

การศึกษาการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์
ระหว่างดาวเทียมค้างฟ้าและดาวเทียมวงโคจรต่ำ

STUDY OF IONOSPHERIC DELAY BETWEEN GEOSTATIONARY
SATELLITE AND LOW EARTH ORBIT SATELLITE



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2552

KMITL-2009-EN-M-010-094

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การศึกษาการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์
ระหว่างดาวเทียมค้างฟ้าและดาวเทียมวงโคจรต่ำ

STUDY OF IONOSPHERIC DELAY BETWEEN GEOSTATIONARY
SATELLITE AND LOW EARTH ORBIT SATELLITE



T107453

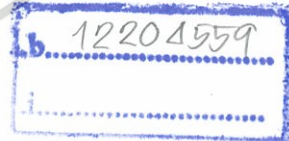


มนุสส์ เพ็งนู

MANUS PENGNOO

กพ.
ม173ก
2552

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน 107453
วัน,เดือน,ปี 29 ค.ศ. 2553



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2552

KMITL 2009-EN-M-010-094

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**STUDY OF IONOSPHERIC DELAY BETWEEN GEOSTATIONARY
SATELLITE AND LOW EARTH ORBIT SATELLITE**



**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**

2009

KMITL 2009-EN-M-010-094

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2009

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ใบรับรองวิทยานิพนธ์

หัวข้อวิทยานิพนธ์ ศึกษาการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ระหว่างดาวเทียมค้างฟ้า และดาวเทียมวงโคจรต่ำ

Thesis Title Study of Ionospheric Delay between Geostationary Satellite and Low Earth Orbit Satellite

นักศึกษา นายมนุสส์ เฟิงนู

รหัสประจำตัว 47061060

ปริญญา วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชา วิศวกรรมโทรคมนาคม

อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ผศ.ดร.สุทธิชัย นพนาดีพงษ์

หมายเลขวิทยานิพนธ์ KMITL-2009-EN-M-010-094

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์		ลายมือชื่อ
ผศ.ดร.พิเชฐ ม่วงนวล		
ผศ.ดร.พรชัย ทร์พจน์ธิ		
รศ.เวช วิเวก		
รศ.เกรียงไกร วงศ์โรจนภรณ์		
ผศ.ดร.สุทธิชัย นพนาดีพงษ์		

วัน / เดือน / ปี ที่สอบ วันจันทร์ที่ 25 พฤษภาคม พ.ศ. 2552 เวลา 09.00 – 11.00 น.

สถานที่สอบ ณ อาคาร A ชั้น 3 ห้องประชุม 2

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

คณะวิศวกรรมศาสตร์ รับรองแล้ว



(รองศาสตราจารย์ ดร.กอบชัย เดชหาญ)

คณบดี คณะวิศวกรรมศาสตร์

วันที่ 25 พฤษภาคม พ.ศ. 2552

สำนักทะเบียนและประมวลผล สจล.

วันที่ส่งมอบวิทยานิพนธ์ฉบับสมบูรณ์

วันที่ 30 เดือน พฤษภาคม พ.ศ. 2552

ลงชื่อ 

ตำแหน่ง 

ตำแหน่ง 

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้าเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่าจะด้วยวิธีใดก็ตาม ซึ่งหากมีให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การศึกษาการหน่วงเวลาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ระหว่างดาวเทียมค้างฟ้าและดาวเทียมวงโคจรต่ำ
นักศึกษา	นายมนุสส์ เฟ็งนู
รหัสนักศึกษา	47061060
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมโทรคมนาคม
พ.ศ.	2552
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	ผศ.ดร.สุทธิชัย นพนาถิพงษ์

บทคัดย่อ

ความหน่วงของเวลาในการเดินทางของคลื่นสัญญาณความถี่สูงของระบบดาวเทียม Global Positioning System (GPS) ที่ความสูง 20,200 กิโลเมตร ที่มีผลจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะมีผลต่างกันในแต่ละความถี่คลื่น ดังนั้นการวิเคราะห์ผลจากความหน่วงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลกับสัญญาณจากนาฬิกาความเที่ยงตรงสูงอย่าง GPS จะทำให้คาดการณ์ถึงผลกระทบที่มีกับสัญญาณดาวเทียมที่ใช้นาฬิกาความเที่ยงตรงสูงในการใช้สัญญาณสื่อสารย่านความถี่อื่นและระดับวงโคจรอื่นได้ โดยจะทำการศึกษาเปรียบเทียบผลที่ได้กับดาวเทียมค้างฟ้าที่ทำการติดตั้งนาฬิกาความเที่ยงตรงสูงไว้และมีสัญญาณความถี่ใกล้เคียงกันกับดาวเทียม GPS คือ ดาวเทียม ETS-VIII โดยจะศึกษาค่าความหน่วงของสัญญาณที่รับได้ และทำการจำลองการลดค่าความผิดพลาดที่ไม่ทราบค่าโดยคำนวณร่วมกันระหว่างดาวเทียมสองระบบดังกล่าวเพื่อเป็นแนวทางในการปรับปรุงวิธีการรับสัญญาณให้มีความแม่นยำเพิ่มขึ้น

Thesis Title	Study of Ionospheric Delay between Geostationary Satellite and Low Earth Orbit Satellite
Student	Mr. Manus Pengnoo
Student ID.	47061060
Degree	Master of Engineering
Program	Telecommunication Engineering
Year	2009
Thesis Advisor	Assoc. Prof. Suthichai Noppanakepong

ABSTRACT

The delay in the dual frequency radio signals of the Global Positioning System (GPS) at an altitude of 20,200 kilometers has different results depending on the signal frequency. Analysis of the ionospheric delay of GPS can help predict the effects of ionosphere on other satellite systems such as high accuracy clock (HAC). This thesis compares the study between Geostationary Earth Orbit (GEO) satellite with installed high accuracy clock and having frequencies near the GPS frequencies. This study includes the ionospheric delay and calculation of unknown bias between both systems to further improve signal accuracy.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลงได้ด้วยดี ด้วยการที่ข้าพเจ้าได้รับคำแนะนำเป็นอย่างดีตลอดมาจากอาจารย์ ทั้งจาก ศศ.ดร.สุทธิชัย นพนาถพิงษ์ ซึ่งเป็นอาจารย์ที่ปรึกษา ตลอดจนอาจารย์ในห้องวิจัยการสื่อสารดาวเทียมทุกท่าน คือ รศ.นิภา ลีลารุจิ และ รศ.ณรงค์ เหมภรณ์ ที่ถ่ายทอดความรู้และคำแนะนำต่างๆมากมาย รวมทั้งประสบการณ์การวิจัยในระดับสูง ข้าพเจ้าจึงขอขอบพระคุณอาจารย์ทั้งสามท่านที่ได้ทำให้การศึกษาวิจัย สำเร็จลุล่วงมาได้พร้อมกับยังให้ข้าพเจ้าได้เพิ่มเติมความรู้อื่นๆที่นอกเหนือจากสิ่งที่อยู่ในตำรา

นอกจากนี้ยังขอขอบคุณ Dr. Shinichi Nakamura และ Mr. Ryo Nakamura ซึ่งทำงานอยู่ใน JAXA ประเทศญี่ปุ่นซึ่งเป็นผู้ร่วมโครงการในการวิจัยของข้าพเจ้าโดยตรง ในการที่ทั้งสองท่านได้ให้ความรู้และความตั้งใจในการร่วมมือและข้อเสนอแนะที่เป็นประโยชน์ต่างๆมากมาย

สุดท้ายนี้ขอขอบคุณ พี่ๆ เพื่อนๆ น้องๆ ที่ร่วมวิจัยการสื่อสารดาวเทียมทุกท่าน ที่ทำให้มีโอกาสได้แลกเปลี่ยนความรู้และปัญหาต่างๆด้วยกัน และร่วมมือกันเป็นอย่างดีเสมอมา

มนุสส์ เฟิงนู



สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VI
สารบัญรูป.....	VII
บทที่ 1 บทนำ.....	I
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา.....	2
1.3 สมมติฐานของการศึกษา.....	2
1.4 แนวความคิดที่ใช้ในการวิจัย.....	3
1.5 ขอบเขตการวิจัย.....	3
1.6 ขั้นตอนของการศึกษา.....	4
บทที่ 2 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	5
2.1 กล่าวนำ.....	5
2.2 ลักษณะทั่วไปของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	9
2.2.1 ชั้นย่อยต่างๆของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	12
2.3 ขบวนการพื้นฐานของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	16
2.3.1 หลักการพื้นฐานทางกายภาพ.....	16
2.3.2 ปฏิกริยาทางเคมีของออรอนและขบวนการสูญเสีย.....	18
บทที่ 3 การวิเคราะห์หาค่าปริมาณอิเล็กทรอนิกส์โดยใช้สัญญาณ GPS.....	20
3.1 กล่าวนำ.....	20
3.2 ระบบดาวเทียมจีพีเอส.....	20
3.3 การคำนวณดัชนีหักเห.....	21
3.4 RINEX Format.....	23
3.5 วิธีการทดลอง.....	24

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 4 การวิเคราะห์หาค่าปริมาณอิเล็กทรอนิกส์โดยการรับสัญญาณจากดาวเทียมแบบ GEO.....	29
4.1 กล่าวนำ.....	29
4.2 ดาวเทียม ETS-VIII	30
4.3 การคำนวณเปรียบเทียบกับดาวเทียม GPS	40
บทที่ 5 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ.....	49
บรรณานุกรม	51
ภาคผนวก.....	52
ภาคผนวก ก. โปรแกรมหลักที่ใช้ในการคำนวณหาค่าความหน่วงของสัญญาณดาวเทียม.....	53
ภาคผนวก ข. ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่.....	61
ประวัติผู้เขียน.....	66

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 mission parameter ของดาวเทียม ETS-VIII	31
4.2 ค่าตำแหน่งการติดตั้งสัมพันธ์กับดาวเทียม.....	34
4.3 คุณสมบัติต่างๆ โดยสรุปของ LRRA	35
4.4 ค่าพารามิเตอร์ต่างๆของสถานีเลเซอร์	35
4.5 ตำแหน่งของดาวเทียมจากพื้นที่รัศมีรอบ.....	36



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	รูปแบบการเปลี่ยนอนุกรมในชั้นบรรยากาศโลก.....6
2.2	การเปลี่ยนแปลงของค่าความหนาแน่นของส่วนประกอบหลักในชั้นบรรยากาศเทียบกับความสูง.....7
2.3	แสดงระบบ solar terrestrial และการแผ่รังสีไอโอโนสเฟียร์ของแสงอาทิตย์..... 9
2.4	การเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์.....12
3.1	ตัวอย่างข้อมูล RINEX24
3.2	ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 1 มายังสถานีรับ.....25
3.3	ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 2 มายังสถานีรับ.....26
3.4	ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 4 มายังสถานีรับ.....26
3.5	ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 5 มายังสถานีรับ.....27
4.1	รูปแบบการสื่อสารของดาวเทียมค้างฟ้า (GEO).....30
4.2	ลักษณะภายนอกของดาวเทียม ETS-VIII..... 30
4.3	แบบแสดงขนาดของดาวเทียม ETS-VIII.....31
4.4	Laser Retro-Reflector Array32
4.5	คุณลักษณะความเข้มสัญญาณ corner cubes.....33
4.6	ระบบย่อยในส่วนการควบคุมวงโคจรมาควบคุม.....34
4.7	แผนภาพเส้นขอบ.....36
4.8	โดยกระบวนการขั้นตอนการจัดการข้อมูล และระบบความปลอดภัยในโครงการทดลอง.....38
4.9	ภาพหลักของระบบการสื่อสารด้วยดาวเทียม ETS-VIII ที่นำมาทดลองร่วมกับดาวเทียม GPS.....41
4.10	ความสัมพันธ์ของเวลาในการตีเลขแบบกลุ่มและ DCB..... 44
4.11	ขั้นตอนการคำนวณหาค่าความหน่วงจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูลดาวเทียมทั้งสองระบบ.....45
4.12	ผลการคำนวณค่าความหน่วงจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณดาวเทียม ETS-VIII.....46
4.13	ค่า Differential Code Bias ที่ทำมาร่วมคำนวณกับสัญญาณ GPS47
4.14	ผลการคำนวณค่าความหน่วงจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณดาวเทียม ETS- VIII เมื่อเปรียบเทียบและทำการลดค่าความผิดพลาดร่วมกับสัญญาณ GPS48

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ในปัจจุบันนี้เทคโนโลยีโทรคมนาคมมีบทบาทมากขึ้นในสังคม ไม่ว่าจะเป็นด้านธุรกิจซึ่งใช้ข้อมูลข่าวสารต่างๆ ในการแข่งขันมากขึ้นหรือในชีวิตประจำวันของประชาชนทั่วไปได้รับรู้และใช้ข่าวสารต่างๆ มากมาย แม้แต่ในทางการเมือง เทคโนโลยีข่าวสารได้เอื้ออำนวยให้ประชากรโลกได้รับรู้ความเปลี่ยนแปลงของประเทศต่างๆ ได้ทันเหตุการณ์ เทคโนโลยีที่มีส่วนช่วยให้ข่าวสารมีการแพร่กระจายและใช้กันอย่างกว้างขวางก็คือ “เทคโนโลยีการสื่อสารผ่านดาวเทียม” ดาวเทียมเป็นวิวัฒนาการที่มนุษย์ได้ประดิษฐ์มาใช้ประโยชน์ด้านการทหาร และได้พัฒนาใช้ในทางด้านพยากรณ์อากาศ การค้นหาทรัพยากรธรณี และถูกใช้เพื่อประโยชน์ด้านอื่นๆ อีกมากมาย เช่น การแพร่ภาพสัญญาณโทรทัศน์ผ่านดาวเทียม การโทรศัพท์ติดต่อระหว่างประเทศ ระบบโทรศัพท์เคลื่อนที่ที่ใช้ดาวเทียมและอื่นๆ

อย่างไรก็ตามระบบสื่อสารดาวเทียมนั้นได้รับผลกระทบบางประการ อันเนื่องมาจากการแพร่กระจายคลื่นสัญญาณดาวเทียมผ่านชั้นบรรยากาศโลก โดยชั้นบรรยากาศที่สำคัญที่ต้องทำการศึกษาและมีผลกระทบต่อสื่อสารผ่านดาวเทียมคือ 2 ชั้นบรรยากาศหลักได้แก่ ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยผลกระทบจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์นั้นเนื่องมาจากการเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนีการหักเห (refractive-index) ซึ่งมีผลต่อการแพร่กระจายคลื่นวิทยุที่มีความถี่สูงกว่า 30 MHz และที่มากกว่า 10GHz เช่นความถี่ย่าน KU จะมีผลกระทบจากการลดทอน (absorption), การกระเจิง (scatter) ของคลื่นสัญญาณอันเนื่องมาจากเมฆ, ฝน, หิมะ, และอื่นๆ

ส่วนผลกระทบที่เกิดเนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ คือ เกิดการหน่วงเวลาของสัญญาณ (time delay) ซึ่งจะทำให้สัญญาณมาถึงจุดที่รับสัญญาณช้ากว่าการเดินทางของคลื่นในระยะทางตรง, การเกิดฟาราเดย์โรเทชัน (faraday rotation) ซึ่งจะทำให้มุมโพลาไรซ์ของสัญญาณนั้นเกิดการหมุนไปจากมุมเดิม และผลของการแกว่งสัญญาณอย่างกะทันหัน (scintillation) ซึ่งจะทำให้ระดับสัญญาณเกิดการแกว่ง ขึ้นๆ ลงๆ อย่างรวดเร็วจากระดับปกติ โดยลักษณะการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณจะขึ้นอยู่กับเวลาและองค์ประกอบของชั้นบรรยากาศ ที่สัญญาณเดินทางผ่านในแต่ละระดับความสูงจากพื้นโลก ทั้งนี้เนื่องจากลักษณะโครงสร้างที่มีความไม่สม่ำเสมอของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้น F และ E โดยชั้น E (sporadic E) คือชั้นที่มีสภาวะ

เกิดปฏิกิริยาที่เกิดขึ้นชั่วคราวของชั้น E ส่วนมากจะปรากฏในเวลากลางวันและจะมีผลกระทบที่ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความถี่ 30-300 MHz (ผ่าน VHF) โดยปรากฏการณ์นี้เรียกว่า การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดแบบกะทันหันแบบกึ่งพีเรียด (Quasi scintillation) ส่วนใหญ่ปรากฏการณ์นี้จะพบได้ในแถบละติจูดกลาง (Mid latitude) [2]

ผลกระทบต่างๆที่เกิดขึ้นเนื่องจากคลื่นสัญญาณดาวเทียมเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟียร์ ส่วนมากจะเกิดผลกระทบรุนแรงที่ความถี่ในช่วง 30 MHz จนถึง 3 GHz ดังนั้นจึงต้องมีการวิเคราะห์หาผลกระทบในลักษณะต่างๆ ที่ชั้นบรรยากาศส่งผลต่อคลื่นสัญญาณดาวเทียมที่เดินทางผ่านจากตัวดาวเทียมมายังเครื่องรับสัญญาณภาคพื้นดิน แต่ในการสื่อสารดาวเทียมนั้นข้อมูลที่มีส่วนสำคัญในการวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ของผลกระทบต่างๆ ของการสื่อสารระหว่างดาวเทียมกับตัวรับสัญญาณภาคพื้นดินนั้น คือ ค่าปริมาณอิเล็กตรอนที่เรียกว่า Total Electron Content (TEC) โดยประโยชน์ของการศึกษานี้สามารถนำไปใช้ได้ในการปรับปรุงความถูกต้องของสัญญาณซึ่งจะช่วยให้เทคโนโลยีที่ใช้ระบบสื่อสารด้วยสัญญาณดาวเทียมนั้นมีความถูกต้อง และเชื่อถือได้มากยิ่งขึ้น

1.2 ความมุ่งหมายและจุดประสงค์ของการศึกษา

การศึกษาในวิทยานิพนธ์นี้เป็นการศึกษาถึงผลกระทบจากปริมาณอิเล็กตรอน ที่มีอยู่ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในบริเวณเส้นศูนย์สูตร โดยศึกษาถึงผลที่เกิดกับคลื่นสัญญาณดาวเทียมที่โคจรรอบโลก และดาวเทียมค้างฟ้าซึ่งใช้คลื่นความถี่ในย่านเดียวกัน โดยศึกษาความสัมพันธ์หรือความสัมพันธ์ของผลกระทบอย่างไรกับสัญญาณดาวเทียม ที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศมายังสถานีภาคพื้นดิน และผลที่ได้จะช่วยให้เราสามารถนำไปปรับปรุงวิธีการเพิ่มความถูกต้องของการรับสัญญาณได้หรือไม่

1.3 สมมติฐานของการศึกษา

ในการศึกษาผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณดาวเทียมนั้น งานวิจัยที่ผ่านมาได้มุ่งศึกษาวิจัยไปที่ผลกระทบจากความถี่ของดาวเทียมจีพีเอส ซึ่งเป็นระบบดาวเทียมหลักที่ได้รับผลกระทบมากที่สุด ในการศึกษานี้จะนำระบบดาวเทียมอิกวง โคจรหนึ่งคือ ดาวเทียมค้างฟ้า ETS-VIII ซึ่งวงโคจรสูงกว่า แต่ใช้ความถี่ใกล้เคียงกันกับจีพีเอส การศึกษาจะทำให้เราได้ข้อมูลที่สามารถนำมาวิเคราะห์ผลที่เกิดขึ้นได้ว่ามีอะไรเหมือนหรือต่างกันอย่างไร และนำมาศึกษาเพิ่มเติมว่าเป็นเพราะเหตุใด และจะนำผลที่ได้มาลดความผิดพลาดและปรับปรุงความถูกต้องแก่กันอย่างไร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.4 แนวความคิดที่ใช้ในงานวิจัย

ในการคำนวณค่าปริมาณอิเล็กตรอนเพื่อนำมาทำการศึกษาลักษณะการเปลี่ยนแปลง และความไม่สม่ำเสมอของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น ใช้ความสัมพันธ์ระหว่างความแตกต่างของเวลาหน่วงของสัญญาณ 2 ความถี่จากดาวเทียม GPS คือ L_1 (1575.42 MHz) และ L_2 (1227.60 MHz) [1] ถ้ากำหนดให้เวลาหน่วงที่เกิดจากดัชนีการหักเหในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่รับได้จากสัญญาณ L_1 และ L_2 ให้มีค่าความแตกต่างเป็น ΔT_d จะสามารถเขียนเป็นค่าปริมาณ TEC ได้ดังสมการต่อไปนี้ [2]

$$TEC = \frac{\Delta T_d}{134} \left(\frac{(f_{L1}^2)(f_{L2}^2)}{(f_{L1}^2) - (f_{L2}^2)} \right) \text{ electron/m}^2 \quad (1.1)$$

$$TEC = 2.863 \times 10^{16} \Delta T_d \text{ electron/m}^2 \quad (1.2)$$

เมื่อ T_d คือ ค่าเวลาหน่วงของสัญญาณ (delayed time) [ns]

f คือ ความถี่ของสัญญาณ [Hz]

และในการทำงานเดียวกันกับดาวเทียม ETS-VIII ที่ใช้ความถี่ L_1 (1595.88 MHz) และ S (2491.005 MHz) จะได้ [3]

$$TEC = 3.224 \times 10^{16} \Delta T_d \text{ electron/m}^2 \quad (1.3)$$

โดยการเปรียบเทียบและศึกษาผลกระทบดังกล่าวนี้ต้องรวมถึงผลจากค่าความผิดพลาดอื่นๆจากสิ่งแวดล้อมด้วย

