

การลดความผิดพลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS เนื่องจากการ
เปลี่ยนแปลงของชั้นบรรยากาศ

LOCATION ERROR REDUCTION IN GPS SYSTEM DUE TO
ATMOSPHERIC IRREGULARITY

ภัทริยา ธีรภัทรไพบูลย์

PATTARIYA THEERAPATPAIBOON

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

บัณฑิตวิทยาลัย

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2549

ISBN 974-15-2514-1

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS เนื่องจากการ
เปลี่ยนแปลงของชั้นบรรยากาศ

LOCATION ERROR REDUCTION IN GPS SYSTEM DUE TO
ATMOSPHERIC IRREGULARITY

ภัทริยา ธีรภัทรไพบูลย์

PATTARIYA THEERAPATPAIBOON

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

บัณฑิตวิทยาลัย

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.2549

ISBN 974-15-2514-1

**LOCATION ERROR REDUCTION IN GPS SYSTEM DUE TO
ATMOSPHERIC IRREGULARITY**

PATTARIYA THEERAPATPAIBOON

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

2006

ISBN 974-15-2514-1

COPYRIGHT 2006

SCHOOL OF GRADUATE STUDIES

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

หัวข้อวิทยานิพนธ์

การลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS
เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงของชั้นบรรยากาศ

นักศึกษา

นางสาวภทริยา ชีรภัทรไพบุลย์

รหัสประจำตัว

46064123

ปริญญา

วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชา

วิศวกรรมโทรคมนาคม

พ.ศ.

2549

อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์

รศ. นิภา ลีลาสุทธิ

อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์ร่วม

รศ. ณรงค์ เหมกรณ์

บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอผลการลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงของชั้นบรรยากาศ โดยรับสัญญาณจากเครื่องรับสัญญาณดาวเทียมรุ่น GSV4000 ที่ติดตั้ง ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ในการวิจัยได้นำค่าดัชนี S_4 และ σ_f (60sec) มาใช้พิจารณาระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันของสัญญาณ เพื่อนำไปวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างปรากฏการณ์นี้กับค่าปริมาณความหนาแน่นของอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ จากการศึกษาพบว่าการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันมีแนวโน้มที่จะเกิดในช่วงเวลาเดียวกัน คือในช่วงเวลาประมาณ 19:00 น. – 01:00 น. เนื่องจากช่วงเวลาดังกล่าวเป็นช่วงที่เกิดกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนขึ้นมาในชั้นไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งเกิดมาจากค่าปริมาณความหนาแน่นของอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ในช่วงเวลาดังกล่าวนั้นมีความแปรปรวน เมื่อคลื่นสัญญาณเดินทางผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอเหล่านี้จึงทำให้เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหันของสัญญาณขึ้น เมื่อพิจารณาการเปลี่ยนแปลงรายเดือนจะพบว่าปรากฏการณ์นี้จะเกิดอย่างรุนแรงในช่วงเดือนมีนาคมและช่วงเดือนกันยายน ซึ่งเป็นช่วงที่โลกทางซีกเหนือได้รับอิทธิพลจากรังสีดวงอาทิตย์อย่างเต็มที่ งานวิจัยนี้ได้นำปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มาสร้างสมการถดถอยเพื่อช่วยลดความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS จากงานวิจัยพบว่าสมการถดถอยที่สร้างขึ้นสามารถช่วยลดความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS ให้อยู่ในระยะ 5 เมตร

Thesis Title	Location Error Reduction in GPS System due to Atmospheric Irregularity
Student	Miss. Pattariya Theerapatpaiboon
Student ID.	46064123
Degree	Master of Engineering
Programme	Telecommunication Engineer
Year	2006
Thesis Advisor	Assoc.Prof.Nipha Leelaruji
Thesis Co-Advisor	Assoc.Prof.Narong Hemmakorn

ABSTRACT

This thesis presents the location error reduction in GPS system due to atmospheric irregularity by using GSV4000 receiver installed at KMITL. The study employs S_4 index and σ_ϕ (60sec) being the severity of amplitude and phase scintillation indicators, respectively, to analyze the relationship between these phenomena and the ionospheric total electron content. From the observations, we found that amplitude and phase scintillation trend to occur at the same periods of time about 19:00 – 01:00 (local time). These phenomena occur due to the appearance of the ionospheric electron irregularity which forming from the electron variation. Since the satellite signal propagate through these irregular patches, the received signal would scintillated. When consider the monthly variation, these phenomena are strongly occurring on March and September because of the sun extremely radiation on the northern side of earth in these periods of year. Futhermore, this thesis applies the regression analysis to reduce the error on the positioning of the GPS receiver by using the ionospheric parameters. From the results can demonstrate that the regression analysis procedure is able to reduce the error on the GPS about 5 meters.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จได้อย่างดี ด้วยความเอาใจใส่และความกรุณาจาก รศ.นิภา ลีลารุจิ และ รศ.ณรงค์ เหมกรณ์ อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์ และอาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์ร่วม ข้าพเจ้า ต้องขอขอบพระคุณอาจารย์ทั้งสองท่านเป็นอย่างสูงที่ให้คำแนะนำที่ดีเสมอมา ทั้งนี้ต้องขอขอบพระคุณ รศ.อรุณกานต์ แสงอรุณ และ ผศ.นภพินท์ อนันตรศรีชัย แห่งห้องปฏิบัติการวิจัยระบบส่งสัญญาณ ที่เอาใจใส่และให้กำลังใจอย่างดีสม่ำเสมอ

ขอขอบพระคุณ Prof.Dr. Yoshiaki Moriya จาก Tokai University, Japan, Dr. Takashi Maruyama ผู้เชี่ยวชาญจาก Nation Institute of Information and Communications Technology (NICT), Japan และ Dr. Shinichi Nakamura ผู้เชี่ยวชาญจาก Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), Japan ที่กรุณาให้ความรู้เกี่ยวกับการทำวิจัยทางด้านการศึกษาผ่านชั้นบรรยากาศ ขอขอบคุณองค์กร JICA และสำนักวิจัยการสื่อสารและเทคโนโลยีสารสนเทศ (ReCCIT) ที่สนับสนุนเครื่องมือในการทำวิจัย

ขอขอบคุณบัณฑิตวิทยาลัยที่ให้ทุนสนับสนุนในการทำวิจัยครั้งนี้

ขอขอบคุณทุกคนในห้องปฏิบัติการวิจัยสื่อสารดาวเทียมที่คอยแลกเปลี่ยนให้คำแนะนำ และเป็นกำลังใจที่ดีเสมอมาไม่ว่าจะเป็นคุณชัชฌิมพร บุญซึก, คุณอนุชิต วงศ์กิริติกุล, คุณขจิตพรรณ มกระรัช, คุณอดิสร์ เดชรัตน์, คุณสมพงษ์ สุกรแก้วดอนอม, คุณวิภารัตน์ ตอชะกุล, คุณกิตติชัย วิเศษศิริ, คุณวรรณรีย์ วงศ์ไตรรัตน์, คุณวราสิน ยาระนะ, คุณอรรถสิทธิ์ เดชสงค์ และโดยเฉพาะอย่างยิ่งคุณปัทมา พุ่มชูศักดิ์ ที่เป็นแรงบันดาลใจ คอยช่วยเหลือ ให้คำปรึกษา และคำอธิบายที่มีค่าอย่างยิ่งต่อการทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้

ขอขอบคุณพี่ๆ เพื่อนๆ และน้องๆ ในห้อง T302, T304 และ T306 ที่คอยเป็นกำลังใจ และให้ความช่วยเหลือในเรื่องต่างๆ

สุดท้ายนี้ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณคุณพ่อและคุณแม่ ที่คอยเป็นกำลังใจและให้การสนับสนุนในทุกเรื่องๆ ทำให้ข้าพเจ้าสามารถทำวิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี

ภัทธยา ชีรภัทรไพบุลย์

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VII
สารบัญรูป.....	VIII
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา.....	2
1.3 สมมติฐานของการศึกษา.....	3
1.4 ทฤษฎีหรือแนวคิดที่ใช้ในงานวิจัย.....	3
1.5 การเปรียบเทียบระหว่างวิธีการที่นำเสนอกับวิธีการแบบพื้นฐาน.....	3
1.6 ขอบเขตการวิจัย.....	4
1.7 ขั้นตอนของการศึกษา.....	4
บทที่ 2 หลักการและทฤษฎี.....	6
2.1 ระบบ GPS.....	6
2.1.1 ส่วนประกอบของระบบ GPS.....	6
2.4.2.1 ส่วนอวกาศ.....	7
2.4.2.2 ส่วนสถานีควบคุม.....	8
2.4.2.3 ส่วนผู้ใช้.....	9
2.1.2 ลักษณะสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียม GPS.....	9
2.1.3 ระบบบอกพิกัดบนพื้นโลกของดาวเทียม GPS.....	11
2.1.4 สาเหตุของความผิดพลาดในการบอกตำแหน่งของระบบ GPS.....	14
2.2 ชั้นบรรยากาศ.....	16
2.2.1 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	16
2.2.2 ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	21
2.2.3 ความผิดปกติที่เกิดขึ้นกับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	22

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.3 การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	24
2.3.1 กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอน.....	25
2.3.2 เขตเฟรสเนล.....	26
2.3.3 การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน.....	29
2.3.4 การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหัน.....	32
บทที่ 3 วิธีดำเนินการและผลการวิเคราะห์ข้อมูล.....	33
3.1 อุปกรณ์ที่ใช้ในการวิจัย.....	33
3.1.1 การวิเคราะห์คุณลักษณะทางสถิติของปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS.....	34
3.1.2 การวัดปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	37
3.2 ผลการวิเคราะห์ข้อมูล.....	40
3.3.1 การเปลี่ยนแปลงรายวัน.....	40
3.3.2 การเปลี่ยนแปลงรายเดือน.....	42
3.3.3 การเปลี่ยนแปลงรายปี.....	46
บทที่ 4 การลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS จากปัจจัยการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์.....	51
4.1 ขั้นตอนและหลักการวิเคราะห์.....	51
4.2 การวิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่างการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันและปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อการบอกพิกัดของระบบ GPS.....	51
4.3 การลดความคลาดเคลื่อนของการบอกพิกัดโดยการอาศัยความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อการบอกพิกัดของระบบ GPS.....	56
บทที่ 5 สรุปผลการวิจัย และข้อเสนอแนะ.....	62
บรรณานุกรม.....	64

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
ภาคผนวก.....	66
ภาคผนวก ก. ข้อมูลทางสถิติของจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์.....	67
ภาคผนวก ข. รายละเอียดเครื่องรับ GPS รุ่น GSV4000.....	68
ภาคผนวก ค. การแปลงระบบพิกัดตำแหน่งดาวเทียมและตำแหน่งเครื่องรับ.....	73
ภาคผนวก ง. ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่.....	76
ประวัติผู้เขียน.....	77

สารบัญตาราง

ตารางที่		หน้า
2.1	สาเหตุของความผิดพลาดในการบอกตำแหน่งของระบบ GPS.....	14
3.1	รายละเอียดของระบบการวัดสัญญาณดาวเทียม GPS และค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์.....	34
4.1	ตัวอย่างค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของระยะทางที่คลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS.....	56

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	ส่วนประกอบของระบบ GPS..... 7
2.2	วงโคจรของดาวเทียม GPS..... 7
2.3	สถานที่ตั้งของสถานีควบคุมของระบบ GPS..... 8
2.4	ลักษณะการมอดูเลตสัญญาณของระบบ GPS..... 10
2.5	ตำแหน่งดาวเทียมและเครื่องรับ GPS..... 11
2.6	ผลกระทบจากชั้นบรรยากาศที่มีต่อความถี่ในย่านต่างๆ..... 16
2.7	กระบวนการไอออไนซ์จากแสงอาทิตย์ (Photo ionization) ของออกซิเจนอะตอม..... 17
2.8	กระบวนการรวมตัว (Recombination) ของออกซิเจนไอออนและอิเล็กตรอนอิสระ..... 18
2.9	ปริมาณอิเล็กตรอนที่ความสูงระดับต่างๆ ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์..... 19
2.10	การปรากฏขึ้นของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ระดับความสูงต่างๆ..... 21
2.11	ความผิดปกติที่เกิดขึ้นบริเวณเส้นศูนย์สูตร..... 23
2.12	กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอน..... 25
2.13	ลักษณะทางเรขาคณิตของเขตเฟรสเนล..... 26
2.14	เวกเตอร์ของการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันทางแอมพลิจูดและเฟส..... 28
2.15	วัฏจักรสุริยะ..... 31
2.16	ความรุนแรงของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหันที่ตำแหน่งต่างๆ บนโลก..... 31
3.1	บล็อกไดอะแกรมของอุปกรณ์ที่ใช้ในการเก็บข้อมูลและประมวลผล..... 34
3.2	บล็อกไดอะแกรมของระบบการวัดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS..... 35
3.3	ตัวอย่างไฟล์ข้อมูลจากเครื่อง GSV4000 ที่ทำการเฉลี่ยค่าทุกๆ 1 นาที..... 36
3.4	บล็อกไดอะแกรมการทำงานของเครื่อง TEC มิเตอร์..... 38
3.5	ความสัมพันธ์ของค่าสหสัมพันธ์ของเอาต์พุตของระดับสัญญาณ V_1 (correlator#1), V_2 (correlator#2) ของเครื่อง TEC มิเตอร์..... 38
3.6	ตัวอย่างไฟล์ข้อมูลจากเครื่อง TEC มิเตอร์ ที่ทำการเฉลี่ยค่าทุกๆ 30 วินาที..... 40
3.7	การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 , σ_y (60sec) และ vTEC ในวันที่ 14 เมษายน 2546 และวันที่ 14 เมษายน 2547..... 41
3.8	การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 เฉลี่ยในแต่ละเดือนของปี 2546..... 41
3.9	การเปลี่ยนแปลงของค่า σ_y (60sec) เฉลี่ยในแต่ละเดือนของปี 2546..... 43

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้า
3.10	การเปลี่ยนแปลงของค่า vTEC เฉลี่ยในแต่ละเดือนของปี 2546.....	43
3.11	การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 , σ_p (60sec) และ vTEC เฉลี่ยในเดือนที่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันรุนแรงของปี 2546.....	44
3.12	การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 , σ_p (60sec) และ vTEC เฉลี่ยในเดือนที่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันไม่รุนแรงของปี 2546.....	45
3.13	ภาพ 3 มิติของค่าเฉลี่ยดัชนี S_4 ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547.....	46
3.14	ภาพคอนทัวร์ของค่าเฉลี่ยดัชนี S_4 ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547.....	46
3.15	3 มิติของค่าเฉลี่ย σ_p (60sec) ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547.....	47
3.16	ภาพคอนทัวร์ของค่าเฉลี่ย σ_p (60sec) ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547.....	47
3.17	ปริมาณค่า vTEC ตั้งแต่ปี 2546 – 2547.....	48
3.18	การเปรียบเทียบปริมาณค่า vTEC ตั้งแต่ปี 2546 – 2547.....	49
3.19	ค่าดัชนี S_4 เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีในรูปแบบฮิสโตแกรม.....	49
3.20	ค่า σ_p (60sec) เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีในรูปแบบฮิสโตแกรม.....	50
4.1	ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 5 พฤศจิกายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันไม่รุนแรง	52
4.2	ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 15 มกราคม ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันไม่รุนแรง	53
4.3	ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 14 เมษายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันรุนแรง	54
4.4	ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 22 เมษายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันรุนแรง	55
4.5	(ก) ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อน (ข) ความสัมพันธ์ระหว่างค่า σ_p (60sec) กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อน (ค) ความสัมพันธ์ระหว่างค่า vTEC กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อน.....	58

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้า
4.6	การเปรียบเทียบความคลาดเคลื่อนจากการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS ก่อนและหลังการแก้ไขค่าระยะทางเทียม ในวันที่ 14 เมษายน 2546.....	60
4.7	การเปรียบเทียบความคลาดเคลื่อนจากการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS ก่อนและหลังการแก้ไขค่าระยะทางเทียม ในวันที่ 22 เมษายน 2546.....	61

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ยุคของเทคโนโลยีทางด้านอวกาศเริ่มต้นในปี พ.ศ. 2500 เมื่อประเทศรัสเซียได้มีการส่งยานสปุตนิก (sputnik) ขึ้นไปโคจรในอวกาศ หลังจากนั้นก็ได้มีการพัฒนาเทคโนโลยีและทดลองต่างๆ เพื่อใช้ประโยชน์จากดาวเทียม เช่น การทดลองถ่ายทอดสัญญาณการกล่าวสุนทรพจน์วันคริสต์มาสในปี พ.ศ. 2503 ของประธานาธิบดีไอเซนฮาวเออร์ ประเทศสหรัฐอเมริกาด้วยดาวเทียมสกอร์ (SCORE) [1] ปัจจุบันการสื่อสารผ่านดาวเทียมจึงเป็นช่องทางที่สำคัญประการหนึ่งในการติดต่อสื่อสารทั้งภาพและเสียงไม่ว่าจะเป็นการแพร่ภาพสัญญาณโทรทัศน์ การใช้งานโทรศัพท์และอินเทอร์เน็ตผ่านดาวเทียมจากสถานที่ซึ่งอยู่ห่างไกลกัน ช่วยให้โลกมีการสื่อสารที่ไร้พรมแดน นอกจากนั้นยังมีการใช้ประโยชน์จากการสื่อสารดาวเทียมมาช่วยในกิจการด้านต่างๆ มากมาย อาทิเช่น การสำรวจสภาพอากาศ การสำรวจทรัพยากรธรรมชาติ และการบอกพิกัดบนพื้นโลก เป็นต้น

เนื่องจากระบบของการสื่อสารดาวเทียมจะประกอบไปด้วย 2 ส่วน คือ สถานีภาคพื้นดินและสถานีทวนสัญญาณซึ่งในที่นี้คือดาวเทียม โดยการส่งและรับสัญญาณจะต้องเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์ (Troposphere) และไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere) ซึ่งมีลักษณะเปลี่ยนแปลงไม่คงที่อยู่ตลอดเวลา ในส่วนของชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์ซึ่งมีอนุภาคของฝุ่นละออง ไอน้ำ และเม็ดฝนจำนวนมากกระจายอยู่ทั่วไป ค่าดัชนีหักเห (Refractive Index) ของชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์จึงมีค่าที่เปลี่ยนแปลงไม่สม่ำเสมอ ทำให้เมื่อสัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์จะถูกดูดกลืน (Absorb) และถูกกระเจิง (Scatter) ทำให้สัญญาณที่เครื่องรับลดทอนลง โดยผลกระทบจากชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์นี้จะส่งผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมในย่านความถี่ C, Ku และ Ka ในขณะที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งเต็มไปด้วยอิออนบวกและอิเล็กตรอนอิสระจำนวนมากโดยการกระจายตัวของอนุภาคเหล่านี้จะเป็นไปอย่างไม่สม่ำเสมอ มีการรวมตัวในลักษณะเป็นกลุ่มก้อนของอิเล็กตรอน เมื่อสัญญาณเดินทางผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนจะทำให้สัญญาณเกิดการหน่วงเวลา (Time Delay) สัญญาณมาถึงเครื่องรับช้ากว่าปกติ การเกิดฟาราเดย์โรเตชัน (Faraday Rotation) ทำให้มุมโพลาไรซ์ของสัญญาณเปลี่ยนไปจากเดิม แอมพลิจูดและเฟสของสัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระตันทัน (Scintillate) โดยลักษณะของสัญญาณที่รับได้ที่เครื่องรับจะมีการแกว่งขึ้นลงไปมาอย่างกระตันทัน เกิดความผิดพลาดขึ้นในการสื่อสารข้อมูล ซึ่งเรียกว่า ปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระตันทัน (Scintillation) โดยคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะมี

ผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมในย่านความถี่ VHF, L, S และ C จึงอาจกล่าวได้ว่านอกจากปัจจัยทางด้านการสูญเสียกำลังงานของสัญญาณดาวเทียมเนื่องจากอุปสรรค ปัจจัยเนื่องจากความไม่สม่ำเสมอของชั้นบรรยากาศก็เป็นอีกปัจจัยหนึ่งที่ส่งผลกระทบต่อคุณภาพของการสื่อสารผ่านดาวเทียมให้ต่ำลง

งานวิจัยที่ผ่านมาจึงได้พยายามที่จะศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศที่มีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมเพื่อที่จะนำผลที่ได้ไปใช้ในการปรับปรุงและออกแบบระบบให้สามารถทำงานได้เมื่อระบบการสื่อสารดาวเทียมได้รับผลกระทบจากชั้นบรรยากาศ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้ทำการศึกษาการลดผลกระทบจากการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศโดยเฉพาะอย่างยิ่งชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เนื่องจากในคลื่นความถี่ของระบบ GPS นั้นเป็นย่าน L-band ซึ่งผลกระทบจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะเป็นปัจจัยที่ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนของการบอกพิกัดของระบบ GPS มากกว่าชั้นโทรโปสเฟียร์ ซึ่งเป็นปัญหาที่สำคัญต่อการบอกพิกัดบนโลก การรังวัดที่ดิน การนำร่องเครื่องบิน หรืออาวุธยุทธโปกรณ์ต่างๆ หากการบอกพิกัดเกิดความคลาดเคลื่อน จะทำให้เกิดความเสียหายต่องานในด้านต่างๆ ที่ต้องอาศัยการบอกพิกัดของระบบ GPS ในการดำเนินการวิจัยจะศึกษาปัจจัยต่างๆ เนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบดาวเทียม GPS อันได้แก่ ลักษณะการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหัน (Amplitude Scintillation) การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกระทันหัน (Phase Scintillation) และปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Total Electron Content: TEC)

1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา

เนื่องจากในปัจจุบันเทคโนโลยีทางด้านดาวเทียมได้กลายมามีบทบาทที่สำคัญต่อการสื่อสารในระยะไกล แต่เนื่องจากเมื่อสัญญาณดาวเทียมเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศที่มีความไม่สม่ำเสมอของอนุภาคในชั้นบรรยากาศ จะทำให้สัญญาณดาวเทียมได้รับผลกระทบ เนื่องจากสัญญาณที่รับได้ที่เครื่องรับจะมีลักษณะแกว่งรุนแรงอย่างกระทันหัน โดยมีการเปลี่ยนแปลงของแอมพลิจูดและเฟสในแบบสุ่ม หรือที่เรียกว่า การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหัน ทำให้เกิดความผิดพลาดในการสื่อสาร โดยเฉพาะอย่างยิ่งถ้าความผิดพลาดของข้อมูลเกิดขึ้นกับระบบบอกพิกัดบนพื้นโลก (Global Positioning System: GPS) ด้วยแล้ว จะทำให้งานที่ต้องอาศัยการบอกพิกัดจากระบบนี้เกิดความผิดพลาดและความเสียหาย อาทิเช่น การนำร่องเครื่องบิน, การหมุดพิกัดพื้นที่, การรังวัดที่ดิน และการนำวิถีของขีปนาวุธ เป็นต้น ดังนั้นการศึกษาทำความเข้าใจในลักษณะของปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นจึงมีความสำคัญอย่างยิ่งต่อการนำผลที่ได้จากการวิเคราะห์ไปช่วยในการลดผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศและลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS

1.3 สมมติฐานของการศึกษา

เนื่องจากชั้นบรรยากาศของโลกโดยเฉพาะอย่างยิ่งชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความแปรปรวนของกลุ่มอิเล็กทรอนิกส์ ปัจจัยเหล่านี้จะทำให้สัญญาณดาวเทียมที่เดินทางถึงเครื่องรับมีคุณสมบัติทางกายภาพที่เปลี่ยนแปลงไป อาทิเช่น แอมพลิจูด, เฟส และโพลาไรเซชัน เป็นต้น ทำให้เกิดความผิดพลาดในการสื่อสารผ่านดาวเทียม โดยเฉพาะอย่างยิ่งเกิดความผิดพลาดของระบบบอกพิกัดบนพื้นโลก ดังนั้นจึงจำเป็นต้องมีความเข้าใจในคุณลักษณะปรากฏการณ์อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เพื่อนำผลการศึกษามาใช้ในการออกแบบระบบหรือสร้างสมการเพื่อลดความผิดพลาดที่เกิดขึ้น

1.4 ทฤษฎีหรือแนวคิดที่ใช้ในการวิจัย

เมื่อมีแสงอาทิตย์มาตกกระทบชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะส่งผลให้โมเลกุลของก๊าซต่างๆ เกิดการไอออไนซ์ (Ionized) เป็นอิออนบวกและอิเล็กตรอนอิสระ ความหนาแน่นของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศจะมีความไม่สม่ำเสมอในแต่ละช่วงเวลา คลื่นสัญญาณที่ถูกส่งมาจากดาวเทียมจะผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ทำให้ระดับสัญญาณที่รับได้ทางเครื่องรับของสถานีภาคพื้นดินไม่มีความคงที่ มีการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสของสัญญาณอย่างกะทันหัน นอกจากนี้ยังทำให้สัญญาณดาวเทียมใช้เวลาเดินทางมาถึงเครื่องรับมากกว่าปกติ เป็นเหตุให้การระบุตำแหน่งบนพื้นโลกคลาดเคลื่อนไป งานวิจัยนี้จึงได้นำค่าพารามิเตอร์ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลต่อคุณลักษณะของสัญญาณดาวเทียมอันได้แก่ การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันซึ่งแสดงในรูปของ S_4 , การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหันซึ่งแสดงในรูปของ σ_f (60sec) และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งแสดงในรูปของ $vTEC$ มาทำการสร้างสมการเพื่อช่วยลดความคลาดเคลื่อนโดยผ่านกระบวนการ Multiple Non-linear Regression

1.5 การเปรียบเทียบระหว่างวิธีการที่นำเสนอกับวิธีการแบบพื้นฐาน

โดยทั่วไปในการระบุตำแหน่งบนพื้นโลกของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ในขณะเกิด

ปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน จะมีความคลาดเคลื่อนอยู่ประมาณ 20 เมตรหรือมากกว่า ดังนั้นหากต้องการให้ได้ข้อมูลตำแหน่งที่มีความแม่นยำจะต้องใช้เครื่องรับที่มีประสิทธิภาพสูง ซึ่งมีราคาแพง งานวิจัยนี้จึงได้นำเสนอแนวทางในการช่วยลดปัญหาจากปรากฏการณ์นี้ โดยสร้างสมการ Multiple Non-linear Regression ขึ้นมาช่วยลดความคลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งให้มีระยะประมาณ 5 เมตรหรือน้อยกว่า

1.6 ขอบเขตการวิจัย

สัญญาณที่ถูกส่งลงมาจกดาวเทียมจะผ่านชั้นบรรยากาศต่างๆ ชั้นบรรยากาศที่มีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียม คือ ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์ ชั้นโทรโปสเฟียร์ซึ่งมีความไม่สม่ำเสมอของเมฆ ฝน ฝุ่นละออง และไอน้ำ มีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมผ่านความถี่ 4 กิกะเฮิร์ตซ์ (C-and, Ku-band และ Ka-band) ขึ้นไป ส่วนชั้นไอโอโนสเฟียร์ซึ่งมีความแปรปรวนของปริมาณอิเล็กตรอน จะมีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมตั้งแต่ความถี่ C-band ลงมา คือความถี่ในย่าน S-band, L-band และ VHF ตามที่ได้มีการวิจัยมาแล้ว [2] - [6] ในงานวิจัยนี้ได้วิจัยโดยรับสัญญาณความถี่ของดาวเทียม GPS ซึ่งอยู่ในย่าน L-band คือความถี่ $L_1 = 1575.42$ เมกกะเฮิร์ตซ์ และ $L_2 = 1227.60$ เมกกะเฮิร์ตซ์ การวิจัยจึงได้เน้นผลกระทบจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้นำเสนอผลการวิเคราะห์เชิงสถิติการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยวิเคราะห์การเปลี่ยนแปลงของปรากฏการณ์เหล่านี้ในแบบรายวัน, รายเดือน และรายปี เพื่อนำผลการวิเคราะห์เชิงสถิติไปใช้ในการสร้างสมการเพื่อช่วยลดความคลาดเคลื่อนของการระบุตำแหน่งบนพื้นโลก

1.7 ขั้นตอนของการศึกษา

ขั้นตอนของการศึกษาในขั้นแรกจะทำการบันทึกข้อมูล เพื่อนำข้อมูลไปทำการวิเคราะห์ จากนั้นจึงนำผลการวิเคราะห์เชิงสถิติไปสร้างสมการ Multiple Non-linear Regression โดยเนื้อหาในวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้แบ่งเนื้อหาออกเป็น 5 บทด้วยกันคือ

บทที่ 1 กล่าวถึงความเป็นมาของงานวิจัย ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ สมมติฐาน ทฤษฎีที่ใช้ ขอบเขตของการวิจัย และขั้นตอนการศึกษา

บทที่ 2 กล่าวถึงทฤษฎีพื้นฐานและหลักการทำงานพื้นฐานของระบบ GPS นอกจากนั้นยังกล่าวถึงลักษณะทั่วไปของชั้นบรรยากาศที่แบ่งเป็นชั้นย่อยต่างๆ ผลกระทบของชั้นบรรยากาศที่มีต่อสัญญาณดาวเทียมและปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศ

บทที่ 3 กล่าวถึงระบบที่ใช้ในการเก็บบันทึกข้อมูลการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และผลการวิเคราะห์ของปรากฏการณ์จากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อสัญญาณดาวเทียม GPS ในแบบรายวัน, รายเดือน และรายปี

บทที่ 4 กล่าวถึงการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ที่มีผลต่อการระบุตำแหน่งบนพื้นโลก นอกจากนั้นยังได้นำผลการการ

วิเคราะห์เชิงสถิติไปใช้ในการสร้างสมการ Multiple Non-linear Regression เพื่อช่วยลดความคลาดเคลื่อนของการระบุตำแหน่งบนพื้นโลก

บทที่ 5 เป็นบทสรุปของการวิจัยและข้อเสนอแนะ

บทที่ 2

หลักการและทฤษฎี

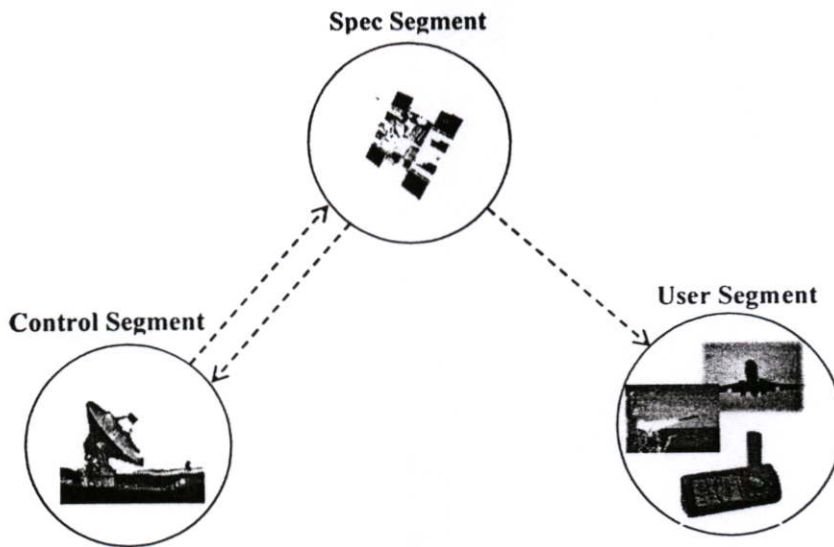
2.1 ระบบ GPS

ระบบดาวเทียม GPS (Global Positioning System) คือระบบดาวเทียมที่ส่งสัญญาณจากอวกาศ เพื่อใช้ในการหาตำแหน่งของเครื่องรับบนพื้นโลก นอกจากนั้นยังสามารถบอกค่าเวลาและความเร็วของเครื่องรับได้ค่อนข้างแม่นยำและฉับไว ในขณะที่ราคาไม่สูงนัก อีกทั้งระบบดาวเทียม GPS มีการจัดเรียงวงโคจรของดาวเทียมให้สามารถบอกตำแหน่งได้ครอบคลุมทั่วโลก จากเหตุผลดังกล่าวทำให้ระบบการบอกตำแหน่งด้วยดาวเทียม GPS กลายเป็นระบบที่ได้รับความนิยมในการนำไปประยุกต์ใช้กับงานทางด้านต่างๆ มากมาย อาทิเช่น การสำรวจพื้นที่ การสำรวจทรัพยากรเนื่องจากในการรังวัดที่ดินหรือการขุดเจาะน้ำมันต้องใช้ข้อมูลตำแหน่งที่มีความแม่นยำสูง, การศึกษาสภาพโครงสร้างพื้นผิวโลก, การใช้งานทางด้านทหาร, การควบคุมจากระยะไกล (Remote Sensing) และการนำร่องยานพาหนะต่างๆ เป็นต้น

ระบบ GPS ถูกสร้างขึ้นมาโดยบริษัท Rockwell และ Lockheed Martin โดยดาวเทียมดวงแรกถูกส่งขึ้นไปในเดือนกุมภาพันธ์ 2521 และดวงล่าสุดเมื่อวันที่ 25 กันยายน 2548 ในความควบคุมของกระทรวงกลาโหมของสหรัฐอเมริกา (The United States Department of Defense: DOD) ตามปกติระบบ GPS จะมีการใส่รหัสเพื่อให้เกิดความผิดพลาดเล็กน้อย เพื่อประโยชน์ทางการทหารของสหรัฐอเมริกา ต่อมาจึงเปิดโอกาสให้ภาคเอกชนและหน่วยงานต่างๆ สามารถรับสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียมและนำมาใช้ได้โดยข้อมูลที่ถูส่งลงมาจาดาวเทียมจะประกอบด้วยสัญญาณเวลาอ้างอิง, ข้อมูลที่เกี่ยวกับวงโคจรดาวเทียม, ข้อมูลสภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์, สถานะการทำงานของดาวเทียม, เวลาของระบบ, Clock Bias ของดาวเทียม, ตำแหน่ง (ละติจูด, ลองจิจูด, ความสูงเหนือระดับน้ำทะเล) ของเครื่องรับและตำแหน่งของดาวเทียม [2]

