

การปรับวิธีการประมาณค่าดีเลย์เกรเดียนต์จากชั้นไอโอโนสเฟียร์
สำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย

IMPROVED ESTIMATION OF IONOSPHERIC DELAY GRADIENT FOR
AERONAUTICAL GROUND BASED AUGMENTATION SYSTEM
(GBAS) STANDARD IN THAILAND



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2560

KMITL-2017-EN-M-010-091

การปรับวิธีการประมาณค่าดีเลย์เกรเดียนต์จากชั้นไอโอโนสเฟียร์
สำหรับมาตรฐานการบินจีบาสในประเทศไทย

IMPROVED ESTIMATION OF IONOSPHERIC DELAY GRADIENT FOR
AERONAUTICAL GROUND BASED AUGMENTATION SYSTEM
(GBAS) STANDARD IN THAILAND



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2560

KMITL-2017-EN-M-010-091

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

IMPROVED ESTIMATION OF IONOSPHERIC DELAY GRADIENT 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

MASTER OF ENGINEERING IN TELECOMMUNICATIONS ENGINEERING

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

2017

KMITL-2017-EN-M-010-091

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2017

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การปรับวิธีการประมาณค่าดีเลย์เกรเดียนต์จากชั้นไอโอโนสเฟียร์ สำหรับมาตรฐานจีบาสในประเทศไทย
นักศึกษา	นายจิรภูมิ บุตรโท
รหัสประจำตัว	58601139
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมโทรคมนาคม
พ.ศ.	2560
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ศ.ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ

บทคัดย่อ

ประสิทธิภาพในการใช้งานระบบช่วยเหลือเพื่อการลงจอดอากาศยานอย่างแม่นยำ ด้วยเครื่องมือจากภาคพื้นดินหรือจีบาสจะถูกลดทอนลง โดยมีสาเหตุหลักมาจากความผิดปกติที่เกิดขึ้นในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยมีพารามิเตอร์หลักได้แก่ ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ผลต่างความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ผลต่างความกำกวมของเฟสสัญญาณจีเอ็นเอสเอส และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง โดยในงานก่อนหน้านี้นี้ ได้นำเสนอวิธีคำนวณหาพารามิเตอร์หลักที่เกี่ยวข้องกับระบบจีบาสด้วยตัวกรองคาลมาน และปรับความถูกต้องค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มด้วยวิธีการแลมด้า (LAMBDA) จากนั้นจะใช้วิธีการทดสอบอัตราส่วน (ratio test) เพื่อยืนยันความถูกต้อง เมื่อค่าความกำกวมนี้ผ่านการทดสอบอัตราส่วนขั้นต่ำ ก็จะนำมาปรับระดับค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ อย่างไรก็ตาม วิธีดังกล่าวมีผลการทดลองในเบื้องต้นพบว่ามีข้อมูล 60 เปอร์เซ็นต์ที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วน ส่งผลต่อค่าเกรเดียนต์ที่ประมาณได้ในหนึ่งวันมีค่าน้อยลง เพื่อเป็นการเพิ่มข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วน วิทยานิพนธ์นี้จะนำเสนอ 2 วิธีการตัดข้อมูลจากดาวเทียมดวงที่ไม่มีประสิทธิภาพออกด้วยเงื่อนไขต่างๆ ในระหว่างขั้นตอนแลมด้า ได้แก่การเลือกตัดข้อมูลจากดาวเทียมดวงที่เกิดการสะท้อนสัญญาณจีเอ็นเอสเอสหลายทิศทางมากที่สุด และการเลือกตัดข้อมูลจากดาวเทียมดวงที่มีมุมเงยต่ำที่สุด โดยนำผลการทดลองมาเปรียบเทียบเพื่อหาวิธีการที่เหมาะสม วิธีการที่นำเสนอสามารถเพิ่มจำนวนข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนจากวิธีอ้างอิงโดยประมาณ 15 เปอร์เซ็นต์ และนำผลลัพธ์ที่ได้มาประมาณค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง สำหรับการใช้งานระบบจีบาสในพื้นที่บริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ โดยผลการประมาณพบว่าค่าที่ได้มีความแตกต่างในแต่ละปีอยู่ในช่วงประมาณ 4.5 – 6.0 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร

Thesis Improved Estimation of Ionospheric Delay Gradient for
Aeronautical Ground based Augmentation System (GBAS)
Standard in Thailand

Student Mr.Jirapoom Budtho

Student ID. 58601139

Degree Master of Engineering

Program Telecommunications Engineering

Year 2017

Thesis Advisor Prof.Dr.Pornchai Supnithi

ABSTRACT

The Ground-Based Augmentation System (GBAS) is concerned with the aircraft positioning correction for precision landing. The ionospheric irregularity is a major impediment of the performance of GBAS. Specifically, the ionospheric delay gradient, the single difference (SD) receiver clock error, the SD integer ambiguity and the standard deviation of the vertical ionospheric delay gradient are obtained from the KALMAN filter and adjusted using the LAMBDA method. After the ratio test procedure, the integer ambiguities and the ionospheric delay gradients become fixed solution. The results show that 60 percent of data passes the ratio test. To increase the success of the ratio test, the satellite elimination in the LAMBDA method is applied. This thesis proposes the impaired satellite elimination: the most signal multipath satellite condition and the lowest satellite elevation angle condition. The results show that the fixed rates are increased by 15% compared with the reference solution. Finally, the adjusted vertical ionospheric delay gradient is used to calculate the standard deviation for the Suvarnabhumi airport. The results from each year are between 4.5 to 6.0 mm/km.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์เล่มนี้สำเร็จลุล่วงได้ด้วยความสำเร็จและความกรุณาและคำแนะนำที่ดีจากอาจารย์ที่ปรึกษา ศาสตราจารย์ ดร.พรชัย ทรัพย์นิธิ โดยได้รับคำแนะนำเพื่อช่วยแก้ปัญหาระหว่างการทำวิจัยในระดับปริญญาโท ตลอดจนสมาชิกในห้องปฏิบัติการวิจัยด้านการสื่อสารและสารสนเทศด้านอวกาศและชั้นบรรยากาศ

ขอขอบคุณ Dr.Susumu Saito จากสถาบัน ENRI (Electronic Navigation Research Institute) จากประเทศญี่ปุ่นที่สนับสนุนการให้คำปรึกษาในการทำวิจัย ขอขอบคุณ คุณสมคิด ทรราชานิมิตกุล ตลอดจนเจ้าหน้าที่จากกองวิศวกรรมระบบเครื่องช่วยการเดินอากาศ บริษัท วิทยุการบินแห่งประเทศไทย จำกัด อาจารย์อภิเทพ แซ่โค้ว พร้อมด้วยเจ้าหน้าที่จากมหาวิทยาลัยนานาชาติแสตมฟอร์ด ที่ให้ความร่วมมือในการติดตั้งเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสเพื่อนำข้อมูลมาใช้ในงานวิจัย

สุดท้ายนี้ขอขอบคุณโครงการพัฒนาศักยภาพบุคลากรเพื่อการวิจัยและพัฒนาสำหรับภาคอุตสาหกรรม สำนักงานพัฒนาวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีแห่งชาติ สำหรับเงินทุนการวิจัยในการศึกษาระดับปริญญาโท

จิรภูมิ บุตรโท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VII
สารบัญรูป.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ที่มาและความสำคัญ.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์.....	2
1.3 ขอบเขตของการศึกษา.....	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง.....	3
2.1 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส.....	3
2.2 ระบบช่วยเหลือการระบุตำแหน่งอากาศยานด้วยเครื่องช่วยจากภาคพื้นดิน.....	4
2.3 แบบจำลองผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ จีเอ็นเอสเอส.....	6
2.3.1 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	6
2.3.2 เกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	7
2.3.3 ค่าความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส.....	8
2.3.4 ค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น.....	9
2.4 วิธีคำนวณผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับ จีเอ็นเอสเอส.....	11
2.5 ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter).....	14
2.6 การแปลงค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง.....	19
บทที่ 3 วิธีที่นำเสนอและการออกแบบการทดลอง.....	23
3.1 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง.....	23

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.1.1 การใช้ตัวกรองคาลมานเพื่อคำนวณพารามิเตอร์ในแบบจำลองผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสด้วยวิธีอ้างอิง.....	23
3.1.2 แบบจำลองสถานะการเปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมาน (State Dynamical Model for Kalman Filter).....	24
3.1.2.1 แบบจำลองความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (Receiver clock error model).....	25
3.1.2.2 แบบจำลองค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay model).....	25
3.1.2.3 แบบจำลองค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น (Carrier phase ambiguity model).....	26
3.1.2.4 แบบจำลองการรวมสถานะ (Combined state model).....	26
3.1.3 การแปลงค่าเมทริกซ์จาก SD ให้เป็น DD.....	27
3.1.4 วิธีการแลมด้า.....	27
3.1.5 การทดสอบอัตราส่วน (Ratio test).....	30
3.2 พารามิเตอร์ที่ใช้เปรียบเทียบถึงประสิทธิภาพของข้อมูลจากดาวเทียมดวงต่างๆ ที่นำเสนอ.....	30
3.2.1 ค่าความผิดพลาดจากการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณจากดาวเทียม.....	32
3.2.2 มุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส.....	32
3.2.3 วิธีการแก้ไขค่า (Fixed Solution).....	34
3.3 การออกแบบการเก็บผลการทดลอง.....	34
3.4 ขั้นตอนการออกแบบการทดลองในวิทยานิพนธ์.....	35
บทที่ 4 ผลการทดลอง.....	37
4.1 จำนวนข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานีต่างๆ.....	37
4.1.1 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2013.....	37
4.1.2 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2014.....	38

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.1.3 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2015.....	39
4.1.4 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2016.....	40
4.2 การทดลองวิเคราะห์เหตุการณ์ไซเคิลสล립.....	42
4.3 การทดสอบมุมมองที่ใช้กรองข้อมูลเบื้องต้นออก.....	45
4.4 การเพิ่มประสิทธิภาพข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วน ระหว่างวิธีอ้างอิง และวิธีที่นำเสนอ.....	49
4.5 การคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้น บรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งภายในบริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ.....	54
บทที่ 5 สรุปผลและข้อเสนอแนะในงานวิจัย.....	59
5.1 สรุปผลงานวิจัย.....	59
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	59
เอกสารอ้างอิง.....	60
ประวัติผู้เขียน.....	62
ผลงานวิจัยที่ได้นำเสนอในงานประชุมวิชาการ.....	62

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรดเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แนวตั้ง ช่วงปี ค.ศ. 2013 – 2016.....	57



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 การวัดระยะทางในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส.....	3
2.2 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส.....	4
2.3 การใช้งานระบบจีบาสในการช่วยเพิ่มความแม่นยำในการระบุตำแหน่งของอากาศยาน ในระหว่างการลงจอด.....	5
2.4 เกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลต่อความผิดพลาดในระบบจีบาส.....	5
2.5 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	6
2.6 การเกิดค่าเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	7
2.7 ความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาภายหลังการสอบเทียบเมื่อเวลาผ่านไป 24 ชั่วโมง..	9
2.8 การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมด้วยการเข้ารหัสและเฟส คลื่นพาห์.....	10
2.9 จำนวนเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่าจากการวัดเฟสคลื่นพาห์.....	11
2.10 แผนผังการใช้งานตัวกรองคาลมาน.....	19
2.11 ตำแหน่งที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	20
2.12 มุมมองด้านข้างจากความสัมพันธ์ของตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ดาวเทียม และ โลก.....	21
3.1 ขั้นตอนปรับแก้ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากวิธี อ้างอิง.....	31
3.2 ขั้นตอนปรับแก้ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากวิธี ที่นำเสนอ.....	31
3.3 มุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ.....	33
3.4 องค์ประกอบตำแหน่งดาวเทียมในรูปแบบ ECEF.....	33
3.5 ตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่ใช้ในการทดลอง.....	35
3.6 แผนผังการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	36
4.1 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2013 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD.....	37
4.2 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2013.....	38
4.3 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2014 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD.....	38
4.4 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2014.....	39
4.5 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2015 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD.....	39
4.6 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2015.....	40
4.7 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2016 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD.....	40

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษานี้เท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.8 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2016.....	41
4.9 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น.....	42
4.10 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	43
4.11 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นที่มีการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมาน.....	43
4.12 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมาน.....	44
4.13 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 0 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด.....	45
4.14 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 10 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด.....	46
4.15 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 25 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด.....	46
4.16 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 30 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด.....	47
4.17 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 35 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด.....	48
4.18 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 40 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด.....	48
4.19 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2013.	49
4.20 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2014.	50
4.21 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2015.	50

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.22 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2016..	50
4.23 อัตราการแก้ไขที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2013.....	51
4.24 อัตราการแก้ไขที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2014.....	51
4.25 อัตราการแก้ไขที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2015.....	52
4.26 อัตราการแก้ไขที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2016.....	52
4.27 ผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2013.....	53
4.28 ผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2014.....	53
4.29 ผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2015.....	53
4.30 ผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2015.....	54
4.31 ตัวอย่างค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสวันที่ 12 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2015 (Doy: 043).....	55
4.32 ฟังก์ชันความน่าจะเป็นแบบไม่ต่อเนื่องของค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสวันที่ 12 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2015 (Doy: 043).....	55

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ที่มาและความสำคัญ

อุตสาหกรรมการบินมีความสำคัญต่อการพัฒนาประเทศไทยในด้านต่างๆ อาทิเช่น การเติบโตของอุตสาหกรรมการท่องเที่ยว และการขนส่งทางอากาศ เป็นต้น อย่างไรก็ตาม เพื่อเพิ่มขีดความสามารถในการแข่งขันในภาคอุตสาหกรรมการบิน จำเป็นต้องมีการลดต้นทุนและนำเทคโนโลยีสมัยใหม่เข้ามาใช้งาน ในช่วงที่ผ่านมาเทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอส (GNSS: Global Navigation Satellite System) มีประโยชน์ต่ออุตสาหกรรมการบิน และได้มีการประยุกต์ใช้งานเพื่อระบุตำแหน่งและความสูงของเครื่องบินที่ระดับต่างๆ ในระหว่างการบิน จากการประชุมขององค์การการบินพลเรือนระหว่างประเทศ (ICAO: International Civil Aviation Organization) ได้พิจารณาการนำเทคโนโลยีจีเอ็นเอสเอสช่วยในขั้นตอนการลงจอดของเครื่องบินโดยอัตโนมัติ อย่างไรก็ตาม เนื่องจากความผิดพลาดของตำแหน่งที่ระบุได้ในระบบจีเอ็นเอสเอสมีผลมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นหลัก ดังนั้นเพื่อรักษาระดับความแม่นยำและความสูงของตำแหน่งเครื่องบิน ทางท่าอากาศยานจะต้องติดตั้งเทคโนโลยีช่วยลดความผิดพลาดของระบบจีเอ็นเอสเอสได้แก่ การระบุตำแหน่งโดยอาศัยระบบจีบาส (GBAS: ground-based augmentation system) บริเวณรันเวย์ของท่าอากาศยาน โดยระบบจีบาสประกอบไปด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสสองความถี่ (Dual-frequency GNSS receiver) ติดตั้งบริเวณรอบพื้นที่สนามบินจำนวน 3 ถึง 4 เครื่อง เพื่อคำนวณค่าความผิดพลาดของระบบจีเอ็นเอสเอสที่วัดได้ในสนามบินและแจ้งไปยังเครื่องบินที่อยู่ในบริเวณใกล้เคียงและกำลังลดระดับเพดานบินเข้าสู่ขั้นตอนการลงจอด แต่เนื่องจากค่าความผิดพลาดของระบบจีเอ็นเอสเอสที่แตกต่างกันหรือเกรเดียนต์ (Gradient) ในบริเวณนอกสนามบินและบริเวณรันเวย์อาจเกิดขึ้นได้เนื่องจากความแปรปรวนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และปรากฏการณ์ plasma bubble (แต่ละจุดในชั้นบรรยากาศมีความหนาแน่นอิเล็กตรอนต่างกันมาก) มีผลทำให้ระบบจีบาสอาจเกิดความผิดพลาดและไม่สามารถใช้งานได้ ดังนั้นทาง ICAO ได้แนะนำให้แต่ละประเทศทำการวิจัยเพื่อวิเคราะห์ชั้นบรรยากาศนี้ทั้งในช่วงเวลาปกติและช่วงเวลาที่มีความผิดปกติในชั้นบรรยากาศรอบสนามบิน โดยในงานวิจัยนี้มุ่งศึกษาการประมาณค่า และหาส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในช่วงเวลาปกติ ซึ่งเป็นหนึ่งในพารามิเตอร์ที่สำคัญในระบบจีบาส

จากงานวิจัย [1, 2] ได้นำเสนอวิธีการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยข้อมูลจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสสองความถี่ แต่ในการใช้งานจริงพบว่าสัญญาณจากเครื่องรับความถี่ที่สองขาดหายไปอยู่บ่อยครั้ง และในปัจจุบันเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสความถี่เดียวมีจำนวนเครื่องที่ติดตั้งและมีการใช้งานที่แพร่หลายมากกว่า ดังนั้นงานวิจัย [3] ได้นำเสนอวิธีในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ด้วยการใช้ตัวกรองคาลมานและ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

วิธีการแลมด้าจากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสความถี่เดียว แต่เมื่อนำวิธีการนี้มาใช้กับข้อมูลจากสถานีบริเวณรอบๆ ท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ พบว่าค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นจากตัวกรองกาลมานไม่สามารถผ่านการทดสอบอัตราส่วน (ratio test) ได้เป็นจำนวนมาก ทำให้สามารถประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในหนึ่งวันได้น้อย โดยการทดสอบอัตราส่วนนี้เป็นขั้นตอนทดสอบว่าผลเฉลย (solution) ของค่าความกำกวมจำนวนเต็มที่ดีที่สุด มีความถูกต้องเพียงพอหรือไม่ เป็นเหตุให้จำเป็นต้องมีการศึกษาวิธีการเพิ่มจำนวนข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนในวิทยานิพนธ์นี้

1.2 วัตถุประสงค์ของวิทยานิพนธ์

เพื่อศึกษาพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในระบบจีบาส อันได้แก่ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง ในพื้นที่บริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ และศึกษาวิธีการเพิ่มเปอร์เซ็นต์ข้อมูลค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในหนึ่งวัน ที่ผ่านการทดสอบความน่าเชื่อถือในการประมาณเลขจำนวนเต็มจากวิธีการแลมด้าด้วยการทดสอบอัตราส่วน

สำหรับวิธีการเพิ่มเปอร์เซ็นต์ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่นำเสนอนี้ จะเกี่ยวข้องกับพารามิเตอร์ที่ใช้วัดประสิทธิภาพของข้อมูลในระหว่างการประมาณค่าเกรเดียนต์ โดยหากไม่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนในครั้งแรก ก็จะลบข้อมูลจากดาวเทียมที่มีประสิทธิภาพน้อยที่สุดออกไป โดยนำเสนอ 2 วิธีได้แก่ วิธีวัดค่าการสะท้อนหลายทิศทางจากสัญญาณดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ และวิธีการวัดมุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสสุดท้ายค่าเกรเดียนต์ที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนทั้งหมด จะนำมาคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง สำหรับพื้นที่บริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ

1.3 ขอบเขตของการศึกษา

ในวิทยานิพนธ์เล่มนี้จะศึกษาค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยการประมาณพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับระบบจีบาส ได้แก่ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ผลต่างความผิดพลาดสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ผลต่างความกำกวมของเฟสสัญญาณจีเอ็นเอสเอส และส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่ติดตั้งบริเวณใกล้ท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ ได้แก่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง และมหาวิทยาลัยนานาชาติแสตมฟอร์ด โดยมีระยะห่างระหว่างสถานีประมาณ 12 กิโลเมตร มีการใช้ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในช่วงปี ค.ศ. 2013 – 2016 รวมทั้งสิ้น 4 ปี โดยใช้โปรแกรมแมทแลบในการประมวลผลข้อมูล และมีการออกแบบการคัดเลือกข้อมูลในการทดลอง ว่าข้อมูลจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่มีมุมเงยเท่าใด จึงจะมีประสิทธิภาพในการคำนวณมากที่สุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

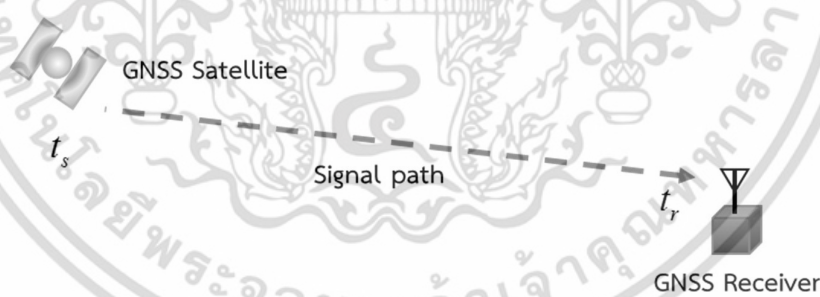
บทที่ 2

ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง

ในบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีพื้นฐานที่ใช้ในการศึกษาและคำนวณค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ในวิทยานิพนธ์ ประกอบไปด้วยระบบช่วยเหลือการระบุตำแหน่งอากาศยานด้วยเครื่องช่วยจากภาคพื้นดิน แบบจำลองผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส วิธีการคำนวณผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ตัวกรองคาลมาน และการแปลงค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง เพื่อสร้างความเข้าใจพื้นฐานไปสู่การอธิบายถึงวิธีการดั้งเดิมที่ใช้หาพารามิเตอร์ในแบบจำลองผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส และวิธีการที่ผู้จัดทำวิทยานิพนธ์นำเสนอในบทที่ 3

2.1 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

โดยทั่วไปการระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส (GNSS Satellite) จะใช้หลักการวัดระยะทางเทียมระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส [4] โดยอาศัยการคำนวณจากผลต่างระหว่างเวลาที่สัญญาณเริ่มส่งออกมาจากดาวเทียม t_s และเวลาที่เครื่องรับสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้ t_r ดังรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 การวัดระยะทางในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส

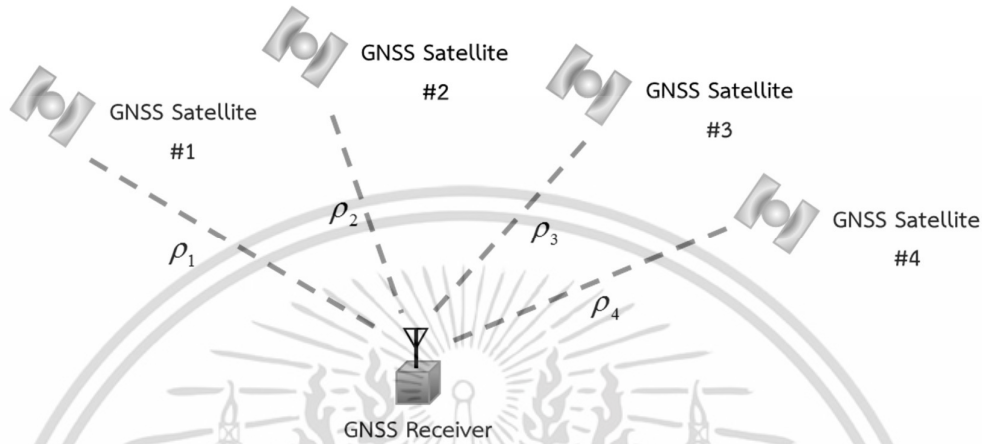
โดยความสัมพันธ์ระหว่างเวลาที่สัญญาณเริ่มส่งออกมาจากดาวเทียม เวลาที่เครื่องรับสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้ และระยะทางเทียม ρ (Pseudorange) เป็นไปดังสมการที่ 2.1

$$\rho = c(t_r - t_s) \quad (2.1)$$

เมื่อ c คือความเร็วแสงในสุญญากาศมีค่าเท่ากับ 299,792,458 เมตรต่อวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสทราบระยะทางเทียมตั้งแต่ 4 ดวงขึ้นไป และทราบถึงตำแหน่งของดาวเทียม ก็จะสามารถคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสได้โดยใช้หลักการสามเหลี่ยมระยะ (Trilateration) [5] แสดงได้ดังรูปที่ 2.2



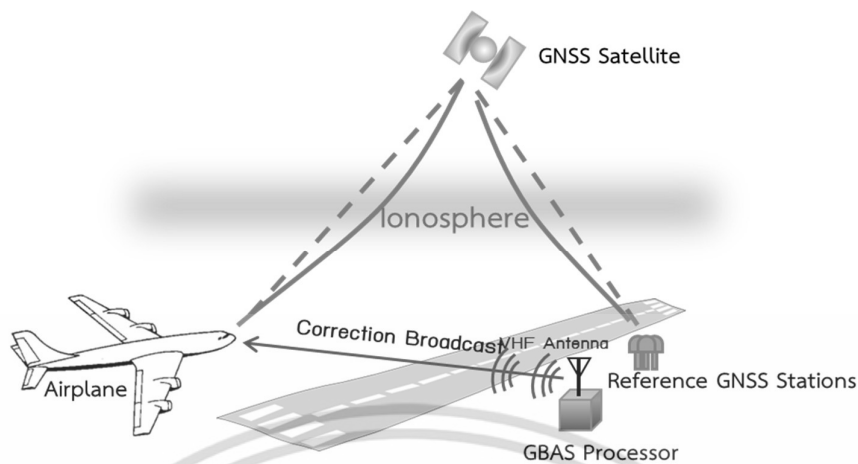
รูปที่ 2.2 การระบุตำแหน่งด้วยเครื่องรับดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