1.5 ขอบเขตการวิจัย

ขอบเขตการวิจัยนี้ได้ทำการศึกษาผลกระทบของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยได้ทำการวัดตลอด 24 ชั่วโมง ซึ่งสถานที่ตั้งอุปกรณ์นี้ติดตั้งอยู่ที่ ชั้นอาคารคณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง กรุงเทพฯ (ละติจูดแม่เหล็กที่ 2.8°เหนือ) ซึ่งเป็นตำแหน่งที่อยู่ใกล้เส้นศูนย์สูตรแม่เหล็ก ณ ที่การทดลองนี้ได้เก็บข้อมูลตั้งแต่ พ.ศ. 2550-2551 โดยได้เก็บข้อมูลของดาวเทียมทั้งสองระบบโดยใช้เครื่องรับสัญญาณที่มีตัวกำเนิดสัญญาณนาฬิกาความเที่ยงตรงสูง ซึ่งมีเครือข่ายเปรียบเทียบข้อมูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์และสงวนสิทธิ์ในเนื้อหาและข้อมูล ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อยู่ในสามประเทศคือ ประเทศไทย ญี่ปุ่น และออสเตรเลีย เพื่อศึกษาผลกระทบที่มีจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ต่อค่าระยะทางของดาวเทียมจีพีเอสที่คำนวณได้จากข้อมูลดิบที่สถานีรับสัญญาณเก็บไว้ และเปรียบเทียบกับค่าที่คำนวณได้จากการรับสัญญาณดาวเทียม ETS-VIII ซึ่งเป็นดาวเทียมค้างฟ้าที่ใช้ย่านความถี่ใกล้เคียงกันมากกับดาวเทียมจีพีเอส

1.6 ขั้นตอนของการศึกษา

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้แบ่งเนื้อหาออกเป็น 5 บทด้วยกันคือ

บทที่ 1 กล่าวถึงความเป็นมาของงานวิจัย ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ สมมติฐาน ทฤษฎีที่ใช้ ขอบเขตของการวิจัย และขั้นตอนการศึกษา

บทที่ 2 กล่าวถึงทฤษฎีพื้นฐานของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และผลกระทบที่มีต่อความถี่สัญญาณดาวเทียม

บทที่ 3 กล่าวถึงดาวเทียมจีพีเอส (GPS) และการเก็บข้อมูลในการทดลอง รวมทั้งผลการคำนวณที่ได้จากสัญญาณดาวเทียมจีพีเอส

บทที่ 4 กล่าวถึงดาวเทียม ETS-VIII ซึ่งเป็นดาวเทียมแบบ GEO โดยศึกษารายละเอียดเบื้องต้นของดาวเทียมและการนำสัญญาณมาคำนวณเปรียบเทียบกับดาวเทียมจีพีเอส

บทที่ 5 เป็นบทสรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

บทที่ 2

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

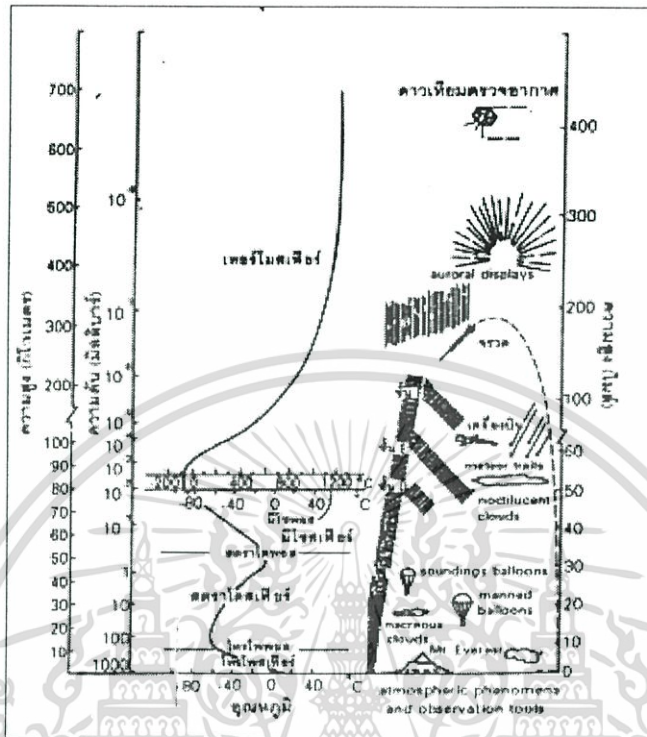
2.1 กล่าวนำ

ชั้นบรรยากาศของโลกนั้นถูกแบ่งออกเป็น 2 ประเภทเบื้องต้น คือ ชั้นบรรยากาศที่เป็นกลาง (neutral atmosphere) และชั้นบรรยากาศแบบที่เป็นไอโอไนซ์ (ionized atmosphere) โดยชั้นบรรยากาศที่เป็นไอโอไนซ์นี้ เกิดเนื่องมาจากการที่โลกเคลื่อนผ่านชั้นบรรยากาศของดวงอาทิตย์ และระดับพลังงานที่เปลี่ยนแปลงไปมาของดวงอาทิตย์ได้ส่งผลกระทบต่อชั้นบรรยากาศของโลก อนุภาคจะพุ่งออกจากดวงอาทิตย์ด้วยแรงกระทำของดวงอาทิตย์กับสนามแม่เหล็กโลก กล่าวคือ แรงที่พุ่งด้วยอนุภาคเหล่านี้จะมีสนามแม่เหล็กของโลกในบริเวณ (dark side) ทิศทางที่หันหลังหันกับดวงอาทิตย์ โดยชั้นบรรยากาศส่วนบนของโลกนั้นอนุภาคส่วนหนึ่งได้เกิดการไอโอไนซ์เนื่องจากการแผ่รังสีจากดวงอาทิตย์ จึงทำให้เกิดชั้นบรรยากาศที่เป็นไอโอไนซ์ขึ้น

ส่วนโครงสร้างของชั้นบรรยากาศที่เป็นกลางเราสามารถจัดกลุ่มได้ โดยการใช้โทรโพออดนุทมิ ในขณะที่ชั้นบรรยากาศที่เป็นไอโอไนซ์สามารถแบ่งลักษณะได้โดยใช้ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอน

ในชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ออดนุทมิของชั้นบรรยากาศในระยะแรกจะลดลงผกผันกับความสูงที่เพิ่มขึ้นด้วยอัตรา $7^{\circ}\text{C}/\text{km}$ และที่ระดับความสูงประมาณ 10 กิโลเมตร (ที่ตำแหน่งโทรโพพอส : tropopause) หรือที่จุดเริ่มต้นของชั้นบรรยากาศสตราโตสเฟียร์ออดนุทมิจะมีแนวโน้มแปรตามความสูงโดยการเพิ่มของออดนุทมิไปตามความสูงนี้ เนื่องจากไอโซนมีการดูดซับรังสี UV บางส่วนที่แผ่จากดวงอาทิตย์ในระดับความสูงดังกล่าว ลักษณะเช่นนี้จะปรากฏจนถึงแค่ระดับความสูงที่ 50 กิโลเมตร (หรือที่ตำแหน่งสตราโตพอส : stratopause) ออดนุทมิก็จะเริ่มลดลงแปรผกผันกับความสูงที่เพิ่มขึ้นของชั้นบรรยากาศมีโซสเฟียร์อีกครั้ง และที่ระดับความสูงประมาณ 80 กิโลเมตร ออดนุทมิจะมีการลดลงอย่างฉับพลันและลดลงจนถึงระดับต่ำที่สุดประมาณ -90°C หลังจากจุดต่ำสุดของออดนุทมิ (หรือหลังจากตำแหน่งมีโซพอส : mesopause) นี้แล้วออดนุทมิก็จะค่อยๆ เพิ่มขึ้นจนมีค่าคงที่ประมาณ $1,200^{\circ}\text{C}$

ณ ที่ระดับความสูงของชั้นบรรยากาศเทอร์โมสเฟียร์[2] ลักษณะการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิตามระดับความสูงต่างๆ ได้ดังในรูปที่ 2.1 [2]



รูปที่ 2.1 รูปแบบการเปลี่ยนอุณหภูมิในชั้นบรรยากาศโลก

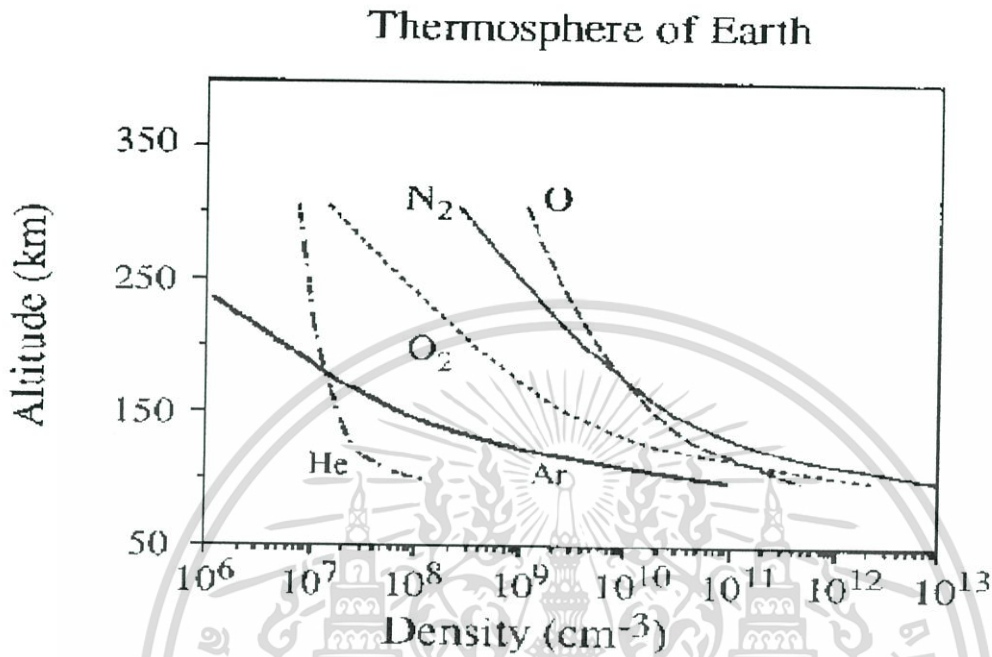
ที่ระดับความสูงกว่าตำแหน่งมีโซพอส (ที่ความสูงประมาณ 85 กิโลเมตร) ก๊าซและส่วนผสมต่างๆ ของชั้นบรรยากาศยังคงรักษาความเป็นเนื้อเดียวกันไว้ได้ (homogeneous) เปอร์เซ็นต์ของจำนวนความหนาแน่นของส่วนผสมหลัก (โมเลกุลไนโตรเจน, โมเลกุลของออกซิเจน, และอะตอมของอาร์กอน) ที่ระดับน้ำทะเลคือ :

N_2	O_2	AR	Sum	\bar{M}
78.08	20.95	0.93	99.96	28.96

โดย \bar{M} คือ ค่ากลางน้ำหนักโมเลกุลสาร (mean molecular weight)

ที่ระดับความสูงเหนือกว่าตำแหน่งมีโซพอสนั้น โมเลกุลของออกซิเจนจะถูกทำให้แตกตัวด้วยรังสี UV ที่มีความยาวคลื่นสั้นกว่า 175.9 nm ขบวนการนี้มีความไวมากทำให้สภาวะ turbulence ไม่สามารถรักษา O_2 หรือให้ O รวมตัวกันได้ ดังนั้นจำนวนความหนาแน่นของ O จะเพิ่มขึ้นจนถึงที่ระดับความสูงประมาณ 150 กิโลเมตร ดังนั้นที่ความสูงเหนือ 150 กิโลเมตร เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ขึ้นไปชั้นบรรยากาศส่วนนี้จึงมีอะตอมของออกซิเจนเป็นส่วนประกอบหลัก การเปลี่ยนแปลงตามความสูงของค่าความหนาแน่นส่วนประกอบหลักของชั้นบรรยากาศนั้นแสดงดังรูป 2.2



รูปที่ 2.2 การเปลี่ยนแปลงของค่าความหนาแน่นของส่วนประกอบหลักในชั้นบรรยากาศเทียบกับความสูง

(ภาพจาก <http://www.physics.ustd.edu.au>)

ชั้นโทรโมเฟียร์นั้นเป็นชั้นที่มีการขับเคลื่อนกำลังความร้อนสูงมหาศาลโดยแสงอาทิตย์ พลังงานจะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิ ทำให้ความแตกต่างในความดันสูงชั้นและลมกระแสน้ำของอากาศในแนวตั้งก่อให้เกิดการหมุนเวียนที่นำพาจากแหล่งกำเนิดความร้อนไปยัง ณ ที่ตำแหน่งต่างๆ ในโลก neutral wind หรือ U ถูกควบคุมด้วยแรงอันเนื่องจากการหมุนเวียนของโลก (Coriolis force)

ที่ความเร็วมุม Ω , ความหนืดของโมเลกุลของอากาศ (สัมประสิทธิ์ μ) และการดึงถ่วงของไอออน (ion drag) ซึ่งเกิดจากการขัดสีหรือความฝืดเนื่องจากการชนกันระหว่างโมเลกุลอากาศและไอออน

การดึงถ่วงของไอออนที่เป็นอยู่นี้ เนื่องจากไอออนถูกบังคับโดยสนามแม่เหล็กและไม่สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระไปกับลม โดยความเร็วของมันแทนด้วย V ถูกควบคุมโดยหลักจากแรงแม่เหล็กไฟฟ้า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{dU}{dt} = F - (2\Omega x U) - KN(U - V) - \left(\frac{\mu}{\rho}\right) \nabla^2 U \quad (2.1)$$

โดยที่

$$F = -\left(\frac{1}{\rho}\right) \left(\frac{\partial}{\partial x}, \frac{\partial}{\partial y}\right) \rho \quad (2.2)$$

โดยที่

F คือ แรงขับเคลื่อนเนื่องจากความแตกต่างความดันแนวนอน , U คือ neutral wind , V คือ ความเร็วของอออนเนื่องจากสนามแม่เหล็ก และ K คือ พารามิเตอร์ที่สัมพันธ์กับการชนกันของอออนและนิวทรัล (neutral) ที่ความสูงมากๆ (ρ จะมีค่าลดลง) อัตราส่วน $\frac{\mu}{\rho}$ จะเพิ่มมากขึ้น

$\nabla^2 U$ ดังนั้น จะมีค่าลดลง

ทิศทางของลมจะขึ้นอยู่กับอัตราส่วนของแรงอันเนื่องมาจากการหมุนเวียนของโลกต่อแรงดึงดูดของอออน สามารถพิจารณาได้ในกรณี steady-state ในสมการ (2.1) โดย $\frac{dU}{dt} = 0$ และได้ทำการตัดทิ้งต่อความหนืด ถ้าแรงอันเนื่องมาจากการหมุนเวียนของโลกมีค่ามากและแรงดึงดูดของอออนมีค่าน้อยๆ ดังเช่นในชั้นต่างๆ ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ดังนั้นที่ตำแหน่งละติจูด (Φ) เราจะได้ความเร็วลมเป็น

$$U = \frac{F}{2\Omega \sin \Phi} \quad (U \perp F) \quad (2.3)$$

ลมในชั้นโทรโมสเฟียร์อาจถือว่าเป็นส่วนหนึ่งของ atmospheric tides ซึ่งก็คือระบบที่ค่อนข้างซับซ้อนของแรงขับเคลื่อน อันเนื่องมาจากผลกระทบจากความร้อนของดวงอาทิตย์ และดวงจันทร์ซึ่งประกอบด้วยองค์ประกอบต่างๆ มากมายที่แตกต่างกัน “tides” ของชั้นบรรยากาศในกรณีนี้ไม่เหมือนกับที่หมายความถึงการขึ้น-ลง ของน้ำทะเล (ที่เกิดเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของดวงจันทร์)

การเคลื่อนที่ของแรงขับเคลื่อนในชั้นบรรยากาศถูกควบคุมด้วยแรงความร้อนจากแสงอาทิตย์ด้วยสาเหตุหลัก 3 ประการคือ

- (1) การดูดกลืนรังสีจากดวงอาทิตย์ ได้แก่ รังสี UV และ X-ray ในชั้นโทรโมสเฟียร์
- (2) การดูดกลืนของการแผ่รังสีอัลตราไวโอเล็ต (UV) ในชั้นไอโซน
- (3) ความร้อนของผิวโลกและชั้นบรรยากาศต่างๆ ที่เกิดเนื่องจากการแผ่รังสีอินฟราเรด

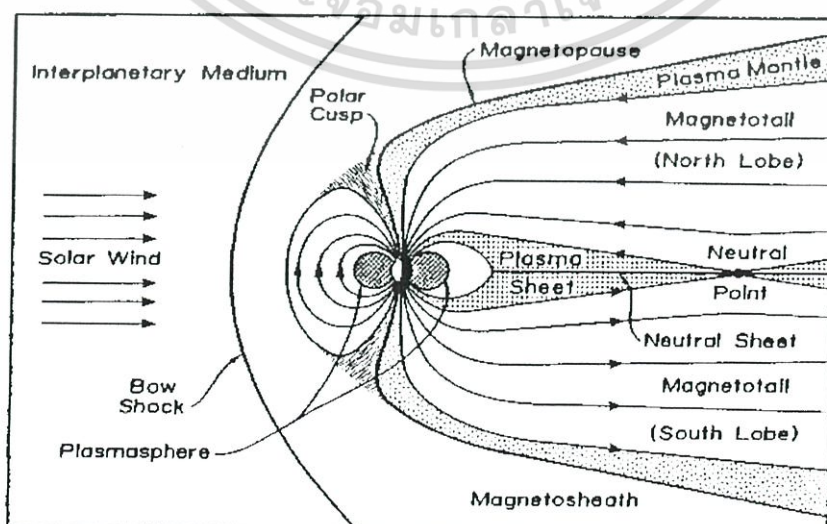
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเคลื่อนที่เป็นฤดูกาลประกอบไปด้วยกลุ่มที่ซับซ้อนของช่วงเวลาหนึ่งวัน (24 ชม.), ครึ่งวัน (12 ชม.) ลมตามฤดูกาลจะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงของสนามแม่เหล็กจนถึง dynamo effect

2.2 ลักษณะทั่วไปของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ในตอนต้นทศวรรษที่ 19 ได้มีความคิดเกิดขึ้นที่จะใช้วิทยุในการสื่อสารข้อมูลระยะทางไกล ในปี 1901 ได้ค้นพบชั้นบรรยากาศโลกที่สามารถสะท้อนคลื่นวิทยุ (reflecting layer) หรือภายหลังได้ตั้งชื่อเป็นชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (ionosphere) ได้ถูกค้นพบโดย Marconi ซึ่งค้นพบตอนที่เขาได้ทดลองส่งสัญญาณวิทยุข้ามมหาสมุทรแอตแลนติก จากประเทศแคนาดาไปยังประเทศอังกฤษได้สำเร็จ และในปีต่อมาเขาได้ทำการทดลองซึ่งพบว่าเขาสามารถส่งคลื่นสัญญาณในเวลากลางคืนได้ไกลกว่าเวลากลางวัน ดังนั้นผลกระทบจากดวงอาทิตย์ที่มีต่อการสื่อสารคลื่นวิทยุจึงกลายมาเป็นหัวข้อสำคัญในการศึกษา การศึกษาลึกลงนี้ได้ศึกษาอย่างต่อเนื่องมาจนถึงปัจจุบันและได้เป็นวิทยาศาสตร์แขนงใหม่ คือ “Ionosphere Physics”

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ คือ บริเวณที่พลาสมาเกิดการไอออไนซ์ โดยมีขอบเขตประมาณ 50 กิโลเมตร ถึง 2,000 กิโลเมตรเหนือพื้นผิวโลกมีโมเลกุลเพียงส่วนหนึ่งที่ถูกละลายไอออไนซ์ และยังมีโมเลกุลที่เป็นกลางจำนวนมาก เหลืออยู่ในชั้นที่สูงกว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ คือ ชั้นพลาสมาสเฟียร์(plasmasphere) หรือโปรโตโนสเฟียร์ (protonosphere) ซึ่งยังคงมีปริมาณอิเล็กตรอนอิสระอยู่อย่างชัดเจน อิเล็กตรอนเหล่านี้ คือ สนามแม่เหล็กของโลกที่ทำหน้าที่ต่อต้านลมสุริยะ (solar wind) รูป 2.3 [2] แสดงระบบ solar terrestrial และการแผ่รังสีไอออไนซ์ของแสงอาทิตย์

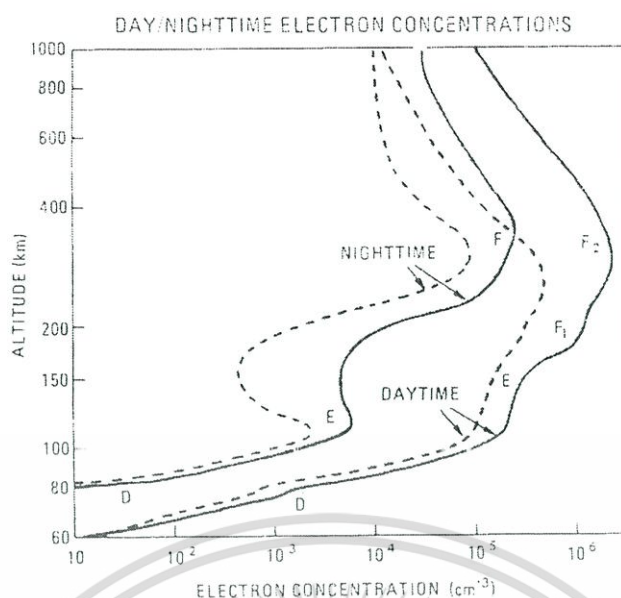


รูปที่ 2.3 แสดงระบบ solar-terrestrial และการแผ่รังสีไอออไนซ์ของแสงอาทิตย์ โยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงหรือเผยแพร่ (ภาพจาก <http://dawn.ucla.edu>) เจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กว่าจะมีการชนกันของอนุภาคถี่มากมันจึงมีโอกาสรวมตัวกันใหม่เกิดขึ้นดังนั้น โมเลกุลของอากาศจะคงความเป็นอนุภาคที่ถูกไอโอโนสเฟียในระยะเวลาสั้นกว่าชั้นบรรยากาศส่วนบนนอกจากเหตุผลนี้แล้วโดยชั้นบรรยากาศส่วนบนคั้งนั้นจึงเป็นเหตุให้เกิดการไอโอโนสเฟียต่ำในส่วนของชั้นบรรยากาศเบื้องล่างของโลกคือจะมีการไอโอโนสเฟียเกิดขึ้นน้อยมากในบริเวณที่ความสูงต่ำกว่า 50 กิโลเมตร ในทางกลับกันที่สูงมากกว่า 400 กิโลเมตรนั้นมีอนุภาคของอากาศที่เบาบางทำให้ความหนาแน่นของการไอโอโนสเฟียมีค่าต่ำมาก คั้งนั้นจึงอาจกล่าวได้ว่าในระดับความสูงในช่วง 50-400 กิโลเมตรซึ่งก็คือระดับการวางตัวของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียซึ่ง ณ ความสูงในช่วงนี้มีความหนาแน่นของปริมาณอิเล็กตรอนสูงสุดจึงก่อให้เกิดผลกระทบมากที่สุดต่อการแพร่กระจาย sky wave

