลาดตำแหน่งขณะหนึ่งในการคำนวณตำแหน่งได้ (ข) ค่าความผิดพลาดตำแหน่งขณะหนึ่งเกินกำหนด	17
2.9	การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์	21
2.10	แผนที่ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศ ณ เวลาหนึ่ง ๆ ทั่วโลก [34]	22
2.11	ตำแหน่งที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์	24
2.12	มุมมองด้านข้างของตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ดาวเทียม และโลก	25
2.13	แบบจำลองภัยคุกคามจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อมาตรฐานการบินจีบาส	26
2.14	ความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาภายหลังการสอบเทียบเมื่อเวลาผ่านไป 24 ชั่วโมง [18]	28
2.15	การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมด้วยการเข้ารหัสและเฟสคลื่นพาห์ [18]	29
2.16	จำนวนเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่าจากการวัดเฟสคลื่นพาห์ [2]	30
2.17	ภาพจำลองปรากฏการณ์พลาสมาบับเบิ้ลโดยแสดงค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอน (ซ้าย) และอุณหภูมิของชั้นอิเล็กตรอน (ขวา) [7]	31
2.18	การเกิดค่าเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์	31
3.1	การเปรียบเทียบการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี (ก) STATION-PAIR และ (ข) TIME-STEP	41
3.2	ตำแหน่งดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสสำหรับการประมาณค่าด้วยเทคนิค TIME-STEP	45
3.3	ตำแหน่ง IPP ที่คำนวณได้จากเครื่องรับและดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงใด ๆ ณ เวลา T_1 T_2 และ T_3	48
3.4	วิธีการปรับผลต่างทางเวลาในการรับค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอ	49
3.5	สายอากาศรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสของสถานี STFD (ก) และสถานี KMITL (ข)	51
3.6	ตำแหน่งเครื่องรับจีพีเอสของสถานี KMITL และสถานี STFD	51

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

3.7 การประมาณระยะห่างระหว่างจุด IPP ที่ได้จากการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จากการกำหนดคาบการรับข้อมูล 1 นาที (ก) และ 5 นาที (ข) [57]....53

3.8 ผลการประมาณระยะห่างตำแหน่ง IPP ด้วยการปรับคาบการรับข้อมูลที่นำเสนอ [57]....53

3.9 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับ ที่ตำแหน่ง IPP และที่ตำแหน่งพื้นโลก....54

3.10 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่อรับ ที่ตำแหน่ง IPP ด้วยวิธี STATION-PAIR จากตำแหน่งดาวเทียมจริงในหนึ่งวัน [57]....55

3.11 ความสัมพันธ์ระหว่างระยะห่างจุด IPP ที่คำนวณได้จากความสูงพื้นดินต่อความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์ [57]....56

3.12 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยจากวิธี STATION-PAIR จากเครื่องรับหนึ่งความถี่ [57]....57

3.13 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีที่นำเสนอ [57]....58

3.14 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2014 [57]....58

4.1 สถานีรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสในระบบจีบาส (AER1 AER2 และ AER3) ที่ตั้งอยู่ในท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ ประเทศไทย....65

4.2 ผลการวิเคราะห์จำนวนข้อมูลต่อการสร้างแบบจำลอง σ_{pr_gnd} ในแต่ละกริดของมุมอาซิมุธและมุมเงย ด้วยข้อมูลในปี ค.ศ. 2019 จากสถานีจีบาสที่ติดตั้งที่สนามบินสุวรรณภูมิ....67

4.3 ข้อมูลฮิสโตแกรมปริมาณข้อมูลที่ใช้สร้าง σ_{pr_gnd} ณ จุดต่าง ๆ เมื่อเริ่มลู่เข้า และมีการเปลี่ยนแปลงต่ำกว่า 0.005 เมตร จากปริมาณตำแหน่งดาวเทียมในท้องฟ้าทั้งหมด 648 กรณี....68

4.4 ความสมบูรณ์ของแบบจำลอง σ_{pr_gnd} โดยสร้างจากข้อมูลตั้งแต่ 1 ถึง 100 วัน....69

4.5 ความแปรปรวนความผิดพลาดระยะเทียมอันเนื่องมาจากสัญญาณสะท้อนหลายทิศทาง ในรูปแบบตารางของมุมเงย และมุมอาซิมุธ....70

4.6 แบบจำลองความผิดพลาดระยะทางเทียมแบบหนึ่งมิติในรูปฟังก์ชันของมุมเงยดาวเทียม ระหว่างแบบจำลองมาตรฐาน GAD-B และ B-VALUE....70

4.7 แบบจำลองความผิดพลาดระยะทางเทียมแบบสองมิติในรูปแบบ SKYPLOT ที่สร้างขึ้นจากข้อมูล B-VALUE จากสนามบินสุวรรณภูมิ....71

4.8 (ก) การคำนวณค่าขอบเขตการปกป้องที่คำนวณจากแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นแบบหนึ่งมิติที่ใช้อ้างอิง และแบบจำลองสองมิติจากค่า B-VALUE ที่นำเสนอ ณ เวลาประมาณ 12:00 นาฬิกาตามเวลาจีพีเอส (ข) โดยมีตำแหน่งดาวเทียมในท้องฟ้าแสดงโดย SKYPLOT และ (ค) การเปรียบเทียบค่า σ_{pr_gnd} ด้วยวิธีต่าง ๆ....72

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่ **หน้า**

4.9 ผลการเปรียบเทียบขอบเขตการปกป้องในแนวดิ่งระหว่างแบบจำลองอ้างอิง GAD-B แบบจำลองอ้างอิง B-VALUE หนึ่งมิติ แบบจำลอง B-VALUE สองมิติที่นำเสนอ และระยะห่างการคำนวณตำแหน่งที่ผิดพลาดจากข้อมูลวันที่ของปีที่ 1 ในปี ค.ศ. 2019..........73

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางคำย่อ

คำย่อ	คำเต็ม
AAD	Airborne Accuracy Designator
AL	Alert Limit
CAT	Category
DD	Double Difference
DH	Decision Height
ECEF	Earth-Centered, Earth-Fixed
GAD	Ground Accuracy Designator
GAST	GBAS Approach Service Type
GBAS	Ground-Based Augmentation System
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPA	Glide Path Angle
GPS	Global Positioning System
HPL	Horizontal Protection Level
ICAO	International Civil Aviation Organization
IEV	Ionosphere-Induce Error in Vertical
ILS	Instrument Landing System
IPP	Ionospheric Piece Point
KMITL	King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang
LAMBDA	least-Squares Ambiguity Decorrelation Adjustment
LPL	Lateral Protection Level
MIEV	Maximum Ionosphere-Induced Error in Vertical
PE	Positioning Error
PL	Protection Level
PPP	Precise Point Positioning
RINEX	Receiver Independent Exchange
RMSE	Root Mean Square Error
RNP	Required Navigation Performance
RVR	Runway Visual Range
SD	Single Difference
SIS	Signal-In-Space

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

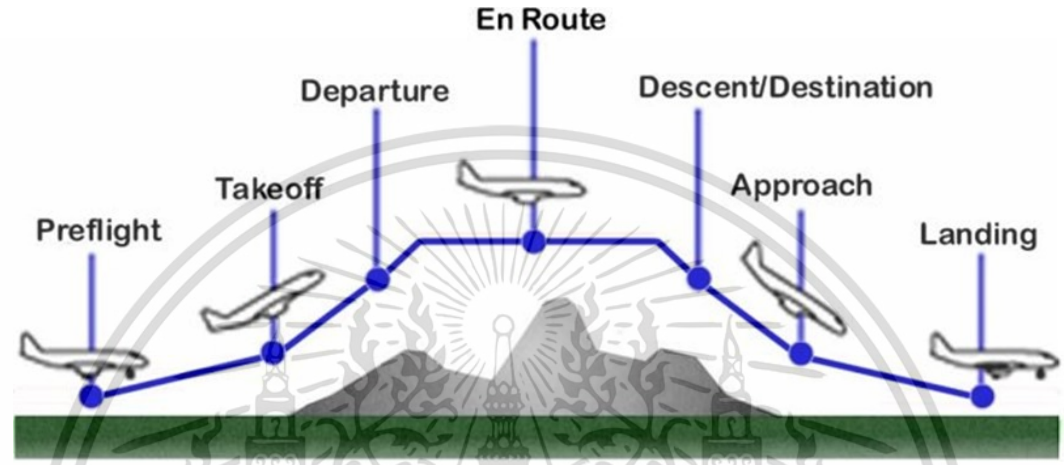
ตารางคำย่อ (ต่อ)

คำย่อ	คำเต็ม
STEC	Slant Total Electron Content
STFD	Stamford International University
TEC	Total Electron Content
TECU	TEC Unit
TEL	Tolerable Error Limit
UTC	Coordinated Universal Time
VPL	Vertical Protection Level
VTEC	Vertical Total Electron Content

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1
บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญของวิทยานิพนธ์



รูปที่ 1.1 ช่วงการบินต่าง ๆ ที่สามารถใช้ระบบจีเอ็นเอสเอสระบุตำแหน่งช่วยเหลือการบินได้ [1]

อุตสาหกรรมการบินมีความสำคัญต่อการพัฒนาประเทศไทยในด้านต่าง ๆ อาทิเช่น การเติบโตของอุตสาหกรรมการท่องเที่ยว และการขนส่งทางอากาศ เป็นต้น อย่างไรก็ดีเพื่อเพิ่มขีดความสามารถในการแข่งขันในภาคอุตสาหกรรมการบิน จำเป็นต้องมีการลดต้นทุนและนำเทคโนโลยีสมัยใหม่เข้ามาใช้งาน การขึ้นและลงจอดอากาศยานมีการใช้เชื้อเพลิงปริมาณมาก ในช่วงที่ผ่านมาเทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอส (GNSS: Global Navigation Satellite System) มีประโยชน์ต่ออุตสาหกรรมการบิน และได้มีการประยุกต์ใช้งานเพื่อระบุตำแหน่งและความสูงของเครื่องบินที่ระดับต่าง ๆ ในระหว่างการบิน ตัวอย่างระบบดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่นำมาใช้ในการระบุตำแหน่งได้แก่ระบบจีพีเอส (GPS: Global Positioning System) จากประเทศสหรัฐอเมริกา GLONASS จากประเทศรัสเซีย Galileo จากสหภาพยุโรป [2] BeiDou จากสาธารณรัฐประชาชนจีน [3], [4] QZSS จากประเทศญี่ปุ่น [5], [6] NAVIC จากประเทศอินเดีย จากการประชุมขององค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (ICAO: International Civil Aviation Organization) ได้พิจารณาการนำเทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอส เข้ามาช่วยในขั้นตอนการลงจอดของเครื่องบินโดยอัตโนมัติที่ระดับความสูงตั้งแต่ระดับ Approach ลงมา แสดงดังรูปที่ 1.1 โดยจะมีรัศมีในการให้บริการรอบสนามบินประมาณ 23 ไมล์ทะเล (Nautical mile) อย่างไรก็ดีเนื่องจากความผิดพลาดของตำแหน่งที่คำนวณได้ในระบบจีเอ็นเอสเอสมีผลมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นหลัก ดังนั้นเพื่อรักษาระดับความแม่นยำของตำแหน่งและความสูงของเครื่องบิน [7] ในบริเวณท่าอากาศยานจะต้องติดตั้งเทคโนโลยีช่วยลดความผิดพลาดของระบบจีพีเอส ได้แก่ การระบุตำแหน่งโดยอาศัยจีบาส (GBAS: Ground-Based Augmentation System) [8] บริเวณรันเวย์ของท่าอากาศยาน โดยระบบจีบาสประกอบไปด้วยเครื่องรับจีพีเอสสองความถี่ (Dual-frequency GPS receiver) ติดตั้งบริเวณรอบพื้นที่สนามบินจำนวน 3 ถึง 4 เครื่อง เพื่อคำนวณค่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความผิดพลาดของระบบจีพีเอสที่วัดได้ในสนามบินและแจ้งไปยังเครื่องบินที่อยู่ในบริเวณใกล้เคียงที่กำลังลดระดับเพดานบินเข้าสู่ขั้นตอนการลงจอด [9] โดยในระหว่างการใช้งาน เครื่องบินจะไม่สามารถทราบความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งของตัวเองได้ จำเป็นต้องพึ่งพาแบบจำลองความผิดพลาดที่ระบบจีบาสส่งออกไปเพื่อให้เครื่องบินสามารถประเมินความผิดพลาดของระบบ โดยนำไปเทียบกับขอบเขตที่ยอมรับได้ ณ ความสูงที่แตกต่างกัน ซึ่งแบบจำลองที่สำคัญในงานวิจัยนี้จะประกอบไปด้วยแบบจำลองสองส่วนหลัก ได้แก่แบบจำลองความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และความผิดพลาดจากภาคพื้น

สำหรับแบบจำลองจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จำเป็นที่จะต้องมีการประมาณผลต่างค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ระหว่างสองจุด ซึ่งวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์ชนิดหนึ่งตามเอกสารอ้างอิง [10] คือการคำนวณจากข้อมูลจีพีเอสชนิดสองความถี่ด้วยวิธี Station-pair แต่ในวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์นี้ หากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากความถี่ที่สองขาดหาย สมการนี้จะไม่สามารถคำนวณค่าเกรเดียนต์ได้ Fujita [11], [12] จึงได้นำเสนอวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูลจีพีเอสความถี่เดียว ด้วยการใช้ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter) และวิธีการแลมด้า (LAMBDA method) จึงได้นำวิธีดังกล่าวมาประยุกต์ใช้กับเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสแบบความถี่เดียวได้ แต่เมื่อต้องการขยายอาณาเขตการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ให้ครอบคลุมทั่วประเทศไทย พบว่าสถานีรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสโดยส่วนใหญ่มีระยะห่างเกินกว่าที่จะใช้วิธี Station-pair ได้ ดังนั้นวิธีการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีที่กล่าวมาทั้งหมดจะทำให้มีโอกาสพลาดการตรวจจับค่าเกรเดียนต์ที่มีค่าสูงได้ โดยจากเอกสารอ้างอิง [13], [14] ได้มีการนำเสนอเทคนิค Time-step ที่มีการใช้เครื่องรับจีพีเอสสองความถี่เพียงหนึ่งเครื่องมาประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ แต่เนื่องจากเทคนิคนี้มีปัญหาในการควบคุมระยะห่างระหว่างจุดตัดชั้นไอโอโนสเฟียร์ (IPP: Ionospheric Piece Point) ในระหว่างการประมาณค่าเกรเดียนต์ ซึ่งมีความผันผวนสูงเกินกว่าที่จะนำมาใช้กับเครื่องรับหนึ่งความถี่ได้ ดังนั้นในวิทยานิพนธ์นี้จึงได้นำเสนอวิธีการใช้เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสหนึ่งความถี่เพียงเครื่องเดียว ร่วมกับเทคนิค Time-step โดยนำเสนอเทคนิคการเปลี่ยนคาบเวลาในการเลือกรับข้อมูลให้ยืดหยุ่น เพื่อสามารถเลือกระยะห่างระหว่างจุด IPP ให้มีค่าใกล้เคียงกันในการประมาณทุกครั้งได้ โดยวิธีที่นำเสนอนี้จะนำมาเปรียบเทียบกับวิธีอ้างอิงต่าง ๆ เพื่อดูประสิทธิภาพ และข้อจำกัดในระหว่างการใช้งานด้วย

สำหรับแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้น แต่เดิมระบบจีบาสจะมีแบบจำลองมาตรฐานเพื่อเริ่มต้นการใช้งาน และแบบจำลองที่อาศัยการคำนวณจากข้อมูลในภาคพื้น B-value ที่มีความใกล้เคียงกับความผิดพลาดจริงมากยิ่งขึ้น แต่อย่างไรก็ดี เมื่อสนามบินได้มีการก่อสร้างอาคาร รันเวย์ หรือขยายอาณาเขตสนามบินออกไป ในบางครั้งพบว่าสิ่งก่อสร้างเหล่านั้นอาจจะมีการเปลี่ยนแปลงพฤติกรรมสัญญาณรบกวนแบบสะท้อนหลายทิศทาง ซึ่งเปลี่ยนแปลงแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาสให้มีความแตกต่างออกไปจากเดิม การเปลี่ยนแปลงแบบจำลองนี้อาจส่งผลต่อความผิดพลาดในแต่ละทิศทางที่ไม่เท่ากัน [15] แต่อย่างไรก็ดี ในแบบจำลองมาตรฐานนั้นพบว่ามีการเปลี่ยนแปลงเฉพาะมุมเงยซึ่งเป็นแบบจำลองรูปแบบหนึ่งมิติเท่านั้น ในงานวิจัยนี้จึงนำเสนอการปรับปรุงแบบจำลองสัญญาณรบกวนจากภาคพื้นให้เป็นแบบสองมิติทั้งในรูปแบบมุมเงยและมุมอาซิมุธ โดยเพิ่มการเปรียบเทียบกับแบบจำลองจีบาสอ้างอิงว่ามีลักษณะใกล้เคียงกับค่าสัญญาณรบกวนจริงในระบบที่ประมาณได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส [16] อย่างไร โดยจะนำมาเปรียบเทียบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบจำลองต่าง ๆ กับวิธีอ้างอิง เพื่อดูประสิทธิภาพ และข้อจำกัดในระหว่างการใช้งานจากแบบจำลองเหล่านั้น

1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์

1) เพื่อนำเสนอวิธีการปรับปรุงการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ให้สามารถประมาณได้ด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสชนิดหนึ่งความถี่เพียงหนึ่งเครื่อง

2) เพื่อนำเสนอแบบจำลองความผิดพลาดสถานีภาคพื้นดินในรูปแบบสองมิติสำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทยตามสภาพแวดล้อมจริงแบบเรียลไทม์

1.3 ขอบเขตของการศึกษา

สำหรับการปรับปรุงการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสหนึ่งความถี่หนึ่งเครื่อง จะใช้ข้อมูลจีพีเอสในรูปแบบ RINEX (Receiver Independent Exchange) จากสถานี KMITL และสถานี STFD ในปี ค.ศ. 2014 เพื่อใช้เปรียบเทียบค่าเกรเดียนต์ระหว่างวิธีอ้างอิงแบบต่าง ๆ และวิธีที่นำเสนอที่จะใช้เทคนิค Time-step ร่วมกับตัวกรองคาลมานในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

สำหรับการนำเสนอวิธีปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาสจากภาคพื้นให้เป็นแบบสองมิติ จะใช้ข้อมูลจีพีเอสจากสถานีจีเอ็นเอสเอสที่ติดตั้งภายในและบริเวณรอบสนามบินสุวรรณภูมิ โดยข้อมูลภายในสนามบิน จะใช้ข้อมูลจากสถานี AER1 AER2 และ AER3 มาสร้างเป็นแบบจำลองความผิดพลาดจากทั้งวิธีอ้างอิงและวิธีที่นำเสนอ โดยจะใช้สถานีดังกล่าวจำลองเป็นระบบจีบาสเพื่อคำนวณพารามิเตอร์ที่สำคัญที่ใช้ในการส่งออกไปยังเครื่องบิน ถัดมาจะใช้ข้อมูลจากสถานี KMITL ที่อยู่ภายนอกสนามบินมาจำลองเป็นเครื่องบินที่กำลังลงจอดและมีการใช้งานระบบจีบาสอยู่ โดยมีการวัดประสิทธิภาพด้วยการคำนวณความผิดพลาดในการระบุตำแหน่ง มาเปรียบเทียบกับความผิดพลาดที่ประมาณได้จากระบบจีบาสเมื่อใช้งานแบบจำลองอ้างอิงตามมาตรฐานที่มีการใช้งานในปัจจุบัน โดยระบบที่ออกแบบจะมีการใช้ข้อมูลจีพีเอสในรูปแบบ RINEX ในปี ค.ศ. 2019 เพื่อจำลองการสร้างแบบจำลองและใช้งานระบบภายในสนามบิน

1.4 ส่วนประกอบของวิทยานิพนธ์

วิทยานิพนธ์นี้จะกล่าวถึงทฤษฎีพื้นฐานของการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ การประมาณตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในระบบเครื่องช่วยการเดินอากาศจีบาส รวมถึงแบบจำลองความผิดพลาดที่เกี่ยวข้องในบทที่ 2 โดยอธิบายรายละเอียดเกี่ยวกับการปรับปรุงวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวหนึ่งเครื่องในบทที่ 3 ถัดมาจะอธิบายการปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดสถานีภาคพื้นดินสำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทยพร้อมทั้งจำลองการใช้งานจริงในบทที่ 4 และในบทที่ 5 จะเป็นการสรุปผลและข้อเสนอแนะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2
ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง

2.1 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

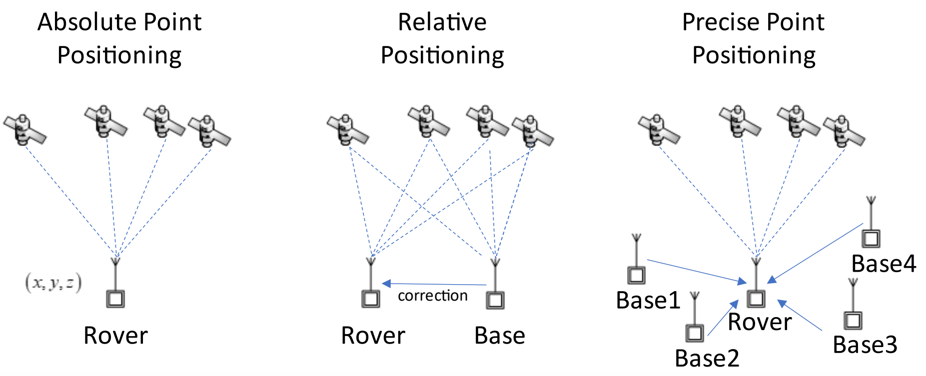
การประมาณตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสนั้นสามารถคำนวณได้โดยใช้ข้อมูลที่จำเป็นอย่างน้อยสองส่วน [17], [18] ได้แก่ระยะห่างระหว่างเครื่องรับไปยังดาวเทียมดวงต่าง ๆ อย่างน้อย 4 ดวง และตำแหน่งดาวเทียมเหล่านั้น โดยสำหรับระยะห่างระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมนั้น เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจะวัดด้วยการถอดรหัสสัญญาณจากดาวเทียมออกมา โดยข้อมูลจากการถอดรหัสสัญญาณนั้น จะให้ข้อมูลวงโคจรของดาวเทียมออกมาด้วย ทำให้สามารถประมาณตำแหน่งดาวเทียม ณ เวลาที่ต้องการได้ สำหรับการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสนั้น สามารถแบ่งออกได้เป็น 3 รูปแบบหลัก ได้แก่

1) การระบุตำแหน่งสมบูรณ์ (Absolute point positioning) [19] คือการระบุตำแหน่งโดยหลักการคำนวณสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) ที่ไม่พึ่งพาค่าปรับแก้จากแหล่งอื่น ๆ เป็นวิธีพื้นฐานที่คำนวณตำแหน่งแบบคร่าว ๆ และมีความคลาดเคลื่อนทางตำแหน่งสูงสุด (ประมาณ 12 เมตร) เนื่องจากไม่ได้ลดผลกระทบที่เกิดขึ้นระหว่างการวัดระยะทางเทียมจากดาวเทียมดวงต่าง ๆ ออกไป วิธีการคำนวณตำแหน่งแบบนี้ ใช้ในการระบุตำแหน่งกับเครื่องมือทั่วไปที่ไม่ได้ต้องการความแม่นยำสูง เนื่องจากใช้งานได้สะดวก สามารถคำนวณได้ทันที

2) การระบุพิกัดโดยใช้ความสัมพันธ์ตำแหน่ง (Relative positioning) [20]–[24] คือการระบุตำแหน่งโดยรับค่าปรับแก้ (Correction) จากสถานีฐาน (Base station) นำมาแก้ไขระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ (Rover) ทำให้ได้พิกัดตำแหน่งที่มีความแม่นยำสูง โดยจะใช้งานภายใต้สมมติฐานที่ว่าเครื่องรับจากสถานีฐาน จะมีความผิดพลาดในการวัดระยะทางเท่ากับเครื่องรับอื่น ๆ ในบริเวณที่ใกล้เคียงกัน ดังนั้นถ้ามีระยะห่างระหว่างเครื่องรับและสถานีฐานมาก จะทำให้มีความแม่นยำในการระบุตำแหน่งลดลง

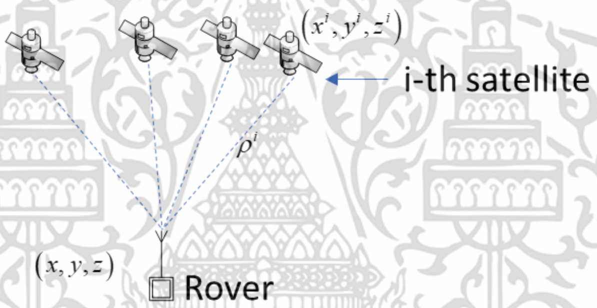
3) การระบุพิกัดโดยใช้เทคนิค PPP (Precise Point Positioning) [25], [26] คือการระบุพิกัดโดยใช้ข้อมูลจากหน่วยงานกลางที่ทำหน้าที่ปรับปรุงค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นโดยจะให้บริการภายหลังจากได้รับสัญญาณดาวเทียมไปแล้วเป็นระยะเวลาหนึ่ง ซึ่งจะได้ตำแหน่งของดาวเทียมที่แม่นยำสูง เกิดจากการคำนวณค่าแก้ไขระยะทางเทียมจากเครือข่ายสถานีฐานจำนวนมาก ทำให้ได้พิกัดตำแหน่งที่มีความแม่นยำสูงที่สุด สามารถคำนวณตำแหน่งได้ทุกที่บนโลก แต่จะต้องใช้เวลาในการรับสัญญาณดาวเทียมเป็นเวลานาน เพื่อใช้ประมาณความผิดพลาดทั้งหมดออกมา และใช้เพื่อปรับแก้ค่าระยะทางเทียมจากเครื่องรับด้วยตัวเอง และข้อจำกัดที่สำคัญคือไม่สามารถเคลื่อนที่เพื่อคำนวณตำแหน่งหลายจุดในคราวเดียวกันได้ สำหรับเทคนิคที่กล่าวมาข้างต้นสามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 2.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.1 เทคนิคการระบุตำแหน่งในระบบจีพีเอส

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



รูปที่ 2.2 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส

ลักษณะของระยะทางที่ได้จากเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมจะประกอบไปด้วยค่าหน่วงเวลาต่าง ๆ ที่เกิดจากแหล่งความผิดพลาด เช่น สัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม ชั้นบรรยากาศ หรือสัญญาณรบกวน เป็นต้น ระยะทางเทียมของดาวเทียมหมายเลขที่ i (ρ^i) สามารถแสดงได้ดังสมการ

$$\rho^i = r^i + c \cdot dt_{clk} + c \cdot dt_{error} + c \cdot dt_u \tag{2.1}$$

โดยที่ r^i คือระยะทางจริงระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ c คือความเร็วแสง dt_{clk} dt_{error} และ dt_u คือค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม ค่าหน่วงเวลาจากความผิดพลาดอื่น ๆ และค่าหน่วงเวลาที่เกิดจากสัญญาณนาฬิกาของเครื่องรับ ตามลำดับ จากรูปที่ 2.2 กำหนดให้ $\mathbf{X}$ คือตำแหน่งเครื่องรับ (x, y, z) และ $\mathbf{X}^i$ คือตำแหน่งของดาวเทียม (x^i, y^i, z^i) ของดาวเทียมเลขที่ i เพราะฉะนั้น ระยะทางจริงสามารถนิยามได้จาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

หรือ

$$r^i = \left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X} \right\| \tag{2.3}$$

ในการคำนวณค่าตำแหน่งของเครื่องรับ จะมีเป้าหมายเพื่อที่จะลดความแตกต่างระหว่างระยะทางที่วัดได้ในสมการที่ 2.1 และระยะทางที่คำนวณในสมการที่ 2.2 โดยสามารถหาความแตกต่างได้จาก

$$\delta\rho^i = \rho^i - \left(\left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X} \right\| + b \right) \tag{2.4}$$

โดยที่ b คือค่าไบอัสของเครื่องรับ ($c \cdot dt_u$) ในการแก้สมการเพื่อหาค่าตำแหน่งเครื่องรับโดยใช้กระบวนการวนซ้ำ (Iterative method) โดยเริ่มต้นจากประมาณค่า $\mathbf{X}$ และ b ถัดมาหาค่าแก้ไขเพื่อทำให้การแก้สมการถูกต้องมากยิ่งขึ้น กำหนดให้ $\mathbf{X}_0$ และ b_0 คือค่าเริ่มต้นของค่าตำแหน่งเครื่องรับและไบอัสของเครื่องรับ เพื่อต้องการหาตำแหน่งเครื่องรับและไบอัสของเครื่องรับให้มีค่าความเปลี่ยนแปลงน้อยที่สุดดังสมการ

$$\mathbf{X} = \mathbf{X}_0 + \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} \tag{2.5}$$

และ

$$b = b_0 + \delta b \tag{2.6}$$

โดยที่ $\boldsymbol{\delta}\mathbf{X}$ คือค่าความแตกต่างของตำแหน่งเครื่องรับ ซึ่งประกอบไปด้วยผลต่างพิกัดในแนว x y และ z ค่า δb คือไบอัสเครื่องรับในแต่ละกระบวนการวนซ้ำโดยสามารถแสดงวิธีการวนซ้ำได้ดังนี้

$$\begin{aligned}
\delta\rho^i &= \rho^i - \rho_0^i \\
&= \left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X} \right\| + b - \left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0 \right\| - b_0 + \varepsilon^i \\
&= \left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0 - \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} \right\| + b - \left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0 \right\| - b_0 + \varepsilon^i \\
&\approx \left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0 \right\| - \frac{\mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0}{\left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0 \right\|} \cdot \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} + b - \left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0 \right\| - b_0 + \varepsilon^i \\
&= -\frac{\mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0}{\left\| \mathbf{X}^i - \mathbf{X}_0 \right\|} \cdot \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} + \delta b + \varepsilon^i \\
&= -\hat{\mathbf{x}}_{uj} \cdot \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} + \delta b + \varepsilon^i \\
&= \begin{bmatrix} -\hat{\mathbf{x}}_{uj} & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} \\ \delta b \end{bmatrix} + \varepsilon^i
\end{aligned} \tag{2.7}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ $\hat{\mathbf{x}}_{uj}$ คือเวกเตอร์ 1 หน่วยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียม $\boldsymbol{i}$ และ ε^i คือค่าสัญญาณรบกวนอื่น ๆ จากสมการการวนซ้ำที่ผ่านมา โดยมีตัวแปรที่ต้องคำนวณทั้งหมด 4 ตัวแปรคือค่าความแตกต่างของตำแหน่งเครื่องรับและไบอัสของเครื่องรับ $[\boldsymbol{\delta}\mathbf{X} \quad \delta b]^{\mathrm{T}}_{(4\times1)}$ ดังนั้นในการคำนวณจึงต้องการข้อมูลของดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง โดยสามารถแสดงสมการเส้นตรงได้ดังนี้

$$\boldsymbol{\delta\rho} = \begin{bmatrix} \delta\rho^1 \\ \delta\rho^2 \\ \vdots \\ \delta\rho^n \end{bmatrix}_{n\times1} = \begin{bmatrix} -\hat{\mathbf{x}}_{u1} & 1 \\ -\hat{\mathbf{x}}_{u2} & 1 \\ \vdots & \vdots \\ -\hat{\mathbf{x}}_{uj} & 1 \end{bmatrix}_{n\times4} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} \\ \delta b \end{bmatrix}_{4\times1} + \varepsilon \tag{2.8}$$

กำหนดให้

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

หลังจากนั้นสามารถเขียนในรูปสมการเส้นตรงอย่างง่ายได้ในรูปของ

$$\delta\rho = \mathbf{G}\begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} \\ \delta b \end{bmatrix} + \varepsilon \tag{2.9}$$

และสามารถแก้ไขสมการโดยใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least square solution) จะได้ดังสมการ

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{\delta}\mathbf{X} \\ \delta b \end{bmatrix} = (\mathbf{G}^T\mathbf{G})^{-1}\mathbf{G}^T\delta\rho \tag{2.10}$$

โดยผลลัพธ์ที่ได้ในแต่ละรอบของกระบวนการวนซ้ำจะต้องมีค่าเข้าใกล้ศูนย์ หมายความว่าค่าตำแหน่งของเครื่องรับสุดท้ายจะมีค่าการเปลี่ยนแปลงของตำแหน่งน้อยมาก ก็จะได้คำตอบออกมา โดยขั้นตอนการคำนวณตำแหน่งดังกล่าวสามารถทำให้แม่นยำมากยิ่งขึ้นด้วยการนำค่าหน่วงเวลาที่ทำให้เกิดความผิดพลาดในการวัดค่าระยะทางเทียมออกไป และเพิ่มความแม่นยำของตำแหน่งดาวเทียม

สำหรับวิธีการคำนวณตำแหน่งด้วยเทคนิคสามเหลี่ยมระยะนี้ ถ้าหากสัญญาณที่เดินทางจากดาวเทียมเป็นแบบอุดมคติ กล่าวคือเมื่อสัญญาณเดินทางด้วยความเร็วแสง การนำระยะทางเทียมที่วัดได้จากดาวเทียมดวงต่าง ๆ มาคำนวณตำแหน่ง ก็จะไม่มีความผิดพลาดเกิดขึ้น แต่อย่างไรก็ดี ในความเป็นจริง พบว่าเมื่อสัญญาณเดินทางผ่านตัวกลาง ก็จะมีความเร็วที่ลดลง ทำให้เกิดเป็นความผิดพลาดในการวัดระยะทางเทียมขึ้น โดยสำหรับความผิดพลาดในการวัดระยะทางเทียมนี้ จะมีองค์ประกอบความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากส่วนต่าง ๆ แสดงได้ดังตารางที่ 2.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.1 ผลกระทบความคลาดเคลื่อนในการวัดระยะทางเทียม เพื่อใช้คำนวณตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส [27]

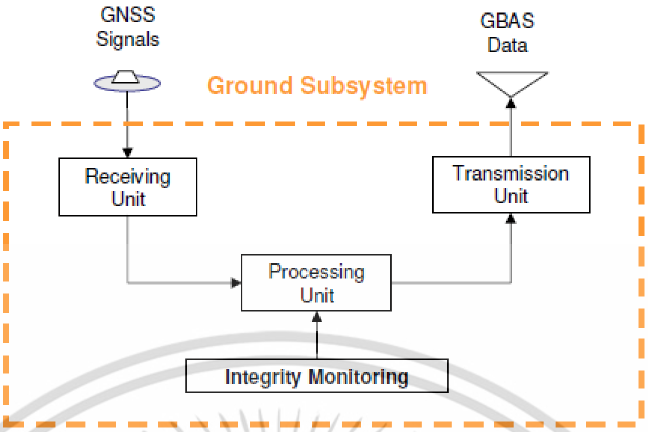
ปัจจัยที่ส่งผลต่อการวัดระยะทางเทียม	ระยะทางเทียมที่ผิดพลาดโดยเฉลี่ย (เมตร)
วงโคจรดาวเทียม และนาฬิกาจากดาวเทียม	3.9
สัญญาณรบกวนในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส	1.1
ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์	3.1
ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์	2.0
สัญญาณสะท้อนหลายทิศทาง	1.2
ผลรวมจากความผิดพลาดทั้งหมด	5.6

จากผลกระทบความคลาดเคลื่อนในการวัดระยะทางเทียม หากนำมาใช้ในการประมาณตำแหน่งโดยไม่พึ่งพาค่าปรับแก้จากความผิดพลาดต่าง ๆ นั้น พบว่าจะมีความผิดพลาดสูงถึง 5.6 เมตร ซึ่งความผิดพลาดเหล่านี้จะยังสามารถนำมาใช้งานกับแอปพลิเคชันทั่วไปที่ไม่ต้องการความแม่นยำสูงได้ แต่หากนำมาใช้กับงานกับแอปพลิเคชันที่ต้องการความถูกต้องสูง เช่น งานรังวัด การติดตามการเคลื่อนตัวแผ่นเปลือกโลก หรือว่าการใช้งานเพื่อนำทางลงจอดเครื่องบิน พบว่าจะไม่มีความแม่นยำที่สูงมากพอ ดังนั้นจึงจำเป็นที่จะต้องใช้ค่าปรับแก้จากสถานีฐาน ช่วยเพิ่มความแม่นยำในการระบุตำแหน่ง รวมทั้งทราบสถานะความผิดพลาดในขณะนั้น เพื่อให้ผู้ใช้งานประเมินความเหมาะสมหรือความถูกต้องทางตำแหน่งได้ต่อไป

สำหรับการคำนวณตำแหน่งที่ใช้ร่วมกับระบบจีบาส จะใช้เทคนิคในการคำนวณตำแหน่งแบบความสัมพันธ์ตำแหน่ง (Relative position) กล่าวคือจะมีการใช้สถานีฐานทำการคำนวณค่าปรับแก้ความผิดพลาดที่เกิดขึ้น เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการคำนวณตำแหน่งเครื่องบิน และเนื่องจากสถานีฐานในระบบจีบาสมีการรับสัญญาณดาวเทียมชุดเดียวกันกับที่เครื่องบินรับได้ ดังนั้นความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากวงโคจรดาวเทียม และนาฬิกาของดาวเทียมก็จะแก้ไขได้อย่างสมบูรณ์ รวมถึงหากใช้งานภายในรัศมีต่ำกว่า 50 กิโลเมตร ผลกระทบจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ก็จะลดน้อยลงตามไปด้วย ดังนั้นความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ได้แก่ ความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ สัญญาณสะท้อน และสัญญาณรบกวนจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส โดยสัญญาณสะท้อนและสัญญาณรบกวนในเครื่องรับจะถูกรวมกันเป็นความผิดพลาดจากภาคพื้น สำหรับความผิดพลาดอื่น ๆ นั้น เมื่อพิจารณาแล้วพบว่ามีค่าที่น้อยกว่าสองอันดับแรก ดังนั้นแบบจำลองความผิดพลาดในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และสัญญาณสะท้อนจากภาคพื้นจึงมีความสำคัญต่อระบบจีบาสที่จะต้องมีการพัฒนาแบบจำลองให้มีความแม่นยำต่อไป

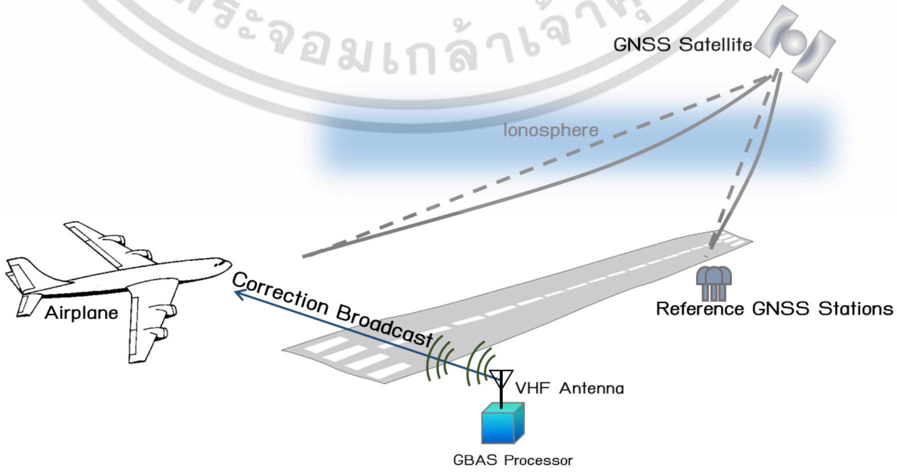
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 เทคโนโลยีจีบาสเบื้องต้น (Introduction of GBAS)