2.1.1 ส่วนประกอบของระบบ GPS

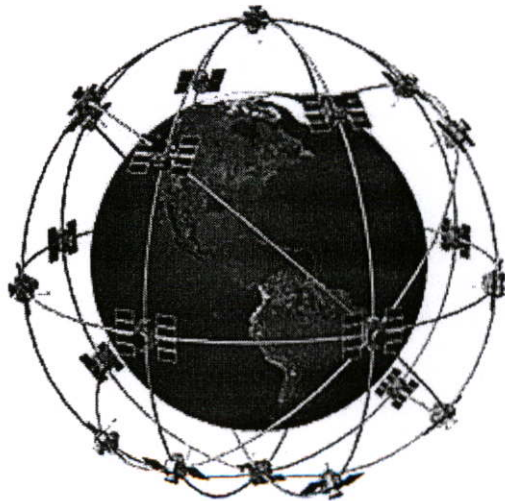
ระบบ GPS ประกอบด้วย 3 ส่วนคือ ส่วนอวกาศ (Space Segment), ส่วนสถานีควบคุม (Control Segment), และส่วนของผู้ใช้งาน (User Segment) ดังแสดงในรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบของระบบ GPS

2.1.1.1 ส่วนอวกาศ

ส่วนอวกาศของระบบ GPS ประกอบด้วยระบบดาวเทียมนาฟสตาร์ (Navstar: NAVigation System using Time and Ranging) 24 ดวง ครอบคลุมพื้นที่ทั่วโลก โดยใช้ดาวเทียม 21 ดวง ในการบอกพิกัด และ 3 ดวงที่เหลือจะเป็นดาวเทียมสำรอง ดาวเทียมทั้งหมดจะถูกวางตัวใน 6 ระนาบวงโคจร โดยแต่ละระนาบจะมีดาวเทียม 4 ดวง และทำมุมเอียง 55° กับระนาบเส้นศูนย์สูตรโลก โคจรที่ความสูงประมาณ 20,200 กิโลเมตรเหนือพื้นโลกด้วยวงโคจรแบบ Medium Earth orbit ดังแสดงในรูปที่ 2.2

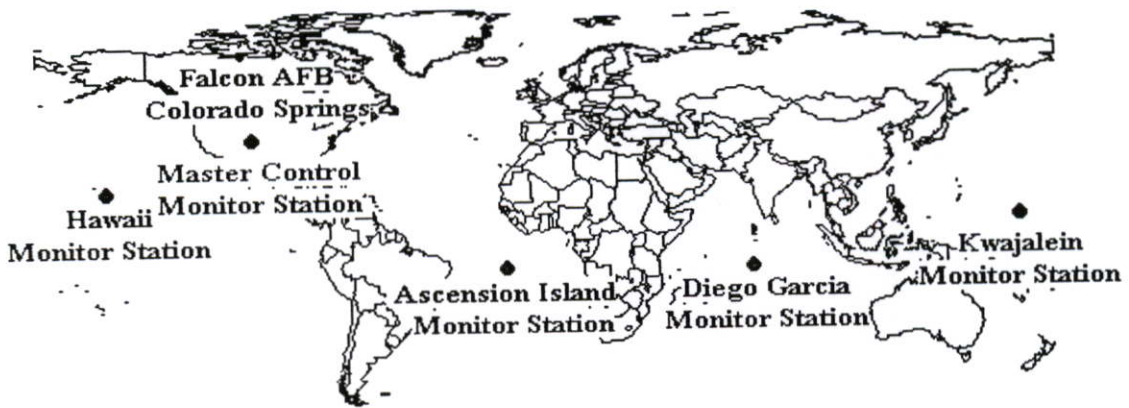


รูปที่ 2.2 วงโคจรของดาวเทียม GPS [7]

ดาวเทียมแต่ละดวงโคจรด้วยความเร็ว 3.9 กิโลเมตร/วินาที โคจร 1 รอบใช้เวลาประมาณ 11 ชั่วโมง 58 นาที โดยดาวเทียมจะถูกวางตำแหน่งในระบบวงโคจรที่จะทำให้ดาวเทียม 5-8 ดวงสามารถบอกตำแหน่ง ณ จุดสังเกตได้ในทุกๆที่บนโลก

2.1.1.2 ส่วนสถานีควบคุม

ส่วนสถานีควบคุมของระบบ GPS ประกอบด้วยสถานีควบคุมหลัก (Master Control Station) 1 สถานี และสถานีสังเกตการณ์ (Monitor Station) กับสถานีภาคพื้นดิน (Ground Antenna) ที่กระจายอยู่ตามบริเวณต่างๆ ทั่วโลกอีก 4 สถานี ดังแสดงในรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 สถานที่ตั้งของสถานีควบคุมของระบบ GPS [8]

สถานีควบคุมมีหน้าที่รับผิดชอบการทำงานของดาวเทียม GPS ในด้านการควบคุมการทำงานของดาวเทียม โดยใช้ข้อมูลต่างๆ ที่ดาวเทียมส่งกลับมาเพื่อวิเคราะห์และปรับปรุงการทำงานของดาวเทียม เช่น การรักษาค่าตำแหน่งดาวเทียม (Station Keeping), ตรวจสอบสถานะและระบบต่างๆ บนดาวเทียม, ตรวจสอบแผงเซลล์แสงอาทิตย์ (Solar Cell), ระดับพลังงานของแบตเตอรี่, การเปิดดาวเทียมสำรอง, ปรับปรุงข้อมูลเวลา, ข้อมูลอีฟิเมอร์ซิส (Ephemeris), ข้อมูลอัลมานาค (Almanac) และตัวชี้ค่าอื่นๆ ในข่าวสารการนำร่อง โดยสถานีสังเกตการณ์จะรับสัญญาณย่านความถี่ L-band ทั้ง 2 ความถี่ เพื่อคำนวณค่าการหักเหและล่าช้าของคลื่นสัญญาณที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโพสเฟียร์ซึ่งอาจทำให้เกิดความผิดพลาดของข้อมูล และนำข้อมูลอุณหภูมิ, ความดันบรรยากาศ และความชื้นสัมพัทธ์ ที่ได้จากกรมอุตุนิยมวิทยาของสหรัฐ เพื่อทำการส่งให้สถานีควบคุมหลักที่ตั้งอยู่ที่ฐานทัพอากาศ Falcon, Colorado Spring, Colorado ทำการคำนวณหาความผิดพลาดและหาข้อมูลที่ต้องใช้ในการแก้ไขสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม, ข้อมูลอัลมานาค, ข้อมูลอีฟิเมอร์ซิสให้ถูกต้อง จากนั้นจะส่งข้อมูลเหล่านี้ไปยังสถานีภาคพื้นดินเพื่อส่งคำสั่ง, ข้อมูลการนำร่อง และข้อมูลอื่นๆ ที่เรียกว่า TT&C (Telemetry, Tracking and Command) กลับไปยังดาวเทียมแต่ละดวง ด้วยคลื่นความถี่ S-band โดยจะทำวันละ 2 ครั้ง [9] ใน

กรณีส่งที่สถานีสังเกตการณ์ตรวจพบความผิดพลาดจะส่งสัญญาณเตือนไปยังสถานีควบคุมหลัก ภายใน 60 วินาที [10]

2.1.1.3 ส่วนผู้ใช้

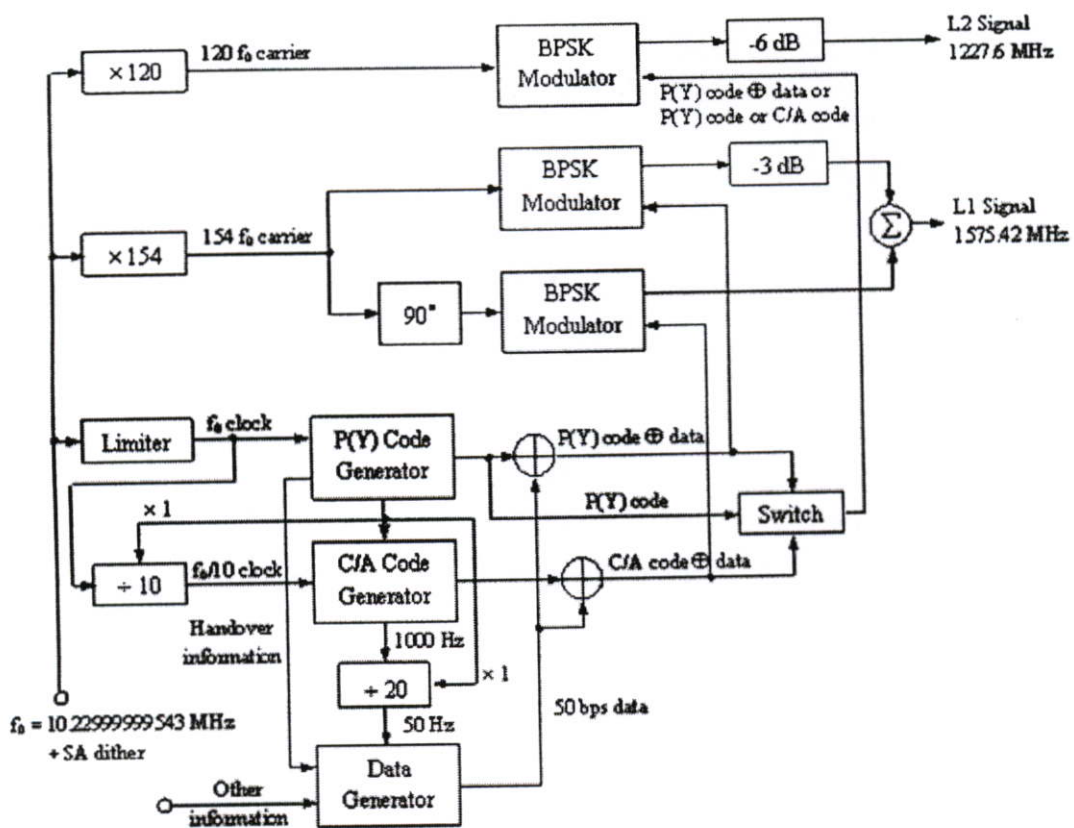
ส่วนผู้ใช้ คือ ส่วนของเครื่องรับสัญญาณ GPS โดยรับสัญญาณในย่านความถี่ L-band ที่ถูกส่งจากดาวเทียมในระบบ GPS อย่างน้อย 3 ดวง เพื่อนำข้อมูลที่ได้ออกมาคำนวณหาตำแหน่งในแบบ 3 มิติ (x, y, z) , ความเร็ว และเวลาของเครื่องรับ แต่ในทางปฏิบัติต้องใช้ดาวเทียม 4 ดวง เพื่อแก้ไขความคลาดเคลื่อนทางเวลาของสัญญาณดาวเทียม [8] ซึ่งในปัจจุบันการใช้งานระบบ GPS สำหรับผู้ใช้ทั่วไปที่เป็นพลเรือนนั้นเป็นที่นิยมอย่างมาก เนื่องจากเป็นบริการที่ให้ความแม่นยำสูงโดยไม่คิดค่าบริการ และในปัจจุบันเครื่องรับ GPS ถูกพัฒนาให้มีขนาดเล็กสะดวกในการพกพา ยิ่งไปกว่านั้นยังถูกพัฒนาให้สามารถใช้งานร่วมกับ PDA, เครื่องคอมพิวเตอร์, ยานพาหนะต่างๆ เพื่อใช้ในการสำรวจพื้นที่, การเดินป่า, ในการนำร่องเครื่องบินเรือ และรถยนต์ และการใช้เป็นนาฬิกาอ้างอิง

2.1.2 ลักษณะสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียม GPS

ดาวเทียมในระบบ GPS จะมีนาฬิกาอะตอมแบบรูบิเดียม (Rubidium) 2 เครื่อง และแบบซีเซียม (Cesium) 2 เครื่อง ที่ให้ความผิดพลาดต่อวันไม่เกิน 10^{-14} วินาที ซึ่งเป็นนาฬิกาที่มีความเที่ยงตรงสูง ทำให้ระบบ GPS สามารถบอกตำแหน่งของเครื่องรับได้อย่างแม่นยำ โดยขั้นแรกดาวเทียมจะใช้สัญญาณที่ได้จากนาฬิกาอะตอมมาสร้างเป็นความถี่พื้นฐาน 10.23 เมกกะเฮิร์ตซ์ แล้วคูณด้วย 154 และ 120 ได้เป็นสัญญาณความถี่พาหะ 2 ความถี่ คือ L_1 เท่ากับ 1575.42 เมกกะเฮิร์ตซ์ และ L_2 เท่ากับ 1227.6 เมกกะเฮิร์ตซ์ จากนั้นจึงทำการมอดูเลตคลื่นพาหะด้วยวิธีสเปกตรัม (Spread Spectrum) กับริหัสข้อมูลซึ่งประกอบไปด้วยขบวนสัญญาณรหัส PRN (Pseudorandom Noise) ที่เป็นเอกลักษณ์ของดาวเทียมแต่ละดวงและข้อมูลข่าวสารการนำร่องอันได้แก่ ข้อมูลที่เกี่ยวกับวงโคจรดาวเทียม สภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ สภาพการใช้งานของดาวเทียม เวลาของระบบ สัญญาณเวลาของดาวเทียม เป็นต้น โดยที่สัญญาณรหัส PRN มี 2 รูปแบบคือ

รหัส C/A (Coarse/Acquisition Code) ที่มีความถี่ 1.023 เมกกะเฮิร์ตซ์ โดยสัญญาณรหัส C/A จะถูกมอดูเลตกับความถี่พาหะ L_1 ซึ่งเป็นสัญญาณที่อนุญาตให้บุคคลทั่วไปใช้งาน เป็นสัญญาณสำหรับบริการบอกตำแหน่งแบบมาตรฐาน (Standard Positioning Service: SPS) ในช่วงเวลาที่ไม่มีสงครามทางการสหรัฐอเมริกาจะควบคุมให้ระดับของ SA (Selective Availability) (เทคนิค SA เป็นเทคนิคที่ทำการลดค่าความถูกต้องของข้อมูลโดยใส่ค่าความผิดพลาด Pseudorandom Error) เพื่อให้ค่าความถูกต้องอยู่ในระยะ 100 เมตร และคลาดเคลื่อนทางเวลาไม่เกิน 337 ns [2]

ขบวนการรหัสแบบที่สองคือ รหัส P (Precision Code) มีความถี่เท่ากับ 10.23 เมกะเฮิร์ตซ์ สัญญาณรหัส P นี้จะถูกมอดูเลตกับความถี่พาหะทั้ง L_1 และ L_2 ซึ่งจะทำการระบุตำแหน่งมีความแม่นยำมากกว่า ซึ่งเป็นสัญญาณสำหรับบริการบอกตำแหน่งแบบสมบูรณ์ (Precise Positioning Service: PPS) ให้ค่าความคลาดเคลื่อนน้อยมากประมาณ 16 เมตร และความผิดพลาดทางเวลาไม่เกิน 100 ns ในขณะที่ความถูกต้องในการบอกความเร็วของเครื่องรับคลาดเคลื่อนไม่เกิน 0.2 เมตร/วินาที ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับความสามารถของเครื่องรับ ซึ่งให้บริการแบบ PPS จะมีไว้สำหรับผู้ใช้งานที่ได้รับการอนุมัติจากกระทรวงกลาโหมของสหรัฐอเมริกาเท่านั้น การแอคเซส (Access) ข้อมูลจะใช้เทคนิคคริปโตกราฟฟิก (Cryptographic) 2 อย่าง คือ เทคนิค SA จะทำการลดค่าความถูกต้องของข้อมูล และเทคนิค AS (Anti-Spoofing) จะนำสัญญาณรหัส P มาเข้ารหัส (Encrypt) ให้เป็นสัญญาณในรหัส Y สำหรับผู้ใช้ที่ได้รับอนุญาตจะมี Encryption Key และมีการนำข้อมูล P(Y) บน L_1 และ L_2 มาผ่านเทคนิคเฉพาะอื่นๆ เพื่อที่จะได้ข้อมูลที่เที่ยงตรงออกมา [2] โดยลักษณะการมอดูเลตสัญญาณของระบบ GPS แสดงดังรูปที่ 2.4



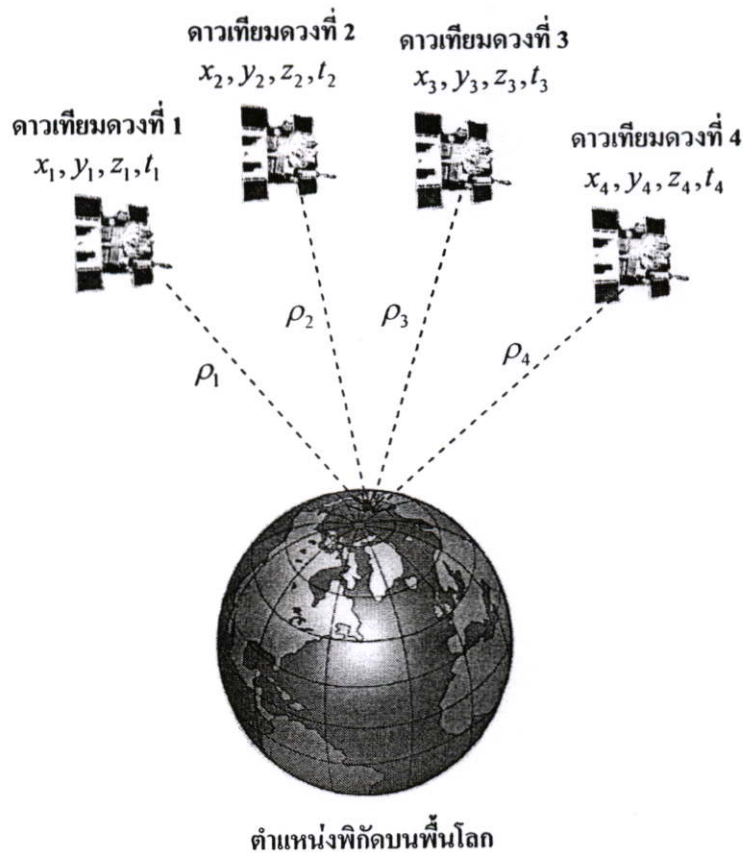
รูปที่ 2.4 ลักษณะการมอดูเลตสัญญาณของระบบ GPS [10]

รหัส P และ รหัส C/A นั้น ได้ถูกออกแบบมาเพื่อไม่ให้มีการรบกวนกัน โดย P-code จะถูกมอดูเลตกับคลื่นพาหะพร้อมกับ C/A code ที่ถูกมอดูเลตกับสัญญาณของคลื่นพาหะที่ถูกชิฟต์

เฟสไป 90° โดยสัญญาณของคลื่นพาหะที่ถูกมอดูเลตไปทั้งสองนี้จะรวมกันด้วยวิธี Phase Quadrature และข้อมูลที่ถูกส่งจากดาวเทียมนั้นจะถูกมอดูเลตลงบน P-code หรือ C/A code

2.1.3 ระบบบอกพิกัดบนพื้นโลกของดาวเทียม GPS (The Global Positioning System)

ระบบ GPS ประกอบด้วยระบบดาวเทียมนาฟสตาร์ (Navstar: NAVigation System using Time and Ranging) ทั้งหมด 24 ดวง โดยในการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับนั้น ในขั้นแรกดาวเทียมแต่ละดวงจะส่งสัญญาณที่ประกอบด้วยข้อมูลที่จำเป็นในการคำนวณตำแหน่งบนพื้นโลกนั้นคือ ข้อมูลตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง และเวลาที่เริ่มส่งสัญญาณจากดาวเทียมแต่ละดวงลงมายังพื้นโลก ดังแสดงในรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 ตำแหน่งดาวเทียมและเครื่องรับ GPS

หลักการที่ใช้ในการคำนวณตำแหน่งของเครื่องรับ GPS คือ การรับสัญญาณจากดาวเทียม GPS อย่างน้อย 4 ดวง เพื่อใช้สำหรับแก้สมการหาตำแหน่ง x, y, z ของเครื่องรับด้วยวิธี Least-Squares Solution [11] โดยสมการที่ใช้ในการคำนวณแสดงได้ดังสมการที่ (2.1), (2.2), (2.3) และ (2.4)

$$(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 + error = \rho_1^2 \quad (2.1)$$

$$(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2 + error = \rho_2^2 \quad (2.2)$$

$$(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 + error = \rho_3^2 \quad (2.3)$$

$$(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2 + error = \rho_4^2 \quad (2.4)$$

โดยที่ x_i, y_i, z_i คือ ตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง
 x, y, z คือ ตำแหน่งของเครื่องรับ GPS
 ρ คือ ระยะทางเทียมจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ GPS
 $error$ คือ ค่าความคลาดเคลื่อนที่เกิดขึ้น เช่น ความคลาดเคลื่อนจาก Clock bias

ค่า ρ เป็นระยะทางเทียม (Pseudo-Range) จากดาวเทียมถึงเครื่องรับ GPS ซึ่งคำนวณได้จากสมการที่ (2.5)

$$\rho = c(\Delta t) \quad (2.5)$$

โดยที่ c คือ ความเร็วแสง มีค่าเท่ากับ 2.9979×10^8 เมตร/วินาที
 Δt คือ เวลาที่สัญญาณเดินทางจากดาวเทียมมาถึงเครื่องรับ

ในการคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับ GPS นี้ Bancroft [12] ได้อธิบายการแก้สมการเพื่อหาค่า 4 ตัวแปรจากสมการ 4 สมการ ด้วยวิธี Least-Squared Solution ดังนี้ นำข้อมูลที่รับได้จากดาวเทียมดวงที่ i มาสร้างเป็นเวกเตอร์แถวเดียว

$$\bar{s}_i = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ \rho_i \end{bmatrix} \quad (\text{ข้อมูลที่รับได้จากดาวเทียมดวงที่ } i) \quad (2.6)$$

$$\bar{u} = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \rho \end{bmatrix} \quad (\text{ตำแหน่งที่ไม่ทราบค่าของเครื่องรับ}) \quad (2.7)$$

ระยะทาง Pseudo-Range จากดาวเทียม i แต่ละดวงถึงเครื่องรับ

$$\sqrt{(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2} + b = \rho_i \quad (\text{ข้อมูลที่รับได้จากดาวเทียมดวงที่ } i) \quad (2.8)$$

รวมความคลาดเคลื่อน b ในสมการ

$$(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 = (\rho_i - b)^2 \quad (2.9)$$

$$x_i^2 - 2x_i x + x^2 + y_i^2 - 2y_i y + y^2 + z_i^2 - 2z_i z + z^2 = \rho_i^2 - 2\rho_i b + b^2 \quad (2.10)$$

$$(x_i^2 - y_i^2 + z_i^2 - \rho_i^2) - 2(x_i x + y_i y + z_i z - \rho_i b) + (x^2 + y^2 + z^2 - b^2) = 0 \quad (2.11)$$

จากเวกเตอร์ Loren Inner Product

$$\langle \bar{u}, \bar{v} \rangle = u_1 v_1 + u_2 v_2 + u_3 v_3 - u_4 v_4 \quad (2.12)$$

แปลงเวกเตอร์ของสมการให้อยู่ในรูปของเวกเตอร์ Loren Inner Product

$$\langle \bar{s}_i, \bar{s}_i \rangle - 2\langle \bar{s}_i, \bar{u} \rangle + \langle \bar{u}, \bar{u} \rangle = 0 \quad (2.13)$$

$$\frac{1}{2}\langle \bar{s}_i, \bar{s}_i \rangle - \langle \bar{s}_i, \bar{u} \rangle + \frac{1}{2}\langle \bar{u}, \bar{u} \rangle = 0 \quad (2.14)$$

นำค่าที่ได้จากดาวเทียมแต่ละดวงมาจัดให้อยู่ในรูปของเวกเตอร์

$$B = \begin{bmatrix} x_1 & y_1 & z_1 & \rho_1 \\ x_2 & y_2 & z_2 & \rho_2 \\ x_3 & y_3 & z_3 & \rho_3 \\ x_4 & y_4 & z_4 & \rho_4 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix}, \quad \bar{a} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \langle \bar{s}_1, \bar{s}_1 \rangle \\ \langle \bar{s}_2, \bar{s}_2 \rangle \\ \langle \bar{s}_3, \bar{s}_3 \rangle \\ \langle \bar{s}_4, \bar{s}_4 \rangle \\ \vdots \end{bmatrix}, \quad \bar{e} = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \\ \vdots \end{bmatrix}, \quad \Lambda = \frac{1}{2} \langle \bar{u}, \bar{u} \rangle \quad (2.15)$$

เมื่อ B คือ เมตริกซ์ $n \times 4$ สามารถจะสร้างเมตริกซ์จาก n สมการพร้อมๆ กันจากสมการที่ (2.16) โดยการนำสมการที่ (2.15) แทนใน (2.14) จะได้ว่า

$$\bar{a} - B\bar{u} + \Lambda\bar{e} = 0 \quad (2.16)$$

$$B\bar{u} = (\bar{a} + \Lambda\bar{e}) \quad (2.17)$$

หาค่าของตัวแปรที่ไม่ทราบค่าจาก

$$\bar{u}^* = B^+ (\bar{a} + \Lambda\bar{e}) \quad \text{เมื่อ} \quad B^+ = (B^T B)^{-1} B^T \quad (2.18)$$

จัดรูปสมการใหม่ได้เป็น

$$\Lambda = \frac{1}{2} \langle B^* (\bar{a} + \Lambda \bar{e}), B^* (\bar{a} + \Lambda \bar{e}) \rangle = \frac{1}{2} \langle B^* \bar{a}, B^* \bar{a} \rangle + \Lambda \langle B^* \bar{a}, B^* \bar{e} \rangle + \frac{1}{2} \Lambda^2 \langle B^* \bar{e}, B^* \bar{e} \rangle \quad (2.19)$$

$$\Lambda^2 \langle B^* \bar{e}, B^* \bar{e} \rangle + \Lambda 2 \left(\langle B^* \bar{a}, B^* \bar{e} \rangle - 1 \right) + \langle B^* \bar{a}, B^* \bar{a} \rangle = 0 \quad (2.20)$$

จะได้สมการอยู่ในรูปสมการกำลังสอง (Quadratic Equation) ของตัวแปร Λ ที่มีเป็นสัมประสิทธิ์ของสมการเป็น $\langle B^* \bar{e}, B^* \bar{e} \rangle$, $(\langle B^* \bar{a}, B^* \bar{e} \rangle - 1)$ และ $\langle B^* \bar{a}, B^* \bar{a} \rangle$ ซึ่งเป็นค่าคงที่ ดังนั้นจึงสามารถแก้สมการเพื่อหาค่าของเวกเตอร์ \bar{u}_1, \bar{u}_2 และค่าตำแหน่งของเครื่องรับ (x, y, z) ออกมาได้

2.1.4 สาเหตุของความผิดพลาดในการบอกตำแหน่งของระบบ GPS

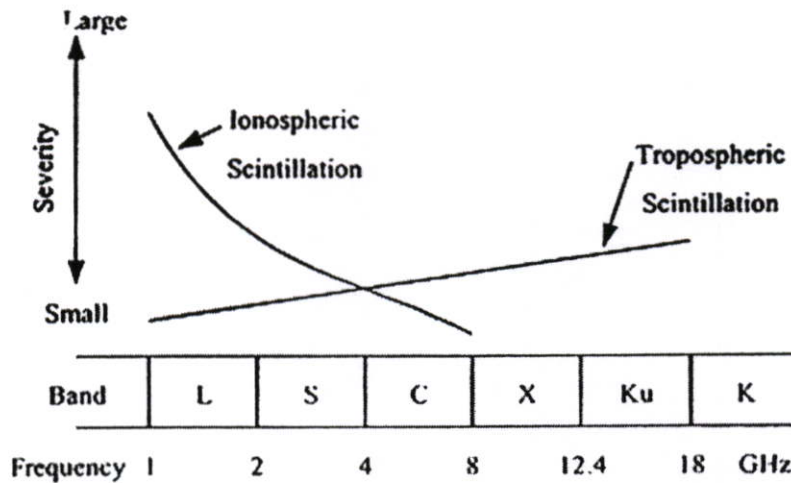
ตารางที่ 2.1 สาเหตุของความผิดพลาดในการบอกตำแหน่งของระบบ GPS [2]

ลักษณะของความผิดพลาด	สาเหตุ	ระยะทางที่คลาดเคลื่อน
ความผิดพลาดจากตำแหน่งของดาวเทียม (Ephemeris Data Error)	เกิดจากการเฉไปของวงโคจรดาวเทียม โดยปกติจะถูกแก้ไขโดยสถานีควบคุมหลัก	>2.1 เมตร
ความผิดพลาดจากความไม่เที่ยงตรงของนาฬิกาบนดาวเทียม GPS (Satellite Clock Errors)	เกิดขึ้นเนื่องจากนาฬิกาของเครื่องรับไม่ตรงกับเวลานาฬิกาของดาวเทียม GPS จึงต้องมีการชดเชยโดยใช้สัญญาณจากดาวเทียมเพิ่มในการคำนวณด้านเวลา	0-1.5 เมตร
ความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere Errors)	เกิดเนื่องจากเมื่อคลื่นสัญญาณเดินทางผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ ทำให้สัญญาณดาวเทียมเดินทางถึงเครื่องรับล่าช้า ผู้ใช้ทั้งหมดจะได้รับค่าความคลาดเคลื่อนในความล่าช้าในชั้นไอโอโนสเฟียร์	20 เมตร
ความผิดพลาดจากชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์ (Troposphere Errors)	เนื่องจากชั้นโทรโปสเฟียร์มีฝุ่นละออง และไอน้ำที่มีความแปรปรวน ทำให้ค่าดัชนีหักเหของชั้นโทรโปสเฟียร์มีการเปลี่ยนแปลง ส่งผลให้เมื่อสัญญาณดาวเทียมเดินทางผ่านจะมีความเร็วที่เปลี่ยนไป	1-5 เมตร
ความผิดพลาดจากการเข้ารหัส (Security Signal)	เกิดจากทางการสหรัฐอเมริกาใส่รหัสข้อมูล SA ลงในสัญญาณดาวเทียม เพื่อความปลอดภัยในยามสงคราม โดยจะมีค่าความคลาดเคลื่อนทาง	30 เมตร

	เวลาประมาณ 10 นาที ผู้ใช้ทั่วไปที่ใช้ระบบ SPS จะได้รับผลกระทบนี้	
ความผิดพลาดจากคลื่นหลายแนวรบกัน (Multi-path Errors)	สาเหตุมาจากการส่งสัญญาณของดาวเทียม GPS ไปกระทบผิวสะท้อนก่อนที่จะไปถึงผู้รับ เช่น สะท้อนผิวของตึกหรือผิวของน้ำ โดยผลกระทบนี้มีแนวโน้มที่มากขึ้นในบริเวณที่เครื่องรับอยู่ใกล้กับผิวสะท้อนที่ใหญ่มากๆ ความผิดพลาดที่พบมากที่สุดประมาณ การแก้ไขความผิดพลาดนี้คือการต่อสายอากาศให้กับเครื่องรับ	15 เมตร
ความผิดพลาดจากเครื่องรับ (Receiver Errors)	เกิดจากความร้อนภายในเครื่องรับสัญญาณ, ประสิทธิภาพ Software ของเครื่องรับ และจำนวนช่องรับสัญญาณแต่ปัจจุบันเทคโนโลยีได้พัฒนาจนความผิดพลาดลักษณะนี้มีค่าน้อยมาก	0-1 เมตร
ความผิดพลาดจากการจับกลุ่มของดาวเทียมที่ใช้นำร่อง (Geometric Dilution of Precision)	เกิดจากการที่เครื่องรับเลือกรับสัญญาณจากกลุ่มดาวเทียมที่ไม่เหมาะสม ทำให้ค่า GDOP ซึ่งเป็นค่าที่แสดงถึงการจับดวงตัวของดาวเทียม 4 ดวงที่ทำกับเครื่องรับมาก นั่นคือพิกัดที่คำนวณได้จากเครื่องรับมีความคลาดเคลื่อน	>10 เมตร

แรกเริ่มระบบ GPS เป็นเทคโนโลยีที่ถูกสร้างขึ้นมาเพื่อใช้ในการทหารของสหรัฐอเมริกาเพียงเท่านั้น จนกระทั่งในยุค 1980 ประธานาธิบดีรีแกน ได้มีคำสั่งอนุญาตให้เปิดใช้งานระบบ GPS ได้อย่างเสรี ในยุค 1990 ระบบ GPS ถูกใช้งานอย่างแพร่หลายในงานด้านต่างๆ โดยให้ค่าความแม่นยำอยู่ที่ประมาณ 90 เมตร ความคลาดเคลื่อนนี้เกิดเนื่องจากการสหรัฐได้ทำเทคนิค SA กับสัญญาณดาวเทียมด้วยเหตุผลทางความมั่นคงของประเทศ ในที่สุดวันที่ 1 พฤษภาคม 2543 ประธานาธิบดีคลินตัน ได้ลงนามยกเลิกการทำเทคนิค SA กับสัญญาณดาวเทียม GPS จึงทำให้การบอกตำแหน่งของระบบ GPS มีความแม่นยำมากขึ้น (เนื่องจากเทคนิค SA เป็นสาเหตุที่ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนมากที่สุดในการบอกตำแหน่งของระบบ GPS) โดยการให้บริการแบบ SPS สำหรับผู้ใช้ทั่วไปจะให้ความแม่นยำอยู่ในระยะ 12 เมตร และการให้บริการแบบ PPS สำหรับทางการทหารจะให้ความแม่นยำในระดับเซนติเมตร แต่เนื่องจากเหตุการณ์ในวันที่ 11 กันยายน 2544 ทำให้เกิดความกังวลว่าทางการสหรัฐกลับมาใช้เทคนิค SA กับสัญญาณดาวเทียมอีกครั้งหนึ่ง อย่างไรก็ตามในวันที่ 17 กันยายน 2544 Interagency GPS Executive Board (IGEB) ซึ่งเป็นหน่วยงานที่ควบคุมการทำงานของระบบ GPS ในปัจจุบันออกมาประกาศว่าทางการสหรัฐไม่มีนโยบายที่จะใช้เทคนิค SA กับสัญญาณดาวเทียม GPS [9]