พบว่า sky wave ที่ความถี่ต่างๆ กันจะเดินทางกลับมายังโลกจากความสูงของชั้นบรรยากาศที่ต่างกันด้วย จึงแสดงว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียไม่ได้มีชั้นเพียงชั้นเดียว แต่ในแต่ละชั้นของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียมีความแตกต่างกันเนื่องจากความจริงที่ว่าก๊าซต่างๆ ในชั้นบรรยากาศโลกที่ถูกไอโอโนสเฟียมีความ แตกต่างกัน ณ ที่ความสูงและความดันต่างกัน และนอกจากนั้นต้นกำเนิด (source) ที่ทำให้การไอโอโนสเฟีย (เช่น ชนิดของรังสีจากดวงอาทิตย์) ก็แตกต่างกันด้วย ในการไอโอโนสเฟียที่ระดับต่างๆ ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียชั้นนั้นในแต่ละระดับย่อยที่ความหนาแน่นอิเล็กตรอนมีค่าสูงสุดนั้นถูกเรียกว่า “ชั้น” (layer) จำนวนของชั้น, ความสูงของมัน และความรุนแรงที่มีต่อ sky wave ที่ถูกทำให้เลี้ยวเบนไปจะเปลี่ยนแปลงไปตามช่วงเวลาในแต่ละวัน ในแต่ละเดือน และในแต่ละปี ในแต่ละชั้นย่อยจะมีความถี่วิกฤตซึ่งมีค่าเฉพาะในแต่ละชั้นของมันเอง

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียแบ่งชั้นย่อยหลักๆ 3 ชั้นในช่วงเวลากลางวันคือ ชั้น E, F₁ และ F₂ ดังแสดงในรูปที่ 2.4 นอกจากชั้นปกติเหล่านี้แล้วยังมีชั้นที่ต่ำกว่าชั้น E เรียกว่าชั้น D โดยชั้น D นี้มีขอบเขตอยู่ระหว่าง 50 ถึง 90 กิโลเมตร ในเวลากลางวันของชั้นนี้จะส่งผลเป็นอันมากต่อการลดทอนของคลื่นความถี่สูงในแถบขั้วโลก ในช่วงเวลากลางคืนชั้น F₁ และ F₂ จะรวมตัวกันเป็นชั้นเดียวเรียกว่าชั้น F ส่วนชั้น D ก็จะหายไปในช่วงกลางคืนเช่นกัน คั้งนั้นในช่วงกลางคืนจะมีชั้นย่อยปรากฏอยู่เพียง 2 ชั้นหลักๆ คือ ชั้น E และ ชั้น F โดยปกติ แล้วชั้น E จะถูกพบที่ความสูง 110 กม. แต่อาจจะเปลี่ยนแปลงในช่วงความสูง 90 กม. ถึง 140 กม. ในทำนองเดียวกันชั้น F₂ จะวางตัวอยู่ที่ระดับความสูง 220 กม. โดยที่ระดับความสูงนี้จะเปลี่ยนแปลงเล็กน้อยในช่วงเวลา ระหว่างวันและในแต่ละฤดูกาล ส่วนชั้น F₁ นั้นจะมีการเปลี่ยนแปลงค่อนข้างมากคือจะเปลี่ยนไปมาที่ระดับความสูงที่ 250-400 กม.



รูปที่ 2.4 การเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์

(ภาพจาก [http:// utdallas.edu](http://utdallas.edu))

ชื่อของชั้น D, E, F₁, F₂ และอื่นๆ นั้นถูกตั้งโดย Sir E.Appleton ผู้ซึ่งได้ทำงานวิจัยทางด้านนี้ไว้เป็นอันมากจึงเป็นที่ทราบกันว่านอกจากเรียกว่าชั้น F แล้วยังสามารถเรียกว่า “Appleton layer” ส่วนชื่อของชั้น E นั้นเรียกได้อีกชื่อคือ “Kenelly Heaviside layer” ชื่อเหล่านี้ถูกตั้งขึ้นหลังจากที่พวกเขาได้เป็นผู้ค้นพบ

2.2.1 ชั้นย่อยต่างๆ ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

2.2.1.1 ชั้น D

ชั้น D เป็นช่วงที่วางตัวในระดับความสูงที่ต่ำสุดในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ชั้นนี้จะปรากฏเฉพาะในช่วงที่มีแสงอาทิตย์และจะหายไปในเวลากลางคืนเนื่องจากการรวมตัวใหม่ของอนุภาคมีค่าสูงที่สุด ทั้งนี้เนื่องจากความจริงที่ว่าความเข้มของการรวมตัวกันใหม่ก็จะมีอัตราเพิ่มขึ้นซึ่งผลก็คือทำให้ชั้น D หายไปในเวลากลางคืน ความหนาแน่นในการไอโอไนซ์จะมีค่าสูงสุดในช่วงเวลากลางวันและค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนอยู่ในช่วงจาก 10^{14} และ 10^{16} อิเล็กตรอนต่อลูกบาศก์เซนติเมตร ชั้น D นี้มีบทบาทต่อการแพร่กระจายคลื่นวิทยุ คือ มันดูดกลืนพลังงานจากคลื่นที่ความถี่ MF, HF และ VHF และมันยังสะท้อนสัญญาณในช่วงความถี่ LF และ VLF เนื่องจากความหนาแน่นอิเล็กตรอนและอนุภาคที่เป็นกลางที่อัตราสูง (ประมาณ 10^9 el/m^3) และมีความความถี่ในการชนกันของอิเล็กตรอนและอนุภาคที่เป็นกลางที่อัตราสูง (ประมาณ 10^6 ครั้งต่อวินาที) จึงมาสามารถส่งผลกระทบต่อคลื่นวิทยุให้เลี้ยวเบนได้ดังนั้นจึงมี

ผลกระทบต่อการติดต่อของคลื่นสัญญาณเมื่อเดินทางผ่านชั้นนี้ และเนื่องจากความหนาแน่นไม่สม่ำเสมอใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังมีให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อิเล็กทรอนิกส์ทำให้ไม่สามารถศึกษาชั้นนี้โดยวิธี ionosonde แต่ใช้เทคนิคอื่นได้ เช่น incoherent scatter, การวัดโดยใช้จรวด wave interaction และอื่นๆ ชั้น D นี้อยู่ภายใต้อิทธิพลจากสนามแม่เหล็กโลกซึ่งชั้นนี้จะมีการดูดกลืนพลังงานของคลื่นความถี่ย่าน HF ในบริเวณใกล้ 20° เหนือและใต้จากเส้นศูนย์สูตรแม่เหล็ก

2.2.1.2 ชั้น E

(ก) ชั้น E ปกติ

ชั้น E (ปกติ) เป็นชั้นที่มีความหนาของชั้นค่อนข้างบางวางตัวอยู่เหนือชั้น D ที่ระดับความสูงในช่วง 90-140 กม. มีความหนาแน่นอิเล็กทรอนิกส์มากที่สุดระดับความสูง 110 กม. จากพื้นผิวโลก มีสองนักวิทยาศาสตร์ คือ A.E.kennelly (อเมริกัน) และ I.Heaviside (อังกฤษ) ได้ต่างทำนายไว้ว่าชั้นนี้จะต้อง มีการไอโอไนซ์ที่หนาแน่นซึ่งแสดงพฤติกรรมคล้ายกระจกเงาสำหรับสะท้อนคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้ากลับมายังโลกด้วยการสะท้อนหรือการหักเหของคลื่น ด้วยเหตุนี้ชั้น E จึงถูกเรียกด้วยชื่อของท่านทั้งสองนี้ดังกล่าวแล้วในหัวข้อที่ผ่านมา ในเวลากลางคืนชั้น F จะมีการไอโอไนซ์ที่อ่อนมากส่วนช่วงเวลากลางวันโดยปกติจะมีค่าค่อนข้างสูง การเปลี่ยนแปลงในแต่ละวันไม่ค่อยมากแต่จะค่อนข้างเปลี่ยนแปลงตามฤดูกาลคือค่าอิเล็กทรอนิกส์จะมีค่าต่ำในฤดูหนาว เนื่องจากการทำมุมเอียงระหว่างตำแหน่งของโลกกับดวงอาทิตย์ส่งผลให้ลดการเกิดไอโอไนซ์ลง ความหนาแน่นของอิเล็กทรอนิกส์ในชั้นนี้อยู่ในช่วงจาก 10^5 จน ถึง 4.5×10^5 el/m^3 ในช่วงกลางวัน และมีค่าอยู่ระหว่าง $5 \times 10^3 - 10^4$ el/m^3 ในกลางคืน ค่าความหนาแน่นอิเล็กทรอนิกส์นี้จะเพิ่มขึ้นตามการเพิ่มขึ้นของ solar activity (เช่น ความเข้มแสงอาทิตย์ของดวงอาทิตย์) โดยชั้น E นี้ถูกสร้างขึ้นจากการไอโอไนซ์ของก๊าซเนื่องจากการแผ่รังสี Soft x-ray

ในแถบละติจูดต่ำเวลากลางวันค่าความถี่วิกฤตของชั้น E จะอยู่ในช่วง 2-5 MHz และค่า นี้จะเปลี่ยนแปลงเล็กน้อยในแต่ละวัน ในการประมาณขั้นต้นของค่าความถี่วิกฤตในช่วงเวลากลางวันของชั้น E หาได้โดยสมการต่อไปนี้

$$f_0 E = 0.9[(180 + 1.44R_{12}) \cos \chi]^{0.25} [\text{MHz}] \quad (2.4)$$

โดยค่า R_{12} คือ ค่าเฉลี่ยจาก 12 เดือนของ จำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ (sun spot number)

χ คือ ค่ามุมซิมิรของดวงอาทิตย์

โดยเลขยกกำลังนี้อาจเปลี่ยนแปลงอยู่ในค่าระหว่าง 0.1 ถึง 0.4 สำหรับการเปลี่ยนแปลงในแต่ละวันแต่สำหรับค่า 0.25 ในสมการ (2.4) นี้เป็นค่าที่เหมาะสมในการเปลี่ยนแปลงระหว่างวันและฤดูกาลต่างๆ

มีการพัฒนาสมการใช้คำนวณค่า $f_0 E$ ในเวลากลางวันซึ่งมีค่าต่ำสุดถึงประมาณ 0.5 MHz สำหรับการคำนวณค่า $f_0 E$ (ในหน่วย MHz) ในเวลาเที่ยงคืนและในขณะพระอาทิตย์ขึ้นหรือไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตกสามารถใช้สมการต่อไปนี้เป็น

$$f_o E \text{ (เที่ยงคืน)} = 0.36[1 + 0.0098 R_{12}]^{0.5} \quad [\text{MHz}] \quad (2.5)$$

$$f_o E \text{ (พระอาทิตย์ขึ้น/ตก)} = 1.05[1 + 0.08 R_{12}]^{0.5} \quad [\text{MHz}] \quad (2.6)$$

(จ) ชั้น Sporadic-E (E_s)

นอกจากชั้นที่มีความเสถียรดังเช่นชั้น D, E และ F แล้วในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ยังมีการปรากฏของเทอมการไอโอไนซ์ที่ผิดปกติก็คือ ชั้น sporadic-E จะเกิดขึ้นเพียงชั่วคราวเท่านั้น โดยปกติจะมีรูปแบบคล้ายก้อนเมฆมีลักษณะเป็นหย่อมๆ และจะเปลี่ยนแปลงขนาดตั้งแต่ 1 กม.จนถึงหลายๆ ร้อยกิโลเมตร การเกิดขึ้นและความเข้มของการไอโอไนซ์จะไม่มีความสัมพันธ์กับการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ โดยการเกิดขึ้นนี้ไม่สามารถทำนายได้และยังสามารถพบได้ทั้งในเวลากลางวันและกลางคืนหรือในฤดูกาลใดๆ ชั้น E_s เป็นชั้นที่บางมากแต่มีความหนาแน่นของการไอโอไนซ์สูง (ความหนาแน่นอิเล็กตรอนมีค่าเกือบจะเป็น 10 เท่าของชั้น E ปกติ) และมันจะปรากฏ ณ ที่ใดก็ได้ในระยะเวลาความสูงตั้งแต่ 90-120 กม. ไปตามการวางตัวของชั้น E ปกติ ชั้น E_s นี้จะมีความแตกต่างในด้านความสูงแต่บางโอกาสชั้นที่อยู่สูงกว่าสามารถ ทะลุผ่านชั้น E_s ได้ทั้งนี้อาจเกิดจากชั้น E_s มีลักษณะเป็นหย่อมๆ ทำให้คลื่นวิทยุสามารถทะลุผ่านช่องโหว่นี้ได้นั่นเอง

ในบริเวณขั้วโลกการเกิดขึ้น Sporadic-E ส่วนใหญ่แล้วจะเกิดในเวลากลางคืนแต่ไม่ค่อยมีการเปลี่ยนแปลงตามฤดูกาลเด่นชัดนัก แต่ในทางกลับในแถบบริเวณเส้นศูนย์สูตรการเกิดขึ้นของชั้น E_s มักจะเกิดขึ้นในช่วงเวลากลางวัน ความเป็นไปได้ในการเกิด E_s จะเพิ่มขึ้นตามละติจูดแม่เหล็ก

ถึงแม้ว่าสาเหตุของการเกิดขึ้น Sporadic-E นั้นยังคงไม่มีข้อมูลที่แน่นอนแต่จากการศึกษาพบว่าในการเกิดชั้น E_s ณ เวลาต่างๆ นั้นมาจากสาเหตุที่แตกต่างกัน โดยมีหลักฐานบางประการที่ทำให้เชื่อว่าสาเหตุหนึ่งของการเกิดขึ้น E_s นั้นเนื่องมาจากไอโอไนซ์ของอนุภาคอากาศเนื่องจากดาวตก การเคลื่อนย้ายในแนวตั้งของอิออนในก้อนเมฆและการรบกวนสนามแม่เหล็กโลกก็เป็นสาเหตุหนึ่งเช่นกันในการก่อตัวของ E_s

ชั้น Sporadic E มีความสำคัญในการสะท้อนคลื่นวิทยุในย่านความถี่ต่ำกว่า 100 MHz

โดยการสะท้อนนี้เกิดจากการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอน และชั้นเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Sporadic-E นี้มีค่าความถี่วิกฤต. ที่มีค่าความผันผวนค่อนข้างสูงซึ่งสามารถเปลี่ยนแปลงได้ตั้งแต่ค่าต่ำกว่า 2-3 MHz จนถึงมากกว่า 30 MHz

2.2.1.3 ชั้น F_1 , F_2 และ F

เป็นส่วนหนึ่งของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่วางตัวอยู่ ระดับความสูง 140-400 กม. จากพื้นผิวโลก ค่าเฉลี่ยความสูงของชั้นนี้อยู่ที่ความสูงประมาณ 270 กม. ชั้น F เป็นชั้นย่อยบนสุดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีการ ไอโอโนสเฟียร์มากที่สุดและเป็นเพียงชั้นเดียวที่รักษาการ ไอโอโนสเฟียร์โดยไม่ขึ้นกับวันหรือฤดูกาลใดๆ โดยชั้นนี้มี Appleton เป็นผู้ค้นพบในการทดลองสัญญาณ ย่าน HF ไปในแนวตั้งแล้วมีสะท้อนลงมา ชั้น F เป็นชั้นที่สังเกตได้ชัดที่สุดเนื่องจากมีการ ไอโอโนสเฟียร์ตลอดทั้งคืน ดังนั้นชั้น F จึงเป็นชั้นที่อำนวยความสะดวกการแพร่กระจายคลื่นวิทยุในระยะทางไกลได้แม้ในยามกลางคืน การปรากฏขึ้นได้ของชั้น F ในเวลากลางคืน นั้นมาจากความจริงที่ว่าชั้น F เป็นชั้นบนสุดที่มีการ ไอโอโนสเฟียร์มากที่สุด ดังนั้นจึงมีอนุภาคที่ถูก ไอโอโนสเฟียร์แล้วเหลืออยู่ถึงแม้ไม่ได้รับแสงจากดวงอาทิตย์แล้วก็ตามและอีกเหตุผลหนึ่งก็คือ ค่าความหนาแน่นในการ ไอโอโนสเฟียร์แล้วมีค่าสูง ในขณะที่ค่าความหนาแน่นของอากาศมีไม่มากนัก uly ความสูงระดับนี้ ดังนั้นโมเลกุลเกือบทั้งหมดในชั้นนี้จึงเป็นโมเลกุล ไอโอโนสเฟียร์ โดยอนุภาคที่ถูก ไอโอโนสเฟียร์ในการก่อตัวขึ้นเป็นชั้นนี้ คือ อะตอมของออกซิเจน

ในระหว่างกลางวันหลังจากพระอาทิตย์ขึ้นพบว่าชั้น F แยกเป็น 2 ชั้น เรียกว่า F_1 และ F_2 ปรากฏการณ์นี้จะพบตลอดปีในบริเวณละติจูดต่ำ (Low Latitude) และปรากฏเฉพาะฤดูร้อนเท่านั้นในบริเวณละติจูดสูง (High Latitude) การแยกชั้น F เป็นชั้น F_1 และ F_2 เกิดจากการเพิ่มของอุณหภูมิไปตามการเพิ่มขึ้นของความสูง

ชั้น F_1 จะปรากฏขึ้นในช่วงเวลากลางวันและวางตัวอยู่ในระดับความสูงประมาณ 140 ถึง 250 กม. โดยมีค่าระดับความสูงเฉลี่ย คือ 220 กม. พฤติกรรมของชั้น F_1 นี้จะมีลักษณะคล้ายกับชั้น E ปกติ และชั้นมีค่าความถี่วิกฤตอยู่ในช่วง 3-7 MHz การเปลี่ยนแปลงของ f_oF_1 ค่าความถี่วิกฤตในชั้น F_1 () (ในเวลาและฤดูกาลต่าง ๆ ในช่วงฤดูหนาวและในช่วงจำนวนจุดดับมี ค่าต่ำและในขณะที่เกิดพายุ ไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheres Storms) จะมีค่าต่ำ เราสามารถหาค่า ในขั้นต้นได้เป็น

$$f_oF_1 = (4.3 + 0.01R_2) \cos^{0.2} \chi \quad (2.7)$$

ถึงแม้ว่าในบางครั้งจะมีคลื่นความถี่ HF สะท้อนจากชั้น F_1 แต่โดยส่วนใหญ่แล้วนั้นสามารถทะลุผ่านขึ้นไปแล้วสะท้อนลงมาจกชั้น F_2 ซึ่งชั้น F_2 นี้เป็นชั้นที่วางตัวอยู่บนสุดโดยมีระดับความสูงอยู่ที่ 250 – 400 กม. ในเวลากลางวันค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนในชั้นนี้จะมีค่ามากที่สุด ในบรรดาชั้นย่อยอื่น ๆ ทั้งหมดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ในเวลากลางคืน ชั้นไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

F_1 และ F_2 จะรวมตัวกันเป็น ชั้น F และมีระดับความสูงลดลงเป็น 300 กม. ชั้น F_2 นี้ก่อตัวขึ้น โดยการไอออไนซ์จากการแผ่รังสี UV และรังสี X-rays การไอออไนซ์ของชั้น F_2 จะได้รับอิทธิพลจากสนามแม่เหล็กของโลก ลมและกระแสขึ้นลงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และค่าความหนาแน่นไอโอไนซ์จะเปลี่ยนแปลงตาม solar activity และการเปลี่ยนแปลงของจำนวนจุดดับของดวงอาทิตย์ตั้งแต่ค่าต่ำสุดจนสูงสุด

ค่าความถี่วิกฤตจะมีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ประมาณ 10 MHz และจะมีค่ามากขึ้นในแถบละติจูดต่ำแต่โดยทั่วไปแล้วจะอยู่ในช่วงประมาณ 5-15 MHz ความถี่ f_oF_2 วิกฤต จะเป็นไปตาม f_oE และ f_oF_1 กล่าวคือจะไม่เป็นไปตามกฎ $\cos \chi$ และ χ ..คือมุมซิมิทริกของดวงอาทิตย์ ค่าต่าง ๆ ของ f_oF_2 ทั่วโลก อาจอธิบายได้ว่าชั้น F_2 ถูกควบคุมโดยสนามแม่เหล็กโลก โดยมี 2 บริเวณที่ f_oF_2 มีค่าสูงคือ ± 20 องศา ดิพละติจูดซึ่งเป็นบริเวณที่เราเรียกกันว่า ความผิดปกติในย่านเส้นศูนย์สูตร equatorial 9 or Appleton anomaly โดยบริเวณที่มีค่าสูงนี้จะย้ายตามการเคลื่อนที่ของดวงอาทิตย์และมีลักษณะย้ายจากทิศตะวันออกไปยังทิศตะวันตก และมีแนวโน้มไปตามดิพแม่เหล็ก (magnetic dip) ที่คงที่

2.3 ขบวนการพื้นฐานของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

2.3.1 หลักการพื้นฐานทางกายภาพ

พารามิเตอร์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นตัวที่สำคัญที่สุดคือค่าความหนาแน่นของอิเล็กตรอน (N) การเปลี่ยนแปลงของค่าความหนาแน่นของอิเล็กตรอนกับความสูง (h) และเวลา (t) สามารถคำนวณได้จากทฤษฎีโดยสมการ continuity จากสมการ (2.8) ร่วมกับสมการ (2.9) และ (2.10) เพื่อลดความซับซ้อนของสมการจึงเขียนในรูปอย่างง่ายได้เป็น

สมการ Continuity (อนุรักษณ์มวล)

$$\frac{\partial N}{\partial t} = \{production\} - \{loss\} - \{transport\} \quad (2.8)$$