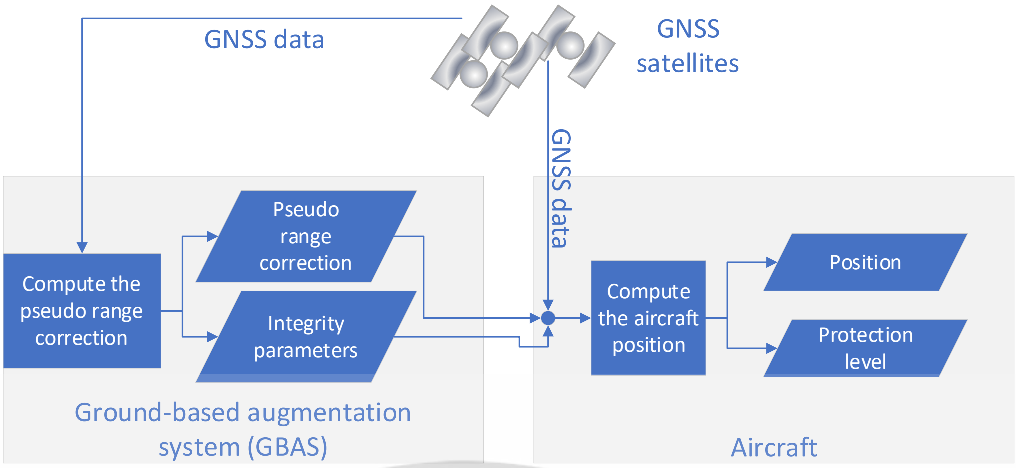
รูปที่ 2.3 ส่วนประกอบย่อยของระบบจีบาสในภาคพื้นดิน

การระบุตำแหน่งอากาศยานด้วยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสในระยะการลดระดับใกล้สนามบิน ไปจนถึงการเข้าสู่รันเวย์ โดยปกติแล้วจะมีการรักษาระดับความแม่นยำและความสูงจากการระบุตำแหน่งด้วยเครื่องช่วยจากภาคพื้นดิน เรียกระบบนี้ว่าระบบจีบาส (GBAS: Ground-Based Augmentation System) [1] ประกอบไปด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสสองความถี่ (Dual-frequency GNSS receiver) รอบพื้นที่สนามบินจำนวน 3 ถึง 4 เครื่อง เพื่อคำนวณค่าความผิดพลาดของระบบจีเอ็นเอสเอสที่วัดได้ในบริเวณสนามบินแสดงได้ดังรูปที่ 2.3 และแจ้งไปยังอากาศยานที่อยู่ในบริเวณใกล้เคียงขณะกำลังเข้าสู่ขั้นตอนการลงจอด เพื่อรักษาความแม่นยำให้อยู่ในขอบเขตที่กำหนด กล่าวคือในขณะเริ่มทำการติดตั้งระบบจีบาส จะต้องมีการสอบเทียบเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในภาคพื้นดินให้มีความถูกต้อง เพื่อคำนวณตำแหน่งที่คลาดเคลื่อนไปจากตำแหน่งจริงในแต่ละเวลา พร้อมคำนวณค่าปรับแก้ความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ขึ้นมา (แทนด้วยแถบสีฟ้า) และส่งค่าปรับแก้นี้ไปยังอากาศยานที่อยู่ในบริเวณดังกล่าว แสดงได้ดังรูปที่ 2.4 และ 2.5



รูปที่ 2.4 การใช้งานระบบจีบาสโดยคำนวณค่าปรับแก้เพื่อเพิ่มความแม่นยำในการคำนวณตำแหน่งเครื่องบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.5 แผนผังการทำงานระบบจีบาสจากข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

ส่วนประกอบภาคพื้นจะเป็นส่วนประกอบหลักของระบบจีบาส มีการให้บริการแก่เครื่องบินที่อยู่ภายในพื้นที่ที่ครอบคลุมได้ทั้งหมด โดยที่ตำแหน่งของระบบจีบาสภาคพื้นนี้จะถูกกำหนดโดยตำแหน่งเครื่องรับของจีเอ็นเอสเอส โดยปกติแล้วระบบจีบาสในภาคพื้นนี้จะส่งข้อมูลไปยังเครื่องบินดังนี้ 1) ค่าแก้ของสัญญาณดาวเทียมที่ใช้ในการประมาณตำแหน่งของเครื่องบิน 2) ค่าความถูกต้องของข้อมูลที่ใช้ในการระบุตำแหน่ง 3) ข้อมูลที่จำเป็นสำหรับช่วยเหลือให้เครื่องบินลงจอดได้

2.2.1 หน่วยภาครับในระบบจีบาส

ในส่วนของภาครับนี้มีหน้าที่ในการหาระยะทางระหว่างเครื่องรับ และดาวเทียมดวงต่าง ๆ รวมไปถึงพารามิเตอร์ของวงโคจรดาวเทียมที่เห็นได้ทั้งหมดในพื้นที่นั้น โดยเครื่องรับจะตั้งอยู่กับที่ไว้ไม่เปลี่ยนแปลงตำแหน่ง และมีการหาตำแหน่งที่มีความแม่นยำสูงไว้แล้ว เพื่อที่จะนำไปคำนวณหาค่าความคลาดเคลื่อนของสัญญาณนาฬิการวมทั้งลักษณะความผิดพลาดที่อยู่รอบ ๆ ตัวสนามบินเองด้วย

ปกติแล้วตำแหน่งของเครื่องรับในระบบจีบาสจะไม่ได้ทำงานร่วมกับอุปกรณ์อื่น ๆ ในสนามบินโดยองค์กร International Civil Aviation Organization (ICAO) จะกำหนดลักษณะของการติดตั้งเครื่องรับไว้ว่าต้องปราศจากการรบกวนจากสัญญาณสะท้อนอันเนื่องมาจากสิ่งก่อสร้างใกล้เคียง [28] ดังนั้นเครื่องรับจึงจะเป็นที่จะต้องอยู่ในพื้นที่โล่งห่างจากสิ่งก่อสร้างอื่น ๆ ในระยะพอสมควร จึงจะทำให้สัญญาณสะท้อนมีค่าต่ำตามกำหนดได้ สำหรับสายอากาศที่ใช้ในระบบจีบาสนี้ยังต้องมีการออกแบบลดสัญญาณสะท้อนเพิ่มเติมเพื่อลดความสัมพันธ์ของสัญญาณสะท้อนออกไปจากสัญญาณที่ต้องการรับได้อีกด้วย

2.2.2 หน่วยประมวลผลในระบบจีบาส

ค่าสัญญาณที่รับได้โดยเครื่องรับจีบาสจะถูกแปลงเป็นระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ โดยเมื่อนำมาเปรียบเทียบกับค่าที่คำนวณรอไว้ในเครื่องจากข้อมูลที่มีความถูกต้องมากกว่าก็จะสามารถคำนวณค่าแก้จากสัญญาณรบกวนต่าง ๆ ออกมาได้ เพื่อนำไปใช้กับเครื่องรับที่ต้องการข้อมูลจากเครื่องจีบาสได้ในรูปแบบข้อความชนิดต่าง ๆ ดังแสดงไว้ในตารางที่ 2.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.2 มาตรฐานข้อความที่ใช้ส่งจากระบบจีบาส

Message Type (MT) Identifier	Message Name
0	Spare
1	Pseudorange correction
2	GBAS related data
3	Reserved for ground-based ranging source
4	Final approach segment data
5	Ranging source availability
6	Reserved
7	Reserved for national application
8	Reserved for test application
9-255	Spare

จากตัวอย่างข้อความในระบบจีบาสชนิดที่ 1 คือค่าแก้สำหรับช่วยเหลือระบบนำทางด้วยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสของเครื่องบิน โดยมีความเกี่ยวข้องกับหัวข้อที่ 1 และ 2 ดังที่กล่าวไปแล้วข้างต้น โดยข้อความชนิดอื่น ๆ นั้น จะไม่ขอกล่าวถึงในวิทยานิพนธ์นี้ สำหรับข้อความที่ 0 และ 9 ถึง 255 นั้น หมายถึงการจองชนิดข้อความไว้ เผื่อสำหรับการเพิ่มเติมข้อความอื่น ๆ ในอนาคต

2.2.3 ส่วนภาคส่งในระบบจีบาส

โดยปกติแล้วข้อมูลที่ระบบจีบาสส่งออกไปจะส่งผ่านคลื่นวิทยุย่านวีเอชเอฟ (VHF) ที่ความถี่ในช่วง 108 ถึง 117.975 MHz โดยมีความกว้างของแต่ละช่องสัญญาณเท่ากับ 25 KHz ระบบสายอากาศที่ใช้จะติดตั้งในลักษณะที่ไม่มีสิ่งกีดขวางต่อเครื่องรับภายในระยะทำการ โดยปกติจะเป็นสายอากาศแบบรอบตัวที่มีระยะการส่งอย่างน้อย 43 กิโลเมตร [29] แต่ในการใช้งานจริงสามารถขยายระยะทางในการให้บริการกว้างขึ้นได้ เพื่อสามารถให้บริการแก่ระบบระบุตำแหน่งอื่น ๆ ได้

2.3 ความแตกต่างระหว่างระบบเครื่องช่วยการลงจอดแบบดั้งเดิมและจีบาส

เครื่องช่วยการลงจอดแบบดั้งเดิม (ILS: Instrument Landing System) และระบบจีบาสต่างเป็นเทคโนโลยีที่ใช้ในการนำทางและช่วยให้เครื่องบินลงจอดได้อย่างแม่นยำ โดยที่ระบบ ILS จะเป็นการส่งคลื่นวิทยุออกไปจากบริเวณจุด Touch down ของรันเวย์ เพื่อให้เครื่องบินสามารถทราบได้ว่าแนวร่อนในขณะนั้นห่างจากเส้นทางเดินอากาศที่ควรจะเป็นเท่าใด ในขณะที่ระบบจีบาสจะเป็นการใช้การระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมเทียบที่มีความแม่นยำสูง เพื่อบอกตำแหน่งเครื่องบินเทียบกับเส้นทางที่เหมาะสมในการลงจอด ความแตกต่างระหว่างระบบ ILS และจีบาสสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 2.3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.3 ความแตกต่างระบบช่วยลงจอดแบบ ILS และจีบาส

หลักเกณฑ์	ILS	GBAS
เทคโนโลยี	คลื่นวิทยุ AM (ย่าน VHF)	ระบบดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส (การส่งข้อมูลดิจิทัลย่าน VHF)
ความแม่นยำ	สามารถนำทางเครื่องบินลงมาได้ถึงความสูงตัดสินใจ (Decision Height)	สามารถใช้งานจนเครื่องบินลงจอดได้
ความยืดหยุ่น	ใช้งานได้เฉพาะรันเวย์ที่ออกแบบตามข้อกำหนด	สามารถใช้งานได้ทุกสนามบิน
ต้นทุนระบบ	หนึ่งระบบสามารถนำทางได้เฉพาะหนึ่งหัวทางวิ่งของรันเวย์	หนึ่งระบบสามารถใช้งานได้ทุกรันเวย์พร้อมกัน
ความน่าเชื่อถือในการใช้งาน	มีระบบตรวจสอบความถูกต้องในการใช้งาน	

ข้อได้เปรียบที่สำคัญของระบบจีบาส คือเมื่อมีการติดตั้งระบบในสนามบินเพียงชุดเดียว ก็จะสามารถให้บริการเครื่องบินที่กำลังลงจอดทุกรันเวย์พร้อมกันได้ ทำให้ต้นทุนระบบและซ่อมบำรุงต่ำกว่าระบบแบบดั้งเดิม และยังสามารถปรับรูปแบบการนำทางได้อย่างยืดหยุ่นให้เหมาะสมกับเครื่องบินแต่ละประเภทได้ และที่สำคัญ ระบบจีบาสยังสามารถสร้างเส้นทางการลงจอดที่ไม่เป็นเส้นตรงได้ ซึ่งเหมาะสมกับสนามบินที่อยู่ใกล้หุบเขา โดยสามารถนำทางเครื่องบินเป็นเส้นโค้งอย่างอัตโนมัติ ทำให้ลดภาระของนักบินในระหว่างการลงจอดเครื่องบินได้

2.4 การวัดประสิทธิภาพของเทคโนโลยีจีบาส (GBAS performance monitoring)

การวัดประสิทธิภาพของระบบจีบาส จะแบ่งออกเป็น 2 หัวข้อหลัก ได้แก่

1) องค์ประกอบความสัมพันธ์ในระบบเพื่อการคำนวณพารามิเตอร์ในระบบจีบาส ซึ่งจะอธิบายองค์ประกอบในส่วนต่าง ๆ ของระบบจีบาสในรูปแบบฟังก์ชัน

2) พารามิเตอร์ของระบบจีบาส โดยจะอธิบายประสิทธิภาพของระบบเป็นระดับต่าง ๆ เพื่อให้เหมาะสมกับช่วงการบินของอากาศยานที่ยอมรับความผิดพลาดได้แตกต่างกัน

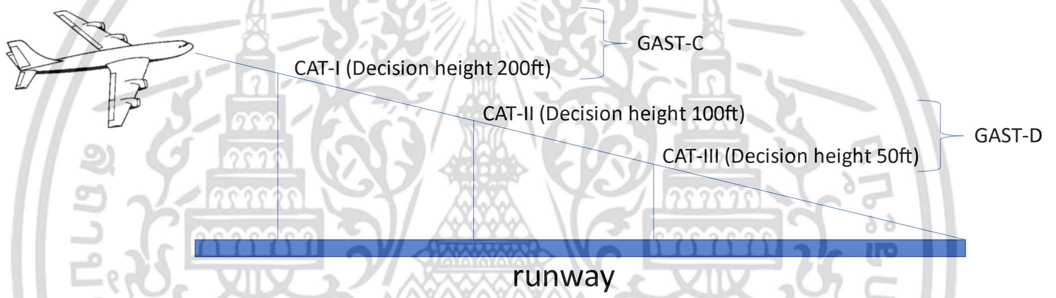
2.4.1 องค์ประกอบต่าง ๆ ในการคำนวณประสิทธิภาพในระบบจีบาส

ประสิทธิภาพในการประมาณตำแหน่งของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่ใช้งานในระบบจีบาส จะวัดประสิทธิภาพของสัญญาณขณะเดินทางผ่านตัวกลาง (SIS: Signal-In-Space) โดยในการใช้งานจะแบ่งมาตรฐานออกเป็นประเภทต่าง ๆ แสดงได้ดังตาราง 2.4 และรูปที่ 2.6 โดยสำหรับมาตรฐาน CAT-I ระบุว่าต้องมีโอกาสเสี่ยงในการระบุผิดพลาดซึ่งมีอัตราเท่ากับ 2×10^{-7} ในขณะที่เครื่องบินกำลังเข้าใกล้สนามบินในขั้นตอนการลงจอด (Landing) ดังตารางที่ 2.5 และจากเอกสารอ้างอิง [30] ระบุไว้ว่ามีความเชื่อมโยงกันระหว่างความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและค่าขอบเขตความผิดพลาด มีความเชื่อมโยงกันแสดงได้ดังรูปที่ 2.7

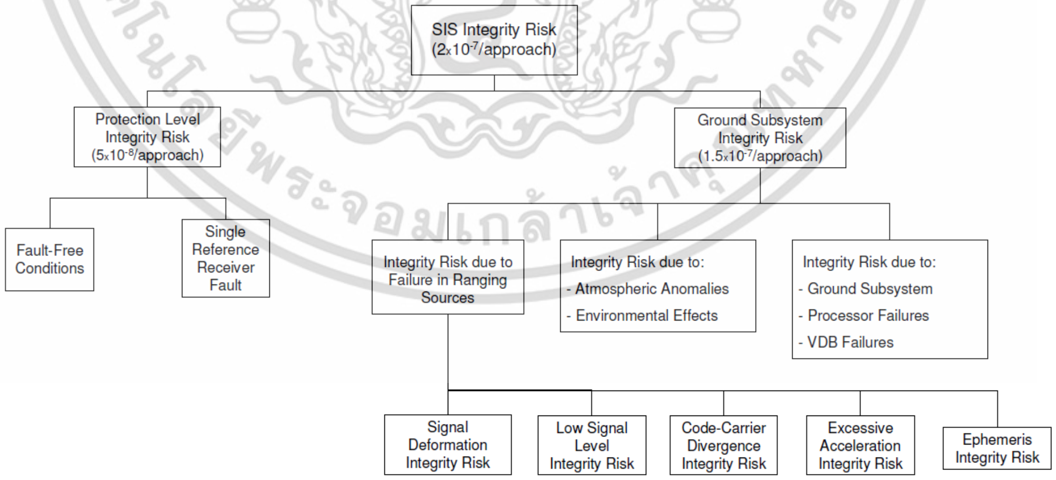
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.4 มาตรฐานการลงจอดสำหรับระบบจีบาสแต่ละประเภท

Approach Category	Decision Height (DH)	Runway Visual Range (RVR)	Visibility Minimum
CAT I	200 feet (61 meters)	2,400 feet (732 meters)	1/2 statute mile (800 meters)
CAT II	100 feet (30 meters)	1,200-2,400 feet (366-732 meters)	1/4 statute mile (400 meters)
CAT IIIA	50 feet (15 meters)	700-1,200 feet (213-366 meters)	700 feet (213 meters)
CAT IIIB	None	150-700 feet (46-213 meters)	150 feet (46 meters)
CAT IIIC	None	Less than 150 feet (46 meters)	None



รูปที่ 2.6 มาตรฐานการให้บริการจีบาส (CAT) ชนิดต่าง ๆ



รูปที่ 2.7 มาตรฐานความเสี่ยงในการให้บริการจีบาสชนิด CAT-I

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.5 มาตรฐานประสิทธิภาพของระบบการระบุตำแหน่งด้วยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสในมาตรฐานจีบาสที่ระดับการบินต่าง ๆ [31]

<table>
<tr><th>Typical Operations</th><th>Horizontal Accuracy 95%</th><th>Vertical Accuracy 95%</th><th>Integrity</th><th>Time to Alert</th><th>Continuity</th><th>Availability</th><th>RNP type</th></tr>
<tr><td>En-route</td><td>3.7 Km</td><td>N/A</td><td>$1-10^{-7}/h$</td><td>5 min</td><td rowspan="3">$1-10^{-4}/h$ to $1-10^{-8}/h$</td><td rowspan="3">0.99 to 0.99999</td><td>20 to 10</td></tr>
<tr><td>En-route, Terminal</td><td>0.74 Km</td><td>N/A</td><td>$1-10^{-7}/h$</td><td>15 s</td><td>5 to 1</td></tr>
<tr><td>Initial Approach, Intermediate Approach, Non-Precision Approach and Departure</td><td>220 m</td><td>N/A</td><td>$1-10^{-7}/h$</td><td>10 s</td><td>0.5 to 0.3</td></tr>
<tr><td>Approach operation with vertical guidance (APV-I)</td><td>220 m</td><td>20 m</td><td>$1-2\times10^{-7}$ per approach</td><td>10 s</td><td rowspan="3">$1-8\times10^{-6}$ in any 15 seconds</td><td rowspan="3">0.99 to 0.99999</td><td>0.3/125</td></tr>
<tr><td>Approach operation with vertical guidance (APV-II)</td><td>16.0 m</td><td>8.0 m</td><td>$1-2\times10^{-7}$ per approach</td><td>6 s</td><td>0.03/50</td></tr>
<tr><td>Category I Precision Approach (CAT-I)</td><td>16.0 m</td><td>6.0 m to 4.0 m</td><td>$1-2\times10^{-7}$ per approach</td><td>6 s</td><td>0.02/40</td></tr>
</table>

จากตารางที่ 2.5 Horizontal Accuracy หมายถึงค่าความผิดพลาดเปอร์เซ็นไทล์ที่ 95 ในแนวราบ เมื่อถูกเรียงค่าจากน้อยไปหามาก ค่า Vertical Accuracy หมายถึงค่าความผิดพลาดเปอร์เซ็นไทล์ที่ 95 ในแนวระดับ เมื่อถูกเรียงค่าจากน้อยไปหามาก ตัวอย่างเช่น ที่ระดับในการบินช่วงเตรียมลงจอด (CAT-I) จะต้องการความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งในแนวราบไม่เกิน 16 เมตร และในแนวความสูงไม่เกิน 6 เมตร เป็นต้น ค่า Integrity หมายถึงอัตราส่วนข้อมูลที่สามารถให้บริการได้อย่างถูกต้อง ในช่วงเวลาหนึ่ง ๆ ตัวอย่างเช่นในเฟสการลงจอด CAT-I ต้องมีอัตราส่วนข้อมูลที่มีความถูกต้องเท่ากับ $1\text{-}2\text{x}10^{-7}$ ในช่วงเวลาการลงจอดทั้งหมด Time to alert หมายถึงเวลามากที่สุดสำหรับการแจ้งเตือนหากเกิดข้อผิดพลาดขึ้น เช่นระดับ CAT-I ต้องการเวลาในการแจ้งเตือนมากที่สุดไม่เกิน 6 วินาที Continuity หมายถึงเวลาที่ต้องให้บริการได้อย่างต่อเนื่องภายในช่วงเวลาหนึ่ง ๆ และสุดท้าย Availability หมายถึง อัตราส่วนการให้บริการได้ต่อเวลา RNP type หมายถึงชนิดของประสิทธิภาพในการนำทางเครื่องบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.2 ความแม่นยำของอากาศยานภายใต้การใช้ค่าปรับแก้จากระบบจีบาส

ค่าความแม่นยำในระบบภาคพื้นจะเป็นการบอกความผิดพลาดที่มากสุดในระบบจีบาส เพื่อเป็นตัวกำหนดว่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้น สามารถให้บริการแก่ความต้องการของผู้ใช้ในระดับใดได้บ้าง โดยมีแบบจำลองในรูปแบบตัวแปรต่าง ๆ สำหรับดาวเทียมแต่ละดวงดังนี้ได้แก่ σ_{pr_gnd} σ_{tropo} σ_{pr_air} $\sigma_{multipath}$ และ σ_{iono} หมายถึงส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความคลาดเคลื่อนจากเครื่องรับภาคพื้นดิน ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ เครื่องรับบนอากาศยาน สัญญาณรบกวนจากสัญญาณสะท้อน และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ตามลำดับ ซึ่งประสิทธิภาพของระบบจีบาสในภาคพื้นจะถูกกำหนดโดยค่าความแม่นยำในระบบภาคพื้น (GAD: The Ground Accuracy Designator) [28]

ค่า GAD จะประกอบไปด้วยสัญลักษณ์ทั้งหมด 3 แบบ ซึ่งกำหนดไว้ดังนี้

[A] หมายถึงค่าความแม่นยำที่คำนวณได้จากเครื่องรับโดยทั่วไป และเครื่องรับที่มีการจัดการสัญญาณสะท้อนออกไปได้บ้าง

[B] หมายถึงค่าความแม่นยำที่ดีมากขึ้นที่คำนวณจากเครื่องรับสมัยใหม่ที่มีความแม่นยำสูง และมีการจัดการสัญญาณสะท้อนได้ดีมากกว่าเดิม

[C] หมายถึงค่าความแม่นยำที่คำนวณจากเครื่องรับที่ทันสมัยที่สุด และมีการจัดการสัญญาณสะท้อนได้ดีที่สุด

ตัวอักษรกำกับมาตรฐาน GAD จะถูกกำหนดมาจากส่วนของภาครับสัญญาณในภาคพื้นดินจากการคำนวณค่าแก้ระยะทางเทียม และเพื่อคำนวณค่า σ_{pr_gnd} ภายในช่วงระยะเวลาหนึ่ง ๆ โดยค่า σ_{pr_gnd} จะหาได้จากฟังก์ชันของมุมเงยของดาวเทียมดวงต่าง ๆ ที่มีการกำหนดโดยตัวอักษรของ GAD ดังตารางที่ 2.6

ตารางที่ 2.6 ค่าสัมประสิทธิ์ของสัญญาณรบกวนของเครื่องรับที่ติดตั้งอยู่ที่สถานีจีบาส

GAD	θ_i (degree)	θ_o (degree)	a_0 (meters)	a_1 (meters)	a_3 (meters)
A	≥ 5	14.3	0.5	1.65	0.08
B	≥ 5	15.5	0.16	1.07	0.08
C	≥ 35	15.5	0.15	0.84	0.04
	5 - 35	-	0.24	0	0.04

โดยจากค่าในตารางที่ 2.6 จะนำมาคำนวณเส้นกราฟของ σ_{pr_gnd} ได้ดังสมการที่ 2.11

$$\sigma_{pr_gnd}\left(\theta_i\right) \leq \sqrt{\frac{\left(a_0 + a_1 \cdot e^{-\theta_i/\theta_0}\right)^2}{M} + {a_2}^2} \tag{2.11}$$

โดยที่ θ_i คือมุมเงยของดาวเทียมดวงที่ i และค่า M คือจำนวนเครื่องรับดาวเทียมในสถานีจีบาส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของความคลาดเคลื่อนจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ σ_{tropo} จะมีความแตกต่างกันในแต่ละความสูงของเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่อยู่ในพื้นที่แตกต่างกัน ดังสมการที่ 2.12

$$\sigma_{tropo} = \sigma_N h_0 - \frac{10^{-6}}{\sqrt{0.002+\sin^2(\theta)}}\left(1-e^{-\Delta h/h_0}\right) \tag{2.12}$$

โดยที่ σ_N คือส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของกระจายตัวแบบเกาส์เซียนที่เกิดจากความผิดปกติของชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ h_0 คือค่าสเกลเพื่อใช้ปรับแก้ความถูกต้องชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์จากระบบจีบาส θ คือมุมเงยของดาวเทียม และ Δh คือความสูงของอากาศยานเหนือเครื่องจีบาสที่เป็นจุดอ้างอิง

ค่าความแปรปรวนความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งอันเนื่องมาจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่อยู่บนอากาศยาน $\sigma^2_{pr_air}$ สามารถคำนวณได้จากสัญญาณรบกวน σ^2_{noise} และความแปรปรวนจากสัญญาณสะท้อนหลายทิศทาง $\sigma^2_{multipath}$ ได้ดังสมการที่ 2.13

$$\sigma^2_{pr_air} = \sigma^2_{noise} + \sigma^2_{multipath} \tag{2.13}$$

$$\sigma_{noise} = a_0 + a_1 e^{-\theta_i/\theta_0} \tag{2.14}$$

$$\sigma_{multipath} = 0.13 + 0.53 e^{-\theta_i/10^\circ} \tag{2.15}$$

โดยค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองสัญญาณรบกวน a_0 a_1 และ θ_0 จะขึ้นอยู่กับประเภทของเครื่องรับบนอากาศดังแสดงในตารางที่ 2.7

ตารางที่ 2.7 ค่าสัมประสิทธิ์แบบจำลองสัญญาณรบกวนของเครื่องรับที่ติดตั้งอยู่บนอากาศยาน

Airborne Accuracy Designator (AAD)	a_0 (m)	a_1 (m)	θ_0 (m)
A	0.15	0.43	6.9
B	0.11	0.13	4.0

สุดท้ายจะเป็นการคำนวณค่าความแปรปรวนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ σ_{iono} โดยสามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.16

$$\sigma_{iono} = F_{pp} \cdot \sigma_{VIG} \cdot \left(x_{air} + 200 \cdot v_{air}\right) \tag{2.16}$$

โดยที่ σ_{VIG} คือส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ x_{air} คือระยะทางระหว่างเครื่องรับจีบาสและอากาศยาน v_{air} คือความเร็วของอากาศยาน และ F_{pp} คือตัวคูณสำหรับแปลงค่าในแนวตั้งให้เป็นค่าในแนวเฉียง คำนวณได้จาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_E \cos(\theta)}{R_E + h_i} \right) \right]^{-1/2} \tag{2.17}$$

เมื่อ R_E รัศมีของโลก มีค่าประมาณ 6378.13 กิโลเมตร h_i คือความสูงของชั้นไอโอโนสเฟียร์ มีค่าประมาณ 350 กิโลเมตร และ θ คือมุมเงยของดาวเทียม

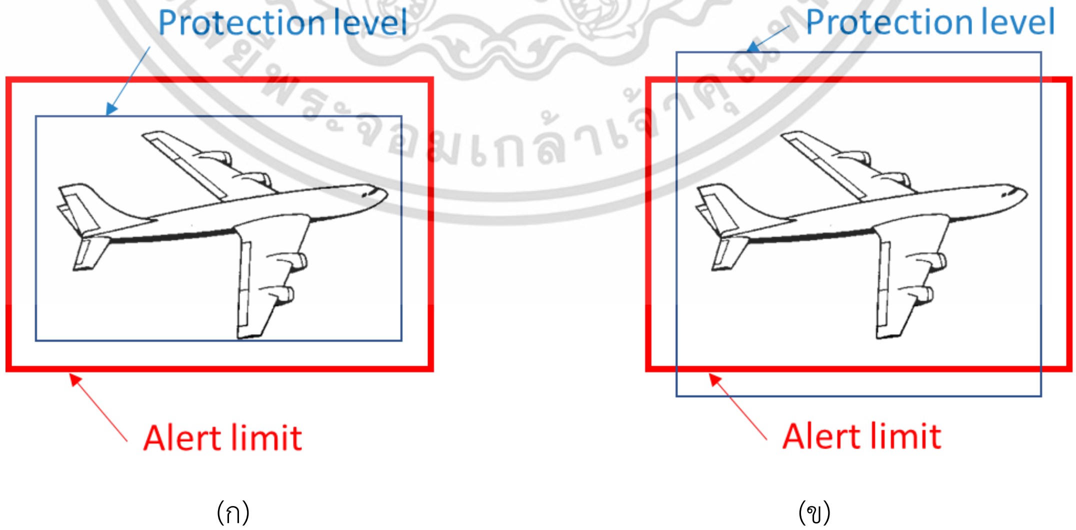
ตัวแปรที่กล่าวมาทั้งหมด สามารถเขียนให้อยู่ในรูปความแปรปรวนความผิดพลาดการคำนวณตำแหน่งในระบบจีบาส ณ เวลา t ได้ดังสมการที่ 2.18

$$\sigma^2(t) = \sigma^2_{pr_gnd}(t) + \sigma^2_{tropo}(t) + \sigma^2_{pr_air}(t) + \sigma^2_{iono}(t) \tag{2.18}$$

จากสมการที่ 2.18 ค่าแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาส จะนำไปใช้ในการคำนวณขอบเขตความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งของเครื่องบินต่อไป

2.4.3 ระดับการปกป้อง (Protection level) อากาศยานจากการระบุตำแหน่ง

โดยปกติ ในการประเมินความปลอดภัยอากาศยานระหว่างทำการบิน อุปกรณ์ที่เกี่ยวข้องกับระบบจีบาสในอากาศยานจะมีการคำนวณค่าระดับการปกป้องอากาศยานจากการระบุตำแหน่ง (PL: Protection level) ซึ่งสะท้อนถึงระดับความผิดพลาดของตำแหน่งในแนวนอน และแนวตั้งอยู่ตลอดเวลา ว่ามีค่าเกินขีดจำกัดการใช้งานได้ของระบบ (AL: Alert limit) หรือไม่ในกรณีที่ไม่มีเครื่องรับจีพีเอสทำงานผิดพลาด (Fault-free hypothesis หรือ H0) เมื่อขอบเขตการปกป้องการระบุตำแหน่งมีค่าน้อยกว่า ขีดจำกัดการใช้งานได้ จะหมายความว่าค่าความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่สามารถเชื่อถือได้มากพอที่จะใช้งานการนำทางเครื่องบินได้ แต่หากมีค่ามากกว่าขีดจำกัดที่กำหนดไว้ นั่นหมายถึงระบบมีความน่าเชื่อถือไม่เพียงพอ จำเป็นที่จะต้องใช้ระบบสำรองในการนำทางเครื่องบินต่อไปได้ แสดงได้ดังรูปที่ 2.8



รูปที่ 2.8 ขอบเขตการปกป้อง และค่าขีดจำกัดในการใช้งานของระบบจีบาส (ก) เหตุการณ์ที่ระบบยอมรับความผิดพลาดตำแหน่งขณะหนึ่งในการคำนวณตำแหน่งได้ (ข) ค่าความผิดพลาดตำแหน่งขณะหนึ่งเกินกำหนด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าขอบเขตการปกป้องในการระบุตำแหน่งของเครื่องบิน ในกรณีไม่มีเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสที่ทำงานผิดพลาด (H0) สามารถแบ่งออกได้เป็น 2 แนว ได้แก่ค่าขอบเขตการปกป้องในแนวดิ่ง (VPL: Vertical Protection Levels) และค่าขอบเขตการปกป้องในแนวรันเวย์ (LPL: Lateral Protection levels) สามารถคำนวณได้ดังสมการ 2.19 และ 2.20 [31]

$$VPL = \max\{VPL_{\mathrm{H0}}, VPL_{\mathrm{H1}}\} \tag{2.19}$$

$$LPL = \max\{LPL_{\mathrm{H0}}, LPL_{\mathrm{H1}}\} \tag{2.20}$$

โดยที่ตัวห้อย H0 จะหมายถึงกรณีที่เครื่องรับในสนามบินทำงานได้อย่างปกติทุกเครื่องและ H1 จะหมายถึงกรณีที่เกิดความผิดปกติต่อเครื่องรับในสนามบินจำนวน 1 เครื่อง

2.4.4 การคำนวณขอบเขตการปกป้องเครื่องบิน กรณีที่ไม่มีความผิดพลาดเกิดขึ้นในสถานีจีบาส

สำหรับกรณีที่เครื่องรับในสนามบินทำงานได้อย่างปกตินั้น กล่าวคือไม่มีสถานีจีเอ็นเอสเอสของจีบาสสามารถใช้งานได้อย่างปกติ ไม่มีความผิดพลาดในการรับสัญญาณ ค่าการปกป้องแนวดิ่งและแนวรันเวย์ สามารถคำนวณได้จาก

$$VPL_{\mathrm{H0}} = K_{ffmd}\sigma_{vert} + D_V \tag{2.21}$$

$$LPL_{\mathrm{H0}} = K_{ffmd}\sigma_{lat} + D_L \tag{2.22}$$

โดยที่ K_{ffmd} คือค่าขยายขอบเขตการปกป้อง σ_{vert} และ σ_{lat} คือส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ในแนวดิ่งและในแนวรันเวย์ตามลำดับ D_V และ D_L คือค่าคงที่ที่ถูกกำหนดขึ้นมาจากประเภทอากาศยานที่ส่งผลต่อขอบเขตการปกป้องในแนวดิ่งและแนวรันเวย์ตามลำดับ

สำหรับค่าคงที่ K_{ffmd} จะเป็นค่าที่ขึ้นอยู่กับจำนวนเครื่องรับสัญญาณจีพีเอสในสถานีจีบาส (M) มีค่าดังตารางที่ 2.8

ตารางที่ 2.8 ค่าขยายขอบเขตการปกป้องสำหรับระบบจีบาส [31]

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

สำหรับค่า σ_{vert} และค่า σ_{lat} จะสามารถคำนวณได้จากค่าแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาส (σ_i) ในสมการที่ 2.18 ดังสมการที่ 2.23 และสมการที่ 2.24

$$\sigma_{vert} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_{vert,i}^2 \sigma_i} \tag{2.23}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\sigma_{lat} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_{lat,i}^{2}\,\sigma_i} \tag{2.24}$$

โดยที่ $\mathbf{S}_{vert}$ และ $\mathbf{S}_{lat}$ คือเมทริกซ์โปรเจคชันในแนวดิ่งและในแนวรันเวย์ตามลำดับ และ $s_{vert,i} \in \mathbf{S}_{vert}$ และ $s_{lat,i} \in \mathbf{S}_{lat}$ ซึ่งมีค่าเท่ากับ

$$\mathbf{S}_{vertical} = \mathbf{S}_v + \mathbf{S}_x \times \tan\left(\mathrm{GPA}\right) \tag{2.25}$$

$$\mathbf{S}_{lateral} = \mathbf{S}_y \tag{2.26}$$

โดยที่ GPA คือแนวร่อนที่เครื่องบินใช้ลงจอด เมทริกซ์ $\mathbf{S}$ คือเมทริกซ์ที่ใช้ในการแปลงพิกัดในระบบ ECEF จากดาวเทียมดวงต่าง ๆ ให้เป็นการอ้างอิงในแนวรันเวย์ดังสมการ

$$\begin{aligned}\mathbf{S} &= \left(\mathbf{G}^{\mathrm{T}}\mathbf{W}\mathbf{G}\right)^{-1}\mathbf{G}^{\mathrm{T}}\mathbf{W} \\ &= \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,i} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,i} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,i} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{S_x} \\ \mathbf{S_y} \\ \mathbf{S_v} \\ \mathbf{S_t} \end{bmatrix}\end{aligned} \tag{2.27}$$

โดยที่เมทริกซ์ $\mathbf{G}$ คือเมทริกซ์ความสัมพันธ์ระหว่างดาวเทียมดวงที่ i และเครื่องรับจีพีเอส และเมทริกซ์ $\mathbf{W}$ คือเมทริกซ์ถ่วงน้ำหนัก ซึ่งมาจากส่วนกลับความแปรปรวนแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาส

2.4.5 การคำนวณขอบเขตการปกป้องในจีบาส เมื่อเกิดความผิดปกติขึ้นในสถานีจีเอ็นเอสเอสในสนามบินหนึ่งสถานี

โดยปกติ เมื่อเครื่องรับภาคพื้นในระบบจีบาสทำงาน จะมีการส่งพารามิเตอร์ชนิด 101 โดยไม่มีการส่งค่า B ออกมาก ซึ่งค่า B จะเป็นการอธิบายผลต่างระหว่างค่าปรับแก้ระยะทางเทียมจากดาวเทียมดวงหนึ่ง กับค่าปรับแก้ที่มีการลบดาวเทียมออกหนึ่งดวง กล่าวคือเป็นการสมมติกรณีที่มีดาวเทียมอย่างน้อยหนึ่งดวงหายไปจากการคำนวณในระบบจีบาส ซึ่งค่าการปกป้องแนวดิ่งและแนวรันเวย์ ที่มีกรณีเกิดความผิดปกตินี้สามารถคำนวณได้จาก

$$VPL_{\mathrm{H1}} = \max_{j\in M}\left\{VPL_j\right\} + D_V \tag{2.28}$$

$$LPL_{\mathrm{H1}} = \max_{j\in M}\left\{LPL_j\right\} + D_L \tag{2.29}$$

โดยที่ j คือสถานีจีบาสที่สมมติว่าเกิดความผิดปกติขึ้น ซึ่งมีทั้งหมด M สถานี โดยในแต่ละสถานีขอบเขตการปกป้องในแนวระดับ และแนวรันเวย์จะคำนวณจาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$VPL_{\mathrm{j}} = \left|\mathrm{B}_{\mathrm{vert,j}}\right| + K_{md}\sigma_{vert,H1} \quad (2.30)$$

$$LPL_{\mathrm{j}} = \left|\mathrm{B}_{\mathrm{lat,j}}\right| + K_{md}\sigma_{lat,H1} \quad (2.31)$$

โดยที่ $\mathrm{B}_{\mathrm{vert,j}}$ และ $\mathrm{B}_{\mathrm{lat,j}}$ คำนวณได้จาก

$$\mathrm{B}_{\mathrm{vert,j}} = \sum_{i=1}^{N}\left(s_{vert,i} \times B_{i,j}\right) \quad (2.32)$$

$$\mathrm{B}_{\mathrm{lat,j}} = \sum_{i=1}^{N}\left(s_{lat,i} \times B_{i,j}\right) \quad (2.33)$$