ด้วยวิธีการระบุตำแหน่งเครื่องรับดังกล่าว สามารถนำมาใช้เพื่อระบุตำแหน่งของอากาศยานได้ ทั้งในระหว่างขั้นตอนในการนำร่องในระหว่างเดินทาง (En route) และขั้นตอนในการลงจอด (Landing) โดยทำหน้าที่เป็นเครื่องมือช่วยบอกแนวรอนในขณะการลงจอด แต่การระบุตำแหน่งนี้จะยังไม่มีความแม่นยำที่มากเพียงพอ จำเป็นต้องมีระบบจากภาคพื้นดินเพื่อช่วยเพิ่มประสิทธิภาพความแม่นยำให้มากขึ้นได้ ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.2 ระบบช่วยเหลือการระบุตำแหน่งอากาศยานด้วยเครื่องช่วยจากภาคพื้นดิน

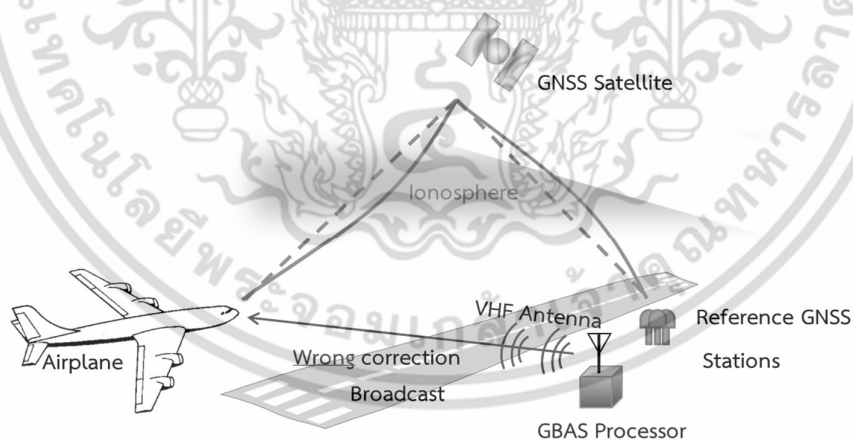
การระบุตำแหน่งอากาศยานด้วยดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส โดยปกติแล้วจะมีการรักษาระดับความแม่นยำและความสูงจากการระบุตำแหน่งด้วยเครื่องช่วยจากภาคพื้นดิน เรียกระบบนี้ว่า ระบบจีบาส (GBAS: Ground-Based Augmentation System) [6] ประกอบไปด้วยเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสสองความถี่ (Dual-frequency GNSS receiver) รอบพื้นที่สนามบินจำนวน 3 ถึง 4 เครื่อง เพื่อคำนวณค่าความผิดพลาดของระบบจีเอ็นเอสเอสที่วัดได้ในบริเวณสนามบิน และแจ้งไปยังอากาศยานที่อยู่ในบริเวณใกล้เคียงขณะกำลังเข้าสู่ขั้นตอนการลงจอด เพื่อรักษาความแม่นยำให้อยู่ในขอบเขตที่กำหนด กล่าวคือในขณะเริ่มทำการติดตั้งระบบจีบาส จะต้องมีการสอบเทียบเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในภาคพื้นดินให้มีความถูกต้อง เพื่อคำนวณตำแหน่งที่คลาดเคลื่อนไปจากตำแหน่งจริงในแต่ละเวลา พร้อมคำนวณค่าปรับแก้ความผิดพลาดที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ขึ้นมา (แทนด้วยแถบสีเทา) และส่งค่าปรับแก้ไปยังอากาศยานที่อยู่ในบริเวณดังกล่าว แสดงได้ดังรูปที่ 2.3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.3 การใช้งานระบบจีบาสในการช่วยเพิ่มความแม่นยำในการระบุตำแหน่งของอากาศยานในระหว่างการลงจอด

แต่เนื่องจากในบางสถานการณ์ ค่าหน่วงเวลาที่เกิดขึ้นระหว่างบริเวณท่าอากาศยาน มีความแตกต่างไปจากจุดที่อากาศยานได้รับค่าปรับแก้ในการคำนวณตำแหน่ง เกิดเป็นค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay gradient) [7] อธิบายได้โดยแถบสีเทาที่มีความหนาไม่เท่ากันตลอดช่วง มีผลทำให้ค่าปรับแก้ที่คำนวณจากระบบจีบาสที่ส่งไปยังอากาศยานในบริเวณนั้นอาจเกิดความผิดพลาด และไม่สามารถใช้งานได้ แสดงดังรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 เกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลต่อความผิดพลาดในระบบจีบาส

ดังนั้นเพื่อให้สามารถสร้างแบบจำลองภัยคุกคามต่อการบิน (Ionospheric threat model) หรือความเสี่ยงในการใช้งานระบบจีบาสอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์บริเวณรอบสนามบินสุวรรณภูมิได้ ในวิทยานิพนธ์นี้จึงทำการศึกษาเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

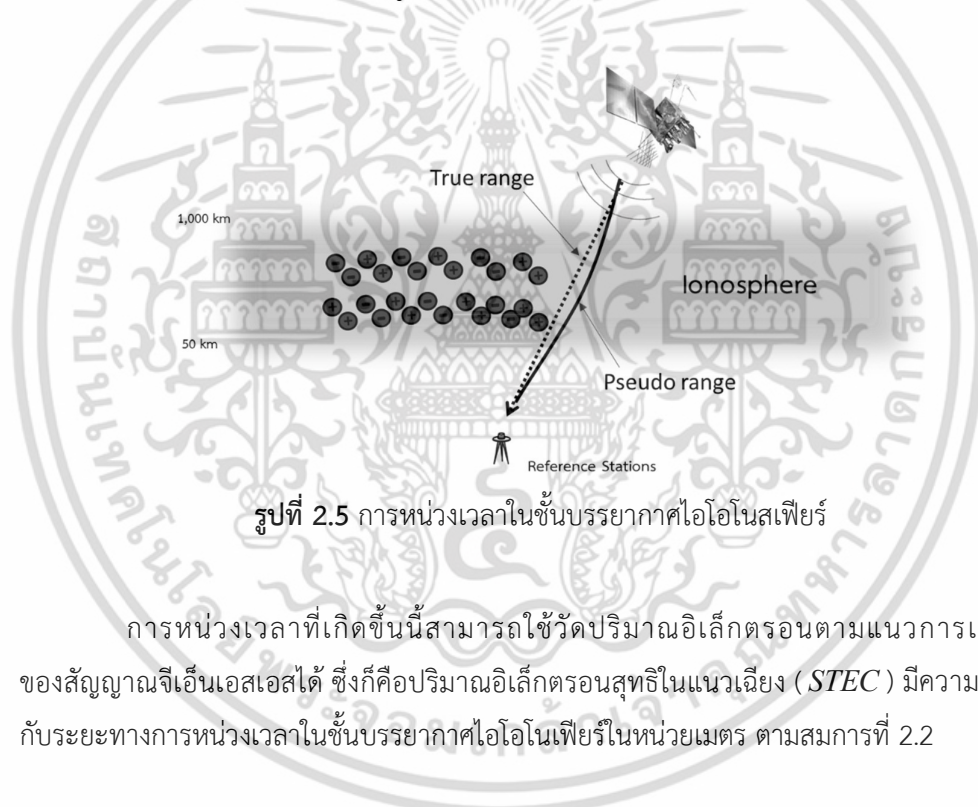
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทั้งในช่วงเวลาปกติและผิดปกติ โดยเป็นหนึ่งในแบบจำลองผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ที่จะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.3 แบบจำลองผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส

2.3.1 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [8] หมายถึงการที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศช้ากว่าความเร็วในสุญญากาศ ทำให้ระยะทางเทียมระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่วัดได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมีค่ามากกว่าความเป็นจริง โดยรวมค่าความผิดพลาดดังกล่าวไปด้วย ดังรูปที่ 2.5



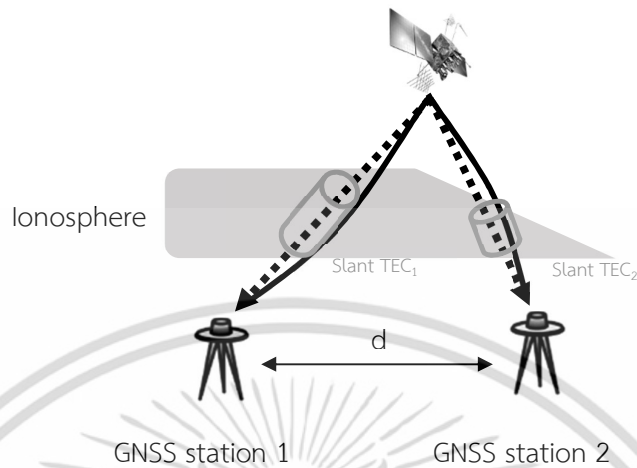
รูปที่ 2.5 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

การหน่วงเวลาที่เกิดขึ้นนี้สามารถใช้วัดปริมาณอิเล็กตรอนตามแนวการเดินทางของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสได้ ซึ่งก็คือปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (*STEC*) มีความสัมพันธ์กับระยะทางการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในหน่วยเมตร ตามสมการที่ 2.2

$$\delta I = \frac{40.3}{f^2} STEC \quad (2.2)$$

เมื่อ f คือความถี่ของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสจากดาวเทียม (เฮิรตซ์) δI คือการหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เมตร) $STEC$ คือปริมาณอิเล็กตรอนสุทธิในแนวเฉียง (อิเล็กตรอนต่อตารางเมตร)

2.3.2 เกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์



รูปที่ 2.6 การเกิดค่าเกรเดียนต์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

จากรูปที่ 2.6 เกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หมายถึงผลต่างการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ δI จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสระหว่างสถานีที่ 1 และ 2 ในบริเวณใกล้เคียงกัน [7] หากด้วยระยะห่างระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสดังกล่าว โดยการคำนวณนี้จำเป็นต้องตัดค่าไบอัสของเครื่องรับจากสถานีทั้ง 2 ออกก่อน และสังเกตว่าค่าไบอัสของดาวเทียมนั้นไม่ถูกนำมาคำนวณ เนื่องมาจากการหักล้างของดาวเทียมดวงเดียวกัน ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ได้นี้จะอยู่ในหน่วยมิลลิเมตรต่อกิโลเมตร ดังสมการที่ 2.3

$$\nabla I = \frac{\delta I_1 - \delta I_2}{d} \quad (2.3)$$

เมื่อ ∇I คือเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร) d คือระยะห่างระหว่างสถานีทั้ง 2 (กิโลเมตร) δI_1 และ δI_2 คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากสถานีที่ 1 และ 2 (มิลลิเมตร)

ตัวอย่างเช่น หากระบบจีบาสคำนวณค่าเกรเดียนต์ได้เท่ากับ 1 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร หมายความว่าเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่อยู่ห่างออกไป 1 กิโลเมตร จะมีผลต่างค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เท่ากับ 1 มิลลิเมตร และถ้าเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมีระยะห่างเท่ากับ 10 กิโลเมตร ผลต่างที่ได้จะมีค่าเท่ากับ 10 มิลลิเมตร

2.3.3 ค่าความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส

การบอกเวลาในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจะต้องใช้เครื่องมือที่มีราคาไม่สูงมาก แร่ควอตซ์ จึงนิยมนำมาใช้เป็นตัวกำเนิดสัญญาณนาฬิกาในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส [9] มีความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาประมาณ 1 ไมโครวินาทีหรือน้อยกว่านั้น โดยค่าคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับนี้จะถูกรวมอยู่กับการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโพสเฟียร์ ดังนั้นจึงต้องมีการคำนวณค่าการหน่วงเวลาทั้งสอง เพื่อลดผลกระทบให้เหลือเพียงความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้นจากนาฬิกาเครื่องรับเพียงอย่างเดียว

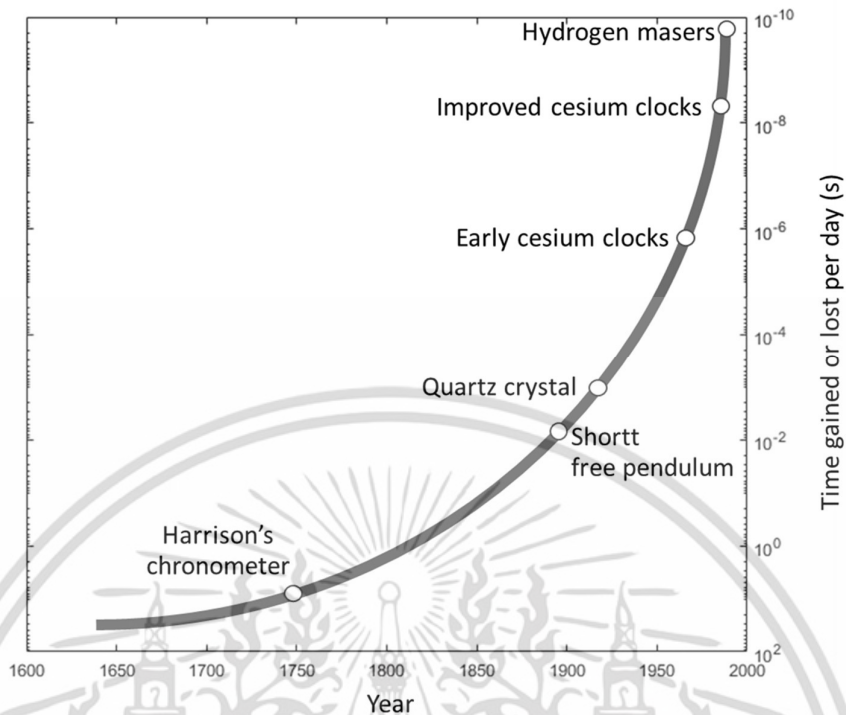
ความคลาดเคลื่อนทางเวลาที่ใช้ในวิทยานาฬิกานี้ จะบอกเป็นระยะทางที่คลาดเคลื่อนในหน่วยเมตร โดยคำนวณจากความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสคูณด้วยความเร็วของแสงดังสมการที่ 2.4

$$b = c \times dT \quad (2.4)$$

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

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

เพื่อเปรียบเทียบให้เห็นถึงความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาที่เกิดขึ้นจากแหล่งกำเนิดสัญญาณนาฬิกาชนิดต่างๆ ภายหลังจากสอบเทียบที่ผ่านไปแล้ว 1 วัน รูปที่ 2.7 จะแสดงการใช้แหล่งกำเนิดสัญญาณนาฬิกาตั้งแต่ยุคเริ่มแรกที่มีการใช้ Harrison's chronometer ในการบอกเวลา การใช้แร่ควอตซ์ที่ใช้งานในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ไปจนถึงการใช้ Hydrogen masers ที่ติดตั้งภายในดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

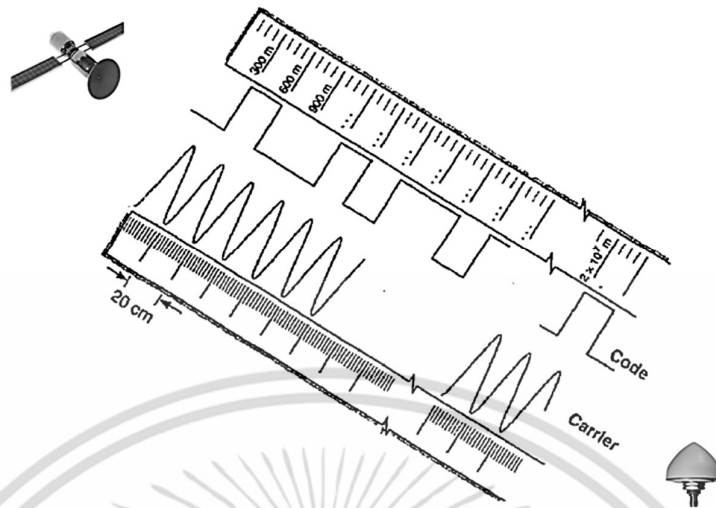


รูปที่ 2.7 ความคลาดเคลื่อนในการบอกเวลาภายหลังการสอบเทียบเมื่อเวลาผ่านไป 24 ชั่วโมง [5]

จากรูปที่ 2.7 การใช้แร่ควอตซ์ที่ใช้งานในเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจะมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 10^{-3} วินาที เมื่อเวลาผ่านไปประมาณ 24 ชั่วโมง พบว่ามีค่าที่สูงมากเมื่อเทียบกับการใช้ Hydrogen masers ที่ติดตั้งภายในดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส ซึ่งมีความคลาดเคลื่อนประมาณ 10^{-10} วินาที แต่ในระหว่างการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น จะสามารถนำค่าความคลาดเคลื่อนนี้มาเข้าร่วมในสมการเพื่อคำนวณค่าตอบออกมาพร้อมกันได้

2.3.4 ค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น

การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมดวงใดๆ จะสามารถกระทำได้ด้วยวิธีที่แตกต่างกัน 2 วิธี ได้แก่ การวัดระยะทางด้วยวิธีการเข้ารหัส และการวัดระยะทางด้วยเฟสคลื่นพาห์ แต่ความผิดพลาดที่เกิดจากความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นนั้น จะเกิดขึ้นกับการวัดระยะทางด้วยวิธีเฟสคลื่นพาห์เท่านั้น โดยจะกล่าวถึงวิธีการและข้อจำกัดของการวัดระยะทางด้วยวิธีทั้งสอง เพื่อเชื่อมโยงไปยังความผิดพลาดที่เกิดจากความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น และเพื่อให้เห็นภาพอย่างง่าย จะเปรียบเทียบวิธีการวัดระยะทางด้วยการใช้เทปอกระยะที่มีลักษณะต่างกันดังรูปที่ 2.8

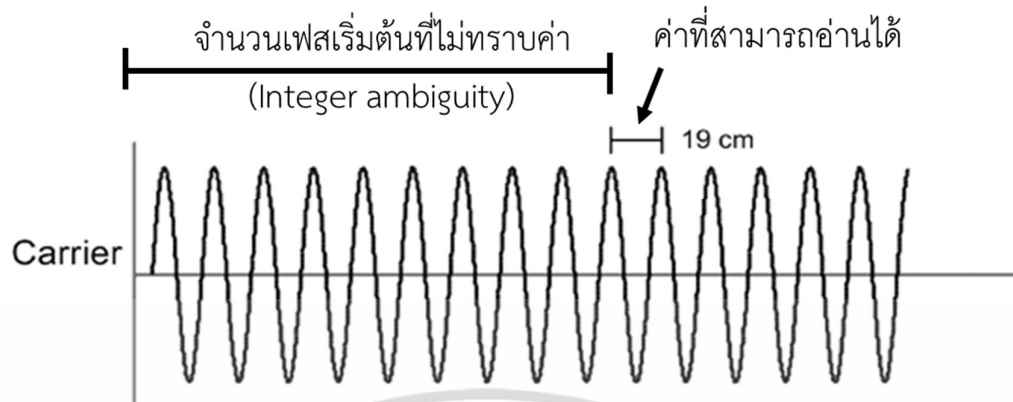


รูปที่ 2.8 การวัดระยะทางระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมด้วยการเข้ารหัสและเฟสคลื่นพาห์ [5]

เทปดังกล่าวจะมีปลายด้านหนึ่งติดอยู่กับดาวเทียมดวงที่ต้องการวัดระยะทาง อีกด้านหนึ่งจะเป็นม้วนขดเทปติดอยู่ที่เครื่องรับจีเอ็นเอสเอส เพื่อให้ขดเทปสามารถยืดหรือยุบระยะตามการเคลื่อนที่ของดาวเทียมดวงนั้นได้ 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 สิ่งที่ย่านได้จากเทปนี้จะเป็นเพียงระยะทางในสเกลย่อยที่มีความละเอียดสูงเท่านั้น โดยไม่ทราบถึงจำนวนรอบของคลื่นที่ผ่านมาแล้วทั้งหมดระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมดวงนั้น แสดงได้ดังรูปที่ 2.9 และสถานการณ์นี้จะเกิดขึ้นเหมือนเดิมกับการวัดระยะทางในเวลาถัดไป



รูปที่ 2.9 จำนวนเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่าจากการวัดเฟสคลื่นพาห์ [5]

คำถามที่เกิดขึ้นคือจะสามารถนำการวัดที่มีความละเอียดสูงแต่ไม่ทราบจุดเริ่มต้นได้อย่างไร วิธีหนึ่งที่ใช้ก็คือการไม่ละสายตาออกจากเทปวัดระยะนั้นเลยในระหว่างการวัดระยะทางในแต่ละเวลา โดยการวัดครั้งแรกนั้นให้บันทึกส่วนของสเกลย่อยไว้ว่ามีระยะเท่าใด จากนั้นในเวลาถัดไปให้พบว่า มีจำนวนลูกคลื่นที่เปลี่ยนไปทั้งหมดเท่าใดรวมทั้งสเกลย่อยใหม่ ระยะทางที่ถูกต้องคือผลรวมของการวัดระยะดังกล่าวรวมกับจำนวนจำนวนลูกคลื่นเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่า ก็จะได้ระยะทางที่มีความละเอียดสูงได้ เมื่อทำการวัดด้วยเทคนิคดังกล่าวนี้กับดาวเทียมหลายๆ ดวงที่สามารถรับสัญญาณได้เป็นเวลาพอสมควร ก็จะสามารถนำไปประมาณค่าเฟสเริ่มต้นที่ไม่ทราบค่าได้โดยใช้วิธีที่จะกล่าวในตอนถัดไป

ในระหว่างการวัดระยะทางด้วยการวัดเฟสนี้ จะมีปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นอยู่บ่อยครั้ง ได้แก่ ความผิดพลาดในการติดตามเฟสสัญญาณ ทำให้ไม่ทราบจำนวนลูกคลื่นในช่วงช่วงที่ขาดหายไป จำเป็นต้องเริ่มกระบวนการหาเฟสเริ่มต้นใหม่อีกครั้ง สามารถเรียกปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นนี้ว่า ไซเคิลสลิป (Cycle slip)

2.4 วิธีคำนวณผลกระทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส

ผลกระทบในการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในวิทยานิพนธ์จะเกี่ยวข้องกับพารามิเตอร์ที่สำคัญทั้งหมด 3 ชนิด [3] ได้แก่ เกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ค่าความคลาดเคลื่อนจากนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส และความคลาดเคลื่อนเฟสสัญญาณเริ่มต้น มีรายละเอียดขั้นตอนในการหาพารามิเตอร์ทั้งหมดดังนี้

การวัดระยะทางที่ได้จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส สามารถวัดได้ด้วยเทคนิคที่แตกต่างกัน 2 ชนิด ได้แก่ การวัดด้วยเฟสสัญญาณ (Carrier phase) Φ ดังสมการที่ 2.5 และการวัดด้วยการเข้ารหัสหรือระยะทางเทียม (pseudo range) ρ ดังสมการที่ 2.6

$$\Phi^{(p)} = r^{(p)} + b - B^{(p)} - \delta I^{(p)} + T^{(p)} + \lambda N^{(p)} + \varepsilon_{\Phi}^{(p)} \quad (2.5)$$

$$\rho^{(p)} = r^{(p)} + b - B^{(p)} + \delta I^{(p)} + T^{(p)} + \varepsilon_{\rho}^{(p)} \quad (2.6)$$

โดยที่ $r^{(p)}$ คือระยะทางจริงระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (True range) (เมตร) b คือค่าความคลาดเคลื่อนจากนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (เมตร) $B^{(p)}$ คือค่าความคลาดเคลื่อนจากนาฬิกาของดาวเทียม (เมตร) $\delta I^{(p)}$ คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (เมตร) $\delta T^{(p)}$ คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ (เมตร) λ คือความยาวคลื่นสัญญาณจีเอ็นเอสเอส $N^{(p)}$ คือความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น $\varepsilon_{\Phi}^{(p)}$ และ $\varepsilon_{\rho}^{(p)}$ คือความผิดพลาดจากสัญญาณรบกวนของการวัดด้วยเฟสสัญญาณ และการวัดด้วยการเข้ารหัสตามลำดับ ปกติเป็นสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียน โดยเมทริกซ์ทุกตัวที่กล่าวมามีขนาดเท่ากับ $n \times 1$ เมื่อ n คือจำนวนดาวเทียมที่สังเกตได้ทั้งหมด

จากสมการที่ 2.5 และ 2.6 การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ $\delta I^{(p)}$ หมายถึงการที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศช้ากว่าความเร็วในสุญญากาศ ส่งผลให้ระยะทางระหว่างดาวเทียมดวงที่ p และเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่วัดได้รวมค่าความผิดพลาดดังกล่าวไปด้วย และมีค่ามากกว่าความเป็นจริง ดังนั้นทั้งสองสมการจะถูกนำมารวมกันเพื่อลดผลกระทบที่เกิดขึ้นจากการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ดังสมการที่ 2.7

$$L^{(p)} = \frac{\Phi^{(p)} + \rho^{(p)}}{2} \quad (2.7)$$

นิยามผลต่างพารามิเตอร์ x ระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสระหว่างสถานี a และสถานี b เป็น x_{SD} (SD: Single difference) ดังนั้นผลต่างของระยะทางจากเฟสสัญญาณ $\Phi^{(p)}$ จากสมการที่ 2.5 ระยะทางจริง $r^{(p)}$ และผลรวมที่ลดผลกระทบที่เกิดขึ้นจากการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ $L^{(p)}$ จากสมการที่ 2.7 เขียนได้เป็นดังสมการที่ 2.8

$$\begin{aligned} \Phi_{SD}^{(p)} &= \Phi_a^{(p)} - \Phi_b^{(p)} \\ r_{SD}^{(p)} &= r_a^{(p)} - r_b^{(p)} \\ L_{SD}^{(p)} &= L_a^{(p)} - L_b^{(p)} \end{aligned} \quad (2.8)$$