สมการแรง (force)(อนุรักษณ์โมเมนตัม)

$$\frac{dV}{dt} = \{drivingforce\} - \{drag\} - \{advection\} \quad (2.9)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

advection คือ การถ่ายโอน โมเมนตัมด้วยความหนืด (viscosity)

สมการความร้อน (อนุพันธ์พลังงาน)

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \{heating\} - \{cooling\} - \{conduction\} \quad (2.10)$$

เมื่อ V คือ ความเร็ว, T คือ อุณหภูมิของอิเล็กตรอนและไอออน สมการทั้งสามนี้ใช้กับอนุภาคที่เป็นกลาง

สมการ continuity จากสมการ (2.8) สำหรับอิเล็กตรอนและไอออนสามารถเขียนได้เป็น

$$\frac{\partial N}{\partial t} = q - L(N) - \text{div}(NV) \quad (2.11)$$

เมื่อเทอมของ q คือ อัตราการสร้างที่ความสูง h

$$q(h) = I(h)\eta\sigma n(h) \quad (2.12)$$

เมื่อ I คือ ความเข้มข้นในการแผ่รังสีไมโครเวฟไอโอไนซ์, η คือ ประสิทธิภาพในการไอโอไนซ์, σ คือ cross-section และ n คือ ความหนาแน่นของก๊าซ และพจน์การสูญเสีย $L(N)$ สามารถเขียนในรูปแบบอย่างง่ายได้เป็น

ชั้น E_1 และ F_1 :

$$L(N) = -\alpha N^2 \quad (2.13)$$

ชั้น F_2 :

$$L(N) = \beta N \quad (2.14)$$

โดยที่ α และ β คือ สัมประสิทธิ์การสูญเสียชนิดตามกฎกำลังสอง (square-law) และ สัมประสิทธิ์การสูญเสียเชิงเส้นตามลำดับ เทอมการถ่ายโอนนี้สามารถทำให้ง่ายขึ้นโดยการไม่คิดการเคลื่อนที่ในแนวอน โดยจะคิดแค่ความเร็วดริฟท์ในแนวตั้ง (vertical drift velocity) ซึ่งแทนด้วย w

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ออกเผยแพร่หา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ได้เป็น

$$\text{div}(NV) = \frac{\partial(NW)}{\partial h} \quad (2.15)$$

2.3.2 สิ่งที่ทำให้เกิดปฏิกิริยาทางเคมีของอออนและขบวนการสูญเสีย

ปฏิกิริยาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะต้องเป็นไปตามกฎอนุรักษ์พลังงาน และกฎอนุรักษ์โมเมนตัม นอกจากนี้ยังเป็นไปตามหลักของทฤษฎีควอนตัม ผลที่ได้รับก็คืออะตอมของอออนจะไม่สามารถรวมกันใหม่กับอิเล็กตรอนได้ง่ายนัก นอกเสียจากว่ามีอนุภาคจากภายนอกเข้าไปเป็นส่วนหนึ่งในปฏิกิริยาและทำการดูดซับพลังงานที่เกินมา โดยปฏิกิริยานี้ต้องการการชนของสามอนุภาค (three-body collision) และมีแนวโน้มว่าจะพบที่ระดับความสูงต่ำกว่า 100 กม. เท่านั้นที่ซึ่งค่าความหนาแน่นของอากาศมีค่าสูงเพียงพอ อย่างไรก็ตาม โมเลกุลของอออนต่างๆ จะมีการรวมตัวกันใหม่ได้ง่ายเนื่องจากเมื่อรวมตัวกันแล้วจะมีการแตกตัวออกเป็น 2 ผลิตภัณฑ์ (products) ตลอดทั่วทั้งหมดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นในปฏิกิริยาต่างๆ จะเหลืออะตอมและโมเลกุลต่างๆ อยู่ในสถานะ excited states และหลังจากนั้นก็มีการสลายตัวด้วยการแผ่รังสี สิ่งนี้เป็นต้นกำเนิดก่อให้เกิดภาพที่สว่าง โชติช่วง (luminescence) ของชั้นบรรยากาศส่วนบนหรือที่เรียกว่า “airglow”

ชั้น D : เป็นชั้นบรรยากาศที่แน่นที่บดบังการชนทั้งแบบ two-body และ three-body สามารถเกิดขึ้นได้และปฏิกิริยาทางเคมีเริ่มยุ่งยากซับซ้อนขึ้นอิเล็กตรอนอาจรวมตัวกันเป็นอะตอมหรือโมเลกุลในรูปของอออนลบที่ความสูงต่ำกว่า 90 กม. ในเวลากลางคืนอออนลบจะมีจำนวนมากกว่าอิเล็กตรอนเป็นจำนวนมาก แต่ในเวลากลางวันอออนจะถูกทำลายโดยแสงที่สามารถมองเห็นได้และแสง ultraviolet ดังนั้นในเวลากลางวันยังคงมีจำนวนอยู่มากได้แค่ระดับความสูงที่ต่ำกว่า 70 กม.ได้เท่านั้น อออนจำนวนมากทั้งประจุบวกและประจุลบจะรวมตัวกันอยู่ในรูปโมเลกุลของน้ำที่ก่อตัวเป็นกลุ่มที่ซับซ้อน

ชั้น E : เป็นชั้นบรรยากาศที่มีการเปลี่ยนแปลงและมีการชนกันเกิดขึ้นแบบ two-body เท่านั้น ดังนั้นอะตอมของอออนต่างๆ จะไม่สามารถรวมตัวกันใหม่กับอิเล็กตรอนได้ง่ายนักแต่มันก็เตรียมพร้อมที่จะกลับสู่โมเลกุล ผลที่ทั้งหมดคืออออนบวกส่วนใหญ่จะเป็นโมเลกุลของ NO^+ และ O_2^+ ในบางอะตอมโลหะ (metal atoms) จะมีแนวตามการพัดพาไปของดาวหางในชั้นบรรยากาศไปรวมกันและไอโอไนซ์เป็นอออนโลหะที่มีอายุยาวนาน และกลายมาเป็นส่วนประกอบไอออนิกหลักๆ ของชั้น Sporadic-E ในแถบละติจูดกลาง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชั้น F : ในชั้น F₁ อีออนส่วนใหญ่จะเป็น NO⁺ และ O₂⁺ ส่วนในชั้น F₂ เป็น O₂⁺



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

การวิเคราะห์หาค่าปริมาณอิเล็กทรอนิกส์โดยใช้สัญญาณ GPS

3.1 กล่าวนำ

การทดลองการนำค่าจากสถานีรับสัญญาณมาคำนวณเพื่อหาระยะทาง และการคำนวณค่าความหน่วงของคลื่นสัญญาณดาวเทียมเพื่อนำมาวิเคราะห์หาค่าปริมาณอิเล็กทรอนิกส์นั้น นั้นในการศึกษานี้จะใช้ผลจากการรับสัญญาณดาวเทียมจีพีเอส (GPS) ซึ่งประวัติที่มาของระบบดาวเทียมจีพีเอสเริ่มขึ้นเมื่อกระทรวงกลาโหม ประเทศสหรัฐอเมริกา ได้ดำเนินการโครงการ Global Positioning System หรือ "GPS" ขึ้น GPS จะใช้ดาวเทียมจำนวน 24 ดวง โคจรอยู่ในระดับสูงที่พ้นจากคลื่นวิทยุรบกวนของโลกและวิธีการที่สามารถให้ความถูกต้อง เพียงพอที่จะใช้ชี้บอกตำแหน่งได้ทุกแห่งบนโลกตลอดเวลา 24 ชั่วโมง จากการนำมาใช้งานจริงจะให้ความถูกต้องสูง โดยที่ความคลาดเคลื่อนมาตรฐานของตำแหน่งทางราบต่ำกว่า 50 เมตร และถ้ารังวัดแบบวิธี "อนุพันธ์" (Differential) จะให้ความถูกต้องถึงระดับเซนติเมตร [4] จากการพัฒนาทางด้านอุปกรณ์คอมพิวเตอร์ทำให้สามารถผลิตเครื่องรับ GPS ที่มีขนาดลดลง และมีราคาถูกลงกว่าเดิมเป็นอันมาก

ปัจจุบันมีการนำ GPS มาใช้งานในหลายสาขาวิชาที่เกี่ยวข้องกับงานสำรวจ อาทิเช่น ภูมิศาสตร์ วิศวกรรมศาสตร์ สิ่งแวดล้อม ได้แก่ การนำ GPS มาใช้ในการกำหนดขอบเขตและจุดที่แน่นอนของป่าสงวน และอุทยาน ใช้ในการบอกตำแหน่งเพื่อใช้ออกงานวงรอบ (TRAVERS) การใช้ GPS ในการสำรวจภูมิประเทศเพื่อทำแผนที่เส้นชั้นความสูง (Contour) และงานถนนหรือแม้แต่การนำดาวเทียม GPS มาใช้ตรวจสอบรายละเอียดความถูกต้องของงานโครงการสามเหลี่ยม และงานวงรอบ เป็นต้น

ประโยชน์ที่เห็นเด่นชัดที่สุด ก็คือการเดินทางในทะเล และอากาศ เพราะผู้เดินทางสามารถตั้งเข็มเดินเรือให้ตรงไปยังตำแหน่งได้ทันที รวมทั้งเครื่องรับ GPS แบบมือถือส่วนใหญ่ยังมีความสามารถพิเศษในการบันทึก และชี้ตำแหน่ง แบบจุดเดิน ซึ่งเหมาะกับการใช้งานจริงกรณีที่มีคนหรือสิ่งของตกน้ำแล้วต้องวนเรือกลับไปรับโดยเร็วที่สุดอีกด้วย

3.2 ระบบดาวเทียม GPS

ลักษณะทั่วไปของระบบ GPS ประกอบด้วยส่วนประกอบที่สำคัญ 3 ส่วน ได้แก่

1. ส่วนอวกาศ

2. สถานีควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ผู้ใช้

3.2.1. ส่วนอวกาศ (Space Segment)

ในระบบดาวเทียม GPS จะประกอบด้วยดาวเทียมทั้งหมด 24 ดวง โดยดาวเทียมจำนวน 21 ดวง จะใช้ในการบอกค่าพิกัด ส่วนที่เหลือ 3 ดวง จะสำรองเอาไว้ ดาวเทียมทั้ง 24 ดวงนี้จะมีวงโคจรอยู่ 6 วงโคจรด้วยกัน โดยแบ่งจำนวนดาวเทียมวงโคจรละ 4 ดวง และมีรัศมีวงโคจรสูงจากพื้นโลกประมาณ 20,200 กิโลเมตร (12,600 ไมล์) วงโคจรทั้ง 6 จะเรียงทำมุมกับเส้นศูนย์สูตร (Equator) เป็นมุม 55 องศา ในลักษณะสานกันคล้ายลูกตะกร้อ ดาวเทียมแต่ละดวงจะใช้เวลาในการโคจรครบรอบ 12 ชั่วโมง นั่นคือ คาบของการโคจรเป็น 12 ชั่วโมง/รอบ ความถี่ที่ใช้ในการบอกตำแหน่งค่าพิกัดของดาวเทียมแต่ละดวงมี 2 ความถี่ คือ ความถี่ L1:1,575.42 MHz และ ความถี่ L2:1,227.60 MHz ทั้งนี้ในปัจจุบันปัจจุบันก็ยังมีมีการพัฒนาระบบการส่งสัญญาณ และเพิ่มจำนวนดาวเทียมในวงโคจรอย่างต่อเนื่อง จนปัจจุบันในวงโคจรจะมีดาวเทียมใช้งานได้ถึง 32 ดวง

3.2. 2.สถานีควบคุม(Control Station Segment)

ในส่วนของสถานีควบคุมจะประกอบด้วย 5 สถานีย่อย (Monitor Station) ตั้งอยู่ที่เมือง Diego Garcia, Ascension Island, Kwajalein, และ Hawaii ส่วนสถานีควบคุมหลัก (Master Control Station) I สถานี ซึ่งเป็นศูนย์ควบคุมการทำงานของระบบดาวเทียม GPS ตั้งอยู่ที่เมือง Colorado Springs รัฐ Colorado สหรัฐอเมริกา สถานีควบคุมต่าง ๆ เหล่านี้มีหน้าที่คอยติดต่อสื่อสาร (Tracking) กับดาวเทียม ทำการคำนวณผล (Computation) เพื่อบอกตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง และส่งข้อมูลที่ได้ไปยังดาวเทียมอยู่ตลอดเวลา ทำให้ข้อมูลที่ได้เป็นข้อมูลที่ทันสมัยอยู่เสมอ

3.3.3. ส่วนผู้ใช้ (User Segment)

ผู้ใช้ประกอบด้วย 2 ส่วนใหญ่ ๆ คือ ส่วนที่เกี่ยวข้องกับพลเรือน (Civilian) และส่วนที่เกี่ยวข้องกับทหาร (Military) ในส่วนของผู้ใช้จะมีหน้าที่พัฒนาเครื่องรับสัญญาณ (Receiver) ให้ทันสมัยและสะดวกแก่การใช้งาน สามารถที่จะใช้ได้ทุกแห่งในโลก และให้ค่าที่มีความถูกต้องสูง

3.3 การคำนวณดัชนีหักเห

การคำนวณค่าปริมาณอิเล็กทรอนิกส์เพื่อนำมาทำการศึกษาลักษณะการเปลี่ยนแปลง และความไม่สม่ำเสมอของปริมาณอิเล็กทรอนิกส์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น ใช้ความสัมพันธ์ระหว่างความแตกต่างของเวลาหน่วงของสัญญาณ 2 ความถี่จากดาวเทียม GPS คือ L_1 (1575.42 MHz) และ L_2 (1227.60 MHz) เพื่อหาระดับความสูงของไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งมีความสำคัญในการคำนวณค่าความถี่ที่แท้จริงของสัญญาณ GPS และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

MHz) และ L_2 (1227.60 MHz) โดยการเกิดความหน่วงนั้นเกิดมาจากการหักเหของสัญญาณที่เกิดขึ้นในชั้นบรรยากาศ โดยทฤษฎีที่ใช้อธิบายปรากฏการณ์นี้คือสมการแมกซ์เวลล์ พิจารณาสมการแมกซ์เวลล์ คือสมการการเคลื่อนที่และสมการความต่อเนื่อง เราจะได้ผลลัพธ์ของพลาสมาออสซิลเลชันคือ [3]

$$\omega_{pl} = \sqrt{\frac{e^2 n_e}{\epsilon_0 m_e}} \quad (3.1)$$

และ

$$f_{pl} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{e^2 n_e}{\epsilon_0 m_e}} \quad (3.2)$$

เมื่อ ω_{pl} และ f_{pl} คือความถี่เชิงมุม (rad/s) และความถี่ของพลาสมาออสซิลเลชัน. โดยที่ e , m_e และ n_e คือประจุของอิเล็กตรอน, มวล และความหนาแน่นของอิเล็กตรอน ตามลำดับ เราสามารถคำนวณค่าดัชนีหักเหจาก

$$n_{pl} = \frac{c}{v_{ph}} = \sqrt{1 - \left(\frac{\omega_{pl}}{\omega}\right)^2} \quad (3.3)$$

เมื่อ v_{ph} คือความเร็วเฟส

จากสมการที่ผ่านมานั้น แสดงให้เห็นถึงผลของความถี่ที่มีต่อดัชนีหักเหของคลื่นสัญญาณสัญญาณดาวเทียม ซึ่งในที่สุดสัญญาณของดาวเทียมจีพีเอสทั้งสองความถี่จะถูกปรากฏการณ์นี้ทำให้ทั้งสองความถี่เกิดความหน่วงในการเดินทางขึ้น หากกำหนดให้เวลาหน่วงที่เกิดจากดัชนีการหักเหในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่รับได้จากสัญญาณ L_1 และ L_2 ให้มีค่าความแตกต่างเป็น ΔT_d จะสามารถเขียนเป็นค่าปริมาณ TEC ได้ดังสมการต่อไปนี้ [2]

$$\text{Total Electron Content (TEC)} = \frac{\Delta T_d}{134} \left(\frac{(f_{L1}^2)(f_{L2}^2)}{(f_{L1}^2) - (f_{L2}^2)} \right) \text{ electron/m}^2 \quad (3.4)$$

ซึ่งหากใช้ค่าความถี่จากดาวเทียม GPS คือ L_1 (1575.42 MHz) และ L_2 (1227.60 MHz) แทนลงไป เอกสารชี้แจงเอกสารที่ส่งมอบไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะในรูปแบบใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$TEC = 2.863 \times 10^{16} \Delta T_d \text{ electron/m}^2 \quad (3.5)$$

เมื่อ T_d คือ ค่าเวลาหน่วงของสัญญาณ (delayed time) [ns]

f คือ ความถี่ของสัญญาณ [Hz]

ที่กล่าวไปคือองค์ประกอบพื้นฐานของการคำนวณค่า TEC, โดยการคำนวณในระดับสูงขึ้นจะพิจารณารวมถึงความหนาของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์, เส้นทางคลื่นของความถี่เฟสและความเร็วกลุ่มมาคำนวณค่าของ TEC

3.4 RINEX FORMAT

ข้อมูลดิบที่รับค่าจาก GPS นั้น เรารับค่าในรูปแบบ RINEX format (The Receiver Independent Exchange Format) RINEX นั้นถูกพัฒนาโดย Astronomical Institute of the University of Berne เพื่อความง่ายในการแลกเปลี่ยนข้อมูล GPS ที่เก็บข้อมูลโดยโครงการ GPS ของยุโรป คือ EUREF 89 ซึ่งมีสถานีรับมากกว่า 60 จุด ผลิตโดยบริษัทที่มีความสามารถด้านโปรแกรมต่างๆร่วมกันออกแบบและสร้างขึ้นตามมาตรฐานที่มีการกำหนดขึ้น

RINEX จะมีชนิดของไฟล์ข้อมูลสามชนิด [5] คือ

- observation file
- navigation file
- meteorological data file

แต่ละชนิดนั้นจะประกอบด้วยส่วนหัวหรือ header ซึ่งจะมีข้อมูลของ สถานี, ตัวรับ, สายอากาศ และส่วนบอดี หรือข้อมูลหลัก โดยไฟล์จะถูกเขียนในรหัสแอสกีเพื่อจะรับประกันความถูกต้องและสะดวกในการส่งข้อมูลระหว่างระบบคอมพิวเตอร์ที่แตกต่างกัน

2	OBSERVATION DATA	G (GPS)	RINEX VERSION / TYPE
NovAtel GPSCard	NATIVE	06-09-18 23:59	PGM / RUN BY / DATE
KMITL	MARKER NAME		
HAC	JAXA, JAPAN	OBSERVER / AGENCY	
00000	OEM-3	MILLENSTD 4.503	REC # / TYPE / VERS
00000	GPS-503	ANT # / TYPE	
-1158319.2330	6087920.5998	1503747.8093	APPROX POSITION XYZ
0.0000	0.0000	0.0000	ANTENNA: DELTA H/E/N
1	1	7	G 1 G 2 G 3 G 4 G 5 G 6 G 7 WAVELENGTH FACT L1/2
1	1	7	G 8 G 9 G 10 G 11 G 13 G 14 G 16 WAVELENGTH FACT L1/2
1	1	7	G 17 G 18 G 19 G 20 G 21 G 22 G 23 WAVELENGTH FACT L1/2
1	1	7	G 24 G 25 G 26 G 27 G 28 G 29 G 30 WAVELENGTH FACT L1/2
6	C1	L1	D1 P2 L2 D2 # / TYPES OF OBSERV
30	INTERVAL		
2006	9	19	0 0 0.000000 TIME OF FIRST OBS
2006	9	19	23 59 30.000000 TIME OF LAST OBS
28	# OF SATELLITES		
G 1	1103	1103	1103 1095 1095 1095 PRN / # OF OBS
G 2	1116	1116	1116 1068 1068 1068 PRN / # OF OBS
G 3	891	891	891 854 854 854 PRN / # OF OBS
G 4	1094	1094	1094 1063 1063 1063 PRN / # OF OBS

รูปที่ 3.1 ตัวอย่างข้อมูล RINEX

3.5 วิธีการทดลอง

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง เป็นสถานที่หนึ่งในสถานี่ฐานรับสัญญาณดาวเทียมของโครงการวิจัยนาฬิกาความเที่ยงตรงสูง (High Accuracy Clock , HAC) ที่ร่วมกับ JAXA ประเทศญี่ปุ่น ซึ่งสามารถรับสัญญาณดาวเทียมจีพีเอส (GPS) ได้ โดยจะเก็บข้อมูลเป็นรูปแบบไฟล์ RINEX

เราสามารถนำข้อมูล RINEX มาคำนวณระยะทางได้จากการใช้ข้อมูล navigation และ observation โดยข้อมูลที่สถานีรับของโครงการ HAC ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังนี้สามารถเก็บข้อมูลได้ครบปีตั้งแต่ปี 2007 โดยเก็บข้อมูลทุกๆ 30 วินาทีโดยเก็บข้อมูลจากดาวเทียม 32 ดวง

จากการคำนวณค่าระยะเสมือน (Pseudorange) ที่ดาวเทียม GPS แต่ละดวงโคจรและส่ง

สัญญาณมายังเครื่องรับนั้น จะพบว่าแต่ละดวงจะมีรูปแบบการโคจรที่แตกต่างกันไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