และ $\sigma_{Vert,H1}$ และ $\sigma_{Lat,H1}$ คำนวณได้จาก

$$\sigma_{Vert,H1} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_{vert,i}^{2}\,\sigma_{H1}^{2}} \quad (2.34)$$

$$\sigma_{Lat,H1} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_{lat,i}^{2}\,\sigma_{H1}^{2}} \quad (2.35)$$

และสุดท้าย σ_{H1}^{2} จะสามารถคำนวณได้จาก

$$\sigma_{H1}^{2} = \left(\frac{M_i}{U_i}\right)\sigma_{pr_gnd}^{2} + \sigma_{tropo}^{2} + \sigma_{pr_air}^{2} + \sigma_{iono}^{2} \quad (2.36)$$

โดยที่ M_i คือจำนวนเครื่องรับทั้งหมดในระบบจีบาส และ U_i คือจำนวนเครื่องรับทั้งหมดในระบบจีบาสโดยหักสถานีที่สมมติให้เกิดปัญหาขึ้นออกไปหนึ่งสถานี และความแปรปรวนแต่ละส่วน สามารถคำนวณได้เหมือนกับกรณีก่อนหน้าดังหัวข้อ 2.4.2 และค่า K_{md} แสดงได้ตารางที่ 2.9

ตารางที่ 2.9 ค่าขยายขอบเขตการปกป้องสำหรับระบบจีบาสกรณีเกิดความผิดปกติต่อสถานี [31]

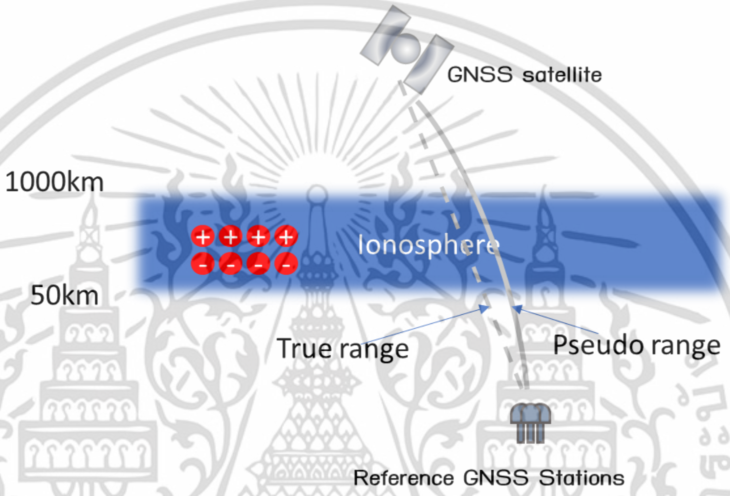
	M_i			
	1	2	3	4
K_{md}	-	2.935	2.898	2.878

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5 ผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในระบบจีบาส

2.5.1 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay)

การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [32] หมายถึงการที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศช้ากว่าความเร็วในสุญญากาศ ทำให้ระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียม (Pseudo range) และเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่วัดได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมีค่ามากกว่าระยะทางจริง (True range) ทำให้การคำนวณตำแหน่งเครื่องรับด้วยสัญญาณจีเอ็นเอสเอสมีความผิดพลาดเกิดขึ้น ดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

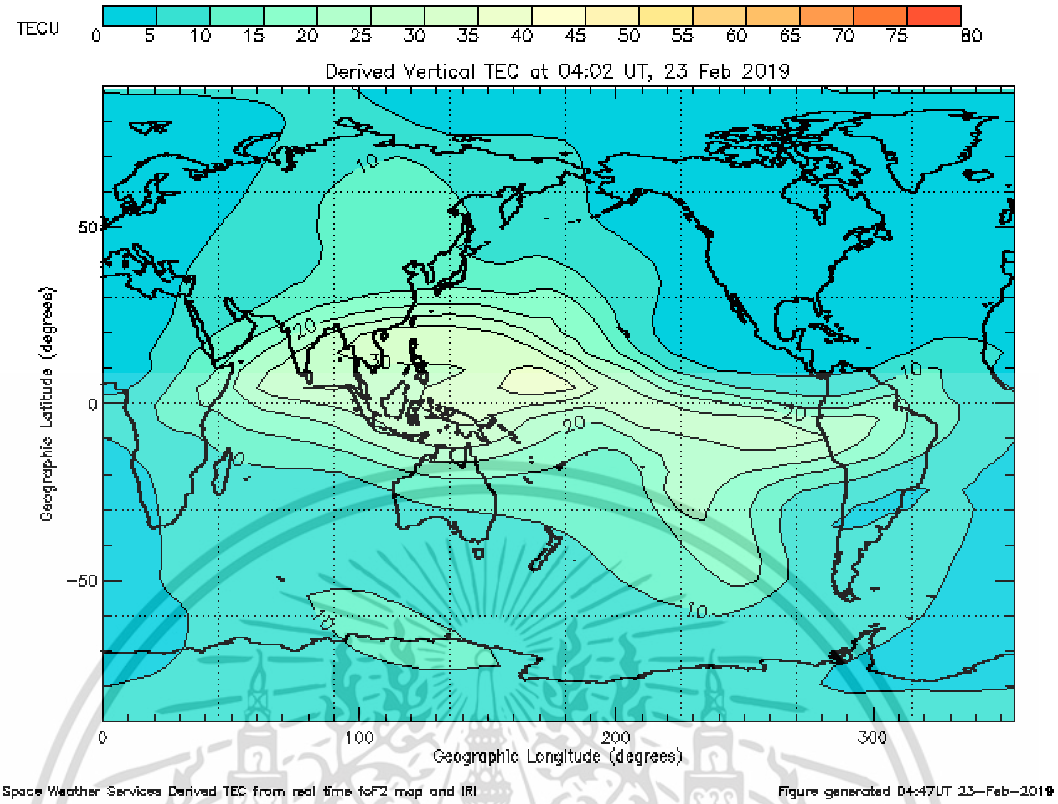
การหน่วงเวลาในชั้นไอโอโนสเฟียร์มีความสัมพันธ์กับปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนเฟียร์ δI แปลงความสัมพันธ์เป็นเมตรได้ ตามสมการที่ 2.37

$$\delta I = \frac{40.3}{f^2} STEC \quad (m) \tag{2.37}$$

เมื่อ f คือความถี่ของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสจากดาวเทียม (Hz) $STEC$ คือปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (el/m^2) กล่าวคือหมายถึงปริมาณอิเล็กตรอนที่ปรากฏตามเส้นทางที่สัญญาณวิทยุเดินทางผ่านระหว่างเครื่องส่งและเครื่องรับสัญญาณ โดยค่า $STEC$ นี้ยังสามารถวัดในหน่วย TECU โดยมีความสัมพันธ์ 1 TECU มีค่าเท่ากับ 10^{16} el/m^2 ได้อีกด้วย

ปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดจากการแตกตัวของของอนุภาคที่เป็นกลางด้วยพลังงานที่ส่งมาจากดวงอาทิตย์ [33] เมื่อปราศจากพลังงานจากดวงอาทิตย์ อนุภาคไอออนและประจุอิเล็กตรอนจะรวมตัวกันเป็นกลางหายไป ดังนั้นในแต่ละพื้นที่ที่ได้รับพลังงานดวงอาทิตย์ที่แตกต่างกัน ก็จะมีค่าเวลาหน่วงที่ไม่เท่ากันตามไปด้วย โดยตัวอย่างปริมาณอิเล็กตรอนทั่วโลก ณ เวลาหนึ่ง ๆ สามารถได้ดังรูปที่ 2.10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.10 แผนที่ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศ ณ เวลาหนึ่ง ๆ ทั่วโลก [34]

จากรูปที่ 2.10 เป็นแผนที่แสดงปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศแต่ละพื้นที่ โดยสีเขียวแสดงถึงประมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศน้อย และสีแดงแสดงถึงปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศมาก จากภาพเป็นเวลา 4:02 UTC ซึ่งตรงกับเวลาที่ดวงอาทิตย์ส่องมายังพื้นที่บริเวณประเทศไทยมากที่สุด ทำให้ประมาณอิเล็กตรอนที่อยู่ในพื้นที่บริเวณนี้และพื้นที่ใกล้เคียงมีค่าปริมาณอิเล็กตรอนมากตามไปด้วย และจากภาพบริเวณขั้วโลกเหนือจะเป็นพื้นที่ที่ได้รับปริมาณแสงอาทิตย์น้อยที่สุด ทำให้ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศบริเวณนั้นมีค่าน้อยที่สุดตามไปด้วย

สำหรับการวัดการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นสามารถกระทำได้โดยใช้เครื่องรับดาวเทียมที่สามารถรับสัญญาณพร้อมกันอย่างน้อย 2 ความถี่ในเวลาเดียวกัน และสัญญาณจากดาวเทียมนั้นต้องมีการส่งค่าเวลารวมอยู่ด้วย โดยปกติแล้วสามารถวัดได้จากดาวเทียม 2 ชนิด ได้แก่ดาวเทียมบีคอน ตัวอย่างเช่นดาวเทียม ATS-6 ที่ส่งสัญญาณความถี่ 40, 140 และ 360 MHz ส่วนดาวเทียมอีกชนิดจะเป็นดาวเทียมนำทางจีเอ็นเอสเอสที่มีความถี่ L1 1575.42 MHz และ L2 1227.60 MHz โดยแสดงตัวอย่างในการคำนวณค่า $STEC$ จากสัญญาณดาวเทียมจีพีเอสแบบสองความถี่ดังเอกสารอ้างอิง [35]

พิจารณาค่าระยะทางเทียมระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมที่คำนวณได้จากเครื่องรับจีพีเอส ρ_j^i สามารถคำนวณได้จาก

$$\rho_j^i = r_j^i + c\left(\delta t_j - \delta t^i\right) + \delta I + T + m_{pp} + \varepsilon \tag{2.38}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ c คือความเร็วแสงในสุญญากาศ r_j^i คือระยะทางจริงระหว่างเครื่องรับและดาวเทียม $\delta t_j, \delta t^i$ คือเวลาของเครื่องรับและดาวเทียมที่ผิดไปจากเวลาจริง δI คือเวลาที่สัญญาณถูกหน่วงไปจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ T คือเวลาที่สัญญาณถูกหน่วงไปจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ m_{pp} คือระยะทางที่คำนวณผิดพลาดเนื่องจากการรบกวนของสัญญาณสะท้อนหลายทิศทาง และ ε คือการรบกวนของสัญญาณแบบสุ่ม

การวัดระยะทางเทียมของเครื่องรับสองความถี่สามารถวัดได้อีกวิธีหนึ่งซึ่งเรียกว่าการวัดเฟสคลื่นพาห์ (Carrier phase) Φ_j^i เขียนได้ดังสมการที่ 2.39

$$\Phi_j^i = r_j^i + c\left(\delta t_j - \delta t^i\right) - \delta I + T + \lambda N_j^i + m_{pl} + \varepsilon \tag{2.39}$$

โดยที่ N_j^i คือจำนวนลูกคลื่นเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่า λ คือความยาวคลื่น และ m_{pl} คือระยะทางที่คำนวณผิดพลาดเนื่องจากการรบกวนของสัญญาณสะท้อนหลายทิศทางจากเฟส

ระยะทางจริงระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมดวงต่าง ๆ (r_j^i) สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.40

$$r_j^i = \sqrt{\left(X^i - x_j\right)^2 + \left(Y^i - y_j\right)^2 + \left(Z^i - z_j\right)^2} \tag{2.40}$$

โดยที่ค่า X, Y, Z คือตำแหน่งของดาวเทียม และ x_i, y_i, z_i คือตำแหน่งของเครื่องรับ ในรูปแบบ (ECEF: Earth-Centered, Earth-Fixed)

เครื่องรับจีพีเอสแบบสองความถี่จะใช้คุณสมบัติความเป็นเชิงเส้น มาใช้ในการประมาณค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ โดยเมื่อนำการวัดระยะด้วยเฟสสัญญาณจากความถี่ที่ 1 และ 2 (Φ_1 และ Φ_2) และระยะทางเทียมที่เครื่องรับจีพีเอสคำนวณได้จากสัญญาณความถี่ 1 และ 2 (ρ_1 และ ρ_2) มารวมกันจะทำให้สามารถคำนวณค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ดังนี้

$$\Phi_1 = r - \delta I_1 + \lambda_1 N_1 \tag{2.41}$$

$$\Phi_2 = r - \left(f_1^2 / f_2^2\right)\delta I_1 + \lambda_2 N_2 \tag{2.42}$$

$$\rho_1 = r + \delta I_1 \tag{2.43}$$

$$\rho_2 = r + \left(f_1^2 / f_2^2\right)\delta I_1 \tag{2.44}$$

เมื่อ r คือระยะทางจริงระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียม δI_1 คือการหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของความถี่ที่หนึ่ง และรวมค่า N_1, N_2 ของความถี่ L1 และ L2 ไว้

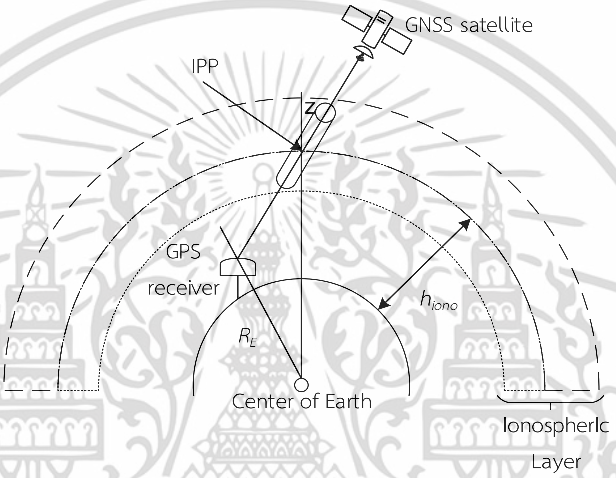
เมื่อกำหนดให้ $\delta I_1 = K \cdot STEC$ โดยค่า K เป็นค่าคงที่มีค่าเท่ากับ 40.3 [36] และ $STEC$ คือปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในชั้นบรรยากาศ ดังนั้นจากสมการที่ 2.43 และ 2.44 จะสามารถจัดรูปใหม่โดยหาผลต่างระหว่างระยะทางเทียมแต่ละความถี่ได้เป็นดังสมการที่ 2.45

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho_2 - \rho_1 = 40.3STEC\left(\frac{1}{f_2^2} - \frac{1}{f_1^2}\right) \tag{2.45}$$

เพื่อให้สามารถนำสมการที่ 2.45 มาใช้ในการคำนวณหาปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศได้นั้น จึงจัดรูปสมการใหม่ได้เป็นดังสมการที่ 2.46 และสามารถแสดงปริมาณอิเล็กตรอนตามแนวทางผ่านของสัญญาณแสดงได้ดังรูปที่ 2.11

$$STEC = \frac{1}{40.3}\left(\frac{f_1 f_2}{f_1 - f_2}\right)(\rho_2 - \rho_1) \tag{2.46}$$



รูปที่ 2.11 ตำแหน่งที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

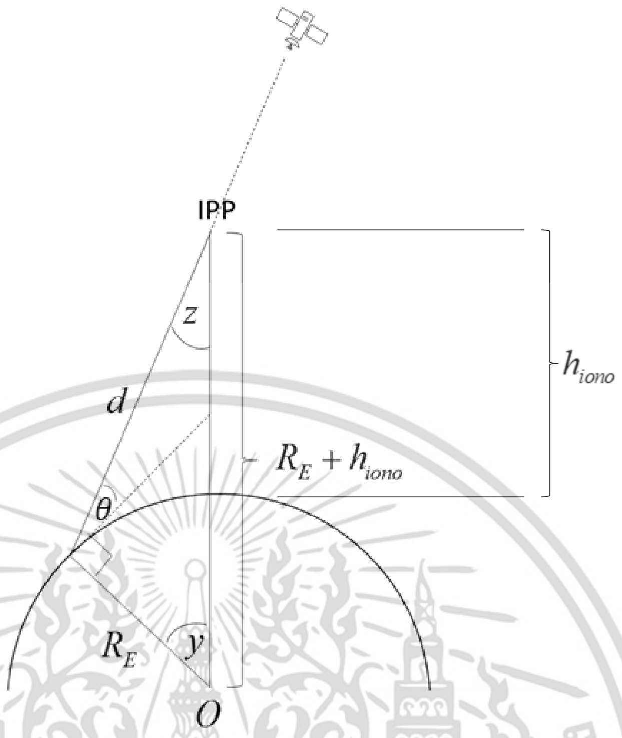
จากรูปที่ 2.11 จะเป็นการแสดงแบบจำลองการเดินทางของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยที่ IPP (Ionospheric Pierce Point) คือจุดที่สัญญาณดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ h_{iono} คือความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ มีค่าเท่ากับ 350 กิโลเมตร และ z คือมุมซีนิธ (Zenith angle) ของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงนั้น โดยปกติค่าการหน่วงเวลาที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นี้จะเป็นการเดินทางแนวเฉียงและค่าที่ได้จะมีค่าที่มากกว่าปกติ ไม่สามารถสะท้อนถึงค่าหน่วงเวลาในบริเวณดังกล่าวได้แท้จริง ดังนั้นเพื่อให้สามารถนำมาเปรียบเทียบหรือวิเคราะห์ได้ จำเป็นที่จะต้องแปลงค่าดังกล่าวให้เป็นค่าการหน่วงเวลาในแนวตั้งก่อน โดยนำค่าการหน่วงเวลาแนวเฉียงคูณกับฟังก์ชันการแปลงค่าแนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง (Mapping function) [18] หรือ Mf ได้ดังสมการที่ 2.47

$$\boldsymbol{\delta} I_v = \boldsymbol{\delta} I_s \times Mf \tag{2.47}$$

เมื่อ $\boldsymbol{\delta} I_v$ คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง (เมตร) $\boldsymbol{\delta} I_s$ คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียง (เมตร) โดยที่ฟังก์ชันการแปลง Mf มีความสัมพันธ์กับมุมซีนิธดังสมการที่ 2.48

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$Mf = \cos(z) \tag{2.48}$$



รูปที่ 2.12 มุมมองด้านข้างของตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ดาวเทียม และโลก

เพื่อให้สามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมซินิธ และฟังก์ชันการแปลงได้ จำเป็นที่จะต้องวิเคราะห์ถึงความสัมพันธ์ของมุมต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสทั้งหมด โดยจากรูปที่ 2.12 เป็นมุมมองด้านข้างที่ตั้งฉากกับทิศทางจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียม และตั้งฉากกับทิศทางจากจุดศูนย์กลางโลกไปยังดาวเทียม ดังนั้นจึงสามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมเงย และมุมซินิธได้จากความสัมพันธ์ระหว่างกฎของไซน์ดังสมการที่ 2.49

$$\frac{\sin(90° + \theta)}{R_E + h_{iono}} = \frac{\cos(\theta)}{R_E + h_{iono}} = \frac{\sin(z)}{R_E}$$

$$\sin(z) = \frac{R_E}{R_E + h_{iono}} \cos(\theta) \tag{2.49}$$

โดยที่ R_E คือรัศมีเฉลี่ยของโลกมีค่าเท่ากับ 6,378.1 กิโลเมตร h_{iono} คือค่าความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ θ คือค่ามุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส d คือระยะทางระหว่างจุด IPP ถึงเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส y คือมุมที่จุดศูนย์กลางโลกทำมุมระหว่าง IPP และเครื่องรับ

จากความสัมพันธ์ระหว่าง $\sin^2(z) + \cos^2(z) = 1$ สมการที่ 2.49 สามารถจัดให้อยู่ในรูป $\cos(z)$ ได้ดังสมการที่ 2.50

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\sin^2(z)+\cos^2(z)=1$$
$$\cos^2(z)=1-\sin^2(z)$$
$$\cos^2(z)=1-\left(\frac{R_E}{R_E+h_{iono}}\cos(\theta)\right)^2 \tag{2.50}$$

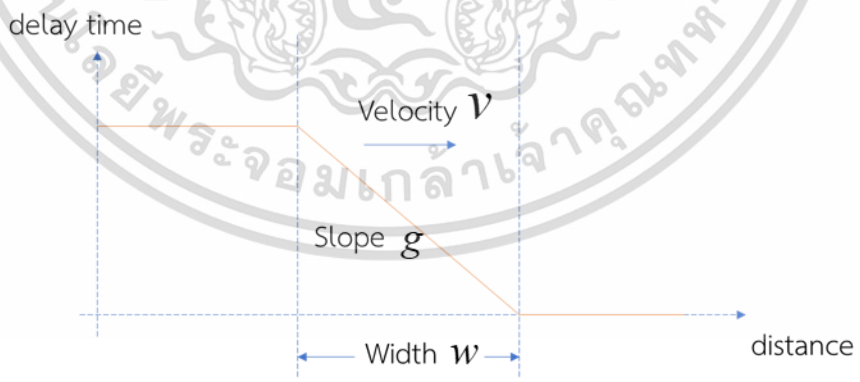
โดยที่ฟังก์ชันการแปลงค่าแนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง จะสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 2.51

$$Mf=\cos(z)=\sqrt{1-\left(\frac{R_E}{R_E+h_{iono}}\times\cos(\theta)\right)^2} \tag{2.51}$$

จากสมการที่ 2.51 จะเป็นการอธิบายความสัมพันธ์ในการแปลงค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แบบแนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง โดยต้องการเพียงค่ามุมเงยจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสไปยังดาวเทียมดวงนั้น เพื่อนำค่าเวลาหน่วงในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มาใช้เพิ่มประสิทธิภาพในการคำนวณตำแหน่ง หรือสามารถใช้แจ้งเตือนความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ต่อไป

2.5.2 แบบจำลองภัยคุกคามจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

เนื่องจากระบบจีบาส จะมีการคำนวณและส่งค่าปรับแก้ออกมาเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการระบุตำแหน่งของเครื่องบิน โดยค่าปรับแก้นี้จะมีผลจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์รวมอยู่ด้วย แต่หากเกิดความผันผวนในชั้นบรรยากาศขึ้น อาจจะทำให้ยังหลงเหลือความผิดพลาดนี้อยู่ ทำให้ลดความแม่นยำในการระบุตำแหน่งเพื่อใช้ในการนำทางเครื่องบิน ดังนั้นจึงมีแบบจำลองในการวิเคราะห์ภัยคุกคามจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ขึ้นมา สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 2.13



รูปที่ 2.13 แบบจำลองภัยคุกคามจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อมาตรฐานการบินจีบาส

จากรูปภัยคุกคามจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะประกอบไปด้วยส่วนหลัก ๆ สามส่วน โดยส่วนแรกได้แก่ ความชัน (Slope) g เมื่อเกิดผลต่างความหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศขึ้น จะแสดงออกมาในรูปแบบความชัน เมื่อมีความชันเกิดขึ้นมาก จะทำให้เกิดความผิดพลาดในแก้ไขการวัดระยะทางเทียมมากขึ้น ซึ่งทำให้เกิดความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งมากขึ้นตามไปด้วย แม้จะมีการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รับค่าปรับแก้จากสถานีฐานแล้วก็ตาม ถัดมาเป็นความกว้าง (Width) w ซึ่งมีความเกี่ยวข้องกับรัศมีที่เกิดความผันผวนจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หากมีความกว้างที่มาก ก็ทำให้เพิ่มผลกระทบต่อดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสหลายดวงมากขึ้นในคราวเดียวกัน และสุดท้ายเป็นความเร็ว (Speed) v โดยหากมีความเร็วเกิดขึ้นใกล้เคียงกับความเร็วของเครื่องบิน ก็จะทำให้ลดโอกาสในการตรวจจับความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ลง โดยในงานวิจัยนี้จะมุ่งเน้นการศึกษาเฉพาะความชันซึ่งได้แก่ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจะมีการอธิบายโดยละเอียดในหัวข้อ 2.6

2.5.3 ค่าความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส

การบอกเวลาในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจะต้องใช้เครื่องมือที่มีราคาไม่สูงมาก แร่ควอตซ์จึงนิยมนำมาใช้เป็นตัวกำเนิดสัญญาณนาฬิกาในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส [1] มีความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาประมาณ 1 ไมโครวินาทีหรือน้อยกว่านั้น โดยค่าคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับนี้จะถูกรวมอยู่กับการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโพสเฟียร์ ดังนั้นจึงต้องมีการคำนวณค่าการหน่วงเวลาทั้งสอง เพื่อลดผลกระทบให้เหลือเพียงความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นจากนาฬิกาเครื่องรับเพียงอย่างเดียว

ความคลาดเคลื่อนทางเวลาที่ใช้ในวิทยานิพนธ์นี้ จะบอกเป็นระยะทางที่คลาดเคลื่อนในหน่วยเมตร โดยคำนวณจากความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสคูณกับความเร็วของแสงดังสมการที่ 2.52

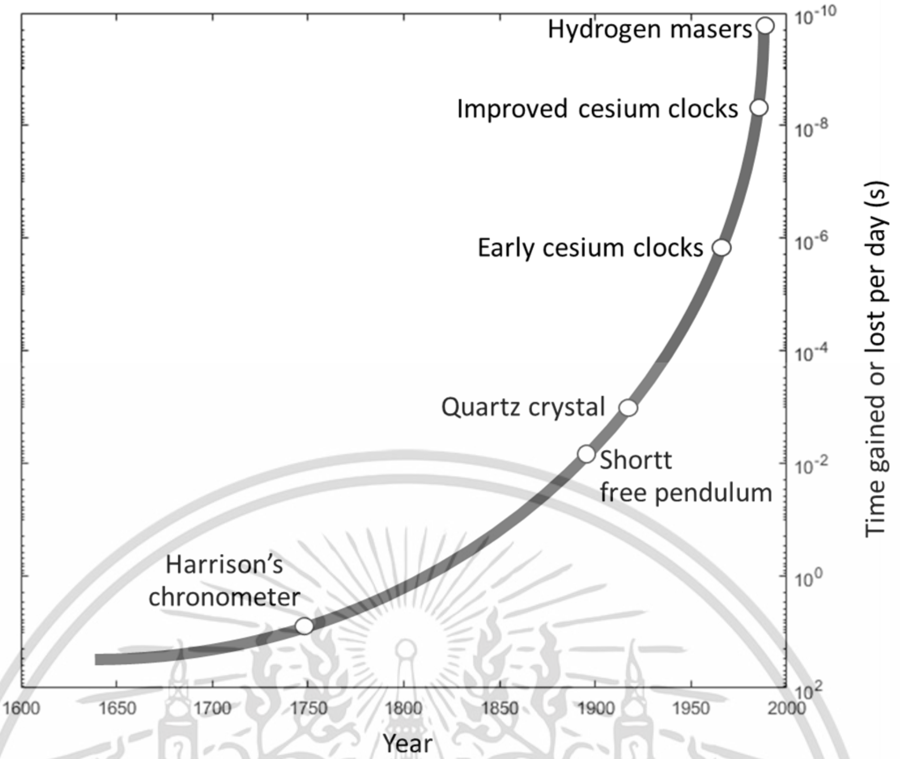
$$b = c \times dT \tag{2.52}$$

โดยที่ b คือค่าความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (เมตร) c คือความเร็วแสงมีค่าประมาณ 299,792,458 เมตรต่อวินาที dT คือค่าความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (วินาที)

ตัวอย่างเช่นหากมีความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้น 1 นาโนวินาที จะเท่ากับระยะทางที่ผิดพลาดประมาณ 0.3 เมตร และหากมีความคลาดเคลื่อนเท่ากับ 1 ไมโครวินาที ความผิดพลาดในการวัดระยะทางจะเพิ่มมากขึ้นเป็นประมาณ 300 เมตร

เพื่อเปรียบเทียบให้เห็นถึงความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาที่เกิดขึ้นจากแหล่งกำเนิดสัญญาณนาฬิกาชนิดต่าง ๆ ภายหลังการสอบเทียบที่ผ่านไปแล้ว 1 วัน รูปที่ 2.14 แสดงการใช้แหล่งกำเนิดสัญญาณนาฬิกาตั้งแต่ยุคเริ่มแรกที่มีการใช้ Harrison’s chronometer [37] ในการบอกเวลา การใช้แร่ควอตซ์ที่ใช้งานในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ไปจนถึงการใช้ Hydrogen masers [38] ที่ติดตั้งภายในดาวเทียมจีเอ็นเอนเอสเอส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



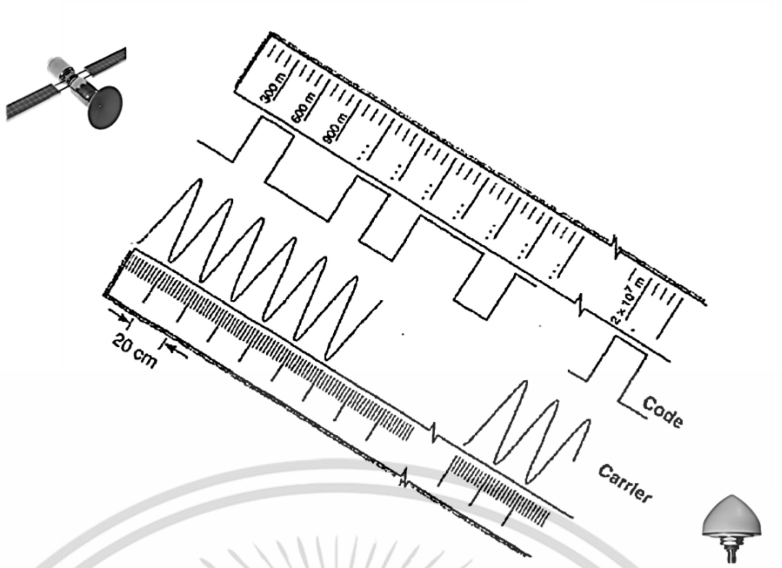
รูปที่ 2.14 ความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาภายหลังการสอบเทียบเมื่อเวลาผ่านไป 24 ชั่วโมง [18]

จากรูปที่ 2.14 การใช้แร่ควอตซ์ที่ใช้งานในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจะมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 10^{-3} วินาที เมื่อเวลาผ่านไปประมาณ 24 ชั่วโมง พบว่ามีค่าที่สูงมากเมื่อเทียบกับการใช้ Hydrogen masers ที่ติดตั้งภายในดาวเทียมจีเอ็นเอนเอสเอส ซึ่งมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 10^{-10} วินาที แต่ในระหว่างการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น จะสามารถนำค่าความคลาดเคลื่อนนี้มาเข้าร่วมในสมการเพื่อคำนวณความผิดพลาดจากนาฬิกาออกมาพร้อมกันได้

2.5.4 ค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น

การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมดวงใด ๆ จะสามารถกระทำได้ด้วยวิธีที่แตกต่างกัน 2 วิธี ได้แก่ การวัดระยะทางด้วยวิธีการเข้ารหัส และการวัดระยะทางด้วยเฟสคลื่นพาห์ แต่ความผิดพลาดที่เกิดจากความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นนั้น จะเกิดขึ้นกับการวัดระยะทางด้วยวิธีเฟสคลื่นพาห์เท่านั้น โดยจะกล่าวถึงวิธีการและข้อจำกัดของการวัดระยะทางด้วยวิธีทั้งสอง เพื่อเชื่อมโยงไปยังความผิดพลาดที่เกิดจากความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น และเพื่อให้เห็นภาพอย่างง่าย จะเปรียบเทียบวิธีการวัดระยะทางด้วยการใช้เทปบอกระยะที่มีลักษณะต่างกันดังรูปที่ 2.15

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



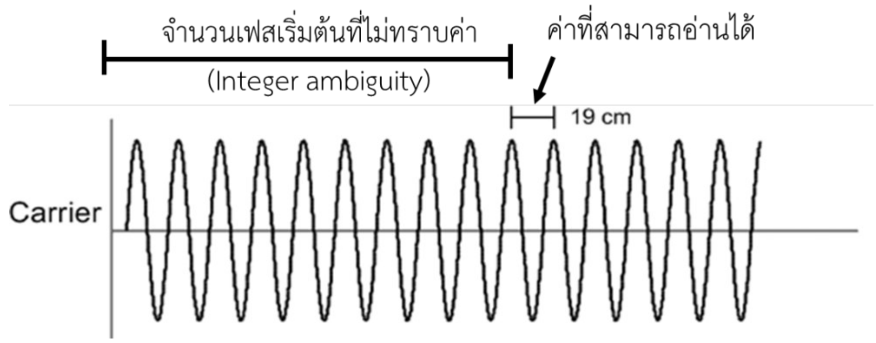
รูปที่ 2.15 การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมด้วยการเข้ารหัสและเฟสคลื่นพาห์ [18]

เทปดังกล่าวจะมีปลายด้านหนึ่งติดอยู่กับดาวเทียมดวงที่ต้องการวัดระยะทาง อีกด้านหนึ่งจะเป็นม้วนขดเทปติดอยู่ที่เครื่องรับจีเอ็นเอสเอส เพื่อให้ขดเทปสามารถยืดหรือย่นระยะตามการเคลื่อนที่ของดาวเทียมดวงนั้นได้ ความแตกต่างจากระยะทางที่อ่านได้ที่เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมคือระยะทางจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมดวงนั้น

การวัดระยะทางด้วยการเข้ารหัส เปรียบเสมือนการบอกระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสด้วยการมองไปยังเทปที่มีสเกลแบบหยาบที่มีความละเอียดประมาณ 1 เมตร และมีความยาว 26,560,000 เมตร หากต้องการทราบระยะทางในแต่ละเวลาก็เพียงอ่านระยะที่ปรากฏบนเทปนั้น ดังนั้นข้อจำกัดของวิธีวัดด้วยการเข้ารหัสจะเกี่ยวข้องกับความละเอียดในการวัดระยะทางที่ไม่สูงมาก

แต่การวัดระยะทางด้วยเฟสคลื่นพาห์ จะมีข้อแตกต่างที่สำคัญคือเทปบอกระยะที่ได้มีความละเอียดประมาณ 0.01 เท่าของความยาวคลื่นที่ใช้ โดยความยาวคลื่นของความถี่ L1 ประมาณ 19 เซนติเมตร และความถี่ L2 ประมาณ 24 เซนติเมตร แต่เทปนั้นจะไม่มีเลขกำกับบอกระยะทาง ดังนั้นการวัดระยะทางในแต่ละเวลา สิ่งที่อ่านได้จากเทปนี้จะเป็นเพียงระยะทางในสเกลย่อยที่มีความละเอียดสูงเท่านั้น โดยไม่ทราบถึงจำนวนรอบของคลื่นที่ผ่านมาแล้วทั้งหมดระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมดวงนั้น แสดงได้ดังรูปที่ 2.16 และสถานการณ์นี้จะเกิดขึ้นเหมือนเดิมกับการวัดระยะทางในเวลาถัดไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.16 จำนวนเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่าจากการวัดเฟสคลื่นพาห์ [2]

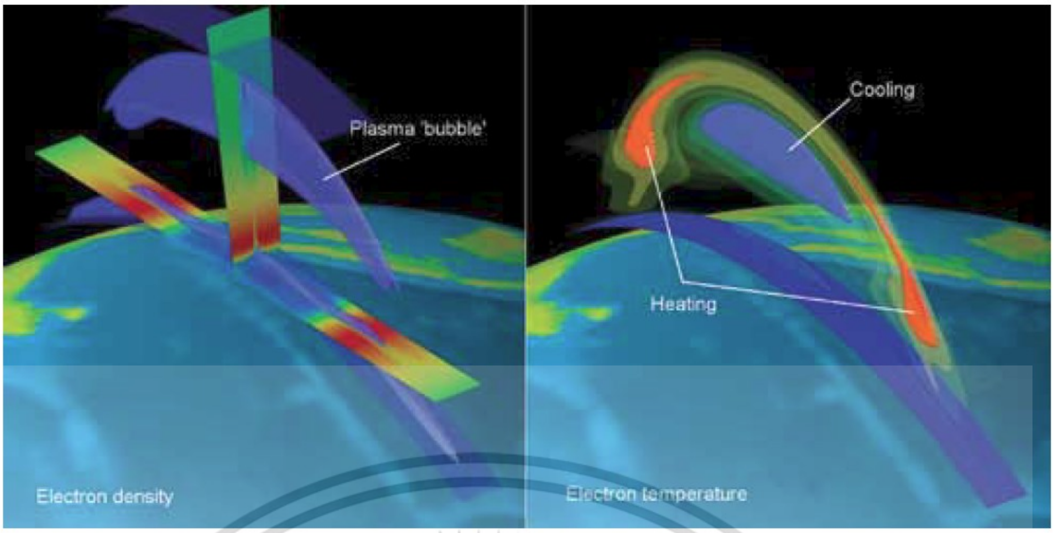
ปัญหาคือจะสามารถนำการวัดที่มีความละเอียดสูงแต่ไม่ทราบจุดเริ่มต้นได้อย่างไร วิธีหนึ่งที่ใช้ก็คือการไม่ละสายตาออกจากเทปวัดระยะนั้นเลยในระหว่างการวัดระยะทางในแต่ละเวลา โดยการวัดครั้งแรกนั้นให้บันทึกส่วนของสเกลย่อยไว้ว่ามีระยะเท่าใด จากนั้นในเวลาถัดไปให้นับว่ามีจำนวนลูกคลื่นที่เปลี่ยนไปทั้งหมดเท่าใดรวมทั้งสเกลย่อยใหม่ ระยะทางที่ถูกต้องคือผลรวมของการวัดระยะดังกล่าวรวมกับจำนวนจำนวนลูกคลื่นเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่า ก็จะได้ระยะทางที่มีความละเอียดสูงได้ เมื่อทำการวัดด้วยเทคนิคดังกล่าวนี้กับดาวเทียมหลาย ๆ ดวงที่สามารถรับสัญญาณได้เป็นเวลาพอสมควร ก็จะสามารถนำไปประมาณค่าเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่าได้โดยใช้วิธีที่จะกล่าวในตอนถัดไป

ในระหว่างการวัดระยะทางด้วยการวัดเฟสนี้ จะมีปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นอยู่บ่อยครั้ง ได้แก่ความผิดพลาดในการติดตามเฟสสัญญาณ ทำให้ไม่ทราบจำนวนลูกคลื่นในระหว่างช่วงที่ขาดหายไปได้ จำเป็นต้องเริ่มกระบวนการหาเฟสเริ่มต้นใหม่อีกครั้ง สามารถเรียกปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นนี้ว่า ไซเคิลสลิป (Cycle slip)

2.6 การคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay gradient estimation)