นิยามผลต่างพารามิเตอร์ x_{SD} ที่หักล้างระยะทางจริงเป็น $\tilde{x}_{SD}^{(p)} = x_{SD}^{(p)} - r_{SD}^{(p)}$ ดังนั้นผลต่างเฟสของสัญญาณที่หักล้างระยะทางจริงที่ทราบค่าระหว่าง 2 สถานี และผลรวมที่หักล้างผลจากการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และระยะทางจริงของดาวเทียมดวงที่ p จะอธิบายได้ดังสมการ 2.9 และ 2.10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{aligned}\tilde{\Phi}_{SD}^{(p)} &= \Phi_{SD}^{(p)} - r_{SD}^{(p)} \\ &= b_{SD} - \delta I_{SD}^{(p)} + \lambda N_{SD}^{(p)} - \epsilon_{\Phi,SD}^{(p)}\end{aligned}\quad (2.9)$$

$$\begin{aligned}\tilde{L}_{SD}^{(p)} &= L_{SD}^{(p)} - r_{SD}^{(p)} \\ &= b_{SD} - \frac{\lambda}{2} N_{SD}^{(p)} + \frac{\epsilon_{\Phi,SD}^{(p)} + \epsilon_{\rho,SD}^{(p)}}{2}\end{aligned}\quad (2.10)$$

จากสมการที่ 2.9 และ 2.10 เนื่องมาจากระยะห่างระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสมีค่าน้อย ดังนั้นผลต่างค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ ($\delta I_{SD}^{(p)}$) จะไม่นำมาคำนวณ และเพื่อให้ง่ายต่อการคำนวณ จะนำสมการทั้งสองมาจัดรูปให้อยู่ในเมทริกซ์ ดังสมการที่ 2.11

$$\begin{bmatrix} \tilde{\Phi}_{SD} \\ \tilde{L}_{SD} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\mathbf{I} & \lambda \mathbf{I} \\ \mathbf{1} & \mathbf{0} & \mathbf{O} & \frac{\lambda}{2} \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{b}_{SD} \\ \delta \mathbf{I}_{SD} \\ \mathbf{N}_{SD} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \epsilon_{\Phi,SD} \\ \frac{\epsilon_{\Phi,SD} + \epsilon_{\rho,SD}}{2} \end{bmatrix}\quad (2.11)$$

โดยที่

$$\begin{aligned}\mathbf{b}_{SD,k} &\equiv [b_{SD,k}, \dot{b}_{SD,k}]^T \\ \tilde{\Phi}_{SD} &\equiv [\tilde{\Phi}_{SD}^{(1)}, \dots, \tilde{\Phi}_{SD}^{(n)}]^T \\ \tilde{L}_{SD} &\equiv [\tilde{L}_{SD}^{(1)}, \dots, \tilde{L}_{SD}^{(n)}]^T \\ \delta \mathbf{I}_{SD} &\equiv [\delta I_{SD}^{(1)}, \dots, \delta I_{SD}^{(n)}]^T \\ \mathbf{N}_{SD} &\equiv [N_{SD}^{(1)}, \dots, N_{SD}^{(n)}]^T \\ \epsilon_{\Phi,SD} &\equiv [\epsilon_{\Phi,SD}^{(1)}, \dots, \epsilon_{\Phi,SD}^{(n)}]^T \\ \epsilon_{\rho,SD} &\equiv [\epsilon_{\rho,SD}^{(1)}, \dots, \epsilon_{\rho,SD}^{(n)}]^T\end{aligned}\quad (2.12)$$

เมื่อเวกเตอร์ $\mathbf{1} \equiv [1, \dots, 1]^T : n \times 1$ ซึ่ง \mathbf{I} เป็นเมทริกซ์หนึ่งหน่วยขนาด $n \times n$ และ \mathbf{O} เป็นเมทริกซ์ศูนย์ขนาด $n \times n$ เมื่อ n คือจำนวนดาวเทียมที่สังเกตได้ โดยจากสมการที่ 2.7 มีพารามิเตอร์ในวิทยานิพนธ์เล่มนี้ที่สนใจศึกษา ดังนี้ (1) ผลต่างการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ $\delta I_{SD}^{(p)}$ จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในบริเวณใกล้เคียงกัน (2) ผลต่างความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส \mathbf{b}_{SD} ซึ่งหมายถึงผลต่างของความคลาดเคลื่อนสัญญาณนาฬิกาจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสเมื่อเทียบจากดาวเทียมที่มีความแม่นยำมากกว่า และ (3) ผลต่างความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น $N_{SD}^{(p)}$ จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสต่างเครื่องกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การหาคำตอบของสมการที่ 2.12 สามารถทำได้หลายวิธี อาทิเช่น วิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least square method) หรือใช้ตัวกรองคาลมาน แต่ในวิทยานิพนธ์นี้จะใช้วิธีตัวกรองคาลมาน ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

2.5 ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter)

แนวคิดของสมการตัวกรองคาลมานจะเกี่ยวข้องกับการแก้ปัญหาในลักษณะของสมการแบบวนซ้ำ (recursive equation) [10] โดยมีข้อกำหนดสำคัญคือการลดค่าเฉลี่ยกำลังสองของความผิดพลาดในการประมาณสถานะของระบบ (mean-square estimation error) ให้มีค่าน้อยที่สุด โดยมีขั้นตอนดังนี้

ขั้นแรกกำหนดความสัมพันธ์ระหว่างสถานะปัจจุบันของระบบ \mathbf{x}_k และสถานะถัดไปของระบบ \mathbf{x}_{k+1} เป็นดังสมการที่ 2.13

$$\mathbf{x}_{k+1} = \Phi_k \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k \quad (2.13)$$

เมื่อ \mathbf{w}_k คือความแปรปรวนร่วม (Covariance) ของสัญญาณรบกวนต่อสถานะของระบบ ณ เวลา k และ $k+1$

กำหนดความสัมพันธ์ระหว่างค่าที่วัดได้จากเครื่องมือ \mathbf{z}_k และสถานะปัจจุบันของระบบ \mathbf{x}_k เกิดขึ้น ณ เวลา k ให้เป็นแบบเชิงเส้น และเป็นการเก็บข้อมูลแบบไม่ต่อเนื่อง (Discrete) ดังสมการที่ 2.14

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (2.14)$$

โดยที่ ตัวแปร Φ_k คือความสัมพันธ์ระหว่างสถานะ \mathbf{x}_k และ \mathbf{x}_{k+1} ตัวแปร \mathbf{z}_k คือค่าที่วัดได้จากเครื่องมือ ณ เวลา k เมทริกซ์ \mathbf{H}_k คือความสัมพันธ์ระหว่างค่าที่วัดได้จากเครื่องมือและสถานะของระบบ ณ เวลา k และ \mathbf{v}_k คือความแปรปรวนร่วมของสัญญาณรบกวนต่อค่าที่วัดได้จากเครื่องมือ โดยไม่มีความสัมพันธ์ต่อ \mathbf{w}_k

ความสัมพันธ์ดังสมการ 2.14 จะอยู่ในข้อกำหนดที่ทราบถึงความสัมพันธ์ระหว่างสถานะ Φ_k ความสัมพันธ์ระหว่างค่าที่วัดได้และสถานะ \mathbf{H}_k และค่าความแปรปรวนร่วมระหว่าง \mathbf{w}_k และ \mathbf{v}_k แล้ว โดยที่ความแปรปรวนร่วม \mathbf{w}_k และ \mathbf{v}_k จะถูกกำหนดไว้ดังนี้

$$E[\mathbf{w}_k \mathbf{w}_i^T] = \begin{cases} \mathbf{Q}_k, & i = k \\ \mathbf{0}, & i \neq k \end{cases} \quad (2.15)$$

$$E[\mathbf{v}_k \mathbf{v}_i^T] = \begin{cases} \mathbf{R}_k, & i = k \\ \mathbf{0}, & i \neq k \end{cases} \quad (2.16)$$

$$E[\mathbf{w}_k \mathbf{v}_i^T] = \mathbf{0}, \quad \text{สำหรับทุกค่า } k \text{ และ } i \quad (2.17)$$

เมื่อ \mathbf{Q}_k คือเมทริกซ์ค่าคงที่ความแปรปรวนร่วมของสัญญาณรบกวนต่อสถานะของระบบ และ \mathbf{R}_k คือเมทริกซ์ค่าคงที่ความแปรปรวนร่วมของสัญญาณรบกวนต่อค่าที่วัดได้จากเครื่องมือ

ในขั้นตอนนี้ ณ เวลา k จะถูกสมมติว่าได้ทราบถึงค่าการประมาณในช่วงเริ่มต้น ซึ่งเป็น การประมาณจากข้อมูลในกระบวนการก่อนหน้าเวลา k เกิดเป็นค่าการประมาณจากข้อมูลก่อนหน้า $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ โดยเครื่องหมาย “hat” คือการประมาณ และเครื่องหมาย “-” คือการประมาณที่ดีที่สุด เพราะฉะนั้นค่าความผิดพลาดจากการประมาณสามารถ \mathbf{e}_k^- หาได้จากสมการที่ 2.18

$$\mathbf{e}_k^- = \mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^- \quad (2.18)$$

มีความแปรปรวนร่วมคือ

$$\mathbf{P}_k^- = E[\mathbf{e}_k^- \mathbf{e}_k^{-T}] = E[(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-)(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-)^T] \quad (2.19)$$

โดยปกติแล้ว การเริ่มต้นประมาณจะยังไม่มีข้อมูลจากสถานะก่อนหน้า ดังนั้นหากเรารู้ว่าสถานะของระบบโดยเฉลี่ยเป็นศูนย์ ก็จะทำให้สถานะเริ่มต้นเป็นศูนย์ และความแปรปรวนร่วมของความผิดพลาดในการประมาณ \mathbf{P}_k^- เป็นความแปรปรวนร่วมของสถานะระบบ \mathbf{x}

จากนั้นจึงนำค่าการประมาณ $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ เปรียบเทียบกับค่าที่ได้จากการวัด \mathbf{z}_k เพื่อปรับปรุงค่าการประมาณ โดยมีการเพิ่มน้ำหนักในการปรับแก้ค่าประมาณ ดังสมการที่ 2.20

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad (2.20)$$

โดยที่ $\hat{\mathbf{x}}_k$ คือค่าการประมาณสถานะของระบบที่ถูกปรับแก้ \mathbf{K}_k คือค่าการให้น้ำหนักจากเครื่องมือวัด

สมการที่ 2.20 จะถูกใช้เพื่อหาค่าการให้น้ำหนักจากเครื่องมือวัด \mathbf{K}_k ที่เหมาะสมที่สุด โดยใช้วิธีการแก้สมการอนุพันธ์เพื่อหาผลต่างความผิดพลาดกำลังสองที่น้อยที่สุด เริ่มจากกำหนด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความแปรปรวนร่วมระหว่างความผิดพลาดของสถานะ (Error covariance matrix: \mathbf{P}_k) และค่าประมาณสถานะที่ถูกปรับแก้ดังสมการที่ 2.21

$$\mathbf{P}_k = E[\mathbf{e}_k \mathbf{e}_k^T] = E[(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k)(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k)^T] \quad (2.21)$$

จากสมการที่ 2.21 สามารถจัดให้อยู่ในรูปอย่างง่ายคือ

$$\text{cov}(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k) = E[(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k)(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k)^T]$$

เมื่อแทนสมการความสัมพันธ์ระหว่างค่าที่วัดได้จากเครื่องมือ \mathbf{z}_k และสถานะปัจจุบันของระบบ \mathbf{x}_k ดังสมการที่ 2.14 ลงในสมการปรับปรุงค่าการประมาณ 2.20 และแทนสมการที่ 2.20 แทนลงในสมการที่ 2.21 เพื่อหาความแปรปรวนร่วมระหว่างความผิดพลาดของสถานะจะได้

$$\begin{aligned} \mathbf{P}_k &= \text{cov}(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k) = \text{cov} \left[\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{K}_k \mathbf{v}_k + \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^- \right] \\ &= \text{cov} \left[(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-) - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-) + \mathbf{K}_k \mathbf{v}_k \right] \\ &= \text{cov} \left[(\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-) + \mathbf{K}_k \mathbf{v}_k \right] \\ &= \text{cov} \left[(\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-) \right] + \text{cov}[\mathbf{K}_k \mathbf{v}_k] \end{aligned} \quad (2.22)$$

จาก $\text{cov}[\mathbf{AB}] = \mathbf{A} \text{cov}[\mathbf{B}] \mathbf{A}^T$ เมื่อ \mathbf{A} คือเมทริกซ์ค่าคงที่ ดังนั้น

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \text{cov}(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-) (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \text{cov}(\mathbf{v}_k) \mathbf{K}_k^T \quad (2.23)$$

แทน $\text{cov}(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-) = \mathbf{P}_k^-$ และแทน $\text{cov}(\mathbf{v}_k) = \mathbf{R}_k$ ลงในสมการที่ 2.23 จะได้

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^- (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \quad (2.24)$$

เมื่อจัดรูปสมการที่ 2.24 ใหม่จะได้

$$\begin{aligned}
\mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^- (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \\
&= (\mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^-) (\mathbf{I} - \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T) + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \\
&= \mathbf{P}_k^- - \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- + \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \\
&= \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- - \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T + \mathbf{K}_k (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k) \mathbf{K}_k^T
\end{aligned} \tag{2.25}$$

ทำการแก้สมการเพื่อหาค่า \mathbf{K} ที่ทำให้เกิดความผิดพลาดน้อยที่สุดโดยการหาอนุพันธ์ของผลบวกสมาชิกที่อยู่บนเส้นทแยงมุมในเมทริกซ์จัตุรัส (trace) \mathbf{P}_k เทียบกับ \mathbf{K} มีค่าเท่ากับเมทริกซ์ $\mathbf{0}$ โดยมีนิยามคือ

และนิยาม

$$\begin{aligned}
\frac{d(\text{trace}(\mathbf{AB}))}{d\mathbf{A}} &= \mathbf{B}^T, \\
\frac{d(\text{trace}(\mathbf{ACA}^T))}{d\mathbf{A}} &= 2\mathbf{AC}
\end{aligned}$$

ดังนั้น

$$\text{trace}(\mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T) = \text{trace}(\mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^-)^T$$

$$\begin{aligned}
0 &= \frac{d(\text{trace}(\mathbf{P}_k))}{d\mathbf{K}_k} = -2(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^-)^T + 2\mathbf{K}_k (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k) \\
2(\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^-)^T &= 2\mathbf{K}_k (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k) \\
\mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}
\end{aligned} \tag{2.26}$$

ค่า \mathbf{K}_k ที่ได้จากสมการที่ 2.26 คือค่าที่ทำให้เงื่อนไขค่าเฉลี่ยกำลังสองของความผิดพลาดในการประมาณสถานะของระบบน้อยที่สุดเป็นจริง จะถูกเรียกว่าอัตราขยายกาลมาน (Kalman gain)

จากสมการที่ 2.25 สามารถเขียนพจน์ $\mathbf{K}_k (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k) \mathbf{K}_k^T$ ด้วยการแทนค่าจากสมการที่ 2.26 จะได้

$$\begin{aligned}
\mathbf{K}_k (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k) \mathbf{K}_k^T &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k) \mathbf{K}_k^T \\
&= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T
\end{aligned} \tag{2.27}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แทนค่าสมการที่ 2.25 ด้วยสมการที่ 2.27 จะได้

$$\begin{aligned}\mathbf{P}_k &= \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- - \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T + \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T \mathbf{K}_k^T \\ &= \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \\ &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^-\end{aligned}\quad (2.28)$$

โดยจากสมการที่ 2.28 นี้จะเป็นสมการแบบง่ายที่ใช้คำนวณหาเมทริกซ์ปรับแก้ จากข้อมูลก่อนหน้า \mathbf{P}_k^- และเป็นขั้นตอนทั่วไปสำหรับปรับค่าเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมของความผิดพลาดของสถานะ \mathbf{P}_k ดังนั้นในขั้นตอนนี้จะสามารถหาค่าเฉลี่ยจากการวัด ณ เวลา t_k จากสมการ 2.20 โดยที่อัตราขยายคาลมาน \mathbf{K}_k สามารถหาได้จากสมการที่ 2.26

ถัดไปจะเป็นการใช้สถานะที่มีการการปรับปรุงค่าการประมาณ $\hat{\mathbf{x}}_k$ จากสมการที่ 2.20 ประมาณค่าสถานะถัดไปจากสมการที่ 2.13 จะได้

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- = \Phi_k \hat{\mathbf{x}}_k \quad (2.29)$$

โดยมีค่าผิดพลาดจากการประมาณสถานะจากข้อมูลที่ได้ทราบจากการประมาณก่อนหน้า เป็นดังสมการที่ 2.30

$$\mathbf{e}_{k+1}^- = \mathbf{x}_{k+1} - \hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- \quad (2.30)$$

แทนสมการที่ 2.29 และ 2.13 ลงในสมการที่ 2.30 จะได้

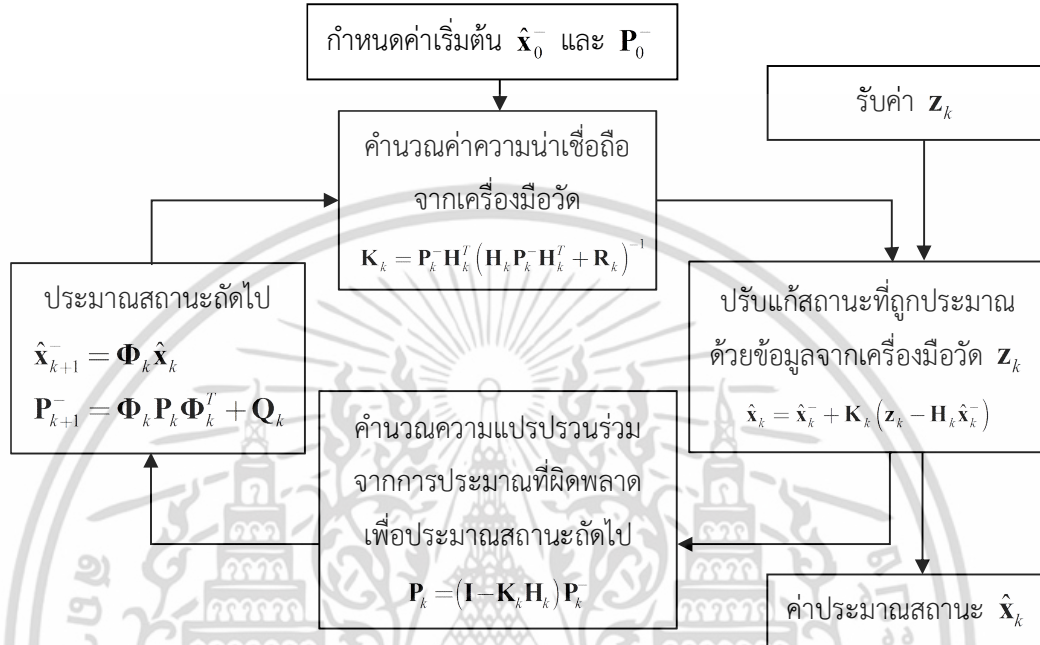
$$\begin{aligned}\mathbf{e}_{k+1}^- &= (\Phi_k \mathbf{x}_k + \mathbf{w}_k) - \Phi_k \hat{\mathbf{x}}_k \\ &= \Phi_k (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k) + \mathbf{w}_k \\ &= \Phi_k \mathbf{e}_k + \mathbf{w}_k\end{aligned}\quad (2.31)$$

เนื่องมาจากความแปรปรวนร่วมของสัญญาณรบกวนต่อสถานะของระบบ \mathbf{w}_k มีผลเฉพาะเวลา k เท่านั้น ดังนั้นค่าสหสัมพันธ์ข้ามระหว่าง \mathbf{w}_k และ \mathbf{e}_k จะเป็นศูนย์ (Zero cross correlation) และเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมสามารถอธิบายได้ดังสมการที่ 2.32

$$\begin{aligned}\mathbf{P}_{k+1}^- &= \text{cov}(\mathbf{e}_{k+1}^-) = \text{cov}(\Phi_k \mathbf{e}_k + \mathbf{w}_k) \\ &= \Phi_k \text{cov}(\mathbf{e}_k) \Phi_k^T + \text{cov}(\mathbf{w}_k) \\ &= \Phi_k \mathbf{P}_k \Phi_k^T + \mathbf{Q}_k\end{aligned}\quad (2.32)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในขั้นตอนนี้ พารามิเตอร์ที่จำเป็นสำหรับการประมาณสถานะ ณ เวลา $k + 1$ ได้มีครบถ้วนแล้ว ดังนั้นจึงสามารถประมาณได้ด้วยวิธีการก่อนหน้าที่กล่าวมาทั้งหมด โดยจากสมการที่ 2.20 2.26 2.28 2.29 และ 2.32 จะอธิบายถึงสมการสำหรับตัวกรองคาลมานที่สมบูรณ์ดังรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 แผนผังการใช้งานตัวกรองคาลมาน

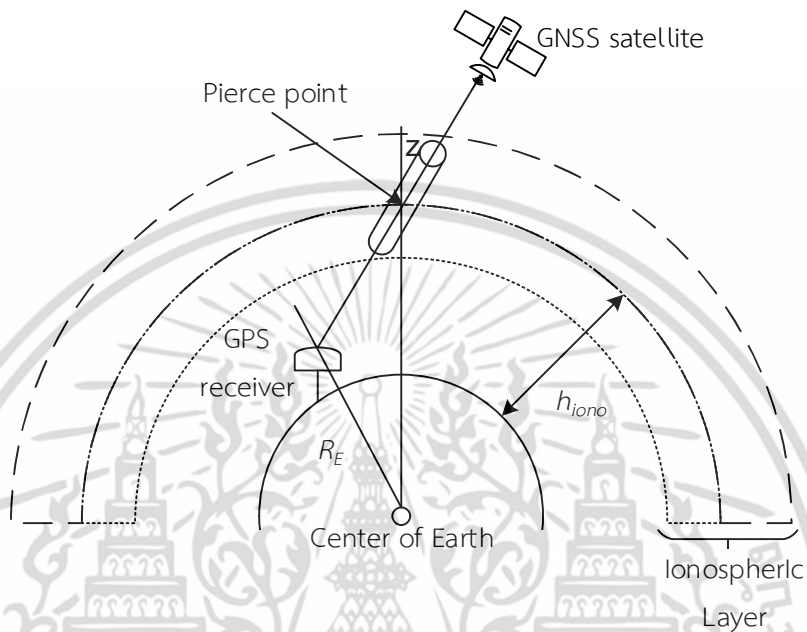
2.6 การแปลงค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง

จากรูปที่ 2.11 จะเป็นการแสดงแบบจำลองการเดินทางของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสทีเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยที่ IPP (Ionospheric pierce point) คือจุดที่สัญญาณดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสทีผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ h_{iono} คือความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ มีค่าเท่ากับ 350 กิโลเมตร และ z คือมุมซินิกซ์ของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสทีดวงนั้น (Zenith angle) โดยปกติค่าการห้วงเวลาที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นี้จะเป็นการเดินทางแบบเฉียง และค่าที่ได้จะมีค่าที่มากกว่าปกติ เนื่องมาจากการเดินทางผ่านส่วนของชั้นบรรยากาศมากกว่า ดังนั้นเพื่อให้สามารถนำมาเปรียบเทียบหรือวิเคราะห์ได้ จำเป็นที่จะต้องแปลงค่าดังกล่าวให้เป็นค่าการห้วงเวลาในแนวตั้งก่อน โดยนำค่าการห้วงเวลาแนวเฉียงคูณกับฟังก์ชันการแปลงค่าแนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง (Mapping function) [11] หรือ Mf ได้ดังสมการที่ 2.33

$$\delta I_v = \delta I_s \times Mf \quad (2.33)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ δI_p คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง (เมตร) δI_s คือการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียง (เมตร)

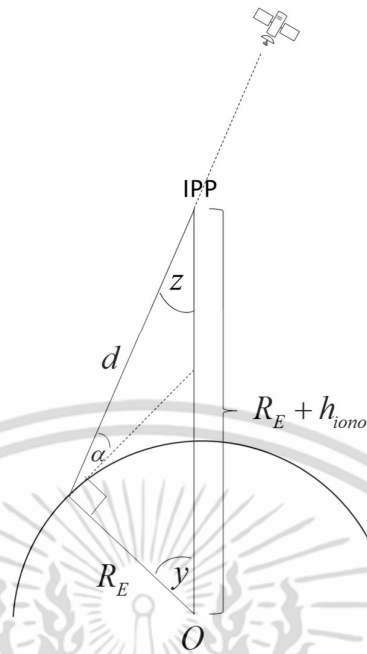


รูปที่ 2.11 ตำแหน่งที่สัญญาณจีเอ็นเอสเอสเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

โดยที่ฟังก์ชันการแปลง Mf มีความสัมพันธ์กับมุมซินิรดังสมการที่ 2.34

$$Mf = \cos(z) \quad (2.34)$$

เพื่อให้สามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมซินิธ และฟังก์ชันการแปลงได้ จำเป็นที่จะต้องวิเคราะห์ถึงความสัมพันธ์ของมุมต่างๆ ที่เกิดขึ้นระหว่างเครื่องรับและดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสทั้งหมด โดยจากรูปที่ 2.12 เป็นมุมมองด้านข้างที่ตั้งฉากกับทิศทางจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียม และตั้งฉากกับทิศทางจากจุดศูนย์กลางโลกไปยังดาวเทียม



รูปที่ 2.12 มุมมองด้านข้างจากความสัมพันธ์ของตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ดาวเทียม และโลก