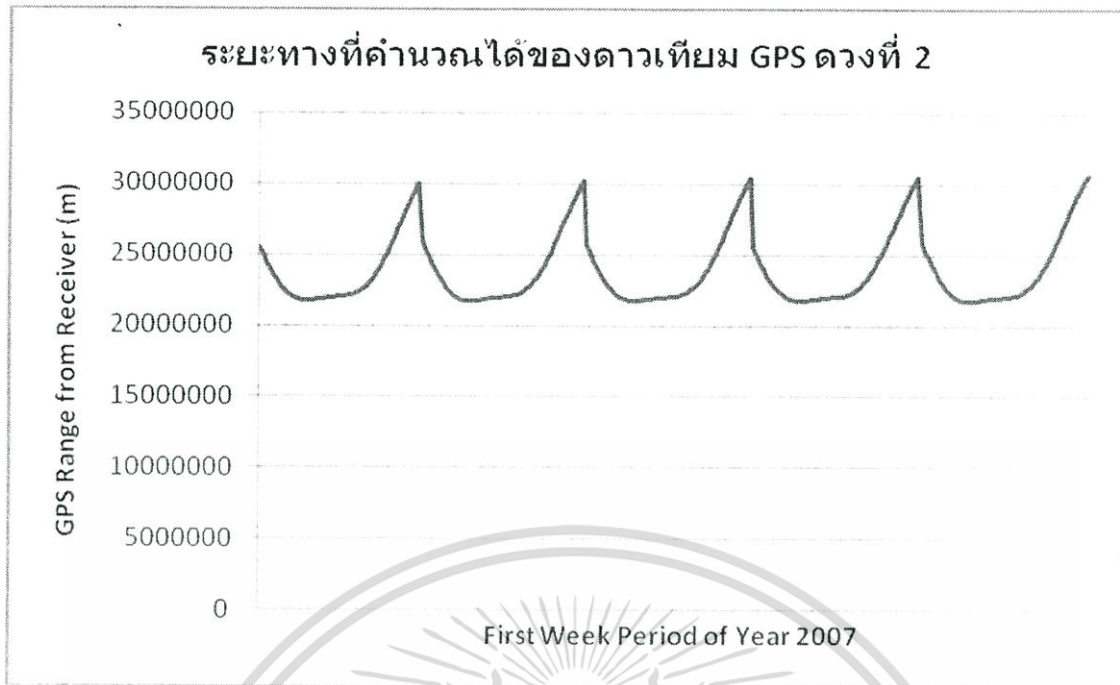
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลที่ได้จากการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมมายังสถานีรับนั้นเป็นดังรูปต่อไปนี้



รูปที่ 3.2 ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 1 มายังสถานีรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

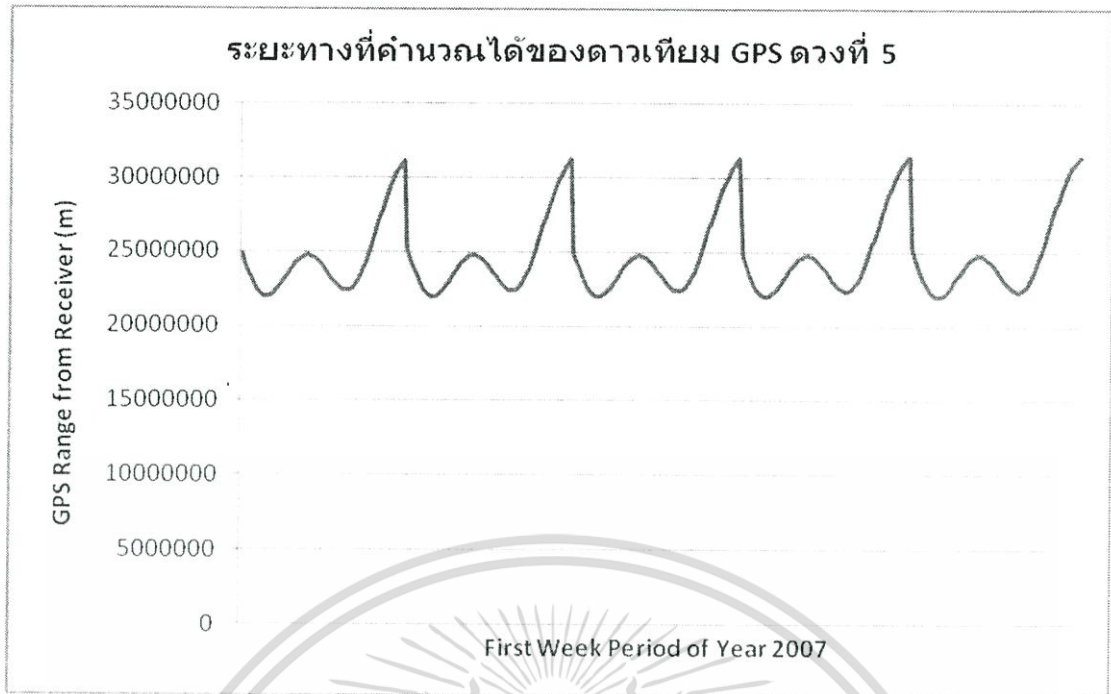


รูปที่ 3.3 ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 2 มายังสถานีรับ



รูปที่ 3.4 ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 4 มายังสถานีรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.5 ผลการคำนวณค่าระยะทางจากดาวเทียมดวงที่ 5 มายังสถานีรับ

จากรูปกราฟที่แสดงนั้นเป็นการคำนวณค่า pseudorange จากข้อมูล RINEX โดยเป็นการยกตัวอย่างผลที่ได้จากการคำนวณของดาวเทียม 4 ดวงที่ส่งสัญญาณมาที่สถานีรับที่ทำการทดลอง โดยแสดงช่วงเวลา 1 สัปดาห์โดยเป็นสัปดาห์แรกของปี 2007 ซึ่งดาวเทียมจีพีเอสนั้นก็มีความนับตามเวลาเป็นสัปดาห์ของ GPS (GPS Week) ที่จะนับบวกไปเรื่อย ๆ ทุกสัปดาห์ และสัปดาห์แรกของปี 2007 ก็คือสัปดาห์ GPS ที่ 1408 โดยหากดูในข้อมูลดิบของข้อมูลสัญญาณดาวเทียมจีพีเอสก็จะมีค่า GPS Week นี้แสดงอยู่ด้วย โดยทั้ง 4 กราฟนั้นในแกนนอนที่เห็นคือช่วงเวลาตลอดหนึ่งสัปดาห์แรกของปี 2007 โดยเก็บข้อมูลทุก ๆ 30 วินาที

จากผลการคำนวณที่ได้ เราจะเห็นว่ารูปแบบการเคลื่อนที่ของดาวเทียมแต่ละดวงเมื่อสังเกตจากสถานีรับที่จุดหนึ่ง ๆ จะแตกต่างกันไป และในช่วงหนึ่งสัปดาห์นั้นก็จะมีดาวเทียม GPS บางดวงที่ไม่โคจรผ่านมายังระยะรับสัญญาณของสถานีรับเลย เช่น GPS #3 ที่ไม่มีการโคจรผ่านบริเวณที่รับสัญญาณได้จากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังแม้แต่นาทีเดียว

การคำนวณหาค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอน (TEC) ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น โดยการวิจัยทั่วไปจะคำนวณค่า TEC ที่อยู่เหนือสถานีรับในแนวตั้ง หรือ vertical TEC ซึ่งมีทั้งวิธีการนำค่าที่ได้รับจากดาวเทียมทุกดวงในเวลานั้นๆ (ประมาณ 12 ดวงในแต่ละช่วงเวลา) มาคำนวณร่วมกันโดยแปลงมุมให้เป็นมุมตั้งฉากกับสถานีรับ หรือวิธีการเลือกสัญญาณจากดาวเทียม เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กลุ่มที่โคจรด้วยมุมเงยใกล้เคียง 90 องศาที่สุดในแต่ละเวลาคำนวณค่า TEC จากความหน่วงของสัญญาณก็ได้เช่นกัน

การวิจัยสำหรับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้นั้นต้องการศึกษาการทดลอง โดยใช้ข้อมูลจากดาวเทียม GPS และ ETS-VIII มาศึกษาและเปรียบเทียบผลที่ได้จากการหาค่าความหน่วงสัญญาณจากผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ดังนั้นผลการเปรียบเทียบจะนำเสนอในบทต่อไป



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4

การวิเคราะห์หาค่าปริมาณอิเล็กทรอนิกส์โดยการรับสัญญาณ จากดาวเทียมแบบ GEO

4.1 กล่าวนำ

ดาวเทียมค้างฟ้า (Geostationary Earth Orbit) เป็นดาวเทียมเพื่อการสื่อสารเป็นส่วนใหญ่ อยู่สูงจากพื้นโลกประมาณ 35,800 กม. เส้นทางการโคจรอยู่ในแนวเส้นศูนย์สูตร (Equatorial Orbit) ดาวเทียมจะหมุนรอบโลกด้วยความเร็วเชิงมุมเท่ากับโลกหมุนรอบตัวเองทำให้ดูเหมือนลอยนิ่งอยู่เหนือ จุดจุดหนึ่งบนโลกตลอดเวลา เรียกทั่ว ๆ ไปว่า "ดาวเทียมค้างฟ้า"

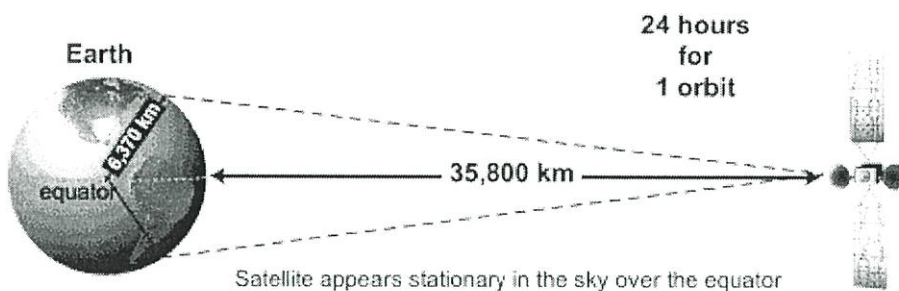
ดาวเทียมจะอยู่กับที่เมื่อเทียบกับโลกมีวงโคจรอยู่ในระนาบเดียวกันกับเส้นศูนย์สูตร อยู่สูงจากพื้นโลกประมาณ 35,800 กม. วงโคจรพิเศษนี้เรียกว่า "วงโคจรค้างฟ้า" หรือ "วงโคจร คลาร์ก" (Clarke Belt) เพื่อเป็นเกียรติแก่นาย อาร์เทอร์ ซี. คลาร์ก ผู้นำเสนอแนวคิดเกี่ยวกับวงโคจรนี้ เมื่อ เดือนตุลาคม ค.ศ. 1945

วงโคจรคลาร์ก เป็นวงโคจรในระนาบเส้นศูนย์สูตร (EQUATOR) ที่มีความสูงเป็นระยะที่ทำให้ดาวเทียมที่เคลื่อนที่ด้วยความเร็วเชิงมุม เท่ากันกับการหมุนของโลกแล้วทำให้เกิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางมีค่าพอดีกับค่าแรงดึงดูดของโลกพอดี เป็นผลให้ดาวเทียมดูเหมือนคงอยู่กับที่ ณ ระดับความสูงนี้ ดาวเทียมค้างฟ้า ส่วนใหญ่ใช้ในการสื่อสารระหว่างประเทศและภายในประเทศ

ดาวเทียมที่ใช้ในการสื่อสารจะมีอุปกรณ์การรับ - ส่งคลื่นวิทยุ ภายในตัวดาวเทียม และอาศัยทำหน้าที่ถ่ายทอดทวนสัญญาณ (REPEATER) ไปยังสถานีภาคพื้นดินที่ส่งสัญญาณ และรับสัญญาณการส่งสัญญาณความถี่คลื่นไมโครเวฟจากสถานีภาคพื้นดินที่ส่งสัญญาณขาขึ้น เราเรียกว่า "การเชื่อมโยงขาขึ้น" (Up-link) ซึ่ง งานรับสัญญาณบนตัวดาวเทียม จะรับคลื่นสัญญาณข้อมูลภาพ, เสียง, คอมพิวเตอร์ไว้แล้ว ขยายให้มีความแรงของสัญญาณมากขึ้น แล้วจึงส่งลงมายังสถานีภาคพื้นดินตามต้องการ ซึ่งการส่งสัญญาณจากดาวเทียมลงมายังสถานีภาคพื้นดินเรียกว่า "การเชื่อมโยงขาลง" (Down - link) โดยความถี่คลื่นไมโครเวฟขาขึ้นจะแตกต่างกับความถี่ขาลงซึ่งเป็นไปตามหลักของระบบการถ่ายทอดความถี่ และหลีกเลี่ยงการรบกวนของสัญญาณ โดยความถี่ขาขึ้นจะสูงกว่าความถี่ขาลงจากดาวเทียมเสมอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Geostationary Orbit

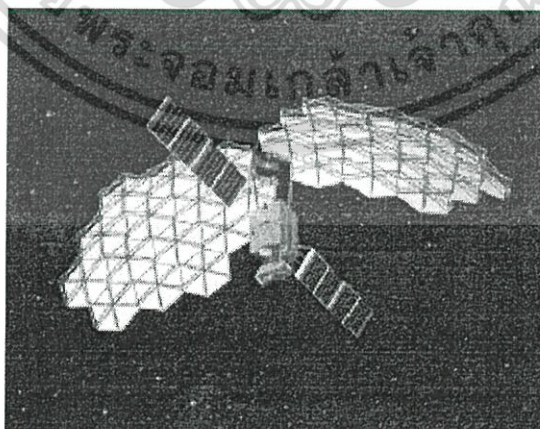


รูปที่ 4.1 รูปแบบการสื่อสารของดาวเทียมค้างฟ้า (GEO)

(ภาพจาก <http://www.asc-csa.gc.ca>)

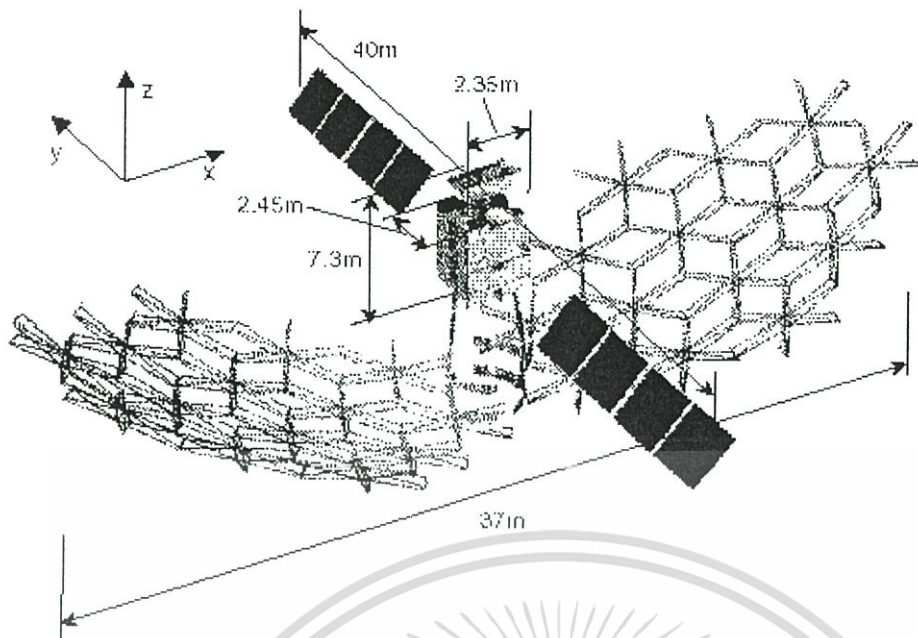
4.2 ดาวเทียม ETS-VIII

โครงการสำรวจอวกาศและการบินของญี่ปุ่น (Japan Aerospace Exploration Agency , JAXA) ได้ยิงดาวเทียมทดสอบทางด้านวิศวกรรม (Engineering Test Satellite , ETS) เพื่อทดลองระบบการสื่อสารดาวเทียมในรูปแบบต่างๆ ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้นั้นได้ทำโครงการทดลองกับดาวเทียมทดสอบทางด้านวิศวกรรมหมายเลข 8 (Engineering Test Satellite - VIII , ETS-VIII) ซึ่งมีคุณสมบัติเป็นดาวเทียมค้างฟ้า ประกอบด้วยเทคโนโลยีใหม่ด้านงานสายอากาศขนาดใหญ่ และยังมีนาฬิกาอะตอม (Atomic Clock) ติดตั้งอยู่อีกด้วย ซึ่งเป็นลักษณะเดียวกับที่ติดตั้งอยู่ในดาวเทียม GPS [6]



รูปที่ 4.2 ลักษณะภายนอกของดาวเทียม ETS-VIII

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.3 แบบแสดงขนาดของดาวเทียม ETS-VIII

โดยดาวเทียม ETS-VIII สร้างขึ้นมาโดยมีจุดมุ่งหมายในการวิจัยหลักโดยแยกเป็นหัวข้อสำคัญได้ คือ การพัฒนา 3-ton-class spacecraft bus , การทดลองด้วยงานสายอากาศขนาดใหญ่ , ระบบการสื่อสารด้วยดาวเทียมที่ใช้ได้กับอุปกรณ์พกพา , ระบบเผยแพร่สัญญาณด้วยดาวเทียมในด้านมัลติมีเดียคุณภาพสูง และระบบการระบุตำแหน่งโดยใช้สัญญาณนาฬิกาความเที่ยงตรงสูง (High Accuracy Clock , HAC)

โดยได้มีการยิงดาวเทียมสู่วงโคจรไปเมื่อปลายปี 2006 ด้วยจรวด H-IIA จากสถานีอวกาศ Tanegashima ประเทศญี่ปุ่น วงโคจรอยู่ที่ 146 องศาตะวันออก

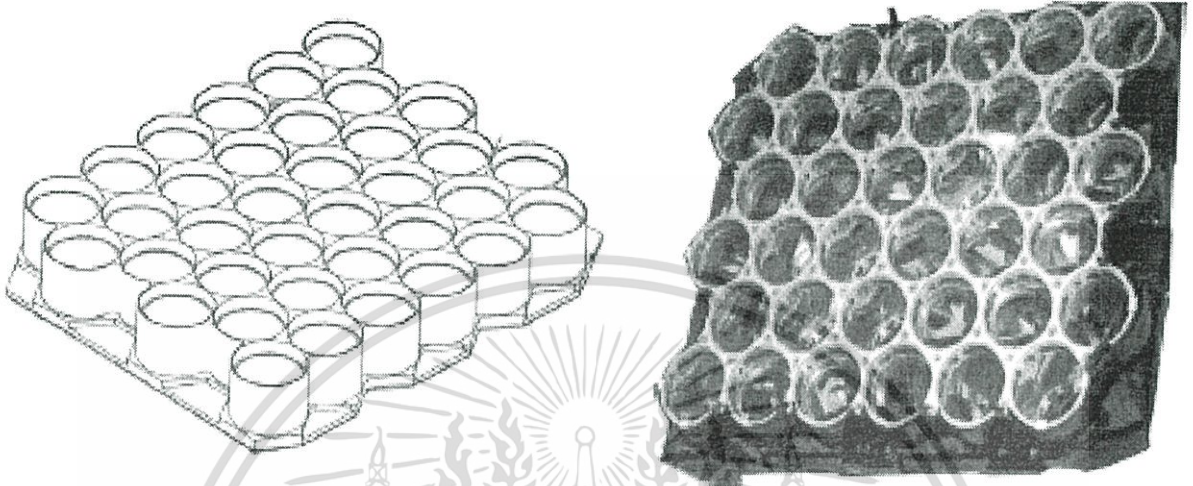
ดาวเทียม ETS-VIII มี mission parameter ดังตาราง

ตาราง 4.1 mission parameter ของดาวเทียม ETS-VIII

COSPAR ID	0605901
SIC Code	1579
NORAD SSC Code	29656

ในส่วนระบบการส่งสัญญาณนั้น สิ่งสำคัญในตัวดาวเทียมคือ Laser Retro-Reflector Array (LRRRA) ซึ่งมีลักษณะดังรูปที่ 4.4

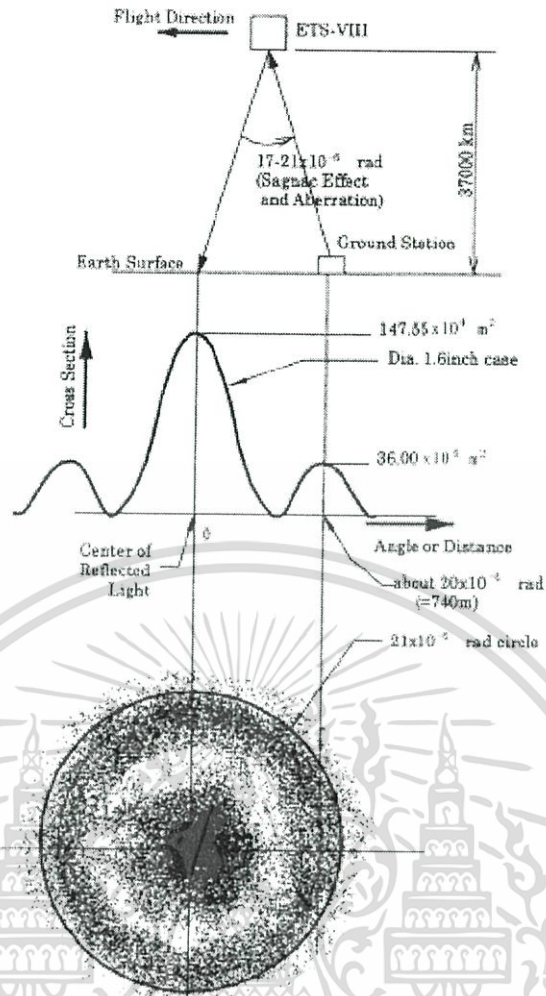
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์เพื่อการเรียนการสอนเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.4 Laser Retro-Reflector Array

ซึ่งจากรูป จะเป็นแผงที่ประกอบด้วย corner cubes 36 ตัว โดยแต่ละ corner cube นั้นจะมีเส้นผ่านศูนย์กลาง 4.1 ซม. โดยมี surface flatness ที่ 1/10 ความยาวคลื่นที่ 5320 Angstroms (1 Angstrom = 1×10^{-10} m) ซึ่งมีประสิทธิภาพในการสะท้อนโฟโตอิเล็กตรอนจากสถานีภาคพื้นได้เป็นอย่างดี โดย LRRA นั้นถูกออกแบบให้มีความน่าจะเป็นในการตรวจจับสัญญาณถึง 0.9966 และประสิทธิภาพในการสะท้อนถึง 0.75 สำหรับลำแสงเลเซอร์ (ความยาวคลื่น 532 nm) โดยมีคุณลักษณะความเข้มสัญญาณดังรูปที่ 4.5