ดังนั้นในงานวิจัยนี้จึงมีวัตถุประสงค์ที่จะศึกษาความคลาดเคลื่อนในการบอกตำแหน่งของระบบ GPS อันเนื่องมาจากปัจจัยจากชั้นบรรยากาศโดยเฉพาะอย่างยิ่งชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นสาเหตุรองลงมาจากการทำเทคนิค SA ที่ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนในการบอกตำแหน่งของระบบดาวเทียม GPS และยิ่งไปกว่านั้นสัญญาณดาวเทียมในย่าน L-band จะได้รับผลจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มากกว่าชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์ ดังแสดงในรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.6 ผลกระทบจากชั้นบรรยากาศที่มีต่อความถี่ในย่านต่างๆ [3]

2.2 ชั้นบรรยากาศ

ชั้นบรรยากาศ หมายถึง อากาศที่อยู่รอบ ๆ ตัวเรา และที่หุ้มห่อโลกจากตั้งแต่พื้นดินขึ้นไป โดยไม่มีขอบเขตที่แน่นอนแต่จะค่อยๆ สิ้นสุดไปที่ความสูงประมาณ 70,000 กิโลเมตร [13] ชั้นบรรยากาศเกิดจากการที่แรงโน้มถ่วงของโลกดึงดูดไอน้ำ อากาศ และโมเลกุลของก๊าซต่างๆ เอาไว้ นักวิทยาศาสตร์แบ่งโครงสร้างของบรรยากาศเป็นชั้นๆ โดยใช้เกณฑ์ต่างๆ กัน อาทิ แบ่งตามสัดส่วนของก๊าซ แบ่งตามคุณสมบัติทางไฟฟ้า แบ่งตามการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิ แบ่งตามความหนาแน่นของอิเล็กตรอน เป็นต้น

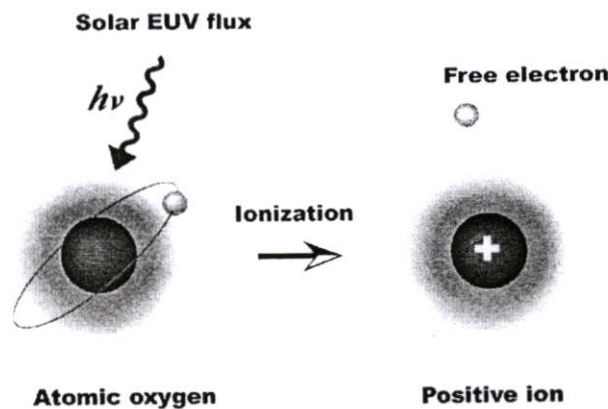
ในทางสื่อสารดาวเทียมจะพิจารณาชั้นบรรยากาศตามความหนาแน่นของอิเล็กตรอน เนื่องจากการกระจายตัวของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศจะมีผลต่อคุณลักษณะของคลื่นสัญญาณที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศ ซึ่งเรียกชั้นบรรยากาศนี้ว่า ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [14]

2.2.1 ชั้นไอโอโนสเฟียร์

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นชั้นบรรยากาศเบื้องบนที่มีขอบเขตประมาณ 50 กิโลเมตร ถึง 1,000 กิโลเมตรเหนือพื้นผิวโลก ประกอบด้วยโมเลกุลของก๊าซต่างๆ เมื่อโมเลกุลของก๊าซเหล่านี้ได้รับรังสีจากดวงอาทิตย์จะทำให้โมเลกุลของก๊าซถูกไอออไนซ์กลายเป็นอิออนบวกและอิเล็กตรอนอิสระจำนวนมากเกิด จึงเรียกอีกชื่อว่า ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

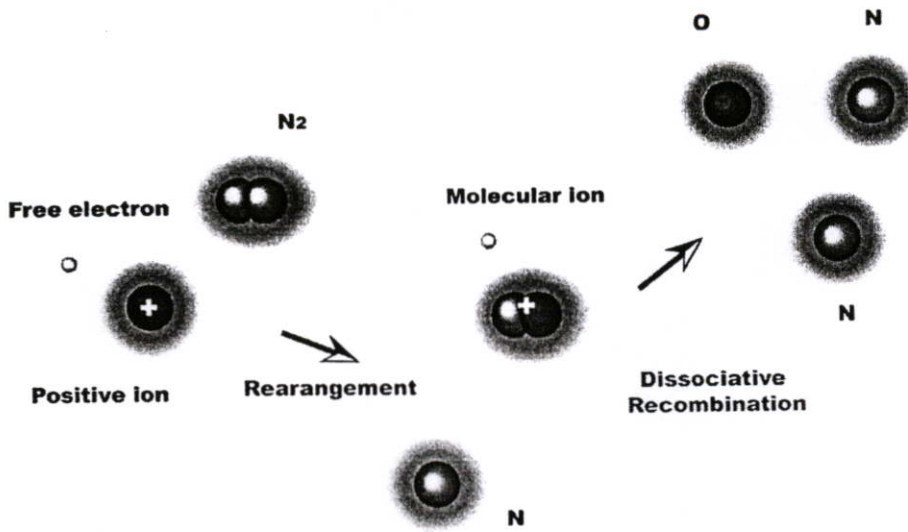
กระบวนการไอออไนซ์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ส่วนใหญ่เกิดจากการได้รับพลังงานในย่านรังสีเอกซ์ (X-ray) และย่านรังสีเหนือม่วง (Ultraviolet) ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระที่เป็นผลจากกระบวนการไอออไนซ์จะขึ้นอยู่กับการที่โลกหมุนรอบดวงอาทิตย์ทำให้เมื่อส่วนของโลกที่ได้รับพลังงานจากดวงอาทิตย์จะมีอัตราการไอออไนซ์เพิ่มขึ้น และจะลดลงเมื่อปราศจากอิทธิพลจากดวงอาทิตย์

เนื่องจากในตอนกลางวันที่ระดับความสูงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โมเลกุลของออกซิเจนจะถูกไอออไนซ์ด้วยรังสีอัลตราไวโอเล็ต ทำให้โมเลกุลออกซิเจน (O_2) เกิดการแตกตัวเป็นออกซิเจนอะตอม (O) ดังนั้นชั้นบรรยากาศที่ความสูงมากกว่า 150 กิโลเมตรขึ้นไปจึงมีออกซิเจนอะตอมเป็นส่วนประกอบหลัก เมื่อออกซิเจนอะตอมได้รับพลังงานรังสี EUV (Extreme Ultra Violet) ที่มีค่าพลังงานเหมาะสมแก่การกระบวนการไอออไนซ์ของออกซิเจนอะตอมจากดวงอาทิตย์ ผลลัพธ์ที่ได้จากกระบวนการนี้คือออกซิเจนไอออน (O^+) ซึ่งมีประจุไฟฟ้าเป็นบวก เนื่องจากการสูญเสียอิเล็กตรอนและอิเล็กตรอนอิสระ (e^-) ในชั้นบรรยากาศ ซึ่งสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.7 กระบวนการไอออไนซ์จากแสงอาทิตย์ (Photo ionization) ของออกซิเจนอะตอม [15]

แต่เนื่องจากอนุภาคที่ได้จากการไอออไนซ์บางส่วนนั้นยังมีพลังงานเหลืออยู่จึงเคลื่อนที่ไปมา ส่งผลให้อนุภาคเหล่านั้นเกิดการชนกันและรวมตัวกัน (Recombination) อีกครั้งหนึ่ง โดยในชั้นแรกออกซิเจนไอออนและโมเลกุลของไนโตรเจน (N_2) จะรวมตัวกันได้เป็นไนตริกออกไซด์ไอออน (NO^+) และไนโตรเจนอะตอม (N) แต่เนื่องจากไนตริกออกไซด์ไอออนเป็นรูปแบบที่ไม่เสถียรในธรรมชาติ จึงทำการรวมตัวกับอิเล็กตรอนอิสระได้เป็นไนโตรเจนอะตอมและออกซิเจนอะตอมออกมา ซึ่งสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 2.8

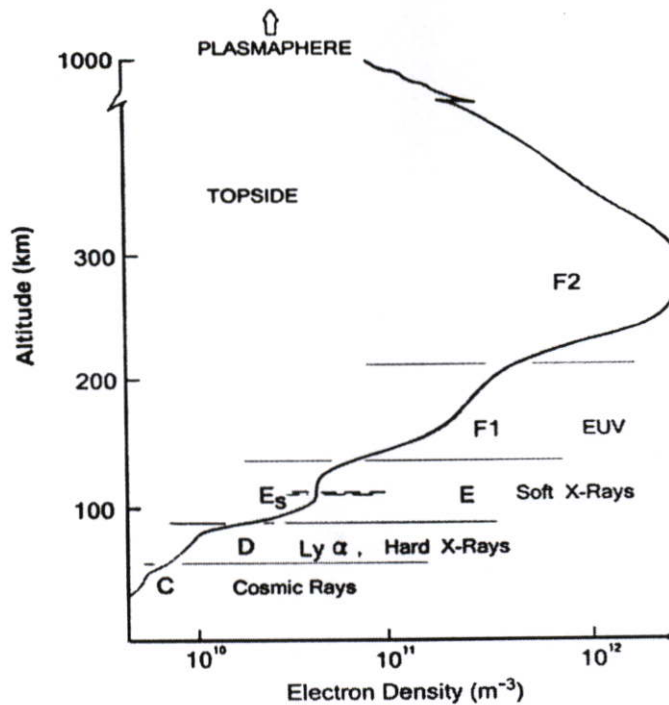


รูปที่ 2.8 กระบวนการรวมตัว (Recombination) ของออกซิเจนไอออนและอิเล็กตรอนอิสระ [15]

จากการทดลองสังเกตการณ์ด้วยความถี่ต่างๆ กันไปสะท้อนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ พบว่าสัญญาณเดินทางกลับมายังโลกด้วยเวลาที่ต่างกัน เมื่อนำค่าเวลาการสะท้อนมาคำนวณจะได้ความสูงของการสะท้อนที่ต่างกัน แสดงว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ไม่ได้มีเพียงชั้นเดียว โดยแต่ละชั้นย่อยของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะต้องมีคุณลักษณะที่แตกต่างกัน เนื่องจากความจริงที่ว่าระดับความสูงต่างๆ กันนั้นจะมีจำนวนโมเลกุลและอนุภาคของก๊าซแต่ละชนิดในปริมาณที่ต่างกันไป

นอกจากนี้ค่าพลังงานจากดวงอาทิตย์ที่ทำให้เกิดกระบวนการไอออไนซ์ (เช่น ชนิดของรังสีจากดวงอาทิตย์) ก็มีค่าต่างกัน ดังนั้นการที่แต่ละชั้นย่อยของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีคุณสมบัติที่แตกต่างกัน ส่งผลให้ความหนาแน่นของอิเล็กตรอน, ระดับความรุนแรงที่มีต่อสัญญาณ และความถี่วิกฤติในการสะท้อนสัญญาณจะเปลี่ยนแปลงไปตามคุณลักษณะของแต่ละชั้น

โดยทั่วไปชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถแบ่งตามลักษณะการกระจายตัวของอิเล็กตรอนได้เป็น 3 ชั้น อันได้แก่ ชั้น *D*, *E* และ *F* และชั้นพิเศษ 1 ชั้น คือ Sporadic-*E* โดยที่ความสูงและช่วงเวลาต่างๆ กันจะมีผลต่อความหนาแน่นของอิเล็กตรอนในแต่ละชั้น ดังแสดงในรูปที่ 2.9 โดยมีรายละเอียดดังนี้



รูปที่ 2.9 ปริมาณอิเล็กตรอนที่ความสูงระดับต่างๆ ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ [4]

ชั้น D เป็นชั้นที่วางตัวในระดับความสูงที่ต่ำสุดในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ มีขอบเขตอยู่ระหว่าง 50 - 90 กิโลเมตร เหนือพื้นดิน ชั้นนี้จะปรากฏเฉพาะในช่วงที่มีแสงอาทิตย์ และจะหายไปในเวลากลางคืน ทั้งนี้เนื่องจากอัตราการไอออไนซ์ของอนุภาคขึ้นอยู่กับการแผ่รังสีจากดวงอาทิตย์ ดังนั้นหลังจากพระอาทิตย์ตกกระบวนการรวมตัวกันใหม่ก็จะมีอัตราเพิ่มขึ้น ชั้น D เป็นชั้นที่มีบทบาทต่อการแพร่กระจายคลื่นวิทยุ คือ จะดูดกลืนพลังงานจากคลื่นที่มีความถี่ MF, HF และ VHF และสะท้อนสัญญาณในช่วงความถี่ LF และ VLF เนื่องจากชั้นนี้มีความถี่ในการชนกันของอิเล็กตรอนและไอออนบวกในอัตราที่สูงประมาณ 10^6 ครั้งต่อวินาที และรังสีจากดวงอาทิตย์ส่วนใหญ่ถูกดูดซับจากชั้นบรรยากาศชั้นที่อยู่เหนือขึ้นไปแล้ว ส่งผลให้ชั้น D มีอัตราการรวมตัวสูง [14] นอกจากนั้นยังมีความหนาแน่นอิเล็กตรอนไม่เพียงพอ (ประมาณ 10^9 el/m^3) จึงไม่สามารถส่งผลกระทบต่อคลื่นวิทยุให้เลี้ยวเบนได้ ดังนั้นคลื่นสัญญาณจึงแค่เกิดการลดทอนเมื่อเดินทางผ่านชั้นนี้ และเนื่องจากชั้นนี้มีความหนาแน่นอิเล็กตรอนต่ำจึงทำให้ไม่สามารถศึกษาได้ด้วยวิธี Ionosonde แต่ใช้เทคนิคอื่นได้ เช่น Incoherent Scatter, การวัดโดยใช้จรวด, Wave Interaction และอื่นๆ [2]

ชั้น E เป็นชั้นที่อยู่สูงขึ้นไปจากชั้น D โดยอยู่ที่ระดับความสูง 90 - 140 กิโลเมตรจากพื้นโลก มีความหนาแน่นอิเล็กตรอนมากที่สุดที่ระดับความสูง 110 กิโลเมตร ในเวลากลางวันชั้น E เกิดการไอออไนซ์น้อยมาก ในขณะที่ในเวลากลางวันจะมีการไอออไนซ์ค่อนข้างมาก โดยปริมาณของการไอออไนซ์จะเปลี่ยนแปลงตามฤดูกาล คือ ในฤดูหนาวชั้น E จะมีปริมาณอิเล็กตรอนอิสระน้อยเนื่องจากแกนโลกทำมุมเอียงออกจากดวงอาทิตย์ส่งผลให้เกิดกระบวนการ

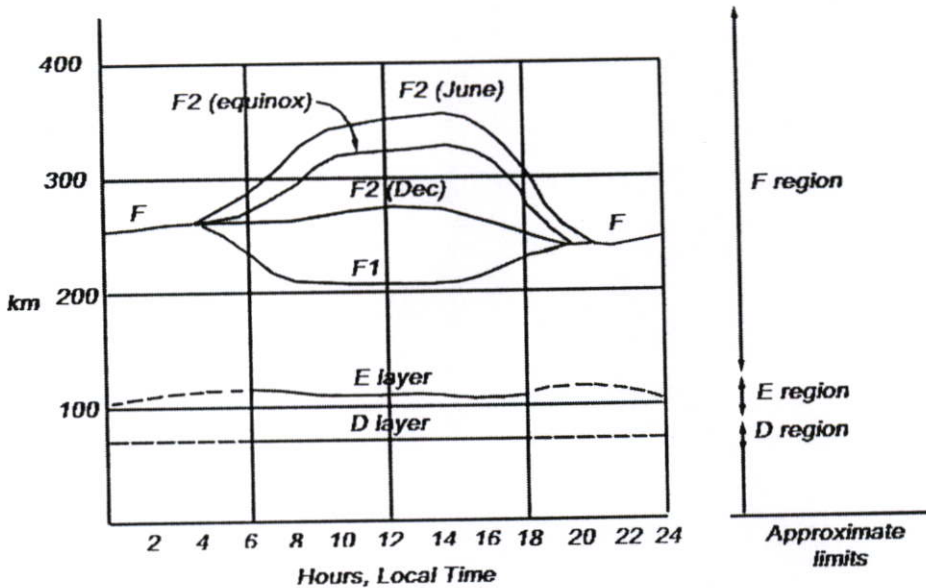
ไอออไนซ์ลดลง ในช่วงเวลากลางวันความหนาแน่นของอิเล็กตรอนในชั้นนี้อยู่ในช่วงประมาณ $10^5 - 4.5 \times 10^5 \text{ el/m}^3$ และมีค่าประมาณ $5 \times 10^5 - 10^6 \text{ el/m}^3$ [16] ในเวลากลางคืน ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนจะเพิ่มขึ้นตามการเพิ่มขึ้นของการปลดปล่อยพลังงานสู่ห้วงอวกาศของดวงอาทิตย์ (Solar Activity) โดยชั้น E นี้ถูกสร้างขึ้นมาจากการไอออไนซ์ของก๊าซเนื่องจากการแผ่รังสีเอ็กซ์แบบ Soft X-rays ที่มีความยาวคลื่นระหว่าง 1 - 10 นาโนเมตร ทำการไอออไนซ์โมเลกุลของออกซิเจน โดยชั้น E นี้จะสะท้อนคลื่นวิทยุที่มีความถี่น้อยกว่า 10 เมกะเฮิร์ตซ์ เนื่องจากชั้นอนุภาคใน E จะดูดกลืนคลื่นความถี่ที่มากกว่า 10 เมกะเฮิร์ตซ์

ชั้น Sporadic-E แทนด้วยสัญลักษณ์ E_s เป็นชั้นพิเศษเนื่องจากจะปรากฏขึ้นเพียงชั่วคราวเท่านั้น โดยมีลักษณะคล้ายกลุ่มก้อนเมฆที่มีปริมาณการไอออไนซ์สูง โดยมีขนาดเปลี่ยนแปลงได้ตั้งแต่ 1 กิโลเมตร จนถึงหลายๆ ร้อยกิโลเมตร การปรากฏขึ้นและปริมาณการไอออไนซ์จะไม่มีความสัมพันธ์กับการแผ่รังสีของดวงอาทิตย์ โดยการปรากฏขึ้นนี้ไม่สามารถทำนายได้ สามารถพบได้ทั้งในเวลากลางวันและกลางคืน หรือในฤดูใดๆก็ได้ แต่จะพบมากที่สุด ในฤดูร้อน ในระยะความสูงตั้งแต่ 90 - 120 กิโลเมตร [16] ชั้น Sporadic-E เป็นชั้นที่บางมากแต่มีความหนาแน่นของการไอออไนซ์สูง (ความหนาแน่นอิเล็กตรอนมีค่าเกือบ 10 เท่า ของชั้น E ปกติ) จึงทำให้ชั้น E_s สามารถสะท้อนคลื่นวิทยุที่มีความถี่ระหว่าง 25 - 225 เมกะเฮิร์ตซ์ได้

ชั้น F หรือ Appleton Layer เป็นชั้นบนสุดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่สามารถแพร่กระจายคลื่นวิทยุในระยะทางไกลได้แม้ในยามกลางคืน เนื่องจากชั้น F เป็นชั้นบนสุดที่ได้รับอิทธิพลจากดวงอาทิตย์มากกว่าชั้นอื่นๆ จึงเกิดกระบวนการไอออไนซ์มากที่สุดโดยไม่ขึ้นกับวันหรือฤดูกาลใดๆ ด้วยเหตุนี้จึงมีอนุภาคที่ถูกไอออไนซ์แล้วเหลืออยู่แม้ไม่ได้รับแสงจากดวงอาทิตย์แล้วก็ตาม และเนื่องจากปริมาณการไอออไนซ์สูงในขณะที่อากาศมีความหนาแน่นไม่มากนัก ดังนั้นอนุภาคเกือบทั้งหมดในชั้นนี้จึงเป็นอะตอมของออกซิเจนที่ถูกไอออไนซ์ ในช่วงกลางวันชั้น F จะมีความหนาแน่นอิเล็กตรอนมากที่สุด และแยกเป็น 2 ชั้น เรียกว่าชั้น F_1 และ F_2 ปรากฏการณ์นี้จะพบตลอดปีในบริเวณละติจูดต่ำ (Low Latitude) และปรากฏเฉพาะในฤดูร้อนตรงบริเวณละติจูดสูง (High Latitude) ชั้น F_1 จะปรากฏขึ้นในช่วงเวลากลางวันที่ระดับความสูงประมาณ 140 - 250 กิโลเมตร โดยมีค่าระดับความสูงเฉลี่ยคือ 220 กิโลเมตร สำหรับชั้น F_2 เป็นชั้นที่อยู่บนสุดโดยอยู่ที่ระดับความสูง 250 - 400 กิโลเมตร ก่อตัวขึ้นโดยการไอออไนซ์จากการแผ่รังสี EUV (10-1000 นาโนเมตร) และ รังสีเอ็กซ์ การไอออไนซ์ของชั้น F_2 จะได้รับอิทธิพลจากสนามแม่เหล็กโลก ลม และการยกตัวขึ้นลงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยค่าความหนาแน่นไอออไนซ์จะเปลี่ยนแปลงตาม Solar Activity และการเปลี่ยนแปลงของจำนวนจุดดับของดวงอาทิตย์ [16] ขณะที่ในช่วงกลางคืนชั้น F_1 และ F_2 จะรวมตัวกันเป็นชั้น F และมีระดับความสูงลดลงมาเป็น 300 กิโลเมตร

จึงอาจกล่าวโดยสรุปได้ว่าในช่วงเวลากลางวันชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์แบ่งเป็นชั้นย่อยหลักๆ 3 ชั้น คือ ชั้น D, E, F_1 และ F_2 โดยชั้น D นี้มีขอบเขตอยู่ระหว่าง 50 - 90 กิโลเมตร

ในเวลากลางวันชั้นนี้จะส่งผลเป็นอันมากต่อการลดทอนของคลื่นความถี่สูงในแถบขั้วโลก ส่วนชั้น F_1 จะวางตัวอยู่ที่ระดับความสูง 220 กิโลเมตร ส่วนชั้น F_2 นั้นจะอยู่ที่ระดับความสูงประมาณ 250 - 400 กิโลเมตร ในช่วงเวลากลางคืนจะมีชั้นย่อยปรากฏอยู่เพียง 2 ชั้นหลักๆ คือ ชั้น E และชั้น F เนื่องจากชั้น D จะหายไป ชั้น E จะถูกพบในช่วงความสูง 90 - 140 กิโลเมตร ส่วนชั้น F_1 และ F_2 จะรวมตัวกันเป็นชั้นเดียวเรียกว่าชั้น F [16] ดังแสดงในรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 การปรากฏขึ้นของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ระดับความสูงต่างๆ [5]

2.2.2 ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ คือความหนาแน่นของอิเล็กตรอนตลอดเส้นทางการเคลื่อนที่ของคลื่นสัญญาณไปในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งสามารถคำนวณได้จาก

$$N_T = \int N ds \quad (2.21)$$

- โดยที่ N_T คือ ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในแนวเฉียง (Slant TEC) ในหน่วย 10^{16} อิเล็กตรอนต่อตารางเมตร หรือ TECU
- N คือ ความหนาแน่นของอิเล็กตรอน ในหน่วยอิเล็กตรอนต่อลูกบาศก์เมตร
- s คือ เส้นทางการเคลื่อนที่ในแนวเฉียง ในหน่วยเมตร

ปัจจุบันมีวิธีการที่ใช้หาค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หลายวิธี โดยวิธีที่ใช้ทั่วไปคือการวัดด้วยเครื่อง TEC มิเตอร์ ซึ่งจะวัดค่าการหน่วงเวลา (Delay Time) อัน

เนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของสัญญาณดาวเทียม มาคำนวณเป็นค่า Vertical TEC (vTEC) ได้ดังสมการที่ (2.22) และ (2.23) [17]

$$\int_0^h Ndh = \cos \chi_m \int ds \quad (2.22)$$

$$\text{vertical TEC} = \cos \chi_m \times \text{slant TEC} \quad (2.23)$$

โดยที่ χ_m คือ มุมที่ดาวเทียมทำกับแนวเส้นปกติ (Zenith angle) ในหน่วยองศา

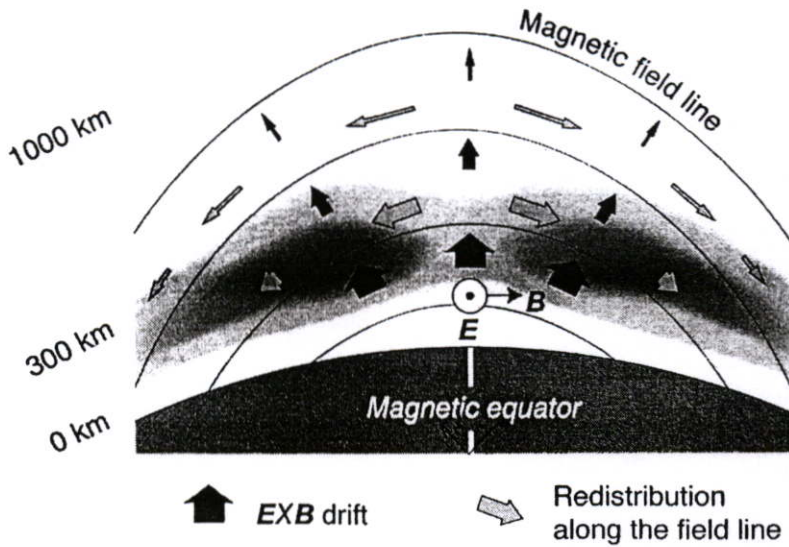
2.2.3 ความผิดปกติที่เกิดขึ้นกับชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

จากที่กล่าวมาข้างต้นเป็นสภาวะปกติของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แต่ในความเป็นจริงชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ยังประกอบไปด้วยกลุ่มก้อนความแปรปรวนของอิเล็กตรอนซึ่งก่อให้เกิดความผิดปกติต่างๆ ดังนี้

ความผิดปกติที่เกิดขึ้นในฤดูหนาว (Winter Anomaly) เกิดขึ้นเนื่องจากในเวลากลางวันของบริเวณละติจูดกลาง (Mid Latitude) ในช่วงฤดูร้อนอัตราการไอออไนซ์ของชั้น F_2 จะมีปริมาณมากเนื่องจากได้รับอิทธิพลจากดวงอาทิตย์โดยตรง แต่อย่างไรก็ตามอัตราส่วนของโมเลกุลต่ออะตอมในชั้นบรรยากาศมีการเปลี่ยนแปลงตามฤดูกาลจึงทำให้ในช่วงฤดูร้อนอัตราการเกิดกระบวนการรวมตัวกันใหม่ยังมีค่ามากขึ้น เป็นผลให้การเพิ่มขึ้นของอัตราการรวมตัวกันใหม่ในช่วงฤดูร้อนมีค่ามากกว่าอัตราการไอออไนซ์ ทำให้อัตราการไอออไนซ์ในช่วงฤดูร้อนของชั้น F_2 มีค่าน้อยลง เรียกปรากฏการณ์นี้ว่า ความผิดปกติที่เกิดขึ้นในฤดูหนาว ซึ่งเกิดในซีกโลกด้านเหนือ แต่มักจะไม่ปรากฏในซีกโลกด้านใต้ขณะที่มี Solar Activity ต่ำ

ความผิดปกติที่เกิดขึ้นบริเวณเส้นศูนย์สูตร (Equatorial Anomaly) หรือ การเกิดไคนาโมในชั้น F (F Region Dynamo) เกิดขึ้นเนื่องจากกระแสลมเทอร์โมสเฟียร์ (Thermospheric Wind) หรือกระแสของกลุ่มอนุภาคนิวตรอนซึ่งเคลื่อนที่ตามการเปลี่ยนแปลงของอุณหภูมิ (Neutral Atmospheric Winds) ในเวลากลางวันกระแสลมนี้จะเคลื่อนที่จากทิศตะวันตกไปทิศตะวันออก ทำให้เกิดสนามไฟฟ้า (\vec{E}) ในทิศทางตรงกันข้าม ส่งผลให้กลุ่มพลาสมาที่บริเวณใกล้กับเส้นศูนย์สูตรดิพแม่เหล็ก (Geomagnetic Dip Equatorial) เคลื่อนที่พุ่งขึ้น (เนื่องจากผลคูณเชิงเวกเตอร์ของเวกเตอร์สนามไฟฟ้าและเวกเตอร์สนามแม่เหล็กโลก (\vec{B}) ด้วยความเร็วลอยเลื่อน (\vec{v}) (Drift Velocity) $\vec{v} = \vec{E} \times \vec{B}$) จากนั้นจะเคลื่อนที่ขนานไปกับเส้นแรงแม่เหล็กโลก ซึ่งกลุ่มพลาสมาจะพาอิเล็กตรอนเคลื่อนที่ไปในทิศทางเดียวกัน ทำให้ความหนาแน่นอิเล็กตรอนในบริเวณที่เป็นเส้นทางเคลื่อนที่ของกลุ่มพลาสมาเพิ่มขึ้น ดังนั้นปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จึงมีค่าสูงในช่วงเวลากลางวัน จนกระทั่ง ณ ระดับความสูงที่แรงยกตัวและแรงโน้มถ่วงมีขนาดเท่ากัน กลุ่มพลาสมาจะแยกตัวออกเป็น 2 กลุ่มเคลื่อนที่ลงไปตามเส้นสนามแม่เหล็กในบริเวณตำแหน่งละติจูด ± 15 ซึ่งเป็นสาเหตุที่ทำให้เกิดความผิดปกติในแถบ

เส้นศูนย์สูตร (Equatorial Anomaly) หลังจากเวลาประมาณ 12:00 น. กระแสลมเทอร์โมสเฟียร์ จะเปลี่ยนทิศทาง มีผลให้สนามไฟฟ้ามีทิศพุ่งจากตะวันตกไปตะวันออก ทำให้แรงกระทำต่อ กลุ่มพลาสมามีทิศพุ่งลง ดังนั้นในเวลากลางคืนปริมาณอิเล็กตรอนจะหนาแน่นน้อยกว่าในเวลา กลางวัน [2] ดังแสดงในรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 ความผิดปกติที่เกิดขึ้นบริเวณเส้นศูนย์สูตร [15]

นอกจากนั้นยังมีปัจจัยอื่นที่มีอิทธิพลต่อคุณลักษณะชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric Perturbations) ได้แก่

การรบกวนจากรังสีเอ็กซ์ (X-rays: Sudden Ionospheric Disturbances; SID)

เมื่อดวงอาทิตย์อยู่ในช่วงครบวัฏจักรสุริยะ ดวงอาทิตย์จะปลดปล่อยพลังงานคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าหรือพายุสุริยะออกมาสู่อวกาศ เมื่อพลังงานแม่เหล็กไฟฟ้านี้เดินทางมาถึงบริเวณชั้นบรรยากาศของโลก ชั้นบรรยากาศของโลกด้านที่หันเข้าหาดวงอาทิตย์จะถูกคลื่นรังสีเอ็กซ์แบบ hard X-rays เข้ามารบกวนโครงสร้างชั้นบรรยากาศโดยจะแทรกซึม (Penetrate) เข้ามายังชั้น D ทำให้โมเลกุลของก๊าซในชั้น D เกิดการไอออไนซ์กลายเป็นอิเล็กตรอนอิสระขึ้นเป็นจำนวนมาก ซึ่งจะไปรบกวนการส่งคลื่นความถี่ในย่าน HF (High Frequency) 3-30 เมกกะเฮิร์ตซ์ ในขณะที่คลื่นความถี่ในย่าน VLF (Very Low Frequency) 3-30 กิโลเฮิร์ตซ์ จะสะท้อนชั้น D แทนชั้น E เพื่อหลีกเลี่ยงการลดทอนเนื่องจากชั้น D

การรบกวนจากโปรตอน (Protons: Polar Cap Absorption; PCA)

ในขณะที่ดวงอาทิตย์ปลดปล่อยพายุสุริยะออกมาจะมีอนุภาคโปรตอนพลังงานสูงถูกปลดปล่อยออกมาด้วย ซึ่งจะเดินทางมาถึงชั้นบรรยากาศของโลกภายในเวลา 15 นาที ถึง 2 ชั่วโมง โปรตอนจะเคลื่อนที่เป็นเกลียวรอบเส้นแรงแม่เหล็กโลกและจะเข้าสู่ชั้นบรรยากาศของโลกในบ

ริเวซัวโลกทั้งสองทำให้อัตราการไอออไนซ์และปริมาณอิเล็กตรอนอิสระในชั้น D และชั้น E มีค่าเพิ่มขึ้น โดยปรากฏการณ์นี้จะกินเวลานานประมาณ 24 – 36 ชั่วโมง

การรบกวนจากพายุสุริยะ (Geomagnetic Storms)

พายุแม่เหล็กโลกเป็นปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นชั่วคราวอย่างฉับพลันซึ่งจะไปรบกวนชั้นบรรยากาศส่วนนอกของโลก ซึ่งจะทำให้ชั้น F_2 เกิดความแปรปรวนหรืออาจหายไป ในบริเวณซัวโลกทั้งสองจะเกิดแสงเหนือแสงใต้ (Aurora) ขึ้นบนท้องฟ้า [14]

โดยปรากฏการณ์เหล่านี้จะเป็นสาเหตุทำให้เกิดกลุ่มก้อนความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนขึ้นมาในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