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

จากรูปที่ 2.12 สามารถหาความสัมพันธ์ระหว่างมุมเงย และมุมซิมิธได้จากความสัมพันธ์ระหว่างกฎของไซน์ดังสมการที่ 2.35

$$\frac{\sin(90^\circ + \alpha)}{R_E + h_{iono}} = \frac{\cos(\alpha)}{R_E + h_{iono}} = \frac{\sin(z)}{R_E}$$

$$\sin(z) = \frac{R_E}{R_E + h_{iono}} \cos(\alpha) \quad (2.35)$$

จากความสัมพันธ์ระหว่าง $\sin^2(z) + \cos^2(z) = 1$ สมการที่ 2.35 สามารถจัดให้อยู่ในรูป $\cos(z)$ ได้ดังสมการที่ 2.36

$$\begin{aligned}\sin^2(z) + \cos^2(z) &= 1 \\ \cos^2(z) &= 1 - \sin^2(z) \\ \cos^2(z) &= 1 - \left(\frac{R_E}{R_E + h_{iono}} \cos(\alpha) \right)^2\end{aligned}\quad (2.36)$$

ดังนั้นฟังก์ชันการแปลงค่าแนวเฉียงให้เป็นแนวตั้ง จะสามารถคำนวณได้ดังสมการที่ 2.37

$$Mf = \cos(z) = \sqrt{1 - \left(\frac{R_E}{R_E + h_{iono}} \times \cos(\alpha) \right)^2} \quad (2.37)$$

จากสมการที่ 2.37 จะเป็นการอธิบายความสัมพันธ์ในการแปลงค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แบบแนวเฉียงให้เป็นแนวตั้งจาก โดยต้องการเพียงค่ามุมเงยจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสไปยังดาวเทียมดวงนั้น เพื่อนำข้อมูลที่ผ่านการแปลงที่อยู่ในรูปการหน่วงเวลาแนวตั้งนี้ใช้งานในขั้นต่อไปได้

จากเนื้อหาที่กล่าวมาในบทที่ 2 จะเป็นการอธิบายรายละเอียดเกี่ยวกับพารามิเตอร์ ทฤษฎี และหลักการที่ใช้ในวิทยานิพนธ์นี้ เพื่อช่วยให้ผู้อ่านสามารถทำความเข้าใจในเนื้อหาที่จะกล่าวในบทถัดไปได้ง่ายยิ่งขึ้น โดยเป็นการนำสิ่งที่ได้กล่าวมาทั้งหมด ใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และชี้นำไปสู่การปรับวิธีการประมาณค่าเกรเดียนต์นี้ให้มีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้นได้

บทที่ 3

วิธีที่นำเสนอและการออกแบบการทดลอง

ในบทนี้จะกล่าวถึงการทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง โดยในหัวข้อที่ 3.1 จะกล่าวถึงพารามิเตอร์ที่ใช้สำหรับการประมาณค่าในตัวกรองคาลมาน และวิธีการยืนยันความถูกต้องของข้อมูลโดยใช้วิธีการทดสอบอัตราส่วน (ratio test) ในหัวข้อที่ 3.2 จะนำเสนอวิธีปรับปรุงความสามารถในการประมาณค่าให้มีข้อมูลที่มีการยืนยันความถูกต้องได้มากยิ่งขึ้น ในหัวข้อที่ 3.3 แสดงสถานที่ตั้งของเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสที่ใช้ข้อมูลในการประมาณค่าพารามิเตอร์ในแบบจำลองภัยคุกคามต่อการบิน รวมถึงรายละเอียดและข้อกำหนดเกี่ยวกับข้อมูลที่ใช้ และในหัวข้อที่ 3.4 จะอธิบายขั้นตอนในการออกแบบการทดลองในวิทยานิพนธ์เล่มนี้

3.1 ทบทวนวรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

จากหัวข้อที่ 2.4 จะเป็นการจัดรูปผลกระทบทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสให้อยู่ในรูปเมทริกซ์ดังสมการที่ 2.11 เพื่อให้สามารถใช้ตัวกรองคาลมานประมาณค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องทั้งหมดได้ ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

3.1.1 การใช้ตัวกรองคาลมานเพื่อคำนวณพารามิเตอร์ในแบบจำลองผลกระทบทบการวัดระยะทางระหว่างดาวเทียมและเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสแบบด้วยวิธีอ้างอิง

ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter) [3, 12] จะถูกนำมาใช้เพื่อให้สมการที่ถูกจัดรูปไว้จากสมการที่ 2.11 สามารถประมาณพารามิเตอร์ \mathbf{b}_{SD} , $\delta \mathbf{I}_{SD}$ และ N_{SD} ได้ โดยมีขั้นตอนในการประมาณค่าพารามิเตอร์ทั้งหมด 5 ขั้นตอน แบ่งออกเป็น 2 ขั้นตอนหลัก ได้แก่

1. การทำนายค่าจากเวลาก่อนหน้า (Time update)

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{F} \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+ \quad (3.1)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{F} \mathbf{P}_{k-1}^+ \mathbf{F}^T + \mathbf{Q}_k \quad (3.2)$$

2. การปรับค่าด้วยข้อมูลจากการวัด (Measurement update)

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1} \quad (3.3)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k^+ = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k [\mathbf{y}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^-] \quad (3.4)$$

$$\mathbf{P}_k^+ = \mathbf{P}_k^- - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \quad (3.5)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ k คือเวลาในแต่ละสถานะของระบบ เมทริกซ์ $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ และ $\hat{\mathbf{x}}_k^+$ คือสถานะการประมาณค่าที่ทำนายและปรับแก้แล้วตามลำดับ เมทริกซ์ \mathbf{P}_k^- และ \mathbf{P}_k^+ คือเมทริกซ์ค่าผิดพลาดความแปรปรวนร่วมของค่าที่ทำนายและปรับแก้ตามลำดับ เมทริกซ์ \mathbf{K}_k คือค่าอัตราขยายของคาลมาน เมทริกซ์ \mathbf{H}_k คือเมทริกซ์ในการออกแบบระบบ เมทริกซ์ \mathbf{F}_k คือความสัมพันธ์ระหว่างเวกเตอร์สองสถานะ เมทริกซ์ \mathbf{w}_k คือเวกเตอร์ของสัญญาณรบกวนโดยกำหนดให้เป็นสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียน (Gaussian white noise) มีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์และมีค่าความแปรปรวนร่วม (covariance) เท่ากับ \mathbf{Q}_k เมทริกซ์ \mathbf{y}_k คือเวกเตอร์ตรวจวัด เมทริกซ์ \mathbf{H}_k คือเมทริกซ์ในการออกแบบระบบ และเมทริกซ์ \mathbf{v}_k คือสัญญาณรบกวนแบบเกาส์เซียนมีค่าเฉลี่ยเป็นศูนย์และมีค่าความแปรปรวนร่วมเท่ากับ \mathbf{R}_k

โดยจากสมการที่ 2.11 เมทริกซ์ทั้งสามจะปรับให้อยู่ในรูปพารามิเตอร์ของตัวกรองคาลมาน ดังสมการที่ 3.6 ถึง 3.8

$$\mathbf{x}_k = [\mathbf{b}_{SD}^T \quad \delta \mathbf{I}_{SD}^T \quad \mathbf{N}_{SD}^T]^T \quad (3.6)$$

$$\mathbf{y}_k \equiv \begin{bmatrix} \tilde{\Phi}_{SD} \\ \tilde{\mathbf{L}}_{SD} \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

$$\mathbf{H}_k \equiv \begin{bmatrix} \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\mathbf{I} & \lambda \mathbf{I} \\ \mathbf{1} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \frac{\lambda}{2} \mathbf{I} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

หลังจากที่ใช้ตัวกรองคาลมานประมาณค่าพารามิเตอร์ทั้ง 3 ชนิด ได้แก่ \mathbf{b}_{SD} , $\delta \mathbf{I}_{SD}$ และ \mathbf{N}_{SD} แล้ว พบว่าจะยังไม่สามารถนำไปใช้งานได้ เนื่องจากค่าความกำกวม \mathbf{N}_{SD}^p ที่ผ่านตัวกรองคาลมานจะได้เป็นค่าทศนิยม วิธีการแลมด้า (LAMBDA: least-squares ambiguity decorrelation adjustment) จะนำมาประยุกต์ใช้เพื่อให้ได้ \mathbf{N}_{SD}^p ในรูปจำนวนเต็ม โดยจะต้องกำหนดแบบจำลองสถานะการเปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมานก่อน ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

3.1.2 แบบจำลองสถานะการเปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมาน (State Dynamical Model for Kalman Filter)

การนำตัวกรองคาลมานเพื่อใช้คำนวณค่าพารามิเตอร์ต่างๆ นั้น จะกำหนดเวกเตอร์สำหรับตัวกรองคาลมาน โดยมีองค์ประกอบของเวกเตอร์ได้แก่ ค่าความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ผลต่างค่าการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และผลต่างความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น เพื่อใช้ในการจำกัดเอาต์พุตที่เป็นไปได้ของตัวกรองคาลมาน

3.1.2.1 แบบจำลองความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส (Receiver clock error model)

แบบจำลองความผิดพลาดจากนาฬิกาของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจะถูกอธิบายด้วย พารามิเตอร์สองชนิด ได้แก่ค่าไบอัสและการเปลี่ยนแปลงค่าไบอัสของเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ด้วยการวิเคราะห์แบบแรนดอมวอล์ค (Random-walk process) [13] โดยแบบจำลองสถานะการเปลี่ยนแปลงสำหรับตัวกรองคาลมานสามารถอธิบายได้ดังสมการที่ 3.9 ถึง 3.12

$$\mathbf{b}_{SD,k} = \mathbf{F}_{clk,k} \mathbf{b}_{SD,k-1} + \mathbf{w}_{clk,k}, \quad (3.9)$$

$$\mathbf{b}_{SD,k} \equiv [b_{SD,k}, \dot{b}_{SD,k}]^T, \quad (3.10)$$

$$\mathbf{F}_{clk,k} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (3.11)$$

$$\mathbf{Q}_{clk,k} = E[\mathbf{w}_{clk} \mathbf{w}_{clk}^T] = \begin{bmatrix} \sigma_b^2 \Delta t + \sigma_{\dot{b}}^2 \frac{\Delta t^3}{3} & \sigma_b^2 \frac{\Delta t^2}{2} \\ \sigma_b^2 \frac{\Delta t^2}{2} & \sigma_{\dot{b}}^2 \Delta t \end{bmatrix}, \quad (3.12)$$

เมื่อ σ_b และ $\sigma_{\dot{b}}$ คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐาน (standard deviations) ของค่าไบอัสและส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของการเปลี่ยนแปลงค่าไบอัสจากนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสตามลำดับ และ Δt คือช่วงเวลาในการสุ่มค่าตัวอย่าง (sampling interval)

3.1.2.2 แบบจำลองค่าหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric delay model)

ผลต่างค่าหน่วงเวลาจากในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (SD ionospheric delay) สามารถหาได้จากการคำนวณด้วยวิธีเกาส์มาคอฟอันดับหนึ่ง (First order Gauss Markov process) [14] ดังสมการที่ 3.13 ถึง 3.17

$$\delta \mathbf{I}_{SD,k} = \mathbf{F}_{iono,k} \delta \mathbf{I}_{SD,k-1} + \mathbf{w}_{iono,k}, \quad (3.13)$$

$$\mathbf{F}_{iono,k} = \mathbf{I} \cdot e^{-\alpha_{iono} \Delta t}, \quad (3.14)$$

$$\mathbf{Q}_{iono,k} = E[\mathbf{w}_{iono} \mathbf{w}_{iono}^T] = \text{diag}([q_{iono}^1 \ \cdots \ q_{iono}^n]), \quad (3.15)$$

$$q_{iono}^p = \frac{(\sigma_{siono}^p)^2}{2\alpha_{iono}} (1 - e^{-2\alpha_{iono} \Delta t}), \quad (3.16)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\sigma_{siono}^p = \frac{\sigma_{viono} \times BL}{\sqrt{1 - \left(\frac{R_E}{R_E + h_{iono}} \cos(E^p) \right)^2}}, \quad (3.17)$$

เมื่อ $diag(\cdot)$ คือเมทริกซ์เส้นทแยงมุม (diagonal matrix) จากเวกเตอร์อินพุต ส่วน σ_{siono} และ σ_{viono} คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของผลต่างค่าห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวเฉียง (Slant) และแนวตั้ง (Vertical) ตามลำดับ BL คือระยะห่างระหว่างสองสถานีรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอส (กิโลเมตร) R_E คือรัศมีของโลก (กิโลเมตร) h คือความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (กิโลเมตร) E คือค่ามุมเงย (Elevation angle) ของดาวเทียมดวงที่ p และ α_{iono} คือค่าคงที่ซึ่งเท่ากับส่วนกลับของค่าห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสความถี่เดียว

3.1.2.3 แบบจำลองค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น (Carrier phase ambiguity model)

ค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น สามารถคำนวณโดยอาศัยการวิเคราะห์แบบแรนดอมวอล์ค (Random-walk process) [14] โดยแบบจำลองสถานการณ์เปลี่ยนแปลงสำหรับค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นสามารถอธิบายได้ดังสมการที่ 3.18 ถึง 3.20

$$\mathbf{N}_{SD,k} = \mathbf{F}_{amb,k} \mathbf{N}_{SD,k-1} + \mathbf{w}_{amb,k}, \quad (3.18)$$

$$\mathbf{F}_{amb,k} = \mathbf{I}, \quad (3.19)$$

$$\mathbf{Q}_{amb,k} = E[\mathbf{w}_{amb} \mathbf{w}_{amb}^T] = \mathbf{I} \cdot \sigma_{amb}^2 \Delta t, \quad (3.20)$$

เมื่อ σ_{amb} คือค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานของค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสความถี่เดียว

3.1.2.4 แบบจำลองการรวมสถานะ (Combined state model)

จากแบบจำลองที่กล่าวมาแล้วข้างต้น จะนำเวกเตอร์ทั้งหมดมารวมกันเป็นเวกเตอร์สถานะเวกเตอร์การเปลี่ยนแปลง และเวกเตอร์ความแปรปรวนร่วมดังสมการที่ 3.21 ถึง 3.23 ตามลำดับ

$$\mathbf{x}_k = [\mathbf{b}_{SD}^T \quad \delta \mathbf{I}_{SD}^T \quad \mathbf{N}_{SD}^T]^T, \quad (3.21)$$

$$\mathbf{F}_k = \text{blkdiag}(\mathbf{F}_{clk,k}, \mathbf{F}_{iono,k}, \mathbf{F}_{amb,k}), \quad (3.22)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\mathbf{Q}_k = \text{blkdiag}(\mathbf{Q}_{clk,k}, \mathbf{Q}_{iono,k}, \mathbf{Q}_{amb,k}), \quad (3.23)$$

เมื่อ $\text{blkdiag}(\cdot)$ คือเมทริกซ์บล็อกทแยงมุม (block diagonal matrix) จากเมทริกซ์อินพุต

จะนำมาประยุกต์ จากแบบจำลองข้างต้นก่ดใช้ในสมการที่ 2.11 เพื่อหาค่า \mathbf{b}_{SD} $\delta\mathbf{I}_{SD}$ และ \mathbf{N}_{SD} ด้วยตัวกรองคาลมาน ค่าความกำกวม \mathbf{N}_{SD}^p ที่ผ่านตัวกรองคาลมานแล้วจะได้เป็นค่าทศนิยม วิธีการแลมดา จะนำมาประยุกต์ใช้เพื่อให้ได้ \mathbf{N}_{SD}^p ในรูปจำนวนเต็ม โดยต้องแปลงผลต่างค่าจากผลต่างระหว่างสถานี (SD: Single Difference) เป็นผลต่างระหว่างดาวเทียมและสถานี (DD: Double Difference) ก่อน ดังจะกล่าวในหัวข้อถัดไป

3.1.3 การแปลงค่าเมทริกซ์จาก SD ให้เป็น DD

การหาค่าจำนวนเต็มให้กับตัวแปรความกำกวมของเฟสสัญญาณเริ่มต้นด้วยวิธีการแลมดา นั้น จำเป็นที่จะต้องลดผลกระทบที่เกิดจากค่าไบอัสสัญญาณนาฬิกาจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสทั้ง 2 สถานี [15] โดยทำการแปลงผลต่างระหว่างสถานี (SD: Single Difference) เป็นผลต่างระหว่างดาวเทียมและสถานี (DD: Double Difference) โดยนำค่าความกำกวมจากดาวเทียมหนึ่งๆ ลบออกจากความกำกวมจากดาวเทียมที่เหลือทั้งหมด พจน์ของค่าไบอัสสัญญาณนาฬิกาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสจาก 2 สถานีจะหายไป โดยมีการกำหนดเมทริกซ์ที่ใช้แปลง \mathbf{D} ดังสมการที่ 3.24

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 \\ \vdots & 0 & \ddots & 0 \\ -1 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}_{(n-1) \times n} \quad (3.24)$$

จากนั้นนำเมทริกซ์มาใช้กับค่าความกำกวมของเฟสสัญญาณ $\hat{\mathbf{N}}_{SD}$ และความแปรปรวนร่วมของความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}}$ ดังสมการที่ 3.25 และ 3.26

$$\hat{\mathbf{N}}_{DD} = \mathbf{D}\hat{\mathbf{N}}_{SD} \quad (3.25)$$

$$\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}} = \mathbf{D}\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{SD}}\mathbf{D}^T \quad (3.26)$$

โดยที่ $\hat{\mathbf{N}}_{DD}$ คือค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นในรูปผลต่างระหว่างดาวเทียมและระหว่างสถานี $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}}$ คือค่าความแปรปรวนร่วมระหว่างความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นในรูปผลต่างระหว่างดาวเทียมและสถานี

3.1.4 วิธีการแลมด้า

วิธีการแลมด้า [16, 17] ได้ถูกนำมาใช้ในการประมาณค่าสมาชิกความกำกวมเฟสสัญญาณ เริ่มต้น $\hat{\mathbf{N}}_{DD}$ ให้อยู่ในรูปจำนวนเต็ม โดยใช้หลักการหาจำนวนเต็ม \mathbf{N}_{DD} ที่ให้ผลต่างจำนวนเต็มและความกำกวมในรูปทศนิยม $\hat{\mathbf{N}}_{DD}$ มาคูณกับเมทริกซ์ผกผันของความแปรปรวนร่วมระหว่างความกำกวมเฟสสัญญาณในรูปผลต่างระหว่างดาวเทียมและระหว่างสถานี $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}}$ แล้วมีค่าที่น้อยที่สุดดังสมการที่ 3.27

$$\check{\mathbf{N}}_{DD} = \arg \min_{\mathbf{N}_{DD} \in \mathbf{Z}} (\hat{\mathbf{N}}_{DD} - \mathbf{N}_{DD})^T \mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}}^{-1} (\hat{\mathbf{N}}_{DD} - \mathbf{N}_{DD}), \quad (3.27)$$

โดยปกติแล้วในเฟสคลื่นพาห์ของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส (Global navigation satellite system: GNSS) เมทริกซ์ $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}}^{-1}$ จะไม่ได้เป็นเมทริกซ์ทแยงมุม เนื่องจากมีความสัมพันธ์ระหว่างข้อมูลจากดาวเทียมอยู่ ทำให้ไม่สามารถหาค่าเวกเตอร์จำนวนเต็ม (integer vector) ที่มีค่าน้อยที่สุดจากเงื่อนไขในสมการที่ 3.27 ได้อย่างง่าย ซึ่งสามารถแก้ไขได้โดยการกำหนดเมทริกซ์ $\hat{\mathbf{z}} = \mathbf{Z}^T \hat{\mathbf{N}}_{DD}$ ที่ถูกลดความสัมพันธ์ระหว่างดาวเทียมลง แล้วจึงหาค่าเวกเตอร์จำนวนเต็ม $\check{\mathbf{z}}$ จากสมการที่ 3.28 แทน

$$\check{\mathbf{z}} = \arg \min_{\mathbf{z} \in \mathbf{Z}} (\hat{\mathbf{z}} - \mathbf{z})^T \mathbf{P}_{\hat{\mathbf{z}}}^{-1} (\hat{\mathbf{z}} - \mathbf{z}), \quad (3.28)$$

เมื่อ $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{z}}} = \mathbf{Z}^T \mathbf{P}_{\hat{\mathbf{N}}_{DD}} \mathbf{Z}$ และ \mathbf{Z}^T ไม่ใช่เมทริกซ์เอกพจน์ (nonsingular matrix) การหาเวกเตอร์จำนวนเต็มจะหาง่ายกว่าวิธีดั้งเดิม ถ้าเมทริกซ์ \mathbf{Z}^T เป็นเมทริกซ์ทแยงมุมเหมือนกับ $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{z}}}$ แต่เนื่องจาก $\hat{\mathbf{N}}_{DD}$ และ $\hat{\mathbf{z}}$ นั้นเป็นจำนวนเต็ม ดังนั้นองค์ประกอบของ \mathbf{Z}^T และค่าผกผัน (inverse) ของตัวมันเอง $(\mathbf{Z}^T)^{-1}$ จึงต้องเป็นจำนวนเต็มเช่นเดียวกัน ดังนั้นในวิธีการแลมด้าจึงกำหนดให้ \mathbf{Z}^T มีค่าเข้าใกล้หรือเกือบจะเป็นเมทริกซ์ทแยงมุมตามการจัดเรียงเมทริกซ์แบบเกาส์ (Gaussian transformation)

ในกรณีที่ $\mathbf{P}_{\hat{\mathbf{z}}}$ ไม่ใช่เมทริกซ์ทแยงมุมอย่างสมบูรณ์ การค้นหาจำนวนเต็มจากโดเมนที่เป็นไปได้ทั้งหมดเพื่อให้ได้ค่าเวกเตอร์จำนวนเต็ม $\check{\mathbf{z}}$ จะอยู่ในบริเวณพื้นที่ทรงรีดังสมการที่ 3.29

$$(\hat{\mathbf{z}} - \mathbf{z})^T \mathbf{P}_{\hat{\mathbf{z}}}^{-1} (\hat{\mathbf{z}} - \mathbf{z}) \leq \chi^2, \quad (3.29)$$

เมื่อ χ^2 คือค่าคงที่ที่ใช้กำหนดพื้นที่ของจำนวนเต็มที่เป็นไปได้ทั้งหมดสำหรับการประมาณ และ $\check{\mathbf{N}}_{DD}$ คำนวณได้จาก $\check{\mathbf{N}}_{DD} = \mathbf{Z}^{-T} \check{\mathbf{z}}$ โดยมีตัวอย่างการใช้งานวิธีการแลมด้าดังนี้

กำหนดเมทริกซ์ความกำกวมและเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมดังสมการที่ 3.30

$$\hat{\mathbf{N}} = \begin{bmatrix} -3.6775 \\ 2.0250 \\ -52.9375 \\ -11.5475 \end{bmatrix}, \mathbf{P} = \begin{bmatrix} 0.0012 & 0.0006 & 0.0010 & 0.0008 \\ 0.0006 & 0.0008 & 0.0006 & 0.0003 \\ 0.0010 & 0.0006 & 0.0012 & 0.0007 \\ 0.0008 & 0.0003 & 0.0007 & 0.0010 \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

คำนวณหาเมทริกซ์ \mathbf{Z} ที่ใช้ลดความสัมพันธ์ระหว่างข้อมูลในเมทริกซ์ \mathbf{P} ลง ด้วยวิธีการจัดเรียงเมทริกซ์แบบเกาส์ จะได้เมทริกซ์ \mathbf{Z} ดังสมการที่ 3.31

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 1 \\ -1 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.31)$$

สามารถใช้ \mathbf{Z} แปลงเมทริกซ์ความกำกวมและเมทริกซ์ความแปรปรวนร่วมได้เป็น $\hat{\mathbf{z}}$ และ \mathbf{P}_z ดังสมการที่ 3.32

$$\hat{\mathbf{z}} = \begin{bmatrix} -0.9624 \\ 0.0250 \\ -0.1300 \\ 0.2600 \end{bmatrix}, \mathbf{P}_z = \begin{bmatrix} 0.8325 & -0.2258 & 0.0365 & -0.1787 \\ -0.2258 & 0.8191 & 0.2207 & -0.0384 \\ 0.0365 & 0.2207 & 0.6019 & 0.1471 \\ -0.1787 & -0.0384 & 0.1471 & 0.4208 \end{bmatrix} \times 10^{-3} \quad (3.32)$$

จากสมการที่ 3.32 เมทริกซ์ \mathbf{P}_z ได้ถูกลดความสัมพันธ์ลง โดยจะเห็นได้ว่ามีความใกล้เคียงกับเมทริกซ์ทแยงมุมมากขึ้น และจากสมการที่ 3.29 จะสามารถหาเมทริกซ์จำนวนเต็ม $\tilde{\mathbf{z}}$ ได้ดังสมการที่ 3.33

$$\tilde{\mathbf{z}}_{1st} = [-1 \ 0 \ 0 \ 0]^T, \tilde{\mathbf{z}}_{2nd} = [0 \ 0 \ 0 \ 0]^T \quad (3.33)$$

นำเมทริกซ์ $\tilde{\mathbf{z}}$ มาหาคำตอบจากความสัมพันธ์ $\tilde{\mathbf{N}}_{DD} = \mathbf{Z}^{-T} \tilde{\mathbf{z}}$ จะได้เป็นดังสมการที่ 3.34

$$\tilde{\mathbf{N}}_{DD,1st} = [-4 \ 2 \ -53 \ -12]^T, \tilde{\mathbf{N}}_{DD,2nd} = [-3 \ 2 \ -52 \ -11]^T \quad (3.34)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.5 การทดสอบอัตราส่วน (Ratio test)

ความกำกวมของเฟสสัญญาณที่ได้จากวิธีการแลมด้า ยังขาดการยืนยันความถูกต้องของข้อมูล วิธีการที่ใช้ทดสอบที่เป็นที่นิยมคือการทดสอบอัตราส่วน โดยจะทำการเลือกสมาชิกที่ได้จากวิธีการแลมด้าที่ดีที่สุดสองอันดับ แล้วคำนวณเพื่อหาจำนวนอัตราส่วนตามสมการที่ 3.35 ซึ่งเป็นการเปรียบเทียบระยะห่างของผลเฉลยจำนวนเต็มแต่ละชุด จากผลเฉลยจำนวนจริง (ที่ได้จากตัวกรองคาลมาน) นั้นเอง

$$\frac{(\hat{N}_{DD} - \check{N}_{DD,2nd})^T P_{\hat{N}_{DD}}^{-1} (\hat{N}_{DD} - \check{N}_{DD,2nd})}{(\hat{N}_{DD} - \check{N}_{DD,1st})^T P_{\hat{N}_{DD}}^{-1} (\hat{N}_{DD} - \check{N}_{DD,1st})} > \beta, \quad (3.35)$$