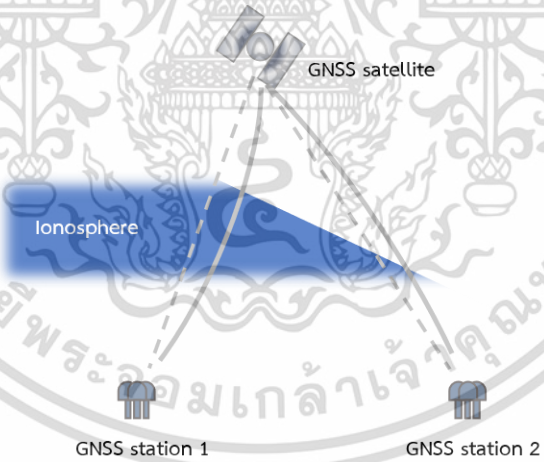
เมื่อเกิดการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ขึ้น โดยทั่วไปหากสามารถคำนวณค่าหน่วงเวลานี้ได้จากเครื่องรับในสถานีฐาน (base) บริเวณใกล้เคียงก็สามารถนำค่าเหล่านี้มาชดเชยเครื่องรับอื่น ๆ (user) เพื่อช่วยให้ระบบสามารถคำนวณตำแหน่งได้อย่างถูกต้องมากยิ่งขึ้น แต่หากการหน่วงเวลาในชั้นไอโอโนสเฟียร์นี้มีความไม่สม่ำเสมอกันในแต่ละพื้นที่ ตัวอย่างเช่น จากปรากฏการพลาสมาบับเบิ้ล [39] ดังรูปที่ 2.17 จะทำให้ค่าที่ชดเชยนั้นมีความผิดพลาดเกิดขึ้น และทำให้การคำนวณตำแหน่งเครื่องรับในบริเวณเดียวกับสถานีฐานเกิดความผิดพลาดตามไปด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.17 ภาพจำลองปรากฏการณ์พลาสมาบับเบิ้ลโดยแสดงค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอน (ซ้าย) และอุณหภูมิของชั้นอิเล็กตรอน (ขวา) [7]

ดังนั้นเพื่อวิเคราะห์ความไม่สม่ำเสมอค่าเวลาหน่วงในชั้นไอโอโนสเฟียร์ได้นั้น จึงจำเป็นต้องคำนวณผลต่างเวลาหน่วงในชั้นไอโอโนสเฟียร์ในรูปแบบความชันของพื้นที่นั้น ๆ เกิดเป็นค่าเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ขึ้น แสดงได้ดังรูปที่ 2.18 ในรูปนี้ค่า $STEC$ ในเส้นทางที่ 2 มีค่าต่ำกว่าเส้นที่ 1 เนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความไม่สม่ำเสมอ



รูปที่ 2.18 การเกิดค่าเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

จากรูปที่ 2.18 เกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ∇I หมายถึงผลต่างการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ δI จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสระหว่างสถานีที่ 1 และ 2 ในบริเวณใกล้เคียงกัน [40] หารด้วยระยะห่างระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสดังกล่าวดังสมการที่ 2.53

$$\nabla I = \frac{\delta I_1 - \delta I_2}{d} \tag{2.53}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ d คือระยะห่างระหว่างสถานีทั้งสอง (กิโลเมตร) δI_1 และ δI_2 คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากสถานีที่หนึ่งและสอง (มิลลิเมตร) โดยการคำนวณนี้จำเป็นที่จะต้องตัดค่าไบอัสของเครื่องรับจากสถานีทั้งสองออกก่อน และสังเกตว่าค่าไบอัสของดาวเทียมนั้นไม่ถูกนำมาคำนวณ เนื่องมาจากการหักล้างของดาวเทียมดวงเดียวกัน

ตัวอย่างเช่น หากระบบคำนวณค่าเกรเดียนต์ได้เท่ากับ 100 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร หมายความว่าเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่อยู่ห่างออกไป 1 กิโลเมตร จะมีผลต่างค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์อยู่ในช่วง ±10 เซนติเมตร และถ้าเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมีระยะห่างเท่ากับ 10 กิโลเมตร ผลต่างที่ได้จะมีค่าอยู่ในช่วง ±1 เมตร

และสุดท้าย ค่าความผันผวนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่ต้องการ (σ_{VIG}) จากสมการที่ 2.16 จะสามารถคำนวณได้จากค่าเกรเดียนต์ ณ ช่วงระยะเวลาหนึ่ง (อย่างน้อยหนึ่งวัน) เพื่อนำมาใช้เป็นค่าทางสถิติพื้นฐานในกรณีที่ไม่ได้เกิดความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ขึ้น (Background ionospheric condition) เพื่อทำให้เครื่องบินลำใด ๆ ที่มีการใช้งานระบบจีบาส สามารถประเมินความสามารถในการใช้งาน ณ เวลาต่าง ๆ ได้

2.6.1 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับ 1 ความถี่

ในปัจจุบันการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีหลายวิธี ตัวอย่างเช่นการใช้เครื่องรับ 2 ความถี่จำนวน 2 เครื่องในพื้นที่เดียวกัน [41], [42] หรือใช้เครื่องรับ 2 ความถี่เพียงเครื่องเดียว [40] คำนวณค่าเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ แต่ในวิทยานิพนธ์นี้จะยกตัวอย่างการใช้เครื่องรับจีพีเอส 1 ความถี่จำนวน 2 เครื่องร่วมกับตัวกรองคาลมาน [43] ใช้ในการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ดังนี้

การวัดระยะทางที่ได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส สามารถวัดได้ด้วยเทคนิคที่แตกต่างกัน 2 ชนิด ได้แก่ การวัดด้วยเฟสสัญญาณ (Carrier phase) Φ ดังสมการที่ 2.54 และการวัดด้วยการเข้ารหัสหรือระยะทางเทียม (Pseudo range) ρ ดังสมการที่ 2.55

$$\Phi^i = r^i + b - B^i - \delta I^i + T^i + \lambda N^i + \varepsilon_\Phi^i \tag{2.54}$$

$$\rho^i = r^i + b - B^i + \delta I^i + T^i + \varepsilon_\rho^i \tag{2.55}$$

โดยที่ r^i คือระยะทางจริงระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (True range) (เมตร) b คือค่าความคลาดเคลื่อนจากนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (เมตร) B^i คือค่าความคลาดเคลื่อนจากนาฬิกาของดาวเทียม (เมตร) δI^i คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เมตร) δT^i คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (เมตร) λ คือความยาวคลื่นสัญญาณจีเอ็นเอสเอส N^i คือความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น ε_Φ^i และ ε_ρ^i (เมตร) คือความผิดพลาดจากสัญญาณรบกวนของการวัดด้วยเฟสสัญญาณ และการวัดด้วยการเข้ารหัสตามลำดับ ปกติเป็นสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียน โดยเมทริกซ์ทุกตัวที่กล่าวมามีขนาดเท่ากับ $n \times 1$ เมื่อ n คือจำนวนดาวเทียมที่สังเกตได้ทั้งหมด

จากสมการที่ 2.54 และ 2.55 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ δI^i หมายถึงการที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศช้ากว่าความเร็วในสุญญากาศ ส่งผลให้ระยะทาง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระหว่างดาวเทียมดวงที่ i และเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่วัดได้รวมค่าความผิดพลาดดังกล่าวไปด้วย และมีค่ามากกว่าความเป็นจริง ดังนั้นทั้งสองสมการจะถูกนำมารวมกันเพื่อลดผลกระทบที่เกิดขึ้นจากการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ดังสมการที่ 2.56

$$L^i = \frac{\Phi^i + \rho^i}{2} \tag{2.56}$$

ถัดมาหากเมื่อนิยามผลต่างพารามิเตอร์ x ระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสระหว่างสถานี A และสถานี B เป็น x_{SD} โดยที่ $x_{SD} = x_{\mathrm{A}} - x_{\mathrm{B}}$ (SD: Single difference) ดังนั้นผลต่างของระยะทางจากเฟสสัญญาณ Φ^i จากสมการที่ 2.54 ระยะทางจริง r^i และผลรวมที่ลดผลกระทบที่เกิดขึ้นจากการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ L^i จากสมการที่ 2.56 เขียนได้เป็นดังสมการที่ 2.57 2.58 และ 2.59 ตามลำดับ

$$\Phi^i_{SD} = \Phi^i_{\mathrm{A}} - \Phi^i_{\mathrm{B}} \tag{2.57}$$

$$r^i_{SD} = r^i_{\mathrm{A}} - r^i_{\mathrm{B}} \tag{2.58}$$

$$L^i_{SD} = L^i_{\mathrm{A}} - L^i_{\mathrm{B}} \tag{2.59}$$

เมื่อนิยามผลต่างพารามิเตอร์ x_{SD} ที่หักล้างระยะทางจริงเป็น $\tilde{x}^i_{SD} = x^i_{SD} - r^i_{SD}$ ดังนั้นผลต่างเฟสของสัญญาณที่หักล้างระยะทางจริงที่ทราบค่าระหว่าง 2 สถานี และผลรวมที่หักล้างผลจากการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และระยะทางจริงของดาวเทียมดวงที่ i จะอธิบายได้ดังสมการ 2.60 และ 2.61

$$\begin{aligned}\tilde{\Phi}^i_{SD} &= \Phi^i_{SD} - r^i_{SD} \\ &= b_{SD} - \delta I^i_{SD} + \lambda N^i_{SD} - \varepsilon^i_{\Phi,SD}\end{aligned} \tag{2.60}$$

$$\begin{aligned}\tilde{L}^i_{SD} &= L^i_{SD} - r^i_{SD} \\ &= b_{SD} - \frac{\lambda}{2} N^i_{SD} + \frac{\varepsilon^i_{\Phi,SD} + \varepsilon^i_{\rho,SD}}{2}\end{aligned} \tag{2.61}$$

จากสมการที่ 2.60 และ 2.61 เนื่องมาจากระยะห่างระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมีค่าน้อยกว่า 50 กิโลเมตร [44] ดังนั้นผลต่างค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (δT^i_{SD}) จะไม่นำมาคำนวณ (มีค่าใกล้เคียง 0) และเพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณ จะนำสมการทั้งสองมาจัดรูปให้อยู่ในเมทริกซ์ได้ดังสมการที่ 2.62 โดยจะอธิบายการรวมพจน์จากดาวเทียมดวงต่าง ๆ ในรูปแบบเมทริกซ์ดังสมการที่ 2.63

$$\begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{\Phi}}_{SD} \\ \tilde{\mathbf{L}}_{SD} \end{bmatrix}_{(2n)\times 1} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\mathbf{I} & \lambda \mathbf{I} \\ \mathbf{1} & \mathbf{0} & \mathbf{O} & \frac{\lambda}{2}\mathbf{I} \end{bmatrix}_{(2n)\times(2n+2)} \begin{bmatrix} \mathbf{b}_{SD} \\ \mathbf{\delta} I_{SD} \\ \mathbf{N}_{SD} \end{bmatrix}_{(2n+2)\times 1} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_{\Phi,SD} \\ \frac{\boldsymbol{\varepsilon}_{\Phi,SD} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\rho,SD}}{2} \end{bmatrix}_{(2n)\times 1} \tag{2.62}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่

$$
\begin{aligned}
\mathbf{b}_{SD} &\equiv \left[b_{SD}, \dot{b}_{SD} \right]^{\mathrm{T}}_{2\times 1} \\
\tilde{\mathbf{\Phi}}_{SD} &\equiv \left[\tilde{\Phi}^{(1)}_{SD}, \ldots, \tilde{\Phi}^{(n)}_{SD} \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1} \\
\tilde{\mathbf{L}}_{SD} &\equiv \left[\tilde{L}^{(1)}_{SD}, \ldots, \tilde{L}^{(n)}_{SD} \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1} \\
\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD} &\equiv \left[\delta I^{(1)}_{SD}, \ldots, \delta I^{(n)}_{SD} \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1} \\
\mathbf{N}_{SD} &\equiv \left[N^{(1)}_{SD}, \ldots, N^{(n)}_{SD} \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1} \\
\boldsymbol{\varepsilon}_{\Phi,SD} &\equiv \left[\varepsilon^{(1)}_{\Phi,SD}, \ldots, \varepsilon^{(n)}_{\Phi,SD} \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1} \\
\mathbf{1} &\equiv \left[1, \ldots, 1 \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1} \\
\mathbf{0} &\equiv \left[0, \ldots, 0 \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1} \\
\mathbf{I} &\equiv \begin{bmatrix} 1 & 0 & \ldots & 0 \\ 0 & 1 & \ldots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \ldots & 1 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}_{n\times n} \\
\mathbf{O} &\equiv \begin{bmatrix} 0 & \ldots & 0 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \ldots & 0 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}_{n\times n} \\
\boldsymbol{\varepsilon}_{\rho,SD} &\equiv \left[\varepsilon^{(1)}_{\rho,SD}, \ldots, \varepsilon^{(n)}_{\rho,SD} \right]^{\mathrm{T}}_{n\times 1}
\end{aligned}
\qquad (2.63)
$$

เมื่อ $\dot{b}_{SD}$ คืออนุพันธ์อันดับหนึ่งของ b_{SD} และ n คือจำนวนดาวเทียมที่สังเกตได้ โดยจากสมการที่ 2.62 มีพารามิเตอร์ที่สนใจศึกษาดังนี้

1) ผลต่างการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ $\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD}$ จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในบริเวณใกล้เคียงกัน

2) ผลต่างความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส $\mathbf{b}_{SD}$ ซึ่งหมายถึงผลต่างของความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสเมื่อเทียบจากดาวเทียมที่มีความแม่นยำมากกว่า

3) ผลต่างความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น $\mathbf{N}_{SD}$ จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสต่างเครื่องกัน

หลังจากนั้นตัวกรองคาลมาน (Kalman filter) [12], [43] จะถูกนำมาใช้เพื่อให้สมการที่ถูกจัดรูปไว้จากสมการที่ 2.62 สามารถประมาณพารามิเตอร์ $\mathbf{b}_{SD}$ $\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD}$ และ $\mathbf{N}_{SD}$ ในหัวข้อถัดไป

2.6.2 ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter)

แนวคิดของสมการตัวกรองคาลมานจะเกี่ยวข้องกับการแก้ปัญหาในลักษณะของสมการแบบวนซ้ำ (re-cursive equation) [45] โดยมีข้อกำหนดสำคัญคือการลดค่าเฉลี่ยกำลังสองของความผิดพลาดในการประมาณสถานะของระบบ (mean-square estimation error) ให้มีค่าน้อยที่สุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การประมาณสถานะของระบบด้วยตัวกรองคาลมาน จะมีขั้นตอนในการประมาณค่าพารามิเตอร์ทั้งหมด 5 ขั้นตอน แบ่งออกเป็น 2 ขั้นตอนหลัก ได้แก่

1) การทำนายค่าจากเวลาก่อนหน้า (Time update)

$$\hat{\mathbf{x}}_t^- = \mathbf{F}\hat{\mathbf{x}}_{t-1}^+ \tag{2.64}$$

$$\mathbf{P}_t^- = \mathbf{F}\mathbf{P}_{t-1}^+\mathbf{F}^T + \mathbf{Q}_t \tag{2.65}$$

2) การปรับค่าด้วยข้อมูลจากการวัด (Measurement update)

$$\mathbf{K}_t = \mathbf{P}_t^-\mathbf{H}_t^T[\mathbf{H}_t\mathbf{P}_t^-\mathbf{H}_t^T + \mathbf{R}_t]^{-1} \tag{2.66}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_t^+ = \hat{\mathbf{x}}_t^- + \mathbf{K}_t[\mathbf{y}_t - \mathbf{H}_t\hat{\mathbf{x}}_t^-] \tag{2.67}$$

$$\mathbf{P}_t^+ = \mathbf{P}_t^- - \mathbf{K}_t\mathbf{H}_t\mathbf{P}_t^- \tag{2.68}$$

โดยที่ t คือเวลาในแต่ละสถานะของระบบ เมทริกซ์ $\hat{\mathbf{x}}_t^-$ และ $\hat{\mathbf{x}}_t^+$ คือสถานะการประมาณค่าที่ทำนายและปรับแก้แล้วตามดำดับ เมทริกซ์ $\mathbf{P}_t^-$ และ $\mathbf{P}_t^+$ คือเมทริกซ์ค่าผิดพลาดความแปรปรวนร่วมของค่าที่ทำนายและปรับแก้ตามลำดับ เมทริกซ์ $\mathbf{K}_t$ คือค่าอัตราการขยายของคาลมาน เมทริกซ์ $\mathbf{H}_t$ คือเมทริกซ์ในการออกแบบระบบ เมทริกซ์ $\mathbf{F}_t$ คือความสัมพันธ์ระหว่างเวกเตอร์สองสถานะ เมทริกซ์ $\boldsymbol{w}_t$ คือเวกเตอร์ของสัญญาณรบกวนโดยกำหนดให้เป็นสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียน (Gaussian white noise) มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์และมีค่าความแปรปรวนร่วม (Covariance) เท่ากับ $\mathbf{Q}_t$ เมทริกซ์ $\mathbf{y}_t$ คือเวกเตอร์ตรวจวัด เมทริกซ์ $\mathbf{H}_t$ คือเมทริกซ์ในการออกแบบระบบ และเมทริกซ์ $\boldsymbol{v}_t$ คือสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียนที่มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์และมีค่าความแปรปรวนร่วมเท่ากับ $\mathbf{R}_t$

ดังนั้นเมทริกซ์จากสมการที่ 2.62 จะถูกจัดรูปใหม่ดังสมการที่ 2.69 ถึง 2.71 เพื่อให้ตัวกรองคาลมานสามารถประมาณพารามิเตอร์ $\mathbf{b}_{SD}$ $\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD}$ และ $\mathbf{N}_{SD}$ ได้

$$\mathbf{x} = [\mathbf{b}_{SD}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD}^{\mathrm{T}} \quad \mathbf{N}_{SD}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} \tag{2.69}$$

$$\mathbf{y} \equiv \begin{bmatrix} \tilde{\boldsymbol{\Phi}}_{SD} \\ \tilde{\mathbf{L}}_{SD} \end{bmatrix} \tag{2.70}$$

$$\mathbf{H} \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\mathbf{I} & \lambda\mathbf{I} \\ \mathbf{1} & \mathbf{0} & \mathbf{O} & \dfrac{\lambda}{2}\mathbf{I} \end{bmatrix} \tag{2.71}$$

หลังจากที่ใช้ตัวกรองคาลมานประมาณค่าพารามิเตอร์ทั้ง 3 ชนิด ได้แก่ $\mathbf{b}_{SD}$ $\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD}$ และ $\mathbf{N}_{SD}$ แล้ว พบว่าจะยังไม่สามารถนำไปใช้งานได้ เนื่องมาจากค่าความกำกวม $\mathbf{N}_{SD}$ ที่ผ่านตัวกรองคาลมานจะได้เป็นค่าทศนิยม วิธีการแลมด้า [46] (LAMBDA: Least-squares AMBiguity

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Decorrelation Adjustment) จะนำมาประยุกต์ใช้เพื่อให้ได้ $\mathbf{N}_{SD}$ ในรูปจำนวนเต็ม โดยจะต้องกำหนดแบบจำลองสถานะการเปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมานก่อน ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.6.3 แบบจำลองสถานะการเปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมาน (State dynamical model for Kalman filter)

การนำตัวกรองคาลมานเพื่อใช้คำนวณค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ นั้น จะกำหนดเวกเตอร์สำหรับตัวกรองคาลมาน โดยมีองค์ประกอบของเวกเตอร์ได้แก่ ค่าความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ผลต่างค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และผลต่างความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น เพื่อใช้ในการจำกัดเอาต์พุตที่เป็นไปได้ของตัวกรองคาลมาน

2.6.4 แบบจำลองความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (Receiver clock error model)

แบบจำลองความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจะถูกอธิบายด้วยพารามิเตอร์สองชนิด ได้แก่ค่าไบอัสและการเปลี่ยนแปลงค่าไบอัสของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ด้วยการวิเคราะห์แบบแรนดอมวอล์ค (Random-walk process) [18] โดยแบบจำลองสถานการณ์เปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมาน ณ เวลา t สามารถอธิบายได้ดังสมการที่ 2.72 ถึง 2.75

$$\mathbf{b}_{SD,t} = \mathbf{F}_{clk,t}\mathbf{b}_{SD,t-1} + \mathbf{w}_{clk,t} \,, \tag{2.72}$$

$$\mathbf{b}_{SD,t} \equiv \left[b_{SD,t}, \dot{b}_{SD,t} \right]^{\mathrm{T}}, \tag{2.73}$$

$$\mathbf{F}_{clk,t} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \tag{2.74}$$

$$\mathbf{Q}_{clk,t} = E[\mathbf{w}_{clk}\mathbf{w}_{clk}^{\mathrm{T}}] = \begin{bmatrix} \sigma_b^2 \Delta t + \sigma_{\dot{b}}^2 \dfrac{\Delta t^3}{3} & \sigma_{\dot{b}}^2 \dfrac{\Delta t^2}{2} \\ \sigma_{\dot{b}}^2 \dfrac{\Delta t^2}{2} & \sigma_{\dot{b}}^2 \Delta t \end{bmatrix}, \tag{2.75}$$

เมื่อ σ_b และ $\sigma_{\dot{b}}$ คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าไบอัสและส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของการเปลี่ยนแปลงค่าไบอัสจากนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสตามลำดับ และ Δt คือช่วงเวลาในการสุ่มค่าตัวอย่าง (Sampling interval)

2.6.5 แบบจำลองค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay model)

ผลต่างค่าหน่วงเวลาจากในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (SD ionospheric delay) สามารถหาได้จากการคำนวณด้วยวิธีเกาส์มาคอฟอันดับหนึ่ง (First order Gauss Makov process) [40] ดังสมการที่ 2.76 ถึง 2.80

$$\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD,t} = \mathbf{F}_{iono,t}\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD,t-1} + \mathbf{w}_{iono,t} \,, \tag{2.76}$$

$$\mathbf{F}_{iono,t} = \mathbf{I} \cdot e^{-\alpha_{iono}\Delta t} \,, \tag{2.77}$$

$$\mathbf{Q}_{iono,t} = E[\mathbf{w}_{iono}\mathbf{w}_{iono}^{\mathrm{T}}] = diag([q_{iono}^1 \quad \cdots \quad q_{iono}^n]) \,, \tag{2.78}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$q_{iono}^{i} = \frac{(\sigma_{siono}^{i})^2}{2\alpha_{iono}}(1-e^{-2\alpha_{iono}\Delta t}) , \tag{2.79}$$

$$\sigma_{siono}^{i} = \frac{\sigma_{viono} \times BL}{\sqrt{1-\left(\frac{R_E}{R_E + h_{iono}}\cos(\theta^{i})\right)^2}} , \tag{2.80}$$

เมื่อ $diag(\cdot)$ คือเมทริกซ์เส้นทแยงมุม (Diagonal matrix) จากเวกเตอร์อินพุต ส่วน σ_{siono} และ σ_{viono} คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของผลต่างค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียง (Slant) และแนวตั้ง (Vertical) ตามลำดับ BL คือระยะห่างระหว่างสองสถานีรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอส (กิโลเมตร) R_E คือรัศมีของโลก (กิโลเมตร) h_{iono} คือความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (กิโลเมตร) θ คือค่ามุมเงยของดาวเทียมดวงที่ i และ α_{iono} คือค่าคงที่ซึ่งเท่ากับส่วนกลับของค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสความถี่เดียว

2.6.6 แบบจำลองค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น (Carrier phase ambiguity model)

ค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น สามารถคำนวณโดยอาศัยการวิเคราะห์แบบแรนดอมวอล์ค (Random-walk process) [40] โดยแบบจำลองสถานการณ์เปลี่ยนแปลงสำหรับค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นสามารถอธิบายได้ดังสมการที่ 2.81 ถึง 2.83

$$\mathbf{N}_{SD,t} = \mathbf{F}_{amb,t}\mathbf{N}_{SD,t-1} + \mathbf{w}_{amb,t} , \tag{2.81}$$

$$\mathbf{F}_{amb,t} = \mathbf{I} , \tag{2.82}$$

$$\mathbf{Q}_{amb,t} = E[\mathbf{w}_{amb}\mathbf{w}_{amb}^{\mathrm{T}}] = \mathbf{I}\cdot\sigma_{amb}^{2}\Delta t , \tag{2.83}$$

เมื่อ σ_{amb} คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสความถี่เดียว และ $\mathbf{Q}_{amb,t}$ คือเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมจากความกำกวมเฟส

2.6.7 แบบจำลองการรวมสถานะ (Combined state model)

จากแบบจำลองที่กล่าวมาแล้วข้างต้น จะนำเวกเตอร์ทั้งหมดมารวมกันเป็นเวกเตอร์สถานะ เวกเตอร์การเปลี่ยนแปลง และเวกเตอร์ความแปรปรวนร่วมดังสมการที่ 2.84 ถึง 2.86 ตามลำดับ

$$\mathbf{x}_t = [\mathbf{b}_{SD}^{\mathrm{T}} \quad \boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD}^{\mathrm{T}} \quad \mathbf{N}_{SD}^{\mathrm{T}}]^{\mathrm{T}} , \tag{2.84}$$

$$\mathbf{F}_t = \mathrm{blkdiag}(\mathbf{F}_{clk,t}, \mathbf{F}_{iono,t}, \mathbf{F}_{amb,t}) , \tag{2.85}$$

$$\mathbf{Q}_t = \mathrm{blkdiag}(\mathbf{Q}_{clk,t}, \mathbf{Q}_{iono,t}, \mathbf{Q}_{amb,t}) \tag{2.86}$$

เมื่อ $\mathrm{blkdiag}(\cdot)$ คือเมทริกซ์บล็อกทแยงมุม (Block diagonal matrix) จากเมทริกซ์อินพุต โดยสามารถแสดงนิยามได้ดังสมการที่ 2.87

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\text{blkdiag}(\mathbf{A},\mathbf{B},\mathbf{C}) = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{B} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{C} \end{bmatrix} \tag{2.87}$$

จากแบบจำลองข้างต้น จะนำมาประยุกต์ใช้ในสมการที่ 2.62 เพื่อหาค่า $\mathbf{b}_{SD}$ $\boldsymbol{\delta}\mathbf{I}_{SD}$ และ $\mathbf{N}_{SD}$ ด้วยตัวกรองคาลมาน โดยค่าความกำกวม $\mathbf{N}_{SD}$ ที่ผ่านตัวกรองคาลมานแล้วจะได้เป็นค่าทศนิยม วิธีการแลมด้า จะนำมาประยุกต์ใช้เพื่อให้ได้ $\mathbf{N}_{SD}$ ในรูปจำนวนเต็ม โดยต้องแปลงผลต่างค่าจากผลต่างระหว่างสถานี (SD: Single Difference) เป็นผลต่างระหว่างดาวเทียมและสถานี (DD: Double Difference) ก่อน ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.6.8 การแปลงค่าเมทริกซ์จาก SD ให้เป็น DD

การหาค่าจำนวนเต็มให้กับตัวแปรความกำกวมของเฟสสัญญาณเริ่มต้นด้วยวิธีการแลมด้านั้น จำเป็นที่จะต้องลดผลกระทบที่เกิดจากค่าไบอัสสัญญาณนาฬิกาจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสทั้ง 2 สถานี [47] โดยทำการแปลงผลต่างระหว่างสถานี (SD: Single Difference) เป็นผลต่างระหว่างดาวเทียมและสถานี (DD: Double Difference) โดยนำค่าความกำกวมจากดาวเทียมหนึ่ง ๆ ลบออกจากความกำกวมจากดาวเทียมที่เหลือทั้งหมด พจน์ของค่าไบอัสสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจาก 2 สถานีจะหายไป โดยมีการกำหนดเมทริกซ์ที่ใช้แปลง $\mathbf{D}$ ดังสมการที่ 2.88

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{(n-1)\times n} \tag{2.88}$$

จากนั้นนำเมทริกซ์มาใช้กับค่าความกำกวมของเฟสสัญญาณ $\hat{\mathbf{N}}_{SD}$ และความแปรปรวนร่วมของความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}}$ ดังสมการที่ 2.89 และ 2.90

$$\hat{\mathbf{N}}_{DD} = \mathbf{D}\hat{\mathbf{N}}_{SD} \tag{2.89}$$

$$\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}} = \mathbf{D}\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}}\mathbf{D}^{\mathrm{T}} \tag{2.90}$$

โดยที่ $\hat{\mathbf{N}}_{DD}$ คือค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นในรูปผลต่างระหว่างดาวเทียมและระหว่างสถานี $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}}$ คือค่าความแปรปรวนร่วมระหว่างความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นในรูปผลต่างระหว่างดาวเทียมและสถานีตัวอย่างเช่นเมื่อประมาณค่าเฟสเริ่มต้น $\mathbf{N}_{SD}$ ได้เท่ากับ

$$\mathbf{N}_{SD} = \begin{bmatrix} 5.392 & 3.656 & 6.608 & 7.176 & 0.881 & -11.096 \end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \tag{2.91}$$

ดังนั้นเมทริกซ์ที่ใช้แปลง $\mathbf{D}$ จะมีค่าและขนาดเท่ากับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\mathbf{D}=\begin{bmatrix}-1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ -1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0\\ -1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0\\ -1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0\\ -1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1\end{bmatrix} \qquad (2.92)$$

จากนั้นจึงค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นในรูปผลต่างระหว่างดาวเทียมและระหว่างสถานี $\hat{\mathbf{N}}_{DD}$ ได้

$$\hat{\mathbf{N}}_{DD}=\mathbf{D}\hat{\mathbf{N}}_{SD}=\begin{bmatrix}-1.736 & 1.215 & 1.783 & -4.511 & -17.488\end{bmatrix}^{\mathrm{T}} \qquad (2.93)$$

ค่า $\hat{\mathbf{N}}_{DD}$ ที่ประมาณได้ในขั้นตอนนี้จะนำไปหาความน่าเชื่อถือด้วยวิธีการทดสอบอัตราส่วนต่อไป [20], [46], [48]

2.7 เทคนิคค่าปรับแก้ในการประมาณตำแหน่งที่ใช้ในระบบจีบาส

จากหัวข้อ 2.1 ได้อธิบายถึงวิธีการประมาณตำแหน่งด้วยเทคนิคสามเหลี่ยมระยะ ควบคู่กับวิธีกำลังสองน้อยที่สุดไปแล้ว อย่างไรก็ดี ความคลาดเคลื่อนในการคำนวณตำแหน่งนั้นพบว่ามีค่าที่สูงถึงประมาณ 12 เมตร [49] ซึ่งเกิดจากความผิดพลาดที่เกิดขึ้นในการวัดระยะ ทั้งจากเครื่องมือเอง หรือปัจจัยสภาพแวดล้อมภายนอก ความผิดพลาดเหล่านี้เมื่อถูกนำมาพิจารณาเอามาใช้นำทางอากาศยานพบว่ายังเกิดขอบเขตความปลอดภัยที่สามารถนำมาใช้งานได้ ดังนั้นจึงมีความจำเป็นในการนำค่าปรับแก้จากเทคนิคความสัมพันธ์ตำแหน่ง (Relative positioning) มาใช้ในระบบการนำทางของอากาศยานควบคู่ไปกับวิธีการประตำแหน่งด้วยวิธีระบุตำแหน่งสมบูรณ์

เทคนิคการคำนวณตำแหน่งชนิดความสัมพันธ์ตำแหน่งนั้น สามารถกระทำได้หลากหลายวิธี โดยปัจจัยหลักในการนำมาใช้งาน จะขึ้นอยู่กับความคลาดเคลื่อน หรือความต่อเนื่องในการให้ค่าตำแหน่ง กล่าวคือหากต้องการความแม่นยำที่สูง จะต้องแลกมาด้วยความต่อเนื่องในการให้ตำแหน่งที่อาจขาดหายไปในบางช่วง และในทางกลับกัน หากต้องการความต่อเนื่องในการระบุตำแหน่ง จะมีความคลาดเคลื่อนที่มากขึ้น เมื่อพิจารณาความต้องการในการระบุตำแหน่งจากระบบจีบาสพบว่าความสำคัญอันดับหนึ่ง คือความต่อเนื่องในการให้บริการตำแหน่ง โดยความคลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งอากาศยานเพื่อการนำร่องนั้น สามารถยอมให้เกิดขึ้นได้ถึงระดับ 10 เมตร ดังนั้นเทคนิคที่ใช้ในการประมาณตำแหน่งจากค่าปรับแก้ จึงเลือกใช้การประมาณตำแหน่งอากาศยาน ด้วยค่าปรับแก้ชดเชยจากสถานีฐานที่คำนวณจากค่าเฉลี่ยเฟสในการวัดระยะ (Carrier-smoothed pseudo-range differential correction positioning)

ในการคำนวณค่าปรับแก้จากสถานีฐานในระบบจีบาส สถานีฐานจะนำค่าการวัดระยะทางเทียมจากโค้ด (ρ) ซึ่งมีความผันผวนจากสัญญาณรบกวนสูง มากรองด้วยการวัดระยะด้วยเฟสสัญญาณ (Φ) ที่ได้รับผลกระทบจากสัญญาณรบกวนต่ำกว่า แต่ยังมีพจน์ความไม่แน่นอนในการเริ่มต้นวัดระยะอยู่ (Integer ambiguities) ด้วยวิธีการกรองแบบ Hatch [50] ซึ่งวิธีการนี้ จะเป็นการหาค่าเฉลี่ยผลต่างระหว่างการวัดด้วยโค้ดและการวัดด้วยเฟสสัญญาณ ในรูปแบบกระบวนการวนซ้ำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(Iterative method) ซึ่งก็คือการหาค่าความไม่แน่นอนในการเริ่มต้นวัดระยะ มาชดเชยการวัดระยะทางด้วยเฟสนั่นเอง โดยสามารถแสดงได้ดังสมการที่ 2.94

$$\hat{R}(i,t) = \frac{1}{T_w}\rho(i,t) + \frac{T_w - 1}{T_w}\left[\hat{R}(i,t-1) + \left(\Phi(i,t) - \Phi(i,t-1)\right)\right] \quad (2.94)$$

โดยที่ $\hat{R}$ คือค่าการวัดระยะทางเทียมจากดาวเทียมดวงที่ i ที่ผ่านการกรองดังวิธีข้างต้น ค่า t คือตัวบ่งชี้เวลา และค่า T_w คือขนาดของตัวกรอง โดยในมาตรฐานจีบาสจะกำหนดขนาดตัวกรองไว้ที่ 100 วินาที

เนื่องจากตำแหน่งสถานีฐานเป็นตำแหน่งคงที่ และมีการคำนวณตำแหน่งแบบแม่นยำไว้แล้ว และตำแหน่งดาวเทียม สามารถคำนวณได้จากค่าที่ส่งมาจากดาวเทียม ทำให้สามารถทราบระยะทางจริง ระหว่างดาวเทียมและสถานีฐานได้ ดังนั้นค่าปรับแก้ สามารถหาได้จากผลต่างระหว่างระยะทางจริงและค่า $\hat{R}$ ดังสมการที่ 2.95

$$\rho_c(i,t) = r(i,t) - \hat{R}(i,t) \quad (2.95)$$

ค่าปรับแก้ที่คำนวณได้นี้ จะเป็นค่าปรับแก้สำหรับดาวเทียมแต่ละดวง โดยสถานีฐานในระบบจีบาสจะทำการส่งค่าแก้นี้ผ่านสัญญาณวิทยุเพื่อให้เครื่องบินนำไปชดเชยระยะทางเทียมที่เครื่องบินคำนวณได้จากดาวเทียมดวงต่าง ๆ ดังสมการที่ 2.96

$$\rho_s(i,t) = \hat{R}(i,t) + \rho_c(i,t) \quad (2.96)$$

เมื่อเครื่องบินได้ทำการปรับแก้ค่าระยะทางเทียมจากสถานีฐานจะระบบจีบาสแล้ว ก็จะนำไปคำนวณตำแหน่งด้วยเทคนิคสามเหลี่ยมระยะดังที่อธิบายในหัวข้อที่ 2.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3
การปรับปรุงวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวหนึ่งเครื่อง

3.1 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

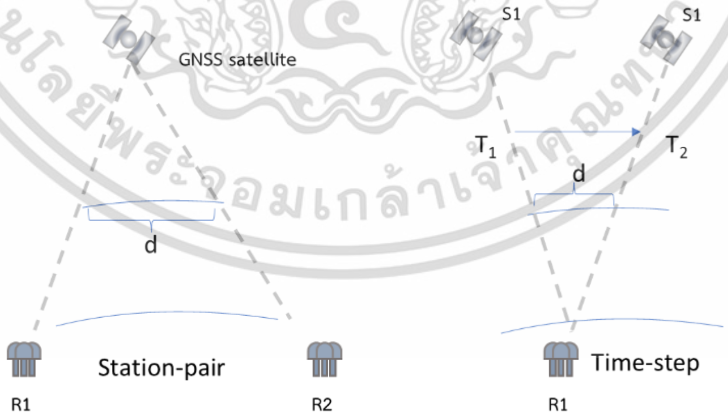
ในงานวิจัยที่ผ่านมา มีวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้งหมด 3 วิธี ได้แก่

1) การประมาณด้วยเครื่องรับสองความถี่แบบ Station-pair
2) การประมาณด้วยเครื่องรับสองความถี่แบบ Time-step
3) การประมาณด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่แบบ Station-pair

โดยในหัวข้อถัดไป จะอธิบายถึงหลักการและวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์ รวมทั้งข้อจำกัดของวิธีต่าง ๆ เพื่อเชื่อมโยงไปสู่การนำเสนอในงานวิจัยนี้ต่อไป

3.1.1 วิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเทคนิคต่าง ๆ

ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หมายถึงความแตกต่างระหว่างค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากบริเวณใกล้ ๆ กัน เพื่ออธิบายสภาวะชั้นไอโอโนสเฟียร์ในขณะนั้น สามารถกระทำได้โดยใช้เครื่องรับดาวเทียมจำนวนหนึ่งหรือสองเครื่องรับสัญญาณจากดาวเทียมดวงเดียวกันในบริเวณที่ใกล้เคียงกันดังรูปที่ 3.1 ซึ่งจะแสดง 2 วิธีในรายงานวิจัยนี้ ได้แก่ เทคนิค Station-pair และเทคนิค Time-step



(ก) (ข)

รูปที่ 3.1 การเปรียบเทียบการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี (ก) Station-pair และ (ข) Time-step

จากรูปที่ 3.1 วิธีในการรับสัญญาณดาวเทียมทั้งสองนั้นเป็นการรับสัญญาณดาวเทียมที่เดินทางผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์จำนวนสองจุด โดยวิธี Station-pair จะใช้เครื่องรับจำนวนสองเครื่อง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ลงวันเวลาที่รับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วางในพื้นที่หนึ่ง ๆ ซึ่งมีระยะห่างตามที่กำหนด ทำให้เครื่องรับสามารถรับสัญญาณดาวเทียมที่ผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์จำนวนสองจุดได้ ข้อสังเกตจากการติดตั้งเครื่องรับด้วยวิธีนี้จะเป็นการติดตั้งเครื่องรับแบบถาวร ทำให้ระยะห่างระหว่างเครื่องรับมีได้เพียงค่าเดียว ส่วนอีกวิธีหนึ่ง ซึ่งได้แก่วิธี Time-step วิธีนี้จะใช้เครื่องรับดาวเทียมเครื่องเดียวในการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เทคนิคนี้จะใช้วิธีรับสัญญาณจากดาวเทียมในสองช่วงเวลา เนื่องจากดาวเทียมมีการเคลื่อนที่อยู่ตลอดเมื่อสังเกตจากโลก ทำให้สัญญาณดาวเทียมจากสองช่วงเวลาเดินทางผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์จำนวนสองจุดได้เหมือนกับวิธีก่อนหน้า ข้อควรระวังของวิธีนี้จะต้องไม่ให้มีระยะห่างระหว่างการรับสัญญาณสองครั้งที่มากเกินไป โดยไม่ควรห่างเกินกว่า 10 นาทีโดยประมาณ เพราะอาจเกิดการเปลี่ยนแปลงในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในชั่วขณะซึ่งส่งผลกระทบต่อการประมาณค่าเกรเดียนต์ได้