2.3 การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ในปัจจุบันการสื่อสารผ่านดาวเทียมเป็นช่องทางที่สำคัญประการหนึ่งในการติดต่อสื่อสารจากสถานที่ซึ่งอยู่ห่างไกลกัน ช่วยให้โลกมีการสื่อสารที่ไร้พรมแดน แต่กระนั้น สัญญาณดาวเทียมอาจถูกลดทอนลงเนื่องจากสาเหตุทางสภาพแวดล้อมและปัจจัยทางธรรมชาติต่างๆ อาทิเช่น การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศ, การลดทอนเนื่องจากฝน, การรบกวนจากดวงอาทิตย์ ฯลฯ ปรากฏการณ์ทางธรรมชาติเหล่านี้ล้วนมีส่วนทำให้สัญญาณดาวเทียมเกิดการเปลี่ยนแปลงทั้งแอมพลิจูดและเฟสเป็นแบบสุ่ม (Random) สัญญาณจึงเกิดการแกว่งขึ้นลงไปมา หรือเรียกว่า การเปลี่ยนแปลงของสัญญาณอย่างกะทันหัน โดยการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน จะทำให้แอมพลิจูดของสัญญาณที่รับได้เกิดการแกว่งขึ้นลงไปมาจากระดับอ้างอิง ในขณะที่การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหัน จะทำให้เครื่องรับไม่สามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้ หากการเปลี่ยนแปลงนั้นเกิดมีความรุนแรงเกินขีดจำกัดของเครื่องรับ หรืออาจกล่าวได้ว่าปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันเป็นสาเหตุหลักประการหนึ่งที่ทำให้เกิดความผิดพลาดในการสื่อสารข้อมูลผ่านดาวเทียม

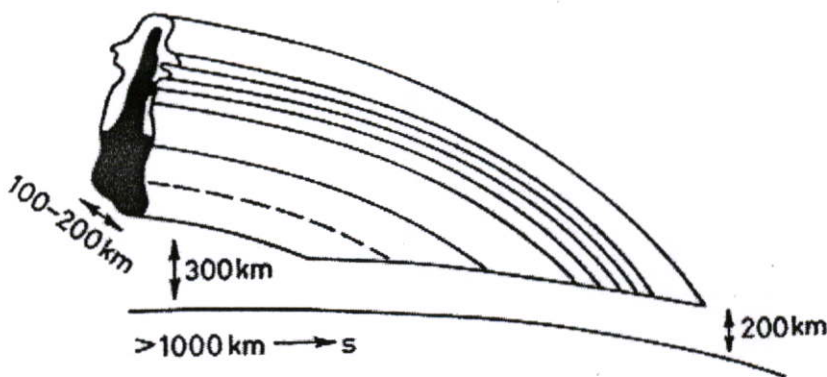
ปรากฏการณ์นี้มีสาเหตุมาจากการที่สัญญาณจากดาวเทียมเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศซึ่งเต็มไปด้วยอนุภาคต่างๆ ที่กระจายตัวกันอย่างไม่สม่ำเสมอ ทำให้สัญญาณเกิดการกระเจิง (Scattering) และหักเห (Refraction) จะมีสัญญาณมาจากหลายเส้นทางเดินทางมาถึงเครื่องรับ โดยลักษณะของสัญญาณที่รับได้จะมีแอมพลิจูดและเฟสที่เปลี่ยนแปลงไปในแบบสุ่ม

เมื่อสัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งเป็นชั้นที่สูงจากพื้นโลกตั้งแต่ 50 - 1000 กิโลเมตร ในชั้นบรรยากาศชั้นนี้ประกอบด้วยไปโมเลกุลของก๊าซต่างๆ ในเวลากลางวัน ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะได้รับพลังงานรังสีจากดวงอาทิตย์ทำให้โมเลกุลของก๊าซเกิดการไอออไนซ์เป็นอออนบวกและอิเล็กตรอนอิสระจำนวนมาก (โดยที่การแตกตัวของโมเลกุลก๊าซในแต่ละช่วงเวลาและในแต่ละระดับความสูงจะเกิดไม่เท่ากัน) จากนั้นอออนบวกและ

อิเล็กตรอนอิสระจะทำการรวมตัวกันอีกครั้ง โดยอัตราการไอออไนซ์มีค่าเท่ากับอัตราการรวมตัว ทำให้ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีปริมาณอิเล็กตรอนอิสระอยู่ในภาวะสมดุล ในขณะที่เวลากลางคืนเมื่อปราศจากอิทธิพลจากรังสีของดวงอาทิตย์จะทำให้อัตราการไอออไนซ์มีค่าน้อยลงจนไม่มีการไอออไนซ์อีก แต่ยังคงมีการรวมตัวต่อไปเรื่อยๆ จึงทำให้อัตราการไอออไนซ์มีค่าน้อยกว่าอัตราการรวมตัว ส่งผลให้ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระเกิดความแปรปรวน กระจายตัวกันอย่างไม่เป็นระเบียบ จับตัวเป็นกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนขึ้นในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric Irregularities) [17] เมื่อสัญญาณเดินทางผ่านสัญญาณบางส่วนจะเกิดการหักเหเป็น Multipath Signals เป็นเหตุให้สัญญาณที่รับได้มีคุณลักษณะ (แอมพลิจูดและเฟส) ที่ผิดเพี้ยนไปจากสัญญาณที่ส่งมาจากดาวเทียม ซึ่งส่งผลกระทบต่อสัญญาณที่มีความถี่น้อยกว่าในย่าน C-band (ประมาณ 4 กิกะเฮิรตซ์ ลงมา)

2.3.1 กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอน (Irregularities)

กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอน เกิดจากกลุ่มอิเล็กตรอนที่มีขนาดเล็ก (Small-Scale) หลายๆ กลุ่ม รวมตัวกันเป็นกลุ่มขนาดใหญ่ที่มีความหนาแน่นไม่เท่ากัน (Large-scale Patches) เมื่อเคลื่อนที่ขวางเส้นทางการเดินทางของคลื่นก็จะทำให้ทั้งแอมพลิจูดและเฟสของสัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนจะปรากฏขึ้นหลังจากดวงอาทิตย์ตก โดยมีขนาดในทิศตะวันออกถึงทิศตะวันตก 100 - 200 กิโลเมตร มีความหนาแน่นประมาณ 50 กิโลเมตร และมีขนาดจากทิศเหนือถึงทิศใต้มากกว่า 1000 กิโลเมตร อยู่สูงจากพื้นดิน 225 - 450 กิโลเมตร ดังรูปที่ 2.12

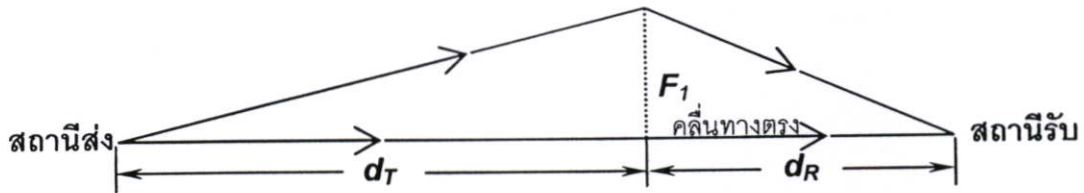


รูปที่ 2.12 กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอน [5]

กลุ่มความไม่สม่ำเสมอนี้จะเคลื่อนที่ไปทางทิศตะวันออกด้วยความเร็วจาก 100 - 200 เมตรต่อวินาที ภายหลังเที่ยงคืนการเคลื่อนที่จะหยุดลงและเคลื่อนที่กลับไปทางทิศตะวันตก โดยจะปรากฏขึ้นประมาณ 2 ชั่วโมงหรือบางครั้งอาจพบได้ถึง 8 ชั่วโมง จากนั้นจะสลายตัวภายหลังเที่ยงคืนประมาณ 1 ชั่วโมง

2.3.2 เขตเฟรสเนล (Fresnel zone)

เขตเฟรสเนลเป็นบริเวณที่ใช้รับส่งคลื่นสัญญาณซึ่งไม่ควรมีสิ่งใดเข้าไปกีดขวาง แต่เนื่องจากในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอน หากกลุ่มความไม่สม่ำเสมอเหล่านี้เคลื่อนที่ผ่านบริเวณเฟรสเนล จะทำให้คลื่นสัญญาณถูกรบกวน ดังนั้นการศึกษาผลกระทบของสัญญาณดาวเทียมจากปรากฏการณ์นี้จำเป็นต้องพิจารณาบริเวณเฟรสเนลร่วมด้วย โดยการคำนวณหาขอบเขตเฟรสเนลสามารถพิจารณาได้จากรูปที่ 2.13



รูปที่ 2.13 ลักษณะทางเรขาคณิตของบริเวณเฟรสเนล

รัศมีของเฟรสเนลลำดับที่หนึ่ง F_1 เป็นไปตามสมการที่ (2.24)

$$F_1 = \sqrt{\frac{\lambda d_T d_R}{d_T + d_R}} \quad (2.24)$$

โดยที่ d_T คือ ระยะห่างจากสถานีส่งถึงเขตของเฟรสเนลลำดับที่หนึ่งในหน่วยเมตร
 d_R คือ ระยะห่างจากสถานีรับถึงเขตของเฟรสเนลลำดับที่หนึ่งในหน่วยเมตร
 λ คือ ความยาวคลื่น ในหน่วยเมตร

แต่ในการสื่อสารผ่านดาวเทียมระยะทาง $d_T \gg d_R$ ดังนั้นรัศมีเขตเฟรสเนลลำดับที่หนึ่งจะพิจารณาเฉพาะระยะห่างจากสถานีรับ d_R โดยเขียนเป็นได้เป็นสมการที่ (2.25)

$$F_1 = \sqrt{\lambda d_R} \quad (2.25)$$

บริเวณของเขตเฟรสเนลจะมีลักษณะเป็นวงกลมเมื่อมองในภาคตัดขวางและมีพื้นที่เป็น πF_1^2 เมื่อกำหนดให้กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนมีขนาดเป็น L โดยพิจารณากรณีที่ขนาดของกลุ่มอิเล็กตรอนมีขนาดเท่ากับบริเวณเฟรสเนล ($L = F_1$) และกลุ่มความไม่สม่ำเสมออยู่ที่ความสูงเท่ากับ z เหนือสถานีรับ โดยเมื่อเราเปลี่ยนสัญลักษณ์จากสมการที่ (2.25) ดังนั้นสามารถหาความสูงของกลุ่มความไม่สม่ำเสมอได้จากสมการที่ (2.26)

$$z = \frac{L^2}{\lambda} \quad (2.26)$$

โดยที่กลุ่มความไม่สม่ำเสมอจะมีผลกระทบต่อสัญญาณมากที่สุดก็ต่อเมื่อมีขนาดเท่ากับบริเวณขอบเขตเฟสเนลลำดับที่หนึ่ง ในกรณีที่มิขนาดเล็กกว่านี้ผลกระทบจะน้อยลงแต่ถ้าขนาดใหญ่กว่านี้ก็จะส่งผลกระทบต่อบริเวณเฟสเนลลำดับที่มากขึ้น (F_2, F_3, F_4) ซึ่งอาจจะทำให้ระดับสัญญาณที่รับได้ลดต่ำลงในลักษณะที่เป็นการลดทอนของสัญญาณ (Attenuation)

กลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กทรอนิกส์อนมีค่าความเบี่ยงเบนของความหนาแน่นกลุ่มอิเล็กทรอนิกส์เป็น ΔN_e จะได้ความเบี่ยงเบนของค่าดัชนีหักเห Δn จากสมการที่ (2.27) [3]

$$\Delta n = -40.3 \frac{\Delta N_e}{f^2} \quad (2.27)$$

ดังนั้นค่ากำลังสองเฉลี่ยของสมการ (2.28) จะได้

$$\overline{(\Delta n)^2} = 1.624 \times 10^3 \frac{\overline{\Delta N_e}}{f^4} \quad (2.28)$$

$$\frac{\overline{(\Delta n)^2}}{n} = \frac{1}{4\pi^2} r_e^2 \lambda^4 \overline{(\Delta N_e)^2} \quad (2.29)$$

โดยที่ r_e คือ รัศมีของอิเล็กทรอนิกส์อน มีค่าเท่ากับ 2.282×10^{-15} เมตร

d_R คือ ระยะห่างจากสถานีรับ ในหน่วยเมตร

ค่าเบี่ยงเบนเฟส (Phase Deviation) $\Delta\phi$ ของคลื่นที่เคลื่อนที่ผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอหนึ่งกลุ่มที่มีขนาด L สามารถหาได้จากสมการที่ (2.30)

$$\Delta\phi = \left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)(L\Delta n) \quad (2.30)$$

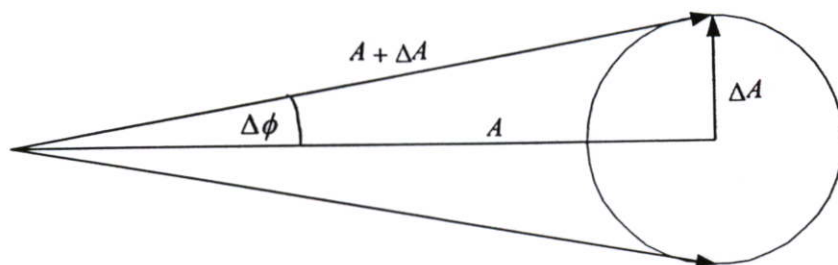
โดยที่ $2\pi/\lambda$ คือ ค่าคงที่เฟส (Phase Constant)

ดังนั้นผลรวมของค่าเฉลี่ยกำลังสองของค่าเบี่ยงเบนเฟสของกลุ่มความไม่สม่ำเสมอที่มีชั้นความหนาเป็น D และมีมุมตกกระทบเป็น θ_z (มุม Zenith) จะมีค่าดังสมการที่ (2.32)

$$\overline{(\Delta\phi)^2} = 4r_e^2 \lambda^2 \overline{(\Delta N)^2} LD \sec \theta_z \quad (2.32)$$

จากสมการที่ 2.14 อาจกล่าวได้ว่าการเปลี่ยนแปลงเฟสจะเกิดขึ้นได้ชั้นของกลุ่มความไม่สม่ำเสมอโดยทันที แต่การเปลี่ยนแปลงทางแอมพลิจูดจะเกิดขึ้นที่ระยะไกลออกไปจากชั้นความไม่สม่ำเสมอนั้น โดยระยะที่เริ่มเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหัน (h) จะมีค่าเท่ากับระยะของเฟสเนล $z = L^2/\lambda$ ในทางปฏิบัติถ้าระยะ $h > \pi L^2/\lambda$ จะเป็นระยะที่เริ่มทำให้เกิดการ

เปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน โดยรูปที่ 2.14 แสดงเวกเตอร์ความถี่เนื่องเนื่องของการเปลี่ยนแปลงเฟสและการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูด [5]



รูปที่ 2.14 เวกเตอร์ของการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันทางแอมพลิจูดและเฟส

จากรูปที่ 2.13 $(\Delta A)^2 = (\Delta\phi)^2 A^2$ ดังนั้นจะได้

$$\overline{\left(\frac{\Delta A}{A}\right)^2} = \overline{(\Delta\phi)^2} \quad (2.33)$$

นั่นแสดงว่าระดับความรุนแรงของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันจะรุนแรงขึ้นทีละน้อยตามระยะทางที่ไกลออกไป แต่การเปลี่ยนแปลงทางเฟสอย่างกะทันหันจะรุนแรงเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่องตามความรุนแรงของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน

ทฤษฎีการจำลองการเลี้ยวเบนของคลื่นในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ใช้ในการวิเคราะห์ทางสถิติของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันมีอยู่หลายทฤษฎี โดยยังไม่มีทฤษฎีที่สมบูรณ์สำหรับทุกเงื่อนไข ในการหาคำตอบของสมการคลื่นนั้นจึงใช้ลักษณะการประมาณของ Rytov โดยกำหนดเงื่อนไขที่แตกต่างกันออกไป ภายใต้สมมุติฐานที่ว่า ชั้นของกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนมีความหนาแน่นน้อยมากเมื่อเทียบกับระยะทางที่คลื่นเดินทางไปยังเครื่องรับ, คาบเวลาการเปลี่ยนแปลงในกลุ่มความไม่สม่ำเสมอจะช้ากว่าคาบเวลาของคลื่น และขนาดของกลุ่มความไม่สม่ำเสมอต้องมีขนาดใหญ่กว่าความยาวคลื่น จากสมการคลื่นสเกลาร์ (Scalar Wave Equation) จะได้สมการการแพร่กระจายคลื่นที่เคลื่อนที่ผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอจะเป็นดังสมการที่ (2.34)

$$(\nabla^2 + k_0^2 n^2) U(\vec{r}) = 0 \quad (2.34)$$

โดยที่ $U(\vec{r})$ คือ องค์ประกอบของความเข้มพลังงานของคลื่น
 k_0 คือ เลขคลื่น (Wave Number) มีค่าเท่ากับ $2\pi / \lambda_0$
 n คือ ดัชนีหักเหของคลื่น

ปริมาณสเกลาร์ U จะแสดงอยู่ในเทอมของเวกเตอร์ตำแหน่ง r ในกรณีที่มีการกระจายของคลื่นสัญญาณเกิดไม่รุนแรง และใช้การประมาณแบบ Rytov ในการหาคำตอบของสมการ โดยกำหนดให้

$$U(\vec{r}) = U_0(\vec{r})e^{\psi(\vec{r})} \quad (2.35)$$

เมื่อ $U(\vec{r})$ คือ องค์ประกอบของคลื่นที่เคลื่อนที่ผ่านตัวกลางที่ปราศจากกลุ่มความไม่สม่ำเสมอ โดยที่ U_0 เป็นค่าเฉลี่ยของ $U(\vec{r})$ หรือ $U_0 = \langle U \rangle$ โดยทั่วไปแล้วฟังก์ชันคลื่น $\psi(\vec{r})$ จะประกอบด้วยส่วนที่เป็นจำนวนจริงและส่วนที่เป็นจำนวนจินตภาพ ซึ่งสามารถเขียนได้ดังสมการที่ (2.36)

$$\psi(\vec{r}) = X + jS \quad (2.36)$$

จากสมการที่ (2.35) และ (2.36) จึงสามารถเขียนค่า U และ U_0 ให้อยู่ในเทอมของแอมพลิจูด A, A_0 และเฟส ϕ, ϕ_0 ได้ดังสมการที่ (2.37) และ (2.38)

$$U(\vec{r}) = Ae^{j\phi} \quad (2.37)$$

$$U_0(\vec{r}) = A_0e^{j\phi_0} \quad (2.38)$$

ดังนั้นทำให้ได้ค่า X และ S ในสมการที่ (2.36) เป็น

$$X = \ln\left(\frac{A}{A_0}\right) \quad (2.39)$$

$$S = \phi - \phi_0 \quad (2.40)$$

ส่วนจริง X ของฟังก์ชันคลื่น $\psi(\vec{r})$ จะแสดงถึงการเปลี่ยนแปลงทางแอมพลิจูดในเชิงลอการิทึม ดังนั้นจึงเรียกค่า X ว่า การเปลี่ยนแปลงของล็อกแอมพลิจูด ส่วนจินตภาพ S ของ $\psi(\vec{r})$ แสดงถึงการเปลี่ยนแปลงทางเฟส [3]

2.3.3 การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน

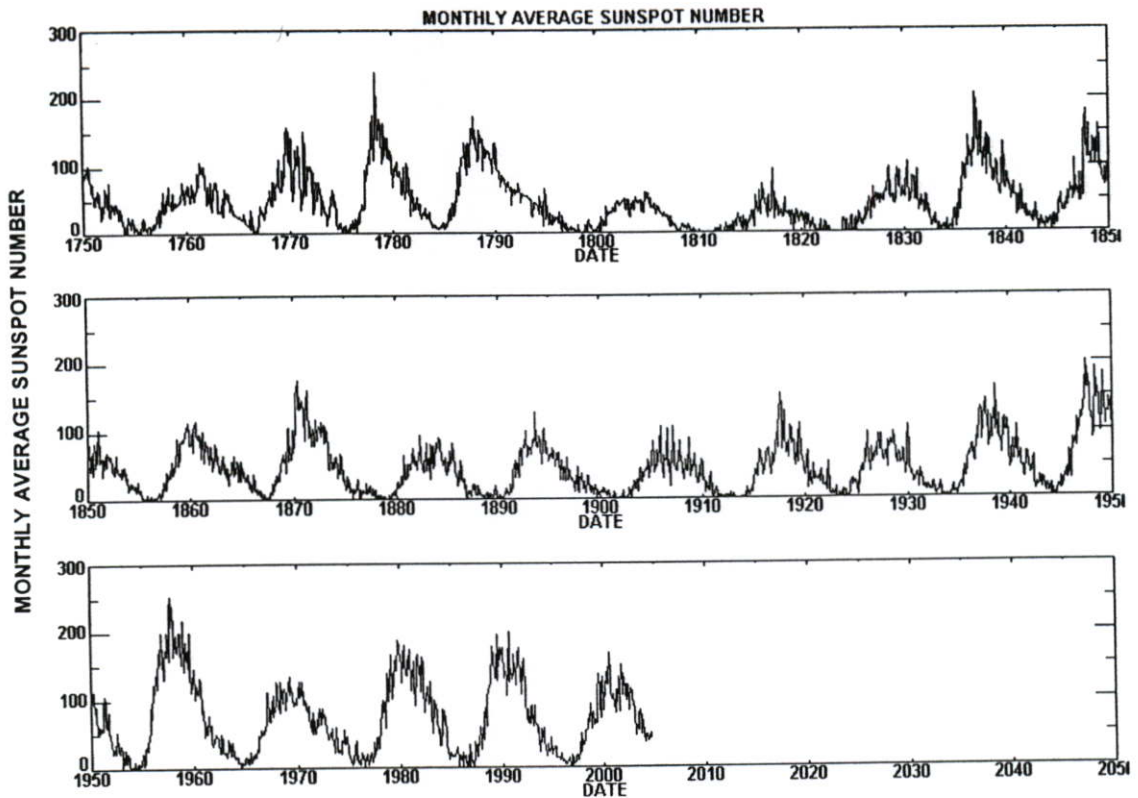
การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันเกิดขึ้นเมื่อสัญญาณเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศ ทำให้สัญญาณที่รับได้ที่เครื่องรับมีลักษณะแกว่งขึ้นลงอย่างกะทันหัน ปรากฏการณ์นี้มีผลทำให้สัญญาณข้อมูลที่ได้รับการสุ่มตัวอย่างในช่วง จากการศึกษที่ผ่านมาพบว่าการ

เปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหันของสัญญาณดาวเทียมจะมีช่วงเวลาและสาเหตุของการเกิดดังนี้

การเปลี่ยนแปลงรายวัน (Diurnal Variation) การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหันจะเกิดขึ้นอย่างรุนแรงในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกประมาณ 1 ชั่วโมง เนื่องจาก ณ ช่วงเวลาดังกล่าวชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนเกิดขึ้น ทำให้สัญญาณที่เดินทาง ผ่านชั้นบรรยากาศมีคุณลักษณะเปลี่ยนแปลงไป

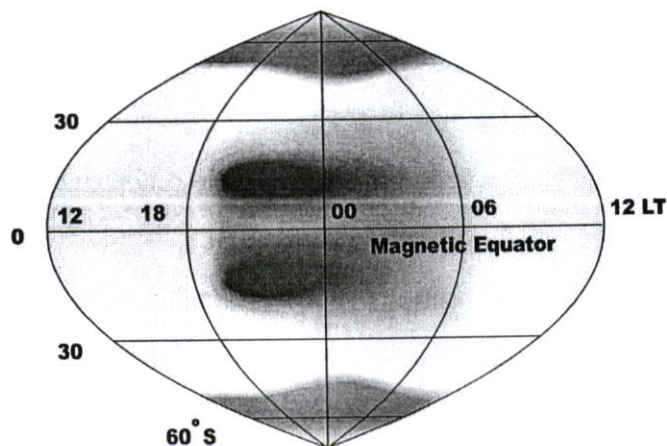
การเปลี่ยนแปลงตามฤดูกาล (Seasonal Variation) จำนวนครั้งของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหันจะมีค่ามากที่สุดในเดือนมีนาคมและกันยายน เนื่องจากช่วงเวลาดังกล่าวเป็นช่วง Equinox ซึ่งเป็นช่วงที่รังสีจากดวงอาทิตย์ฉายตั้งฉากกับแนวเส้นศูนย์สูตรของโลก ส่งผลให้อิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความหนาแน่นมากกว่าในเดือนอื่นๆ ในขณะที่จำนวนครั้งของการเกิดจะมีค่าน้อยที่สุดในเดือนมิถุนายนและธันวาคม เนื่องจากช่วงเวลาดังกล่าวเป็นช่วง Solstice ซึ่งเป็นช่วงที่ดวงอาทิตย์อยู่ห่างจากเส้นศูนย์สูตรมากที่สุด

การเปลี่ยนแปลงตามวัฏจักรสุริยะ (Variation According to Solar Cycle) การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหันจะเกิดขึ้นอย่างรุนแรงในทุกๆ 11 ปี ตามวัฏจักรสุริยะ โดยปีที่ครบรอบวัฏจักรจะเป็นปีที่มี Solar Activity และมีปริมาณจุดดับบนดวงอาทิตย์สูงสุด ดวงอาทิตย์จะปลดปล่อยพลังงานคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าออกมาสู่อวกาศ ซึ่งจะรบกวนสภาพโครงสร้างชั้นบรรยากาศของโลก โดยเฉพาะอย่างยิ่งชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งเมื่อได้รับพลังงานจากดวงอาทิตย์ในปริมาณสูงจะทำให้เกิดกระบวนการไอออไนซ์มากขึ้น ส่งผลให้จำนวนอิเล็กตรอนอิสระในชั้นบรรยากาศมีความหนาแน่นสูงขึ้น สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 2.15 และข้อมูลจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ตั้งแต่ปี 2488 - 2547 ดังแสดงในภาคผนวก ก



รูปที่ 2.15 วัฏจักรสุริยะ [19]

การเปลี่ยนแปลงตามตำแหน่งบนโลก (Variation According to The Receiver's Position) การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันจะเกิดขึ้นอย่างรุนแรงภายในบริเวณละติจูด $\pm 15^\circ$ ของเส้นศูนย์สูตรสนามแม่เหล็กโลก และบริเวณที่มีความรุนแรงของการเกิดรองลงมาคือบริเวณขั้วโลกทั้งสอง ดังรูปที่ 2.16



รูปที่ 2.16 ความรุนแรงของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันที่ตำแหน่งต่างๆ บนโลก [15]

การวัดระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันนั้น สามารถวัดได้หลายวิธี เช่น การประมาณความถี่ของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน

ด้วยวิธี Peak to Peak, ค่าดัชนี SI แต่เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันเป็นปรากฏการณ์ที่มีลักษณะเป็นแบบสุ่ม ดังนั้นจึงได้มีการนำเสนอค่าดัชนี S_4 โดย Brigg และ Parkin มาใช้ในการแสดงถึงระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน ซึ่งเป็นวิธีที่ให้ความถูกต้องมากกว่าและเป็นวิธีที่ใช้กันโดยทั่วไป ดังสมการที่ (2.41) [6]

$$S_4 = \sqrt{\frac{\langle A^2 \rangle - \langle A \rangle^2}{\langle A \rangle^2}} \quad (2.41)$$

โดยที่ A คือ ระดับสัญญาณที่ถูกสุ่มด้วยความถี่ 50 เฮิร์ตซ์
 $\langle \rangle$ คือ ค่าเฉลี่ยของพารามิเตอร์ในช่วงเวลา 1 นาที

เมื่อค่าดัชนี S_4 มีค่ามากกว่า 0.5 แสดงว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันรุนแรง

2.3.4 การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหัน

จากงานวิจัย [20] กล่าวว่า การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียมในระบบ GPS จะมีช่วงเวลาและสาเหตุของการเกิดดังนี้

การเปลี่ยนแปลงตามค่า TEC (Variation According to TEC) การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียมจะเพิ่มขึ้นเมื่อปริมาณของ TEC ในชั้นบรรยากาศมีความแปรปรวนมาก ซึ่งจะเกิดขึ้นในช่วงหลังพระอาทิตย์ตกประมาณ 1 ชั่วโมง โดยค่า TEC จะมีค่ามากที่สุดในเดือนมีนาคมและกันยายน และน้อยที่สุดในเดือนมิถุนายนและธันวาคม

การเปลี่ยนแปลงตามค่าสนามแม่เหล็กโลก (Variation According to Earth's Magnetic Field) การเปลี่ยนแปลงตามค่าสนามแม่เหล็กโลกจะมีผลต่อการเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหันในทางอ้อมคือ เมื่อสนามแม่เหล็กมีการเปลี่ยนแปลงเพิ่มขึ้นและลดลงอย่างฉับพลันหรือที่เรียกว่า Sudden Storm Commencement (SSC event) ถ้าเกิดในเวลากลางวันจะส่งผลให้ค่า TEC เพิ่มขึ้น แต่หากเกิดในตอนกลางคืนอาจทำให้ค่า TEC ลดลงทันที หรืออาจทำให้ค่า TEC เพิ่มขึ้นอีกเล็กน้อยในวันถัดมา นอกจากนั้นจะเกิดขึ้นในบริเวณที่สนามแม่เหล็กโลกมีความแปรปรวนมาก ได้แก่ บริเวณขั้วโลกทั้งสอง [18]

การวัดระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหันนั้นสามารถพิจารณาได้จากค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของเฟส ดังสมการที่ (2.42) [11]

$$\sigma_\phi(60\text{sec}) = \sqrt{\langle \sigma_\phi \rangle^2} \quad (2.42)$$

โดยที่ σ_ϕ คือ ค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของเฟสในช่วงเวลา 1 วินาที ในหน่วยเรเดียน

เมื่อค่า $\sigma_\phi(60\text{sec})$ มีค่ามากกว่า 0.5 แสดงว่าเกิดการเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหันรุนแรง

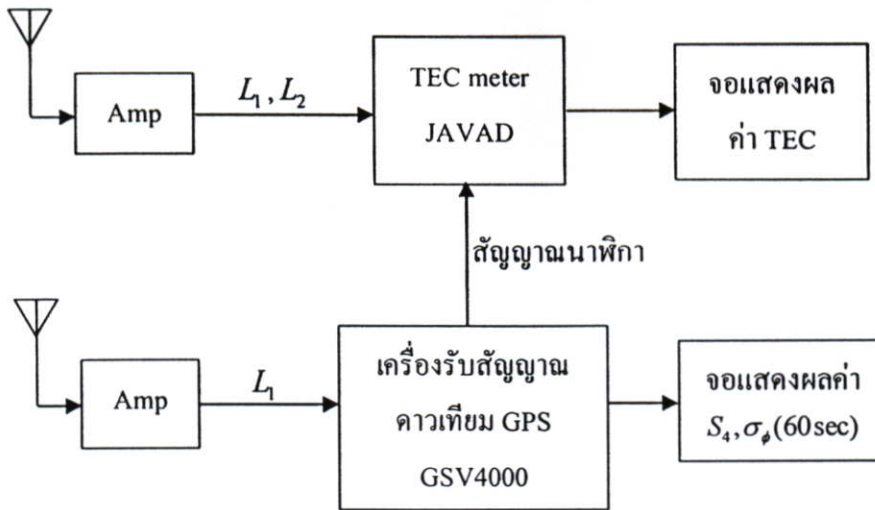
บทที่ 3

วิธีดำเนินการและผลการวิเคราะห์ข้อมูล

ในปัจจุบันการสื่อสารดาวเทียมเป็นรูปแบบทางการสื่อสารที่แพร่หลาย ประเทศต่างๆ พยายามเข้ามามีบทบาทในการพัฒนาเทคโนโลยีดาวเทียม ไม่ว่าจะเป็นการพัฒนาอุปกรณ์ หรือซอฟต์แวร์ ที่จะช่วยให้การสื่อสารดาวเทียมเป็นไปอย่างต่อเนื่อง แต่อย่างไรก็ตามการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันของสัญญาณดาวเทียมอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ก็เป็นปัจจัยหนึ่งที่ส่งผลกระทบต่อคุณภาพของสัญญาณดาวเทียม โดยเฉพาะอย่างยิ่งส่งผลกระทบต่อความแม่นยำในการคำนวณพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เนื่องจากเมื่อสัญญาณดาวเทียม GPS ผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศจะส่งผลให้สัญญาณมีค่าแอมพลิจูดและเฟสที่เปลี่ยนไปในแบบสุ่ม สัญญาณที่รับได้ที่เครื่องรับ GPS จะเดินทางมาถึงช้ากว่าปกติ หรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือข้อมูลที่ถูกลงส่งจากดาวเทียม อาทิเช่น ตำแหน่งของดาวเทียม, เวลาที่ดาวเทียมเริ่มส่งสัญญาณ ยังคงถูกต้อง ในขณะที่สัญญาณที่ถูกลงส่งจะใช้เวลาในการเดินทางมากกว่าปกติ เป็นผลให้ความผิดพลาดทางเวลาขึ้น เมื่อเครื่องรับนำค่าเวลาที่สัญญาณใช้ในการเดินทางที่มากกว่าปกติมาคำนวณหาตำแหน่งพิกัดจะทำให้ได้ค่าพิกัดที่คลาดเคลื่อน ซึ่งส่งผลกระทบต่อการใช้งานในด้านต่างๆ ด้วยสาเหตุดังกล่าวการทดลองนี้จึงได้ทำการเก็บข้อมูลเพื่อวิเคราะห์ความรุนแรงของปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันของสัญญาณ GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และนำไปวิเคราะห์คุณลักษณะทางสถิติ และเป็นแนวทางในการแก้ไขปรับปรุง หรือชดเชยในการออกแบบระบบต่อไป

3.1 อุปกรณ์ที่ใช้ในการวิจัย

ภาพรวมของอุปกรณ์ทั้งหมดที่ใช้ในการเก็บข้อมูลและประมวลผลค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถแสดงได้ดังบล็อกไดอะแกรม (Block Diagram) ในรูปที่



