

การลดพิกัดที่ผิดพลาดของเครื่องรับ GPS เนื่องจากความแปรปรวนของชั้น
บรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ด้วยวิธีโครงข่ายประสาทเทียม

ERROR REDUCTION OF GPS RECEIVER DUE TO IONOSPHERIC
IRREGULARITIES BY NEURAL NETWORK TECHNIQUE

สรวุฒิ นนทาสุด
SARAWUT NONTASUD

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

บัณฑิตวิทยาลัย

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2551

KMITL-2008-EN-M-020-401

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

การลดพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับ GPS เนื่องจากความแปรปรวนของชั้น
บรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ด้วยวิธีโครงข่ายประสาทเทียม

ERROR REDUCTION OF GPS RECEIVER DUE TO IONOSPHERIC
IRREGULARITIES BY NEURAL NETWORK TECHNIQUE

ศราวุธ นนทะสุด

SARAWUT NONTASUD

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน..... 87095
วัน,เดือน,ปี. 30 ส.ค. 2552

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

บัณฑิตวิทยาลัย

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2551

KMITL-2008-EN-M-020-401

**ERROR REDUCTION OF GPS RECEIVER DUE TO IONOSPHERIC
IRREGULARITIES BY NEURAL NETWORK TECHNIQUE**

SARAWUT NONTASUD

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

2008

KMITL-2008-EN-M-020-401

COPYRIGHT 2008

SCHOOL OF GRADUATE STUDIES

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

หัวข้อวิทยานิพนธ์	การลดพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับ GPS เนื่องจากความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ด้วยวิธีโครงข่ายประสาทเทียม
นักศึกษา	นายสรารุช นนทะสุด
รหัสประจำตัว	48060906
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมโทรคมนาคม
พ.ศ.	2551
ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	รศ.นิภา ลีลาธุจิ
ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ร่วม	รศ.ณรงค์ เหมกรณ์

บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์นี้นำเสนอการลดค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS อันเนื่องมาจากความแปรปรวนของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียม ในการศึกษาวิจัยได้นำข้อมูลที่ทำการบินที่กัวมาวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ ความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระ ลักษณะการเกิดเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS จากผลการวิเคราะห์พบว่าพารามิเตอร์ดังกล่าวมีความสัมพันธ์กันเชิงสถิติ กล่าวคือเมื่อมีจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์มาก ส่งผลให้เกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนมากไปด้วย และเมื่อสัญญาณดาวเทียม GPS เดินทางผ่านกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระเหล่านี้ จะทำให้สัญญาณดาวเทียมเกิดการแกว่งไปมาอย่างกะทันหันส่งผลให้แอมพลิจูดของสัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน สัญญาณดาวเทียมจึงใช้เวลาเดินทางถึงเครื่องรับมากกว่าปกติ ส่งผลให้การคำนวณพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความคลาดเคลื่อน มีระยะมากกว่า 10 เมตร หลังจากใช้เทคนิคโครงข่ายประสาทเทียมเพื่อลดค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน พบว่าค่าระยะพิกัดที่ค่าเคลื่อนมีค่าน้อยกว่า 1 เมตร ซึ่งใกล้เคียงกับระยะพิกัดที่ถูกต้อง

Thesis	Error Reduction of GPS Receiver Due to Ionospheric Irregularities by Neural Network Technique
Student	Mr.Sarawut Nontasud
Student ID.	48060906
Degree	Master of Engineering
Program	Telecommunication Engineering
Year	2008
Thesis Advisor	Assoc.Prof. Nipha Leelaruji
Thesis Co-Advisor	Assoc.Prof. Narong Hemmakorn

ABSTRACT

This thesis presents the error reduction of GPS receiver due to ionosphere irregularities by neural network technique. In the research, the method used include correlation analysis between sunspot number, TEC irregularities, amplitude scintillation and receiver position error. We found that these parameters have statistical correlation, when the sunspot number has maximum value, it will effect the TEC irregularities to have maximun value too. And when the GPS signal passed through the irregularities, the amplitude scintillation will occur. It causes GPS receiver error of reference position by more than 10 meters. With the reduction of position error by neural network technique, the position error can be reduced to less than 1 meter.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จได้ด้วยความกรุณาของ รองศาสตราจารย์ นิภา ลีสารจิจ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์และ รองศาสตราจารย์ ณรงค์ เหมกรณ์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ร่วม ที่คอยช่วยเหลือ แนะนำแนวทางและให้คำปรึกษาในการทำวิทยานิพนธ์เป็นอย่างดี ตลอดจนให้โอกาสในการได้รับสิ่งดีๆ แก่ข้าพเจ้าตลอดมา ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณอาจารย์ทั้งสองท่านเป็นอย่างสูงไว้ ณ โอกาสนี้