เมื่อ β คือค่าจำนวนอัตราส่วนอย่างน้อยเพื่อยืนยันความถูกต้องจากการประมาณค่า \check{N}_{DD} โดยวิทยานิพนธ์เล่มนี้กำหนดไว้ที่ 2

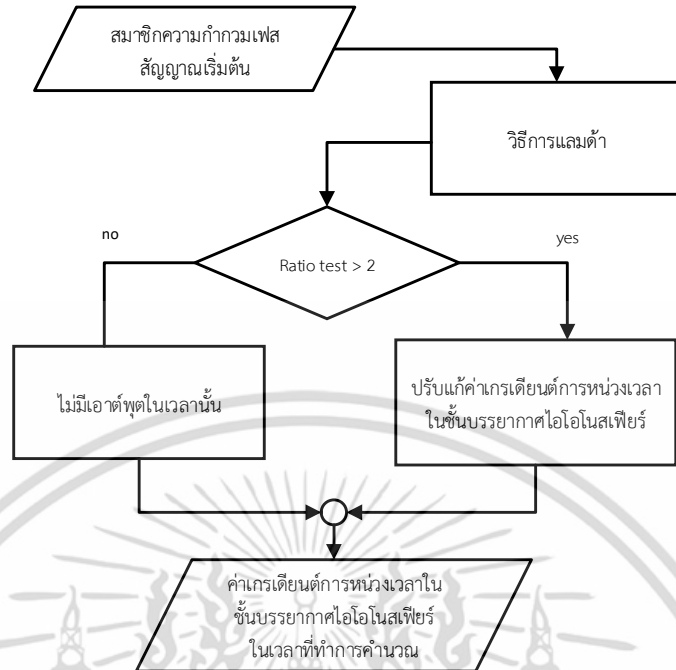
จากสมการที่ 3.35 เป็นวิธีการยืนยันความถูกต้องในการประมาณจำนวนเต็ม \check{N}_{DD} ว่ามากเพียงพอตามข้อกำหนดขั้นต่ำหรือไม่ เมื่อคำนวณแล้วพบว่ามากเพียงพอก็จะนำ \check{N}_{DD} ที่คำนวณได้เป็นมากปรับค่าผลต่างเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อไป แต่หากคำนวณแล้วพบว่าไม่สูงพอตามข้อกำหนดขั้นต่ำ ก็จะไม่คำนวณค่าผลต่างเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ณ เวลานั้น

จากวิธีการอ้างอิง เมื่อประมาณค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ออกมา พบว่าการทดสอบอัตราส่วนนี้ลดจำนวนค่าเกรเดียนต์ที่เกิดขึ้นในแต่ละเวลาออกไปจำนวนมาก เกิดจากข้อมูลจากดาวเทียมบางดวงเมื่ออยู่ในรูปผลต่างระหว่างดาวเทียมและสถานี แล้วทำให้ข้อมูลจากดาวเทียมดวงอื่นๆ ส่งผลกระทบต่อผู้จัดทำวิทยานิพนธ์จึงนำเสนอการออกแบบวิธีการคำนวณประสิทธิภาพของข้อมูลจากดาวเทียมดวงต่างๆ ในหัวข้อที่ 3.2

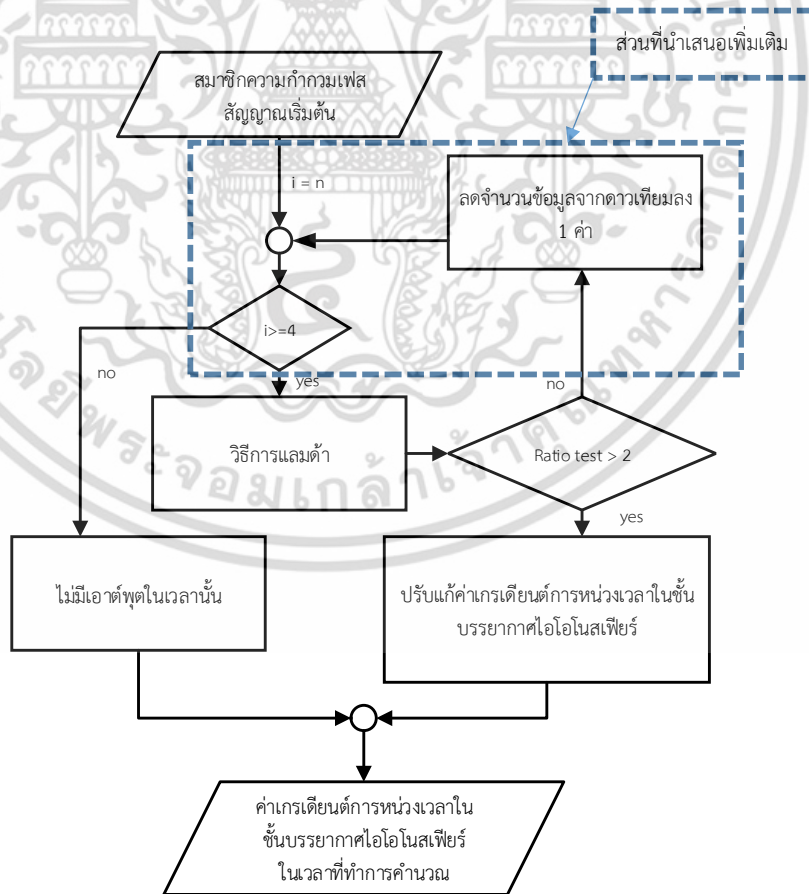
3.2 พารามิเตอร์ที่ใช้เปรียบเทียบถึงประสิทธิภาพของข้อมูลจากดาวเทียมดวงต่างๆ ที่นำเสนอ

เพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่สังเกตได้ในขณะนั้น ในวิทยานิพนธ์เล่มนี้จะใช้พารามิเตอร์เพื่อเปรียบเทียบ 2 ชนิด ได้แก่ (1) ตำแหน่งมุมเงยของดาวเทียมดวงต่างๆ และ (2) ค่าความผิดพลาดจากการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณจากดาวเทียม โดยทั้งสองวิธีจะนำมาเปรียบเทียบว่าวิธีใดมีค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนเหลือมากกว่าในแต่ละวัน โดยขั้นตอนในการปรับแก้ค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากวิธีอ้างอิง จะแสดงได้ดังรูปที่ 3.1 และขั้นตอนปรับแก้ที่เพิ่มวิธีที่นำเสนอจะแสดงได้ดังรูปที่ 3.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.1 ขั้นตอนปรับแก้ค่าการเดินการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากวิธีอ้างอิง



รูปที่ 3.2 ขั้นตอนปรับแก้ค่าการเดินการหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากวิธีที่นำเสนอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.1 ค่าความผิดพลาดจากการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณจากดาวเทียม

พารามิเตอร์ที่เป็นตัวชี้วัดความน่าเชื่อถือของข้อมูล จากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ โดยการเลือกใช้การสะท้อนสัญญาณจีเอ็นเอสเอสหลายทิศทาง (Multipath) เป็นตัววัดประสิทธิภาพของข้อมูล จากบทความอ้างอิง [18] จะเป็นการนำแบบจำลองความสัมพันธ์ที่เป็นเชิงเส้นของการสะท้อนสัญญาณจีเอ็นเอสเอสดังสมการที่ 3.36 และ 3.37

$$MP_{\rho_1}^{(p)} + C_1^{(p)} = \rho_1^{(p)} - \left(\frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \Phi_1^{(p)} + \left(\frac{2f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \Phi_2^{(p)} \quad (3.36)$$

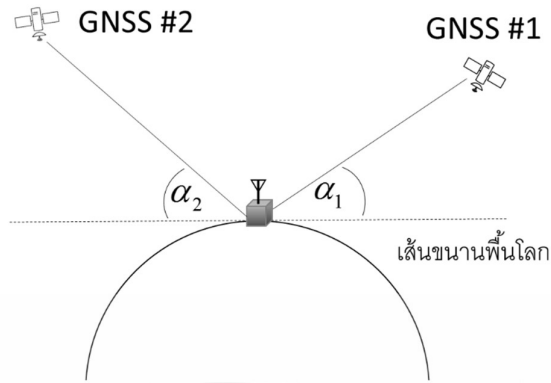
$$MP_{\rho_2}^{(p)} + C_2^{(p)} = \rho_2^{(p)} - \left(\frac{2f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \Phi_1^{(p)} + \left(\frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \right) \Phi_2^{(p)} \quad (3.37)$$

โดยที่ $\rho_1^{(p)}$ และ $\rho_2^{(p)}$ คือระยะทางเทียมระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมดวงที่ p ด้วยวิธีการเข้ารหัสจากความถี่ที่ 1 และ 2 ตามลำดับ f_1 และ f_2 คือความถี่จีเอ็นเอสเอสความถี่ที่ 1 และความถี่ที่ 2 มีค่า 1,575.42 เมกะเฮิรตซ์ และ 1,227.6 เมกะเฮิรตซ์ตามลำดับ $\Phi_1^{(p)}$ และ $\Phi_2^{(p)}$ คือระยะทางระหว่างเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสและดาวเทียมดวงที่ p ด้วยการวัดเฟสสัญญาณจากความถี่ที่ 1 และ 2 ตามลำดับ $MP_{\rho_1}^{(p)}$ และ $MP_{\rho_2}^{(p)}$ คือระยะการสะท้อนของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสจากดาวเทียมดวงที่ p ด้วยการเข้ารหัสจากความถี่ที่ 1 และ 2 ตามลำดับ $C_1^{(p)}$ และ $C_2^{(p)}$ คือค่าไบอัสจากดาวเทียมดวงที่ p จากความถี่ 1 และ 2 ตามลำดับ

ค่าการสะท้อนของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสนี้ จะถูกนำมาใช้เพื่อเป็นการกำหนดว่าข้อมูลจากดาวเทียมดวงใดที่ไม่นำมาคำนวณ ก่อนที่จะใช้วิธีแลมด้าคำนวณหาความกำกวมของเฟสสัญญาณและทดสอบค่าอัตราส่วนอีกครั้ง

3.2.2 มุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส

ตำแหน่งมุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ สามารถบ่งบอกถึงคุณภาพของสัญญาณจีเอ็นเอสเอสได้อีกทางหนึ่ง โดยกล่าวได้ว่าสัญญาณจากดาวเทียมดวงที่มีมุมเงย (α) อยู่สูงกว่า จะให้สัญญาณที่มีสัญญาณรบกวนน้อยกว่า ทำให้การวัดระยะทางเทียมจากดาวเทียมดวงนั้น มีความถูกต้องมากกว่า โดยมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 มุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ

โดยปกติแล้วเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสเมื่อรับสัญญาณดาวเทียมได้ จะทราบตำแหน่งของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสได้จากข้อมูลวงโคจร (Ephemeris) ที่ได้รับมาจากสัญญาณดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงนั้น [19] โดยจะทราบตำแหน่งดาวเทียมอยู่ในรูป ECEF (Earth-centered, earth-fixed) มีองค์ประกอบตำแหน่ง 3 แกน ได้แก่ x , y และ z ตามลำดับดังรูปที่ 3.4



รูปที่ 3.4 องค์ประกอบตำแหน่งดาวเทียมในรูปแบบ ECEF

จากตำแหน่งดาวเทียมที่ได้ในรูปแบบ ECEF จะนำมาคำนวณทิศทางจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมโดยใช้วิธีการแปลงพิกัดให้อยู่ในรูปแบบ ENU (East, North, Up) [20] ดังสมการที่ 3.38

$$\begin{bmatrix} N \\ E \\ U \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin(\psi) * \cos(\lambda) & -\sin(\psi) * \sin(\lambda) & \cos(\psi) \\ -\sin(\lambda) & \cos(\lambda) & 0 \\ \cos(\psi) * \cos(\lambda) & \cos(\psi) * \sin(\lambda) & \sin(\psi) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_s - x_r \\ y_s - y_r \\ z_s - z_r \end{bmatrix} \quad (3.38)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ λ และ μ คือตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในรูปแบบละติจูดและลองจิจูด (เรเดียน) x_r, y_r และ z_r คือตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส x_s, y_s และ z_s เป็นตำแหน่งดาวเทียมในรูปแบบ ECEF และ ENU คือทิศทางจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมในรูปแบบ ENU

เมื่อทราบเวกเตอร์ทิศทางจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสใดๆ แล้ว สามารถคำนวณมุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงนั้นได้ดังสมการที่ 3.39

$$Ele = \tan^{-1} \left(\frac{U}{\sqrt{N^2 + E^2}} \right) \quad (3.39)$$

ค่ามุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสแต่ละดวง จะถูกนำมาใช้เพื่อเป็นการกำหนดว่าข้อมูลจากดาวเทียมดวงใดที่ไม่นำมาคำนวณ ก่อนที่จะใช้วิธีแลมด้าคำนวณหาความกำกวมของเฟสสัญญาณ และทดสอบค่าอัตราส่วนอีกครั้ง

3.2.3 วิธีการแก้ไขค่า (Fixed Solution)

เมื่อใช้วิธีการแลมด้าหาค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นในรูปจำนวนเต็ม \hat{N}_{DD} และยืนยันความถูกต้องด้วยการทดสอบอัตราส่วนแล้วขั้นต่ำแล้ว ก็จะนำค่าความกำกวมที่ได้ มาปรับค่าเกรเดียนท์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ $\delta \hat{\mathbf{I}}_{SD}$ ด้วยสมการที่ 3.40 และ 3.41 ตามลำดับ

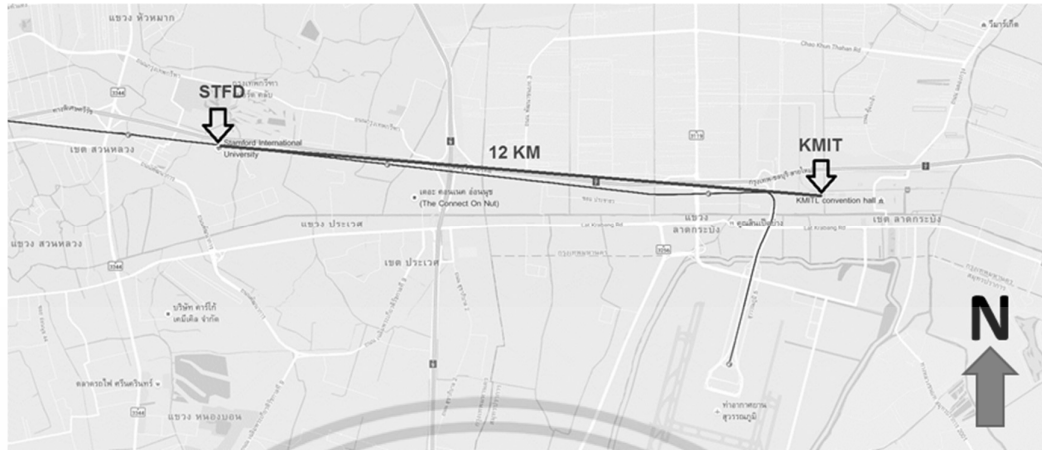
$$\delta \hat{\mathbf{I}}_{SD} = \delta \hat{\mathbf{I}}_{SD} - \mathbf{P}_{\hat{N}} \mathbf{P}_{\hat{N}}^{-1} (\hat{N}_{DD} - \hat{N}_{DD}), \quad (3.40)$$

$$\mathbf{P}_I = \mathbf{P}_I - \mathbf{P}_{\hat{N}} \mathbf{P}_{\hat{N}}^{-1} \mathbf{P}_{\hat{N}I}, \quad (3.41)$$

เมื่อ $\delta \hat{\mathbf{I}}_{SD}$ และ \mathbf{P}_I คือเวกเตอร์เกรเดียนท์และค่าความแปรปรวนร่วมที่ได้จากการแก้ปัญหาค่าทศนิยม (Float solution) ตามลำดับ

3.3 การออกแบบการเก็บผลการทดลอง

การออกแบบการทดลองจะใช้ข้อมูลจากเครื่องรับสัญญาณจีเอ็นเอสเอสที่ติดตั้งบริเวณรอบท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ มีจำนวนเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสทั้งหมด 2 เครื่อง เครื่องแรกติดตั้งอยู่ในสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (N13.72, E100.77) และเครื่องที่สองตั้งอยู่บริเวณมหาวิทยาลัยนานาชาติแสตมฟอร์ด (N13.74, E100.66) ทั้งนี้ระยะห่างระหว่างสถานีทั้งสองประมาณ 12 กิโลเมตร แสดงได้ดังรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 ตำแหน่งเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่ใช้ในการทดลอง

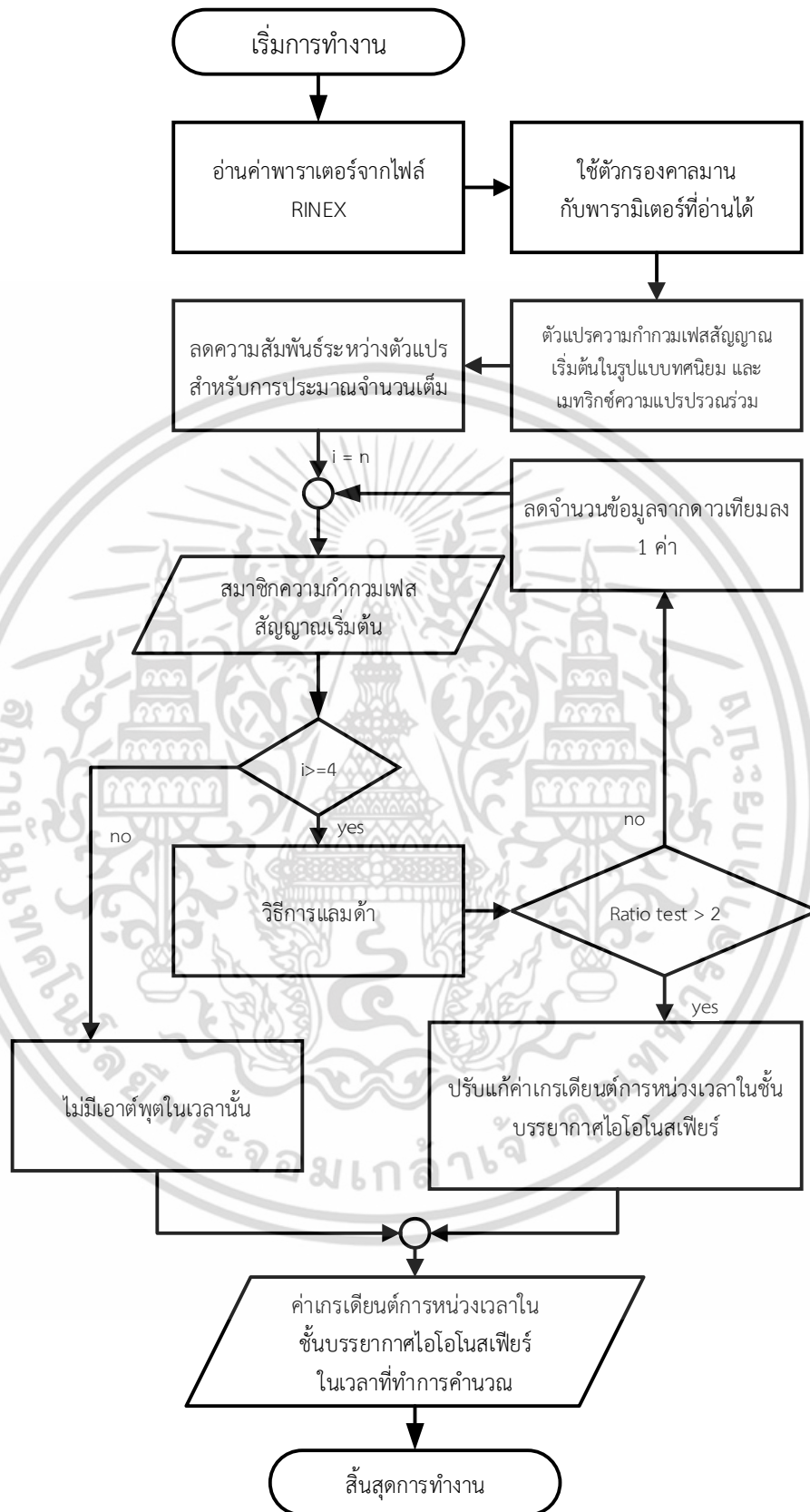
เครื่องรับทั้งสองสถานีจะใช้เครื่องรับจีเอ็นเอสเอสยี่ห้อ NovAtel มีการตั้งค่าให้รับสัญญาณจีเอ็นเอสเอส 1 ครั้งต่อวินาที และมีการเก็บข้อมูลแยกไว้แต่ละวัน ทำให้ในเวลาหนึ่งวันมีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสทั้งสิ้น 86,400 หน่วยเวลา

3.4 ขั้นตอนการออกแบบการทดลองในวิทยานิพนธ์

การทดลองในวิทยานิพนธ์นี้ จะเป็นการเปรียบเทียบความสามารถในการเพิ่มชุดข้อมูลผ่านการทดสอบอัตราส่วน จากวิธีการเปรียบเทียบค่าความผิดพลาดจากการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณจากดาวเทียม และการเปรียบเทียบมุมเงยจากเครื่องรับไปยังดาวเทียมจีเอ็นเอสเอส โดยวิธีการออกแบบการทดลองเป็นไปตามแผนการทำงานของโปรแกรมดังรูปที่ 3.6

จากขั้นตอนในการออกแบบการทดลองข้างต้น เพื่อสามารถเปรียบเทียบจำนวนข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนได้นั้น จะทำการทดลอง และแสดงให้เห็นถึงผลการทดลองในเชิงปริมาณและสถิติ เพื่อเป็นข้อยืนยันถึงประสิทธิภาพที่เพิ่มขึ้นจากวิธีการอ้างอิงของผู้นำเสนอได้ในบทที่ 4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.6 แผนผังการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

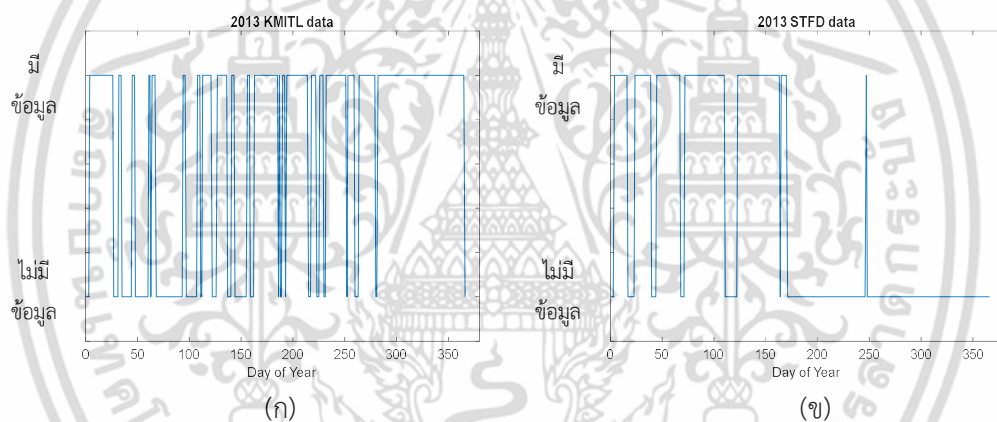
บทที่ 4

ผลการทดลอง

4.1 จำนวนข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานีต่างๆ

เนื่องจากการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแต่ละวันนั้น จำเป็นต้องมีข้อมูลพร้อมกันจากสถานี KMITL และสถานี STFD ในหัวข้อนี้จึงเป็นการวิเคราะห์ข้อมูลในแต่ละปีว่ามีวันที่ตรงตามเงื่อนไขดังกล่าว โดยทำการวิเคราะห์ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ภายในปี ค.ศ. 2013 – 2016 โดยมีแกนนอนเป็นวันที่ของปี และแกนตั้งเป็นสถานะข้อมูลจีเอ็นเอสเอสว่ามีหรือไม่ในวันนั้นๆ

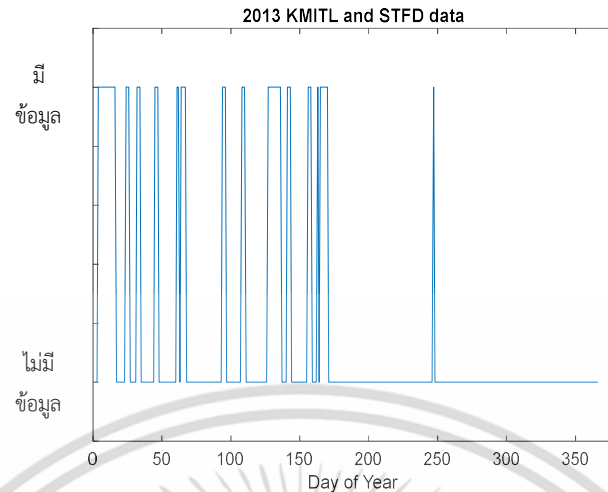
4.1.1 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2013



รูปที่ 4.1 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2013 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD

จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสสถานี KMITL และ STFD ดังรูปที่ 4.1 พบว่าข้อมูลจากทั้งสองสถานีขาดหายไปบางช่วงอยู่บ่อยครั้ง มีข้อมูลจากสถานี KMITL ทั้งสิ้น 250 วัน และมีข้อมูลจากสถานี STFD ทั้งสิ้น 139 วัน เป็นที่น่าสังเกตว่าในช่วงครึ่งปีหลัง ประมาณวันที่ 160 เป็นต้นไป ข้อมูลจากสถานี STFD จะไม่มีข้อมูลอยู่เลย อาจเป็นเพราะเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส หรือระบบการจัดเก็บข้อมูลยังไม่มีคุณสมบัติเพียงพอ ทำให้ไม่สามารถวิเคราะห์ค่าเกรเดียนต์ในช่วงวันดังกล่าวได้