รูปที่ 3.1 บล็อกไดอะแกรมของอุปกรณ์ที่ใช้ในการเก็บข้อมูลและประมวลผล

โดยระบบที่ใช้ในการวิจัยมีรายละเอียดดังตารางที่ 3.1

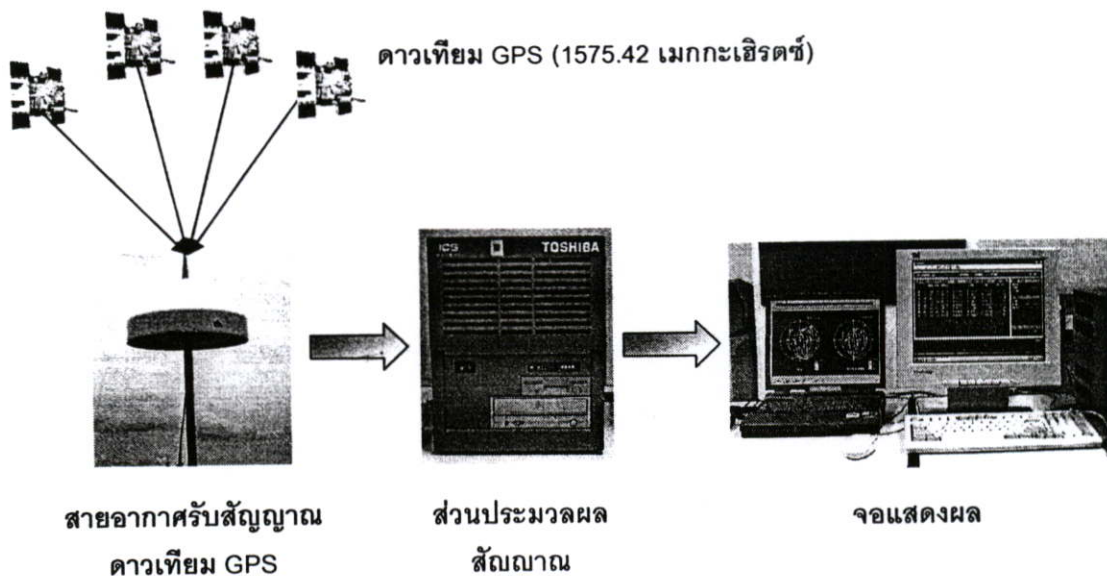
ตารางที่ 3.1 รายละเอียดของระบบการวัดสัญญาณดาวเทียม GPS และค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์

ชื่อดาวเทียม	NAVSTAR – GPS
จำนวนดาวเทียม	24 ดวง
ความถี่	$L_1 = 1575.42 \text{ MHz}$, $L_2 = 1227.60 \text{ MHz}$
โพลาริเซชัน	แบบวงกลมหมุนขวา
ชนิดสายอากาศรับ	Microstrip Antenna
ตำแหน่งสายอากาศรับ	KMITL (100.8°E , 13.7°N , 2.8°N Geomagnetic Latitude)
Gain of LNA	26 dB
เครื่องรับ	GSV4000 ISM ผลิตโดยบริษัท NovAtel, TEC meter (JAVAD)

3.1.1 การวิเคราะห์คุณลักษณะทางสถิติของปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS

อุปกรณ์ในการศึกษาคุณลักษณะทางสถิติของปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS ประกอบด้วยชุดเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS รุ่น GSV4000 ISM (GPS Silicon Valley 4000 Ionospheric Scintillation Monitor) ผลิตโดยบริษัท NovAtel ประเทศแคนาดา ซึ่งเครื่องรับได้ทำการปรับเทียบ (Calibrate) สัญญาณนาฬิกาโดยบริษัทผู้ผลิต ติดตั้ง ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (100.8 °E , 13.7 °N , 2.8°N Geomagnetic Latitude) ทำการเก็บข้อมูลสัญญาณจากดาวเทียมในระบบ GPS ตั้งแต่เดือนกันยายน 2544 ถึงเดือนธันวาคม 2547 เพื่อวัดระดับความรุนแรงและคุณลักษณะทางสถิติ

ของปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม ด้วยการประมวลผลค่า S_4 และ $\sigma_4(60\text{sec})$ ซึ่งเป็นค่าที่บ่งบอกถึงระดับความรุนแรงการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS ที่ความถี่ L_1 1575.42 เมกกะเฮิร์ตซ์ ที่มีค่าเปลี่ยนแปลงในระหว่างวัน ในแต่ละเดือน และในแต่ละปี โดยบล็อกโคดแแกรมของระบบการวัดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS แสดงดังรูปที่ 3.2 ตามลำดับ



รูปที่ 3.2 บล็อกโคดแแกรมของระบบวัดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS

ชุดอุปกรณ์ประกอบด้วยส่วนประกอบหลักดังนี้

1) สายอากาศเป็นสายอากาศชนิดไมโครสตริป (Microstrip Antenna) ที่มีโพลาไรซ์วงกลมแบบวนขวา (Right Hand Circular Polarized) รับสัญญาณจากดาวเทียม GPS ที่ความถี่ L_1 1575.42 เมกกะเฮิร์ตซ์ ติดตั้ง ณ บริเวณคาเฟ่อาคารกรมหลวงนราธิวาสราชนครินทร์ ซึ่งเป็นบริเวณที่ไม่มีสิ่งกีดขวางรอบทิศทางมีมุมเงยสูงกว่า 20° และไม่ใกล้กับแหล่งกำเนิดสัญญาณวิทยุเพื่อป้องกันความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากสิ่งแวดล้อม

2) เครื่องรับและประมวลผลสัญญาณดาวเทียม GPS สามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมมาประมวลผลได้ 12 ดวงพร้อมๆ กัน โดย 3951R GPS Card สามารถประมวลผลค่าพารามิเตอร์ต่างๆ อาทิเช่น S_4 , $\sigma_4(60\text{sec})$ และค่าตำแหน่งและความเร็วของเครื่องรับได้ นอกจากนี้เครื่องรับสัญญาณยังสามารถจัดความผิดพลาดอันเนื่องจากการจับกลุ่มของดาวเทียมที่ใช้นำร่อง (GDOP) ได้ โดยติดตั้งที่ห้องปฏิบัติการสื่อสารดาวเทียมชั้น 10 อาคารกรมหลวงนราธิวาสราชนครินทร์

3) เครื่องคอมพิวเตอร์ที่ใช้เก็บข้อมูลและแสดงผล โดยแสดงผลข้อมูลที่ผ่านกระบวนการประมวลผลมาแล้ว ซึ่งถูกเก็บอยู่ในรูปของข้อมูลไบนารี (Binary Format) เครื่อง

คอมพิวเตอร์ติดตั้งอยู่ที่ห้องปฏิบัติการสื่อสารดาวเทียม ชั้น 10 อาคารกรมหลวงนราธิวาสราชนครินทร์

ในขั้นแรกรับสัญญาณจากดาวเทียม GPS ด้วยงานสายอากาศรับสัญญาณ โดยจะรับเฉพาะดวงที่มีมุมเงยมากกว่า 20° ขึ้นไป เครื่องรับจึงเลือกรับเฉพาะสัญญาณจากดาวเทียมดวงที่มีค่าอัตราสัญญาณต่อสัญญาณรบกวน (S/N) สูงกว่าค่าขีดเริ่ม (Threshold) เท่านั้น สัญญาณดาวเทียม GPS ที่รับได้จะถูกขยายและลดความถี่ของสัญญาณลงด้วยตัวแปลงความถี่ (Down-converter) เป็นความถี่ในย่าน IF จากนั้นสัญญาณจะถูกส่งต่อไปยังเครื่องรับ GPS เพื่อดึงเอาข้อมูลต่างๆ เช่น ข้อมูลตำแหน่งดาวเทียม, ข้อมูลเวลา, ข้อมูลที่จำเป็นต่อการคำนวณหาตำแหน่ง เป็นต้น ไปคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ในการวิจัย เช่น S_4 , $\sigma_4(60\text{sec})$ และตำแหน่งของเครื่องรับ ตลอด 24 ชั่วโมงโดยถูกเก็บไว้ในรูปแบบของ Log File ในไฟล์ชื่อ ISMR Data Logs นอกจากนั้นข้อมูลวงโคจรของดาวเทียมและค่าพารามิเตอร์ต่างๆ จะถูกนำมาแสดงผลที่เครื่องคอมพิวเตอร์ แสดงดังรูปที่ 3.3

20031009.DAT										ISM RB DISPLAY - MANUAL MODE		
PRN	EL	AZ	SNR	PDOP	SDOP	HDOP	VDOP	RES	BIAS	RES	RES	RES
deg	deg	deg	dBHz		rad	rad	meter					
1	15	51	320	51.3	0.0072	0.0474	0.0893	-776.68				
2	30	20	153	42.7	0.1385	0.0672	0.1052	-1145.32				
3	6	14	182	39.8	0.1523	0.0869	0.1162	-966.41				
4	18	43	11	49.2	0.0113	0.0506	0.0913	-1398.43				
5	17	17	145	40.9	0.0418	0.0655	0.1092	-654.20				
6	9	37	43	47.8	0.0309	0.0494	0.0894	-390.33				
7	21	75	166	52.0	0.0199	0.0465	0.0872	-10.71				
8	14	32	278	47.3	0.0090	0.0505	0.0897	-877.38				

Week:	1239
TOW:	346080
Date:	09 OCT 03
Time:	00:00:00
POSITION	
Lat:	13.730720
Lon:	100.777793
Alt:	39.973
RECORDING	
Rec:	20

รูปที่ 3.3 ตัวอย่างไฟล์ข้อมูลจากเครื่อง GSV4000 ที่ทำการเฉลี่ยค่าทุกๆ 1 นาที

จากนั้นทำการแปลงข้อมูลที่ได้จากการประมวลผลในเครื่อง GSV4000 ที่ถูกเก็บอยู่ในรูปแบบไบนารีให้อยู่ในรูปแบบแอสกี (ASCII Format) โดยการใช้โปรแกรม bin2asc.exe และโปรแกรม gps_ext.idl [2] สำหรับการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ในการทดลอง อาทิ S_4 และ $\sigma_4(60\text{sec})$ นั้น ส่วนประมวลผลจะทำการสุ่มสัญญาณตัวอย่างด้วยอัตรา 50 เฮิรตซ์ เพื่อนำข้อมูลที่ถูกรวบรวมไปคำนวณค่า S_4 และ $\sigma_4(60\text{sec})$ ด้วยสมการที่ (2.21) และ (2.22) โดยการแบ่งข้อมูลออกเป็นช่วงๆ ละ 1 นาที [21] (เมื่อกำหนดให้การแกว่งแอมพลิจูดและเฟสของสัญญาณใน 1 นาทีคือ 1 ครั้งของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกะทันหัน)

3.1.2 การวัดปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

อุปกรณ์ในการวัดปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ประกอบไปด้วยเสาอากาศรับสัญญาณดาวเทียม GPS และ TEC มิเตอร์ รุ่น JAVAD ซึ่งถูกติดตั้ง ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (100.8 °E , 13.7 °N , 2.8°N Geomagnetic Latitude) ทำการเก็บรวบรวมข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดยอาศัยสัญญาณนาฬิกาจากเครื่องรับ GPS ในการทำงาน โดยทำการเก็บข้อมูลตั้งแต่เดือนมกราคม 2546 ถึงเดือน ธันวาคม 2547 เพื่อวัดปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยรับสัญญาณดาวเทียม GPS ที่ความถี่ L_1 1575.42 เมกกะเฮิร์ตซ์ และ L_2 1227.60 เมกกะเฮิร์ตซ์ ตามลำดับ ที่มีค่าเปลี่ยนแปลงในระหว่างวัน ในแต่ละเดือน และในแต่ละปี โดยวิธีการคำนวณค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของระบบมีรายละเอียดดังนี้

TEC มิเตอร์ รุ่น JAVAD เป็นเครื่องรับสัญญาณ GPS โดยรับสัญญาณ 2 ความถี่ คือ L_1 (1575.42เมกกะเฮิร์ตซ์) และ L_2 (1227.6 เมกกะเฮิร์ตซ์) เพื่อนำความแตกต่างของเวลาที่สัญญาณทั้งสองใช้เดินทางมาถึงเครื่องรับมาคำนวณเป็นปริมาณอิเล็กตรอนที่อยู่บนเส้นทางเดินของคลื่นในชั้นบรรยากาศ ด้วยการตรวจสอบค่าสหสัมพันธ์ระหว่างคลื่นสัญญาณทั้งสอง

เมื่อสัญญาณดาวเทียมเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศของโลกที่มีความไม่สม่ำเสมอจะทำให้สัญญาณถูกหน่วงเวลาออกไป โดยเวลาที่เพิ่มขึ้นเนื่องจากคลื่นใช้ในการเดินทางผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์ (T_{ion} ในหน่วย ns) สามารถประมาณได้ด้วยวิธี Linear Approximation ซึ่งขึ้นอยู่กับปริมาณของอิเล็กตรอนทั้งหมดที่อยู่ในเส้นทางเดินของคลื่น (N_e ในหน่วย m^{-2}) และความถี่ของคลื่นสัญญาณ (f_c ในหน่วยเมกกะเฮิร์ตซ์)

$$T_{ion}(f_c) = \frac{134 \cdot N_e}{f_c^2} \quad (3.1)$$

จากความสัมพันธ์ในสมการที่ (3.1) ทำให้สามารถหาความแตกต่างของเวลาที่สัญญาณ L_1 และ L_2 ใช้ในการเดินทางถึงเครื่องรับได้จากสมการที่ (3.2)

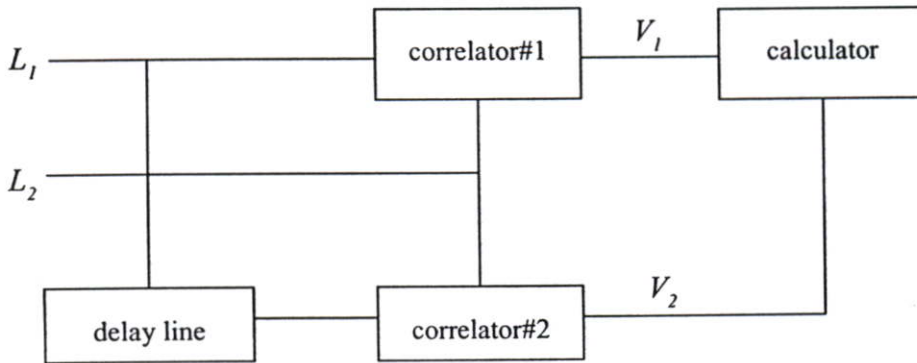
$$\Delta T_{ion} = T_{ion}(f_{L_2}) - T_{ion}(f_{L_1}) = 134 \cdot N_e \cdot \left(\frac{1}{f_{L_2}^2} - \frac{1}{f_{L_1}^2} \right) \quad (3.2)$$

ดังนั้นปริมาณของอิเล็กตรอนทั้งหมดที่อยู่ในเส้นทางเดินของคลื่นสามารถหาได้จากความสัมพันธ์

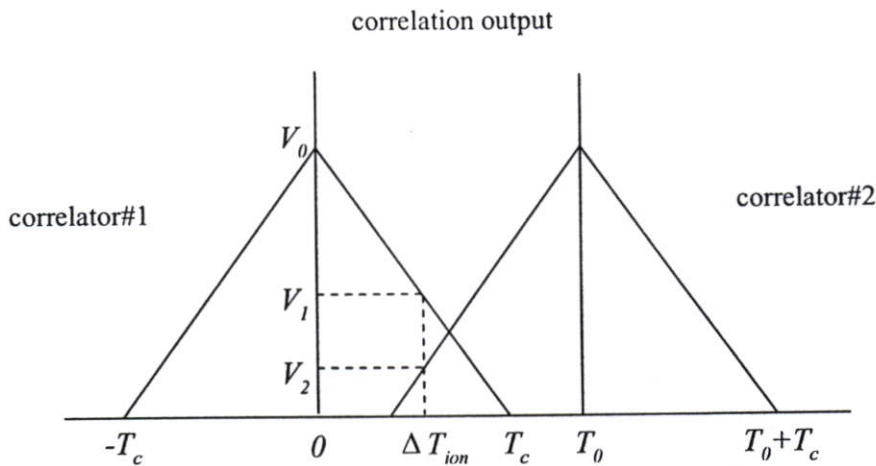
$$N_e = 134 \cdot \left(\frac{f_{L_1}^2 \cdot f_{L_2}^2}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \right) \cdot \Delta T_{ion} \quad (3.3)$$

ด้วยเหตุนี้จึงกล่าวได้ว่าปริมาณของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สามารถหาได้จากความแตกต่างของเวลาที่สัญญาณ L_1 และ L_2 ใช้ในการเดินทางถึงเครื่องรับ

วิธีการคำนวณของเครื่อง TEC มิเตอร์อาศัยหลักการการเปรียบเทียบค่าสหสัมพันธ์ (Correlation) ระหว่างสัญญาณ P-code ของคลื่น L_1 และ L_2 โดยสัญญาณ L_1 จะถูกหน่วงเวลาไว้ T_0 (100 ns) แล้วนำสัญญาณที่ได้มาหาค่าสหสัมพันธ์กับสัญญาณ L_2



รูปที่ 3.4 บล็อกไดอะแกรมการทำงานของเครื่อง TEC มิเตอร์



รูปที่ 3.5 ความสัมพันธ์ของค่าสหสัมพันธ์ของเอาต์พุตของระดับสัญญาณ V_1 (correlator#1), V_2 (correlator#2) ของเครื่อง TEC มิเตอร์

จากรูปที่ 3.4 และ 3.5 เป็นรูปบล็อกไดอะแกรมการทำงานของเครื่อง TEC มิเตอร์ และความสัมพันธ์ของค่าสหสัมพันธ์ของเอาต์พุตของระดับสัญญาณ V_1 (correlator#1), V_2 (correlator#2) ของเครื่อง TEC มิเตอร์ ตามลำดับ ซึ่งจะได้ค่าเอาต์พุตของวงจร correlator#1 (V_1), correlator#2 (V_2) มีความสัมพันธ์เป็นดังสมการที่ 3.4

$$V_1 = V_0 \cdot \frac{T_c - \Delta T_{ion}}{T_c} \quad (3.4)$$

$$V_2 = V_0 \cdot \frac{\Delta T_{ion} + T_c - T_0}{T_c}$$

$$\therefore \Delta T_{ion} = \frac{(V_2 - V_1) \cdot T_c + V_1 \cdot T_0}{V_1 + V_2}$$

โดยที่ T_0 คือ เวลาที่สัญญาณ L_1 ถูกหน่วงไว้ มีค่าเท่ากับ 100 ns
 T_c คือ จังหวะของสัญญาณนาฬิกา (clock rate) ของสัญญาณ P-code มีค่าเท่ากับ 97.75 ns

โดยที่ $0 < \Delta T_{ion} < T_c, T_0$ ซึ่งจะได้ค่า ΔT_{ion} เป็นไปตามสมการที่ (3.5)

$$\Delta T_{ion} = \frac{(V_2 - V_1) \cdot T_c + V_1 \cdot T_0}{V_1 + V_2} - T_r \quad (3.5)$$

โดยที่ T_r คือ ความแตกต่างของเวลาที่ L_1 และ L_2 ใช้ในการเดินทางในวงจรเครื่อง TEC มิเตอร์

ดังนั้นปริมาณของอิเล็กตรอนทั้งหมด (N_e) ที่อยู่ในเส้นทางเดินของคลื่นสามารถหาได้จากความสัมพันธ์

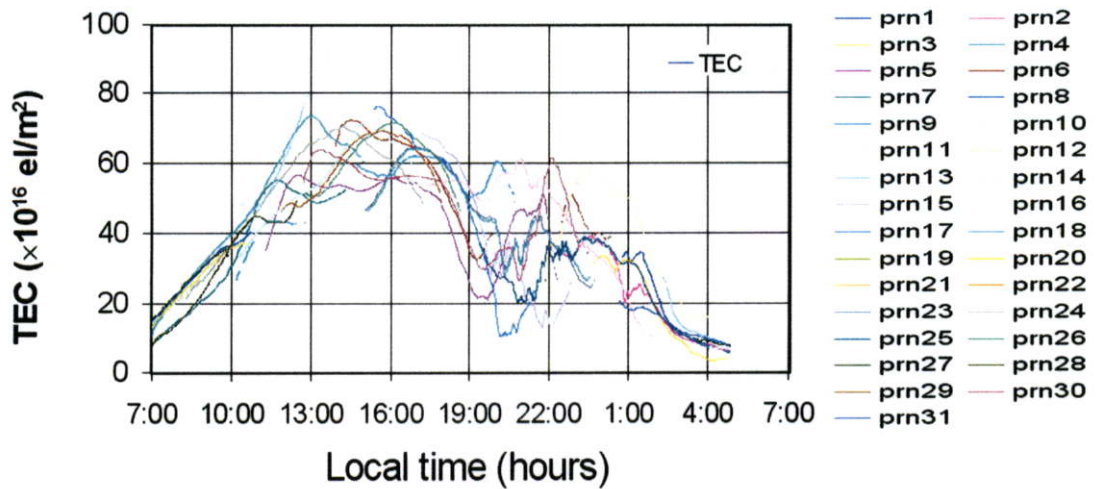
$$N_e = 134 \cdot \left(\frac{f_{L_1}^2 \cdot f_{L_2}^2}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \right) \cdot \Delta T_{ion} = 2.863 \times 10^{16} \left(\frac{(V_2 - V_1) \cdot T_c + V_1 \cdot T_0}{V_1 + V_2} - T_r \right) \quad (3.6)$$

ซึ่งจะได้ว่า

$$TEC = 2.863 \times 10^{16} \left(\frac{(V_2 - V_1) \cdot T_c + V_1 \cdot T_0}{V_1 + V_2} - T_r \right) \quad (3.7)$$

เมื่อรับสัญญาณ L_1 และ L_2 จากดาวเทียม GPS ด้วยจานสายอากาศรับสัญญาณแล้ว สัญญาณจะถูกผ่านกระบวนการเช่นเดียวกันกับข้อมูลที่ได้จากเครื่อง GSV4000 จากนั้นสัญญาณจะถูกส่งเข้าไปยังวงจรถ้าคำนวณค่าสหสัมพันธ์ของคลื่นสัญญาณทั้งสอง โดยเอาที่พุดของวงจรถ้าคำนวณค่าสหสัมพันธ์จะถูกนำไปคำนวณหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากสมการที่ (3.7) โดยข้อมูลที่ได้จากเครื่อง TEC มิเตอร์ จะประกอบไปด้วยข้อมูลของพารามิเตอร์ต่างๆ เช่น ข้อมูลตำแหน่ง, ข้อมูลเวลา และข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้งในแนว Vertical และแนว Slant ซึ่งข้อมูลต่างๆจะถูกเก็บรวบรวมตลอด 24 ชั่วโมงโดยโปรแกรมควบคุม และถูกเก็บไว้ในรูปแบบของ TEC File ในแต่ละวัน โดยข้อมูล

ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะถูกนำมาแสดงผลที่เครื่องคอมพิวเตอร์ โดย ตัวอย่างข้อมูลที่ได้จากเครื่อง TEC มิเตอร์ แสดงดังรูปที่ 3.6



รูปที่ 3.6 ตัวอย่างไฟล์ข้อมูลจากเครื่อง TEC มิเตอร์ ที่ทำการเฉลี่ยค่าทุกๆ 30 วินาที [2]

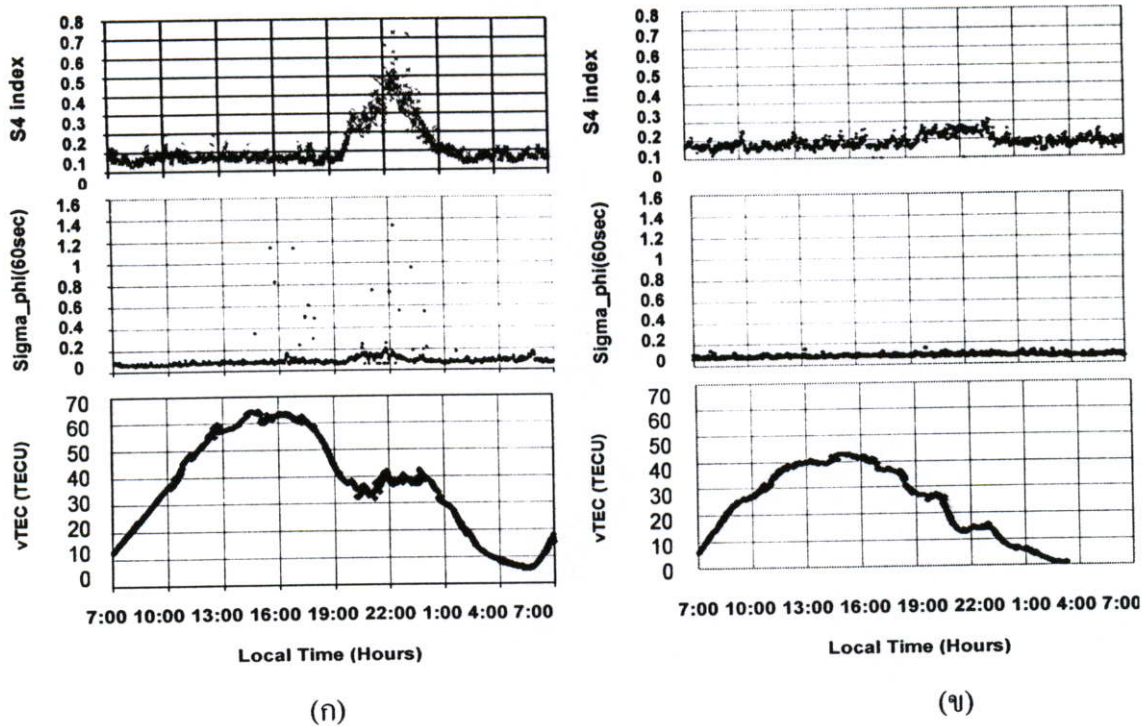
จากรูปที่ 3.6 เป็นตัวอย่างไฟล์ข้อมูลที่ได้จากเครื่อง TEC มิเตอร์ โดยเส้นกราฟแต่ละเส้น จะแสดงค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่วัดได้จากดาวเทียมแต่ละดวงที่ เครื่องรับรับสัญญาณได้ ณ เวลาต่างๆ กัน

3.2 ผลการวิเคราะห์ข้อมูล

การทดลองนี้ทำการบันทึกข้อมูลการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระตั้นหัน อย่างต่อเนื่องตั้งแต่เดือนกันยายน 2544 จนถึงเดือนธันวาคม 2547 เพื่อเปรียบเทียบกับค่าปริมาณ อิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งผลการวิเคราะห์ในรูปแบบของค่าดัชนี S_4 , $\sigma_f(60\text{sec})$ และ $v\text{TEC}$ เป็นดังนี้

3.3.1 การเปลี่ยนแปลงรายวัน

เมื่อนำค่าดัชนี S_4 และ $\sigma_f(60\text{sec})$ มาพล็อตกราฟเพื่อดูระดับความรุนแรงของ ปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระตั้นหันในรายวัน จะได้ลักษณะการ กระจายตัวของพารามิเตอร์ทั้งสองดังแสดงในรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 (ก) การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 , σ_ϕ (60sec) และ vTEC ในวันที่ 14 เมษายน 2546
(ข) การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 , σ_ϕ (60sec) และ vTEC ในวันที่ 14 เมษายน 2547

จากรูปที่ 3.7 เป็นการแสดงการเปลี่ยนแปลงค่าดัชนี S_4 , σ_ϕ (60sec) และ vTEC ในรอบหนึ่งวัน พบว่าค่าดัชนี S_4 จะเริ่มมีค่าสูงขึ้นอย่างกะทันหันในช่วงหลังจากดวงอาทิตย์ตกประมาณ 1 ชั่วโมง หรืออีกนัยหนึ่งคือการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณจะเริ่มเกิดขึ้นหลังจากดวงอาทิตย์ตก ในช่วงเวลาประมาณ 20:00 – 1:00 น. โดยช่วงเวลาที่เกิดรุนแรงที่สุด คือช่วงเวลาประมาณ 21:00 – 23:00 น.

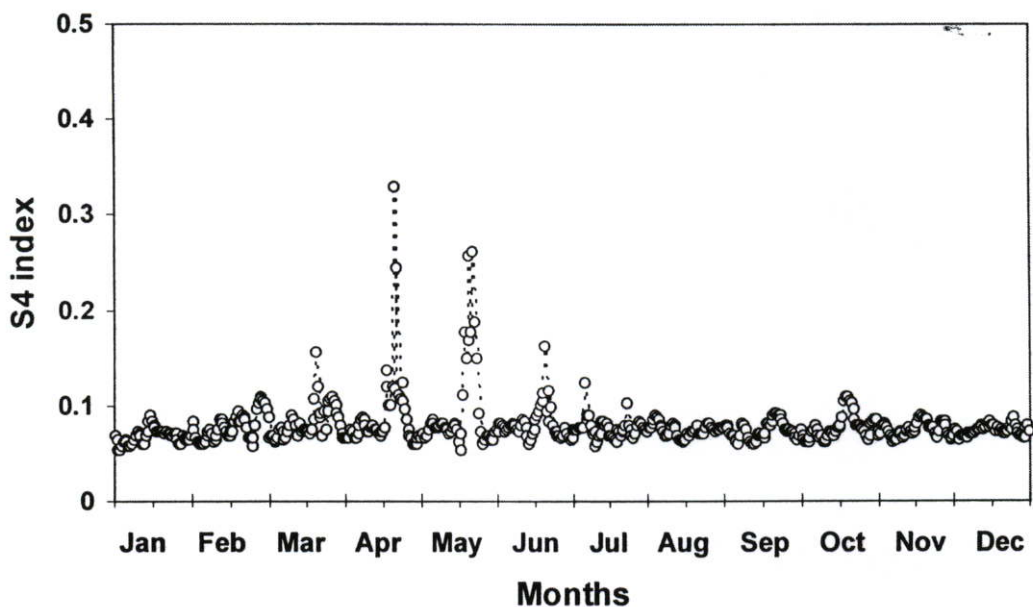
เมื่อพิจารณาการเปลี่ยนแปลงของค่า σ_ϕ (60sec) ในรอบหนึ่งวัน พบว่าค่า σ_ϕ (60sec) มีลักษณะการเปลี่ยนแปลงในช่วงเวลาเดียวกันกับค่าดัชนี S_4 คือจะเริ่มมีค่าสูงขึ้นอย่างกะทันหันในช่วงหลังจากดวงอาทิตย์ตกประมาณ 1 ชั่วโมง นั่นคือการเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหันของสัญญาณ จะเริ่มเกิดขึ้น ในช่วงเวลาประมาณ 20:00 – 1:00 น. โดยช่วงเวลาที่เกิดรุนแรงที่สุด คือช่วงเวลาประมาณ 21:00 – 23:00 น.