3.1.2 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับสองความถี่

วิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หรือ ∇I (มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร) ณ เวลา t ตามเอกสารอ้างอิง [10] สามารถคำนวณได้จากข้อมูลจีพีเอสสองความถี่ ดังสมการที่ 3.1

$$\nabla I^i(t) = \frac{40.3}{f^2}\left(\frac{STEC_1^i(t) - STEC_2^i(t)}{d}\right) \tag{3.1}$$

เมื่อ f คือความถี่จีพีเอสความถี่ที่หนึ่ง มีค่า 1575.42 เมกะเฮิรตซ์ $STEC_1^g(t)$ และ $STEC_2^g(t)$ คือค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (มิลลิเมตร) จากสถานี R1 และ R2 ตามลำดับ i คือลำดับหมายเลขดาวเทียม และ d คือระยะห่างระหว่างจุด IPP จากสถานีจีพีเอสทั้งสอง (กิโลเมตร)

โดยปกติแล้ว หากใช้เครื่องรับดาวเทียมชนิดสองความถี่ การคำนวณจากสมการข้างต้นสามารถประยุกต์ใช้กับเทคนิค Station-pair และ เทคนิค Time-step ได้ เนื่องจากสมการ 3.1 เป็นสมการที่ไม่อ้างอิงข้อมูลในอดีต การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาใช้ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะใช้เพียงข้อมูลในช่วงเวลานั้น ๆ ทำให้สามารถประมาณค่าได้แม้สัญญาณจะขาดหายไปเป็นช่วง ๆ ก็ตาม ดังนั้นวิธีการทั้งคู่จึงสามารถใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ณ ขณะนั้นได้ โดยในวิธี Time-step นั้น ถ้าผลต่างเวลาในการรับข้อมูล มีค่าน้อยกว่าเวลาในการเกิดการเปลี่ยนแปลงลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ก็จะสามารถใช้เทคนิคนี้ในการประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยเทคนิคหนึ่งความถี่ โดยจำเป็นที่จะต้องมีการแก้ไขสมการอินพุตในระบบก่อน ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

3.1.3 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวแบบดั้งเดิมด้วยวิธี Station-pair

การวัดระยะทางที่ได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสความถี่เดียว [43] สามารถวัดได้ด้วยเทคนิคที่แตกต่างกัน 2 ชนิด ได้แก่ การวัดด้วยเฟสสัญญาณ Φ (Carrier phase) ดังสมการที่ 3.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\Phi^i = r^i + b - B^i - \delta I^i + T^i + \lambda N^i + \varepsilon^i_\Phi \quad (3.2)$$

และการวัดด้วยการเข้ารหัสหรือระยะทางเทียม ρ (pseudo range) ดังสมการที่ 3.3

$$\rho^i = r^i + b - B^i + \delta I^i + T^i + \varepsilon^i_\rho \quad (3.3)$$

โดยที่ r^i คือระยะทางจริงระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (True range) (เมตร) สัญลักษณ์ i หมายถึงหมายเลขดาวเทียม (มีค่าอยู่ในช่วง 1 ถึง 32) b คือค่าความคลาดเคลื่อนจากนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (เมตร) B คือค่าความคลาดเคลื่อนจากนาฬิกาของดาวเทียม (เมตร) δI คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เมตร) T คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (เมตร) λ คือความยาวคลื่นสัญญาณจีเอ็นเอสเอส N คือความจำนวนลูกคลื่นก่อนเริ่มนับเฟสสัญญาณเริ่มต้น ε_Φ และ ε_ρ คือความผิดพลาดจากสัญญาณรบกวนของการวัดด้วยเฟสสัญญาณ และการวัดด้วยการเข้ารหัสตามลำดับ โดยปกติจะเป็นสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียน

จากสมการที่ 3.2 และ 3.3 หากต้องการลดผลกระทบในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (δI) สมการทั้งสองจะถูกนำมารวมกันเพื่อลดผลกระทบที่เกิดขึ้นดังสมการที่ 3.4

$$\begin{aligned}\tilde{L}^i &= \frac{\Phi^i + \rho^i}{2} - r^i \\ &= b - B^i + T^i + \frac{\lambda N^i}{2} + \varepsilon^i_\Phi + \varepsilon^i_\rho\end{aligned} \quad (3.4)$$

ถัดมาเพื่อเป็นการลดผลกระทบจากความคลาดเคลื่อนนาฬิกาจากดาวเทียม และเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส สมการผลต่างระหว่างสถานี R1 และสถานี R2 (SD) จากรูปที่ 3.1 ของพารามิเตอร์จากสมการ 3.4 จะกำหนดใหม่เป็น $\tilde{L}^i_{SD}$ โดยที่

$$\tilde{L}^i_{SD} = \tilde{L}^i_{R1} - \tilde{L}^i_{R2} \quad (3.5)$$

ดังนั้น จากสมการ 3.2 ถึง 3.4 จะได้

$$\tilde{L}^i_{SD} = b_{SD} + \frac{\lambda}{2} N^i_{SD} + \frac{\varepsilon^i_{\Phi,SD} + \varepsilon^i_{\rho,SD}}{2} \quad (3.6)$$

ในทำนองเดียวกัน ผลต่างระหว่างสถานีของพารามิเตอร์เฟสเครื่องรับที่หักลบระยะทางจริง (Geometry-free carrier-phase: $\tilde{\Phi}^i_{SD}$) จะเป็นดังสมการที่ 3.7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\tilde{\Phi}^i_{SD} = \Phi^i_{SD} - r^i_{SD}$$
$$= b_{SD} - \delta I^i_{SD} + \lambda N^i_{SD} - \varepsilon^i_{\Phi,SD} \quad (3.7)$$

จากสมการที่ 3.5 และ 3.7 หากกำหนดระยะห่างระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสให้มีค่าน้อยกว่าการเปลี่ยนแปลงในชั้นโทรโพสเฟียร์ ดังนั้นผลต่างค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (T_{SD}) จะมีค่าเท่ากับศูนย์ และเพื่อความสะดวกต่อการคำนวณ จะนำสมการทั้งสองมาจัดรูปเมทริกซ์ดังสมการที่ 3.8

$$\begin{bmatrix} \tilde{\mathbf{\Phi}}_{SD} \\ \tilde{\mathbf{L}}_{SD} \end{bmatrix}_{(2n)\times 1} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\mathbf{I} & \lambda\mathbf{I} \\ \mathbf{1} & \mathbf{0} & \mathbf{O} & \frac{\lambda}{2}\mathbf{I} \end{bmatrix}_{(\mathbf{2}n)\times(\mathbf{2}n+\mathbf{2})} \begin{bmatrix} \mathbf{b}_{SD} \\ \mathbf{\delta} I_{SD} \\ \mathbf{N}_{SD} \end{bmatrix}_{(\mathbf{2}n+\mathbf{2})\times\mathbf{1}} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\varepsilon}_{\Phi,SD} \\ \dfrac{\boldsymbol{\varepsilon}_{\Phi,SD} + \boldsymbol{\varepsilon}_{\rho,SD}}{2} \end{bmatrix}_{(2n)\times 1} \quad (3.8)$$

โดยที่

$$\mathbf{b}_{SD} \equiv \left[b_{SD}, \dot{b}_{SD} \right]^{\mathrm{T}}$$
$$\tilde{\mathbf{\Phi}}_{SD} \equiv \left[\tilde{\Phi}^{(1)}_{SD}, \ldots, \tilde{\Phi}^{(n)}_{SD} \right]^T$$
$$\tilde{\mathbf{L}}_{SD} \equiv \left[\tilde{L}^{(1)}_{SD}, \ldots, \tilde{L}^{(n)}_{SD} \right]^T$$
$$\mathbf{\delta I}_{SD} \equiv \left[\delta I^{(1)}_{SD}, \ldots, \delta I^{(n)}_{SD} \right]^T$$
$$\mathbf{N}_{SD} \equiv \left[N^{(1)}_{SD}, \ldots, N^{(n)}_{SD} \right]^T$$
$$\boldsymbol{\varepsilon}_{\Phi,SD} \equiv \left[\varepsilon^{(1)}_{\Phi,SD}, \ldots, \varepsilon^{(n)}_{\Phi,SD} \right]^T$$
$$\boldsymbol{\varepsilon}_{\rho,SD} \equiv \left[\varepsilon^{(1)}_{\rho,SD}, \ldots, \varepsilon^{(n)}_{\rho,SD} \right]^T$$

เมื่อเวกเตอร์ $\mathbf{1} \equiv [1, \ldots, 1]^T : n \times 1$ และ $\mathbf{0} \equiv [0, \ldots, 0]^T : n \times 1$ ซึ่ง $\mathbf{I}$ เป็นเมทริกซ์หนึ่งหน่วยขนาด $n \times n$ และ $\mathbf{0}$ เป็นเมทริกซ์ศูนย์ขนาด $n \times n$ เมื่อ n คือจำนวนดาวเทียมที่รับได้ ณ ขณะนั้น ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter) [12], [43] จะถูกนำมาใช้เพื่อให้สมการที่ 3.8 สามารถประมาณพารามิเตอร์ $\mathbf{b}_{SD}$ $\mathbf{\delta I}_{SD}$ และ $\mathbf{N}_{SD}$ ได้

เนื่องจากการประมาณค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่กล่าวมาข้างต้น จะเป็นการคำนวณโดยใช้เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจำนวนสองเครื่อง ทำให้ไม่สามารถใช้ประโยชน์จากสถานีฐานจีเอ็นเอสเอสในประเทศไทย ที่มีการกระจายตัวอยู่ทั่วประเทศได้ เนื่องจากระยะห่างระหว่างสถานีที่ใกล้ที่สุด จะมีค่าอยู่ที่ประมาณ 30 กิโลเมตร ซึ่งยังมีค่าสูงกว่าที่จะนำมาใช้ในการคำนวณค่าเกรเดียนต์ เพื่อตรวจสอบความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หรือใช้เพื่อสร้างแบบจำลองชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแต่ละพื้นที่ สำหรับระบบจีบาสไว้ล่วงหน้าได้ ดังนั้นวิธี Time-step จึงมีความเหมาะสมที่จะใช้เพื่อเพิ่มศักยภาพจากเครือข่ายสถานีฐานที่มีอยู่ในประเทศไทยได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

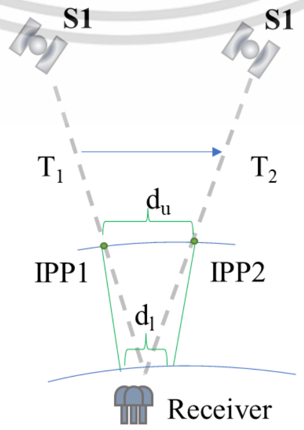
สำหรับการประยุกต์ใช้เทคนิคเครื่องรับความถี่เดียวในการประมาณค่าเกรเดียนต์นั้น แต่เดิมจะถูกออกแบบเพื่อใช้กับคู่สถานีฐานใด ๆ ซึ่งมีระยะห่างระหว่างสถานีคงที่ ดังนั้น หากต้องการประยุกต์ใช้เทคนิคความถี่เดียวนี้ร่วมกับวิธี Time-step จำเป็นที่จะต้องแก้ไขความแปรปรวนของระยะห่างระหว่างสถานี ที่เกิดขึ้นจากการเคลื่อนที่ของดาวเทียมก่อน โดยในหัวข้อถัดไปจะเป็นการนำเสนอการปรับระยะห่างระหว่างสถานีให้เหมาะสมกับการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่ด้วยเทคนิค Time-step ได้

3.2 การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวโดยใช้เทคนิค Time-step ที่นำเสนอ

ตารางที่ 3.1 รายละเอียดการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเทคนิคต่าง ๆ

The method	2 stations (Station-pair method)	1 station (Time-step method)
Dual-frequency receiver	Lee et al., 2008 [51] Rungraengwajiake et al., 2015 [41] Saito et al., 2017 [52]	Datta-Barua et al., 2002 [53] Lee et al., 2008 [51]
Single-frequency receiver	S. Fujita et al., 2010 [43] J. Budtho et al., 2018 [54]	**วิธีที่นำเสนอ**

จากตารางที่ 3.1 แสดงถึงวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีต่าง ๆ พบว่า วิธีที่ใช้เครื่องรับหนึ่งความถี่แบบ Time-step ยังไม่ได้มีการนำเสนอมาก่อน ดังนั้นในหัวข้อนี้ผู้เขียนจึงอธิบายวิธีการนำเสนอการประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยวิธีดังกล่าว ซึ่งในขั้นตอนแรกการประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยเทคนิค Time-step จะต้องทราบระยะห่างระหว่างจุดสองจุดใด ๆ ณ ความสูงต่าง ๆ ก่อน โดยสามารถแสดงได้จากรูปที่ 3.2



รูปที่ 3.2 ตำแหน่งดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสสำหรับการประมาณค่าด้วยเทคนิค Time-step

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้ในเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.2 การจะประยุกต์ใช้วิธี Time-step ในการประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่นั้น จำเป็นที่จะต้องประมาณระยะห่าง baseline ระหว่างดาวเทียมจากเวลา T_1 และ T_2 ที่ความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์ (จุด IPP: ionospheric piece point) ให้มีค่าใกล้เคียงที่กำหนดไว้ก่อน โดยปกติแล้ว ตำแหน่ง IPP นั้นสามารถคำนวณได้จากตำแหน่งดาวเทียม และเครื่องรับ ในรูปแบบ Earth-Centered-Earth-Fixed (ECEF) หลังจากนั้นจะคำนวณหาผลต่างเวลาที่เหมาะสมในการเลือกข้อมูลมาประมาณค่าเกรเดียนต์ในแต่ละเวลาได้

3.2.1 ขั้นตอนการประมาณตำแหน่งจุด IPP

จากวิธี [55] การประมาณจุดเดินทางผ่านสัญญาณในชั้นไอโอโนสเฟียร์จากตำแหน่งดาวเทียมและเครื่องรับใด ๆ สามารถกระทำได้ด้วยวิธีดังต่อไปนี้

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_L &= \mathbf{R}\times\mathbf{R}_s^{\,T} \\ &= \begin{bmatrix} R_{L,x} & R_{L,y} & R_{L,z} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.9)$$

โดยที่ $R_{L,x}$ $R_{L,y}$ และ $R_{L,z}$ คือองค์ประกอบสัมประสิทธิ์การแปลงเวกเตอร์ให้อยู่ในแนวเครื่องรับที่ชี้ไปยังดาวเทียม

$$\mathbf{R}_s = \mathbf{s}_{\mathrm{ECEF}} - \mathbf{r}_{\mathrm{ECEF}} \quad (3.10)$$

และ

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} -\sin(r_{lon}) & \cos(r_{lon}) & 0 \\ -\sin(r_{lat})*\cos(r_{lon}) & -\sin(r_{lat})*\sin(r_{lon}) & \cos(r_{lat}) \\ \cos(r_{lat})*\cos(r_{lon}) & \cos(r_{lat})*\sin(r_{lon}) & \sin(r_{lat}) \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

โดยที่ $\mathbf{s}_{\mathrm{ECEF}}$ และ $\mathbf{r}_{\mathrm{ECEF}}$ คือตำแหน่งดาวเทียมและเครื่องรับในรูปแบบ ECEF ตัวแปร r_{lat} และ r_{lon} คือพิกัดเครื่องรับในระบบพิกัดภูมิศาสตร์ โดยจะสามารถประมาณมุมอาซิมุธ (λ) และมุมเงย (θ) จากเครื่องรับไปยังดาวเทียมใด ๆ จากข้อมูลก่อนหน้าได้โดย

$$\lambda = \tan^{-1}\left(\frac{R_{L,y}}{R_{L,x}}\right)\times\frac{180}{\pi} \quad (3.12)$$

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{R_{L,z}}{\sqrt{R_{L,x}^{\,2}+R_{L,y}^{\,2}}}\right)\times\frac{180}{\pi} \quad (3.13)$$

จากนั้นพิกัดของตำแหน่ง IPP จากตำแหน่งเครื่องรับและดาวเทียมที่ได้กล่าวมา จะสามารถคำนวณได้จาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$IPP_{lat} = r_{lat} + \psi \cos(\lambda) \tag{3.14}$$

$$IPP_{lon} = r_{lat} + \psi \frac{\sin(\lambda)}{\cos(IPP_{lat})} \tag{3.15}$$

โดยที่

$$\psi = 90 - \theta - \sin^{-1}\left(\frac{\mathrm{R}_E \cos(\theta)}{R_E + h_{iono}}\right) \tag{3.16}$$

เมื่อ R_E คือรัศมีของโลก (กิโลเมตร) h_{iono} คือความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (กิโลเมตร)

จากตำแหน่ง IPP ที่คำนวณได้จากตำแหน่งเครื่องรับและดาวเทียมใด ๆ ที่กล่าวมาข้างต้น จะสามารถใช้ประมาณระยะห่าง baseline ระหว่างจุด IPP สองจุดด้วยสมการ Haversine [56] ได้ อย่างไรก็ตาม สมการ Haversine นั้นจะเป็นการประมาณระยะห่างระหว่างพิกัดใด ๆ ที่ความสูงของพื้นผิวโลก ดังนั้นเมื่อนำมาหาระยะห่างระหว่างจุด IPP นั้น จำเป็นที่จะต้องมีการปรับปรุงสมการ Haversine เดิมก่อน จึงจะสามารถใช้ประมาณค่าได้อย่างถูกต้อง ดังหัวข้อถัดไป

3.2.2 การปรับระยะห่างระหว่างจุด IPP จากที่เกิดจากการเคลื่อนที่ดาวเทียม

จากการประมาณค่าเกรเดียนต์จากวิธี Time-step หากใช้การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับด้วยวิธี Haversine แบบดั้งเดิมจะได้ระยะห่างที่วัดจากความสูงพื้นดิน ซึ่งมีระยะที่น้อยกว่าความสูง IPP การประมาณระยะห่างด้วยวิธี Haversine เมื่อประยุกต์เข้ากับวิธี Time-step จะใช้ข้อมูลที่รับได้จากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจำนวนสองครั้ง ผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยสมการที่กล่าวไปก่อนหน้า โดยระยะห่างจากพิกัด IPP สามารถคำนวณได้ดังนี้

$$d_I = \Upsilon\Gamma \tag{3.17}$$

เมื่อ

$$\Gamma = 2\tan^{-1}\left(\frac{\sqrt{a}}{\sqrt{1-a}}\right) \tag{3.18}$$

และ

$$a = \sin^2\left(\frac{\Delta\varphi}{2}\right) + \cos(\varphi_1)\cos(\varphi_2)\sin^2\left(\frac{\Delta\lambda}{2}\right) \tag{3.19}$$

โดยที่ Υ คือรัศมีเฉลี่ยของโลก $\Delta\varphi$ คือผลต่างระหว่างค่าละติจูดสองจุด $\Delta\lambda$ คือผลต่างระหว่างค่าลองจิจูดสองจุด φ_1 และ φ_2 คือค่าลองจิจูดของแต่ละจุด IPP ตามลำดับ ในขั้นตอนนี้ สมการข้างต้นจะใช้ความสูงพื้นโลกเป็นค่ากำหนดการคำนวณระยะ IPP ดังนั้น เพื่อให้คำนวณระยะห่างที่ความสูง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

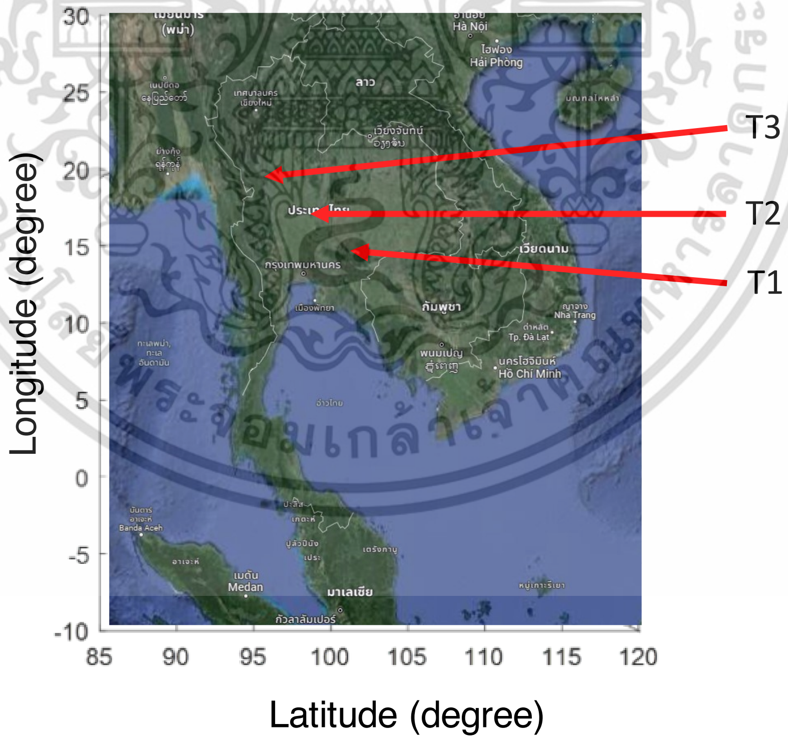
IPP ได้ จึงต้องเปลี่ยนความสูงให้อยู่ในระดับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ดังนั้นสมการที่ 3.17 จะเปลี่ยนเป็น

$$d_u = \Upsilon_{iono}\Gamma \tag{3.20}$$

โดยที่ Υ_{iono} คือรัศมีโลกรวมกับความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งมีค่าเท่ากับ 6,721 กิโลเมตร

3.2.3 การเลือกผลต่างเวลาที่ให้ค่าระยะห่าง ณ จุด IPP ใกล้เคียงที่กำหนดในระหว่างการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

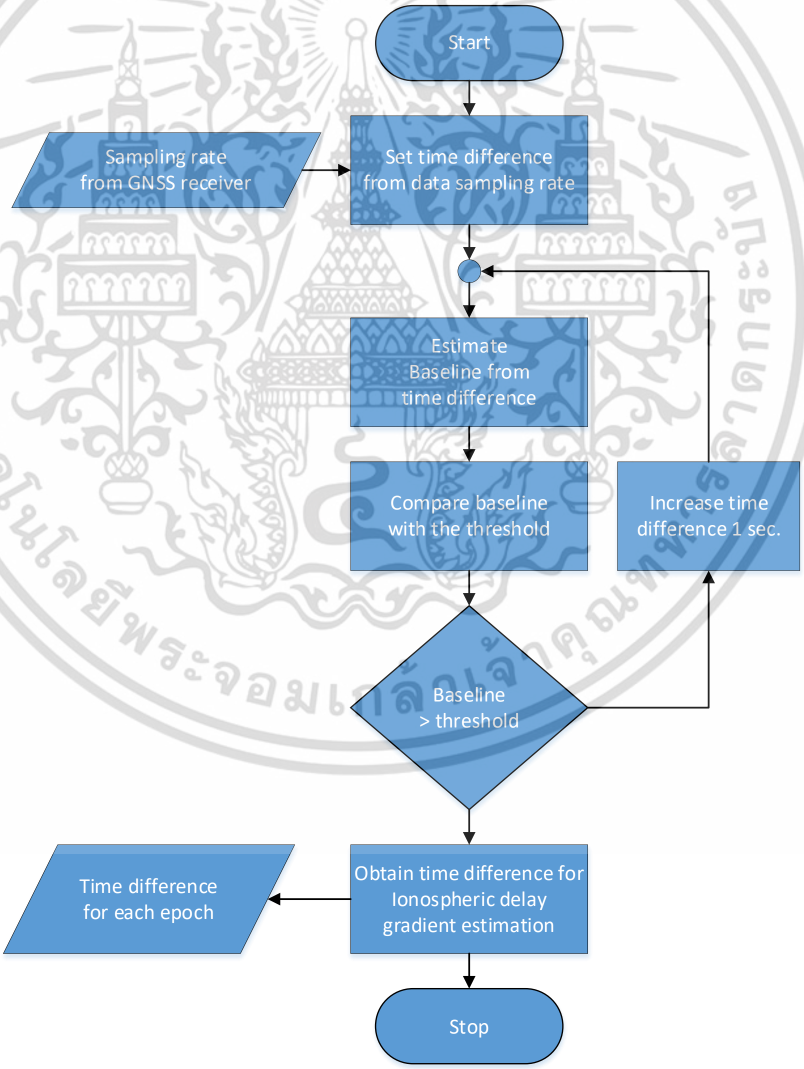
เมื่อเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสรับสัญญาณจากดาวเทียม ณ เวลา T_1 ได้นั้น จะได้ตำแหน่ง IPP เท่ากับ $IPP_{lat,lon,1}$ โดยมีระยะทางเทียมที่คำนวณได้จากการเข้ารหัสเท่ากับ $\rho_{T,1}$ และระยะทางเทียมที่คำนวณได้จากเฟสเท่ากับ $\phi_{T,1}$ จากนั้นเมื่อรับสัญญาณ ณ เวลา T_2 จะได้ตำแหน่ง IPP เท่ากับ $IPP_{lat,lon,2}$ โดยมีระยะทางเทียมที่คำนวณได้จากการเข้ารหัสเท่ากับ $\rho_{T,2}$ และระยะทางเทียมที่คำนวณได้จากเฟสเท่ากับ $\phi_{T,2}$ ถ้าหากผลต่างทางเวลา $(\Delta T = T_2 - T_1)$ มีค่าน้อยกว่าการเปลี่ยนแปลงลักษณะของการหน่วงเวลาที่เกิดขึ้นในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (ประมาณ 10 นาที) ก็จะสามารถใช้ข้อมูลจากเครื่องรับนี้ประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ [51] แสดงได้ดังรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 ตำแหน่ง IPP ที่คำนวณได้จากเครื่องรับและดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงใด ๆ ณ เวลา T_1 T_2 และ T_3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อดีจากวิธีที่กล่าวมาข้างต้นคือสามารถใช้เครื่องรับสองความถี่ประมาณค่าเกรเดียนต์นี้ได้ โดยจำเป็นต้องกำหนดค่าผลต่างทางเวลาในการวัดค่าไอโอโนสเฟียร์ให้เหมาะสม เนื่องจากหากมีค่าสูง การวัดความหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะมีระยะห่างมากเกินกว่าจะตรวจจับการเปลี่ยนแปลงที่เกิดในช่วงแคบ ๆ ได้ อย่างไรก็ตาม การวัดด้วยการกำหนดค่าผลต่างทางเวลาค่าผลต่างทางเวลาในการวัดค่าไอโอโนสเฟียร์ ในวิธีอ้างอิงนั้นจะกำหนดให้เป็นค่าคงที่ ทำให้ความเร็วของดาวเทียมเมื่อคำนวณความเร็ว ณ จุดใดจุดหนึ่งบนโลก จะมีค่าไม่คงที่ ทำให้ระยะห่าง d_I ที่ความสูง IPP เกิดการเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา ทำให้ยังไม่สามารถประยุกต์วิธีดังกล่าวเพื่อประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลากับวิธีที่ใช้เครื่องรับหนึ่งความถี่ได้นั่นเอง ดังนั้นในวิทยานิพนธ์นี้จะนำเสนอวิธีในการปรับค่าผลต่างทางเวลาในการวัดค่าไอโอโนสเฟียร์ โดยขึ้นอยู่กับความเร็วของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส ให้มีค่าใกล้เคียงตามกำหนด เพื่อนำไปใช้ในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่ได้ โดยจะเป็นการหาผลต่างทางเวลาที่ต้องเลือก เพื่อรับข้อมูลค่าการหน่วงเวลามาใช้ในแต่ละการคำนวณ แสดงดังรูปที่ 3.4



รูปที่ 3.4 วิธีการปรับผลต่างทางเวลาในการรับค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากวิธีการปรับเวลาที่นำเสนอในรูปที่ 3.4 หากรับข้อมูลจากดาวเทียม ณ เวลา t เริ่มต้นจะเป็นการนำตำแหน่ง IPP จากเวลาก่อนหน้ามาคำนวณระยะห่างระหว่างจุด IPP (d) ด้วยสมการ Haversine ที่ได้มีการปรับแก้ความสูงแล้ว เมื่อนำมาเปรียบเทียบและยังมีค่าน้อยกว่าที่กำหนดไว้ (d_{th}) ก็จะทำการเพิ่มเวลาในการเลือกจุด IPP มาคำนวณระยะห่างอีกครั้ง จนกว่าจะได้ระยะห่างที่ใกล้เคียงและมากกว่าที่กำหนด (d_t) ก็จะนำผลต่างเวลาที่ได้ (ΔT) มาเลือกพารามิเตอร์ที่ใช้ในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่ ณ เวลา t ต่อไป

3.2.4 การปรับปรุงวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่เครื่องเดียว

จากหัวข้อก่อนหน้า เมื่อสามารถหาเวลาที่เหมาะสมในการเลือกข้อมูลสำหรับการประมาณค่าเกรเดียนต์ได้นั้น พารามิเตอร์ที่ใช้ในการคำนวณต้องมีการแก้ไขก่อนที่จะใช้งาน โดยเนื่องจากมีเครื่องรับเพียงเครื่องเดียว สมการจาก 3.6 ถึง 3.7 จะกลายเป็น

$$\tilde{\Phi}^i_{SD} = \tilde{\Phi}^i_t - \tilde{\Phi}^i_{t-\Delta T} \tag{3.21}$$

$$\tilde{L}^i_{SD} = \tilde{L}^i_t - \tilde{L}^i_{t-\Delta T} \tag{3.22}$$

โดยที่

$$\tilde{r}^i_{SD} = \tilde{r}^i_t - \tilde{r}^i_{t-\Delta T} \tag{3.23}$$

เมื่อ t คือเวลาที่ใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ΔT คือผลต่างระหว่างเวลาที่ใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์ที่มีระยะห่างระหว่าง IPP (d) ใกล้เคียงค่าที่กำหนดมากที่สุด จากนั้นสมการ 3.21 ถึง 3.23 จะนำมาใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วเครื่องรับหนึ่งความถี่เพียงหนึ่งเครื่องได้

3.3 การออกแบบการทดลอง

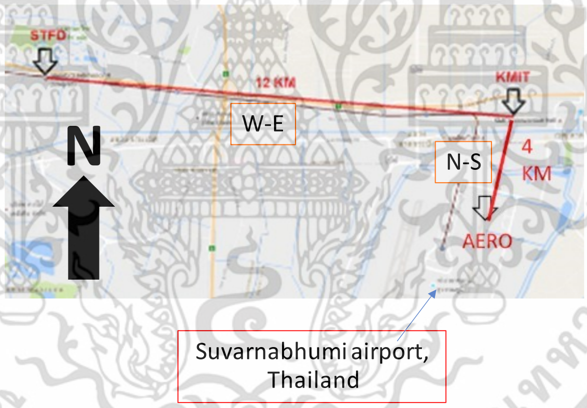
เพื่อให้สามารถเปรียบเทียบวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ระหว่างวิธีอ้างอิงที่ใช้เครื่องรับจีพีเอส 2 เครื่อง (Station-pair) กับวิธีที่นำเสนอที่ใช้เครื่องรับเพียงเครื่องเดียวได้นั้น (Time-step) การทดลองนี้จึงใช้ข้อมูลจีพีเอสจากเครื่องรับในพื้นที่ที่มีเครื่องรับ 2 เครื่องอยู่ในบริเวณใกล้เคียงกัน โดยวิธีที่ใช้ในการอ้างอิงที่ใช้เครื่องรับสองเครื่องนั้นจะใช้เครื่องรับจากสถานีในสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (KMITL) และมหาวิทยาลัยนานาชาติแสตมฟอร์ด (STFD) ที่มีมุมอะซิมุธวัดจากสถานี STFD ไปยัง KMITL เท่ากับ 96.06 องศา และสายอากาศรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสติดตั้งอยู่ที่ตึกที่สูงที่สุดภายในรัศมีประมาณ 10 กิโลเมตร เพื่อลดผลกระทบจากสัญญาณสะท้อนจากตึกรอบ ๆ ตำแหน่งของสายอากาศเครื่องรับจากทั้งสองที่จะคำนวณได้จากวิธี Precise point positioning (PPP) [25] เพื่อใช้เป็นตำแหน่งอ้างอิงสำหรับการประมาณค่าเกรเดียนต์ที่ใช้เครื่องรับเพียงเครื่องเดียวที่นำเสนอนั้น จะใช้ข้อมูลจากสถานี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

KMITL เพียงสถานีเดียวสำหรับคำนวณค่าเกรเดียนต์จากทั้งวิธี Time-step ที่ใช้เครื่องรับหนึ่งความถี่ และวิธีการที่นำเสนอใหม่นี้

(ก) (ข)

รูปที่ 3.5 สายอากาศรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสของสถานี STFD (ก) และสถานี KMITL (ข)



รูปที่ 3.6 ตำแหน่งเครื่องรับจีพีเอสของสถานี KMITL และสถานี STFD

สำหรับการประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับจากสถานี STFD และ KMITL ด้วยวิธี Time-step ที่นำเสนอนั้น ระยะห่างระหว่างเครื่องรับที่ความสูง IPP จะกำหนดโดยระยะห่างจริงระหว่างสถานี KMITL และ STFD ซึ่งมีค่าประมาณ 12 กิโลเมตร ข้อมูลที่ใช้ในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะเลือกใช้ข้อมูลจากวันที่ 13 เดือนเมษายน (DOY 103) ปี ค.ศ. 2014 ที่มีการสำรวจในเบื้องต้นแล้วว่าเป็นวันที่สภาวะในชั้นบรรยากาศ ไม่เกิดความผิดปกติขึ้นในตลอดทั้งวัน สำหรับวิธีการคำนวณอ้างอิง และวิธีการที่นำเสนอ ข้อมูลที่ใช้จะเป็นข้อมูลเฉพาะดาวเทียมจีพีเอสทั้งหมด 32 ดวงตั้งแต่เวลา 00:00 UTC ถึงเวลา 23:59 UTC โดยเก็บข้อมูลทุกวินาทีของวันเป็นจำนวน 86,400 ค่าต่อวัน

สำหรับข้อมูลจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจากสถานีต่าง ๆ นั้น จะทำการวิเคราะห์จากข้อมูลระยะทางเทียมที่มีการแปลงข้อมูลจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมาเป็นรูปแบบข้อมูล RINEX (Receiver INdependent EXchange) ซึ่งเป็นมาตรฐานกลางที่เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสส่วนใหญ่ สามารถสร้าง

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ขึ้นมาได้ โดยเขียนโปรแกรมเพื่อวิเคราะห์ข้อมูลด้วยโปรแกรม MATLAB ซึ่งสามารถเขียนโปรแกรมเพื่อดึงค่าระยะทางเทียมจากไฟล์ข้อมูล RINEX ได้ และยังใช้เพื่อคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และคำนวณค่าทางสถิติที่จำเป็นต่อการใช้งานระบบจีบาสได้

ในขั้นตอนแรกจะประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีอ้างอิงเพื่อใช้ในการเปรียบเทียบก่อน จากนั้นจะกำหนดระยะห่างระหว่างจุดตัดชั้นบรรยากาศให้มีค่าเท่ากับ 12 กิโลเมตรเพื่อให้สามารถเลือกช่วงเวลาในการประมาณด้วยวิธีที่นำเสนอได้ และในขั้นตอนสุดท้ายจะนำวิธีอ้างอิง และวิธีที่นำเสนอมาเปรียบเทียบค่าต่าง ๆ ดังนี้

1) ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

2) ค่าความแปรปรวนค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

โดยจะนำค่าทั้งสองที่คำนวณได้จากทั้งวิธีอ้างอิง และวิธีการที่นำเสนอ มาเปรียบเทียบ เพื่อใช้วิเคราะห์ประสิทธิภาพในการใช้งานระบบจีบาสต่อไป

สำหรับผู้สนใจตัวอย่างโปรแกรมในการคำนวณค่าเกรเดียนต์ ผู้จัดทำได้เผยแพร่โปรแกรมทดลองใช้แบบมีเงื่อนไขการใช้งาน เพื่อให้ผู้สนใจได้ทดลองคำนวณค่าต่าง ๆ จากข้อมูลสถานีอื่น ๆ ได้จากเว็ปไซต์ https://github.com/cssrg-kmitl/TEC_gradient_computation

โดยสรุปขั้นตอนการทำวิจัยได้แก่

1) การกำหนดระยะห่างระหว่างจุดตัด IPP สำหรับวิธี Time-step แบบหนึ่งความถี่ได้

2) การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับจากวิธี Station-pair ที่ความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์

3) การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับจากวิธี Time-step ที่ความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์

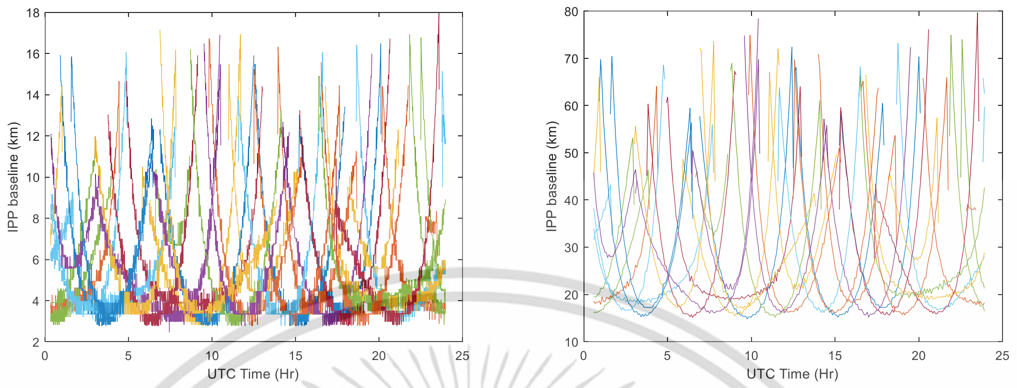
4) การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี Station-pair จากเครื่องรับหนึ่งและสองความถี่

5) การประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี Time-step จากเครื่องรับหนึ่งความถี่ที่นำเสนอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 ผลการทดลอง

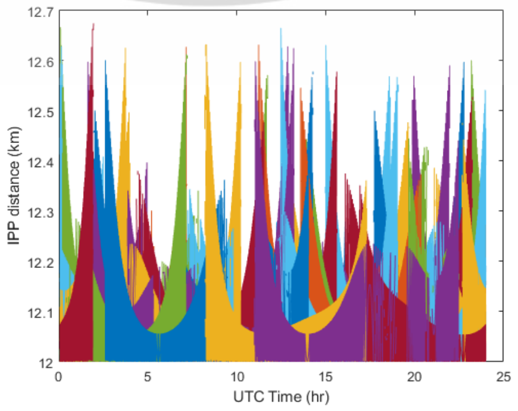
3.4.1 การกำหนดระยะห่างระหว่างจุดตัด IPP ตามที่กำหนด



(ก) (ข)

รูปที่ 3.7 การประมาณระยะห่างระหว่างจุด IPP ที่ได้จากการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จากการกำหนดคาบการรับข้อมูล 1 นาที (ก) และ 5 นาที (ข) [57]