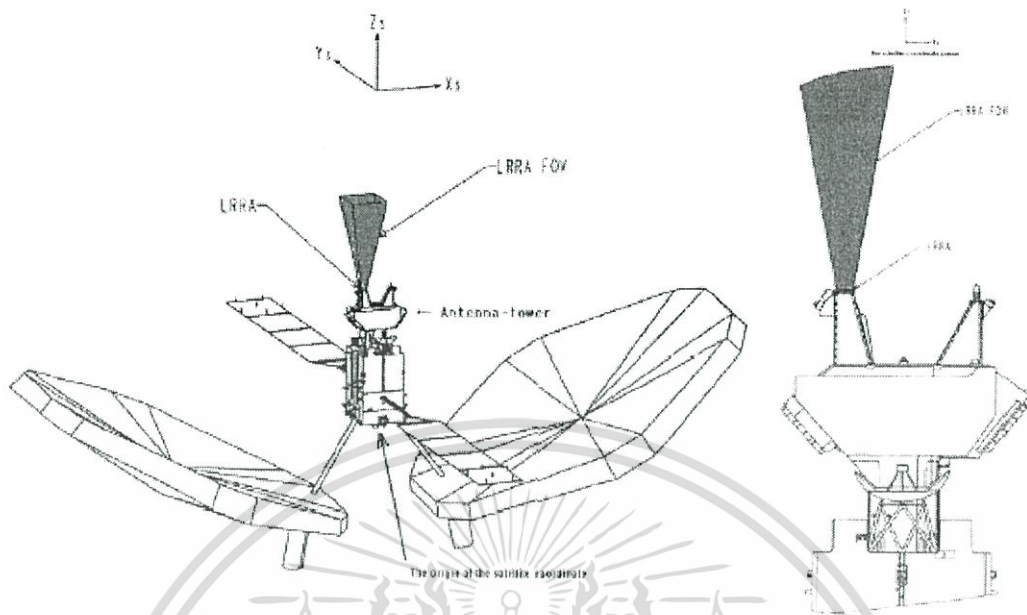
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.5 คุณลักษณะความเข้มสัญญาณ corner cubes

ในดาวเทียมนั้น LRRA จะถูกติดตั้งอยู่บนสุดของตัว tower ของระบบจานสายอากาศ ซึ่งทิศทางการรับส่งคลื่นจะมีผลกระทบจากการทรงตัวของดาวเทียมด้วย ดังนั้นในตัว ETS-VIII จึงต้องให้ระบบย่อยในส่วนการควบคุมวงโคจรมาควบคุม โดยมีโครงสร้างแสดงในรูปที่ 4.6

Roll Pitch Yaw
 $< \pm 0.05$ $< \pm 0.05$ $< \pm 0.15$ (deg)



รูปที่ 4.6 ระบบย่อยในส่วนการควบคุมวงโคจรมาควบคุม

โดยค่าตำแหน่งการติดตั้งสัมพันธ์กับตัวดาวเทียมจะแสดงดังตาราง

ตาราง 4.2 ค่าตำแหน่งการติดตั้งสัมพันธ์กับตัวดาวเทียม

	X_s	Y_s	Z_s
LRRR installation position	-911.7	-87.8	7284.0
LRRR optical center position	-790.7	-188.4	7325.5

[mm]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คุณลักษณะต่างๆ โดยสรุปของ LRRA นั้นแสดงได้ดังตาราง

ตาราง 4.3 คุณลักษณะต่างๆ โดยสรุปของ LRRA

Type	Reflector Array
Wavelength	optimized for 532 nm
FOV (half angle)	10 deg
Optional Cross Section	$1.63 \times 10^8 \text{ m}^2$
Shape	flat array
Size of Array	26 x 30 x 5.5 cm
Mass	< 3.1 kg
Reflector Number	36 corner cubes
Cube diameter	4.06 cm
Reflectivity	> 75 %
Beam divergence	20 μrad

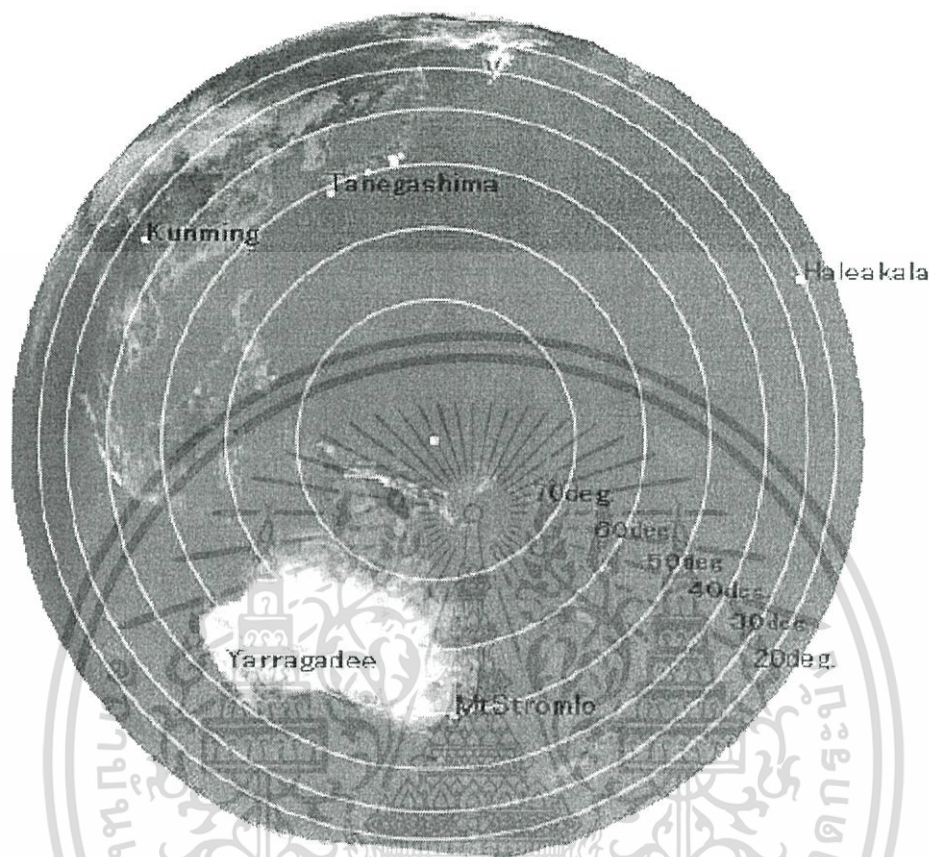
ต่อไปจะกล่าวถึงมาตรฐานของสถานีเลเซอร์ที่ทำการส่งสัญญาณไปยังดาวเทียม ETS-VIII ซึ่งสถานีเลเซอร์จะมีอยู่สองแห่งคือ สถานี Koganei และ Moblas-5 ซึ่งค่าพารามิเตอร์ต่างๆของแต่ละแห่งนั้นแสดงดังตาราง

ตาราง 4.4 ค่าพารามิเตอร์ต่างๆของสถานีเลเซอร์

Parameter	Koganei	Moblas-5 (Yaragadee)
Latitude[deg]	35.710 N	29.0464 S
Longitude[deg]	139.489 E	115.3467 E
Elevation[m]	121.82	244
Laser energy[mJ]	50	100
Pulse width[ps]	150	200
Beam divergence["]	10	21
Rcvr telescope dia.[m]	1.5	0.76
Detector quantum efficiency[%]	15	15.5
Optical efficiency Transmit / Receive[%]	30% / 10%	~95% / ~76%

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยมุมเงยของดาวเทียมจะแสดงได้ดังแผนภาพเส้นขอบดังรูปที่ 4.7 โดยจุดศูนย์กลางของวงกลมคือตำแหน่งที่ดาวเทียม ETS-VIII อยู่



รูปที่ 4.7 แผนภาพเส้นขอบ

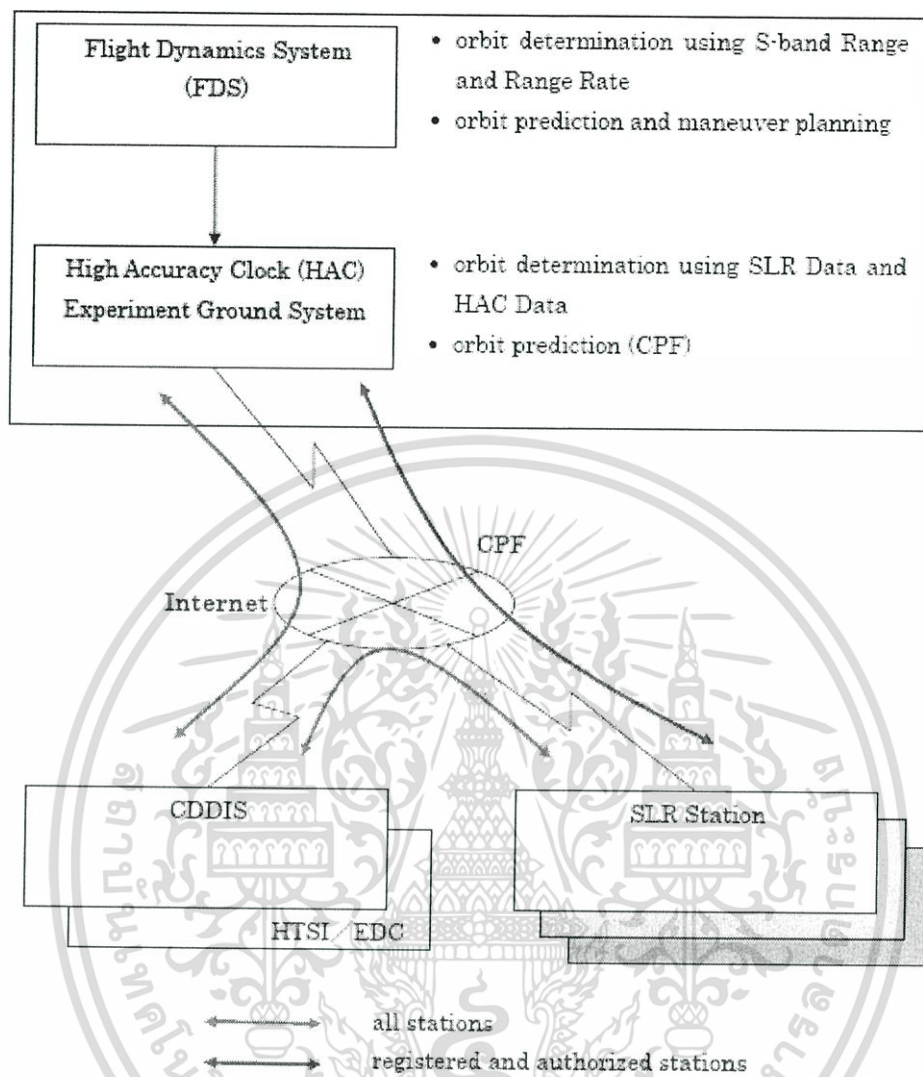
จากรูป สามารถสรุปตำแหน่งของดาวเทียมจากพื้นที่รัศมีรายรอบได้ดังแสดงในตาราง

ตาราง 4.5 ตำแหน่งของดาวเทียมจากพื้นที่รัศมีรายรอบ

	Tanegashima	Koganei	Mt. Stromlo	Kunming
Elevation[deg]	50.252	47.834	48.833	32.056
Range[km]	37062	37218	37153	38430
Incident Angle[deg]	5.55	5.83	5.71	7.37

โดยกระบวนการขั้นตอนการจัดการข้อมูล และระบบความปลอดภัยนั้นสามารถแสดงได้ดังรูปที่

4.8 นี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.8 กระบวนการขั้นตอนการจัดการข้อมูล และระบบความปลอดภัยใน โครงการทดลอง

จากระบบการสื่อสารสัญญาณและการคำนวณต่างๆที่เกี่ยวข้องดังที่กล่าวมาแล้วนั้น ยังมีระบบที่สำคัญอีกระบบหนึ่ง ซึ่งวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ใช้เป็นข้อมูลหลักในการศึกษา คือระบบนาฬิกาความเที่ยงตรงสูง (High Accuracy Clock, HAC)

ดาวเทียม ETS-VIII นั้นมีส่วนการทำงานมาตรฐานที่มีความแม่นยำของเวลาอยู่ในระดับสูงเพื่อใช้ในการวัดระยะทางและตำแหน่ง โดยใช้นาฬิกาอะตอมซีเซียม (Cesium Atomic Clock) สร้างสัญญาณความถี่อ้างอิงขึ้นมาควบคุมเวลาและสร้างสัญญาณนำร่อง ซึ่งจำเป็นต้องใช้ความถี่ที่มีความเสถียรสูงมากเนื่องจากการวัดระยะทางและตำแหน่งนั้นจะต้องใช้ข้อมูลจากเฟสของสัญญาณนำร่อง และค่า PN-code (Pseudo Noise Code) มาเป็นตัวคิดคำนวณ จึงจำเป็นต้องมีวิธีการตรวจสอบความถูกต้องของสัญญาณขึ้น โดยมีวิธีการต่างๆดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

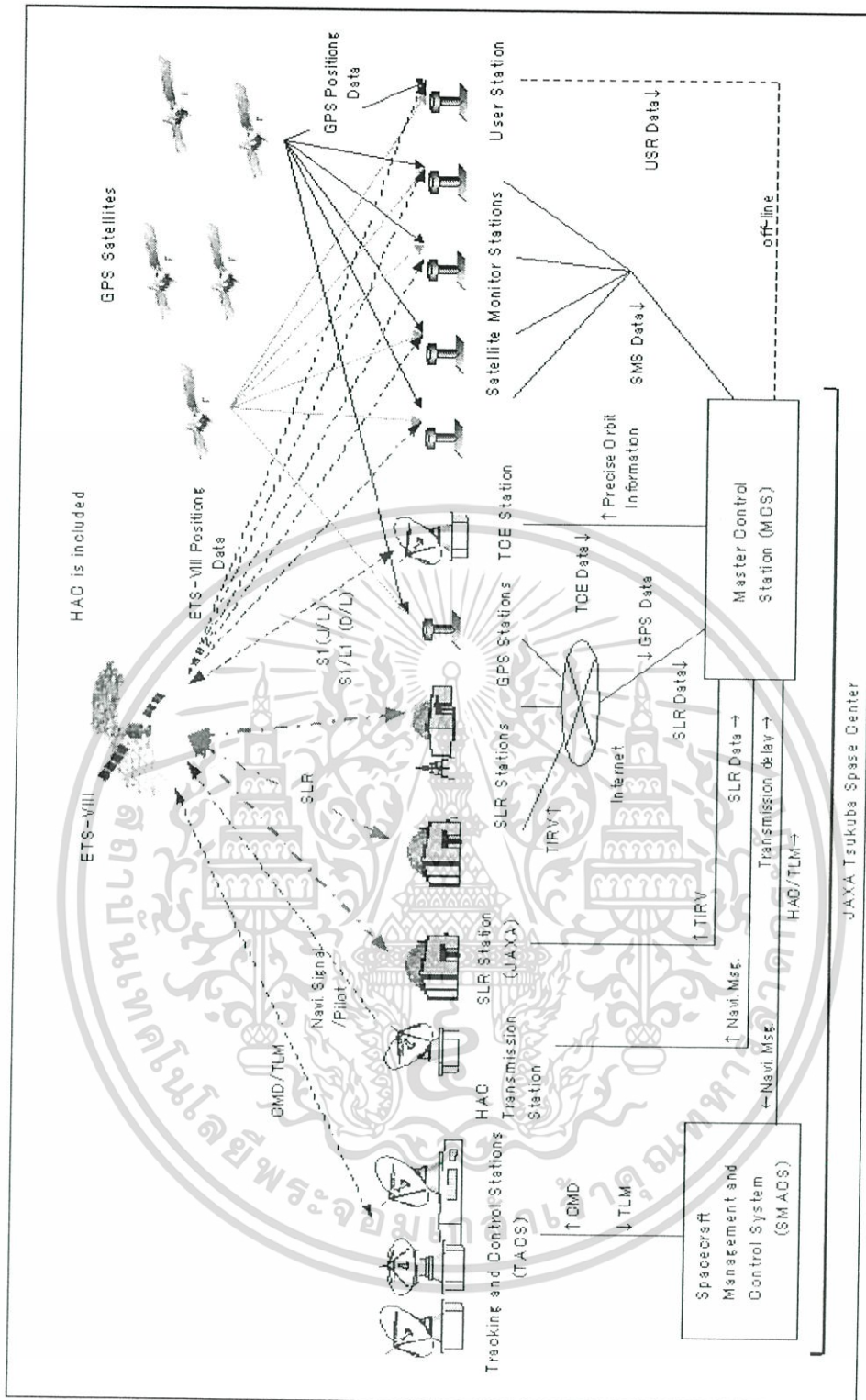
การซิงโครไนซ์สัญญาณนาฬิการะหว่างดาวเทียมและสถานีฐาน สามารถทำได้ 2 วิธีคือ วิธีแรกทำได้โดยการใช้สัญญาณนำร่องเข้าช่วย ร่วมกับการใช้เทคนิค SLR (Satellite Laser Ranging) ค่าความผิดพลาดจะหาได้จากการวิเคราะห์ค่าของ PN-Code และ SLR ซึ่งอาจมี Correction Model ต่างๆมาช่วยวิเคราะห์ สำหรับค่าความหน่วงจากชั้นบรรยากาศสามารถหาได้จากการวิเคราะห์ค่าความถี่คู่ (Dual Frequency) อีกวิธีหนึ่งคือการใช้เทคนิค Inverse GPS ซึ่งสามารถวิเคราะห์หาค่าความผิดพลาดของการซิงโครไนซ์สัญญาณนาฬิกา คือหาได้จากการนำข้อมูลตำแหน่งของดาวเทียมที่สถานีฐานทั้ง 4 แห่งมาร่วมกันวิเคราะห์ ซึ่งหลักการจะคล้ายกับการที่หาค่าตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ GPS จากการคำนวณข้อมูลจากดาวเทียม GPS หลายๆดวงนั่นเอง

การใช้เทคนิคของ Orbit Determination แบบความแม่นยำสูงเข้ามาช่วย โดยการใช้ค่าของ SLR และสัญญาณนำร่องจากดาวเทียมมาวิเคราะห์ โดยใช้สถานีรับอย่างน้อย 3 แห่ง มาคำนวณ

ใช้วิธีทับซ้อนกับ GPS (GPS Overlay) คือการใช้สัญญาณทั้งสองร่วมกัน เช่นหากสัญญาณ GPS อ่อนตรงที่สามารถรับสัญญาณ ETS-VIII ได้ก็สามารถใช้ค่าของดาวเทียม ETS-VIII ได้เลย ซึ่งหากระบบสามารถพัฒนาให้ใช้ร่วมกันได้อย่างดีแล้วจะเกิดประสิทธิผลในด้านความแม่นยำมาก

4.3 การคำนวณเปรียบเทียบกับดาวเทียม GPS

ภาพหลักของระบบการสื่อสารด้วยดาวเทียม ETS-VIII ที่นำมาทดลองร่วมกับดาวเทียม GPS แสดงได้ดังรูปที่ 4.9



รูปที่ 4.9 ภาพหลักของระบบการสื่อสารด้วยดาวเทียม ETS-VIII ที่นำมาทดลองร่วมกับดาวเทียม GPS

ในการคำนวณนั้นข้อมูลที่จำเป็นต้องนำมาใช้ประกอบด้วย ข้อมูลจากตัวรับสัญญาณจีพีเอส (GPSR) คือ RINEX.O , RINEX.N และข้อมูลแบบ dump ของ GPSR โดยมีขั้นตอนไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังต่อไปนี้คือเริ่มต้นด้วยการหาค่าความหน่วงของสัญญาณแถบความถี่ L1 จากดาวเทียมจีพีเอส ซึ่งสามารถคำนวณได้จากการใช้ข้อมูล P1 และ P2 ดังสมการ [3]

$$I_{L1} = \frac{1}{1-\gamma} [(P1 - cT_{GD}) - (P2 - c\gamma T_{GD})] = \frac{1}{1-\gamma} [P1 - P2 - cT_{GD}(1-\gamma)] \quad (4.1)$$

สามารถเขียนได้เป็น

$$I_{L1} = \frac{1}{1-\gamma} [P1 - P2] - cT_{GD} \quad (4.2)$$

โดยที่

$$\gamma = \left(\frac{f_{L1}}{f_{L2}} \right)^2 \quad (4.3)$$

โดย T_{GD} คือการดีเลย์แบบกลุ่มของสัญญาณความถี่ L1 ซึ่งจะอยู่ในข้อมูล RINEX Navigation จากดาวเทียมจีพีเอส และ c คือความเร็วแสง

ซึ่งในการทดลองของโครงการร่วมในโครงการ HAC นี้ สถานีรับสัญญาณจีพีเอสนั้น สำหรับการคำนวณค่าของสัญญาณ L1 จะไม่มีการดำเนินการรับและแสดงผลของ P1 แต่จะใช้ค่า C1 แทน ดังนั้นขั้นตอนที่เราจำเป็นต้องใช้การคำนวณเพื่อแก้ไขค่าความผิดพลาดที่เป็นความต่างของผลคำนวณที่ได้จาก P1 และ C1 (Differential Code Bias, DCB) โดยนำค่าไฟล์ข้อมูลของ DCB มาร่วมในการคำนวณด้วย

ดังนั้นการหาค่าความหน่วงของสัญญาณแถบความถี่ L1 จะสามารถเขียนได้ใหม่เป็น

$$I_{L1} = \frac{1}{1-\gamma} [P1 - P2] - cT_{GD} \quad (4.4)$$

เมื่อรวมค่าของ bias จะได้เป็นสมการ

$$I_{L1} = \frac{1}{1-\gamma} [C1 + cP1C1.DCB - P2] - cT_{GD} + B \quad (4.5)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดย B คือค่าความผิดพลาดที่ไม่ทราบค่าอันเนื่องมาจากความจริงที่ว่า ค่า PIC1.DCB นั้น เป็นค่าเฉลี่ยในช่วงเวลาของดาวเทียมจีพีเอสทุกดวง

และสมการที่ถูกต้องกว่าคือการรวมความผิดพลาดที่ไม่ทราบค่าอื่น ๆ ซึ่งถือว่าเป็นค่าที่ แท้จริงของ bias หรือ Actually unknown bias (R) เข้าไปด้วย คือ

$$I_{L1} = \frac{1}{1-\gamma} [C1 + cPIC1.DCB - P2] - cT_{(ij)} + B + R \quad (4.6)$$