ในขณะที่การเปลี่ยนแปลงของค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศจะเริ่มมีค่าสูงขึ้นในช่วงเวลาประมาณ 7:00 น. หรือหลังจากพระอาทิตย์ขึ้น หลังจากนั้นค่าของปริมาณอิเล็กตรอนจะมีค่าเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ จนกระทั่งมีค่าสูงสุดในเวลาประมาณ 13:00-15:00 น. และจะลดลงเรื่อยๆ จนมีค่าต่ำสุดที่เวลาประมาณ 4:00-5:00 น. นอกจากนี้จะเห็นได้ว่าในช่วงเวลาประมาณ 19:00-1:00 น. ปริมาณการเปลี่ยนแปลงอิเล็กตรอนจะมีความแปรปรวนอย่างรุนแรง สังเกตได้จากเส้นกราฟในช่วงเวลาดังกล่าวจะมีการแกว่งขึ้นลงมากกว่าในช่วงอื่นๆ สาเหตุเนื่องจากเกิดขบวนการรวมตัวกันใหม่ของอิเล็กตรอนอิสระและไอออน รวมทั้งเกิดปรากฏการณ์ TEC Enhancement จาก

ปรากฏการณ์ที่กล่าวมานี้จะส่งผลให้ปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดความแปรปรวนกลายเป็นกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนขึ้นในชั้นบรรยากาศ เมื่อสัญญาณดาวเทียม GPS เดินทางผ่านกลุ่มก้อนความไม่สม่ำเสมอนี้ จึงส่งผลให้เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหันขึ้น

3.3.2 การเปลี่ยนแปลงรายเดือน

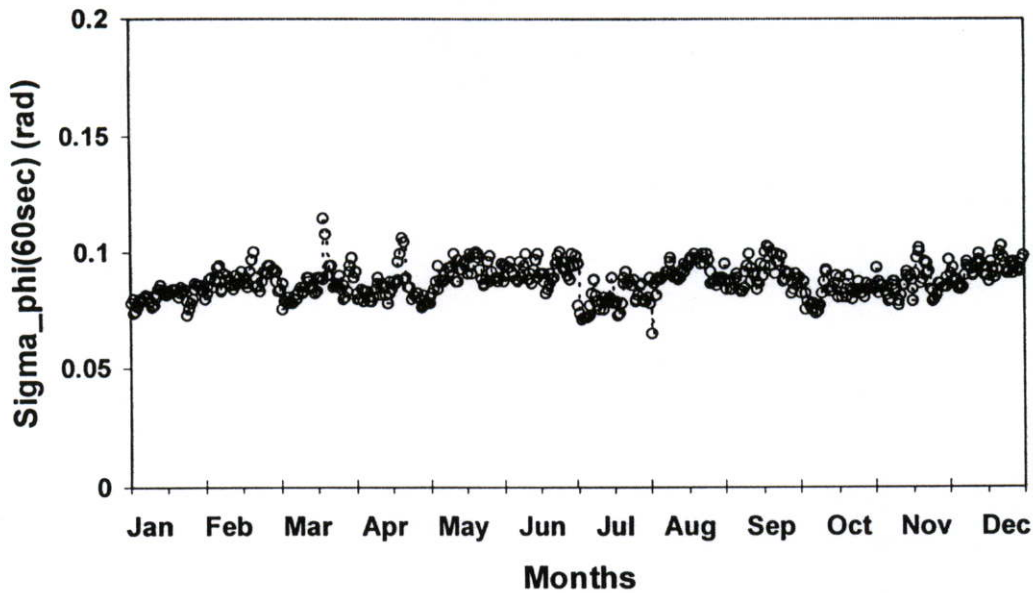
เมื่อนำค่าดัชนี S_4 และ σ_f (60sec) มาพล็อตกราฟเพื่อวิเคราะห์ระดับความรุนแรงของปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหัน และค่า vTEC เพื่อคุณลักษณะการเปลี่ยนแปลงของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ในแต่ละเดือน ตั้งแต่เดือนมกราคม 2546 ถึงเดือนธันวาคม 2546 โดยการนำค่าดัชนี S_4 , σ_f (60sec) และ vTEC มาเฉลี่ยในแต่ละเดือน ดังแสดงในรูปที่ 3.8, 3.9 และ 3.10 ตามลำดับ



รูปที่ 3.8 การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 เฉลี่ยในแต่ละเดือนของปี 2546

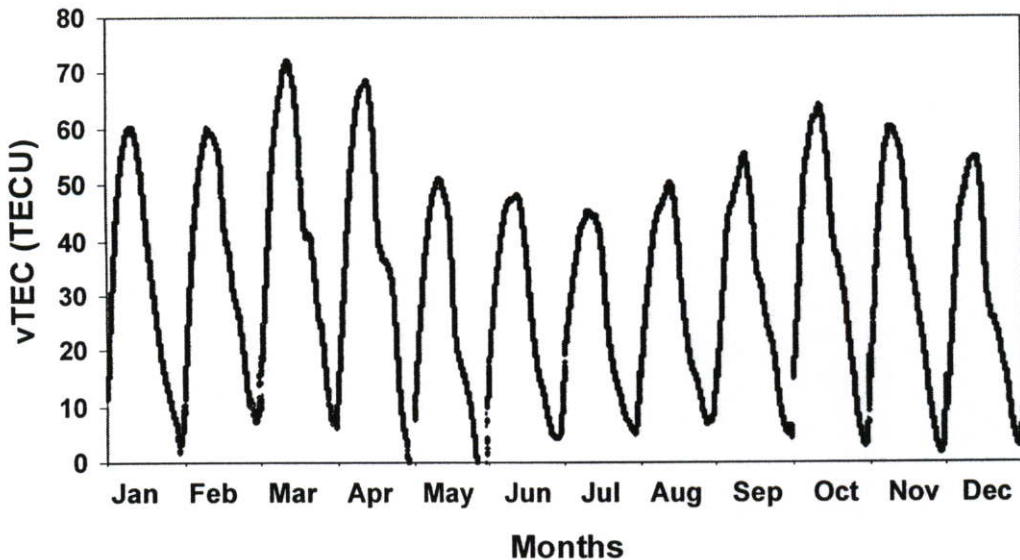
จากรูปที่ 3.8 พบว่าช่วงเดือนที่ค่าดัชนี S_4 มีค่าสูงสุด หรือเกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกระทันหันรุนแรงที่สุดในรอบหนึ่งปีของปี 2546 คือ ช่วงเดือนมีนาคมถึงเมษายน โดยมีค่าอยู่ที่ 0.35 ในขณะที่ช่วงเดือนที่ค่าดัชนี S_4 มีค่าต่ำสุดในรอบหนึ่งปี คือ ช่วงเดือนมิถุนายน และช่วงเดือนธันวาคม

ในการทำงานเดียวกัน จากการเปลี่ยนแปลงของค่า σ_f (60sec) พบว่าช่วงเดือนที่ค่า σ_f (60sec) มีค่าสูงสุด หรือเกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกระทันหันรุนแรงที่สุดในรอบหนึ่งปีของปี 2546 คือ ช่วงเดือนมีนาคมถึงเมษายน โดยมีค่าอยู่ที่ 0.13 ในขณะที่ช่วงเดือนที่ค่า σ_f (60sec) มีค่าต่ำสุดในรอบหนึ่งปี คือ ช่วงเดือนมิถุนายน และช่วงเดือนธันวาคม ดังแสดงในรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 การเปลี่ยนแปลงของค่า $\sigma_{\phi}(60\text{sec})$ เฉลี่ยในแต่ละเดือนของปี 2546

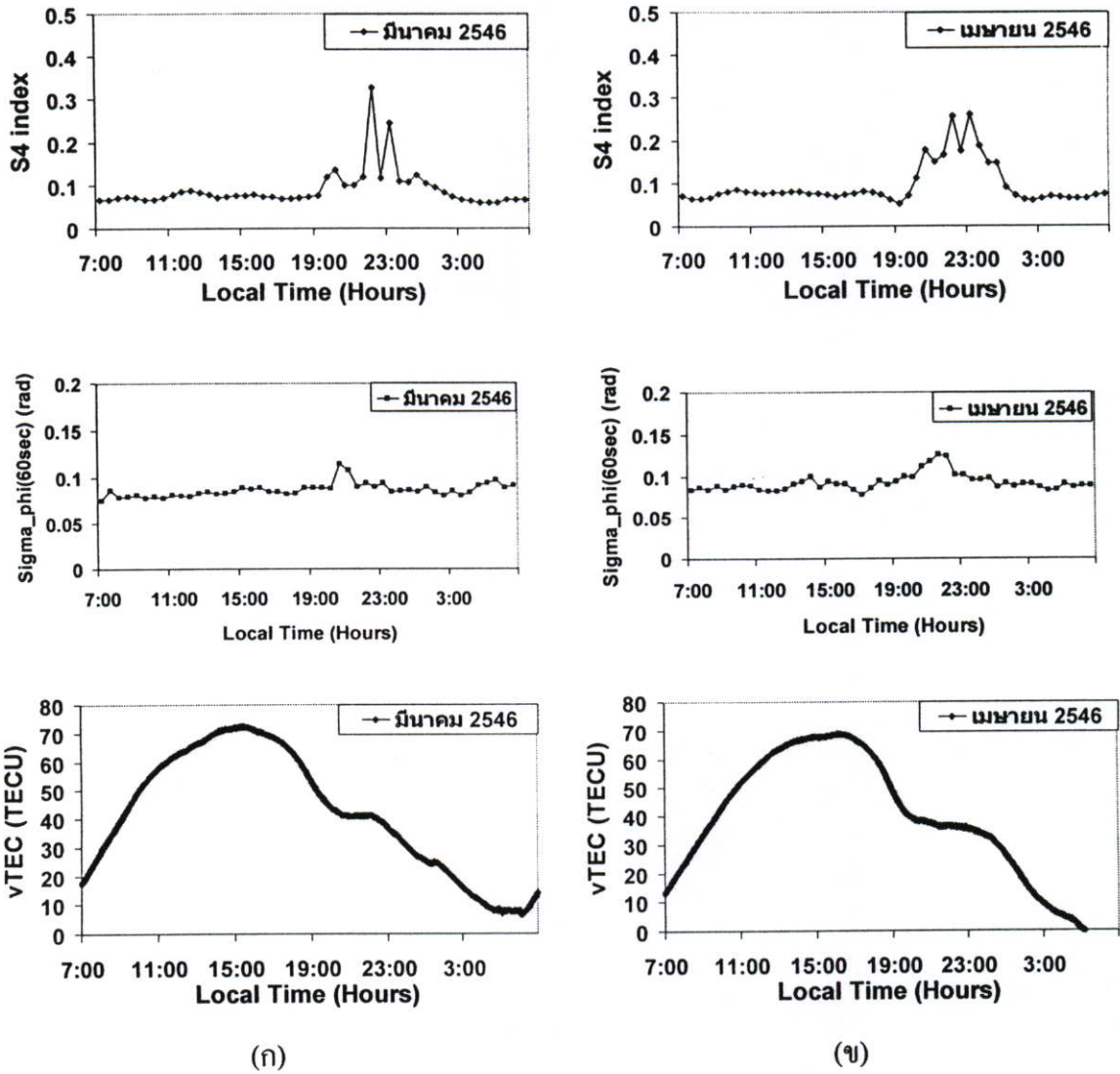
ในส่วนของค่า vTEC หรือค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะมีลักษณะดังรูปที่ 3.10 โดยจะเห็นได้ว่าช่วงเดือนมีนาคมถึงเมษายนค่า vTEC มีความแปรปรวนเนื่องจากปรากฏการณ์ TEC Enhancement



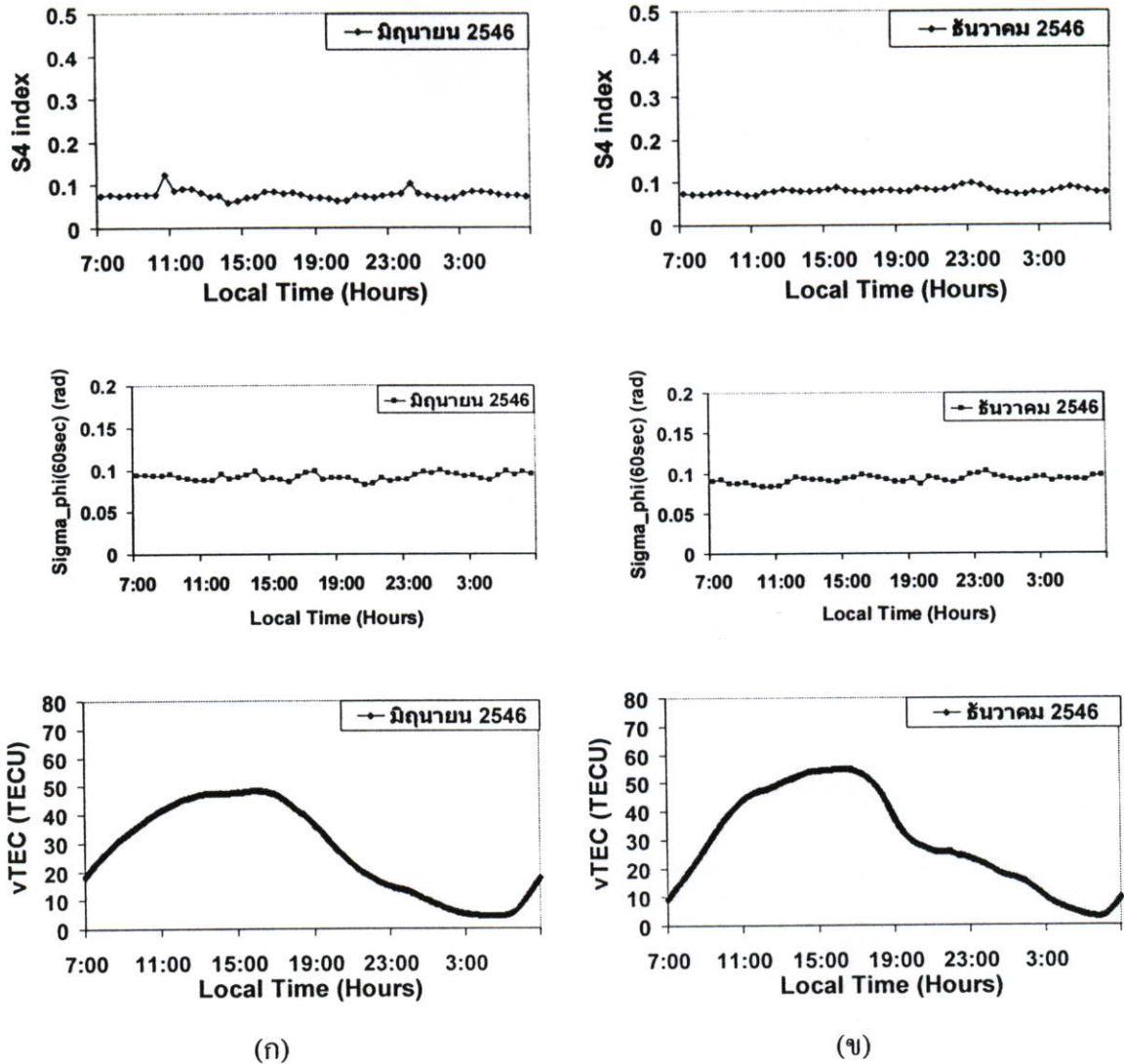
รูปที่ 3.10 การเปลี่ยนแปลงของค่า vTEC เฉลี่ยในแต่ละเดือนของปี 2546

จึงอาจกล่าวได้ว่าในรอบปี 2546 ช่วงเดือนมีนาคมถึงเมษายนเป็นช่วงที่ค่าดัชนี S_4 และ $\sigma_{\phi}(60\text{sec})$ มีค่าสูงสุด หรือเกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันรุนแรงที่สุด ในขณะที่ช่วงเดือนมิถุนายน และช่วงเดือนธันวาคมเป็นช่วงที่ค่าดัชนี S_4 และ $\sigma_{\phi}(60\text{sec})$ มีค่าต่ำสุดในรอบหนึ่งปี เมื่อพิจารณาค่า vTEC หรือค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะพบว่าเดือนมีนาคมถึงเมษายนซึ่งมีค่า vTEC มีความแปรปรวน

เนื่องจากปรากฏการณ์ TEC Enhancement จะเป็นเดือนที่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันรุนแรงที่สุดในรอบปี ดังแสดงในรูปที่ 3.11 – 3.12



รูปที่ 3.11 การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 , $\sigma_p(60\text{sec})$ และ $v\text{TEC}$ เฉลี่ยในเดือนที่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันรุนแรงของปี 2546

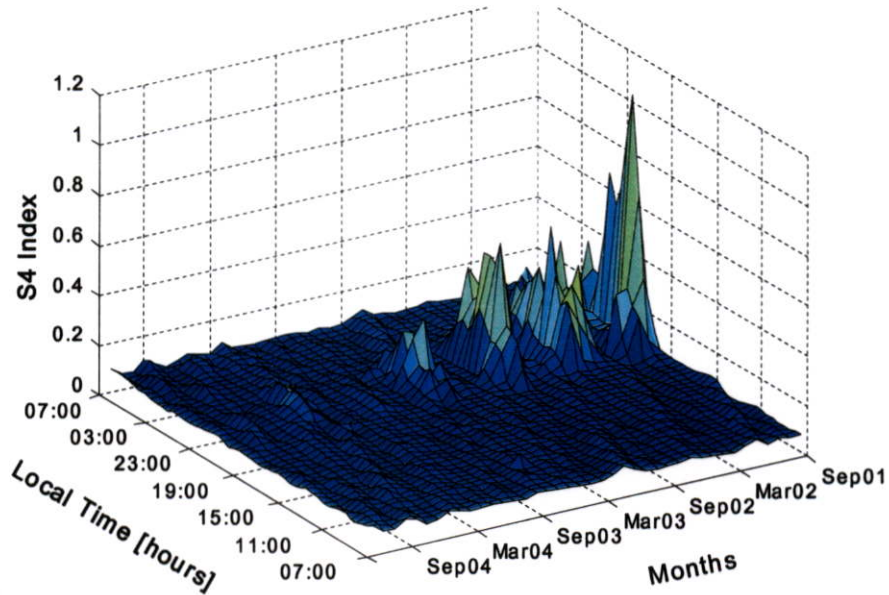


รูปที่ 3.12 การเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนี S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และ vTEC เฉลี่ยในเดือนที่เกิดปรากฏการณ์ การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันไม่รุนแรงของปี 2546

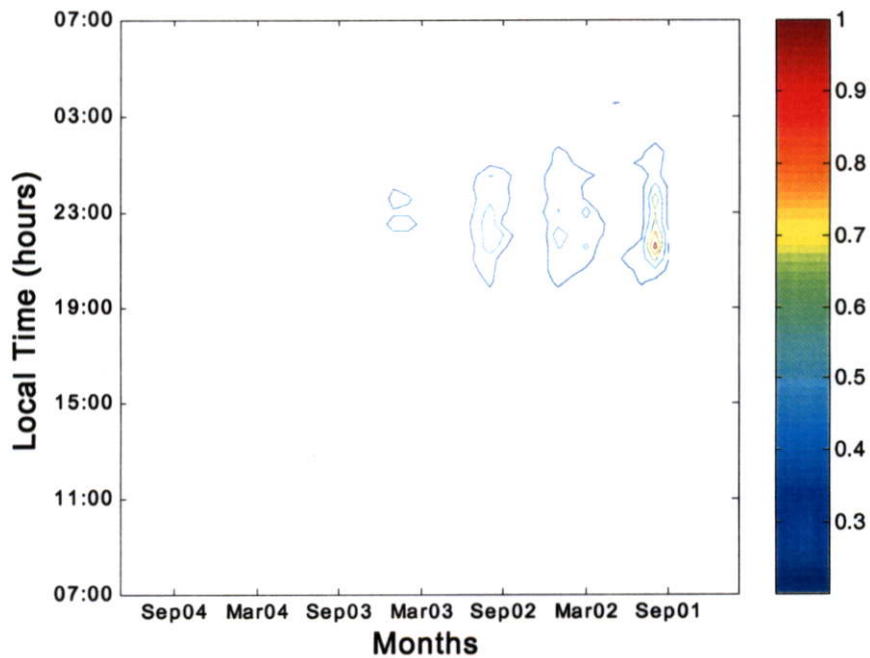
ที่เป็นเช่นนี้เนื่องจากช่วงเดือนมีนาคมและช่วงเดือนกันยายนเป็นช่วงเวลาของโลกได้รับ อิทธิพลจากดวงอาทิตย์มากที่สุด เพราะช่วงเวลาดังกล่าวซีกโลกทางเหนือจะหันเข้าหาดวงอาทิตย์ รังสีจากดวงอาทิตย์จึงตกกระทบในแนวตั้งฉากกับแนวเส้นศูนย์สูตรโลก หรือที่เรียกว่า ช่วง Equinox แต่จากรูปที่ 3.8, 3.9 และ 3.10 จะพบว่าในช่วงเดือนกันยายนนั้น ค่าดัชนี S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และ vTEC จะมีค่าไม่ต่างจากเดือนอื่นๆ มากนัก เนื่องมาจากในช่วงปี 2546 เป็นช่วงขาลงของวัฏจักรสุริยะ ส่งผลให้ค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความแปรปรวนไม่มากนัก และแทบจะไม่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหันเลย ในขณะที่ช่วงเดือนมิถุนายน และช่วงเดือนธันวาคม โลกทางซีกเหนือจะหันหน้าออกจากดวงอาทิตย์ ทำให้ชั้นบรรยากาศของโลกได้รับรังสีจากดวงอาทิตย์น้อยกว่าในช่วงเวลาอื่นของปี ซึ่งเรียกช่วงเวลานี้ว่า ช่วง Solstice [3]

3.3.3 การเปลี่ยนแปลงรายปี

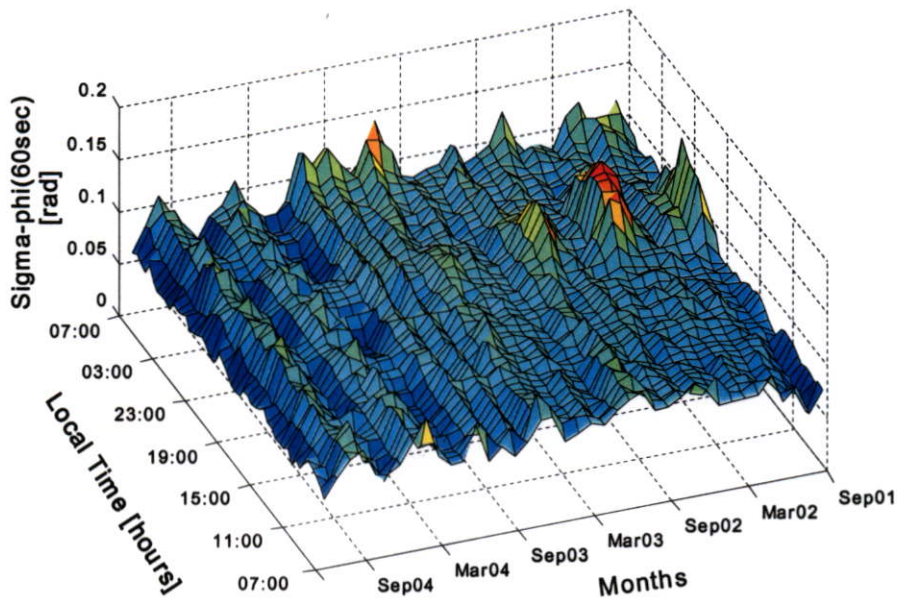
เมื่อนำค่าดัชนี S_4 และ σ_p (60sec) ตั้งแต่ปี 2544 - 2547 มาพล็อตในแบบ 3 มิติ และแบบคอนทัวร์ (Contour) เพื่อดูลักษณะการเปลี่ยนแปลงในระยะยาว สามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.13 - 3.16 ตามลำดับ



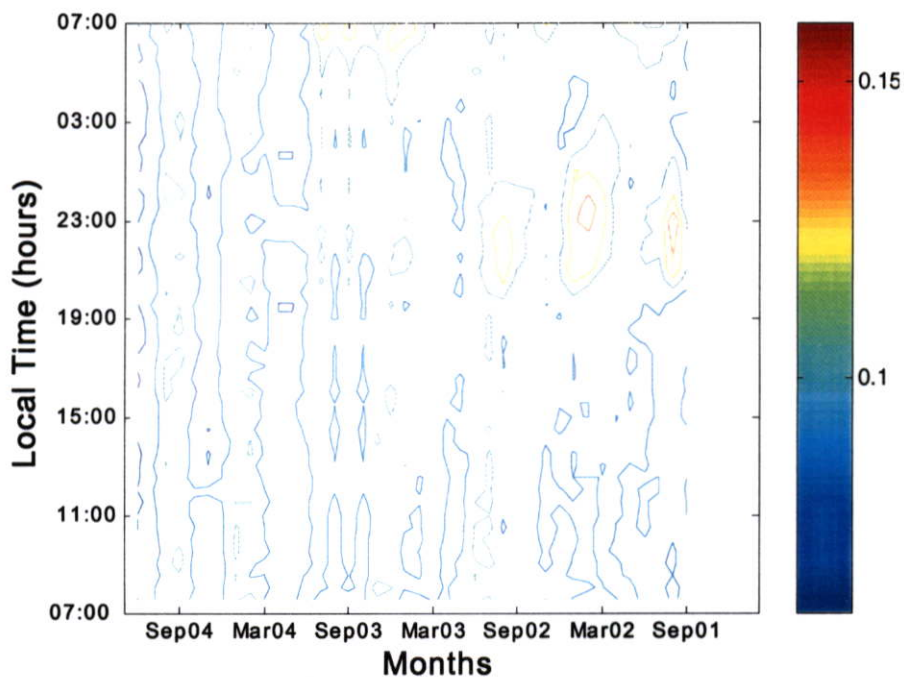
รูปที่ 3.13 ภาพ 3 มิติของค่าเฉลี่ยดัชนี S_4 ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547



รูปที่ 3.14 ภาพคอนทัวร์ของค่าเฉลี่ยดัชนี S_4 ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547



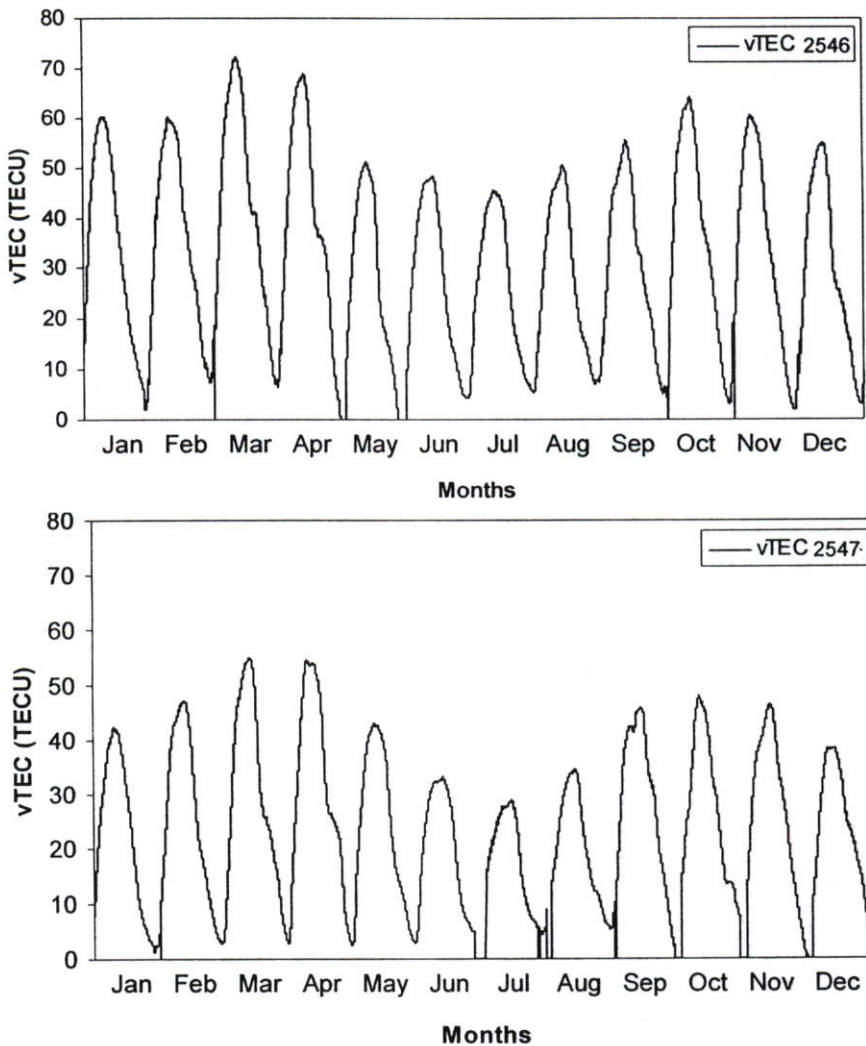
รูปที่ 3.15 ภาพ 3 มิติของค่าเฉลี่ย σ_{ϕ} (60sec) ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547



รูปที่ 3.16 ภาพคอนทัวร์ของค่าเฉลี่ย σ_{ϕ} (60sec) ระหว่างเดือนกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547

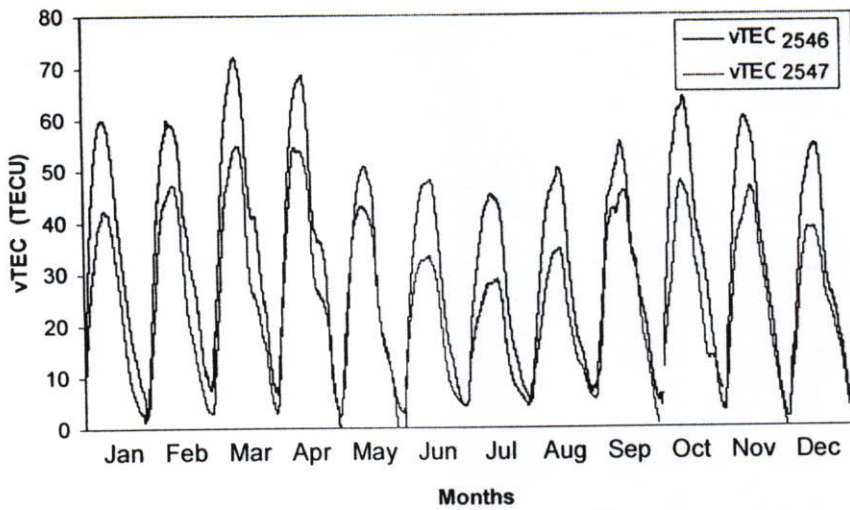
จากรูปที่ 3.13 ถึง 3.16 พบว่าตั้งแต่ปี 2544 ค่าดัชนี S_{ϕ} และ σ_{ϕ} (60sec) จะมีค่าสูงสุดคือ 1.06 และ 0.16 ตามลำดับ และจะมีค่าลดลงมาเรื่อยๆ ตามปีที่เพิ่มขึ้น นั่นหมายความว่าปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันจะรุนแรงที่สุดในปี 2544 (เริ่มบันทึกข้อมูลตั้งแต่เดือนกันยายน 2544) และค่อยๆ จางหายไป จนกระทั่งในปี 2547 แทบจะไม่เกิดปรากฏการณ์นี้เลย ซึ่งสอดคล้องกับวัฏจักรสุริยะ เนื่องจากช่วงเวลาที่ทำการทดลองเป็นช่วงขาลงของวัฏจักรสุริยะ ซึ่งมี Solar Activity ต่ำลง ทั้งนี้สามารถอธิบายได้ว่า Solar Activity ซึ่งเป็นปรากฏการณ์ที่ดวงอาทิตย์ปลดปล่อยคลื่นพลังงานแม่เหล็กไฟฟ้าหรือที่เรียกว่า พายุสุริยะ ออกมา

ส่วอากาศ ซึ่งมีผลกระทบกับ โครงสร้างชั้นบรรยากาศของโลก โดยเฉพาะอย่างยิ่งกับชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟียร์ กล่าวคือ ความเข้มแสงอาทิตย์ที่มีค่าสูงจะเป็นสาเหตุหนึ่งที่ส่งผลให้ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีค่าสูงขึ้นตามไปด้วย โดยเฉพาะในช่วงเวลาที่ Solar Activity มีค่าสูงกว่าปกติ ค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ก็จะมีแนวโน้มสูงขึ้นตาม ดังแสดงในรูปที่ 3.17



รูปที่ 3.17 ปริมาณค่า vTEC ตั้งแต่ปี 2546 – 2547

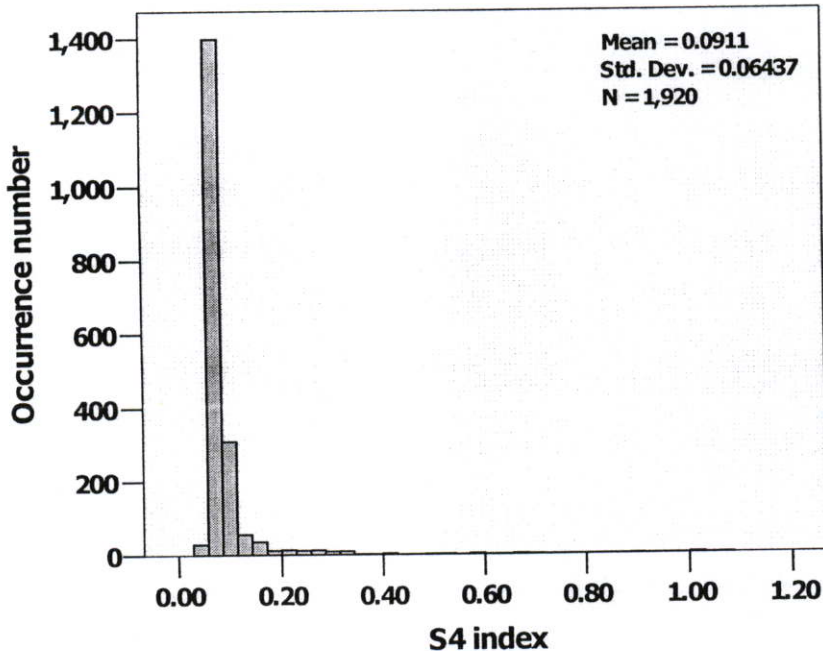
จากรูปที่ 3.17 จะเห็นได้ว่าปี 2543 เป็นปีที่ครบรอบวัฏจักรสุริยะซึ่งจะทำให้ชั้นบรรยากาศของโลกถูกรบกวนจากอิทธิพลของดวงอาทิตย์มากที่สุด ส่งผลให้ค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในปี 2543 มีค่าสูงสุดในรอบ 11 ปี หลังจากนั้นจะเป็นช่วงขาลงของวัฏจักรสุริยะค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ก็จะมีค่าลดลงมาเรื่อยๆ ดังรูปที่ 3.18



รูปที่ 3.18 การเปรียบเทียบปริมาณค่า vTEC ตั้งแต่ปี 2546 – 2547

จากสาเหตุดังกล่าวจึงทำให้การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS ก็จะได้รับผลจากการเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่เกิดการเปลี่ยนแปลงไปนี้ด้วย

เมื่อนำค่าดัชนี S_4 เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีมาพล็อตกราฟในรูปแบบฮิสโตแกรม (Histogram) เพื่อดูการกระจายสะสมของค่าดัชนี S_4 จะเป็นไปดังรูปที่ 3.19

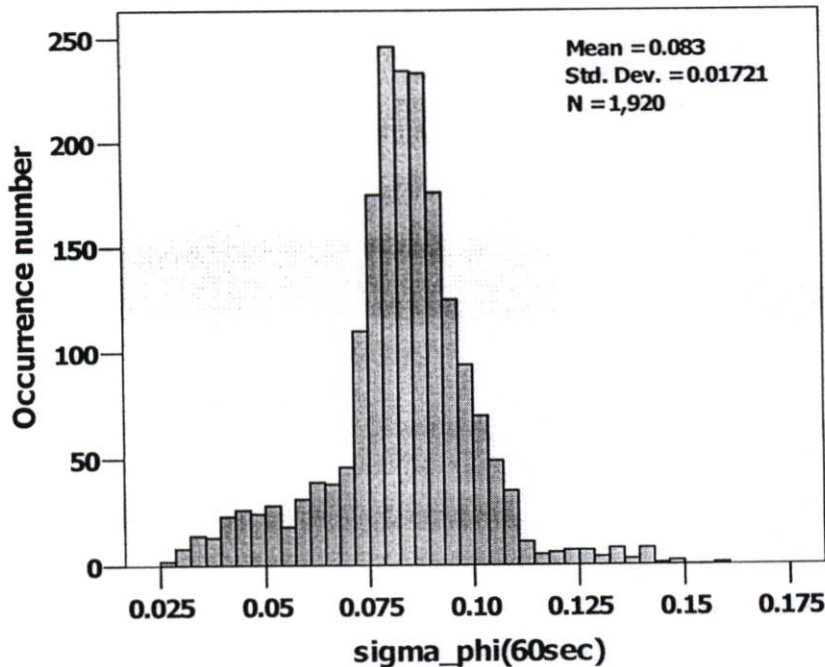


รูปที่ 3.19 ค่าดัชนี S_4 เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีในรูปแบบฮิสโตแกรม

จากรูปที่ 3.19 แสดงค่าดัชนี S_4 เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีในรูปแบบฮิสโตแกรม พบว่าค่าดัชนี S_4 ในช่วงกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547 มีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 0.0911 โดยค่าดัชนี S_4 ที่มีค่าอยู่ในช่วงระหว่าง 0.029 ถึง 0.043 เป็นช่วงที่มีจำนวนครั้งในการเกิดมากที่สุดคือ 1,400 ครั้ง จากจำนวน

ทั้งหมด 1,920 ครั้งของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน ซึ่งคิดเป็น 72.92% ในขณะที่ค่าดัชนี S_4 ที่มากกว่า 0.5 เป็นจำนวน 10 ครั้ง ซึ่งคิดเป็น 0.52%

เมื่อนำค่า σ_ϕ (60sec) เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีมาพล็อตกราฟในรูปแบบฮิสโตแกรม (Histogram) เพื่อดูการกระจายสะสมของค่า σ_ϕ (60sec) จะเป็นไปดังรูปที่ 3.20



รูปที่ 3.20 ค่า σ_ϕ (60sec) เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีในรูปแบบฮิสโตแกรม

จากรูปที่ 3.20 แสดงค่า σ_ϕ (60sec) เฉลี่ยทุกๆ 30 นาทีในรูปแบบฮิสโตแกรม พบว่าค่า σ_ϕ (60sec) ในช่วงกันยายน 2544 ถึงธันวาคม 2547 มีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 0.083 โดยค่า σ_ϕ (60sec) ที่มีค่าอยู่ในช่วงระหว่าง 0.086 ถึง 0.97 เป็นช่วงที่มีจำนวนครั้งในการเกิดมากที่สุดคือ 240 ครั้ง จากจำนวนทั้งหมด 1,920 ครั้งของการเกิดการเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหัน ซึ่งคิดเป็น 12.5%

บทที่ 4

การลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS จาก ปัจจัยการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหัน และปริมาณ อิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์

ในบทนี้จะกล่าวถึงการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหัน และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลกระทบต่อการทำงานของระบบ GPS และนำความสัมพันธ์ของปัจจัยข้างต้นมาใช้ในการสร้างสมการเพื่อช่วยลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของเครื่องรับ GPS บนพื้นโลก

4.1 ขั้นตอนและหลักการวิเคราะห์

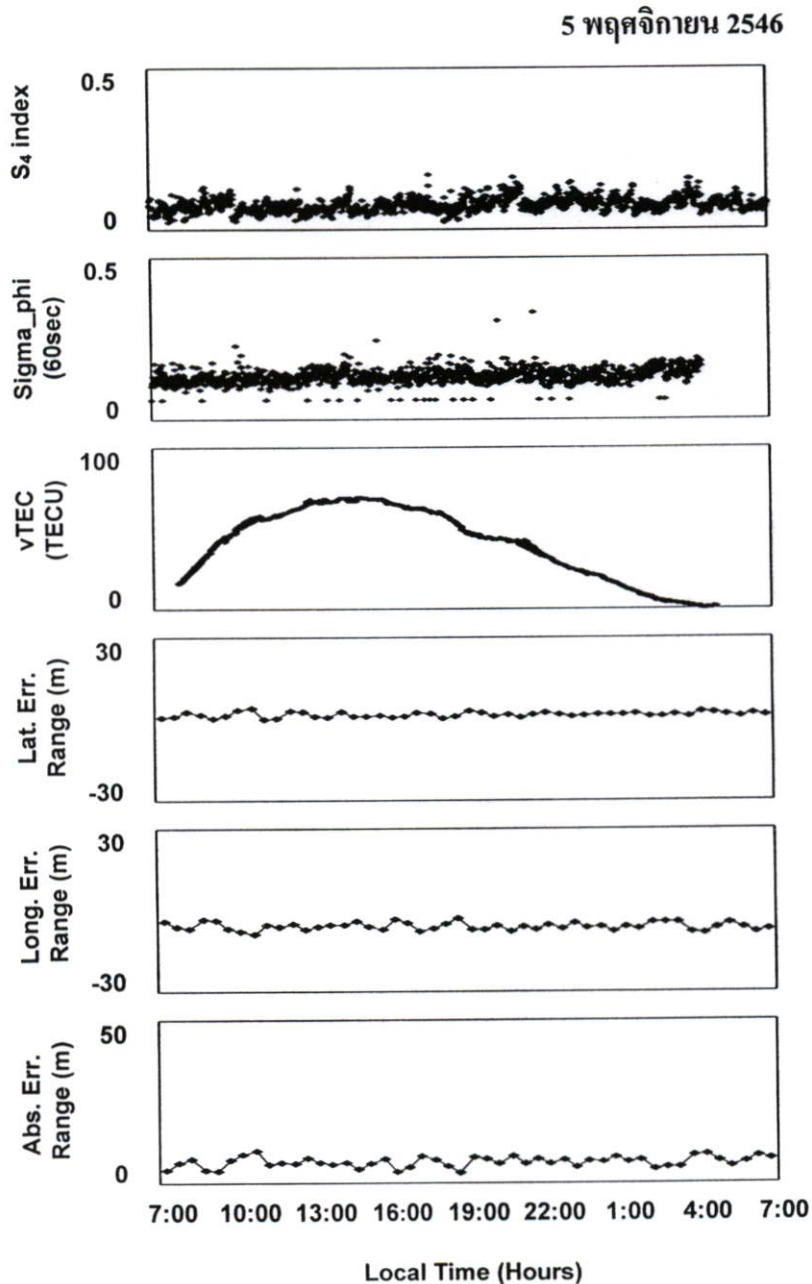
ในการวิเคราะห์จะนำข้อมูลพารามิเตอร์ที่ใช้ในการวัดระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหัน ซึ่งได้แก่ ค่าดัชนี S_4 และ σ_f (60sec) ตามลำดับ และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หรือ vTEC มาทำการเฉลี่ยในทุกๆ 30 นาที แล้วพล็อตกราฟเพื่อเปรียบเทียบกับระยะทางที่คลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS แสดงด้วยรูปแบบของระยะทางในแนวละติจูด, ลองจิจูด และระยะทางสัมบูรณ์ ซึ่งข้อมูลตำแหน่งของเครื่องรับได้มาจากการคำนวณของเครื่อง GSV4000 และบันทึกในไฟล์ที่ชื่อ POSA ในรูปแบบไบนารีในการนำข้อมูลส่วนนี้มาใช้วิเคราะห์จึงต้องแปลงให้อยู่ในรูปแบบแอสกีด้วยโปรแกรม bin2asc.exe จากนั้นจึงแปลงให้อยู่ในพิกัดคาร์ทีเซียน (Cartesian Coordinates) ดังแสดงในภาคผนวก ค โดยระยะความคลาดเคลื่อนของการบอกพิกัดในบทนี้จะหมายถึงระยะความคลาดเคลื่อนเมื่อเทียบกับวันที่ไม่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหัน

จากนั้นนำพารามิเตอร์ข้างต้นมาสร้างสมการ Multiple Non-linear Regression เพื่อช่วยลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของเครื่องรับบนพื้นโลก

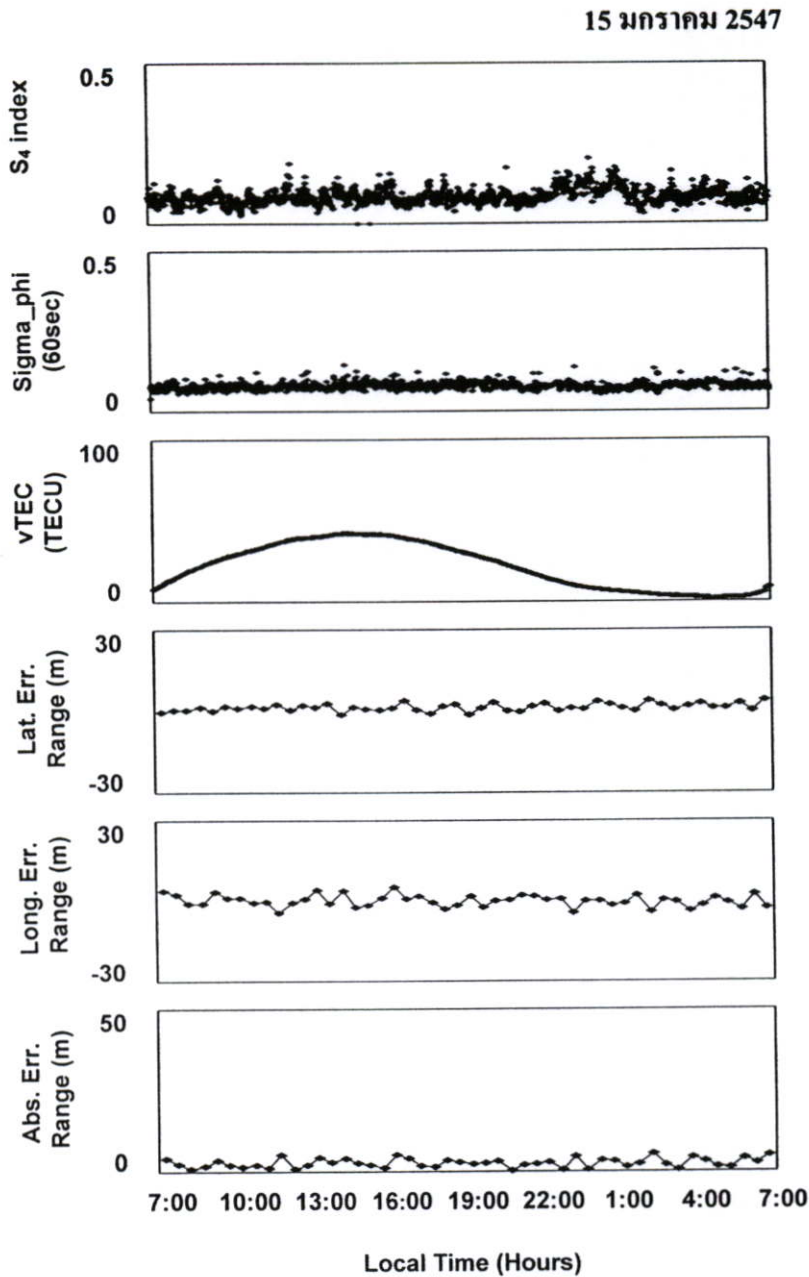
4.2 การวิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่างการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกระทันหัน และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อการบอกพิกัดของระบบ GPS

เมื่อพิจารณาข้อมูลการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS พบว่าช่วงเวลาที่ค่าดัชนี S_4 และ σ_f (60sec) มีค่าเพิ่มขึ้น หรือสัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหัน ในเวลาประมาณ 19.00 – 01:00 น. ซึ่งเป็นช่วงเวลาที่การระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ GPS เกิดการคลาดเคลื่อนมากที่สุด สอดคล้องกับค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนส

เฟียร์ที่มีความแปรปรวนเนื่องจากปรากฏการณ์ TEC Enhancement ในช่วงหลังจากห้วงดวงอาทิตย์ตก ตัวอย่างแสดงความสัมพันธ์ระหว่างการเปลี่ยนแปลงค่าดัชนี S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และค่า vTEC กับความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของเครื่องรับ GPS ทั้งทางละติจูด, ลองจิจูด และระยะทางคลาดเคลื่อนสัมบูรณ์ ในวันที่ 5 พฤศจิกายน 2546 และ 15 มกราคม 2547 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกระทันหันไม่รุนแรง แสดงได้ดังรูปที่ 4.1 และ 4.2 ตามลำดับ



รูปที่ 4.1 ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 5 พฤศจิกายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกระทันหันไม่รุนแรง

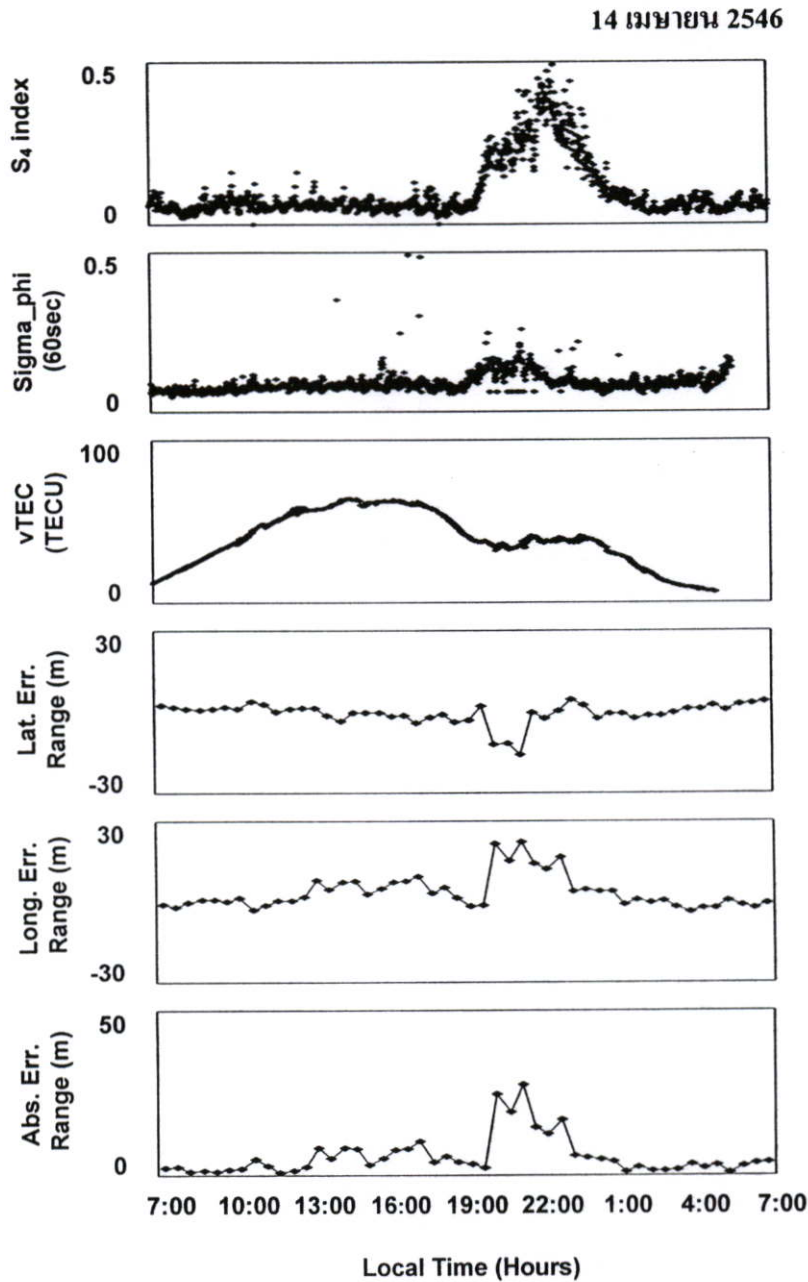


รูปที่ 4.2 ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 15 มกราคม 2547 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันไม่รุนแรง

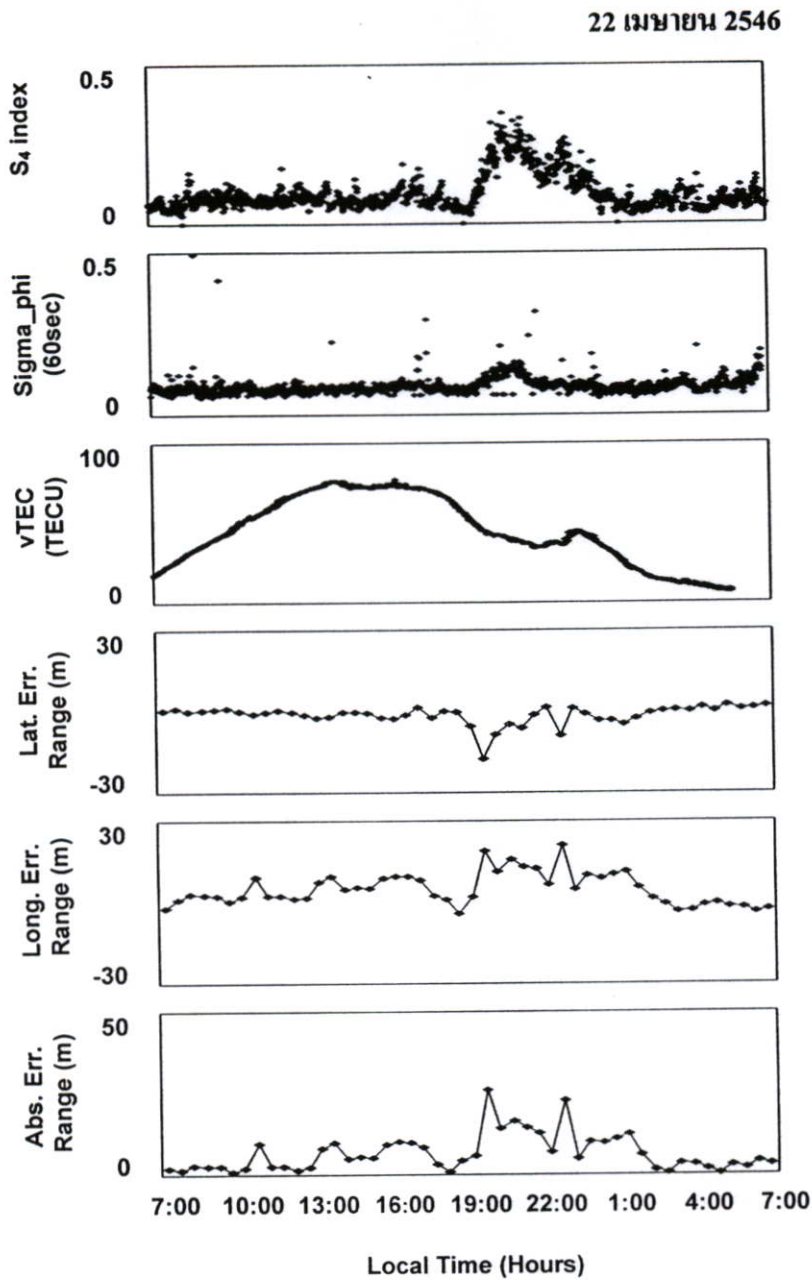
จากรูปที่ 4.1 และ 4.2 แสดงให้เห็นว่าในวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกะทันหันไม่รุนแรง จะส่งผลให้ค่าความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของเครื่องรับ GPS ทั้งทางละติจูด, ลองจิจูด และระยะทางคลาดเคลื่อนสัมบูรณ์ มีระยะต่ำกว่า 5 เมตร

เมื่อเปรียบเทียบกับตัวอย่างที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และค่า vTEC กับความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของเครื่องรับ GPS ในวันที่ 14 เมษายน 2546 และ 22

เมษายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณค่อนข้างรุนแรง ดังแสดงดังรูปที่ 4.3 และ 4.4 ตามลำดับ



รูปที่ 4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 14 เมษายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันรุนแรง



รูปที่ 4.4 ความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัด วันที่ 22 เมษายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันรุนแรง

จากรูปจะเห็นว่าในช่วงเวลาประมาณ 23:00 – 01:00 น. ค่าพิกัดที่คำนวณได้ทั้งทางละติจูดและลองจิจูดจะคลาดเคลื่อนจากตำแหน่งในช่วงที่ไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันเป็นระยะทางมากกว่า 20 เมตร ซึ่งเป็นช่วงเวลาเดียวกับที่ค่าดัชนี S_4 และ σ_ϕ (60sec) มีการเปลี่ยนแปลงมากที่สุด สอดคล้องกับช่วงเวลาที่ค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความแปรปรวน โดยตัวอย่างค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของระยะทางที่คลาดเคลื่อนในการระบุ

ตำแหน่งของเครื่องรับ GPS ในวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันรุนแรงและไม่รุนแรงสามารถแสดงได้ดังตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 ตัวอย่างค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของระยะทางที่คลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS

วันที่	ค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของระยะทางที่คลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS		
	ระยะทางสัมบูรณ์	ละติจูด	ลองจิจูด
5 พฤศจิกายน 2546	1.580	0.922	1.487
5 ธันวาคม 2546	1.566	1.410	1.371
15 มกราคม 2547	1.357	1.329	2.300
13 มีนาคม 2546	6.006	4.146	7.020
14 เมษายน 2546	5.973	3.891	6.220
22 เมษายน 2546	5.637	3.437	6.019

จากตารางที่ 4.1 จะเห็นได้ว่าในวันที่ 5 พฤศจิกายน 2546, 5 ธันวาคม 2546 และ 15 มกราคม 2547 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันไม่รุนแรงจะมีค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของระยะทางที่คลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS ต่ำกว่าวันที่ 13 มีนาคม 2546, 14 เมษายน 2546 และ 22 เมษายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันอย่างรุนแรง ทั้งในแนวละติจูด, ลองจิจูด และระยะทางสัมบูรณ์ นั่นคือปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีผลต่อความคลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับ GPS

4.3 การลดความคลาดเคลื่อนของการบอกพิกัดโดยการอาศัยความสัมพันธ์ระหว่างปัจจัยจากการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลต่อการบอกพิกัดของระบบ GPS

จากหัวข้อที่ผ่านมาเมื่อพิจารณาผลการศึกษาปัจจัยอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งได้แก่ การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน, การเปลี่ยนแปลงเฟสอย่างกะทันหัน และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นไอโอโนสเฟียร์ ที่มีผลต่อการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS พบว่าช่วงเวลาที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกะทันหัน จะส่งผลให้การระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ GPS เกิดการคลาดเคลื่อน ทั้งนี้มีสาเหตุเนื่องมาจากเมื่อสัญญาณดาวเทียม GPS เดินทางผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศ

ไอโอโนสเฟียร์ สัญญาณจะเกิดการหักเห และเดินทางถึงเครื่องรับช้ากว่าปกติ เมื่อนำมาคำนวณหาระยะทางเทียม จึงได้ค่าระยะทางเทียมที่ไม่ถูกต้อง ส่งผลให้เมื่อคำนวณหาพิกัดจึงได้ค่าพิกัดที่คลาดเคลื่อน ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้นำหลักการวิเคราะห์การถดถอย (Regression Analysis) มาวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของค่าดัชนี S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และ vTEC ที่เปลี่ยนแปลงในช่วงเวลา ระหว่างวันกับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อนไป เพื่อนำไปสร้างสมการถดถอยในรูปแบบของ Multiple Non-linear Regression

การสร้างสมการถดถอยในรูปแบบของ Multiple Non-linear Regression ขั้นแรกจะทำการทรานสฟอร์ม (Transform) ตัวแปรอิสระ S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และ vTEC แต่ละตัวให้อยู่ในรูปแบบของโพลีโนเมียลฟังก์ชัน (Polynomial Function) กับระยะทางที่คลาดเคลื่อน ดังสมการที่ (4.1) [22]

$$r_i = \rho_i + \beta_1 + \beta_2 x_i + \beta_3 x_i^2 \quad (4.1)$$

โดยที่	x_i	คือ	ตัวแปรอิสระของโพลีโนเมียลฟังก์ชัน ซึ่งในที่นี้คือ S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และ vTEC
	$\beta_1, \beta_2, \beta_3$	คือ	ค่าสัมประสิทธิ์ของตัวแปรอิสระของโพลีโนเมียลฟังก์ชัน
	ρ_i	คือ	ค่าระยะทางเทียมจากดาวเทียมถึงเครื่องรับที่ได้จากการคำนวณ
	r_i	คือ	ค่าระยะทางจริงที่สัญญาณใช้ในการเดินทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ

ซึ่งสามารถหาค่า β_i ได้จากการแก้ระบบสมการ (4.2) ถึง (4.4) [23]

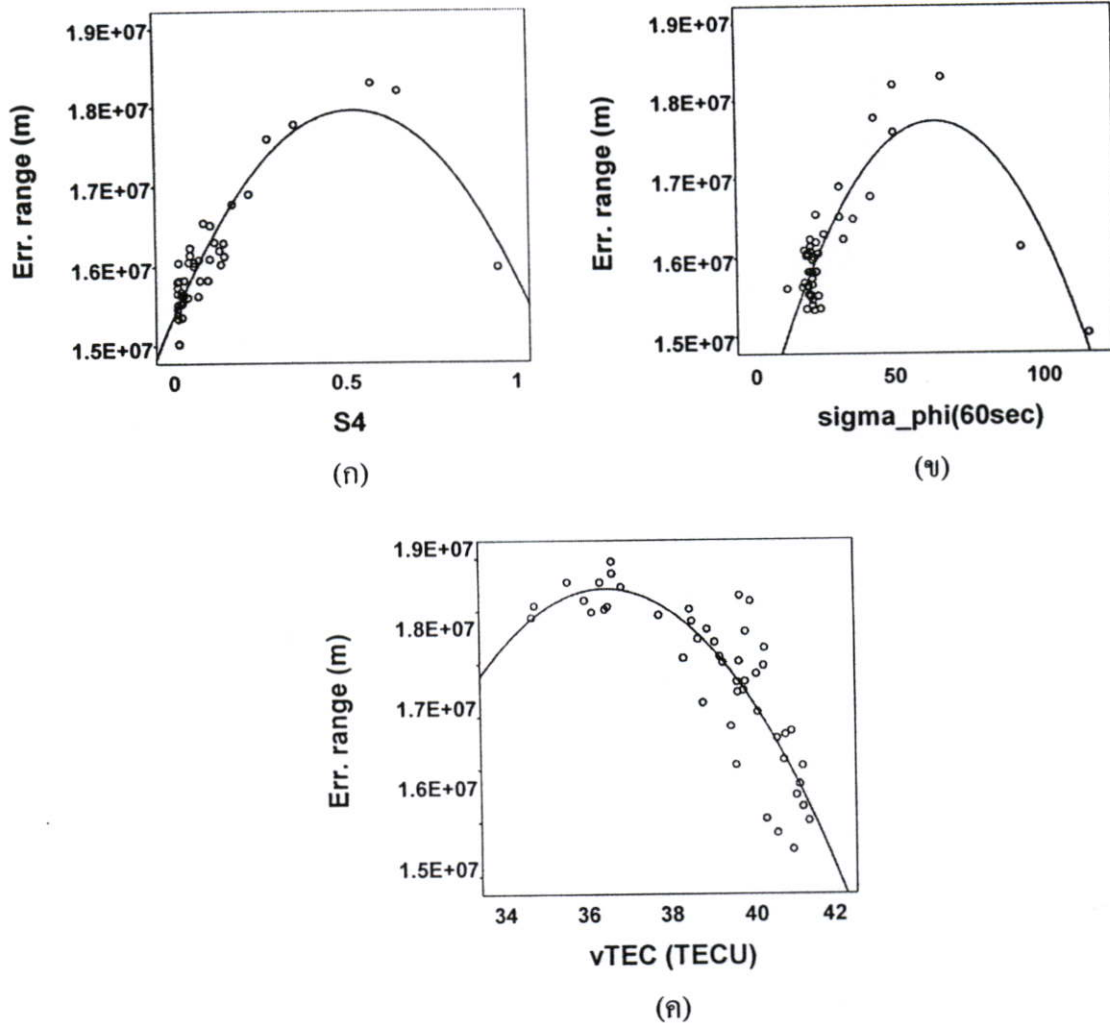
$$\sum_{i=1}^n |r_i - \rho_i| = n\beta_1 + \beta_2 \sum_{i=1}^n x_i + \beta_3 \sum_{i=1}^n x_i^2 \quad (4.2)$$

$$\sum_{i=1}^n x_i \cdot |r_i - \rho_i| = \beta_1 \sum_{i=1}^n x_i + \beta_2 \sum_{i=1}^n x_i^2 + \beta_3 \sum_{i=1}^n x_i^3 \quad (4.3)$$

$$\sum_{i=1}^n x_i^2 \cdot |r_i - \rho_i| = \beta_1 \sum_{i=1}^n x_i^2 + \beta_2 \sum_{i=1}^n x_i^3 + \beta_3 \sum_{i=1}^n x_i^4 \quad (4.4)$$

จากการสร้างสมการความสัมพันธ์ระหว่างฟังก์ชันโพลีโนเมียลของตัวแปรอิสระ S_4 , σ_{ϕ} (60sec) และ vTEC กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อนไปจะได้ว่า ความสัมพันธ์ระหว่างฟังก์ชันโพลีโนเมียลของค่าดัชนี S_4 กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อนมีค่า $R^2 = 0.861$ ในขณะที่ความสัมพันธ์ระหว่างฟังก์ชันโพลีโนเมียลของค่า σ_{ϕ} (60sec) กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อน

มีค่า $R^2 = 0.742$ และความสัมพันธ์ระหว่างฟังก์ชันโพลีโนเมียลของค่า vTEC กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อนมีค่า $R^2 = 0.771$ ดังรูปที่ 4.5



รูปที่ 4.5 (ก) ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อน
 (ข) ความสัมพันธ์ระหว่างค่า σ_ϕ (60sec) กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อน
 (ค) ความสัมพันธ์ระหว่างค่า vTEC กับค่าระยะทางเทียมที่คลาดเคลื่อน

จากนั้นนำตัวแปรอิสระ S_4 , σ_ϕ (60sec) และ vTEC ที่อยู่ในรูปของโพลีโนเมียลฟังก์ชันมาทำการประมาณสมการถดถอยเชิงเส้นกับค่าระยะทางจริงที่สัญญาณใช้ในการเดินทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ (R_i) และค่าระยะทางเทียมจากดาวเทียมถึงเครื่องรับที่ได้จากการคำนวณ (ρ_i) ก็จะได้สมการที่จะมาใช้ในการลดความคลาดเคลื่อนจากการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS ดังสมการที่ (4.5) [22]

$$R_i = \rho_i + a + b_1(\beta_{11} + \beta_{12}S_{4i} + \beta_{13}S_{4i}^2) + b_2(\beta_{21} + \beta_{22}\sigma_{\phi i}(60\text{sec}) + \beta_{23}\sigma_{\phi i}^2(60\text{sec})) + b_3(\beta_{31} + \beta_{32}\text{vTEC}_i + \beta_{33}\text{vTEC}_i^2) \quad (4.5)$$

โดยที่	a	คือ	คือค่าความผิดพลาดอื่นๆ เช่น ความผิดพลาดที่เกิดจากอุณหภูมิ หรือจากความหนาแน่นของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์
	b_1, b_2, b_3	คือ	ค่าสัมประสิทธิ์ของโพลีโนเมียลฟังก์ชัน
	R_i	คือ	ค่าระยะทางเทียมจากดาวเทียมถึงเครื่องรับที่แก้ไขแล้ว

เมื่อ

$$a = \bar{r} - \bar{\rho} - b_0(\bar{S}_4) - b_1(\bar{\sigma}_\phi(60\text{sec})) - b_2(\overline{vTEC}) \quad (4.6)$$

ซึ่งสามารถหาค่า b_i ได้จากการแก้ระบบสมการ (4.7) ถึง (4.10) [23]

$$\sum_{i=1}^n |r_i - \rho_i| = na + b_1 \sum_{i=1}^n S_{4i} + b_2 \sum_{i=1}^n \sigma_{\phi i}(60\text{sec}) + b_3 \sum_{i=1}^n vTEC_i \quad (4.7)$$

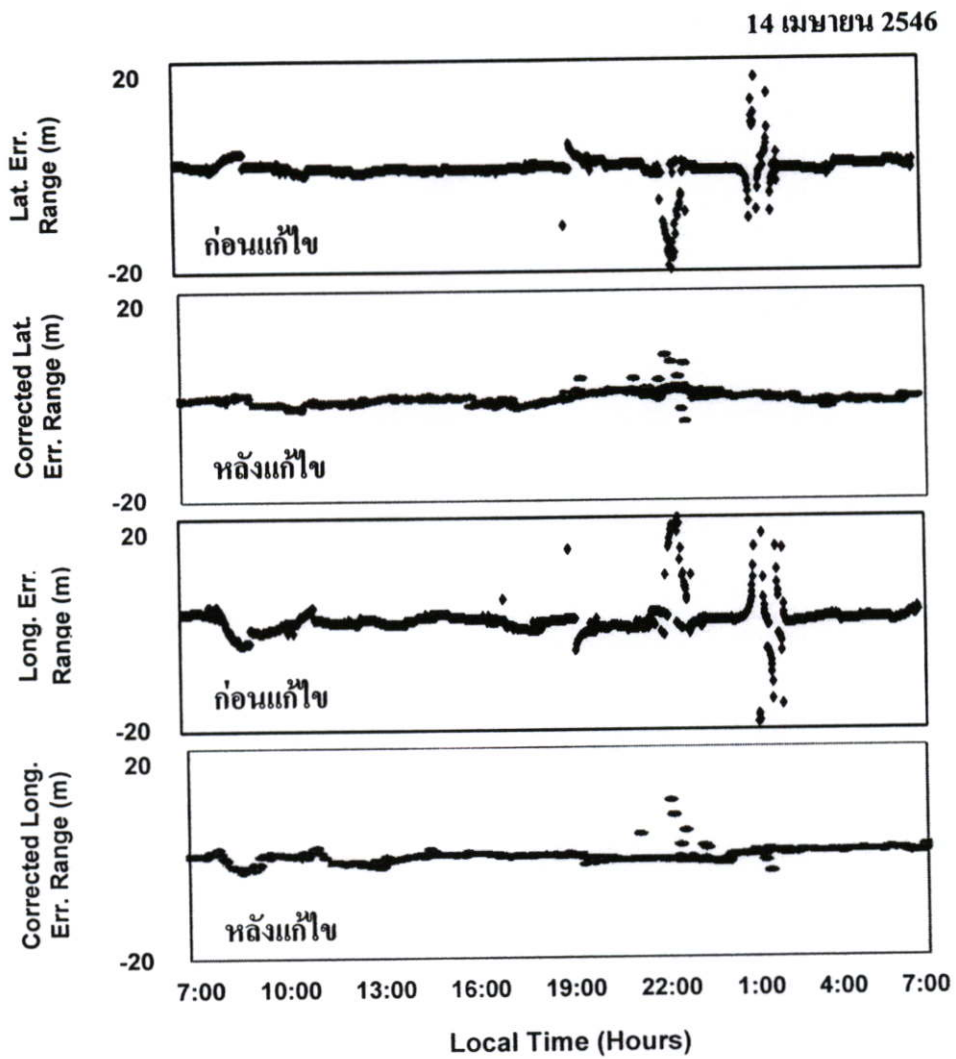
$$\sum_{i=1}^n |r_i - \rho_i| \cdot S_{4i} = a \sum_{i=1}^n S_{4i} + b_1 \sum_{i=1}^n S_{4i}^2 + b_2 \sum_{i=1}^n S_{4i} \cdot \sigma_{\phi i}(60\text{sec}) + b_3 \sum_{i=1}^n S_{4i} \cdot vTEC_i \quad (4.8)$$