จากผลการทดลองรูปที่ 3.7 แกนนอนแสดงเวลาตามมาตรฐาน UTC ในหน่วยชั่วโมงของวัน แกนตั้งแสดงระยะห่างระหว่างจุดตัด IPP ที่ความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์ จากวิธี Time-step (ค่า d_u ในรูปที่ 3.2 สีของกราฟแสดงให้เห็นข้อมูลจากดาวเทียมจีพีเอสที่แตกต่างกันจำนวน 32 ดวง จากการวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยตัวกรองคาลมานและเทคนิค Time-step ที่นำเสนอ เพื่อให้ได้ค่าที่ใกล้เคียง 12 กิโลเมตรมากที่สุด จะทำการปรับคาบการรับข้อมูลสองค่าได้แก่ 1 และ 5 นาที ผลการประมาณระยะห่างด้วยการปรับคาบการรับข้อมูลที่ 1 นาที ให้ระยะห่างระหว่างจุด IPP ต่ำสุดที่ประมาณ 3 กิโลเมตร เมื่อปรับคาบการรับข้อมูลเป็น 5 นาทีค่าระยะห่างระหว่างจุด IPP จะเพิ่มขึ้นเป็น 15 กิโลเมตร อย่างไรก็ดี ทั้งสองคาบเวลาจะให้ผลระยะห่างที่ไม่ต้องการรวมอยู่ด้วย โดยที่คาบเวลา 1 นาทีและ 5 นาที ให้ผลการคำนวณระยะห่าง IPP ที่ไม่ต้องการสูงถึง 18 กิโลเมตรและ 80 กิโลเมตรตามลำดับ ซึ่งวิธีที่นำเสนอนี้จะลดความผิดพลาดตรงนี้ให้น้อยลงอยู่ในช่วงที่ยอมรับได้

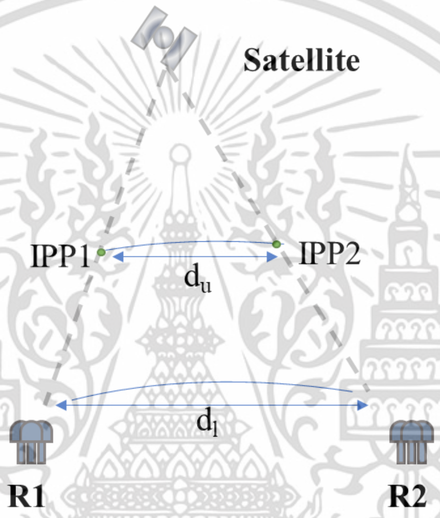


รูปที่ 3.8 ผลการประมาณระยะห่างตำแหน่ง IPP ด้วยการปรับคาบการรับข้อมูลที่นำเสนอ [57]

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลจากการปรับระยะห่างจุดตัด IPP จากเทคนิค Time-step ที่นำเสนอ โดยจากทั้งแกนนอนและแกนตั้งแสดงค่าเหมือนกับรูปก่อนหน้า พบว่าเมื่อปรับค่า $\Delta T = T_2 - T_1$ ให้มีระยะห่างที่ใกล้เคียง 12 กิโลเมตร ผลคือทุกเวลาจะมีการเลือกค่า ΔT ไม่เหมือนกัน ทำให้ค่าประมาณระยะห่างจุด IPP มีความใกล้เคียงที่กำหนด ทำให้สามารถเลือกเวลาของข้อมูลที่จะใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ตามวิธี Time-step ได้ โดยมีค่าระยะห่างผิดไปจากที่กำหนดไม่เดิน 600 เมตร ดังนั้น วิธีที่นำเสนอนี้สามารถนำข้อมูลในช่วงเวลาต่าง ๆ มาประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่เพียงเครื่องเดียวร่วมกับตัวกรองคาลมานได้

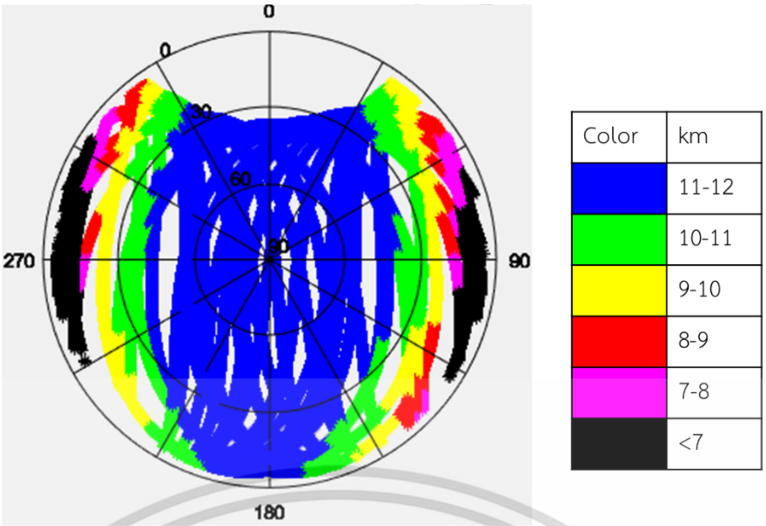
3.4.2 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับจากวิธี Station-pair



รูปที่ 3.9 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับ ที่ตำแหน่ง IPP และที่ตำแหน่งพื้นโลก

จากรูปที่ 3.9 ระยะห่างระหว่างเครื่องรับที่ความสูงพื้นดินที่คำนวณไว้ก่อนหน้า (d_l) มีค่าประมาณ 12.08 กิโลเมตร อย่างไรก็ตาม เมื่อสมการ Haversine ปรับการคำนวณใหม่ที่ความสูงเท่ากับ IPP (350 กิโลเมตร) ข้อมูลตำแหน่งดาวเทียมตัวอย่างต้องนำมาคำนวณในเบื้องต้นก่อน โดยจะสมมติตำแหน่งดาวเทียมที่มีมุมเงยและมุมอาซิมุธเท่ากับ 71.84 และ 350 องศา ตามลำดับ จากการประมาณตามสมการ Haversine ได้ค่าระยะห่างระหว่างจุด IPP ที่ความสูง IPP ได้เท่ากับ 11.82 กิโลเมตร โดยมีค่าน้อยกว่าความสูงที่พื้นดินประมาณ 2.11 เปอร์เซ็นต์ หมายความว่าการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เคยประมาณด้วยวิธี Station-pair จำเป็นที่จะต้องชดเชยความผิดพลาดจากระยะห่างที่จุด IPP นี้ใหม่ และเพื่อให้ทราบค่าชดเชยที่เหมาะสมในทุกตำแหน่งดาวเทียม จึงทำการทดลองรับค่าตำแหน่งจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสในทุกทิศทางจากข้อมูลในหนึ่งวัน แสดงได้ดังรูปที่ 3.10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



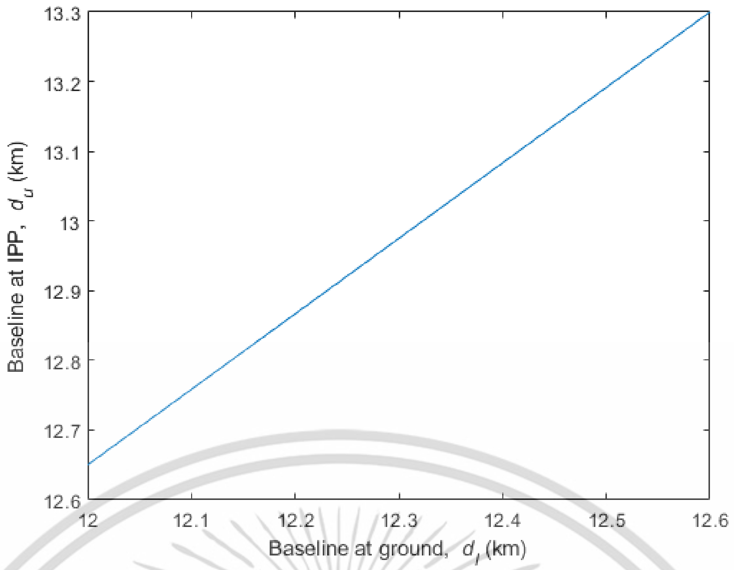
รูปที่ 3.10 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่อรับ ที่ตำแหน่ง IPP ด้วยวิธี Station-pair จากตำแหน่งดาวเทียมจริงในหนึ่งวัน [57]

จากการคำนวณระยะห่างระหว่างจุด IPP ตามรูปที่ 3.10 พบว่าผลจากตำแหน่งดาวเทียมที่มีมุมเงยน้อยกว่า 30 องศาในทิศทางตะวันออกและตะวันตกมีค่าที่แตกต่างจากการคำนวณที่ความสูงพื้นดินอย่างเห็นได้ชัด โดยมีค่าที่มุมเงย 30 องศาต่างกันประมาณ 15 เปอร์เซ็นต์ และมีค่าสูงถึง 50 เปอร์เซ็นต์เมื่อมุมเงยน้อยกว่า 15 องศา อย่างไรก็ตาม จากรูปแสดงให้เห็นว่าตำแหน่งดาวเทียมที่อยู่ทางทิศเหนือไม่ส่งผลต่อการคำนวณระยะห่างระหว่างจุด IPP มากนัก ตำแหน่งดาวเทียมที่อยู่ในช่วงระหว่าง 30 องศาจากทิศเหนือและใต้ มีค่าความแตกต่างการคำนวณระยะห่าง IPP ไม่เกิน 8 เปอร์เซ็นต์ ดังนั้นจึงสามารถสรุปได้ว่าหากดาวเทียมอยู่ที่ตำแหน่งมุมเงยมากกว่า 30 องศา ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาที่คำนวณได้ จะไม่จำเป็นต้องปรับแก้ความแตกต่างที่เกิดขึ้นนี้ แต่ถ้าหากดาวเทียมอยู่ต่ำกว่า 30 องศา ค่าเกรเดียนต์ที่คำนวณได้จะต้องเพิ่มขึ้นตามสัดส่วนระยะห่าง IPP ที่คำนวณได้ใหม่ในผลการทดลองนี้

3.4.3 การประมาณระยะห่างระหว่างเครื่องรับจากวิธี Time-step

จากผลการทดลองระยะห่างระหว่างจุด IPP ที่คำนวณจากความสูงพื้นดิน (d_l) จากรูปที่ 3.2 พบว่าการรับข้อมูลจากดาวเทียมเวลาต่าง ๆ นั้น รับได้จากตำแหน่งของดาวเทียมที่แตกต่างกัน และเมื่อมีการปรับคาบการรับข้อมูลดาวเทียมตามการนำเสนอแล้ว ค่าระยะห่างระหว่างจุด IPP จะยังมีค่าที่ไม่คงที่ โดยค่าที่ได้จะอยู่ในช่วง 12 ถึง 12.7 กิโลเมตร ดังนั้น เพื่อให้สามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างค่า d_l และ d_u จากดาวเทียมทุกตำแหน่งได้นั้น ข้อมูลดาวเทียมในหนึ่งวัน จะนำมาใช้เพื่อหาความสัมพันธ์นี้ในผลการทดลองถัดไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



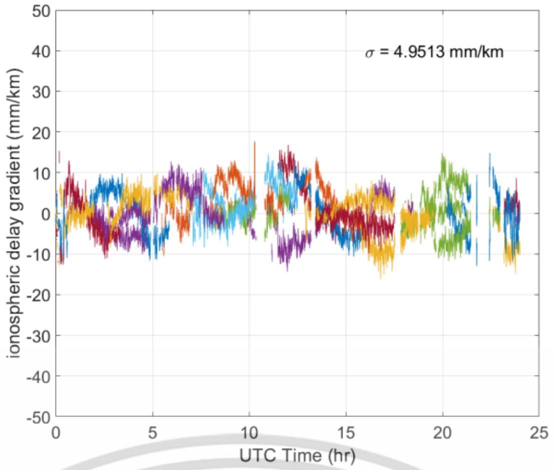
รูปที่ 3.11 ความสัมพันธ์ระหว่างระยะห่างจุด IPP ที่คำนวณได้จากความสูงพื้นดินต่อความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์ [57]

จากรูปที่ 3.11 ผลการทดลองแสดงให้เห็นว่าความสัมพันธ์ระหว่างระยะห่างจุด IPP ที่คำนวณได้จากความสูงพื้นดิน (d_l) และควาสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์ (d_u) เป็นแบบเชิงเส้น โดยไม่มีผลจากทั้งทิศทางและมุมเงยเข้ามาเกี่ยวข้อง เมื่อนำตำแหน่งจุด IPP ณ เวลาใด ๆ มาคำนวณระยะห่างที่ความสูงพื้นดิน ซึ่งจากตัวอย่างคำนวณได้ในช่วง 12 ถึง 12.6 กิโลเมตร เมื่อคำนวณที่ความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์ซึ่งมีค่าประมาณ 350 กิโลเมตร จะมีค่าเพิ่มขึ้นอยู่ที่ 12.66 และ 13.27 กิโลเมตร ตามลำดับ จึงสามารถสรุปได้ว่าผลการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถปรับได้จากผลต่างระยะห่างเมื่อแก้ไขความสูงเป็นชั้นไอโอโนสเฟียร์ได้โดยไม่ต้องนำค่าทิศทางและมุมเงยของดาวเทียมดวงนั้น ๆ เข้ามาเกี่ยวข้อง

3.4.4 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี Station-pair จากเครื่องรับหนึ่งและสองความถี่

ในขั้นตอนแรกเป็นการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีอ้างอิง Station-pair แสดงได้ดังรูปที่ 3.12 โดยแกนตั้งเป็นค่าเกรเดียนต์ในหน่วยมิลลิเมตรต่อกิโลเมตร ส่วนแกนนอนเป็นเวลา UTC ในหน่วยชั่วโมง โดยสีที่แตกต่างกันจะหมายถึงค่าเกรเดียนต์จากดาวเทียมดวงต่าง ๆ สำหรับเครื่องหมายกำกับค่าเกรเดียนต์ที่คำนวณได้นั้น (เครื่องหมาย + หรือ -) จะแสดงทิศทางของผลต่าง เช่น ถ้ามีค่าบวก หมายถึงค่าหน่วงเวลาจากทิศตะวันออกมีค่ามากกว่าทิศตะวันตก โดยในระหว่างการคำนวณหากไม่สามารถหาค่าเฟสเริ่มต้นสัญญาณที่ถูกต้องได้ จะนำผลเฉลยนั้นออกไปจากการคำนวณ และค่าที่แสดงในรูปจะเป็นค่าเกรเดียนต์ที่แปลงจากแนวเฉียงเป็นแนวตั้งเรียบร้อยแล้ว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



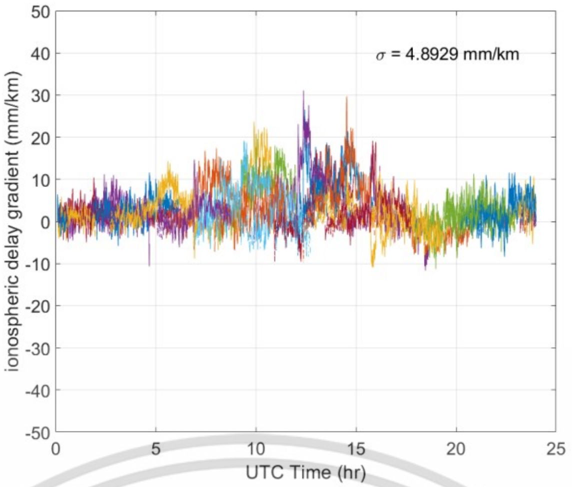
รูปที่ 3.12 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยจากวิธี Station-pair จากเครื่องรับหนึ่งความถี่ [57]

ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากวิธีอ้างอิง พบว่ามีค่าอยู่ในช่วงประมาณ -30 ถึง 30 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร โดยรวมสะท้อนให้เห็นถึงสภาวะในชั้นบรรยากาศที่เป็นปกติเนื่องมีค่าเกรเดียนต์ที่น้อยตามช่วงเวลาที่เลือก มีส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์ในแนวตั้ง (σ_{VIG}) ประมาณ 4.95 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร ดังนั้นเพื่อทำการเปรียบเทียบกับวิธีที่นำเสนอจึงนำข้อมูลในวันเดียวกันมาประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยเครื่องรับหนึ่งความถี่เครื่องเดียว

3.4.5 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธี Time-step จากเครื่องรับหนึ่งความถี่ที่นำเสนอ

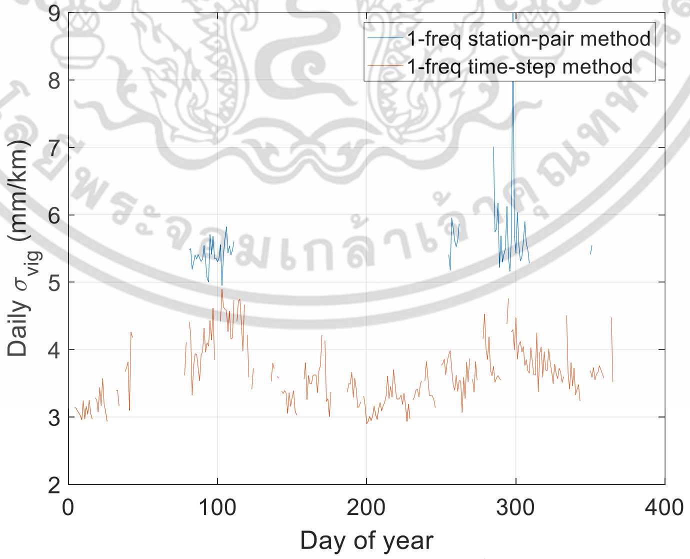
เนื่องจากการเคลื่อนที่ของดาวเทียมจีพีเอสนั้น พบว่าโดยส่วนใหญ่แล้วมีทิศทางจากทิศเหนือไปทิศใต้ และทิศใต้ไปทิศเหนือ หากทำการประมาณและใช้ข้อมูลโดยตรง จะไม่สามารถบอกได้จากกราฟว่าเคลื่อนที่ไปในทางทิศใด ดังนั้นจึงต้องทำการแปลงทิศทางจากการเคลื่อนที่จากทิศใต้มาทิศเหนือเป็นเครื่องหมายลบ ส่งผลให้เครื่องหมายบวกแสดงถึงค่าการหน่วงเวลาในชั้นไอโอโนสเฟียร์ทางทิศใต้ (ละติจูดต่ำ) มีค่ามากกว่าทิศเหนือ แสดงได้ดังรูปที่ 3.13

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.13 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีที่นำเสนอ [57]

ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากวิธีที่นำเสนอพบว่ามีค่าอยู่ในช่วงประมาณ -10 ถึง 30 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร จากผลการประมาณค่าเกรเดียนต์โดยเฉลี่ยพบว่ามีค่าบวกเป็นส่วนใหญ่ สะท้อนให้เห็นถึงลักษณะชั้นบรรยากาศที่ค่าการหน่วงเวลาในชั้นไอโอโนสเฟียร์ในละติจูดต่ำ มีค่ามากกว่าละติจูดสูง มีส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์ในแนวตั้งประมาณ 4.89 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร ซึ่งมีค่าใกล้เคียงกับการประมาณด้วยวิธี Station-pair จากเครื่องรับหนึ่งความถี่ ดังนั้นผลการประมาณเพื่อดูภาพรวมค่าเกรเดียนต์ที่คำนวณได้จากวิธีต่าง ๆ ในรูปแบบส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานนั้นจะแสดงค่าจากข้อมูลในช่วงปี ค.ศ. 2014 ดังรูปที่ 3.14



รูปที่ 3.14 ผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยวิธีที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2014 [57]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากการประมาณค่าเกรเดียนต์จากข้อมูลปี ค.ศ. 2014 พบว่าวิธีที่นำเสนอให้ค่า σ_{VIG} โดยเฉลี่ยน้อยกว่าวิธี Time-step แบบใช้เครื่องรับหนึ่งความถี่ประมาณ 30 เปอร์เซ็นต์ อันเนื่องมาจากการประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยวิธีที่นำเสนอนั้น จะหักล้างผลกระทบความแปรปรวนจากเครื่องรับออกจนหมดในระหว่างการรวมพจน์หาผลต่างระหว่างจุด IPP สองจุด (Single-difference) และจากผลการประมาณพบว่ามีจำนวนวันที่สามารถประมาณค่าเกรเดียนต์ได้มากกว่าวิธี Station-pair เพราะว่าวิธีดังกล่าว หากเครื่องรับอย่างน้อยหนึ่งเครื่องหยุดทำงาน จะส่งผลให้ไม่สามารถนำข้อมูลมาหาค่าเกรเดียนต์ได้นั่นเอง สุดท้ายนี้ ข้อดีของการมีเครื่องรับหลาย ๆ เครื่องในบริเวณเดียวกัน สามารถนำผลที่ประมาณได้จากวิธี Time-step ในหลาย ๆ สถานีมาเปรียบเทียบกันเพื่อเป็นการตรวจสอบความถูกต้องได้อีกทางหนึ่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

การปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดจากสถานีภาคพื้นดินสำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย

4.1 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

4.1.1 การประมาณค่าปรับแก้ระยะทางเทียมสำหรับสัญญาณจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

ในระบบจีบาส ระยะทางเทียมที่ใช้ในการคำนวณตำแหน่งเครื่องบิน $\hat{R}(t)$ จะคำนวณจากการนำระยะทางเทียมจากโค้ด (ที่มีความแปรปรวนสูง) มากรองด้วยระยะทางเทียมจากเฟส (ที่ทนต่อสัญญาณรบกวนได้ดี แต่ต้องการเฟสเริ่มต้น) ผ่านตัวกรอง Hatch [50] โดยใช้กรอบเวลา T_w เท่ากับ 100 วินาที ดังสมการ 4.1

$$\hat{R}^i(t) = \frac{1}{T_w}\rho^i(t) + \frac{T_w - 1}{T_w}\left[\hat{R}^i(t-1) + \left(\Phi^i(t) - \Phi^i(t-1)\right)\right] \tag{4.1}$$

เมื่อ $\rho(t)$ และ $\Phi(t)$ ค่าระยะทางเทียมที่วัดได้จากโค้ดและเฟสสัญญาณตามลำดับ

การจะหาค่าปรับแก้ได้นั้น จำเป็นที่จะต้องทราบระยะทางจริง (True range) ระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมเสียก่อน ซึ่งสามารถหาได้จากตำแหน่งเครื่องรับที่มีความแม่นยำสูง และตำแหน่งดาวเทียมจากข้อมูลวงโคจร (Ephemeris) เมื่อทราบข้อมูลทั้งสองแล้ว ก็จะสามารถใช้ระยะทางจริงที่หาได้มาคำนวณค่าปรับแก้ระยะทางเทียม $\rho^i_{c,j}(t)$ ดังสมการ 4.2

$$\rho^i_{c,j}(t) = \hat{R}^i_j(t) - r^i_j(t) + \tau^i_j(t) \tag{4.2}$$

เมื่อ r^i คือค่าระยะทางจริง (True range) ระหว่างดาวเทียมดวงที่ i และเครื่องรับ j และ τ^i_j คือระยะทางที่ผิดพลาดเนื่องจากความคลาดเคลื่อนทางเวลาของดาวเทียมแต่ละดวง (หาได้จากข้อมูลวงโคจรดาวเทียมที่ส่งมายังเครื่องรับ)

จากค่าปรับแก้ตามสมการ 4.2 พบว่ายังคงมีความผิดพลาดเนื่องจากความคลาดเคลื่อนทางเวลาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสอยู่ ซึ่งมีค่าที่แตกต่างกันในแต่ละเครื่องรับ อย่างไรก็ดี เนื่องจากค่าปรับแก้จากดาวเทียมแต่ละดวง ที่คำนวณตามสมการที่ 4.2 นั้น เมื่อพิจารณาจากแต่เครื่องรับในสถานีหนึ่ง ๆ พบว่าจะมีค่าเท่ากัน ดังนั้นจึงสามารถประมาณค่าความคลาดเคลื่อนนี้จากการหาค่าเฉลี่ยค่าปรับแก้จากดาวเทียมดวงต่าง ๆ ได้จากสมการ 4.3

$$\rho^i_{sc,j}(t) = \rho^i_{c,j}(t) - \frac{1}{n}\sum_{i \subset S_c} k^i \rho^i_{c,j}(t) \tag{4.3}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ n และ S_c คือจำนวนดาวเทียมและซับเซตของดาวเทียมที่รับได้จากเครื่องรับทั้งหมด ณ เวลา t ค่า k คือดัชนีถ่วงน้ำหนัก โดยที่ $\sum_{i \subset S_c} k^i = 1$ เพื่อปรับโครงสร้างข้อมูลให้ดัชนีถ่วงน้ำหนักขึ้นอยู่กับฟังก์ชันของไซน์ที่เกี่ยวข้องกับมุมเงยดาวเทียมได้ แต่ยังคงผลรวมจำนวนข้อมูลเท่าเดิมอยู่

4.1.2 แบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาส

ในระหว่างการใช้งานระบบจีบาส เครื่องบินจำเป็นที่จะต้องทราบถึงความสามารถในการใช้งานรวมถึงขอบเขตความผิดพลาดของระบบตลอดเวลา สามารถแบ่งออกเป็น ความสมบูรณ์ ความแม่นยำ ความต่อเนื่อง และความสามารถในการให้บริการ ค่าเหล่านี้จำเป็นที่จะต้องนำมาเปรียบเทียบกับขอบเขตที่ยอมรับได้อยู่ตลอดเวลา การจะคำนวณตัวแปรเหล่านี้จำเป็นที่จะต้องพึ่งพาแบบจำลองความผิดพลาดในระบบ ซึ่งประกอบไปด้วยความผิดพลาดจากภาคพื้นดิน อากาศยาน ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ตามลำดับ ซึ่งแบบจำลองดังกล่าวถูกสมมติให้มีรูปแบบความแปรปรวนของความผิดพลาดระยะทางเทียมแบบเกาส์เซียน [31], [58] ซึ่งแบบจำลองความผิดพลาดสามารถเขียนได้ดังสมการ 2.18 โดยที่ σ_{pr_gnd} σ_{pr_air} σ_{tropo} และ σ_{iono} คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานความผิดพลาดจากสถานีภาคพื้น จากอากาศยาน จากชั้นโทรโพสเฟียร์ และจากชั้นไอโอโนสเฟียร์ตามลำดับ จาก [31] ค่า σ_{pr_air} และ σ_{tropo} สามารถคำนวณได้จากแบบจำลองมาตรฐานจีบาสในฟังก์ชันมุมเงยดาวเทียม ในทางกลับกัน ค่า σ_{pr_gnd} และ σ_{iono} นั้นขึ้นอยู่กับปัจจัยทางสภาพแวดล้อมของสนามบิน และต้องมีการวิเคราะห์พารามิเตอร์ดังกล่าวจากข้อมูลที่มีการสำรวจไว้แล้วล่วงหน้า โดยวิเคราะห์จากตำแหน่งที่จะทำการติดตั้งเครื่องรับดาวเทียมมาก่อนแล้วเท่านั้น สำหรับขั้นตอนในการพัฒนาแบบจำลองดังกล่าวจะขออธิบายในหัวข้อถัดไป

สำหรับความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งที่ได้แสดงในตารางที่ 2.1 ในหัวข้อ 2.1 นั้น พบว่าจะมีองค์ประกอบทั้งหมด 6 ปัจจัยหลัก ได้แก่ความผิดพลาดจากวงโคจรดาวเทียม ความผิดพลาดจากนาฬิกาในดาวเทียม ความผิดพลาดจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ และความผิดพลาดจากสัญญาณสะท้อน แต่อย่างไรก็ดี และเนื่องจากสถานีฐานในระบบจีบาสมีการรับสัญญาณดาวเทียมชุดเดียวกันกับที่เครื่องบินรับได้ ดังนั้นความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากวงโคจรดาวเทียม และนาฬิกาของดาวเทียมก็จะแก้ไขได้อย่างสมบูรณ์ รวมถึงหากใช้งานระบบจีบาสภายในรัศมีต่ำกว่า 50 กิโลเมตร ผลกระทบจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ก็จะลดน้อยลงตามไปด้วย ดังนั้นความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่ได้แก่ ความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ สัญญาณสะท้อน และสัญญาณรบกวนจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส โดยสัญญาณสะท้อนและสัญญาณรบกวนในเครื่องรับจะถูกรวมกันเป็นความผิดพลาดจากภาคพื้น สำหรับความผิดพลาดอื่น ๆ นั้น เมื่อพิจารณาแล้วพบว่ามีค่าที่น้อยกว่าสองอันดับแรก ดังนั้นแบบจำลองความผิดพลาดในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และสัญญาณสะท้อนจึงมีความสำคัญต่อระบบจีบาสที่จะต้องมีการพัฒนาแบบจำลองให้มีความแม่นยำต่อไป ดังนั้นในการปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาส จึงมุ่งเน้นการปรับปรุงประสิทธิภาพแบบจำลองจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ σ_{iono} และความผิดพลาดจากสัญญาณสะท้อน σ_{pr_gnd} ที่จะเกี่ยวข้องโดยตรงกับสภาพแวดล้อม และตำแหน่งที่ตั้งของสนามบินเป็นหลัก และมีความผิดพลาดที่ยังหลงเหลืออยู่สูงเมื่อเทียบกับปัจจัยอื่น ๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2 แบบจำลองความผิดพลาดจากเครื่องรับในภาคพื้นชนิดสองมิติที่นำเสนอ

เนื่องจากระบบจีบาสมีการส่งค่าปรับแก้จากสถานีในสนามบินไปยังอากาศยาน ค่าที่ส่งออกมาจากทุกสถานีนี้จำเป็นที่จะต้องมีระบบคอยตรวจสอบความถูกต้องอยู่ตลอดเวลา ค่า B-value คือผลต่างระหว่างค่าเฉลี่ยค่าปรับแก้ระยะทางเทียม ที่มีการคำนวณโดยใช้จำนวนเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสทุกเครื่องในสนามบิน เทียบกับค่าเฉลี่ยกรณีมีเครื่องรับใด ๆ หากไปจากระบบหนึ่งเครื่อง โดยการใช้งานจะนำค่า B-value ที่คำนวณได้จากแต่ละสถานีในแต่ละเวลามาเปรียบเทียบกับขอบเขตที่กำหนดไว้ เพื่อใช้ตรวจสอบความถูกต้องในการคำนวณค่าปรับแก้จากดาวเทียมดวงนั้น ๆ สำหรับการหาค่า B-value จากสถานี j และดาวเทียม i สามารถคำนวณได้ดังสมการ

$$B_j^i = \frac{1}{M}\sum_{j=1}^{M}\rho_{sc,j}^i - \frac{1}{M-1}\sum_{q=1,q\neq j}^{M}\rho_{sc,q}^i \qquad (4.4)$$

โดยที่ M คือจำนวนสถานีรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสทั้งหมดในสถานีจีบาส โดยในระหว่างการใช้งานเมื่อค่า B-value ที่คำนวณได้จากสถานีใดก็ตามมีค่าเกินขอบเขตที่กำหนด ก็จะไม่นำค่าปรับแก้จากสถานีนั้นมาคำนวณค่าเฉลี่ยเพื่อส่งออกไปยังเครื่องบิน

โดยทั่วไปค่า B-value จะเป็นตัวกำหนดความผิดปกติที่เกิดขึ้นในระหว่างการคำนวณค่าปรับแก้ระยะทางเทียมในระบบจีบาส ซึ่งโดยส่วนใหญ่เกิดขึ้นได้จากสัญญาณรบกวนอันเนื่องมาจากสัญญาณสะท้อนหลายทิศทาง (Multipath) ดังนั้นแบบจำลองความผิดพลาดในส่วนภาคพื้นซึ่งได้แก่ตัวแปร σ_{pr_gnd} จึงสามารถคำนวณได้จากค่า B-value แสดงได้ดังสมการ 4.4 เพื่อส่งออกไปยังเครื่องบินในฐานะความไม่แน่นอนในการคำนวณค่าปรับแก้ระยะทางเทียม โดยค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานในภาคพื้นที่คำนวณจาก B-value สามารถหาได้จาก

$$\sigma_{pr_gnd}(\lambda,\theta) = \sqrt{\sigma_B^2(\lambda,\theta)(P-1)} \qquad (4.5)$$

โดยที่

$$\sigma_B^2(\lambda,\theta) = \frac{1}{P(\lambda,\theta)}\sum_{j=1}^{P(\lambda,\theta)}\left(B_j(\lambda,\theta) - \overline{B(\lambda,\theta)}\right)^2 \qquad (4.6)$$

เมื่อ λ และ θ คือขอบเขตมุมอาซิมุธและมุมเงยที่นำมาพิจารณาส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานตามลำดับ ซึ่งผู้เขียนจะนำเสนอในรูปสองตัวแปรที่สามารถอธิบายเป็นแบบจำลองสองมิติได้ โดยแต่เดิมในมาตรฐานนั้นจะกำหนดไว้แต่เพียงขอบเขตของมุมเงยดาวเทียมซึ่งเป็นแบบจำลองแบบหนึ่งมิติเท่านั้น และ P คือจำนวนข้อมูลในขอบเขตที่พิจารณาความแปรปรวนค่า B-value

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.3 แบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาสอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แบบกึ่งเรียลไทม์

ในแบบจำลองมาตรฐานจีบาส ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานความผิดปกติจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถคำนวณได้จากสมการที่ 2.16 โดยที่ F_{pp} คือค่าคงที่ใช้สำหรับปรับข้อมูลแนวเฉียงเป็นแนวตั้งฉาก σ_{VIG} คือส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในรูปแบบแนวตั้ง (เมตรต่อกิโลเมตร) x_{air} คือระยะห่างระหว่างอากาศยานและสนามบิน และ v_{air} คือความเร็วของเครื่องบินขณะที่มีการใช้งานระบบจีบาส

แบบจำลองจีบาสมาตรฐานได้มีการนำพารามิเตอร์ σ_{VIG} มาใช้งานร่วมกับพารามิเตอร์อื่น ๆ เพื่อกำหนดขอบเขตค่าความน่าจะเป็นในการคำนวณตำแหน่งที่ผิดพลาด (VPL และ LPL) อย่างไรก็ดีในระหว่างการใช้งานระบบจีบาส เมื่อนำค่า σ_{VIG} มาใช้งาน (ซึ่งปกติเป็นค่าคงที่ ที่ทำการคำนวณไว้ล่วงหน้า) ทำให้อาจจะเกิดการประเมินความผิดพลาดได้สูงหรือต่ำไปจากความเป็นจริง ดังนั้นในวิทยานิพนธ์นี้จึงนำเสนอแบบจำลองความผิดพลาดในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แบบกึ่งเรียลไทม์ด้วยการประมาณค่าจากข้อมูลหนึ่งวันก่อนหน้า เทคนิคที่ใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์นี้จะเลือกใช้วิธีแบบหนึ่งความถี่ตามเอกสารอ้างอิง [43], [57] โดยมีการใช้การทดสอบอัตราส่วนเพื่อตรวจสอบความน่าเชื่อถือค่าเกรเดียนต์ที่คำนวณได้

4.4 การขยายความผิดพลาดเนื่องการกระจายตัวของตำแหน่งดาวเทียมในระบบจีบาส

โดยปกติแล้วจำนวนดาวเทียมที่เครื่องบินรับได้นั้น อาจมีความแตกต่างไปจากสถานีจีบาส ซึ่งโดยส่วนใหญ่จะมีค่าน้อยกว่าที่สังเกตได้จากสถานีภาคพื้น ดังนั้นสถานีในภาคพื้นจะทำการจำลองจำนวนดาวเทียมที่อาจรับได้จากเครื่องบิน โดยเพิ่มเงื่อนไขกรณีที่ดาวเทียมหายไปจำนวน 1 หรือ 2 ดวงในทุกกรณีไปด้วย โดยจำนวนเงื่อนไขทั้งหมดที่เกิดขึ้นจากสมมติฐานที่กล่าวมา สามารถคำนวณได้จาก

$$\sum_{k=n-2}^{n}\binom{n}{k}=\binom{n}{n-2}+\binom{n}{n-1}+1 \tag{4.7}$$

โดยที่

$$\binom{n}{k}=\frac{n!}{k!(n-k)!} \tag{4.8}$$

เมื่อค่า n คือจำนวนดาวเทียมที่สังเกตได้ทั้งหมดจากสถานีภาคพื้นในแต่ละเวลา ตัวอย่างเช่น ณ เวลาหนึ่ง เครื่องรับสามารถรับดาวเทียมจีพีเอสได้พร้อมกันทั้งหมด 9 ดวง ก็ใช้มีเงื่อนไขทั้งหมดเท่ากับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\sum_{k=n-2}^{n}\binom{n}{k}=\binom{9}{9}+\binom{9}{8}+\binom{9}{7} \\ =1+9+36 \\ =46 \tag{4.9}$$

ในส่วนถัดมา เมื่อพิจารณาถึงความผิดพลาดในโดเมนของตำแหน่ง ถึงแม้ว่าสถานีภาคพื้นในระบบจีบาสจะมีระบบตรวจจับความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ก็ตาม อย่างไรก็ดี ยังคงมีความน่าจะเป็นที่จะเกิดความผิดพลาดจากผลกระทบจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้อยู่โดยที่ระบบไม่สามารถตรวจจับได้ ดังนั้นในระบบจีบาสจึงมีการตั้งใจเพิ่มความผิดพลาด (ขยายความผิดพลาด) กรณีที่ดาวเทียมอย่างน้อย 2 ดวงได้รับผลกระทบจากปรากฏการณ์นี้เข้าไปด้วย โดยจะเลือกผลกระทบที่มากที่สุด (MIEV: Maximum ionosphere-induced error in vertical) จากดาวเทียม 2 ดวงนั้นออกมา โดยค่า MIEV นี้จะเลือกมาจากค่า Ionosphere induce error in vertical (IEV) ที่มากที่สุดซึ่งคำนวณจาก

$$\mathrm{IEV}_{k1,k2}=\left|S_{\mathrm{vert},k1}\varepsilon_{k1}\right|+\left|S_{\mathrm{vert},k2}\varepsilon_{k2}\right| \tag{4.10}$$

โดยที่ S_{vert} คือค่าองค์ประกอบในแนวดิ่งจากเมทริกซ์แปลงมิติข้อมูล และ ε คือความผิดพลาดจากการวัดระยะทางอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนเฟียร์ ที่เกิดขึ้นในดาวเทียม $k1$ และ $k2$ ตามลำดับ

เมื่อสามารถคำนวณค่า MIEV ได้แล้ว ก็จะนำค่า MIEV จากลักษณะการวางตัวของดาวเทียมดวงต่าง ๆ มาเปรียบเทียบกับขอบเขตความผิดพลาดที่ยอมรับได้ (TEL: Tolerable error limit) และเมื่อทราบชุดดาวเทียมที่ใช้ไม่ได้จากเงื่อนไข MIEV แล้วนั้น ก็จะนำไปเพิ่มค่าขอบเขตการปกป้อง (PL: Protection level) จนกว่าชุดดาวเทียมที่ใช้งานไม่ได้จากเงื่อนไขขอบเขตการปกป้อง มีจำนวนกรณีที่ใช้งานไม่ได้เหมือนกันหรือมากกว่าเมื่อพิจารณาจากด้วยค่า MIEV