เนื่องจากความผิดพลาดโดยค่า B และ R นั้นในความเป็นจริงยากมากในการจะทำการ แก้ไขให้ถูกต้องได้ ดังนั้นในการทดลองนี้จึงได้ขอละเว้นการคำนวณค่า B และ R ไว้ก่อน เมื่อคำนวณได้ค่าความหน่วงของสัญญาณแถบความถี่ L1 (GPS) แล้วขั้นตอนต่อไปคือการหาค่า ความหน่วงของสัญญาณแถบความถี่ S1 โดยการคำนวณจาก GPSR โดยใช้หลักการที่ว่าค่า ความหน่วงของสัญญาณนั้นเป็นผลที่ขึ้นกับความถี่ ดังนั้น ค่าความหน่วงของสัญญาณแถบความถี่ L1 สามารถแปลงเป็นค่าความหน่วงของสัญญาณ S1 ได้โดยสมการ

$$I_{S1}(GPSR) = \left(\frac{f_{L1}}{f_{S1}} \right)^2 \Delta_{L1}^{iono} \quad (4.7)$$

โดยข้อสำคัญคือทิศทางของดาวเทียมจีพีเอสดวงที่นำมาคำนวณนั้นต้องเป็นขณะที่อยู่ใน ตำแหน่งที่มีทิศทางใกล้เคียงกับดาวเทียม ETS-VIII ที่เป็นตัวกำเนิดสัญญาณ S1 จริงด้วย จึงจะ สามารถให้ผลที่ถูกต้องที่สุด

เมื่อทำการคำนวณค่าความหน่วงของสัญญาณ S1 จากความหน่วงของสัญญาณ L1 แล้ว ก็ จะทำการหาความหน่วงของสัญญาณ S1 (รวมค่าความผิดพลาดที่ไม่ทราบค่า) โดยใช้ข้อมูลที่ได้ จากสถานีรับสัญญาณ ETS-VIII โดยเริ่มจากการคำนวณโดยใช้ข้อมูล S1 และข้อมูล L1' ดัง สมการ

$$I_{S1}(HACR) + B_S = \frac{1}{1-\eta} [S1 - L1'] \quad (4.8)$$

โดยที่

$$\eta = \left(\frac{f_{S1}}{f_{L1}} \right)^2 \quad (4.9)$$

และเราจะทำการหาค่า B_s โดยทำการหาค่าเฉลี่ยของ $I_{S1}(GPSR)$ และ $I_{S1}(HACR)$ ที่เกิดขึ้นในเวลาเดียวกัน

การหาระยะเสมือน โดย $P1$ และ $P2$ สามารถหาได้โดยสมการดังนี้

$$P1 = \rho + c(dt_u - dt^s) + I_{L1} + T + v_{P1} \quad (4.10)$$

$$P2 = \rho + c(dt_u - dt^s) + I_{L2} + T + v_{P2} \quad (4.11)$$

เมื่อ ρ คือระยะทางจริงระหว่างเครื่องรับสัญญาณและตัวดาวเทียม dt_u คือค่าเวลาออฟเซตของเครื่องรับสัญญาณ I คือค่าความหน่วงของสัญญาณดาวเทียมจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ T คือค่าความหน่วงของสัญญาณดาวเทียมจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ และ v คือความผิดพลาดที่ไม่ทราบค่า โดย dt^s คือค่าเวลาออฟเซตของดาวเทียม ซึ่งสามารถแสดงได้ดังสมการ

$$dt^s = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r + \Delta t_{(GI)} \quad (4.12)$$

$$\Delta t_{GD_P1} = -T_{GD} \quad (\text{for } P1 \text{ pseudorange}) \quad (4.13)$$

$$\Delta t_{GD_P2} = -\gamma T_{GD} \quad (\text{for } P2 \text{ pseudorange}) \quad (4.14)$$

$$\Delta t_{GD_IC} = 0 \quad (\text{for ionosphere-free pseudorange}) \quad (4.15)$$

โดยที่

$$\gamma = \left(\frac{f_{L1}}{f_{L2}} \right)^2 \quad (4.16)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

a_{f0} , a_{f1} , a_{f2} , t_{oc} , และ T_{GD} นั้นสามารถหาได้จากข้อมูล RINEX navigation โดย หากสมมติว่าค่าความหน่วงที่เกิดจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ไม่มีผลที่ขึ้นกับความถี่ของ สัญญาณก็จะสามารถเขียนสมการได้เป็น

$$P1 = \rho_{IF} + I_{L1} - c\Delta t_{GD_P1} \quad (4.17)$$

$$P2 = \rho_{IF} + I_{L2} - c\Delta t_{GD_P2} \quad (4.18)$$

เมื่อ ρ_{IF} คือระยะทางเสมือนซึ่งไม่คิดผลของไอโอโนสเฟียร์ (ionosphere-free pseudorange) I_{L1} และ I_{L2} สามารถหาได้จากสมการ

$$I_{L1} = \frac{A}{f_{L1}^2} \quad (4.19)$$

$$I_{L2} = \frac{A}{f_{L2}^2} \quad (4.20)$$

โดย A คือค่าคงที่ของความสัมพันธ์ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอน (TEC) ดังนั้นจะสามารถหาค่า I_{L1} ได้จากสมการ

$$(P1 + c\Delta t_{GD_P1}) - (P2 + c\Delta t_{GD_P2}) = I_{L1} - I_{L2} = A \left(\frac{1}{f_{L1}^2} - \frac{1}{f_{L2}^2} \right) \quad (4.21)$$

$$\begin{aligned} I_{L1} &= \frac{A}{f_{L1}^2} = \frac{f_{L2}^2}{f_{L2}^2 - f_{L1}^2} \left\{ (P1 + c\Delta t_{GD_P1}) - (P2 + c\Delta t_{GD_P2}) \right\} \\ &= \frac{1}{1 - \gamma} \left\{ (P1 - cT_{GD}) - (P2 - c\gamma T_{GD}) \right\} \end{aligned} \quad (4.22)$$

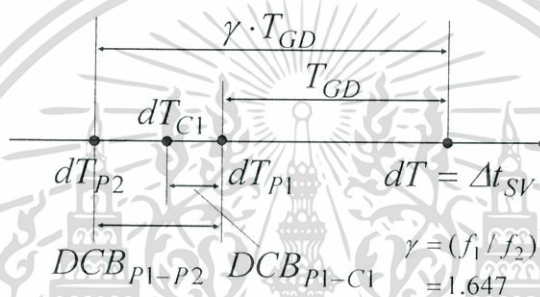
และ ρ_{IF} จะหาได้จากสมการดังต่อไปนี้

$$\frac{P1}{f_{L2}^2} - \frac{P2}{f_{L1}^2} = \rho_{IF} \left(\frac{1}{f_{L2}^2} - \frac{1}{f_{L1}^2} \right) - c \left(\frac{\Delta t_{GD_P1}}{f_{L2}^2} - \frac{\Delta t_{GD_P2}}{f_{L1}^2} \right) \quad (4.23)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ การนำข้อมูลไปใช้โดยไม่ขออนุญาตให้นำไปใช้ปร (4.24) ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho_{IF} = \frac{f_{L1}^2 f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} \left(\frac{P1}{f_{L2}^2} - \frac{P2}{f_{L1}^2} \right) = \frac{f_{L1}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} P1 - \frac{f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2} P2 \quad (4.25)$$

โดยความสัมพันธ์ของ T_{GD} กับ PICIDCB นั้นแสดงได้ดังรูปที่ 4.10



รูปที่ 4.10 ความสัมพันธ์ของเวลาในการตีเลยแบบกลุ่มและ DCB

โดยค่า CI หาได้จากสมการดังต่อไปนี้

$$CI = \rho_{IF} + I_{L1} - c\Delta t_{GD-P1} - cPICIDCB \quad (4.26)$$

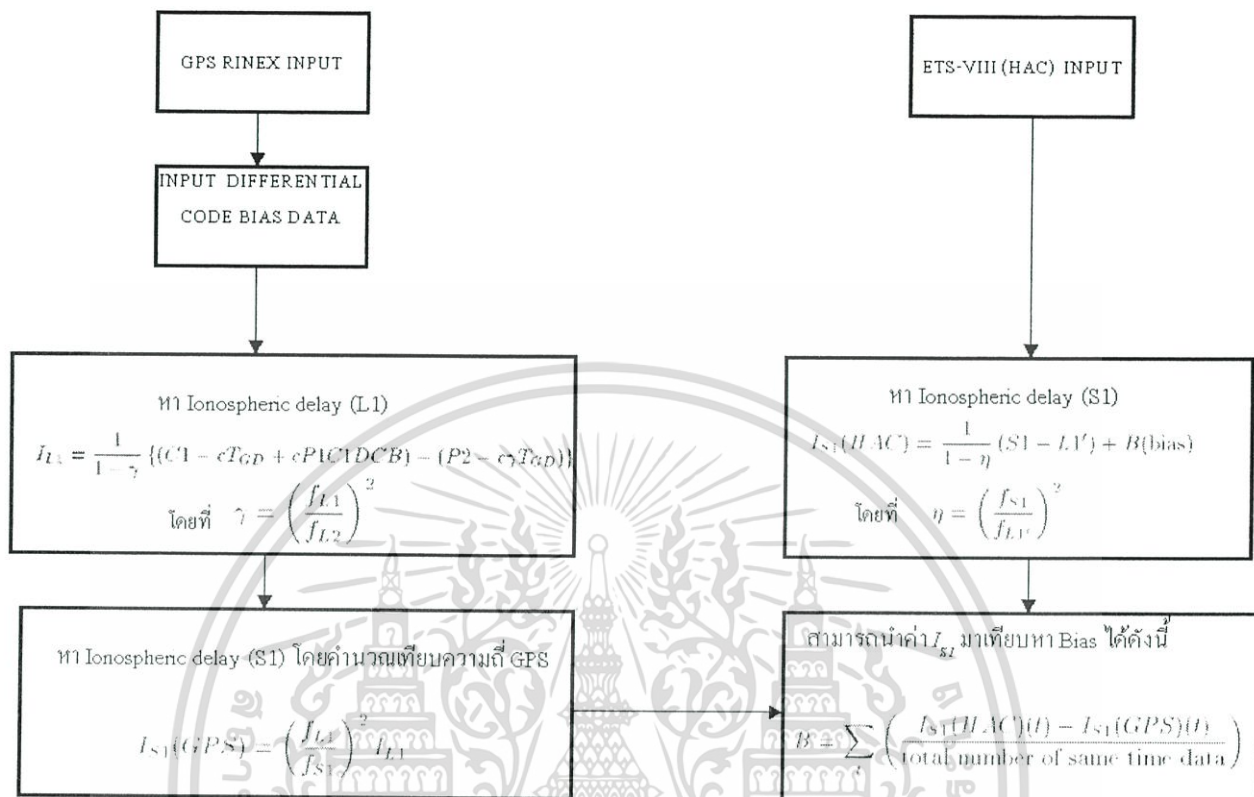
และ T_{GD} จะหาได้จากสมการ

$$(\gamma - 1)T_{GD} = -P1P2DCB \quad (4.27)$$

$$T_{GD} = -\frac{1}{\gamma - 1} P1P2DCB = -1.546 P1P2DCB \quad (4.28)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

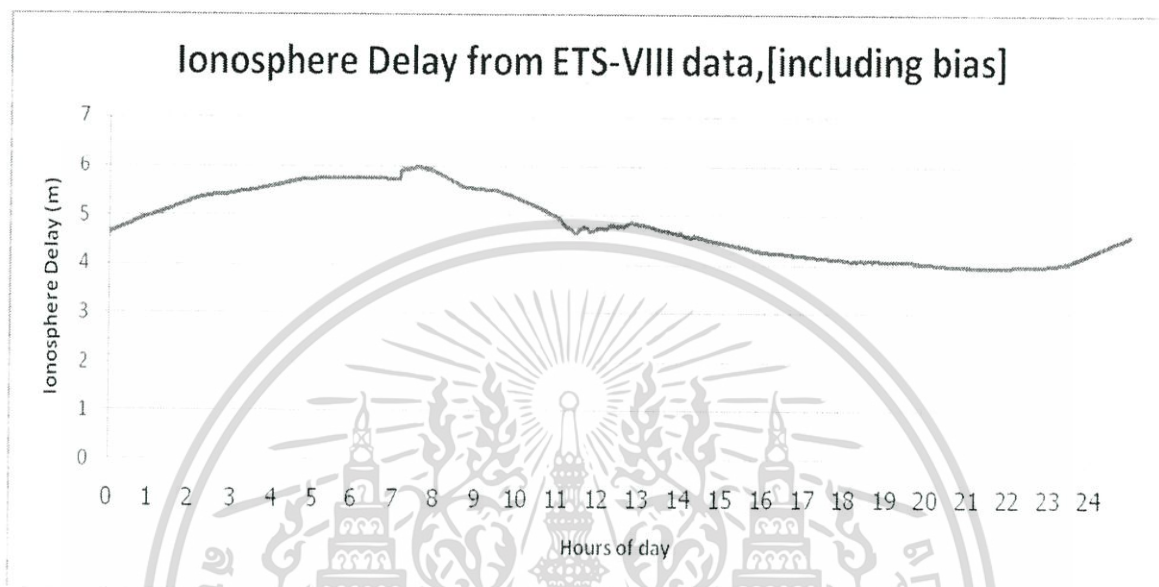
โดยขั้นตอนการคำนวณในการวิจัยของวิทยานิพนธ์ฉบับนี้นั้นจะสรุปได้ดัง flow chart ในรูปที่ 4.11



รูปที่ 4.11 ขั้นตอนการคำนวณหาค่าความหน่วงจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากข้อมูลดาวเทียมทั้งสองระบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยเมื่อทำการเลือกช่วงเวลาทำการทดสอบและหาค่าความหน่วงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และทำการคำนวณออกมาจะได้ค่าดังรูปที่ 4.12



รูปที่ 4.12 ผลการคำนวณค่าความหน่วงจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณดาวเทียม ETS-VIII

โดยช่วงเวลาที่ทำการคำนวณนั้นเป็นค่า ionospheric delay ของสัญญาณ HAC หรือสัญญาณของดาวเทียม ETS-VIII นั้นเองโดยเวลาในแกน X เป็นค่าวินาทีของวัน โดยผลที่ได้จะเป็นการรวมผลของค่าความผิดพลาดที่ไม่ทราบค่า (Unknown Bias) เข้าไปด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่า Differential Code Bias ที่ทำมาร่วมคำนวณกับสัญญาณ GPS ที่ใช้คำนวณคือค่าดังรูปที่

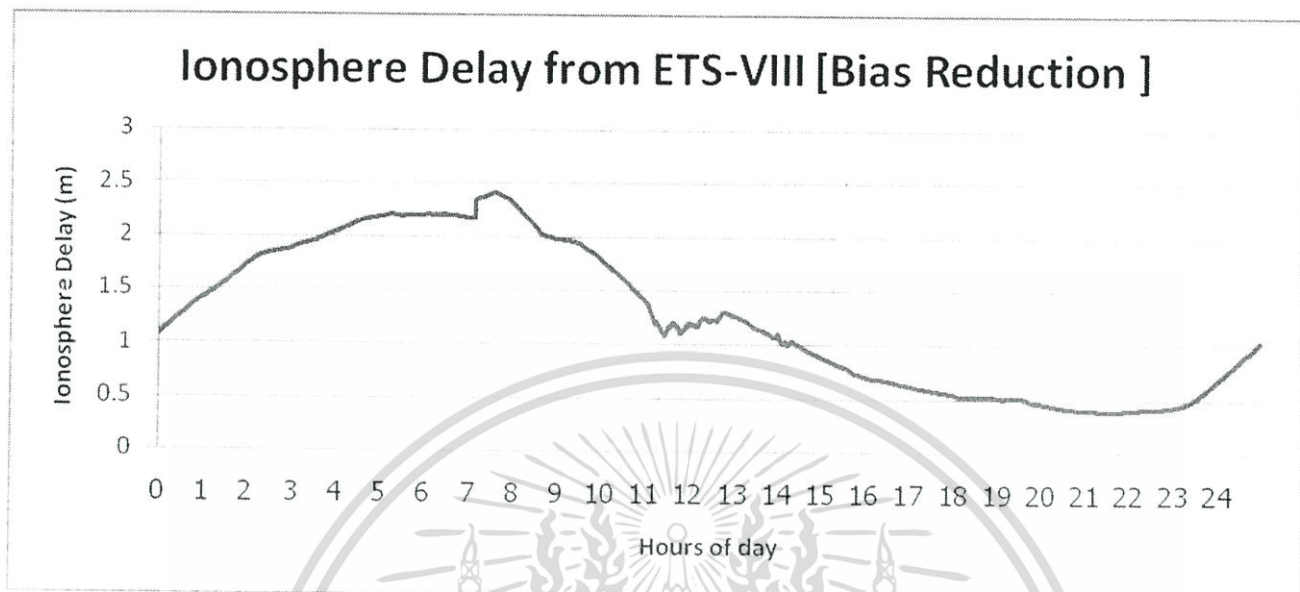
4.13

DIFFERENTIAL (P1-C1) CODE BIASES FOR SATELLITES AND RECEIVERS:

PRN / STATION NAME	VALUE (NS)	RMS (NS)
*** *****	***** **	***** **
G01	-0.749	0.000
G02	-0.166	0.004
G03	-0.663	0.004
G04	0.971	0.004
G05	-1.304	0.019
G06	0.036	0.004
G07	1.155	0.004
G08	-0.759	0.004
G09	-0.117	0.004
G10	-2.055	0.004
G11	0.397	0.005
G12	1.192	0.010
G13	1.266	0.004
G14	-0.042	0.004
G15	1.602	0.004
G16	-0.906	0.004
G17	1.188	0.004
G18	-0.536	0.005
G19	-2.204	0.004
G20	-1.496	0.004
G21	-0.673	0.004
G22	0.172	0.003
G23	0.477	0.005
G24	-0.446	0.004
G25	0.154	0.016
G26	0.733	0.009
G27	-0.580	0.004
G28	-0.509	0.004
G29	1.699	0.005
G30	1.718	0.004
G31	1.435	0.004
G32	-0.992	0.004

รูปที่ 4.13 ค่า Differential Code Bias ที่ทำมาร่วมคำนวณกับสัญญาณ GPS

ซึ่งเมื่อทำการเทียบค่ากับข้อมูล GPS แล้วพบว่ารูปแบบของความหน่วงของสัญญาณในช่วงเวลาเดียวกันมีรูปแบบเดียวกัน แต่ค่าความผิดพลาด จะทำให้ระดับของความหน่วงมากขึ้น ดังนั้นเราสามารถตัดค่าความผิดพลาดออกไปได้ ซึ่งผลที่ได้จะเป็นดังรูปที่ 4.14



รูปที่ 4.14 ความหน่วงจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีต่อสัญญาณดาวเทียม ETS-VIII เมื่อเปรียบเทียบและทำการลดค่าความผิดพลาดเทียบกับสัญญาณ GPS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัย และข้อเสนอแนะ

การใช้สัญญาณดาวเทียมในการช่วยระบุตำแหน่งอย่างดาวเทียมจีพีเอส (GPS) นั้นในปัจจุบันมีการใช้กันอย่างแพร่หลายตามเทคโนโลยีอื่นๆที่ต่างพัฒนากันขึ้นมารองรับการใช้งาน เช่นด้านโปรแกรมแผนที่ต่างๆ การศึกษาผลกระทบของสิ่งแวดล้อมที่มีผลต่อสัญญาณดาวเทียมที่ต้องการนั้นเป็นการศึกษาที่มีประโยชน์เพื่อหาทางตัดความผิดพลาดให้มากที่สุด โดยเฉพาะระบบที่ต้องการได้ค่าที่มีความเชื่อถือได้ในระดับสูง เช่นระบบนำร่องของเครื่องบินที่ใช้สัญญาณจีพีเอสมาช่วยในการนำทางเช่นเดียวกัน [7]

การวิจัยในระดับนานาชาติที่ผ่านมา การหาค่าและพยายามลดค่าความผิดพลาดที่เกิดจากความหน่วงของสัญญาณดาวเทียมจีพีเอสที่เกิดจากชั้นบรรยากาศนั้น ได้มีการวิจัยเพื่อปรับปรุงการระบุตำแหน่งของเครื่องรับให้ได้ถูกต้องมากที่สุด เพื่อพัฒนาเทคโนโลยีที่เกี่ยวข้องให้มีความเชื่อถือได้และนำไปใช้มากขึ้น [8] ซึ่งระบบดาวเทียมจีพีเอสนั้นเป็นระบบดาวเทียมวงโคจรต่ำ [9] ไม่ว่าจะรวมถึงระบบดาวเทียมอื่นๆที่คล้ายกันที่มีการพัฒนาขึ้นมา ก็จะมีลักษณะและรูปแบบการทำงานคล้ายกันกับจีพีเอส ดังนั้นการศึกษารูปแบบที่มีต่อดาวเทียมค้างฟ้า (Geostationary Satellite) ของชั้นบรรยากาศนั้นจึงเป็นสิ่งที่ใหม่และน่าสนใจในการศึกษาวิจัย

จากผลการทดลองที่ได้จากบทที่ผ่านมาเห็นได้ว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมจีพีเอสนั้น เมื่อทดลองกับความถี่ของ ETS-VIII ซึ่งเป็นดาวเทียมค้างฟ้าที่มีย่านความถี่ใกล้เคียงกับระบบดาวเทียมจีพีเอส ก็จะส่งผลกระทบในลักษณะเดียวกัน โดยค่าที่ได้มีความต่างกันตามระดับของผลกระทบที่ขึ้นกับค่าความถี่ของคลื่นพาห้ของสัญญาณดาวเทียมแต่ละระบบ เราสามารถใช้ความต่างกันของความถี่นี้มาปรับปรุงเพิ่มเติมความถูกต้องของค่าที่ได้จากดาวเทียมในระบบต่างกันได้จากการทราบธรรมชาติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และนำมาคำนวณกับแต่ละค่าความถี่ที่ใช้ และผลที่ได้จากแต่ละระบบดาวเทียม โดยแสดงให้เห็นจากการขจัดค่าความผิดพลาดที่ไม่ทราบค่าออกไปโดยใช้ดาวเทียมจีพีเอส และ ETS-VIII ร่วมกัน