$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^n |r_i - \rho_i| \cdot \sigma_{\phi i}(60\text{sec}) &= a \sum_{i=1}^n \sigma_{\phi i}(60\text{sec}) + b_1 \sum_{i=1}^n S_{4i} \cdot \sigma_{\phi i}(60\text{sec}) \\ &+ b_2 \sum_{i=1}^n \sigma_{\phi i}^2(60\text{sec}) + b_3 \sum_{i=1}^n \sigma_{\phi i}(60\text{sec}) \cdot vTEC_i \end{aligned} \quad (4.9)$$

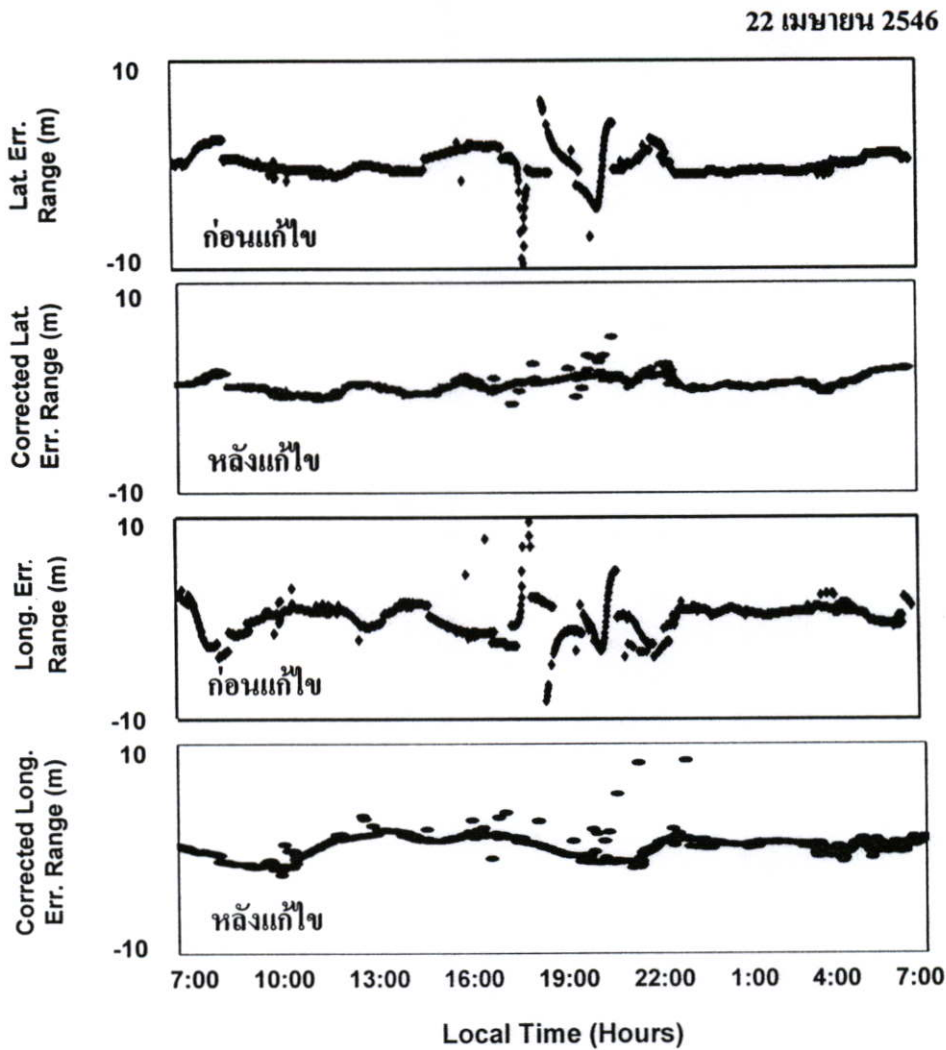
$$\begin{aligned} \sum_{i=1}^n |r_i - \rho_i| \cdot vTEC_i &= a \sum_{i=1}^n vTEC_i + b_1 \sum_{i=1}^n S_{4i} \cdot vTEC_i + b_2 \sum_{i=1}^n \sigma_{\phi i}(60\text{sec}) \cdot vTEC_i \\ &+ b_3 \sum_{i=1}^n vTEC_i^2 \end{aligned} \quad (4.10)$$

โดยนำข้อมูลค่าดัชนี S_4 , $\sigma_\phi(60\text{sec})$, $vTEC$ และค่าระยะทางเทียมที่ได้จากไฟล์ข้อมูลชื่อ RGEA ของเครื่อง GSV4000 มาเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์ $\beta_1, \beta_2, \beta_3$ ของโพลีโนเมียลฟังก์ชัน จากนั้นนำโพลีโนเมียลฟังก์ชันมาประมาณสมการถดถอยในแบบเชิงเส้นเพื่อหาค่าสัมประสิทธิ์ b_1, b_2, b_3 เมื่อแทนค่าสัมประสิทธิ์ในสมการเดิมแล้วจะได้สมการใหม่ที่ใช้สำหรับแก้ไขค่าระยะทางเทียม ก่อนนำไปใช้ในการคำนวณหาพิคต์ด้วยสมการที่ (2.23) ถึง (2.26) โดยอาศัยวิธี Least-Squared Solution ของ Bancroft พิกัดที่คำนวณได้เองนี้เป็นพิคต์เริ่มแรก ซึ่งไม่มีการเฉลี่ยค่า หรือใช้วิธีการคัดเลือกข้อมูลเพื่อเพิ่มความแม่นยำในการบอกพิคต์ใดๆทั้งสิ้น พิกัดเริ่มแรกนี้จึงมีค่าความคลาดเคลื่อนสูงมากเมื่อเปรียบเทียบกับค่าพิคต์ที่คำนวณโดยเครื่อง GPS ดังนั้นเพื่อความชัดเจนในการเปรียบเทียบผลที่ได้ จึงได้คำนวณหาพิคต์เริ่มแรกที่ได้จากค่าระยะทางเทียมเดิม

และพิกัดเริ่มแรกที่ได้จากระยะทางเทียมใหม่ที่ถูกรแก้ไข แล้วนำค่าพิกัดที่นอร์มัลไลซ์ (Normalize) ด้วย 10^7 [2] มาสร้างแผนภูมิเพื่อเปรียบเทียบกัน ผลการวิเคราะห์แสดงรูปดังต่อไปนี้



รูปที่ 4.6 การเปรียบเทียบความคลาดเคลื่อนจากการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS ก่อนและหลังการแก้ไขค่าระยะทางเทียม ในวันที่ 14 เมษายน 2546



รูปที่ 4.7 การเปรียบเทียบความคลาดเคลื่อนจากการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS ก่อนและหลังการแก้ไขค่าระยะทางเทียม ในวันที่ 22 เมษายน 2546

รูปที่ 4.6 และ 4.7 แสดงค่าความคลาดเคลื่อนในการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS ซึ่งเป็นผลมาจาก ปัจจัยความไม่สม่ำเสมอของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ส่งผลให้เกิดความคลาดเคลื่อนในระบบ GPS เป็นระยะทางไม่ต่ำกว่า 20 เมตร และเมื่อนำสมการถดถอยที่ได้จากการวิเคราะห์มาช่วยในการลดความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS จะทำให้ความคลาดเคลื่อนของการระบุตำแหน่งลดลงมาอยู่ที่ระยะประมาณ 5 เมตร เมื่อเทียบกับช่วงเวลาที่ไม่มีเกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัย และข้อเสนอแนะ

ในปัจจุบันการสื่อสารผ่านดาวเทียมเป็นช่องทางที่สำคัญประการหนึ่งในการติดต่อสื่อสารจากสถานที่ซึ่งอยู่ห่างไกลกัน ช่วยให้โลกมีการสื่อสารที่ไร้พรมแดน แต่กระนั้นสัญญาณดาวเทียมอาจถูกลดทอนลงเนื่องจากสาเหตุทางสภาพแวดล้อมและปัจจัยทางธรรมชาติต่างๆ อาทิเช่น การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน, การลดทอนจากฝน, การรบกวนเนื่องจากดวงอาทิตย์ ฯลฯ ปปรากฏการณ์ทางธรรมชาติเหล่านี้ล้วนมีส่วนทำให้สัญญาณดาวเทียมเกิดการเปลี่ยนแปลงทั้งแอมพลิจูดและเฟสเป็นแบบสุ่ม สัญญาณจึงเกิดการแกว่งขึ้นลงไปมา หรือเรียกว่า Scintillation นำมาซึ่งความผิดพลาดในการสื่อสารข้อมูล จากความจริงที่ว่าในเวลากลางวันชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะได้รับพลังงานรังสีจากดวงอาทิตย์ ทำให้โมเลกุลของก๊าซถูกไอออไนซ์เป็นไอออนและอิเล็กตรอนอิสระจำนวนมาก จากนั้นไอออนและอิเล็กตรอนอิสระจะทำการรวมตัวกันอีกครั้ง โดยอัตราการไอออไนซ์มีค่าเท่ากับอัตราการรวมตัว และในเวลากลางคืนเมื่อไม่มีอิทธิพลจากรังสีของดวงอาทิตย์จะทำให้อัตราการไอออไนซ์มีค่าน้อยกว่าอัตราการรวมตัว ส่งผลให้เกิดความแปรปรวนของปริมาณอิเล็กตรอนอิสระ เกิดเป็นกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนขึ้นในชั้นบรรยากาศ เมื่อสัญญาณดาวเทียม GPS เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งมีความไม่สม่ำเสมออันเนื่องมาจากความแปรปรวนของปริมาณอิเล็กตรอน จะถูกหักเหเกิดเป็น multipath signal ทำให้สัญญาณที่ได้รับที่เครื่องรับมีลักษณะแกว่งขึ้นลงอย่างกะทันหัน ซึ่งก็คือ scintillation จากการศึกษาพบว่าช่วงเวลาดังกล่าวมีผลทำให้การระบุตำแหน่งของสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความผิดพลาด โดยระดับความรุนแรงการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน ขึ้นอยู่กับ ฤดูกาล เวลาในแต่ละวัน และตำแหน่งละติจูดของพื้นที่ที่ทำการศึกษาดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้ศึกษาถึงลักษณะของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกะทันหัน ของสัญญาณดาวเทียม GPS เพื่อวิเคราะห์ถึงผลกระทบของการปรากฏการณ์ ที่มีต่อการระบุตำแหน่งบนพื้นโลก

ในการวิเคราะห์จะนำข้อมูลพารามิเตอร์ที่ใช้ในการวัดระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดและเฟสอย่างกะทันหัน ซึ่งได้แก่ ค่าดัชนี S_4 และ σ_f (60sec) ตามลำดับ และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หรือ $vTEC$ จากผลการศึกษาพบว่าเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณจะเกิดขึ้นอย่างรุนแรงในช่วงเวลาหลังพระอาทิตย์ตกประมาณ 1 ชั่วโมง เนื่องจาก ณ ช่วงเวลาดังกล่าวชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนเกิดขึ้น ทำให้สัญญาณที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศมีคุณลักษณะเปลี่ยนแปลงไป โดยเดือนที่แอมพลิจูดของสัญญาณเกิดการแกว่งขึ้นลงอย่างกะทันหันรุนแรงมากที่สุด คือเดือนช่วงเดือนมีนาคมและช่วงเดือนกันยายน เนื่องจากช่วงเวลาดังกล่าวเป็นช่วงที่รังสีจาก

ดวงอาทิตย์ฉายตั้งฉากกับแนวเส้นศูนย์สูตรของโลก ส่งผลให้อิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความหนาแน่นมากกว่าในเดือนอื่นๆ หรือที่เรียกว่า ช่วง Equinox และเดือนที่มีค่าดัชนี S_f และ $\sigma_f(60\text{sec})$ น้อยที่สุดคือช่วงเดือนมิถุนายนและช่วงเดือนธันวาคม ซึ่งเป็นช่วงที่ดวงอาทิตย์อยู่ห่างจากเส้นศูนย์สูตรมากที่สุด หรือที่เรียกว่า ช่วง Solstice

เมื่อนำมาเปรียบเทียบกับระยะทางที่คลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS สามารถกล่าวได้ว่าในช่วงเวลาประมาณ 23:00 – 01:00 น. ค่าพิกัดที่คำนวณได้ทั้งทางละติจูดและลองจิจูดจะคลาดเคลื่อนจากตำแหน่งในช่วงที่ไม่เกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันเป็นระยะทางมากกว่า 20 เมตร ซึ่งเป็นช่วงเวลาเดียวกับที่ค่าดัชนี S_f และ $\sigma_f(60\text{sec})$ มีการเปลี่ยนแปลงมากที่สุด สอดคล้องกับช่วงเวลาที่ค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความแปรปรวน ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้นำความสัมพันธ์ของปัจจัยข้างต้นมาใช้ในการสร้างสมการถดถอยในรูปแบบโพลีโนเมียลมาช่วยลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของเครื่องรับบนพื้นโลก เมื่อนำสมการถดถอยที่ได้จากการวิเคราะห์มาช่วยในการลดความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของเครื่องรับ GPS จะทำให้ความคลาดเคลื่อนของการระบุตำแหน่งลดลงมาอยู่ที่ระยะประมาณ 5 เมตร

นอกจากนั้นเมื่อไม่นานมานี้ได้เกิดเหตุการณ์แผ่นดินไหวทำให้เกิดความสูญเสียทั้งชีวิตและทรัพย์สินเป็นจำนวนมาก เนื่องจากภัยธรรมชาติอย่างเช่นแผ่นดินไหวเป็นภัยพิบัติที่ยังไม่สามารถทำนายเพื่อแจ้งเตือนได้ในปัจจุบัน นักวิจัยทั่วโลกจึงได้มีความพยายามในการศึกษาสาเหตุและสภาพของการเกิดแผ่นดินไหว อย่างเช่น ในประเทศทางฝั่งอเมริกาและยุโรปได้มีการติดตั้งเครือข่ายเฝ้าระวังการเกิดแผ่นดินไหวโดยการตั้งสถานีรับสัญญาณ GPS กระจายอยู่ตามประเทศต่างๆ ในแถบมหาสมุทรแอตแลนติก และหลังจากการเกิดแผ่นดินไหวเมื่อวันที่ 26 ธันวาคม 2547 บริเวณเกาะสุมาตราได้ไม่นานก็มีรายงานทางวิชาการจากคณะนักวิจัยญี่ปุ่นที่มาติดตั้งเครือข่ายเครื่องรับสัญญาณ GPS ที่ประเทศอินโดนีเซีย 2 สถานี ในประเทศไทย 3 สถานี (สจล. วิทยาเขตชุมพร, สจล. กรุงเทพฯ และ ม.เชียงใหม่) ออกมาว่าแผ่นดินไหวนั้นเป็นสาเหตุหนึ่งที่ทำให้โครงสร้างของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดความแปรปรวน โดยการปลดปล่อยคลื่น Acoustic ออกมารบกวนชั้นบรรยากาศทำให้อิเล็กตรอนเพิ่มขึ้นประมาณ 7 TECU และการเพิ่มขึ้นของค่าปริมาณอิเล็กตรอนที่วัดได้ของแต่ละสถานีจะเพิ่มขึ้นในเวลาไล่เลี่ยกันขึ้นอยู่กับระยะเวลาที่คลื่น Acoustic ใช้ในการเดินทางถึงชั้นบรรยากาศของตำแหน่งที่สถานีเครื่องรับ GPS นั้นๆ ตั้งอยู่ จากแนวคิดนี้ในการวิจัยขั้นต่อไปอาจจะศึกษาเพื่อนำข้อมูลที่ได้ไปใช้ในการทำนายการเกิดแผ่นดินไหว

บรรณานุกรม

- [1] G. Marel, M. Bousquet, **Satellite Communications Systems 3rd edition**. West Sussex: John Wiley & Sons, Ltd., 1998.
- [2] ปัทมา พุ่มชูศักดิ์. “การศึกษาคุณลักษณะการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันเนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของสัญญาณดาวเทียม GPS.” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมโทรคมนาคม บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2547.
- [3] สมพงษ์ สุกรแก้วดอนม. “การศึกษาคุณลักษณะการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันแถบความถี่ C ที่มุมเงยต่ำ.” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิตสาขาวิศวกรรมไฟฟ้าบัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง. 2546.
- [4] Viparat T., “Modeling of Amplitude Distribution Due to Ionospheric Scintillation.” Master Thesis of Engineering in Telecommunication Engineering, King Mongkut’s Institute of Technology Ladkrabang.2004.
- [5] กิติชัย วิเศษศิริ. “การวิเคราะห์ผลกระทบของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันที่มีผลต่อสัญญาณดาวเทียมย่านความถี่ VHF.” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมโทรคมนาคม บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2547.
- [6] Makaratat K. “Analysis of 1.694 GHz Ionospheric Scintillation and Its Impact on Satellite Communication System.” Master Thesis of Engineering in Electrical Engineering, King Mongkut’s Institute of Technology Ladkrabang.2002.
- [7] A. Carlström, R. Emardson, J. Christensen, P. Sinander, F. Zangerl, G. Bergeton Larsen and P. Høeg, “**GPSOS The GPS Occultation Sensor on NPOESS.**” Saab Ericsson Space, Sweden, Austrian Aerospace, Austria and Danish Meteorological Institute, Denmark
- [8] http://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps_f.html
- [9] <http://gps.faa.gov/gpsbasics/index.htm>
- [10] ชรรยง ทรัพย์สุขอำนวย., ระบบการหาดำแหน่งบนพื้นโลกด้วยดาวเทียม. พิมพ์ครั้งที่ 1. ประเทศไทย: 2546.
- [11] เอกพล มิ่งขวัญ. “ปัจจัยที่ลดทอนความแม่นยำของจีพีเอสในภาวะที่มีความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สูงสุด.” วิทยานิพนธ์วิทยาศาสตร์มหาบัณฑิต สาขาวิชา

- การศึกษาวิทยาศาสตร์ (คอมพิวเตอร์) บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง. 2546.
- [12] Bancroft S., “An algebraic solution of the GPS equation.” IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 21, pp. 56 – 59, 1985.
- [13] <http://liftoff.msfc.nasa.gov/academy/space/atmosphere.html>
- [14] Davies K., **Ionospheric Radio**. London: Peter Peregrinus, Ltd., 1990.
- [15] Tadanori O. and K. Marubashi eds., **Science of Space Environment**. Japan: Ohmsha Ltd., 2000.
- [16] Allnutt J.E., **Satellite to Ground Radiowave Propagation Theory, Practice and System Impact at Frequencies above 1 GHz**. London: Peter Peregrinus, Ltd., 1989.
- [17] N.M. Shilo, E.A. Essex, and A. Breed, “Scintillation and TEC Study of High Latitude Ionosphere Over Casey Station Antarctica.” which available at :
<http://www.ips.gov.au/IPSHosted/STSP/aip/natalie/natweb.htm>
- [18] อรอนงค์ เพชรนิ่ม. “การศึกษาการเปลี่ยนแปลงปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในบริเวณใกล้เส้นศูนย์สูตรที่มีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียม.” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง. 2542.
- [19] <http://helios.gsfc.nasa.gov/>
- [20] M. H O Aquino, F. S Rodrigues, A. Dodson, T. Moore and S. Waugh, “Results of Statistical Analysis of GPS Ionospheric Scintillation Data in Northern Europe 13-15 October 2003, Matera, Italy.” which available at
http://www.nottingham.ac.uk/iessg/research/research_project/isgres38/iessg_matera_2003_1.pdf
- [21] A.J. Van Dierendonck, P. Fenton and J.Klobuchar, “Commercial Ionospheric Scintillation Monitoring Receiver Development and Test Results.” Proceedings of ION 52nd Annual meeting, The institute of Navigation., Cambridge, 1996.
- [22] กัลยา วานิชย์บัญชา., การวิเคราะห์สถิติขั้นสูง. พิมพ์ครั้งที่4. สำนักพิมพ์จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย. ประเทศไทย: 2546.
- [23] เอกชัย ชัยประเสริฐสิทธิ., การวิเคราะห์สหสัมพันธ์และการถดถอย. พิมพ์ครั้งที่4. สำนักพิมพ์ มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์. ประเทศไทย: 2527.

ภาคผนวก

ภาคผนวก ก.

ข้อมูลทางสถิติของจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์

YEARLY MEAN AMERICAN SUNSPOT NUMBERS

Year	Sunspot Number	Year	Sunspot Number	Year	Sunspot Number
1945	32.3	1965	12.1	1985	16.2
1946	99.9	1966	38.7	1986	11
1947	170.9	1967	86.3	1987	29
1948	166.6	1968	97.5	1988	100.9
1949	174.1	1969	104.6	1989	162.2
1950	103.7	1970	107.4	1990	145.1
1951	64.4	1971	66.5	1991	144.3
1952	30.5	1972	67.3	1992	93.5
1953	12.5	1973	36.7	1993	54.5
1954	3.4	1974	32.3	1994	31
1955	34.6	1975	14.4	1995	18.2
1956	125.9	1976	11.6	1996	8.4
1957	168.3	1977	26	1997	20.3
1958	172.1	1978	86.9	1998	61.6
1959	145	1979	145.8	1999	96.1
1960	102.1	1980	149.1	2000	123.3
1961	44.7	1981	146.5	2001	123.3
1962	29.8	1982	114.8	2002	109.4
1963	22.2	1983	64.7	2003	65.9
1964	7.4	1984	43.5	2004	43.3

ที่มา: ftp://ftp.ngdc.noaa.gov/STP/SOLAR_DATA/SUNSPOT_NUMBERS/

AMERICAN_NUMBERS/YEARLY

ภาคผนวก ข.

รายละเอียดเครื่องรับ GPS รุ่น GSV4000

The GSV4000 (GPS Silicon Valley) consists of three major components: a GPS Antenna (NovAtel's Model 502 GPSAntenna), a GPS receiver (NovAtel's 3951R GPSCard) and aGSV-3003A 10 MHz OCXO Reference Board with various interconnecting cables. The latter two components are designed to plug into a standard IBM-compatible desktop personal computer (PC). The GPS receiver, which is a GPSCard with modified software, can track up to 11 GPS C/A signals at the L1 frequency (1575.42 MHz) and measure phase and amplitude (at 50-Hz rate) and code/carrier divergence (at 1-Hz rate) for each satellite being tracked. (The 12th channel is used as a noise reference.)

The primary purpose of the GSV4000 ISM system is to collect ionospheric scintillation data for all visible GPS satellites (up to eleven satellites) and store binary data logs, called ISMR, on the PC hard disk for post processing. These data may also be output to a serial port on the GPSCard (COM1) in either binary or ASCII format. The GSV4000K.EXE program is used to control the GSV4000 operations. You can program GSV4000K's Data Logging operation to collect the ISMR data logs that are generated every minute. Another off-line PC-based program, ISMVIEW.EXE, may be used to review the ISMR data.

The programs (GSV4000K.EXE and ISMVIEW.EXE) run on IBM PC or compatibles with 640 k bytes of conventional memory. It works with a monochrome, EGA, VGA, or SVGA monitor. A math coprocessor is not required.

The GPSCard PC Series modules are composed of two major sections: an RF section and a Digital section. In order for the GPSCard PC module to function as a complete GPS positioning system, it must be installed into an IBM-compatible desktop or laptop computer and connected to an external. A brief description of each section follows.

1) GPSAntenna

The purpose of the antenna element is to intercept the radio waves emitted by the GPS satellites. The signal is then coupled to the low noise amplifier (LNA) where it is amplified to overcome the losses incurred by the interconnecting coaxial cable between the antenna and GPSCard. NovAtel offers a variety of GPSAntenna models. All use low profile microstrip technology with built-in LNA and bandpass filtering. The antenna you choose will depend on

your particular application, ranging from precise geodetic surveying to avionics, marine, and mobile.

2) GPSCard RF/IF section

The GPSCard receives the filtered and amplified RF signal from the GPSAntenna via the external interconnection coaxial cable. The RF section of the GPSCard serves the following primary functions:

- Filters the RF signal to reduce noise and interference
- Down-converts the RF signal to an IF (intermediate frequency) range that is suitable for the A/D converter
- Amplifies the GPS signal to a level suitable to drive the A/D converter in the digital section
- Accepts automatic gain control (AGC) input from the Digital Signal Processor (DSP) to maintain the IF signal at a constant level
- Supplies DC voltage to the antenna RF input connector which is used by the GPSAntenna as power input for the LNA.

3) Digital section

The GPSCard digital section consists of three major subsections: Signal Processor, CPU, and System I/O. The **Signal Processor** contains two NovAtel custom ASIC correlator chips, an analog to digital converter (A/D), and performs the following primary functions:

- Converts the IF signal to a digital format (A/D conversion)
- Independent satellite channel tracking (up to 12 channels)
- C/A code and carrier phase tracking

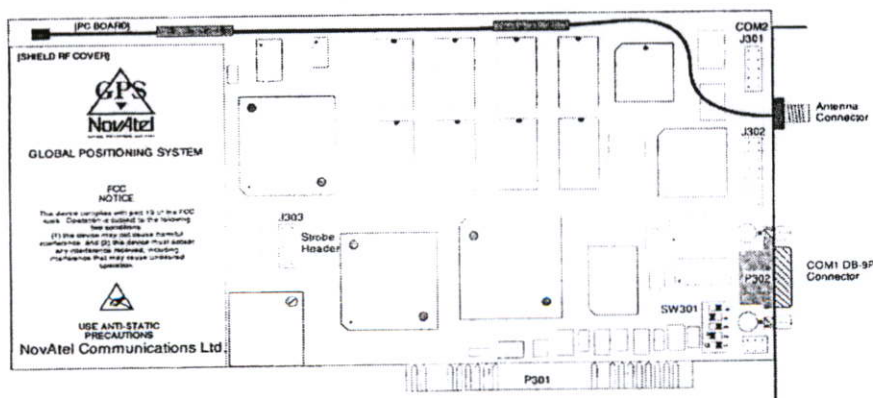


Fig.1 GPSCard PC Series-System Functional Block Diagram

The CPU is the heart of the GPSCard. All of the system control, processing, and positioning intelligence is performed in the CPU. It consists of both hardware and software components. The CPU is summarized below:

- A 32-bit microprocessor
- Custom Real Time Operating System (RTOS)
- Database management
- I/O control
- Position filtering
- Channel/loop control
- Navigation software

The I/O section allows two-way communications and timing strobes between outside devices and the GPSCard. Pinout descriptions for I/O connections are provided in the Hardware Installation section of this manual. A summary of I/O functions is listed below:

- Provides two serial communication ports for interfacing with outside data communications equipment (DCE)-EIA RS232
- Selectable baud rates up to 115.2 Kbaud (defaults to 9600 baud)
- Provides input and output timing strobe lines
- Allows user command input (COM1, COM2, or host computer console)
- Provides a means of output logging of various data types and differential corrections

15	30-second phase sigma	4	float	radians	68
16	60-second phase sigma	4	float	radians	72
17	Average of Code/Carrier divergence	4	float	cycles	76
18	Sigma of Code/Carrier divergence	4	float	cycles	80
19	Phase Spectral strength T	4	float	dB	84
20	Phase Spectral slope p	4	float	dimension-less	88
21	Amplitude Spectrum K0	4	float	dB	84
22	Amplitude Spectrum K1	4	float	dimension-less	84
23	Amplitude Spectrum K2	4	float	dimension-less	84
24	Amplitude Spectrum K3	4	float	dimension-less	84
25	Lock time	4	integer	seconds	92
26	Channel status	4	integer	N/A	96
27...	For Next SV Observation				

ภาคผนวก ค.

การแปลงระบบพิกัดตำแหน่งดาวเทียมและตำแหน่งเครื่องรับ

A: Ellipsoid and projection constants

Shape and size of biaxial ellipsoids used in the UK

Name	Semi-major Axis a (m)	Semi-minor Axis b (m)	Associated datum And projections
Airy 1830	6,377,563.396	6,356,256.910	OSGB36, National Grid
Airy 1830 modified	6,377,340.189	6,356,034.447	Ireland 65, Irish National Grid
International 1924 Aka Hayford 1909	6,378,388.000	6,356,911.946	ED50, UTM
GRS80 aka WGS84	6,378,137.000	6,356,752.3141	WGS84, ITRS, ETRS89.

Ellipsoid

The ellipsoid squared eccentricity constant e^2 is computed from a and b by equation (B1)

Transverse Mercator projections used in the UK

Projection	Scale factor on Central meridian F_0	True origin ϕ_0 and λ_0	Map coordinates of true origin (m), e_0 and N_0	Ellipsoid
National Grid	0.9996012717	Lat 49° N Long 2° W	E 400,000 N -100,000	Airy 1830
Irish National Grid	1.000035	Lat $53^\circ 30'$ N Long 8° W	E 200,000 N 250,000	Airy 1830 modified
UTM zone 29	0.9996	Lat 0° Long 9° W	E 500,000 NO	International 1924
UTM zone 30	0.9996	Lat 0° Long 3° W	E 500,000 NO	International 1924
UTM zone 31	0.9996	Lat 0° Long 3° E	E 500,000 NO	International 1924

B: Converting between 3-D Cartesian and ellipsoidal latitude, longitude and height coordinates

Converting latitude, longitude and ellipsoid height to 3-D Cartesian coordinates

Values are required for the following ellipsoid constants: the semi-major axis length a and eccentricity squared e^2 . The latter can be calculated from a and b or the flattening f by

$$e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2} = 2f - f^2 \quad \text{B1}$$

The Cartesian coordinates x , y and z of a point are obtained from the latitude ϕ , longitude λ and ellipsoid height H by

$$v = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \phi}} \quad \text{B2}$$

$$x = (v + H) \cos \phi \cos \lambda \quad \text{B3}$$

$$y = (v + H) \cos \phi \sin \lambda \quad \text{B4}$$

$$z = ((1 - e^2)v + H) \sin \phi \quad \text{B5}$$

Converting 3-D Cartesian coordinates to latitude, longitude and ellipsoid height

Again, we need the defining constants of the ellipsoid. Longitude λ is easily computed from Cartesian coordinates, remembering to be careful about the quadrant of the resulting angle;

$$\lambda = \arctan(y/x) \quad \text{B6}$$

The latitude is obtained by an iterative procedure. The initial value of latitude is given by

$$\phi = \arctan\left(\frac{z}{p(1 - e^2)}\right) \quad \text{B7}$$

where $p = \sqrt{x^2 + y^2}$

ϕ is iteratively improved by repeatedly computing v from equation (B2) (using the latest value of ϕ) and then a new value for ϕ by

$$\phi = \arctan\left(\frac{z + e^2 v \sin \phi}{p}\right) \quad \text{B8}$$

Until the change between two successive values of ϕ is smaller than the precision to which you

want to calculate the latitude. Ellipsoid height H is then given by:

$$H = \frac{P}{\cos \phi} - v \quad \text{B9}$$

Here's a worked example using the Airy 1830 ellipsoid. Intermediate values are shown here to 10 decimal places. Compute all values using double-precision arithmetic.

x	3,874,938.849 m	ϕ	52°39'27.2531'' N
y	116,218.624 m	λ	1°43'4.5177'' E
z	5,047,168.208 m	H	24.700 m
e^2	6.6705397616E-03		
Initial ϕ	9.1904799045E-01 rad		
v	6.39105062630E+06		
2 nd ϕ	9.1904797796E-01 rad		
v	6.3910506260E+06		
3 rd ϕ	9.1904797793E-01 rad		

ภาคผนวก ง.

ผลงานวิจัยที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

- 1 P. Theerapatpaiboon, S. Sukkaewthanom, N. Leelaruji and N. Hemmakorn, "The Study of Scintillation on C-band Low Elevation Angle at Sri-Racha Satellite Earth Station", International Conference on Control, Automation and Systems (ICCAS 2004), pp. 21, September 25-27, 2004, The Shangri-La Hotel, Bangkok, Thailand.
- 2 P. Theerapatpaiboon, P. Phoomchusak, N. Leelaruji and N. Hemmakorn, "The Study of Diurnal Ionospheric Scintillation on GPS Signal in Thailand", International Symposium Earth's Atmosphere (ISEA 2004), pp. 18, December 16-17, 2004, Chiang Mai University, Chiang Mai, Thailand.
- 3 P. Theerapatpaiboon, N. Leelaruji, N. Hemmakorn and P. Supnithi, "The Effect of Sumatra-Andaman Earthquake on Total Ionospheric Electron Content (TEC) and Ionospheric Scintillation of GPS Signal in Thailand", Fifth International Conference on Information, Communications and Signal Processing (ICICS 2005), December 6-9, 2005, The Grand Hotel, Bangkok, Thailand.

ประวัติผู้เขียน

นางสาวภัทริยา ชีรภัทรไพบูรณ์ เกิดเมื่อวันที่ 4 กันยายน พ.ศ.2522 ที่จังหวัด กรุงเทพมหานคร สำเร็จการศึกษาปริญญาตรีวิทยาศาสตร์บัณฑิต สาขาฟิสิกส์ประยุกต์ จาก ภาควิชาฟิสิกส์ประยุกต์ คณะวิทยาศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหาร ลาดกระบัง ในปีการศึกษา 2544 และเข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท หลักสูตรวิศวกรรมศาสตร มหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมโทรคมนาคม ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ในปีการศึกษา 2546