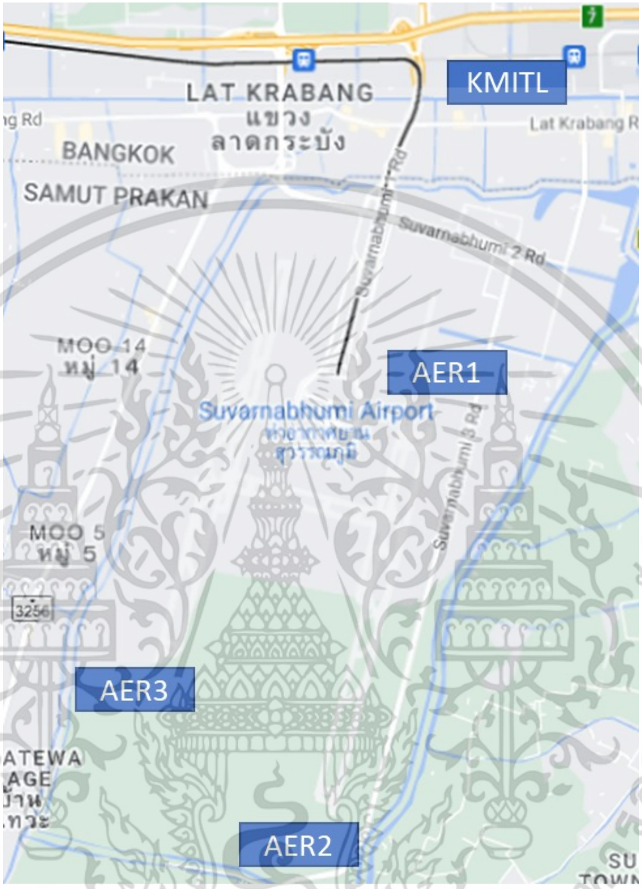
4.5 การออกแบบการทดลอง

การวิเคราะห์แบบจำลองความผิดพลาดจากส่วนภาคพื้นดินและไอโอโนสเฟียร์ในระบบจีบาสจะวิเคราะห์จากข้อมูลจีพีเอสจากสถานีจีเอ็นเอสเอสในท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ สถานีที่ใช้จำลองในระบบจีบาสจะเลือกใช้สถานี AER1 AER2 และ AER3 เป็นสถานีฐาน เทคนิคในการหาตำแหน่งที่มีความแม่นยำและถูกต้องสูงจะใช้เทคนิคเรียกว่า PPP [26] (Precise point positioning) ซึ่งจะใช้ข้อมูลจากดาวเทียมจีพีเอสทั้งหมด 32 ดวงจำนวนหนึ่งวันมาคำนวณตำแหน่งเครื่องรับดังกล่าว

สำหรับการวิเคราะห์แบบจำลองความผิดจากภาคพื้น และจำลองการใช้งานระบบจีบาส จะใช้ข้อมูลดาวเทียมจากวันที่ 1 ถึง 100 (เรียงจากวันที่ในหนึ่งปี) ในปี ค.ศ. 2019 ซึ่งวันที่ดังกล่าวตรงกับช่วงเวลาของปีที่มีความชื้นในอากาศต่ำ ทำให้ดัชนีการสะท้อนสัญญาณจากพื้นต่ำไปด้วย ซึ่งแตกต่างจากช่วงเวลา ฤดูฝน ถัดมาสำหรับการออกแบบตำแหน่งสถานีฐานเพื่อใช้งานระบบจีบาส เนื่องจากระบบจีบาสยังสามารถให้บริการได้แม้ว่าเกิดความผิดพลาดจากสถานีฐานจำนวนหนึ่งเครื่อง ดังนั้นจึงเลือกระยะห่างระหว่างสถานีฐานจากเครื่องรับทั้งสามเครื่องให้อยู่ระหว่าง 2 ถึง 5 กิโลเมตรเพื่อลด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลกระทบจากสัญญาณรบกวนที่อาจจะส่งผลไปยังเครื่องรับพร้อมกันทั้งหมดหากระยะห่างระหว่างสถานีฐานมีค่าที่ใกล้กันมาก (ช่วงประมาณ 100 ถึง 500 เมตร) ซึ่งจากงานวิจัยก่อนหน้า เครื่องส่งสัญญาณรบกวนบางประเภทสามารถทำให้เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสใช้งานไม่ได้ภายในรัศมีถึง 9 กิโลเมตร [59], [60] ซึ่งหากใช้ระยะห่างระหว่างสถานีจากมาตรฐานจีบาส ซึ่งมีค่าเท่ากับ 200 เมตร ก็จะทำให้มีโอกาสที่ระบบจีบาสจะใช้งานไม่ได้มากกว่า



รูปที่ 4.1 สถานีรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสในระบบจีบาส (AER1 AER2 และ AER3) ที่ตั้งอยู่ในท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ ประเทศไทย

สำหรับการคำนวณค่าปรับแก้ระยะทางเทียมในแต่ละเวลา จะถูกออกแบบมาเพื่อใช้งานบริเวณรอบท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ โดยมีการใช้ B-value เพื่อตรวจสอบความถูกต้องข้อมูลที่คำนวณได้จากสถานีจีเอ็นเอสเอสทุกสถานีในระบบจีบาส สำหรับการสร้างแบบจำลองความผิดพลาดในระบบภาคพื้นหรือแบบจำลอง σ_{pr_gnd} ในขั้นตอนแรกจะทำการทดลองหาจำนวนวันของข้อมูลเพื่อต้องการทราบว่าข้อมูล B-value จำนวนเท่าใดถึงจะเพียงพอในการสร้างแบบจำลองดังกล่าวขึ้นมาได้ โดยจะทำการพล็อตเปอร์เซ็นต์ความสมบูรณ์สะสมในแต่ละวันเพื่อง่ายต่อการวิเคราะห์จำนวนวันที่ใช้ ตั้งแต่ 1 ถึง 100 วัน

ถัดมาจะเป็นการสร้างแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นเพื่อใช้งานในระบบจีบาส ซึ่งจะใช้การออกแบบตารางที่มีความกว้างของช่องเท่ากับ 10 องศาในการนำไปใช้งานแบบจำลอง และนำข้อมูล B-value ที่คำนวณจากข้อมูลจริงจากมุมเงยและมุมอาซิมุธต่าง ๆ มาสร้างเป็นแบบจำลองในรูปแบบหนึ่งมิติที่เป็นแบบจำลองมาตรฐานและสองมิติที่ถูกนำเสนอในงานวิจัยนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ใช้งานในสถาบันการศึกษาเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับการจำลองใช้งานค่าปรับแก้ในระบบจีบาส จะนำสถานี KMITL ที่อยู่ทางทิศเหนือจากสนามบินระยะประมาณ 4 กิโลเมตร มาจำลองเป็นเครื่องบินที่กำลังลงจอดและมีการใช้งานระบบจีบาสอยู่ ซึ่งสถานี KMITL นี้ตั้งอยู่ที่ดาดฟ้าตึก 12 ชั้น ซึ่งเป็นอาคารที่สูงที่สุดภายในรัศมี 20 กิโลเมตรจากสนามบินสุวรรณภูมิ และสถานีนี้ยังอยู่ใต้เส้นทางของเครื่องบินที่กำลังร่อนลงจอดที่รันเวย์ 19L ซึ่งมีความใกล้เคียงกับการใช้งานจากเครื่องบินจริง สำหรับค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่ง (PE: Positioning error) ในการวิเคราะห์การใช้งานในระบบจีบาส ก็จะใช้ตำแหน่งภายหลังค่าปรับแก้จากสถานีจีบาสมาเปรียบเทียบกับพิกัดที่คำนวณได้จากเทคนิค PPP โดยจากงานวิจัย [61] พบว่าค่าความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งจากสถานีรับจีเอ็นเอสเอสแบบถาวรสามารถให้ผลความผิดพลาดที่ใกล้เคียงกับสถานีที่มีการเคลื่อนที่ ซึ่งกรณีนี้เป็นการเปรียบเทียบกับเครื่องบินที่ความเร็วขณะลงจอดที่มีค่าต่ำที่สุดเมื่อเทียบกับช่วงเวลาอื่น ๆ และจะไม่พิจารณาผลความผิดพลาดอื่น ๆ เมื่อสายอากาศกำลังเคลื่อนที่ [62] ซึ่งในงานวิจัยนี้จะเป็นการใช้สมมติฐานการคำนวณค่าความผิดพลาดทางตำแหน่งจากระบบจีบาส (PE) จากเครื่องรับชนิดอยู่กับที่ถาวรเท่านั้น และสำหรับแบบจำลองความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ในระหว่างใช้งานระบบจีบาสจะใช้แบบจำลองไอโอโนสเฟียร์ที่มีการวิเคราะห์ไว้ล่วงหน้าจากงานวิจัย [57]

สำหรับแบบจำลองมาตรฐาน σ_{pr_gnd} อีกตัวหนึ่งสำหรับนำมาเปรียบเทียบกับแบบจำลองที่นำเสนอ จะใช้แบบจำลองจีบาสตามแบบข้อกำหนดเงื่อนไข GBAS หมวด B (GAD-B: GBAS B-category of Ground accuracy designator) และเงื่อนไขการให้บริการลงจอดชนิด C (GAST-C: GBAS Approach Service Type C) [31] ตามสมการที่ 2.11 โดยที่ θ_i ได้แก่มุมเงยจากดาวเทียม (องศา) a_0 เท่ากับ 0.16 เมตร a_1 เท่ากับ 1.07 เมตร a_2 เท่ากับ 0.08 เมตร และ θ_0 เท่ากับ 15.5 องศา ตามลำดับ ซึ่งเงื่อนไข GAD-B ที่กล่าวมาข้างต้นนั้นจะตรงกับสายอากาศคุณภาพทั่วไปที่ไม่ได้มีคุณสมบัติลดสัญญาณสะท้อนหลายทิศทาง แต่ใช้เครื่องรับ GNSS เกรดที่มีประสิทธิภาคสูงที่สัญญาณรบกวนภายในต่ำ และในขั้นตอนสุดท้ายภายหลังคำนวณค่าปกป้องอากาศยานแล้ว ก็จะใช้เทคนิคการขยายความผิดพลาดเนื่องการกระจายตัวของตำแหน่งดาวเทียมในระบบจีบาส [63]–[65] เพื่อจำลองผลกระทบจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์กรณีเกิดขึ้นโดยที่ระบบไม่สามารถตรวจพบได้ โดยเพิ่มค่า σ_{VIG} ดังแสดงในหัวข้อ 4.4 ซึ่งจะกำหนดขอบเขตการใช้งานระบบ โดยมีค่า TEL เท่ากับ 28.078 เมตร (ด้วยเงื่อนไขขอบเขตการตัดสินใจนำเครื่องลงจอดที่ 200 ฟุต)

สำหรับข้อมูลจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจากสถานีต่าง ๆ นั้น จะทำการวิเคราะห์จากข้อมูลระยะทางเทียมที่มีการแปลงข้อมูลจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมาเป็นรูปแบบข้อมูล RINEX (Receiver INdependent EXchange) ซึ่งเป็นมาตรฐานกลางที่เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสส่วนใหญ่ สามารถสร้างขึ้นมาได้ โดยเขียนโปรแกรมเพื่อวิเคราะห์ข้อมูลด้วยโปรแกรม MATLAB ซึ่งสามารถเขียนโปรแกรมเพื่อดึงค่าระยะทางเทียมจากไฟล์ข้อมูล RINEX ได้ และยังสามารถใช้โปรแกรมดังกล่าวสร้างแบบจำลองความผิดพลาดจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสภาคพื้น พร้อมทั้งยังใช้ในการจำลองการใช้งานระบบจีบาส เพื่อส่งค่าปรับแก้ไปยังอากาศยาน และนำค่าปรับแก้นี้มาเพิ่มประสิทธิภาพในการคำนวณตำแหน่ง พร้อมทั้งยังคำนวณค่าขอบเขตปกป้องอากาศยาน เพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพแบบจำลองอ้างอิง และแบบจำลองที่มีการนำเสนอได้

โดยมีการสรุปขั้นตอนในการทำวิจัยได้ดังนี้

1) การหาจำนวนข้อมูลขั้นต่ำที่ต้องการใช้สร้างแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นในระบบจีบาส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

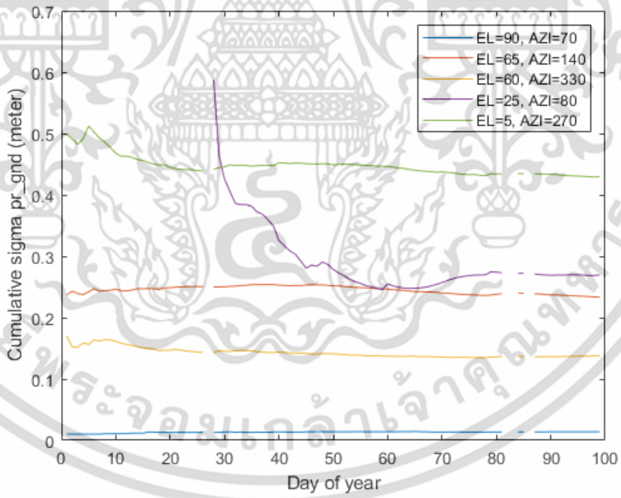
2) การสร้างกราฟในรูปแบบ Skyplot เพื่อแสดงผลความผิดพลาดจากภาคพื้นสำหรับการใช้งานในพื้นที่สนามบินสุวรรณภูมิ

3) การจำลองขอบเขตการปกป้องระหว่างใช้งานแบบจำลองความผิดพลาดจากจีบาส แบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นและไอโอโนสเฟียร์แบบต่าง ๆ โดยเปรียบเทียบกับความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งจริง

4.6 ผลการทดลอง

4.6.1 การหาจำนวนข้อมูลขั้นต่ำที่ต้องการใช้สร้างแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นในระบบจีบาส

สำหรับวิธีการสร้างแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาสจากภาคพื้น แต่ละช่วงมุมอาซิมุธและมุมเงยในแบบจำลองจะคำนวณโดยใช้ค่า B-value ที่ตรงกับช่วงที่ต้องการจากข้อมูลหลาย ๆ วัน เนื่องจากข้อมูล B-value เพียงหนึ่งวันจะยังไม่เพียงพอในการสร้างแบบจำลองที่สมบูรณ์ได้ เพราะอาจจะให้ค่าที่ยังสูงหรือยังต่ำไปจากความเป็นจริง ทำให้เมื่อนำไปคำนวณค่าปกป้องอากาศยานก็จะให้ค่าที่ไม่ตรงกับความเป็นจริงตามไปด้วย แต่ในทางกลับกันหากใช้ข้อมูล B-value ที่มากเกินไปในการสร้างแบบจำลองนั้น เมื่อสภาพแวดล้อมในสนามบินมีการเปลี่ยนแปลงไปจากเดิม แบบจำลองที่สร้างอาจจะมีการปรับปรุงที่ช้ากว่าปกติได้เช่นกัน โดยในการวิจัยจะใช้ข้อมูลจนถึงจำนวน 100 วัน และจะใช้การตรวจจับเส้นกราฟส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่า B-value ว่าลู่เข้าด้วยข้อมูลจำนวนเท่าใด



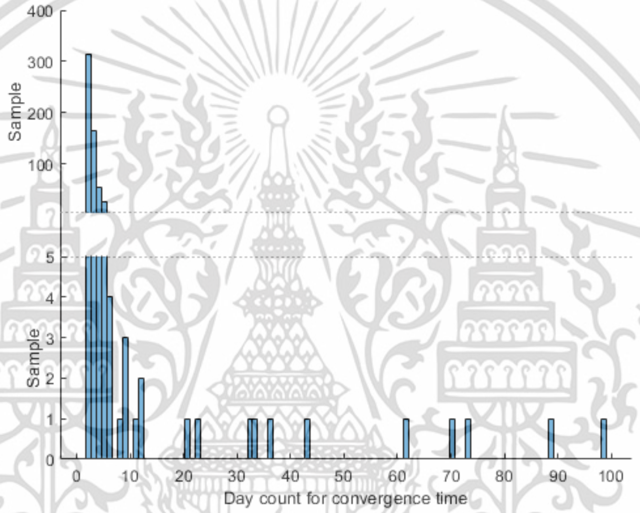
รูปที่ 4.2 ผลการวิเคราะห์จำนวนข้อมูลต่อการสร้างแบบจำลอง σ_{pr_gnd} ในแต่ละกริดของมุมอาซิมุธและมุมเงย ด้วยข้อมูลในปี ค.ศ. 2019 จากสถานีจีบาสที่ติดตั้งที่สนามบินสุวรรณภูมิ

จากผลการวิเคราะห์จำนวนข้อมูลที่ใช้เพื่อสร้างแบบจำลอง พบว่าค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานจะมีค่าสูงเมื่อมุมเงยดาวเทียมต่ำ ซึ่งเป็นไปตามที่คาดหวังจากแบบจำลองอ้างอิงก่อนหน้า [66] ที่เกิดขึ้นจากสัญญาณสะท้อนหลายทิศทาง สำหรับค่าสะสม σ_{pr_gnd} เพื่อใช้สำหรับวิเคราะห์การลู่เข้าพบว่าปริมาณข้อมูลที่ใช้สร้างแบบจำลองส่วนใหญ่จะเริ่มลู่เข้าเมื่อเวลาผ่านไปประมาณ 10 วัน อย่างไรก็ตามที่ช่วงมุมเงยประมาณ 25 องศา และมุมอาซิมุธประมาณ 80 องศานั้น (เส้นสีม่วงในรูปที่ 4.2) พบว่าต้องใช้ข้อมูลจำนวนมากถึง 45 วันถึงจะเริ่มได้แบบจำลองที่สมบูรณ์จากข้อมูล B-value เนื่องจาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตำแหน่งดาวเทียมในท้องฟ้าช่วงดังกล่าวจะเริ่มมีดาวเทียมเคลื่อนที่ผ่านเมื่อเวลาผ่านไปแล้ว 28 วัน นับตั้งแต่ต้นปี และภายหลังจากนั้นเนื่องจากปริมาณข้อมูลที่ดาวเทียมผ่านจุดดังกล่าวจะมีค่าที่น้อยกว่าจุดอื่น ๆ ในท้องฟ้า ทำให้ต้องใช้เวลาอีก 17 วัน ข้อมูลจึงจะเริ่มลู่เข้า ทำให้สรุปได้ว่าตำแหน่งของท้องฟ้ายังเป็นปัจจัยที่ส่งผลต่อจำนวนข้อมูลที่ใช้ในการสร้างแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นอีกด้วย

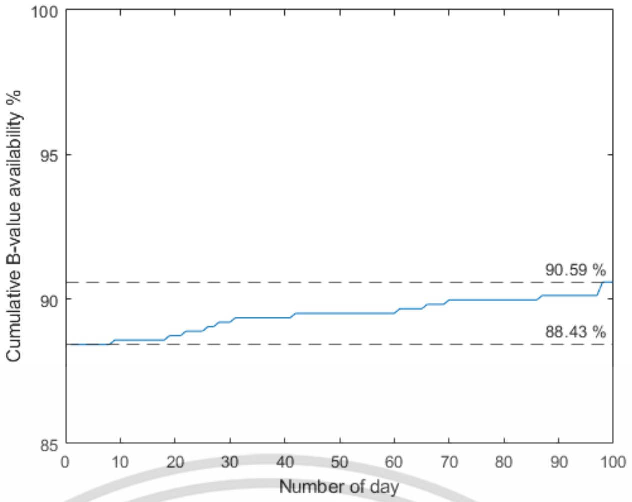
จากผลการวิเคราะห์ข้อมูลก่อนหน้าที่พบว่าแต่ละตำแหน่งของดาวเทียมในท้องฟ้าจะส่งผลต่อจำนวนข้อมูลที่ใช้สร้างแบบจำลอง σ_{pr_gnd} ที่สมบูรณ์นั้น ผู้วิจัยจึงออกแบบการทดลองเพื่อวิเคราะห์ตำแหน่งดาวเทียมทุดจุดในแบบจำลองทั้งหมด โดยจะแสดงผลเป็นข้อมูลฮิสโตแกรมจากตำแหน่งดาวเทียมทั้งหมด 648 จุดที่เกิดขึ้นจากมุมเงยและมุมอาซิมุธที่จำเป็นในการสร้างแบบจำลองดังแสดงในรูป 4.3 โดยมีเงื่อนไขการลู่เข้า σ_{pr_gnd} ที่มีการเปลี่ยนแปลงจากวันก่อนหน้าน้อยกว่า 0.005 เมตร



รูปที่ 4.3 ข้อมูลฮิสโตแกรมปริมาณข้อมูลที่ใช้สร้าง σ_{pr_gnd} ณ จุดต่าง ๆ เมื่อเริ่มลู่เข้า และมีการเปลี่ยนแปลงต่ำกว่า 0.005 เมตร จากปริมาณตำแหน่งดาวเทียมในท้องฟ้าทั้งหมด 648 กรณี

จากผลการวิเคราะห์จำนวนข้อมูลที่ต้องการใช้สร้างแบบจำลองในแต่ละตำแหน่งท้องฟ้า พบว่าประมาณ 95 เปอร์เซ็นต์ของตำแหน่งท้องฟ้าใช้ข้อมูลประมาณ 10 วันในการสร้างแบบจำลอง σ_{pr_gnd} มีตำแหน่งในท้องฟ้าประมาณ 10 จุดที่ต้องการข้อมูลมากกว่านั้นซึ่งจะขึ้นอยู่กับว่าเริ่มมีดาวเทียมเคลื่อนที่ผ่านตำแหน่งดังกล่าวเมื่อเวลาผ่านไปแล้วเท่าใด และผลการทดลองยังพบว่ามีบางจุดในท้องฟ้าที่ยังไม่มีดาวเทียมเคลื่อนที่ผ่านเลย แม้เวลาจะผ่านไป 100 วันแล้วก็ตาม ซึ่งสามารถแก้ไขได้ด้วยการประมาณจากข้อมูลตำแหน่งข้างเคียง ถัดมา เพื่อต้องการทราบว่ามีจุดในท้องฟ้าจำนวนเท่าใดที่ยังไม่สามารถสร้างแบบจำลองได้บ้าง จึงทำการวิเคราะห์ความสมบูรณ์ของแบบจำลองต่อไป โดยจะทำการพล็อตความสมบูรณ์ของแบบจำลองที่เป็นเปอร์เซ็นต์จากทุกตำแหน่งของท้องฟ้าเทียบกับเวลาของข้อมูลดังแสดงในรูปที่ 4.4 โดยแกนนอนจะเป็นจำนวนวันในการสร้างแบบจำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



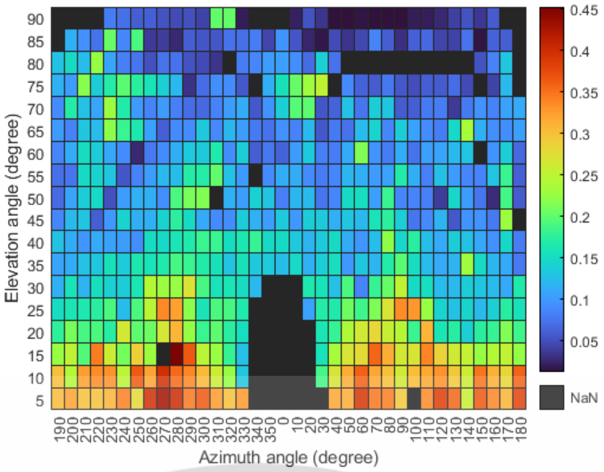
รูปที่ 4.4 ความสมบูรณ์ของแบบจำลอง σ_{pr_gnd} โดยสร้างจากข้อมูลตั้งแต่ 1 ถึง 100 วัน

จากผลการวิเคราะห์ความสมบูรณ์แบบจำลอง σ_{pr_gnd} พบว่าข้อมูลจำนวนหนึ่งวันสามารถสร้างแบบจำลองได้สมบูรณ์ประมาณ 88.43 เปอร์เซ็นต์ ซึ่งพบว่าเพียงพอต่อการนำไปใช้งานในระบบจีบาส ถัดมาอีกประมาณ 10 วันจะยังไม่มีการเปลี่ยนแปลงความสมบูรณ์ของแบบจำลองให้เห็นได้ชัด มีเพียงความสมบูรณ์จากการลู่เข้าของค่า σ_{pr_gnd} ในตำแหน่งท้องฟ้าจุดต่าง ๆ เนื่องจากโดยปกติแล้ว ตำแหน่งของดาวเทียมที่เวลาเดิมจากวันใกล้เคียงกันจะมีตำแหน่งที่ใกล้เคียงกัน โดยถึงแม้ว่าเวลาจะผ่านไปแล้ว 100 วัน ความสมบูรณ์ของแบบจำลองจะมีค่าเพิ่มขึ้นเพียงประมาณ 2 เปอร์เซ็นต์เท่านั้น เป็นการยืนยันได้ว่าข้อมูลย้อนหลังเพียง 10 วันก็มีความเพียงพอในการสร้างแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นได้

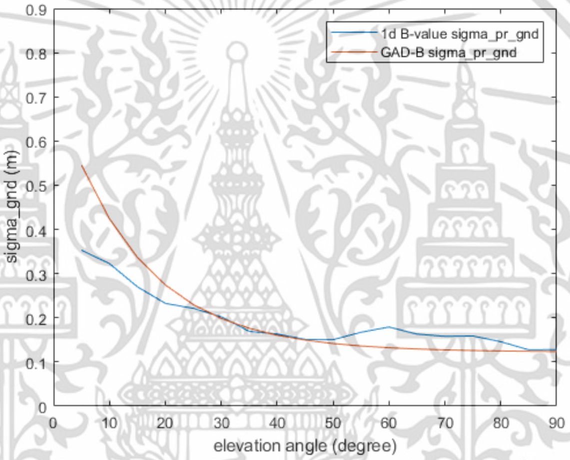
4.6.2 การสร้างกราฟในรูปแบบ Skyplot เพื่อแสดงผลความผิดพลาดจากภาคพื้นสำหรับการใช้งานในพื้นที่สนามบินสุวรรณภูมิ

สำหรับข้อมูลแบบจำลองความผิดพลาดในภาคพื้น σ_{pr_gnd} ที่นำเสนอนี้ จะแสดงในรูปแบบตารางดังรูปที่ 4.5 เพื่อสามารถสังเกตได้ในรูปแบบสองมิติ โดยแกนนอนจะแสดงถึงมุมอาซิมุธและแกนตั้งจะแสดงถึงมุมเงย สีที่ใช้แสดงผลจะบ่งบอกถึงค่าระดับ σ_{pr_gnd} และมีค่าแสดงอยู่ด้านขวาของรูป สำหรับความละเอียดในการสร้างตารางจะมีความละเอียดทางมุมเงยและมุมอาซิมุธอยู่ที่ 5 และ 10 องศา ตามลำดับ ถัดมาจะนำข้อมูลในรูปแบบกริดที่คำนวณได้จากข้อมูล B-value มาสร้างแบบจำลองในรูปแบบหนึ่งมิติที่เป็นฟังก์ชันมุมเงยดาวเทียมต่อค่า σ_{pr_gnd} โดยนำเสนอเปรียบเทียบคู่กับแบบจำลองมาตรฐานจีบาส GAD-B แสดงดังรูปที่ 4.6 ถัดมาจะเป็นการนำข้อมูลกริดมาสร้างแบบจำลองสองมิติในรูปแบบ Skyplot แสดงดังรูปที่ 4.7 โดยจะแสดงเป็นวงกลมคล้ายกับที่ดาวเทียมปรากฏอยู่บนท้องฟ้า โดยมุมอาซิมุธจะแสดงตามมุมกวาดตามเข็มนาฬิกา และมุมเงยแสดงเป็นวงกลม โดยวงนอกสุดจะแสดงถึงมุมเงย 0 องศาใกล้ตำแหน่งขอบฟ้า ในวงในสุดคือมุมเงย 90 องศา หรืออยู่ด้านบน โดยสีที่ใช้พล็อตจะแสดงถึงความแรงค่า σ_{pr_gnd} เช่นเดียวกับตารางกริดในรูป 4.5 โดยสีฟ้าจะมีค่าประมาณ 0.05 เมตร และสีแดงเข้มจะมีค่าประมาณ 0.5 เมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



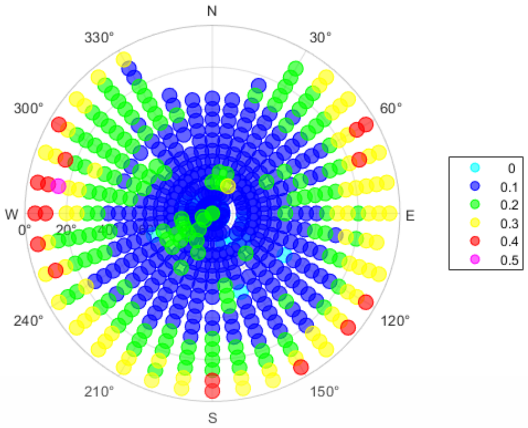
รูปที่ 4.5 ความแปรปรวนความผิดพลาดระยะเทียมอันเนื่องมาจากสัญญาณสะท้อนหลายทิศทางในรูปแบบตารางของมุมเงย และมุมอาซิมุธ



รูปที่ 4.6 แบบจำลองความผิดพลาดระยะทางเทียมแบบหนึ่งมิติในรูปฟังก์ชันของมุมเงยดาวเทียมระหว่างแบบจำลองมาตรฐาน GAD-B และ B-value

จากผลการวิเคราะห์ความแปรปรวนความผิดพลาดระยะทางเทียมในรูปแบบหนึ่งมิติ พบว่าเมื่อพิจารณาที่มุมเงยตั้งแต่ 25 องศาขึ้นไป ค่า σ_{pr_gnd} ที่ได้จากแบบจำลอง GAD-B และ B-value มีลักษณะที่ใกล้เคียงกัน แต่เมื่อพิจารณาที่มุมเงยต่ำกว่า 25 องศา แบบจำลอง B-value จะให้ค่าที่ต่ำกว่า GAD-B เนื่องมาจากการเลือกใช้สายอากาศที่แตกต่างไปจากมาตรฐาน และแบบจำลอง B-value สร้างขึ้นมาจากข้อมูลจริงในสนามบินที่มีความผิดพลาดที่น้อยกว่าค่าเฉลี่ยที่มาตรฐาน GAD-B เลือกใช้ อย่างไรก็ตามเมื่อพิจารณาที่มุมเงยระหว่าง 60 ถึง 75 องศา พบว่าค่า σ_{pr_gnd} จากตารางกริดในช่วงมุมอาซิมุธระหว่าง 220 ถึง 250 องศาจะมีค่าที่สูงกว่ามุมอาซิมุธอื่น ๆ เกือบสองเท่า ทำให้เมื่อนำมาเฉลี่ยในมุมมองหนึ่งมิติแล้ว ค่า σ_{pr_gnd} จากมุมเงยระหว่าง 60 ถึง 75 องศาจะมีค่าเพิ่มขึ้นจาก 0.1 ไปที่ 0.3 เมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.7 แบบจำลองความผิดพลาดระยะทางเทียมแบบสองมิติในรูปแบบ Skyplot ที่สร้างขึ้นจากข้อมูล B-value จากสนามบินสุวรรณภูมิ

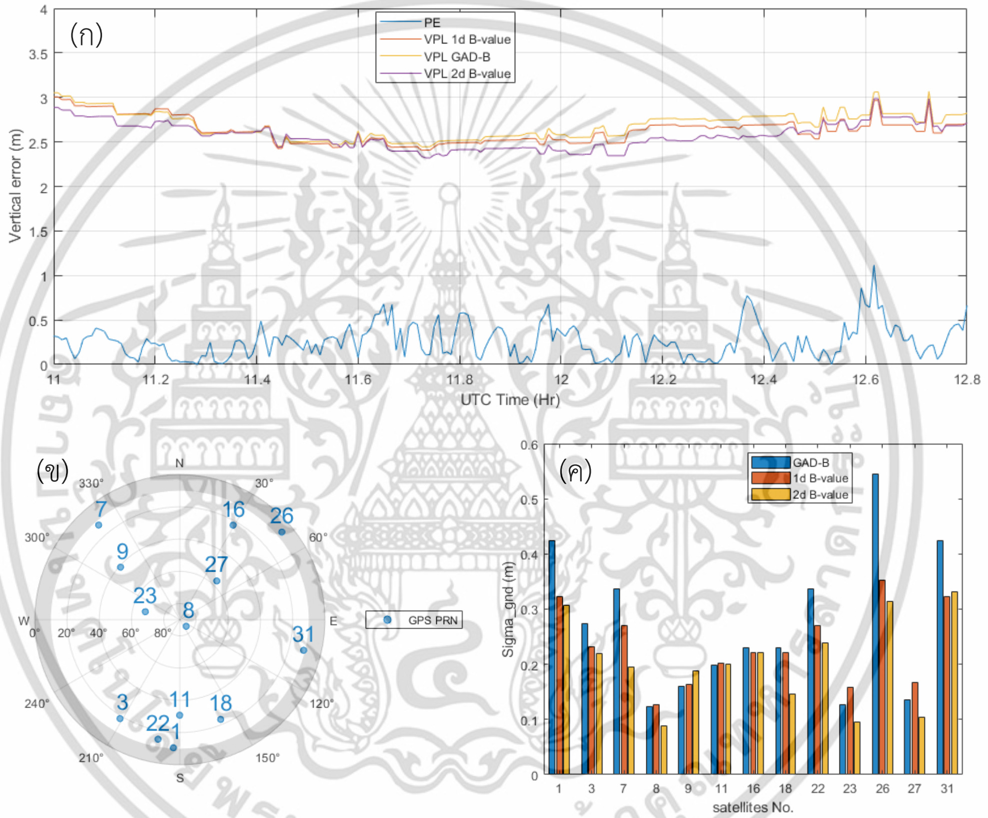
จากผลการวิเคราะห์ค่า σ_{pr_gnd} ในรูปแบบ Skyplot ในรูปที่ 4.7 แบบสองมิติ เมื่อพิจารณาที่มุมเงยต่ำประมาณ 5 องศาใกล้ขอบฟ้า พบว่ามีข้อมูล σ_{pr_gnd} จากบางมุมอาซิมุธ เช่น ด้านทิศตะวันตก มีค่ามากกว่าทิศทางอื่น ๆ เกือบสองเท่า ค่าที่สูงขึ้นจากมุมอาซิมุธประมาณ 290 องศานี้เกิดขึ้นจากสภาพแวดล้อมสิ่งก่อสร้างที่อยู่รอบสายอากาศจีเอ็นเอสเอสในระบบจีบาส ซึ่งสามารถเกิดขึ้นได้อยู่ตลอดเวลาเมื่อมีสิ่งก่อสร้างใหม่เกิดขึ้นในสนามบิน ถัดมาเมื่อพิจารณาที่มุมเงยสูงขึ้นมาประมาณ 20 ถึง 40 องศาพบว่าค่า σ_{pr_gnd} ส่วนใหญ่จะอยู่ที่ประมาณน้อยกว่า 0.2 เมตร โดยจากรูปจะเห็นได้อย่างชัดเจนว่าในทิศทางตะวันออกเฉียงใต้จะมีค่าน้อยที่สุดประมาณ 0.1 เมตร ซึ่งบ่งบอกได้ว่าในทิศทางดังกล่าวจะมีสิ่งกีดขวางที่สามารถสะท้อนสัญญาณจีเอ็นเอสเอสจนเกิดความผิดพลาดในการระบุตำแหน่งที่น้อยกว่า และจากผลของ Skyplot นี้ ยังบ่งบอกได้อีกว่าไม่มีดาวเทียมเคลื่อนที่ในทิศเหนือที่มีมุมเงยต่ำกว่า 30 องศาอยู่เลย ซึ่งสอดคล้องกับวงโคจรดาวเทียมจีพีเอส จากผลการทดลองในส่วนนี้จึงสามารถสรุปได้ว่าผลจากสัญญาณสะท้อนจากภาคพื้นที่ส่งผลให้เกิดความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งนั้นมีผลกระทบจากมุมอาซิมุธที่ไม่เท่ากัน และยังสามารถสรุปได้อีกว่าแม้จะได้เลือกตำแหน่งในการติดตั้งสถานีจีเอ็นเอสเอสได้อย่างดีแล้วก็ตาม ก็สามารถมีสิ่งก่อสร้างที่เกิดขึ้นภายหลังซึ่งเปลี่ยนแปลงแบบจำลองความผิดพลาดได้อีก โดยจำเป็นที่จะต้องคอยตรวจสอบอยู่ตลอดเวลา

4.6.3 การจำลองขอบเขตการปกป้องระหว่างใช้งานแบบจำลองความผิดพลาดจากจีบาส แบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นและไอโอโนสเฟียร์แบบต่าง ๆ โดยเปรียบเทียบกับความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งจริง

เพื่อการประเมินประสิทธิภาพของแบบจำลองความผิดจากภาคพื้นดินชนิดสองมิติสำหรับใช้งานในระบบจีบาสที่นำเสนอ จึงนำผลการคำนวณขอบเขตการปกป้องมาเปรียบเทียบกับแบบจำลองอ้างอิงและตำแหน่งที่ผิดพลาดจากเครื่องรับจริงที่สถานี KMTIL ด้วยการใช้ค่าปรับแก้ระยะทางเทียมที่คำนวณจากสถานีจีเอ็นเอสเอสในสนามบิน ตำแหน่งที่ผิดพลาดในแต่ละเวลาสามารถคำนวณได้จากการนำตำแหน่งที่คำนวณได้ผ่านค่าปรับแก้จากระบบจีบาสมาหาระยะห่างจากตำแหน่งของสถานี KMITL ที่คำนวณไว้ก่อนหน้าด้วยเทคนิค PPP โดยในขั้นตอนแรกการจำลองการใช้งานระบบจีบาสจะเริ่มวิเคราะห์ระหว่างเวลา 11:00 ถึง 13:00 นาฬิกาตามเวลาจีพีเอสดังรูปที่ 4.8 เพื่อหาว่าแบบจำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ใดมีการลดค่าขอบเขตการปกป้องที่มากที่สุด โดยจะมีการพล็อตตำแหน่งดาวเทียมและค่า σ_{pr_gnd} จากแต่ละแบบจำลอง ณ เวลาดังกล่าว เนื่องจากว่าเป็นเวลาที่เห็นความแตกต่างค่า σ_{pr_gnd} จากแต่ละแบบจำลองที่ชัดเจนสำหรับข้อมูลจากวันที่ของปีที่ 1 ในปี ค.ศ. 2019 และจะแสดงผลการเปรียบเทียบจากข้อมูลแต่ละแบบจำลองทั้งหนึ่งวันในรูปที่ 4.9 และสุดท้ายจะนำแบบจำลองทั้งหมดมาวัดค่าคลาดเคลื่อนกำลังสองเฉลี่ย (RMSE: Root Mean Square Error) ระหว่างผลจากแบบจำลองต่าง ๆ เทียบกับความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งที่เกิดขึ้นจริงดังแสดงในตารางที่ 4.1 โดยหากค่า RMSE มีค่าต่ำ (โดยที่ค่าขอบเขตการปกป้องไม่ต่ำกว่าความผิดพลางทางตำแหน่งจริง) ซึ่งหมายความว่าแบบจำลองนั้นให้ค่าขอบเขตการปกป้องที่ใกล้เคียงความผิดพลาดจริงมากขึ้น

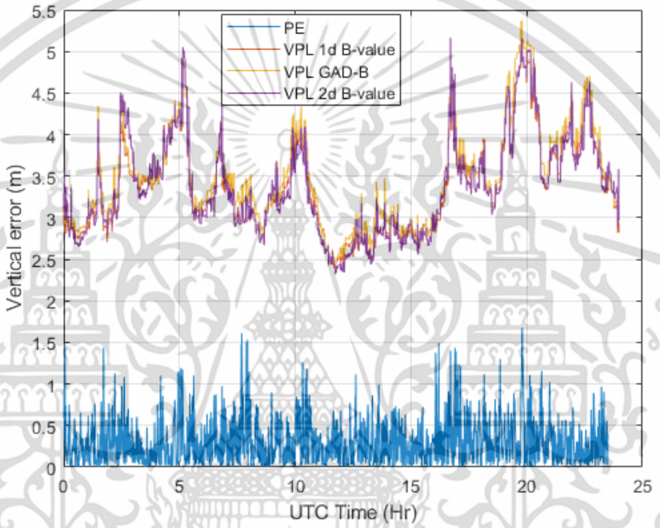


รูปที่ 4.8 (ก) การคำนวณค่าขอบเขตการปกป้องที่คำนวณจากแบบจำลองความผิดพลาดจากภาคพื้นแบบหนึ่งมิติที่ใช้อ้างอิง และแบบจำลองสองมิติจากค่า B-value ที่นำเสนอ ณ เวลาประมาณ 12:00 นาฬิกาตามเวลาจีพีเอส (ข) โดยมีตำแหน่งดาวเทียมในท้องฟ้าแสดงโดย Skyplot และ (ค) การเปรียบเทียบค่า σ_{pr_gnd} ด้วยวิธีต่าง ๆ