ในวิทยานิพนธ์แสดงการเปรียบเทียบให้เห็นผลของความต่าง และการนำข้อมูลมาใช้คำนวณร่วมกันระหว่างดาวเทียมสองระบบ โดยการทดลองนี้อยู่ภายใต้ข้อจำกัดอยู่ข้างตรงที่แม้ว่ามีการเก็บข้อมูลจำนวนมากในเครื่องรับสัญญาณของดาวเทียมทั้งสอง แต่ค่าที่จะนำมาใช้เปรียบเทียบกันที่จะได้ความถูกต้องมากที่สุดนั้นจะเกิดขึ้นเป็นช่วงเวลา โดยต้องจับเลือกสัญญาณของจีพีเอสที่โคจรกันอยู่ตลอดนั้นให้ได้วงที่โคจรอยู่ในทิศทางใกล้เคียงกับดาวเทียม ETS-VIII มากที่สุดเพื่อค่าความหน่วงที่ได้มาจากทิศทางเดียวกัน

สิ่งที่ได้จากการศึกษาวิจัยที่วิทยานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอ นั้น สามารถนำแนวความคิดไปพัฒนาการวิจัยต่อยอดได้ โดยการที่เราทราบว่าการใช้ความถี่หลายค่าสามารถนำมาเปรียบเทียบไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และคำนวณเพื่อหักล้างความผิดพลาดที่เกิดจากความหวังสัญญาณดาวเทียมได้ ก็สามารถใช้หลักการนี้ไปเพิ่มความถูกต้องของระบบนำร่องต่างๆได้ [10] เช่นการเพิ่มย่านความถี่เข้าไปในระบบ ส่วนดาวเทียมค้างฟ้าที่ใช้สัญญาณนำพิภพความเที่ยงตรงสูงนั้นก็สามารถใช้หลักการย้อนกลับของจีพีเอสได้ คือสามารถใช้สถานีภาคพื้นดินหลายๆจุดอ้างอิงถึงตำแหน่งที่ถูกต้องจริงๆของดาวเทียมได้เช่นกัน



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรณานุกรม

- [1] Yun Zhang, Falin Wu, Nobuaki Kubo and Akio, **“TEC Measurement By Single Dual-frequency GPS Receiver”**, International Symposium on GPS/GNSS, November 15- 18, 2003
- [2] อรอนงค์ เพชรนิ่ม , **“Study of Total Ionospheric Electron Content Variations which Affect to Satellite Signals in the Equatorial Zone”** สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2540
- [3] Shinichi Nakamura, **“On the ionosphere delay,”** Lecture note at HAC lab KMITL, Thailand
- [4] Ole Orpen and Henk Zwaan , **“Dual Frequency DGPS Service for Combating Ionospheric Interference,”** 2000, Journal of Navigation vol 54, no. 01, p 29-36
- [5] SNAP,(2006).webpage <http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/work/singapore.htm>
- [6] Ryo Nakamura, **“SLR Tracking Standard for Engineering Test Satellite – VIII (ETS-VIII),”** JAXA, 2006
- [7] Manus Pengnoo and Suthichai Noppanakepong **“Study of the Ionospheric Effect on GPS Signal for Satellite-Based Augmentation System Development for Civil Aviation in Thailand,”** JICT 2007
- [8] Hada Tetsuya. and Tanaka Toshiyuki., **“Study on ionospheric delay in GPS standard positioning service,”** SICE 2004 Annual Conference, p. 226-229
- [9] Andre Hauschild, Oliver Montenbruck., **“Real-time Clock Estimation for Precise Orbit Determination of LEO-Satellites,”** ION-GNSS-2008, 16-19 Sep. 2008
- [10] Shinichi Nakamura, Nobuo Kudo, Yousuke Yamamoto and Oliver Montenbruck, **“Precise Orbit Determination for Adeos-II,”** 19th International Symposium on Space Flight Dynamics; June 4-11 2006



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้


```

////////////////////////////////////
//Iono_Delay
//Modified for experiment HAC data at KMITL
//
////////////////////////////////////
#include"iono_delay.h"

int main(void){

char box[70];
int i = 0,j,k,l,m,n,o,p=0,q,r,s;
char **data_name;
int data_number;
gps_data rinex,sp3;
gps_data_n rinexn;
double *x,*blh;//station position
FILE *frinex,*fout1,*fout2,*fout3,*fn,*fhac,*fdcb;

double bias[1] = {0.0};
int count[1] = {0};
int check = 0;
double gps_time;
double eta = S1H*S1H/L1D/L1D;
hacrhac kmi;
double iono_delay_hac,iono_delay_hac2;
char filename1[100],filename2[100],filename3[100],filename4[100];

matrix DCB;

new_matrix(&DCB,33,1);

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

printf("Enter RINEXO file name and press ENTER\n");
scanf("%s", filename1);
if(!(frinex = fopen(filename1,"r"))){
    printf("RINEXO File Open Error!!\n");
    exit(0);
}

printf("Enter RINEXN file name and press ENTER\n");
scanf("%s", filename2);
if(!(fn = fopen(filename2,"r"))){
    printf("RINEXN File Open Error!!\n");
    exit(0);
}

printf("Enter HACRHAC file name and press ENTER\n");
scanf("%s", filename3);
if(!(fhac = fopen(filename3,"r"))){
    printf("HACRHAC File Open Error!!\n");
    exit(0);
}

printf("Enter DCB file name and press ENTER\n");
scanf("%s", filename4);
if(!(fdcb = fopen(filename4,"r"))){
    printf("DCB File Open Error!!\n");
    exit(0);
}

/*
frinex = fopen("./kmitl/kmitl1431.08o","r");
fn = fopen("./kmitl/kmitl1431.08n","r");
fhac = fopen("./kmitl/HACRHAC.kmi","r");

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

fdcb = fopen("./kmitl/P1C10805.DCB","r");
*/
/*
frinex = fopen("./test/kmitl2551.08o","r");
fn = fopen("./test/kmitl2551.08n","r");
fhac = fopen("./test/HACRHAC2.kmi","r");
fdcb = fopen("./test/P1C1.DCB","r");
*/
fout1 = fopen("./out1.xls","w");
fout2 = fopen("./out2.xls","w");
fout3 = fopen("./out3.xls","w");

//read DCB
read_DCB(&DCB,fdcb);
//read HACRHAC
read_hacrhac(fhac.&kmi);

//read RINEXN-----
NUM(rinexn) = get_number_rinexn(fn);
DATA(rinexn) = (double**)calloc(NUM(rinexn),sizeof(double*));
for(i = 0 ; i < NUM(rinexn); i++){
    DATA(rinexn)[i] = (double*)calloc(36,sizeof(double));
}
fseek(fn,0,SEEK_SET);

read_rinexn(fn,&rinexn);
//-----

x = (double*)calloc(4,sizeof(double));
blh = (double*)calloc(4,sizeof(double));

////////////////////////////////////

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

//read RINEXO-----start
////////////////////////////////////

//skip one line of rinexo
read_line(frinex);

//read data type and data number of in rinexo header
data_number = read_header(frinex,&data_name,x);
//END OF HEADER////////////////////////////////////

//read epoch number and GPS satellites number
get_epoch_gps(frinex,&rinex);

////////////////////////////////////
//keep the memery for TIME tag
TIME(rinex) = (double**)calloc(NUM(rinex)[0],sizeof(double*));
for(i = 0 ; i < NUM(rinex)[0]; i++){
    TIME(rinex)[i] = (double*)calloc(6,sizeof(double));
}

//keep the memery for RINEXO data
DATA(rinex) = (double***)calloc(NUM(rinex)[1],sizeof(double**));
for(i = 0 ; i < NUM(rinex)[1]; i++){
    DATA(rinex)[i] = (double**)calloc(NUM(rinex)[0],sizeof(double*));
}

for(i = 0 ; i < NUM(rinex)[1]; i++){
    for(j = 0 ; j < NUM(rinex)[0]; j++){
        DATA(rinex)[i][j] = (double*)calloc(data_number,sizeof(double));
    }
}

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

//return back to the top of RINEXO FILE
fseek(frinex,0,SEEK_SET);
//skip to "END OF HEADER"
while(1){
    fgets(box,61,frinex);
    fgets(box,30,frinex);
    if(strncmp(box,"END OF HEADER",13) == 0) break;
}

//read RINEXO data////////////////////////////////////
get_data(frinex,&rinx,data_number);

////////////////////////////////////
//read RINEXO-----end
////////////////////////////////////

for(p = 0 ; p < NUM(rinx)[0]; p++){
    gps_time = time_to_GPStime(&rinx,p);
    for(j = 0; j < NUM(kmi); j++){
        if( gps_time == TIME(kmi)[j]){
            check = 1;
            break;
        }
    }
    //j
    if(check == 1) break;
}
//p
if(check == 0){
    printf("HAC data time and RINEX data time are not matched\n");
    exit(0);
}

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

//return back to the top of RINEXO FILE
fseek(frinex,0,SEEK_SET);
//skip to "END OF HEADER"
while(1){
    fgets(box,61,frinex);
    fgets(box,30,frinex);
    if(strncmp(box,"END OF HEADER",13) == 0) break;
}

////////////////////////////////////
fprintf(fout1,"GPS_TIME(sec)\t IONO_DELAY(m)[from HAC data,including bias]\n");
fprintf(fout2,"GPS_TIME(sec)\t IONO_DELAY(m)[from GPS data]\n");
fprintf(fout3,"GPS_TIME(sec)\t IONO_DELAY(m) [from HAC data]\n");
////solve for IONO_DELAY////////////////////////////////////
for(p = 0 ; p < NUM(rinex)[0]; p++){
    iono_delay(frinex,fout2,&rinex,&rinexn,x,p,&DCB,&kmi,bias,count);
//    printf("epoch = %d\n",p);
}

bias[0] = bias[0]/count[0];

printf("normal end\nbias = %lf\n",bias[0]);

for(j = 0 ; j < NUM(kmi); j++){

    iono_delay_hac2 = -(DATA(kmi)[j][3] - DATA(kmi)[j][1])/(1.0-eta);
    iono_delay_hac = iono_delay_hac2 - bias[0];

    if(fabs(DATA(kmi)[j][3] - DATA(kmi)[j][1]) > 1000.0){

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

iono_delay_hac = 0.0;
iono_delay_hac2 = 0.0;
}

fprintf(fout1,"%lf\t%lf\n",TIME(kmi)[j],iono_delay_hac2);
fprintf(fout3,"%lf\t%lf\n",TIME(kmi)[j],iono_delay_hac);

}

return(0);
}

```



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ข.

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

Manus Pengnoo and Suthichai Noppanakeepong “Study of the Ionospheric Effect on GPS Signal for Satellite-Based Augmentation System Development for Civil Aviation in Thailand”,2007 ,Joint International Conference on Information Communication Technology,Vientiane Lao PDR.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Study of the Ionospheric Effect on GPS Signal for Satellite-Based Augmentation System Development for Civil Aviation in Thailand

Manus Pengnoo, Suthichai Noppanakeepong

Faculty of Engineering and Research Center of Communication and Information Technology (ReCCIT), King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, Bangkok, Thailand.

ABSTRACT

The GPS signal propagation's major error source is the ionospheric delay. The delay in the dual frequency radio signals of GPS at an altitude of 20,200 km enable the measurement of the total number of free electrons, so called the total electron content (TEC). This paper present the measurement of TEC above the area of Suvarnabhumi International Airport (Thailand) for develop the Ionosphere correction method for the future Satellite-Based Augmentation System in Thailand.

2. IONOSPHERIC DELAY

The Ionosphere's free electrons influence the propagation of microwave signals (speed, direction and polarisation) as they pass through the layer. The Ionospheric Delay on GPS signals is frequency-dependent and hence impacts on the L1 and L2 signals by a different amount. A linear combination of pseudo-range or carrier phase observations on the L1 and L2 carrier waves can be created to almost entirely eliminate the Ionospheric Delay. The resulting observable is known as the Ionosphere-Free carrier phase (or pseudo-range).

1. INTRODUCTION

Satellite-Based Augmentation System (SBAS) is a system that supports wide-area or regional augmentation through the use of additional satellite-broadcast messages. Such systems are commonly composed of multiple ground stations, located at accurately-surveyed points. The ground stations take measurements of one or more of the GNSS satellites, the satellite signals, or other environmental factors which may impact the signal received by the users.

For single-frequency receivers it is not possible to account for this signal bias in this way. A broadcast model is contained within the transmitted Navigation Message, however, it is a relatively poor model as the Delay is very difficult to predict. The magnitude of the Ionospheric Delay is a function of the latitude of the receiver, the season, the time of day, and the level of solar activity. The Delay in the Zenith direction can be several tens of metres, increasing as the elevation angle of the satellite signal reduces. The Delay is largely eliminated in Relative or Differential Positioning, however, the residual Ionospheric Delay increases as the baseline length increases and may be a significant source of error (especially in the height component) for very high precision GPS

The next generation of satellite navigation systems will provides a full civilian satellite navigation system. These systems will provide the accuracy and integrity monitoring necessary for civil navigation. This system consists of L1 and L2 frequencies for civil use and L5 for system integrity [1]. This paper present the measurement of TEC above the area of Suvarnabhumi International Airport (Thailand's new international airport) for develop the Ionosphere correction method

Dual frequency GPS receiver treats 2 bands , such as $f_1 = 1575.42$ [MHz] and $f_2 = 1227.6$ [MHz]. Distances determined by GPS carrier, whose frequencies are f_1 and f_2 , are denoted by R_{L1} and R_{L2} , respectively. These distances

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

consist of true distance ρ and other error[2].

$$TEC = 2.863 \times 10^{16} \Delta T_e \quad (7)$$

If we neglect other error, we can express as

$$R_{L1} = \rho + \Delta_{ion}(L_1) \quad (1)$$

and

$$R_{L2} = \rho + \Delta_{ion}(L_2) \quad (2)$$

For calculate the true distance ρ we can use the useful method as following equation

$$\rho = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} R_{L1} - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} R_{L2} \quad (3)$$

When we replace the value of $f_1 = 1575.42$ [MHz] and $f_2 = 1227.6$ [MHz] to (3) we can write

$$\rho = 2.546 R_{L1} - 1.546 R_{L2} \quad (4)$$

This method can say as ionosphere delay correction.

In consideration of delayed time, we obtain

$$T_d = \frac{\Delta R}{c} \quad (5)$$

where speed of light, $c = 299792458$ m/s

We can calculate TEC with different value between delayed time with

$$\Delta T_e = T_{d(L_2)} - T_{d(L_1)} \quad \text{ns} \quad (6)$$

Finally

3. Satellite-Based Augmentation System

Satellite-Based Augmentation System (SBAS) refers to having GEO satellite-based GPS compatible navigation payloads over a region supported by the necessary ground segment and uplink earth stations. The User Differential Range Errors (UDREs), improved iono-tropo grid models and improved GPS ephemeris are transmitted to the GEO-based navigation payload which retransmits these to modified GPS user receiver also called GNSS receivers [3].

The objectives of SBAS [4] are

- Improve accuracy of GPS or GLONASS by providing corrections for Satellite errors(clock and ephemeris) and Ionospheric errors(model over a geographic area)
- Provide integrity information
- Lateral and vertical guidance
- Improve availability

The SBAS architecture is shown in Figure 1.

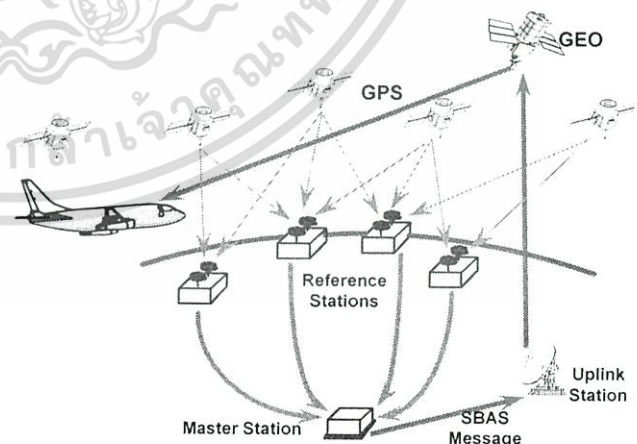


Figure 1. Satellite-Based Augmentation System Architecture

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Civil aviation requirements for satellite-based navigation are specified in the ICAO SARPs which specifies the signal-in-space performance requirements for civil aviation in terms of accuracy, integrity, time to alert, continuity and availability as shown below:

Accuracy (horizontal)	=>	16 m
Accuracy (vertical)	=>	4-6 m
Integrity	=>	2×10^{-7}
Time to alert	=>	6 s
Continuity	=>	$8 \times 10^{-6} / 15$ s
Availability	=>	0.99–0.99999

Accuracy : Characterize typical behavior of the system in presence of nominal error components

Integrity : Limit risk of abnormal behaviour of the system due to errors resulting from system failures

Continuity : Limit risk of losing the service unexpectedly

Availability : Characterized by the portion of time the system is to be used for navigation during which reliable navigation information is presented to the crew, auto pilot or other system managing the flight of the aircraft.

4. Experimental Result

For the raw data ,we receive GPS data as RINEX format (The Receiver Independent Exchange Format) . RINEX was developed by the Astronomical Institute of the University of Berne for the easy exchange of the GPS data collected during the large European GPS campaign EUREF 89, which involved more than 60 GPS receivers of 4 different manufacturers.

RINEX defines three different file types: Observation file, navigation file, and meteorological data file. Each file consists of a header section containing station / receiver / antenna related information and a main body with the actual data written in ASCII to guarantee an easy exchange between different

computer systems.

Under the collaboration of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) , Communications Research Laboratory (CRL) and satellite communication laboratory of ReCCIT, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMITL) Thailand, We use a monitor station based in KMITL (close to airport) to collect GPS RINEX data.

The GPS monitor station at KMITL is shown in figure 2.

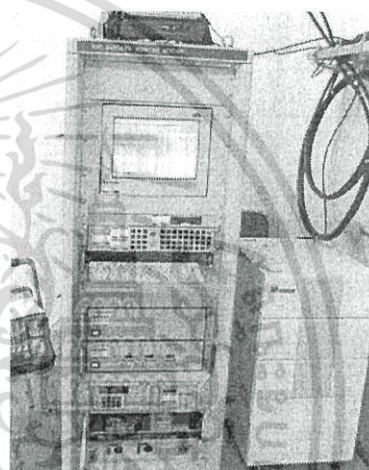


Figure 2. GPS monitor station server (KMITL)

This experiment use GPS Tool Kit (GPSTK) program to calculate data. We consider RINEX data in the period of August 2007 to study the Ionospheric delay over the airport area.

- Computed interval 30.00 seconds.
- Observation types(6): C1 L1 D1 P2 L2 D2

The computation result of pseudo range diff value is shown in figure 3.

will useful.

ACKNOWLEDGEMENTS

The GPS Satellite data at HAC laboratory, KMITL that was used in ionospheric delay calculation was provided by JAXA of Japan. Authors would like to thank Dr. Shinichi Nakamura of the JAXA for his great advice and contribution to the received data of this paper.

REFERENCES

- [1] IFATCA - A Beginner's Guide to GNSS in Europe.
- [2] Shinichi Nakamura "On the ionosphere delay" (Lecture note at HAC lab KMITL, Thailand).
- [3] S.V. Kibe, "Indian plan for satellite-based navigation systems for civil aviation" *CURRENT SCIENCE*. VOL. 84, NO. 11, June 2003.
- [4] Eric Chatre "GNSS Development Status and Future Work" . Eleventh Air Navigation conference.

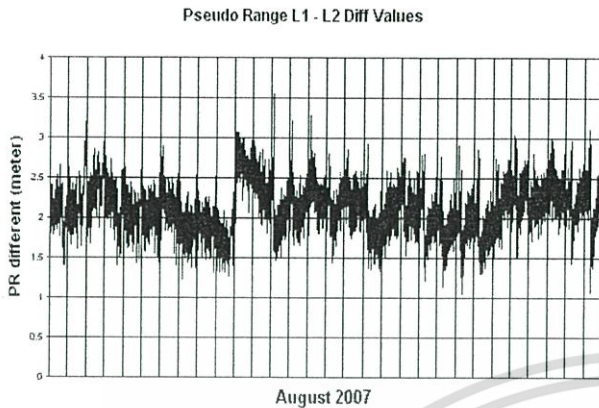


Figure 3. Pseudo Range diff value

Then we use the theory of ionosphere characteristic to calculate the value of total electron content above the airport. The calculation result is shown in figure 4.

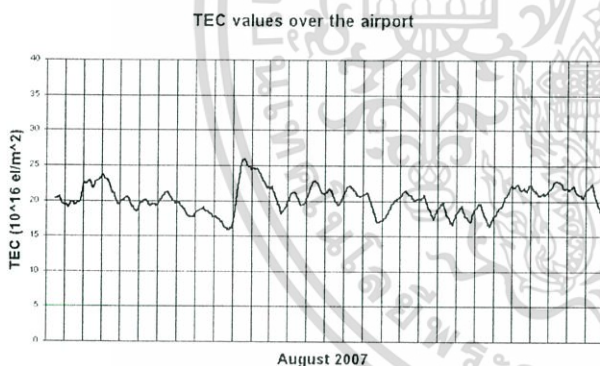


Figure 4. Simulated TEC values over the airport.

5. CONCLUSION

The Study of the Ionospheric Effect on GPS Signal for Satellite-Based Augmentation System is important because the Ionospheric delay is a major error source of GPS propagation signal. This paper present simulation results of TEC by using dual frequency L1,L2 to study the frequency dependant effect of ionsphere. Although next generation of GPS navigation system will utilize three frequency L1,L2 and L5 (1176.45 MHz) but the developed correction methods

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประวัติผู้เขียน

นายมนุสส์ เฟ็งนู เกิดเมื่อวันที่ 27 กันยายน พ.ศ. 2519 ที่จังหวัดเพชรบุรี สำเร็จการศึกษาปริญญาตรี วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า จากภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยศรีนครินทรวิโรฒ ในปีการศึกษา 2543 และเข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท หลักสูตร วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมโทรคมนาคม ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะ วิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ในปีการศึกษา 2547 โดยเข้าร่วมเป็นสมาชิกห้องวิจัยการสื่อสารดาวเทียม ที่ศูนย์วิจัยการสื่อสารและเทคโนโลยี สารสนเทศ (ReCCIT) ของสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้