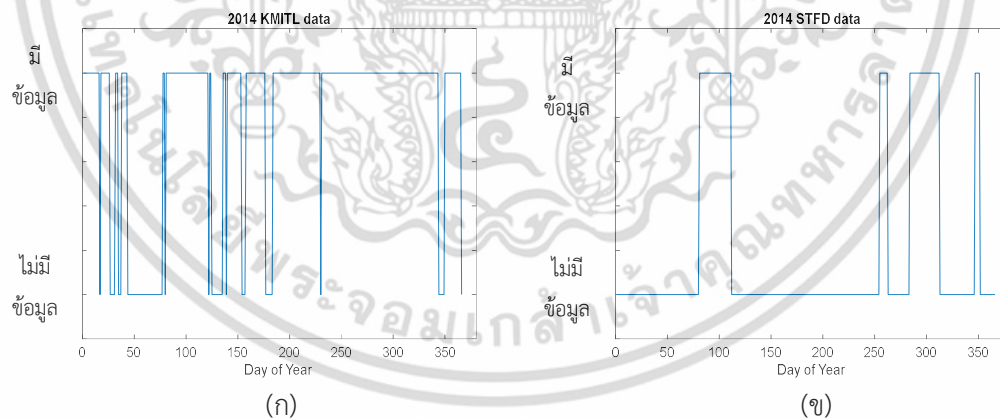
เพื่อให้สามารถระบุวันที่ที่สามารถใช้วิเคราะห์ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ ผู้ทดลองจะออกแบบโปรแกรมเพื่อตรวจสอบข้อมูลให้ตรงตามเงื่อนไข ว่ามีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากทั้งสองสถานีหรือไม่ แสดงได้ดังรูปที่ 4.2



รูปที่ 4.2 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2013

จากรูปที่ 4.2 มีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสปี ค.ศ. 2013 ที่ตรงตามเงื่อนไขในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้งสิ้น 58 วัน โดยข้อมูลส่วนใหญ่จะมีอยู่ในช่วงครึ่งปีแรก เนื่องมาจากครึ่งปีหลังพบปัญหาข้อมูลจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสที่ติดตั้งอยู่ที่สถานี STFD ขาดหายไป ทำให้สามารถคำนวณค่าเกรเดียนต์ในช่วงครึ่งปีแรกได้เท่านั้น

4.1.2 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2014

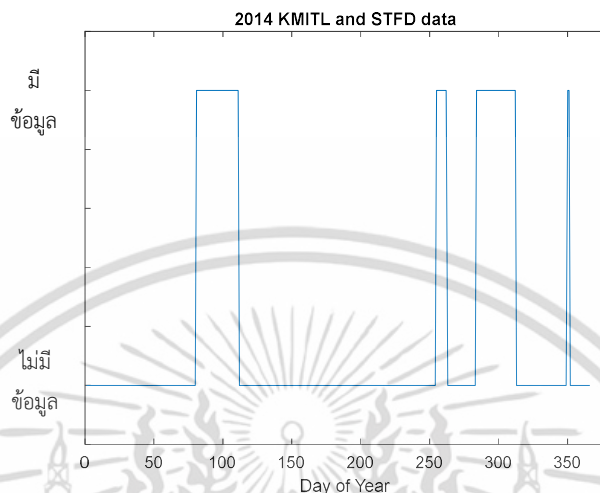


รูปที่ 4.3 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2014 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD

จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสสถานี KMITL และ STFD ดังรูปที่ 4.3 มีข้อมูลจากสถานี KMITL ทั้งสิ้น 290 วัน และมีข้อมูลจากสถานี STFD ทั้งสิ้น 73 วัน และในช่วงครึ่งปีแรก ข้อมูลจากสถานี STFD จะมีข้อมูลอยู่เพียงเล็กน้อย เป็นผลมาจากปัญหาเครื่องรับจีเอ็นเอสเอสในช่วงครึ่งปีหลัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

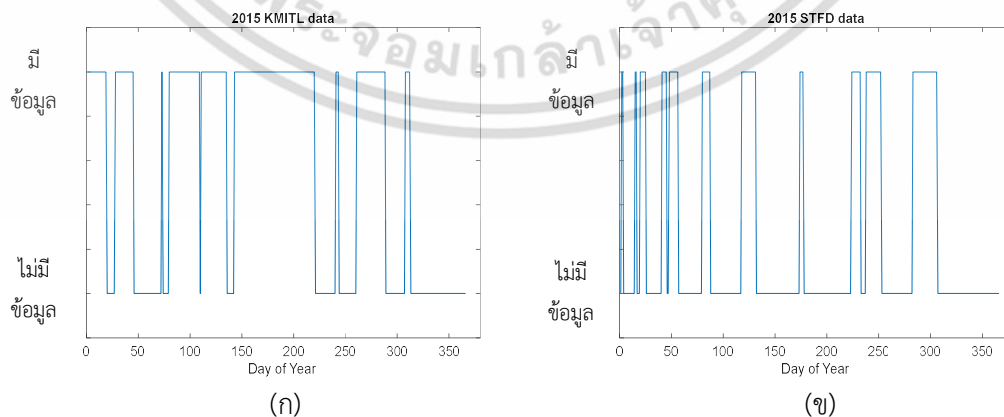
ของปี ค.ศ. 2013 ที่ส่งผลมายังปี ค.ศ. 2014 โดยสามารถระบุวันที่สามารถใช้วิเคราะห์ค่า
เกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ดังรูปที่ 4.4



รูปที่ 4.4 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2014

จากรูปที่ 4.4 มีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสปี ค.ศ. 2014 ที่ตรงตามเงื่อนไขในการประมาณ
ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้งสิ้น 70 วัน โดยข้อมูลส่วนใหญ่
จะมีในช่วงประมาณวันที่ 100 และในช่วงครึ่งปีหลังของปี ค.ศ. 2014 เนื่องมาจากปัญหาเครื่องรับ
จีเอ็นเอสเอสจากสถานี STFD ที่ได้กล่าวไปแล้ว ทำให้ในปี ค.ศ. 2014 จะสามารถประมาณค่า
เกรเดียนต์ได้เฉพาะในช่วงครึ่งปีหลัง ต่างจากปี ค.ศ. 2013 ที่สามารถคำนวณค่าเกรเดียนต์ได้ในช่วง
ครึ่งปีแรก

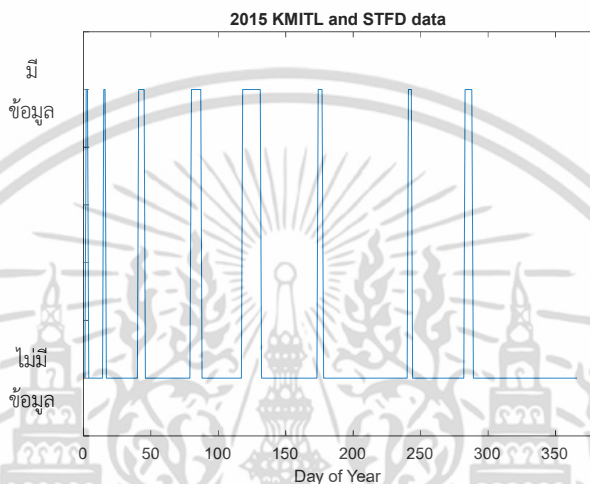
4.1.3 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2015



รูปที่ 4.5 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2015 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

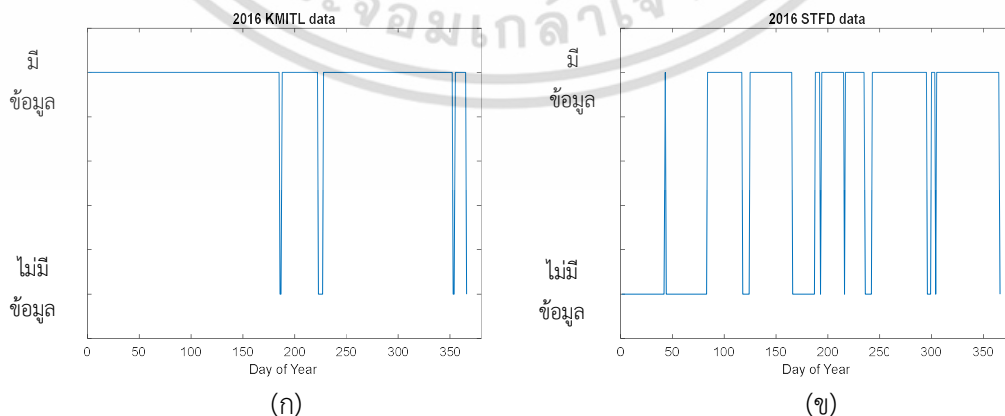
จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2015 ดังรูปที่ 4.5 พบว่า ข้อมูลจากทั้งสองสถานีมีขาดหายไปบางส่วน โดยมีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL ทั้งสิ้น 207 วัน และมีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี STFD ทั้งสิ้น 98 วัน และเพื่อวิเคราะห์วันที่สามารถคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ จะแสดงผลวันที่มีข้อมูลพร้อมกันทั้งสองสถานีดังรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.6 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2015

จากรูปที่ 4.6 มีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสปี ค.ศ. 2015 ที่ตรงตามเงื่อนไขในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้งสิ้นทั้งสิ้น 44 วัน กระจายอยู่เป็นช่วงๆ ตลอดทั้งปี แต่เมื่อเทียบจำนวนวันที่สามารถคำนวณค่าเกรเดียนต์ได้จากปี ค.ศ. 2013 – 2014 พบว่ามีจำนวนวันที่น้อยกว่ามาก ทำให้ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากปี ค.ศ. 2015 ยังไม่ครอบคลุมตลอดทั่วทั้งปี

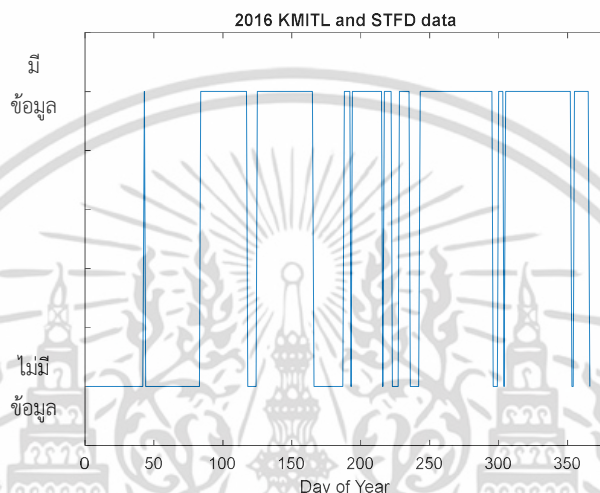
4.1.4 ข้อมูลดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2016



รูปที่ 4.7 ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสในปี ค.ศ. 2016 จากสถานี (ก) KMITL และ (ข) สถานี STFD

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2016 ดังรูปที่ 4.7 มีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL ทั้งสิ้น 356 วัน ซึ่งครอบคลุมเพียงพอตลอดทั้งปี และมีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี STFD ทั้งสิ้น 240 วัน โดยส่วนใหญ่หายไปในช่วง 60 วันแรก และเพื่อวิเคราะห์วันที่สามารถคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้ จะแสดงผลเฉพาะวันที่มีข้อมูลพร้อมกันทั้งสองสถานีดังรูปที่ 4.8



รูปที่ 4.8 วันที่มีข้อมูลพร้อมกันจากทั้งสถานี KMITL และ STFD ในปี ค.ศ. 2016

จากรูปที่ 4.8 มีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสปี ค.ศ. 2016 ที่ตรงตามเงื่อนไขในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้งสิ้น 233 วัน กระจายตัวคล้ายข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากปี ค.ศ. 2015 แต่มีความครอบคลุมตลอดทั้งปีมากกว่า ทำให้ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากปี ค.ศ. 2016 มีความเหมาะสมและครอบคลุมทุกวันได้ตลอดทั้งปี เหมาะสมต่อการวิเคราะห์ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มากที่สุด

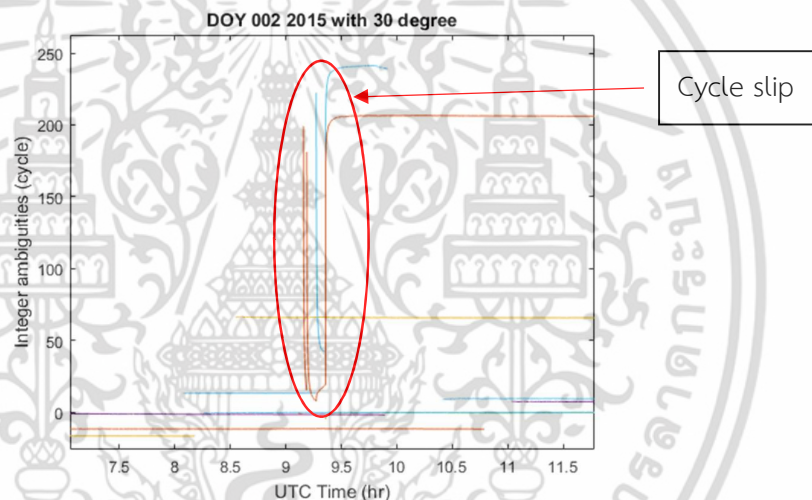
จากผลการทดลองการวิเคราะห์ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และสถานี STFD ดังรูปที่ 4.1 ถึงรูปที่ 4.8 มีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสตั้งแต่ปี ค.ศ. 2013 - 2016 รวมทั้งสิ้น 405 วันที่มีเงื่อนไขเหมาะสมต่อการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และสำหรับการเปรียบเทียบจำนวนข้อมูลเกรเดียนต์ที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วน ข้อมูลทั้งหมดจะถูกนำมาวิเคราะห์ถึงประสิทธิภาพในการแยกข้อมูลจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่ไม่ผ่านการทดสอบอัตราส่วน ออกจากการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ด้วยเงื่อนไขที่ได้นำเสนอในวิทยานิพนธ์เล่มนี้

แต่ก่อนที่จะนำข้อมูลจีเอ็นเอสเอสเหล่านี้มาประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้นั้น จำเป็นที่จะต้องลดจำนวนเหตุการณ์ไซเคิลสลิปให้ได้มากที่สุดก่อน โดยทำการทดลองผลจากเหตุการณ์ไซเคิลสลิปต่อการประมาณค่าเกรเดียนต์ในหัวข้อที่ 4.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

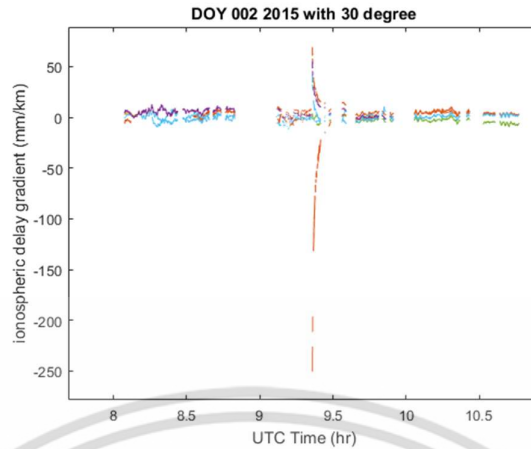
4.2 การทดลองวิเคราะห์เหตุการณ์ไซเคิลสลิป

ในหัวข้อนี้จะเป็นการอธิบายเหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่อาจเกิดขึ้นได้ในระหว่างการประมาณค่าเกรเดียนต์การห้วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ที่อธิบายไว้ในหัวข้อที่ 2.3.4 โดยในหัวข้อนี้จะยกตัวอย่างการประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นและค่าเกรเดียนต์จากข้อมูลวันที่ 2 มกราคม ค.ศ. 2014 (วันที่ 2 ของปี ค.ศ. 2014) ที่เกิดเหตุการณ์ไซเคิลสลิปขึ้นและส่งผลกระทบต่อ การประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นแสดงดังรูปที่ 4.9 และส่งผลกระทบต่อ การประมาณค่าเกรเดียนต์แสดงดังรูปที่ 4.10 โดยมีแกนนอนคือเวลาตามมาตรฐานสากล (ชั่วโมง) แกนตั้งของความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นจะมีหน่วยเป็นจำนวนลูกคลื่น (Cycle) แกนตั้งของค่าเกรเดียนต์จะมีหน่วยเป็นมิลลิเมตรต่อกิโลเมตร โดยค่าเกรเดียนต์ที่เป็นบวกหมายถึงการห้วงเวลาจากสถานี STFD มีค่ามากกว่าสถานี KMITL และสีที่แตกต่างกันหมายถึงข้อมูลจากดาวเทียมจีเอินเอสเอสดวงต่างๆ



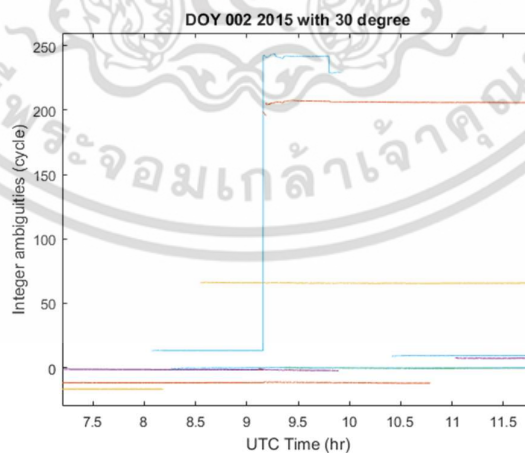
รูปที่ 4.9 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น

จากผลการประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นรูปที่ 4.9 พบว่าเหตุการณ์ไซเคิลสลิปจะส่งผลให้ค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นให้มีการเปลี่ยนแปลงระดับอย่างกะทันหัน เกิดในระหว่างเวลา 09.00 ถึง 09.30 ตามเวลาสากล แสดงภายในวงกลมสีแดงดังรูป เหตุการณ์ที่เกิดขึ้นนี้ตัวกรองคาลมานจะทำการปรับระดับการประมาณค่าความกำกวมเฟสเริ่มต้นเข้าสู่ระดับที่ถูกต้องใหม่ แต่การเปลี่ยนแปลงที่เกิดขึ้นนี้จะใช้เวลาที่นานหลายนาที ทำให้เกิดผลเสียต่อการประมาณค่าเกรเดียนต์ได้ แสดงได้ดังรูปที่ 4.10



รูปที่ 4.10 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

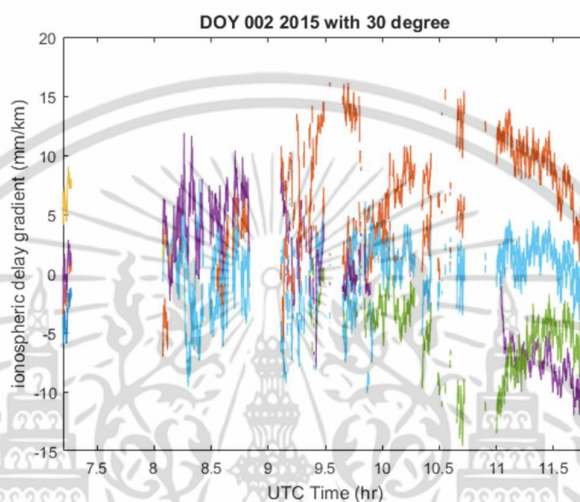
จากผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์รูปที่ 4.10 ในช่วงเวลาประมาณ 09.00 ถึง 09.30 น. จากเหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในช่วงเวลาเดียวกันต่อค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น ในระหว่างที่มีการเปลี่ยนระดับค่าเฟสอย่างกะทันหันนี้ และจากการที่ตัวกรองคาลมานค่อยๆ ปรับค่าความกำกวมเฟสให้ลู่เข้าสู่ระดับค่าเฟสใหม่ ส่งผลให้การประมาณค่าเกรเดียนต์มีค่าพุ่งสูงขึ้นและค่อยๆ ลู่กลับเข้ามาสู่ระดับเดิม โดยจะมีค่าที่มากกว่าปกติเป็นเหตุทำให้ต้องมีการรีเซตค่าพารามิเตอร์ทั้งหมดในตัวกรองคาลมาน คล้ายกับการเริ่มต้นประมาณค่าใหม่ทั้งหมด จึงจะสามารถติดตามการเปลี่ยนแปลงระดับความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นอย่างกะทันหันได้แสดงดังรูปที่ 4.11



รูปที่ 4.11 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้น ที่มีการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลการประมาณค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นรูปที่ 4.11 ในระหว่างเวลา 09.00 ถึง 09.30 น. ตามเวลาสากล เมื่อทำการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมานใหม่ทั้งหมดเป็นค่าเริ่มต้น ในขณะที่ตรวจพบเหตุการณ์ไซเคิลสลิปได้นั้น จะทำให้ติดตามการเปลี่ยนแปลงระดับอย่าง กระทั่งเห็นได้ โดยเหตุการณ์ที่เกิดขึ้นนี้จะไม่ส่งผลให้การประมาณค่าเกรเดียนต์ที่มีค่าเพิ่มมากขึ้น แสดงดังรูปที่ 4.12

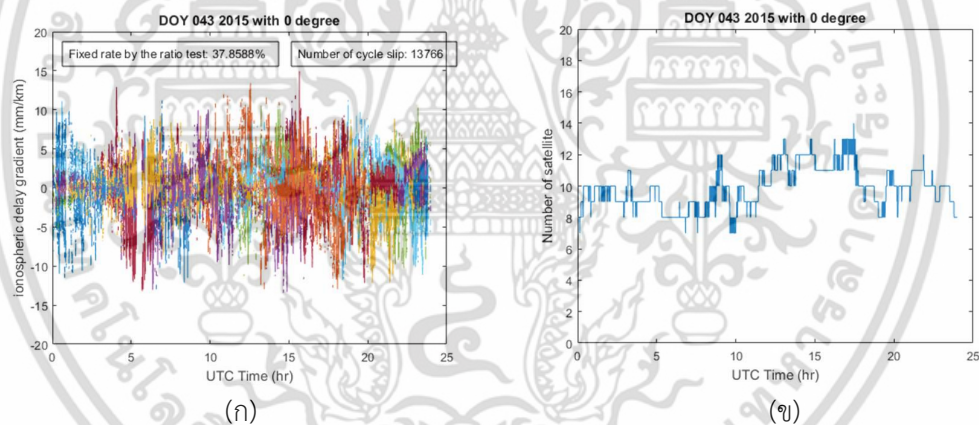


รูปที่ 4.12 เหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ที่มีการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมาน

จากผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์รูปที่ 4.12 สันเกตว่าช่วงเวลาประมาณ 09.00 ถึง 09.30 น. ที่มีเหตุการณ์ไซเคิลสลิปเกิดขึ้นกับค่าความกำกวมเฟสสัญญาณเริ่มต้นนั้น เมื่อเพิ่มการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมานในระหว่างที่มีการเปลี่ยนระดับอย่างกระทั่งเห็นนี้ ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ประมาณได้ จะไม่มีผลกระทบต่อเหตุการณ์ไซเคิลสลิปหลงเหลืออยู่

4.3 การทดสอบมุมเงยที่ใช้กรองข้อมูลเบื้องต้นออก

ในหัวข้อนี้จะเป็นการออกแบบการนำข้อมูลจากดาวเทียมบางดวงออก เมื่อมีมุมเงยต่ำกว่ากำหนด กล่าวคือหากดาวเทียมดวงใดในขณะนั้นอยู่สูงกว่ามุมเงยที่กำหนด ก็จะนำข้อมูลจากดาวเทียมเหล่านั้นมาคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยการทดลองนี้จะศึกษาลักษณะของค่าเกรเดียนต์ที่เกิดขึ้นว่ามีปัญหาในระหว่างการคำนวณอย่างไร รวมถึงจำนวนดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่เหลื่ออยู่ในแต่ละวินาที ว่าเหลือเพียงพอสำหรับการประมาณค่าหรือไม่ การทดลองนี้จะกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำตั้งแต่ 0 10 25 30 35 และ 40 องศา เพื่อนำผลการทดลองทั้งหมดมาวิเคราะห์หว่ามุมเงยเท่าใดที่เหมาะสมต่อการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยสังเกตจากจำนวนครั้งที่เกิดเหตุการณ์ไซเคิลสลิปขึ้น แสดงได้ดังรูปที่ 4.13 ถึงรูปที่ 4.18 โดยในแกนนอนคือค่าเวลาตามเวลาสากล (ชั่วโมง) แกนตั้งรูปซ้าย (ก) คือค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร) และแกนตั้งรูปขวา (ข) คือจำนวนดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่มีมุมเงยสูงกว่าที่กำหนด โดยในแต่ละรูปจะมีการนับจำนวนครั้งที่เกิดเหตุการณ์ไซเคิลสลิปขึ้น

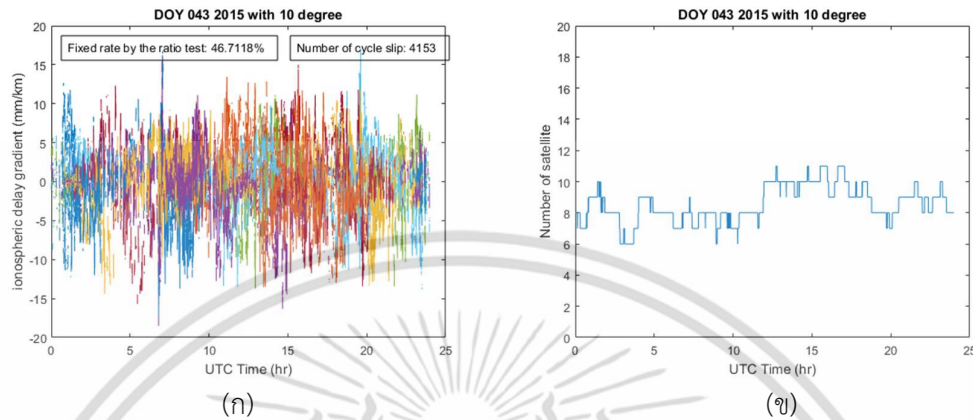


รูปที่ 4.13 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 0 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด

จากผลการทดลองรูปที่ 4.13 เป็นการกำหนดเงื่อนไขมุมเงยที่มากกว่า 0 องศาเป็นต้นไป หมายความว่าข้อมูลทั้งหมดที่ได้รับมาจากเครื่องรับจีเอ็นเอสเอส ถูกนำมาประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้งหมด ผลการทดลองพบว่ามีจำนวนดาวเทียมที่เห็นได้ในแต่ละเวลาอยู่ในช่วง 7 – 14 ดวง แต่เกิดไซเคิลสลิปเป็นจำนวนมาก เกิดสูงถึง 13,766 ครั้ง หรือโดยเฉลี่ยทุกๆ 8 วินาที การเกิดไซเคิลสลิปนี้จะส่งผลให้ตัวกรองคาลมาน โดยจำเป็นต้องรีเซ็ตพารามิเตอร์ที่กำหนดไว้ใหม่เป็นค่าเริ่มต้นทั้งหมด ค่าที่เริ่มคำนวณใหม่จะต้องรอเวลาให้เอาต์พุตคู่เข้าอีกครั้ง แต่การเกิดไซเคิลสลิปโดยเฉลี่ยทุกๆ 8 วินาที จะไม่สามารถทำให้เอาต์พุตสามารถคู่เข้าได้และมีความ

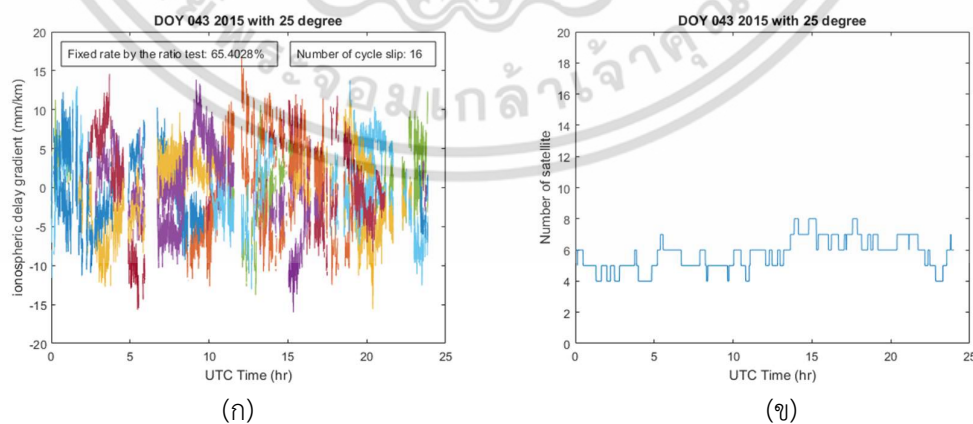
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แปรปรวนเกิดขึ้นสูง ดังนั้นมุมเงยที่กำหนดไว้เท่ากับ 0 จะไม่เหมาะสมต่อการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์



รูปที่ 4.14 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 10 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด

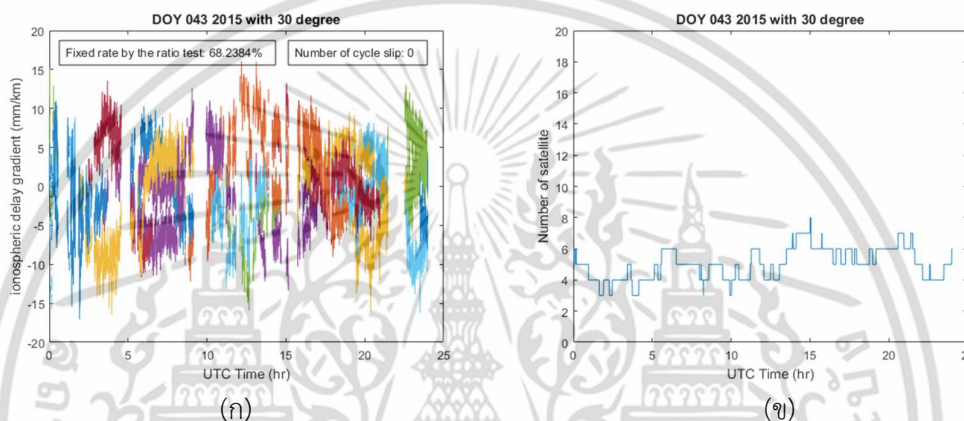
จากผลการทดลองรูปที่ 4.14 เป็นการกำหนดเงื่อนไข่มุมเงยที่มากกว่า 10 องศาเป็นต้นไป ผลการทดลองพบว่ามีจำนวนดาวเทียมที่เห็นได้ในแต่ละเวลาอยู่ในช่วง 6 – 11 ดวง โดยมีค่าน้อยกว่าการกำหนดเงื่อนไข่มุม 0 องศา แต่จำนวนการเกิดไซเคิลสลิปมีค่าลดลงอยู่ที่ 4,153 ครั้ง หรือโดยเฉลี่ยทุกๆ 20 วินาที และมีการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมานน้อยกว่าเดิม แต่จำนวนครั้งที่เกิดไซเคิลสลิปนี้ยังไม่สามารถทำให้เอาต์พุตสามารถถูกรวบรวมได้อย่างเหมาะสม ดังนั้นมุมเงยที่กำหนดไว้เท่ากับ 10 องศา จะยังเหมาะสมไม่เพียงพอต่อการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์



รูปที่ 4.15 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 25 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด

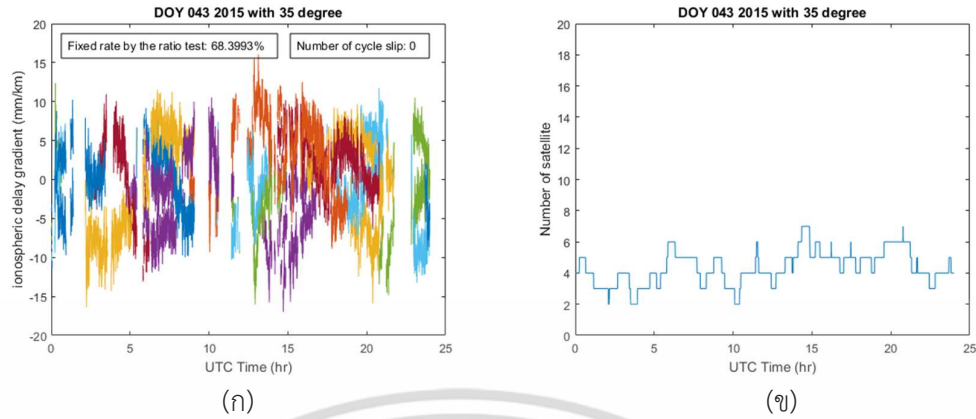
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลการทดลองรูปที่ 4.15 เป็นการกำหนดเงื่อนไขมุมเงยที่มากกว่า 25 องศาเป็นต้นไป ผลการทดลองพบว่ามีจำนวนดาวเทียมที่เห็นได้ในแต่ละเวลาอยู่ในช่วง 4 – 8 ดวง โดยเริ่มมีค่าใกล้เคียงค่าต่ำสุดในการใช้งานตัวกรองคาลมานที่ต้องมากกว่า 2 ดวงเป็นต้นไป เนื่องมาจากการแปลง SD ให้เป็น DD แต่จำนวนการเกิดไซเคิลสลิปมีค่าลดลงอยู่ที่ 16 ครั้ง ทำให้ไม่เป็นปัญหาในการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมาน โดยสามารถทำให้เอาต์พุตลู่เข้าได้เป็นเวลาเหมาะสมเพียงพอก่อนที่จะเกิดไซเคิลสลิปอีกครั้ง ดังนั้นมุมเงยที่กำหนดไว้เท่ากับ 25 องศา จะเริ่มเหมาะสมต่อการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์



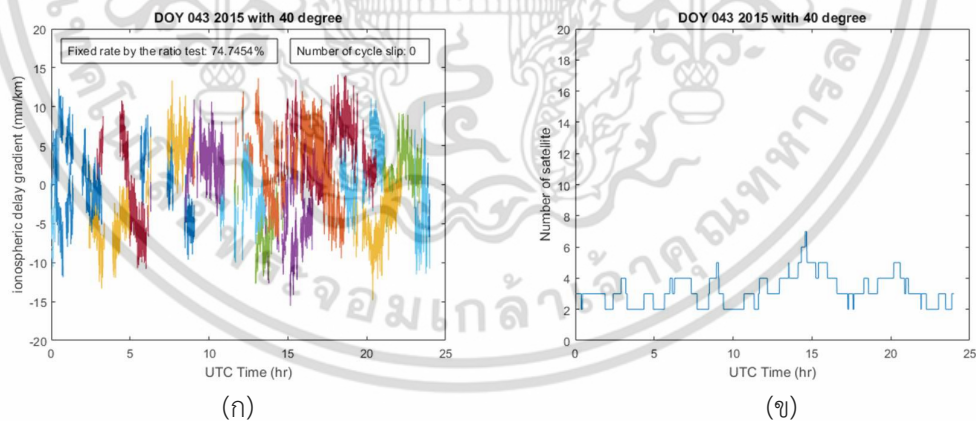
รูปที่ 4.16 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 30 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด

จากผลการทดลองรูปที่ 4.16 เป็นการกำหนดเงื่อนไขมุมเงยที่มากกว่า 30 องศาเป็นต้นไป ผลการทดลองพบว่ามีจำนวนดาวเทียมที่เห็นได้ในแต่ละเวลาอยู่ในช่วง 3 – 8 ดวง โดยเริ่มมีค่าใกล้เคียงค่าต่ำสุดในการใช้งานตัวกรองคาลมานเช่นเดียวกับมุมเงยที่ 25 องศา แต่ข้อมูลที่ได้จากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสทั้งหมดไม่พบจำนวนการเกิดไซเคิลสลิปแม้แต่ครั้งเดียว ทำให้มีประสิทธิภาพต่อการใช้งานตัวกรองคาลมานได้ดีที่สุด โดยหลีกเลี่ยงการรีเซตตัวกรองคาลมาน และสามารถประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้อย่างต่อเนื่อง ดังนั้นมุมเงยที่ 30 องศา จะมีความเหมาะสมต่อการคำนวณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มากขึ้นกว่ามุมเงยที่ 25 องศา



รูปที่ 4.17 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 35 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด

จากผลการทดลองรูปที่ 4.17 เป็นการกำหนดเงื่อนไขข้อมูลจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่มีมุมเงยมากกว่า 35 องศาเป็นต้นไป ผลการทดลองพบว่าข้อมูลที่ได้จากตัวกรองกาลมานไม่พบจำนวนการเกิดไซเคิลสลิปดังเช่นมุมเงยที่กำหนดไว้ที่ 30 องศา แต่เนื่องจากจำนวนดาวเทียมที่เห็นได้อยู่ในช่วง 2 – 7 ดวง ทำให้ในบางช่วงเวลามีจำนวนดาวเทียมไม่เพียงพอต่อการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยตัวกรองกาลมาน ทำให้มีประสิทธิภาพต่อการใช้งานตัวกรองกาลมานจะน้อยกว่าการกำหนดมุมเงยไว้ที่ 30 องศา



รูปที่ 4.18 ผลการทดลองจากการกำหนดค่ามุมเงยขั้นต่ำ 40 องศา โดย (ก) ค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และ (ข) จำนวนดาวเทียมที่มีมุมเงยสูงกว่าข้อกำหนด

จากผลการทดลองรูปที่ 4.18 เป็นการกำหนดเงื่อนไขข้อมูลจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสที่มีมุมเงยมากกว่า 40 องศาเป็นต้นไป ผลการทดลองพบว่าข้อมูลที่ได้จากตัวกรองกาลมานไม่พบจำนวนการเกิดไซเคิลสลิปดังเช่นมุมเงยที่กำหนดไว้ที่ 30 และ 35 องศา แต่เนื่องจากจำนวนดาวเทียมที่เห็น

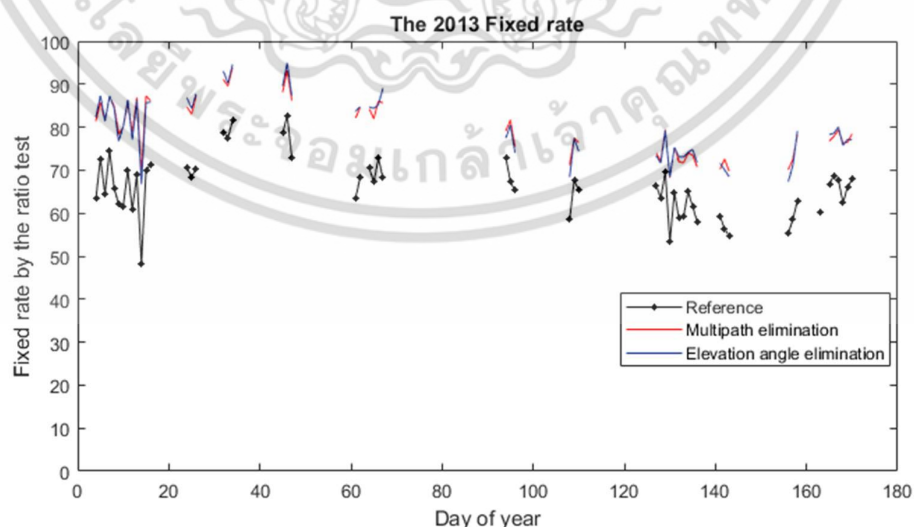
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ได้อยู่ในช่วงที่น้อยถึง 2 ดวงเป็นจำนวนมาก ทำให้มีหลายช่วงเวลามีที่จำนวนดาวเทียมไม่เพียงพอต่อการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ด้วยตัวกรองคาลมาน ทำให้มีประสิทธิภาพต่อการใช้งานตัวกรองคาลมานจะน้อยกว่าการกำหนดมุมเงยไว้ที่ 30 และ 35 องศา

จากผลการทดลองกำหนดมุมเงยขั้นต่ำดังรูปที่ 4.13 ถึงรูปที่ 4.18 พบว่าการกำหนดมุมเงยที่น้อยกว่า 25 องศา จะทำให้มีโอกาสเกิดเหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่มาก ทำให้ต้องรีเซ็ตตัวกรองคาลมานอยู่บ่อยครั้งจนไม่สามารถใช้งานตัวกรองคาลมานได้ เมื่อเริ่มกำหนดมุมเงยที่ 25 องศา เหตุการณ์ไซเคิลสลิปจะมีโอกาสเกิดน้อยกว่า และมีดาวเทียมต่ำสุดที่ 4 ดวง แต่เมื่อเทียบกับการกำหนดมุมเงยที่ 30 องศา พบว่าโอกาสการเกิดไซเคิลสลิปจะมีค่าที่น้อยมาก โดยมีจำนวนดาวเทียมที่น้อยที่สุดเท่ากับ 3 ดวง จึงมีความเหมาะสมมากกว่า เพราะยังสามารถใช้งานตัวกรองคาลมานได้ แต่เมื่อกำหนดมุมเงยมากกว่า 30 องศาเป็นต้นไป จะพบว่าจำนวนดาวเทียมจะหลงเหลืออยู่น้อยมาก จนในบางช่วงเวลาไม่สามารถประมาณค่าด้วยตัวกรองคาลมานได้

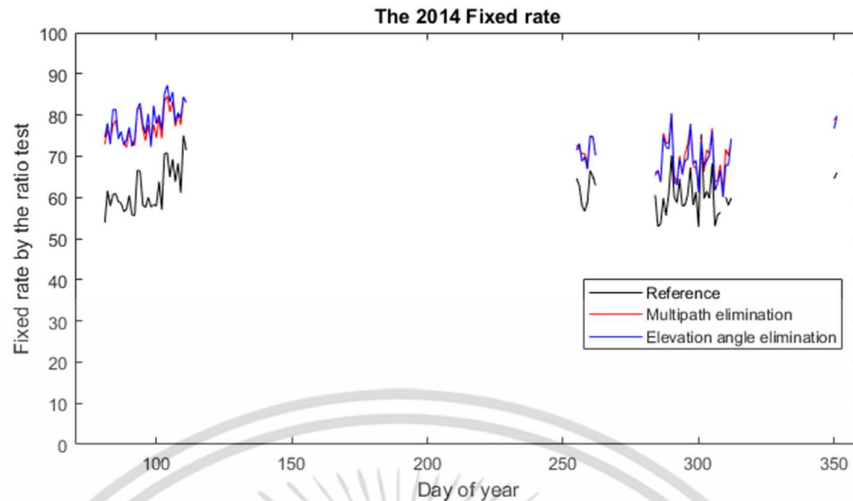
4.4 การเพิ่มประสิทธิภาพข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วน ระหว่างวิธีอ้างอิงและวิธีที่นำเสนอ

ในหัวข้อนี้จะเป็นการเปรียบเทียบประสิทธิภาพในการเพิ่มข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนใน 1 วัน ด้วยวิธีการที่ใช้ 3 วิธี ได้แก่วิธีที่ใช้อ้างอิง และวิธีการที่นำเสนอ ได้แก่วิธีการประเมินข้อมูลด้วยการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีการประเมินข้อมูลด้วยมุมเงยของดาวเทียมแต่ละดวง ซึ่งทั้ง 3 วิธีจะใช้ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากปี ค.ศ. 2013 - 2016 แสดงดังรูปที่ 4.19 ถึงรูปที่ 4.22 โดยแกนนอนจะเป็นวันที่ในปี ค.ศ. นั้นๆ อยู่ในช่วงวันที่ 1 ถึงวันที่ 366 และแกนตั้งจะแสดงร้อยละข้อมูลที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วน

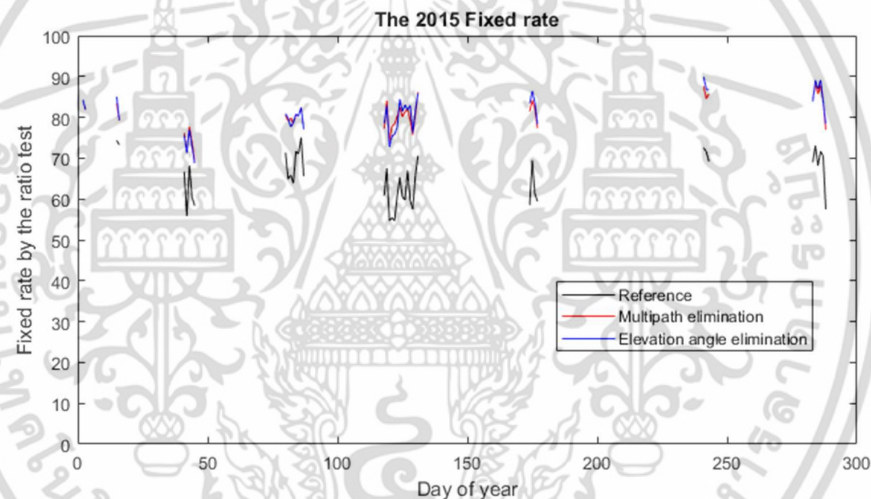


รูปที่ 4.19 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2013

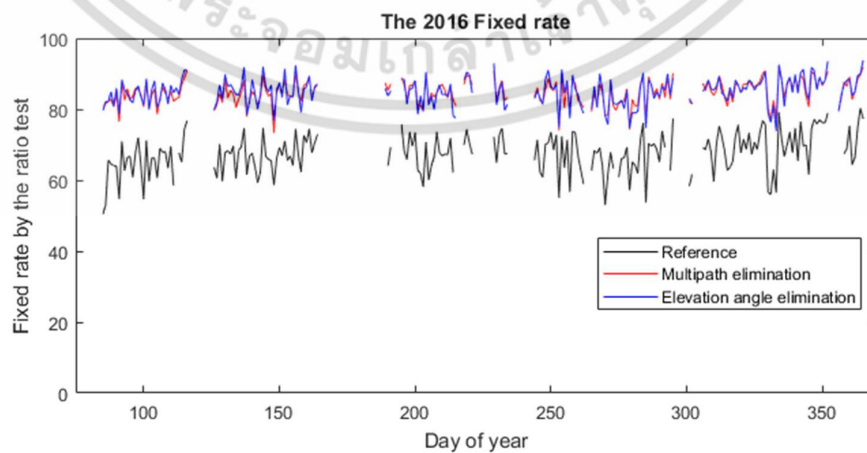
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.20 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2014



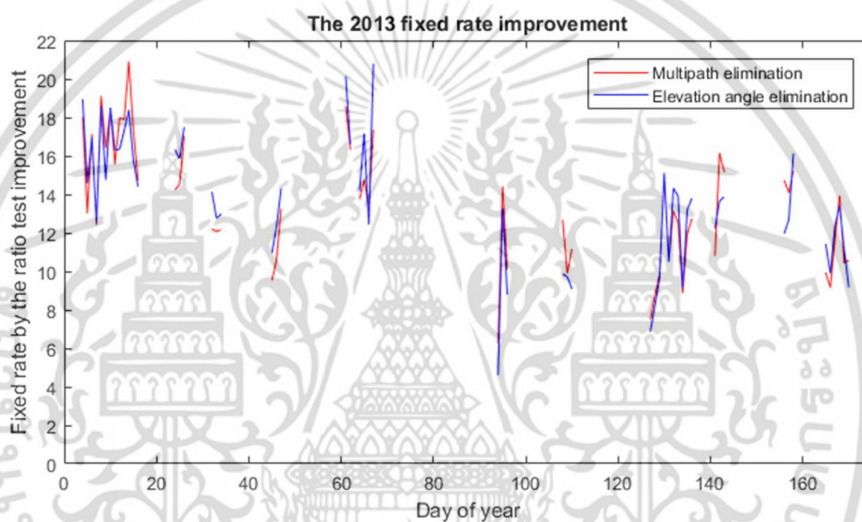
รูปที่ 4.21 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2015



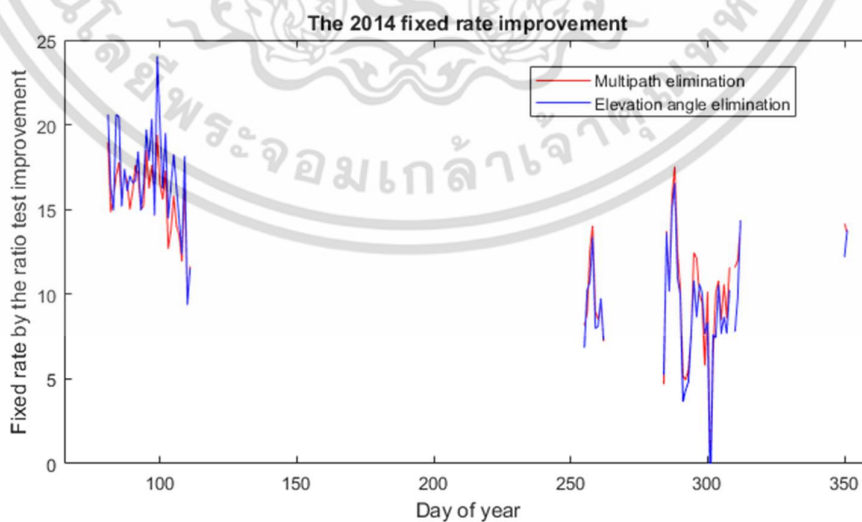
รูปที่ 4.22 อัตราการแก้ไขข้อมูลด้วยวิธีการอ้างอิงและวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2016

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลการทดลองวิธีการเพิ่มอัตราการใช้ข้อมูลด้วยวิธีที่นำเสนอ พบว่ามีอัตราการใช้ที่ดีขึ้นกว่าวิธีการอ้างอิงทุกวันทั้ง 2 วิธี โดยวิธีการอ้างอิงจะมีอัตราการใช้ที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนโดยเฉลี่ยประมาณ 60 – 70 เปอร์เซ็นต์ และวิธีการที่นำเสนอทั้งสอง จะมีอัตราการใช้ที่ผ่านการทดสอบอัตราส่วนโดยเฉลี่ยประมาณ 80 เปอร์เซ็นต์ โดยเมื่อหากต้องการทราบว่าเป็นแต่ละวัน จากวิธีการที่นำเสนอทั้ง 2 วิธีนั้นเพิ่มจากวิธีอ้างอิงเท่าใดนั้น จะสามารถแสดงได้โดยหาผลต่างในแต่ละวิธีเทียบกับวิธีอ้างอิง แสดงได้ดังรูปที่ 4.23 ถึงรูปที่ 4.26 โดยแกนตั้งจะแสดงวันที่ในแต่ละปี และแกนนอนจะแสดงอัตราการใช้ที่เพิ่มขึ้น โดยเส้นสีแดงจะมาจากวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และเส้นสีน้ำเงินจะมาจากวิธีมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ

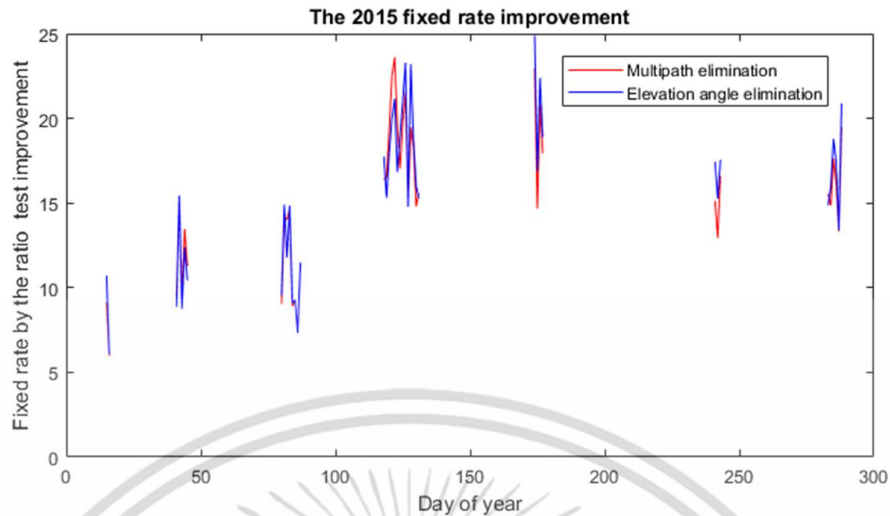


รูปที่ 4.23 อัตราการใช้ที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2013