จากผลการคำนวณขอบเขตการปกป้อง ณ เวลาประมาณ 12:00 นาฬิกาตามเวลาจีพีเอสดังรูปที่ 4.8 พบว่าเมื่อพิจารณาตำแหน่งดาวเทียม ณ เวลาดังกล่าว ซึ่งเท่ากับวินาทีของวันที่ประมาณ 43200 วินาทีตามรูป (ข) ตำแหน่งดาวเทียมของดาวเทียมหมายเลข 01 03 07 22 26 และ 31 จะมีค่ามุมเงยที่ต่ำกว่า 30 องศา ทำให้เมื่อใช้แบบจำลองจีบาสหนึ่งมิติจากข้อมูล B-value ค่า σ_{pr_gnd} จากดาวเทียมเหล่านั้นจะลดลงประมาณ 0.1 เมตร เมื่อเทียบกับแบบจำลองจีบาส GAD-B แบบหนึ่งมิติแสดงดังรูป (ค) และเมื่อเปรียบเทียบกับแบบจำลองหนึ่งมิติอ้างอิงทั้งสองแล้ว พบว่าแบบจำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

B-value สองมิติที่นำเสนอ (แท่งสีเหลือง) ให้ค่า σ_{pr_gnd} ที่ลดลงมากที่สุด โดย ณ วินาทีที่ 43200 แบบจำลอง GAD-B หนึ่งมิติจะมีค่า VPL (ขอบเขตการปกป้องในแนวดิ่ง) ที่ประมาณ 2.6 เมตร เมื่อใช้แบบจำลอง B-value แบบหนึ่งมิติ จะมีค่า VPL ลดลงเหลือประมาณ 2.5 เมตร และลดลงมากที่สุดอยู่ที่ 2.4 เมตรเมื่อใช้แบบจำลอง B-value แบบสองมิติที่นำเสนอซึ่งเท่ากับลดลงประมาณ 7.69 เปอร์เซ็นต์เมื่อเทียบกับแบบจำลอง GAD-B ถัดมาเป็นผลการเปรียบเทียบค่าขอบเขตการปกป้องที่คำนวณเมื่อใช้งานแบบจำลองต่าง ๆ ดังรูปที่ 4.9 พบว่าเมื่อพิจารณาการลดลงค่า VPL จากการใช้งานแบบจำลอง B-value แบบสองมิติที่นำเสนอโดยเทียบกับแบบจำลอง B-value หนึ่งมิตินั่น พบว่าจะมีค่าการลดลงที่มากที่สุดที่ประมาณ 0.24 เมตร ณ เวลา 07:13:37 ตามเวลาจีพีเอส โดยลดจาก 3.9 เมตรลงมาเหลือ 3.66 เมตร ซึ่งเทียบได้กับการลดลง 6.15 เปอร์เซ็นต์



รูปที่ 4.9 ผลการเปรียบเทียบขอบเขตการปกป้องในแนวดิ่งระหว่างแบบจำลองอ้างอิง GAD-B แบบจำลองอ้างอิง B-value หนึ่งมิติ แบบจำลอง B-value สองมิติที่นำเสนอ และระยะห่างการคำนวณตำแหน่งที่ผิดพลาดจากข้อมูลวันที่ของปีที่ 1 ในปี ค.ศ. 2019

ตารางที่ 4.1 ค่า RMSE ที่เปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองความผิดพลาดในภาคพื้นแบบต่าง ๆ กับความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งจริง

แบบจำลอง	ค่า RMSE (เมตร)
GAD-B (มาตรฐาน ICAO)	3.2269
1d σ_{pr_gnd} model	3.1248
2d σ_{pr_gnd} model	3.1132

จากผลการเปรียบเทียบระหว่างความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งกับขอบเขตการปกป้องที่คำนวณได้จากแบบจำลองต่าง ๆ ตามรูป 4.9 นั้น พบว่าแบบจำลอง GAD-B จะให้ค่าขอบเขตการปกป้องที่มากที่สุด โดย ณ เวลา 04:00 นาฬิกาตามเวลาจีพีเอส ค่า VPL จากแบบจำลอง B-value

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สองมิติที่นำเสนอจะมีค่าที่ต่ำที่สุดอย่างเห็นได้ชัดเมื่อเทียบกับแบบจำลองอ้างอิงอื่น ๆ โดยสำหรับในภาพรวมค่า σ_{pr_gnd} นั้นพบว่าค่าที่ได้จากแบบจำลอง B-value หนึ่งมิติอ้างอิงจะมีค่าที่สูงกว่าแบบจำลองสองมิติที่นำเสนอเนื่องจากแบบจำลองหนึ่งมิติจะเป็นการหาค่าเฉลี่ยมาจากกริดสองมิติซึ่งส่วนใหญ่จะมีค่าที่สูงกว่า และจากผลการเปรียบเทียบการวิเคราะห์ข้อมูลจำนวนหนึ่งวันในรูปแบบ RMSE ดังแสดงในตารางที่ 4.1 พบว่าแบบจำลอง GAD-B ให้ค่า RMSE อยู่ที่ 3.2269 เมตร แบบจำลอง B-value แบบหนึ่งมิติจะให้ค่า RMSE ลดลงมาอยู่ที่ 3.1248 เมตร และสุดท้ายแบบจำลอง B-value สองมิติที่นำเสนอจะให้ค่า RMSE ที่ต่ำที่สุดที่ 3.1132 เมตร ซึ่งลดลงจากแบบจำลอง GAD-B และ B-value หนึ่งมิติที่ 3.5 และ 0.4 เปอร์เซ็นต์ตามลำดับ ซึ่งความหมายของค่า RMSE ที่ลดลงนี้หมายความว่าแบบจำลองที่นำเสนอ จะให้ขอบเขตการปกป้องที่มีค่าใกล้เคียงกับความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจริงมากขึ้น เมื่อเทียบกับแบบจำลองอ้างอิงจีบาส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5
บทสรุปและข้อเสนอแนะ

ในวิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดการประมาณตำแหน่งสำหรับการใช้งานในระบบจีบาส ซึ่งแบ่งออกเป็น 2 ส่วน ได้แก่ การปรับปรุงการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสหนึ่งความถี่หนึ่งเครื่อง และนำเสนอการปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาสจากภาคพื้นเป็นแบบสองมิติ ทั้งนี้การปรับปรุงการการประมาณค่าเกรเดียนต์มีวัตถุประสงค์เพื่อประยุกต์ใช้สถานีฐานจีเอ็นเอสเอสที่ติดตั้งอยู่แล้วทั่วประเทศไทย มาใช้ตรวจสอบสถานะชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ และการปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดในระบบจีบาส มีวัตถุประสงค์เพื่อเพิ่มความสามารถในการจำลองความผิดพลาดการประมาณตำแหน่งให้ใกล้เคียงความผิดพลาดจริงมากยิ่งขึ้น

5.1 การปรับปรุงวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเทคนิคเครื่องรับความถี่เดียวหนึ่งเครื่อง

ในงานวิจัยนี้ได้ประยุกต์ใช้ตัวกรองคาลมานประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณรอบ ๆ สนามบินสุวรรณภูมิ ด้วยเทคนิคเครื่องรับความถี่เดียวร่วมกับ วิธี Time-step จากดาวเทียมจีพีเอสที่แตกต่างกันจำนวน 32 ดวงได้ โดยวิธีที่นำเสนอนี้เนื่องจากสามารถคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยเครื่องรับเพียงเครื่องเดียว ทำให้สามารถประยุกต์ใช้กับเครือข่ายสถานีฐานจีเอ็นเอสเอส ที่มีการกระจายตัวอยู่ทั่วประเทศไทยจากหน่วยงานต่าง ๆ ได้ และยังสามารถใช้เทคนิคที่ได้นำเสนอนี้มาใช้ในการวิเคราะห์สภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สำหรับระบบการบินจีบาสจากเครือข่ายสถานีฐานดังกล่าว โดยที่ยังไม่ต้องติดตั้งเครื่องรับในสนามบินจริงได้

โดยจากวิธีการเลือกข้อมูลจากดาวเทียมอ้างอิง ที่มีคาบการรับข้อมูลที่ 1 นาที ให้ระยะห่างระหว่างจุด IPP ต่ำสุดที่ประมาณ 3 กิโลเมตร เมื่อปรับคาบการรับข้อมูลเป็น 5 นาทีค่าระยะห่างระหว่างจุด IPP จะเพิ่มขึ้นเป็น 15 กิโลเมตร โดยมีค่าระยะห่าง IPP ที่ไม่ต้องการมากถึง 18 กิโลเมตร และ 80 กิโลเมตรตามลำดับ สำหรับวิธีการปรับระยะห่างจุดตัด IPP จากเทคนิค Time-step ที่นำเสนอ พบว่าระยะห่างผิดไปจากที่กำหนดไม่เกิน 600 เมตร

สำหรับวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยวิธี Station-pair นั้น หากเครื่องรับทั้งสองเครื่องติดตั้งอยู่ในแนวทิศทางตะวันออกและตะวันตก ผลการคำนวณระยะห่างระหว่างจุด IPP ที่ความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์นั้นจะมีการเปลี่ยนแปลงเมื่อมีมุมเงยของดาวเทียมต่ำกว่า 30 องศาในทิศทางเดียวกับที่กล่าวมา โดยผลต่างมีค่าประมาณ 15 เปอร์เซ็นต์ และเพิ่มขึ้นไปถึง 50 เปอร์เซ็นต์หากมีมุมเงยน้อยกว่า 15 องศา แต่สำหรับวิธี Time-step นั้น ตำแหน่งของดาวเทียมจะไม่มีผลต่อการปรับค่าเกรเดียนต์ที่ได้คำนวณไว้ โดยความสัมพันธ์ระหว่างระยะห่างระหว่างจุด IPP ที่คำนวณจากพื้นดินและที่ความสูงชั้นไอโอโนสเฟียร์จะเป็นความสัมพันธ์แบบเชิงเส้น

สุดท้ายเป็นการเปรียบเทียบค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยจากวิธีที่นำเสนอพบว่าค่าการหน่วงเวลาในชั้นไอโอโนสเฟียร์ส่วนใหญ่ที่อยู่ในแนวละติจูดต่ำ จะมีค่าที่สูงกว่าค่าในละติจูดสูง และวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์ด้วยเครื่องรับความถี่เดียวด้วยเทคนิค

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Time-step ที่นำเสนอนี้ ให้ค่า σ_{VIG} ที่ใกล้เคียงกับวิธีหนึ่งความถี่ที่ประมาณด้วยเทคนิค Station-pair ทำให้วิธีการที่นำเสนอมีประโยชน์กรณีใช้อุปกรณ์ราคาต่ำหนึ่งความถี่ มาประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้

5.2 การปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดสถานีภาคพื้นดินสำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย

ในงานวิจัยนี้ได้ปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดสถานีภาคพื้นในรูปแบบสองมิติสำหรับใช้งานในระบบจีบาสด้วยข้อมูล B-value ที่มีความแม่นยำมากกว่าแบบจำลองมาตรฐาน เนื่องจากวิธีการอ้างอิง จากทั้งแบบจำลองชนิด GAD-B และแบบจำลอง B-value จะมีการออกแบบเพื่อนำไปใช้งานในรูปแบบหนึ่งมิติ ที่รับอินพุตเพียงแค่มุมเงยดาวเทียมเท่านั้น ทำให้ยังไม่สามารถอธิบายความผิดพลาดจากภาคพื้นดินหรือสัญญาณสะท้อนที่เกิดขึ้นในสนามบินสุวรรณภูมิได้อย่างแม่นยำ โดยผลจากแบบจำลองอ้างอิงหนึ่งมิติ เมื่อพิจารณาที่มุมเงยประมาณ 50 ถึง 80 องศา จะให้ค่าจากความแปรปรวนจากแบบจำลองโดยเฉลี่ยที่สูงกว่าความเป็นจริง แต่เมื่อวิเคราะห์ด้วยแบบจำลอง B-value สองมิติที่นำเสนอใหม่ จะพบว่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นนั้นมาจากชุดข้อมูลในทิศตะวันตกเฉียงใต้ที่มีค่าสูงกว่าทิศอื่น ๆ ประมาณสองเท่า ทำให้เมื่อใช้แบบจำลองชนิดหนึ่งมิติกับมุมเงยดังกล่าวจะมีค่าความแปรปรวนที่สูง และจะส่งผลให้ระบบจีบาสลดความสามารถในการให้บริการลง อันเนื่องมาจากการทำนายความผิดพลาดในระบบสูงกว่าความเป็นจริงได้

สำหรับผลการวิเคราะห์จำนวนข้อมูลที่ต้องใช้สร้างแบบจำลองพบว่าสามารถสร้างแบบจำลองแบบสองมิติด้วยข้อมูลย้อนหลังจำนวน 10 วัน เพื่อสร้างแบบจำลองที่สมบูรณ์ได้ 95 เปอร์เซ็นต์ สำหรับการวิเคราะห์แบบจำลองในรูปแบบ Skyplot พบว่าแบบจำลองสองมิติที่นำเสนอสามารถลดค่า σ_{pr_gnd} ได้มากสุดถึง 20 เปอร์เซ็นต์เมื่อเทียบกับแบบจำลอง B-value อ้างอิงที่เป็นแบบหนึ่งมิติ ถัดมาสำหรับการจำลองการใช้งานแบบจำลองจริงในระบบจีบาส พบว่าสามารถลดค่าปกป้องอากาศยานแนวดิ่งได้มากที่สุดที่ 6 เปอร์เซ็นต์ เมื่อเทียบกับแบบจำลอง B-value อ้างอิงที่เป็นแบบหนึ่งมิติ และแบบจำลองที่นำเสนอนี้สามารถประยุกต์ใช้งานกับระบบจีบาสที่ติดตั้งอยู่แล้วได้ทันทีด้วยการสร้างแบบจำลองด้วยข้อมูลย้อนหลัง 10 วัน ทำให้สามารถอัปเดทแบบจำลองความผิดพลาดใหม่เมื่อเกิดความเปลี่ยนแปลงต่อสภาพแวดล้อมจากภาคพื้นในสนามบินได้ทันที

5.3 ข้อเสนอแนะ

สำหรับข้อจำกัดของวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอ พบว่าดาวเทียมส่วนใหญ่เคลื่อนที่ไปทางทิศเหนือและทิศใต้ ทำให้ผลการคำนวณค่าเกรเดียนต์ส่วนใหญ่จะเป็นผลคำนวณจากเวกเตอร์ทิศเหนือและทิศใต้ เนื่องจากวงโคจรการเคลื่อนที่ของดาวเทียมได้ถูกออกแบบมาสำหรับการมองเห็นที่ครอบคลุมทั่วโลก จึงต้องมีการเคลื่อนตัวแบบดังกล่าว ทำให้เมื่อใช้เทคนิค Time-step ในการประมาณค่าเกรเดียนต์จะเกิดข้อจำกัดในการวิเคราะห์ค่าเกรเดียนต์ในเวกเตอร์ทางทิศตะวันออกและทิศตะวันตก ทำให้อาจขาดทั้งจำนวนข้อมูลและเวลาในการประมาณทุกทิศทางได้ จึงเหมาะแก่การคำนวณค่าเกรเดียนต์ที่มีความแม่นยำและครอบคลุมในทิศเหนือและใต้เท่านั้น

สำหรับแบบจำลองชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีการนำเสนอนั้น จะตั้งอยู่บนสมมติฐานว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความหนาแน่นที่ความสูงเท่ากับ 350 กิโลเมตร (Thin shell model)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ ... ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เท่านั้น ซึ่งในความเป็นจริง ชั้นบรรยากาศไอโนสเฟียร์จะมีความหนาแน่นอิเล็กตรอนในปริมาณสูงที่ความสูง 250 ถึง 350 กิโลเมตร ขึ้นกับแต่ละเวลา และสามารถพิจารณาความหนาแน่นแบบสองชั้นที่ความสูงแตกต่างกันได้ (Dual-layer model) ดังนั้นเพื่อเพิ่มประสิทธิภาพในการทำนายความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ให้มีความถูกต้องมากยิ่งขึ้น จึงสามารถพัฒนาการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยต่อยอดสมมติฐานในรูปแบบดังกล่าวต่อไป

สำหรับการปรับปรุงแบบจำลองความผิดพลาดสถานีภาคพื้นดินสำหรับการใช้งานในระบบจีบาสให้เป็นรูปแบบสองมิตินั้น เนื่องจากแบบจำลองดังกล่าวยังครอบคลุมการใช้งานดาวเทียมระบบจีพีเอสเท่านั้น จึงยังขาดผลการวิเคราะห์รวมถึงการประยุกต์ใช้งานร่วมกับดาวเทียมระบบอื่น ๆ ในงานวิจัยนี้จึงยังสามารถต่อยอดเพื่อวิเคราะห์ผลกระทบการใช้งานระบบจีบาส ร่วมกับดาวเทียมระบบอื่น ๆ เพิ่มเติมได้ในอนาคต

สำหรับการใช้งานระบบจีบาสที่ได้นำเสนอในวิทยานิพนธ์นี้ จะเป็นการจำลองการใช้งานระบบจากพื้นที่ให้บริการภายในระยะทำการตามมาตรฐานที่ไม่เกิน 23 ไมล์ทะเลจากสนามบินเนื่องมาจากข้อจำกัดในการสื่อสารผ่านความถี่วิทยุ แต่อย่างไรก็ดี เนื่องจากความสามารถในการส่งค่าปรับแก้นั้นสามารถให้บริการผ่านทางช่องทางอินเตอร์เน็ต โดยไม่มีข้อจำกัดในระยะการสื่อสารได้ ดังนั้นเพื่อให้ทราบถึงความสามารถที่แท้จริงของระบบจีบาสนั้น จึงสามารถออกแบบการทดลองเพื่อตรวจสอบความผิดพลาดในการคำนวณตำแหน่งภายใต้ความช่วยเหลือจากค่าปรับแก้ในระบบจีบาส ว่าสามารถให้บริการในระยะทำการสูงสุดเท่าใด เมื่อปรับมาตรฐานความปลอดภัยในแบบต่าง ๆ ได้ในอนาคต

สุดท้ายนี้ การออกแบบแบบจำลองความผิดพลาดในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และความผิดพลาดจากสถานีภาคพื้น ได้ถูกออกแบบจากข้อมูลจริงภายในบริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิประเทศไทย ซึ่งอาจจะมีความผิดพลาดที่แตกต่างไปจากพื้นที่ท่าอากาศยานอื่น ๆ ทั้งในประเทศไทยหรือนอกประเทศได้ ดังนั้นการนำแบบจำลองนี้ไปประยุกต์ใช้กับท่าอากาศยานอื่น ๆ จำเป็นที่จะต้องมีความระมัดระวังในการใช้งาน รวมถึงจำเป็นที่จะต้องตรวจสอบข้อมูลในเบื้องต้นก่อนการต่อยอดเพื่อใช้คำนวณพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องภายในพื้นที่ประเทศไทยด้วยทุกครั้ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

[1] M. Kayton and W. R. Fried, *Avionics Navigation Systems*. John Wiley & Sons, 1997. doi: 10.1002/9780470172704.

[2] European Space Agency, "European GNSS (Galileo) Open Service Signal In Space Interface Control Document," *European Union*, no. 1, 2010, doi: 10.2768 /1968.

[3] C. Han, Y. Yang, and Z. Cai, "BeiDou Navigation Satellite System and its time scales," *Metrologia*, vol. 48, no. 4, 2011, doi: 10.1088/0026-1394/48/4/S13.

[4] L. Lau, H. Tateshita, and K. Sato, "Impact of Multi-GNSS on Positioning Accuracy and Multipath Errors in High-Precision Single-Epoch Solutions–A Case Study in Ningbo China," *The Journal of Navigation*, vol. 68, no. 5, pp. 999–1017, 2015.

[5] N. Inaba, A. Matsumoto, H. Hase, S. Kogure, M. Sawabe, and K. Terada, "Design concept of Quasi Zenith Satellite System," *Acta Astronaut*, vol. 65, no. 7–8, pp. 1068–1075, 2009, doi: 10.1016/j.actaastro.2009.03.068.

[6] H. Namie, N. Tanaka, and A. Yasuda, "RTK-GPS positioning in Japan by GPS-based control station via DMCA mobile radio communication system," in *Proceedings of 1999 National Technical Meeting ION*, 1999, pp. 495–503.

[7] E.-114A EUROCAE, "MOPS for global navigation satellite ground based augmentation system ground equipment to support category I operations," 2013.

[8] ICAO, "Guide for Ground Based Augmentation System implementation," 2013.

[9] G. Scott and D. Gebre-Egziabher, *GNSS Applications and Methods*. 2009. doi: 10.1007/978-90-481-9707-1-56.

[10] S. Rungraengwajiake, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, and A. Saekow, "Study of ionospheric delay gradient based on GPS monitoring stations near Suvarnabhumi airport in Thailand," in *Lecture Notes in Electrical Engineering*, 2014. doi: 10.1007/978-4-431-54475-3_11.

[11] S. Fujita, T. Yoshihara, and S. Saito, "Determination of ionosphere gradient in short baselines by using single frequency measurements," *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, Series A*, 2010.

[12] S. Saito, S. Fujita, and T. Yoshihara, "Precise measurements of ionospheric delay gradient at short baselines associated with low latitude ionospheric disturbances," in *Proceedings of the 2012 International Technical Meeting of The Institute of Navigation*, 2012.

[13] J. Lee, S. Pullen, S. Datta-Barua, and P. Enge, "Assessment of Ionosphere Spatial Decorrelation for Global Positioning System-Based Aircraft Landing Systems," *J Aircr*, 2008, doi: 10.2514/1.28199.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

[14] J. Budtho, P. Supnithi, and S. Saito, "The Improvement of Time-step method for Ionospheric Delay gradient Estimation," in *ITC-CSCC*, 2019, pp. 699–702.

[15] V. A. S. Pereira, J. F. G. Monico, and P. de O. Camargo, "Estimation and analysis of protection levels for precise approach at Rio De Janero international airport using real time σvig for each GPS and GLONASS satellite," *Boletim de Ciências Geodésicas*, vol. 27, no. spe, 2021, doi: 10.1590/s1982-21702021000s00010.

[16] S. H. Byun, G. A. Hajj, and L. E. Young, "Development and application of GPS signal multipath simulator," *Radio Sci*, vol. 37, no. 6, 2002, doi: 10.1029/2001RS002549.

[17] P. K. Enge, "The Global Positioning System: Signals, measurements, and performance," *Int J Wirel Inf Netw*, vol. 1, no. 2, pp. 83–105, 1994, doi: 10.1007/BF02106512.

[18] B. W. Parkinson, P. Enge, P. Axelrad, and J. J. Spilker Jr, *Global positioning system: Theory and applications, Volume II*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.

[19] P. J. G. Teunissen and A. Kleusberg, "GPS observation equations and positioning concepts," in *GPS for Geodesy*, 2008. doi: 10.1007/bfb0117682.

[20] P. J. G. Teunissen, "The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: a method for fast GPS integer ambiguity estimation," *J Geod*, vol. 70, no. 1–2, pp. 65–82, 1995, doi: 10.1007/BF00863419.

[21] R. Odolinski and P. J. G. Teunissen, "Low-cost, 4-system, precise GNSS positioning: A GPS, Galileo, BDS and QZSS ionosphere-weighted RTK analysis," *Meas Sci Technol*, 2017, doi: 10.1088/1361-6501/aa92eb.

[22] R. Odolinski and P. J. G. Teunissen, "Single-frequency, dual-GNSS versus dual-frequency, single-GNSS: a low-cost and high-grade receivers GPS-BDS RTK analysis," *J Geod*, 2016, doi: 10.1007/s00190-016-0921-x.

[23] P. J. G. Teunissen and A. Khodabandeh, "Review and principles of PPP-RTK methods," *J Geod*, 2015, doi: 10.1007/s00190-014-0771-3.

[24] R. Odolinski, P. J. G. Teunissen, and D. Odijk, "Combined BDS, Galileo, QZSS and GPS single-frequency RTK," *GPS Solutions*, 2014, doi: 10.1007/s10291-014-0376-6.

[25] Y. Mireault, P. Tétreault, F. Lahaye, P. Héroux, and J. Kouba, "Online precise point positioning: A new, timely service from natural resources Canada," *GPS World*, 2008.

[26] M. Malinowski and J. Kwiecień, "A comparative study of precise point positioning (PPP) accuracy using online services," *Reports on Geodesy and Geoinformatics*, 2017, doi: 10.1515/rgg-2016-0025.

[27] M. S. Grewal, L. R. Weill, and A. P. Andrews, *Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration, Second Edition*. 2006. doi: 10.1002/9780470099728.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

[28] ICAO, “Adoption of amendment 91 to annex 10, volume II,” Quebec, Canada, 2018.

[29] P. Esteves, “Operational Evaluation of a GBAS System,” *Aerospace Engineering Thesis, Institute Superior Tecnico, Italia*, 2007.

[30] S. RTCA, “Minimum aviation system performance standard for the local area augmentation system (LAAS),” *RTCA DO-245A*, 2004.

[31] ICAO, “International Standards and Recommended Practices,” in *Aeronautical Telecommunications, Annex 10 to the Convention of International Civil Aviation*, 2014.

[32] P. M. Kintner and B. M. Ledvina, “The ionosphere, radio navigation, and global navigation satellite systems,” in *Advances in Space Research*, 2005, pp. 788–811. doi: 10.1016/j.asr.2004.12.076.

[33] T. Ondoh and K. Marubashi, *Science of space environment*. IOS Press, 2001.

[34] Commonwealth of Australia, “TEC Global Map,” 2019. https://www.sws.bom.gov.au/Satellite/2/2 (accessed Feb. 23, 2019).

[35] N. Yaacob, M. Abdullah, and M. Ismail, “GPS Total Electron Content (TEC) Prediction at Ionosphere Layer over the Equatorial Region,” in *Trends in Telecommunications Technologies*, 2012. doi: 10.5772/8474.

[36] M. M. Hoque and N. Jakowski, “Ionospheric propagation effects on GNSS signals and new correction approaches,” in *Global Navigation Satellite Systems: Signal, Theory and Applications*, InTech, 2012.

[37] “The Marine Chronometer: Its History and Development,” *Reference Reviews*, vol. 28, no. 1, pp. 33–34, Jan. 2014, doi: 10.1108/rr-09-2013-0249.

[38] D. Kleppner, H. M. Goldenberg, and N. F. Ramsey, “Theory of the hydrogen maser,” *Physical Review*, vol. 126, no. 2, 1962, doi: 10.1103/PhysRev.126.603.

[39] J. D. Huba, G. Joyce, and J. Krall, “Plasma Bubbles in the Post-Sunset Ionosphere The WISPR Instrument on the Solar Probe Plus Satellite,” *Space research and satellite technology*, 2011, doi: 10.1029/2010GL044281.

[40] J. Lee, S. Pullen, S. Datta-Barua, and P. Enge, “Assessment of nominal ionosphere spatial decorrelation for LAAS,” in *Record - IEEE PLANS, Position Location and Navigation Symposium*, 2006. doi: 10.1109/PLANS.2006.1650638.

[41] S. Rungraengwajiake, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, and A. Saekow, “Ionospheric delay gradient monitoring for GBAS by GPS stations near Suvarnabhumi airport, Thailand,” *Radio Sci*, vol. 50, no. 10, pp. 1076–1085, 2015, doi: 10.1002/2015RS005738.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

[42] A. Bumrungkit, S. Rungraengwajiake, P. Supnithi, and A. Saekow, "Analysis of Ionospheric Irregularity Observed near Suvarnabhumi International Airport in Thailand," *Applied Mechanics and Materials*, 2015, doi: 10.4028/www.scientific.net/amm.781.85.

[43] S. Fujita, T. Yoshihara, and S. Saito, "Determination of ionosphere gradient in short baselines by using single frequency measurements," *Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation, Series A*, vol. 42, no. 4, pp. 269–276, 2010, [Online]. Available: http://www.scopus.com/inward/record.url?eid=2-s2.0-79851504297&partnerID=tZOtx3y1

[44] T. Iwabuchi, S. Miyazaki, K. Heki, I. Naito, and Y. Hatanaka, "An impact of estimating tropospheric delay gradients on tropospheric delay estimations in the summer using the Japanese nationwide GPS array," *Journal of Geophysical Research: Atmospheres*, vol. 108, no. D10, 2003.

[45] P. Y. C. Hwang, "introduction to Random signals and Applied Kalman Filtering with MATLAB exercises," *Journal of Chemical Information and Modeling*, vol. 53, no. 9. 2013.

[46] P. De Jonge and C. Tiberius, "The LAMBDA method for integer ambiguity estimation: implementation aspects," *Publications of the Delft Computing Centre, LGR-Series*, vol. 12, no. 12, pp. 1–47, 1996.

[47] W. Cao, K. O'Keefe, and M. Cannon, "Performance evaluation of GPS/Galileo multiple-frequency RTK positioning using a single-difference processor," in *Proceedings of the 21st international technical meeting of the satellite division of the institute of navigation, Savannah, GA*, 2008, pp. 2841–2849.

[48] L. Wang and S. Verhagen, "A new ambiguity acceptance test threshold determination method with controllable failure rate," *J Geod*, vol. 89, no. 4, pp. 361–375, 2015, doi: 10.1007/s00190-014-0780-2.

[49] J. A. Klobuchar, "Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users," *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, vol. AES-23, no. 3, 1987, doi: 10.1109/TAES.1987.310829.

[50] R. Hatch, "The synergism of GPS code and carrier measurements," in *International geodetic symposium on satellite doppler positioning*, 1983, pp. 1213–1231.

[51] J. Lee, S. Pullen, S. Datta-Barua, and P. Enge, "Assessment of ionosphere spatial decorrelation for global positioning system-based aircraft landing systems," *J Aircr*, 2007, doi: 10.2514/1.28199.

[52] S. Saito *et al.*, "Ionospheric delay gradient model for GBAS in the Asia-Pacific region," *GPS Solutions*, 2017, doi: 10.1007/s10291-017-0662-1.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

[53] S. Datta-Barua, T. Walter, S. Pullen, M. Luo, J. Blanch, and P. Enge, “Using WAAS ionospheric data to estimate LAAS short baseline gradients,” in *Proceedings of the 2002 National Technical Meeting of The Institute of Navigation*, 2002.

[54] J. Budtho, P. Supnithi, and S. Saito, “Analysis of quiet time vertical ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi airport, Thailand,” *Radio Sci*, vol. 53, no. 9, pp. 1067–1074, 2018, doi: 10.1029/2018RS006606.

[55] R. J. Stern *et al.*, *Satellite altimetry and Earth sciences*. Cambridge, Massachusetts: Academic Press, 2014. doi: 10.1016/0019-1035(80)90096-2.

[56] G. A. Korn and T. M. Korn, *Mathematical handbook for scientists and engineers: definitions, theorems, and formulas for reference and review*. Courier Corporation, 2000.

[57] J. Budtho, P. Supnithi, and S. Saito, “Single-Frequency Time-Step Ionospheric Delay Gradient Estimation at Low-Latitude Stations,” *IEEE Access*, vol. 8, 2020, doi: 10.1109/ACCESS.2020.3035247.

[58] J. Budtho, P. Supnithi, S. Saito, N. Siansawasdi, and A. Saekow, “Multipath Analysis at Low-Latitude GNSS Stations around Suvarnabhumi Airport, Thailand, for GBAS Standards,” in *2021 7th International Conference on Space Science and Communication (IconSpace)*, 2021, pp. 146–150. doi: 10.1109/IconSpace53224.2021.9768765.

[59] R. H. Mitch *et al.*, “Signal characteristics of civil GPS jammers,” in *24th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation 2011, ION GNSS 2011*, 2011.

[60] K. Thanakan, K. Sapphaniran, T. Palasarn, P. Supnithi, W. Phakphisut, and C. Sakorn, “Real-time jamming detection and position estimation via software-defined radio (SDR),” in *ECTI-CON 2021 - 2021 18th International Conference on Electrical Engineering/Electronics, Computer, Telecommunications and Information Technology: Smart Electrical System and Technology, Proceedings*, 2021. doi: 10.1109/ECTI-CON51831.2021.9454678.

[61] Y. W. Lin, Y. T. Sung, S. J. Yeh, and S. S. Jan, “Flight test validation of ground based augmentation system prototype in Taiwan,” in *Proceedings of the 33rd International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, ION GNSS+ 2020*, 2020. doi: 10.33012/2020.17581.

[62] J. Kadeřábek, V. Shapoval, P. Matějka, M. Kroulík, and F. Kumhála, “Comparison of four rtk receivers operating in the static and dynamic modes using measurement robotic arm,” *Sensors*, vol. 21, no. 23, 2021, doi: 10.3390/s21237794.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

[63] J. Lee, J. Seo, Y. S. Park, S. Pullen, and P. Enge, “Ionospheric threat mitigation by geometry screening in ground-based augmentation systems,” *J Aircr*, 2011, doi: 10.2514/1.C031309.

[64] H. Lee, S. Pullen, J. Lee, B. Park, M. Yoon, and J. Seo, “Optimal Parameter Inflation to Enhance the Availability of Single-Frequency GBAS for Intelligent Air Transportation,” *IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems*, vol. 23, no. 10, 2022, doi: 10.1109/TITS.2022.3157138.

[65] L. Marini-Pereira, S. Pullen, A. de O. Moraes, and J. Sousasantos, “Ground-Based Augmentation Systems Operation in Low Latitudes - Part 1: Challenges, Mitigations, and Future Prospects,” *Journal of Aerospace Technology and Management*, vol. 13, 2021, doi: 10.1590/jatm.v13.1236.

[66] D. Prochniewicz and M. Grzymala, “Analysis of the impact of multipath on Galileo system measurements,” *Remote Sens (Basel)*, vol. 13, no. 12, 2021, doi: 10.3390/rs13122295.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล	นายจิรภูมิ บุตรโท
วัน เดือน ปีเกิด	27 กันยายน พ.ศ. 2535 ที่กรุงเทพมหานคร
ที่อยู่	9/8 หมู่10 ซอยคลองหกตะวันออก100 ถนนเลียบคลองหก ตำบลคลองหก อำเภอคลองหลวง จังหวัดปทุมธานี 12120 199/94 หมู่บ้านพฤกษาหนองจอก-สุวินทวงศ์ ซอยอยู่วิทยา 12 ถนนอยู่วิทยา แขวงกระทุ่มราย เขตหนองจอก กรุงเทพมหานคร 10530
ประวัติการศึกษา	2558 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม (เกียรตินิยมอันดับสอง) สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง 2560 วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์ในวารสารวิชาการ

พ.ศ. 2561 (Q2) 1. **Budtho, J.**, Supnithi, P., & Saito, S. (2018). Analysis of quiet time vertical ionospheric delay gradients around Suvarnabhumi airport, Thailand. Radio Science, 53(9), 1067-1074.

พ.ศ. 2563 (Q1) 2. **Budtho, J.**, Supnithi, P., & Saito, S. (2020). Single-frequency time-step ionospheric delay gradient estimation at low-latitude stations. IEEE Access, 8, 201516-201526.

(อยู่ระหว่างรอผลการพิจารณา)

3. **Budtho, J.**, Supnithi, P., Siansawasdi N., Saito, S., Saekow, A., & Myint, L. M. M. Ground Facility Error Analysis and GBAS Performance Evaluation at Low-Latitude GNSS Stations around Suvarnabhumi Airport, Thailand.

ผลงานวิจัยที่ได้นำเสนอในงานประชุมวิชาการ

พ.ศ. 2561 1. **Budtho, J.**, Nilchan, N., Popaichit, N., Ngamprasert, N., Phakphisut, W., & Supnithi, P. (2018 , July). The analysis of positioning accuracy from the usage of multi-constellation in single-frequency RTK technique in Bangkok. In 2018 33rd International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC) (pp. 1-4). IEEE.

พ.ศ. 2562 2. **Budtho, J.**, Supnithi, P., & Saito, S. (2019, June). The improvement of time-step method for ionospheric delay gradient estimation. In 2019 34th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC) (pp. 1-4). IEEE.

พ.ศ. 2562 3. **Budtho, J.**, Supnithi, P., & Saito, S. (2019, October). Single-frequency time-step method for Ionospheric Delay gradient Estimation. In ENRI Int. Workshop on ATM/CNS. (EIWAC 2019).

พ.ศ. 2563 4. Jamjareegulgarn, P., Duangsuwan, S., Supnithi, P., **Budtho, J.**, Tangtrakunphaisan, U., Hozumi, K., & Tsugawa, T. (2020, March). Identifying Geomagnetic Storms with Ionospheric Storm Scale for GNSS and Disaster Prevention. In 2020 8th International Electrical Engineering Congress (iEECON) (pp. 1-4). IEEE.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พ.ศ. 2564	5. **Budtho, J.**, Supnithi, P., Saito, S., Siansawasdi, N., & Saekow, A. (2021, November). Multipath Analysis at Low-Latitude GNSS Stations around Suvarnabhumi Airport, Thailand, for GBAS Standards. In 2021 7th International Conference on Space Science and Communication (IconSpace) (pp. 146-150). IEEE.
พ.ศ. 2565	6. Thu, P. C., Supnithi, P., Myint, L. M. M., **Budtho, J.**, Saito, S., Saekow, A., & Siansawasdi, N. (2022, July). Study on Effect of Equatorial Plasma Bubble over Real-Time Kinematic Positioning in Bangkok Thailand. In 2022 37th International Technical Conference on Circuits/Systems, Computers and Communications (ITC-CSCC) (pp. 1-4). IEEE.
พ.ศ. 2566	7. Thu, P. C., Supnithi, P., Myint, L. M. M., & **Budtho, J.** (2023, September). Effects of Equatorial Plasma Bubbles over Real-Time Kinematic Positioning in Low-Latitude Region. In Proceedings of the 36th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2023)

ต้นแบบซอฟต์แวร์

ระบบสาธิตการใช้งานเครื่องช่วยการเดินอากาศด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

ประการณ์การทำงาน

พ.ศ. 2560 - 2566	รับผิดชอบการติดตั้งและดูแลรักษาอุปกรณ์ พัฒนาระบบเครือข่ายฐานข้อมูลสถานีรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส ภายใต้สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
พ.ศ. 2560 - 2566	ผู้ช่วยสอนระดับปริญญาตรี ภายใต้ความดูแลของ ศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ
พ.ศ. 2561	การอบรมเกี่ยวกับพารามิเตอร์ของสภาพอวกาศ (Space weather) การใช้เครื่องมือวัดค่า ที่หน่วยงาน National Institute of Information and Communications Technology (NICT) ประเทศญี่ปุ่น ภายใต้งบประมาณจากสำนักงานคณะกรรมการวิจัยแห่งชาติ
พ.ศ. 2563	วิทยากรการอบรมหัวข้อ “Basics of GNSS and RTK Technology”
พ.ศ. 2565 - 2566	ผู้ดูแล (พี่เลี้ยง) นักศึกษาโครงงานปี 4 พัฒนาข้อเสนอโครงการวิจัย “ระบบตรวจจับสัญญาณรบกวนต่อเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส”

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้