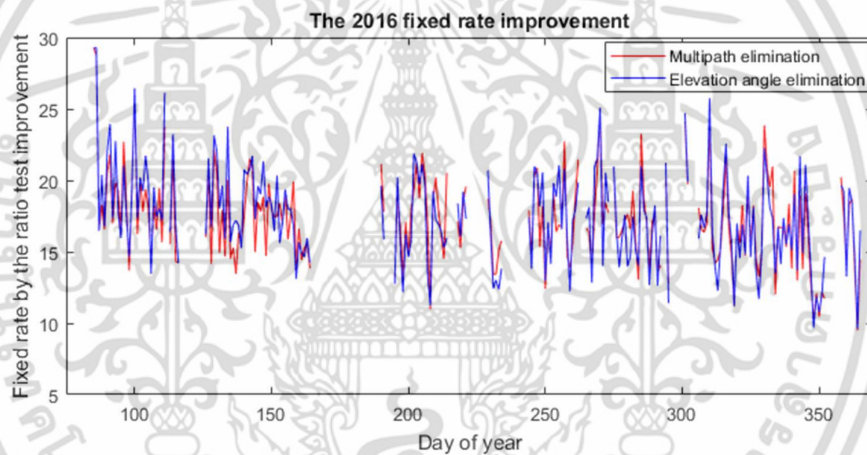


รูปที่ 4.24 อัตราการใช้ที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2014

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



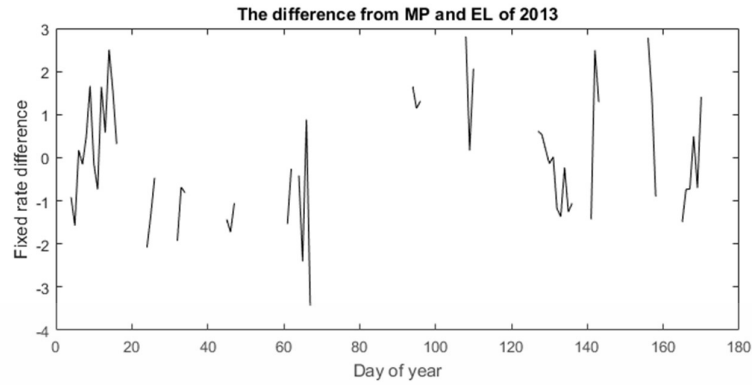
รูปที่ 4.25 อัตราการแก้ไขที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2015



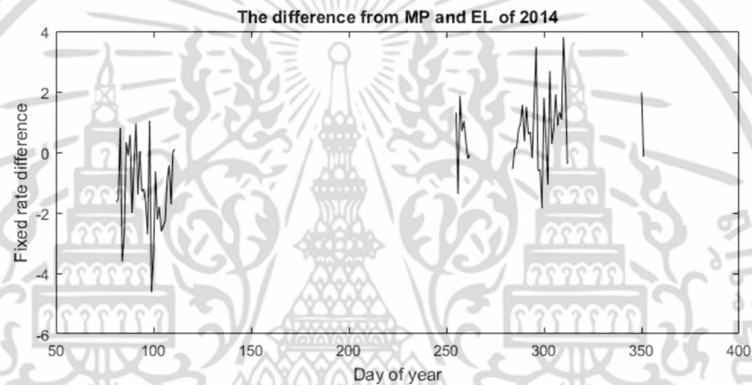
รูปที่ 4.26 อัตราการแก้ไขที่เพิ่มขึ้นด้วยวิธีการที่นำเสนอจากข้อมูลปี ค.ศ. 2016

จากผลการทดลองพบว่าจากทั้งสองวิธีที่นำเสนอสามารถเพิ่มอัตราการแก้ไขข้อมูลได้ตั้งแต่ 5 – 25 เปอร์เซ็นต์เทียบกับวิธีอ้างอิง โดยมีวันที่ไม่สามารถเพิ่มอัตราการแก้ไขได้ 1 วัน ได้แก่วันที่ 301 ปี ค.ศ. 2014 แต่ข้อมูลโดยส่วนใหญ่แล้วสามารถแก้ไขได้มากกว่าวิธีอ้างอิงประมาณ 10 เปอร์เซ็นต์ และเพื่อให้สามารถแยกแยะได้ว่าวิธีการใดมีการเพิ่มขึ้นมากกว่าได้นั้น จะทำได้โดยนำอัตราการแก้ไขจากวิธีการสะท้อนสัญญาณหลายทิศทางลบด้วยอัตราการแก้ไขจากวิธีเปรียบเทียบมุมเฉย แสดงดังรูปที่ 4.27 ถึงรูปที่ 4.30 โดยหากค่าที่ได้เป็นบวก จะหมายถึงผลจากวิธีวัดการสะท้อนสัญญาณหลายทิศทางมีอัตราการแก้ไขที่มากกว่า และค่าที่เป็นลบจะหมายถึงผลจากวิธีวัดการเปรียบเทียบมุมเฉยมีอัตราการแก้ไขที่มากกว่า

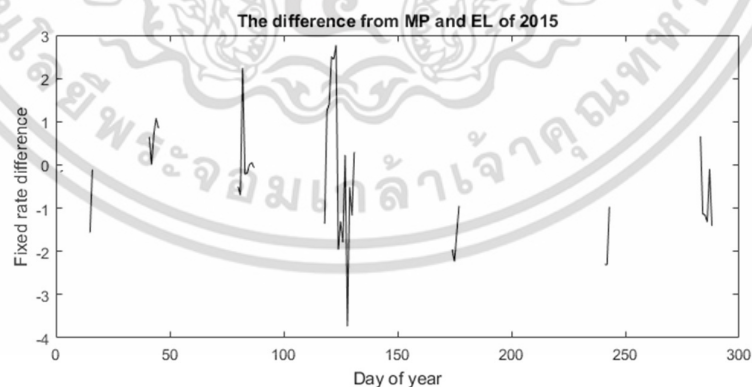
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.27 ผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2013

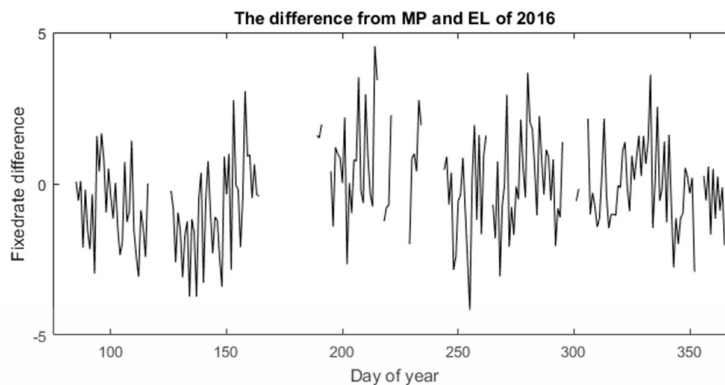


รูปที่ 4.28 ผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2014



รูปที่ 4.29 ผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2015

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.30 เปรียบเทียบผลต่างการแก้ไขข้อมูลระหว่างวิธีการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณ และวิธีเปรียบเทียบมุมเงยของดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสปี 2015

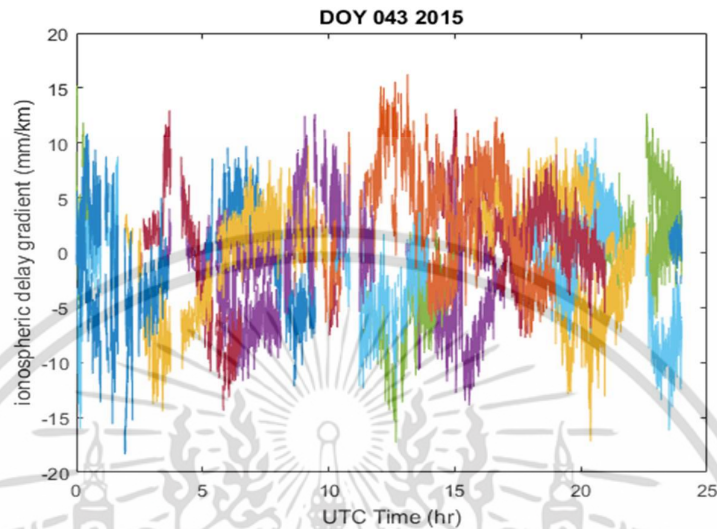
จากผลการทดลองต่างระหว่างวิธีการแก้ไขข้อมูลให้ผ่านการทดสอบอัตราส่วน ด้วยการเปรียบเทียบการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณจากดาวเทียมดวงต่างๆ และวิธีการเปรียบเทียบมุมเงยจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ พบว่ามีความแตกต่างกันอยู่ในช่วงระหว่าง -4 ถึง 4 เปอร์เซ็นต์ โดยมีทั้งวิธีการเปรียบเทียบการสะท้อนหลายทิศทางของสัญญาณที่มีค่ามากกว่า และวิธีการเปรียบเทียบมุมเงยจากดาวเทียมที่มากกว่าสลับกัน จึงสามารถสรุปได้ว่าทั้งสองวิธีมีการเพิ่มประสิทธิภาพอัตราการแก้ไขข้อมูลให้ผ่านการทดสอบอัตราส่วนได้อย่างใกล้เคียงกัน โดยสามารถนำวิธีการที่นำเสนอมาเพิ่มจำนวนข้อมูลที่ใช้สำหรับการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เพื่อหาส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง สำหรับในบริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิดังแสดงในหัวข้อที่ 4.5

4.5 การคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งภายในบริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ

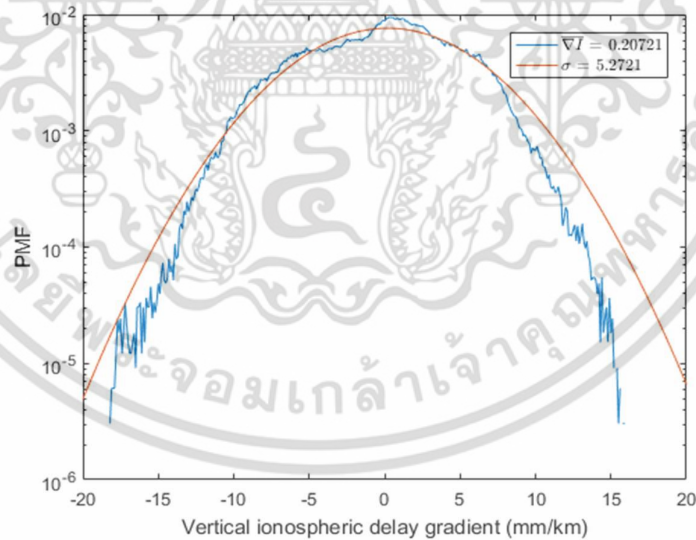
ในหัวข้อนี้จะเป็นการประมาณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งภายในบริเวณท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ ซึ่งเป็นพารามิเตอร์หนึ่งในระบบจีบาส โดยก่อนที่จะคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานได้นั้น ต้องแยกเฉพาะเหตุการณ์วันที่ไม่เกิดความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ออกมาก่อน จึงจะคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์ในสภาวะที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นปกติได้ โดยจะยกตัวอย่างวันที่สภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นปกติดังรูปที่ 4.31 โดยแทนตั้งเป็นค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร) และแทนนอนเป็นเวลามาตรฐานสากล (ชั่วโมง) โดยค่าที่เป็นบวกจะแสดงถึงการหน่วงเวลาจากสถานี STFD ที่มีค่ามากกว่า และสีที่แตกต่างกันจะบ่งบอกถึงการคำนวณข้อมูลจากดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสดวงต่างๆ และนำมาคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานจากการแจกแจงความน่าจะเป็นแบบไม่ต่อเนื่อง (Probability mass function, PMF)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังรูปที่ 4.32 โดยแกนตั้งจะแสดงความน่าจะเป็น และแกนนอนจะแสดงค่าเกรเดียนต์ (มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร)



รูปที่ 4.31 ตัวอย่างค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสวันที่ 12 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2015 (Doy: 043)



รูปที่ 4.32 ฟังก์ชันความน่าจะเป็นแบบไม่ต่อเนื่องของค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูลจีเอ็นเอสเอสวันที่ 12 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2015 (Doy: 043)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูล จีเอ็นเอสเอสวันที่ 12 กุมภาพันธ์ ค.ศ. 2015 ดังรูปที่ 4.31 มีอัตราการแก้ไขข้อมูลที่ผ่านการทดสอบ อัตราส่วนทั้งสิ้น 80.2 เปอร์เซ็นต์ และมีค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ อยู่ในช่วงระหว่าง -15 ถึง 15 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร และเมื่อคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานจาก ฟังก์ชันการแจกแจงความน่าจะเป็นแบบไม่ต่อเนื่อง โดยพล็อตกราฟข้อมูลที่มีการแจกแจงแบบปกติ และทำการปรับส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานจนกระทั่งความน่าจะเป็นของเหตุการณ์ (เส้นสีแดง) มีความครอบคลุมทุกค่าที่เกิดขึ้นจากข้อมูลจริง (เส้นสีน้ำเงิน) แสดงดังรูปที่ 4.32 พบว่าค่าความแปรปรวน เกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งมีค่าเท่ากับ 5.2721 มิลลิเมตรต่อ กิโลเมตร

จากตัวอย่างที่กล่าวมาจะเป็นตัวอย่างวันที่ไม่มีความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ใน 1 วัน แต่เมื่อต้องการทราบค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานที่เกิดขึ้นภายในบริเวณท่าอากาศยาน สุวรรณภูมิ จะต้องนำข้อมูลวันที่ไม่มีความผิดปกติในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หลายๆ วันมาหาค่าเฉลี่ย ซึ่งในวิทยานิพนธ์เล่มนี้จะหาค่าเฉลี่ยจากข้อมูลภายในปี ค.ศ. 2014 - 2016 ประมาณปีละ 11 ถึง 16 วันแสดงดังตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 ส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์
แนวตั้ง ช่วงปี ค.ศ. 2013 - 2016

2013		2014		2015		2016	
DOY	σ_{Vig} (mm/km)	DOY	σ_{Vig} (mm/km)	DOY	σ_{Vig} (mm/km)	DOY	σ_{Vig} (mm/km)
005	4.9791	101	5.3552	002	5.8635	093	5.9371
006	5.1209	103	4.9513	015	5.9105	114	5.2021
007	5.1653	262	5.8661	043	5.2222	115	5.4175
009	5.2446	289	5.2200	081	5.3898	133	5.0257
013	5.5118	291	5.2993	082	5.0481	136	4.7214
026	5.0091	292	5.4159	120	5.1569	141	5.0987
032	4.7836	293	5.4958	174	5.6804	142	4.7887
034	5.0688	295	5.3697	175	5.4030	143	5.0216
045	5.0902	296	5.1620	243	5.1552	145	5.0823
046	5.1152	297	5.6616	285	5.1753	150	4.9603
128	4.8832	299	5.7066	288	5.2084	153	5.1198
136	4.8546	301	6.0314			156	5.0866
156	5.0609	302	5.5516			160	5.0387
166	5.1605	311	5.6673			163	5.1584
		312	5.4269			164	5.2004
		350	5.4119			190	5.1146
max	5.5118	max	6.0314	max	5.9105	max	5.9371
min	4.7836	min	4.9513	min	5.0481	min	4.7214
mean	5.0748	mean	5.4824	mean	5.3830	mean	5.1185

จากผลการคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้ง ช่วงปี ค.ศ. 2013 - 2016 พบว่าในแต่ละปี ค่าที่ได้มีลักษณะแตกต่างกันออกไป โดยในปี ค.ศ. 2013 มีค่าอยู่ในช่วง 4.8 - 5.5 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร ค่าเฉลี่ยเท่ากับ 5 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร สำหรับปี ค.ศ. 2014 พบว่าช่วงของส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานมีค่ามีมากขึ้นเท่ากับ 5 - 6 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร และมีค่าเฉลี่ยเพิ่มขึ้นเป็น 5.5 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร แต่สำหรับปีถัดมาพบว่ามีลักษณะข้อมูลคล้ายกับปี ค.ศ. 2014 มีช่วงใกล้เคียงกันที่ 5 - 5.9 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร และค่าเฉลี่ย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประมาณ 5.4 และในปี ค.ศ. 2016 พบว่าค่าต่ำสุดของข้อมูลลดลงจากปีก่อนหน้า ค่าที่ได้อยู่ในช่วง 4.7 – 5.9 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร และมีค่าเฉลี่ยลดลงอยู่ที่ 5.1 มิลลิเมตรต่อกิโลเมตร

จากผลการทดลองที่ได้ พบว่าส่วนค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แนวตั้งจะมีลักษณะที่แตกต่างกันในแต่ละปี ทั้งค่าที่น้อยที่สุด ค่าที่มากที่สุด และค่าเฉลี่ยในแต่ละปี และการนำค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานนี้ไปใช้ในระบบจีบาส จำเป็นต้องคำนวณค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานตามลักษณะที่แตกต่างกันในแต่ละปีหรือแต่ละฤดูกาล จึงจะมีความเหมาะสมมากที่สุดต่อระบบประมวลผลภาคพื้นดินของระบบจีบาส ซึ่งจะมีการใช้งานค่าเชิงสถิติที่คำนวณได้นี้ ส่งไปยังอากาศยานที่อยู่ภายในบริเวณพื้นที่ใกล้เคียงท่าอากาศยานสุวรรณภูมิ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

สรุปผลและข้อเสนอแนะในงานวิจัย

5.1 สรุปผลงานวิจัย

จากผลการทดลองการวิเคราะห์ข้อมูลจีเอ็นเอสเอสจากสถานี KMITL และสถานี STFD พบว่ามีข้อมูลจีเอ็นเอสเอสตั้งแต่ปี ค.ศ. 2013 - 2016 ที่สามารถใช้ประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้มีทั้งสิ้น 405 วัน โดยข้อมูลมาจากปี ค.ศ. 2013 ทั้งหมด 58 วัน จากปี ค.ศ. 2014 จำนวน 70 วัน จากปี ค.ศ. 2015 จำนวน 44 วัน และจากปี ค.ศ. 2016 จำนวน 240 วัน ถัดมาจากการทดลองการวิเคราะห์เหตุการณ์ไซเคิลสลิปพบว่าการรีเซตพารามิเตอร์ในตัวกรองคาลมานจะช่วย ป้องกันไม่ให้มีค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่สูงผิดปกติ ถัดมาเป็นผลการทดลองมุมมองที่ใช้กรองข้อมูลในเบื้องต้นออก พบว่ามุมมองที่เหมาะสมที่สุดมีค่าเท่ากับ 30 องศา โดยสามารถขจัดเหตุการณ์ไซเคิลสลิปออกไปได้มาก โดยที่ยังเหลือดาวเทียมจีเอ็นเอสเอสสำหรับตัวกรองคาลมานได้อย่างเพียงพอ ส่วนผลการทดลองการเพิ่มประสิทธิภาพข้อมูลผ่านการทดสอบอัตราส่วนด้วยวิธีการที่นำเสนอ พบว่าสามารถเพิ่มประสิทธิภาพขึ้นจากวิธีอ้างอิงได้ตั้งแต่ 5 - 25 เปอร์เซ็นต์ และเมื่อคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ พบว่าทั้งสองวิธีการที่นำเสนอให้ผลลัพธ์ที่มีค่าใกล้เคียงกัน และผลการทดลองการคำนวณส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแต่ละปี พบว่าการนำไปใช้ในระบบจีบาส จำเป็นต้องคำนวณค่าส่วนเบี่ยงเบนมาตรฐานตามลักษณะที่แตกต่างกันในแต่ละปีหรือแต่ละฤดูกาล จึงจะมีความเหมาะสมมากที่สุด

5.2 ข้อเสนอแนะ

ในระหว่างการประมาณค่าเกรเดียนต์การหน่วงเวลาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ พบว่ายังเกิดปัญหาในการแยกแยะเหตุการณ์ไซเคิลสลิปที่เกิดขึ้นในบางวัน ทำให้ค่าเกรเดียนต์ที่ได้มีค่าไม่ถูกต้อง จำเป็นที่จะต้องหาวิธีการตรวจจับที่มีประสิทธิภาพมากกว่าเดิม และในส่วนของ การแยกแยะวันที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นปกติ ออกจากวันที่ผิดปกติได้นั้น ผู้วิจัยยังจำเป็นต้องตรวจสอบค่าเหล่านี้ด้วยตัวเอง โดยควรที่จะออกแบบอัลกอริทึมที่มีประสิทธิภาพในการแยกแยะได้ และสุดท้ายจะเกิดจากข้อมูลที่ใช้ไม่มีความต่อเนื่อง โดยเฉลี่ยแล้วใน 4 ปีมีข้อมูลประมาณ 24 เปอร์เซ็นต์ จึงควรที่จะออกแบบระบบการจัดเก็บข้อมูลจีเอ็นเอสเอสที่มีประสิทธิภาพมากยิ่งขึ้น

เอกสารอ้างอิง

- [1] C. Mayer, B. Belabbas, N. Jakowski, M. Meurer and W. Dunkel, "Ionosphere Threat Space Model Assessment for GBAS.", **ION GNSS 2009**, Savannah, GA, USA, 2009.
- [2] M. Kim, Y. Choi, H.-S. Jun and J. Lee, "GBAS ionospheric threat model assessment for category I operation in the Korean region.", **GPS Solutions**, vol. 19, no. 3, pp. 443-456, 2015.
- [3] S. Fujita, "Determination of ionospheric gradients in short baselines by using single frequency measurement.", **J. Aero. Astro. Avi.**, pp. 269-275, 2010.
- [4] P. Teunissen and A. Kleusberg, "GPS observation equations and positioning concepts.", **GPS for Geodesy**, vol. 60, pp. 175-217, 1996.
- [5] P. Misra and P. Enge, **Global Positioning System: Signals, Measurements, and Performance**. Massachusetts: Ganga-Jamuna Press, 2012.
- [6] "GNSS augmentation." 14 April 2017. [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/GNSS_augmentation. [Accessed 5 May 2017].
- [7] J. Lee, S. Pullen, S. Datta-Barua and P. Enge, "Assessment of Nominal Ionosphere Spatial.", **Position, Location, And Navigation Symposium**, California, 2006.
- [8] P. Kintner and B. Ledvina, "The ionosphere, radio navigation, and global.", **Advances in Space Research**, vol. 35, pp. 788-811, 2005.
- [9] A. Leick, L. Rapoport and D. Tatarnikov, **GPS Satellite Surveying**. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1995.
- [10] R. G. Brown, **Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering With MATLAB Exercises**. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc, 2012.
- [11] J. Klobuchar, "Ionospheric Effects on GPS.", **Global Positioning System: Theory and Applications**, vol. 1, pp. 485-515, 1996.
- [12] S. Saito, S. Fujita and T. Yoshihara, "Precise measurements of ionospheric delay gradient at short baselines associated with low latitude ionospheric disturbances.", **Proceedings of the 2012 International Technical Meeting of The Institute of Navigation**, Californai, 2012.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [13] B. W. Parkinson and J. J. Spilker, **Global Positioning System: Theory and Applications**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [14] L. Dai, D. Eslinger and T. Sharpe, "Innovative Algorithms to Improve Long Range RTK Reliability and Availability.", **Proceedings of the 2007 National Technical Meeting of The Institute of Navigation**, California, 2007.
- [15] W. Cao, K. O'Keefe and E. C. M. Cannon, "Performance Evaluation of GPS/Galileo Multiple-frequency RTK Positioning Using a Single-difference Processor.", **Proceedings of the 21st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation**, Georgia, 2008.
- [16] P. Teunissen, "The least-squares ambiguity decorrelation adjustment: A method for fast GPS integer ambiguity estimation.", **Journal of Geodesy**, vol. 70, pp. 65-82, 1995.
- [17] P. d. Jonge and C. Tiberius, "The LAMBDA method for integer ambiguity estimation.", **Delft Geodetic Computing Centre**, Netherlands, 1996.
- [18] S. Byun, G. Hajj and L. Young, "Development and application of GPS signal multipath simulator.", **Radio Science**, vol. 37, pp. 10-1-10-23, 2002.
- [19] G. Seeber, **Satellite geodesy: foundations, methods, and applications**. Berlin: Walter de Gruyter GmbH & Co. KG, 2003.
- [20] H. D. Curtis, **Orbital Mechanics for Engineering Students**. Massachusetts: Butterworth-Heinemann, 2005.

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล นายจิรภูมิ บุตรโท
 วัน เดือน ปีเกิด 27 กันยายน 2535 ที่กรุงเทพมหานคร
 ที่อยู่ 9/8 หมู่10 ซอยคลองหกตะวันออก100 ถนนเลียบบคลองหก
 ตำบลคลองหก อำเภอลองหลวง จังหวัดปทุมธานี 12120 โทร.029045388
 ประวัติการศึกษา 2558 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
 สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม (เกียรตินิยมอันดับสอง)
 สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ผลงานวิจัยที่ได้นำเสนอในงานประชุมวิชาการ

1. Jirapoom Butho, Pornchai Supnithi, Susumu Saito and Apitep Saekow, "Nominal ionospheric delay gradient estimation at Suvarnabhumi airport, Thailand.", iEECON2017, Pattaya, Thailand, 8-10 March 2017.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้