ขอขอบคุณ National Institute of Information and Communications Technology (NICT) ที่ให้ความอนุเคราะห์สนับสนุนชุดอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับงานวิจัย

ขอขอบคุณ อาจารย์สมหญิง พรหมเจริญ อาจารย์นิกร โภคอุดม และอาจารย์กฤษฎา ธิเชียว จากมหาวิทยาลัยอีสเทิร์นเอเชีย ที่กรุณาให้คำปรึกษาและความรู้เกี่ยวกับ โครงข่ายประสาทเทียม สำหรับใช้ในการทำวิจัย

ขอขอบคุณ คุณฉิมพร บุญซึก และคุณภัทริยา ชีรภัทรไพบุลย์ รุ่นพี่ที่กรุณาให้คำปรึกษาเกี่ยวกับข้อมูล และการนำข้อมูลจากชุดอุปกรณ์เครื่องวัดปริมาณอิเล็กทรอนิกส์ และชุดเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS มาใช้สำหรับในการวิจัย

ขอขอบคุณ Mr.Donekeaw LAKHANCHAN คุณพงษ์ภูไท อุดมอริยทรัพย์ และเพื่อนๆ ในห้องปฏิบัติการวิจัยสื่อสารดาวเทียมสำหรับความเป็นเพื่อนที่ดีตลอดมา และช่วยให้คำแนะนำและให้ข้อมูลที่เป็นประโยชน์ต่องานวิจัย

ขอขอบคุณมหาวิทยาลัยอีสเทิร์นเอเชีย ที่ให้โอกาสและสนับสนุนทุนการศึกษา

สุดท้ายนี้วิทยานิพนธ์ฉบับนี้จะสำเร็จไม่ได้เลย ถ้าไม่มีกำลังใจอันอบอุ่นจากครอบครัว ของข้าพเจ้า ขอกราบขอบพระคุณบิดาและมารดา ที่ให้การสนับสนุนในทุกๆ เรื่องมาตลอดชีวิต

คุณค่าและประโยชน์ใดๆ อันที่พึงมีจากวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ ข้าพเจ้าขอมอบแต่บิดา มารดา ครูบาอาจารย์ และผู้มีพระคุณทุกท่าน

สรารุช นนทะสุต

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญตาราง	VII
สารบัญรูป	VIII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษาวิจัย.....	2
1.3 สมมติฐานของการศึกษาวิจัย.....	2
1.4 ทฤษฎีหรือแนวคิดที่ใช้ในการศึกษาวิจัย.....	3
1.5 ขอบเขตการศึกษาวิจัย.....	3
1.6 ขั้นตอนของการศึกษาวิจัย.....	4
บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	5
2.1 ระบบการระบุพิกัดบนพื้นโลก	5
2.1.1 ส่วนประกอบของระบบการระบุพิกัดบนพื้นโลก.....	5
2.1.1.1 ส่วนอวกาศ	6
2.1.1.2 ส่วนสถานีควบคุม.....	7
2.1.1.3 ส่วนผู้ใช้.....	9
2.1.2 การให้บริการของระบบ GPS	10
2.1.3 ความผิดพลาดในระบบ GPS.....	10
2.1.4 การคำนวณหาพิกัดบนพื้นโลก.....	12
2.2 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	16
2.3 วัฏจักรสุริยะ.....	21
2.4 การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	25
2.5 โครงข่ายประสาทเทียม.....	28

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.5.1 ลักษณะทั่วไปของโครงข่ายประสาทเทียม.....	29
2.5.2 หลักการทำงานของโครงข่ายประสาทเทียม.....	30
2.5.3 การคำนวณและการปรับค่าถ่วงน้ำหนัก	31
2.5.4 การคำนวณค่าความผิดพลาดในแต่ละระดับชั้น.....	35
2.5.5 ฟังก์ชันกระตุ้น.....	37
2.5.6 โครงสร้างโครงข่ายประสาทเทียม.....	40
2.5.6.1 โครงข่ายประสาทเทียมแบบชั้นเดียว.....	40
2.5.6.2 โครงข่ายประสาทเทียมแบบหลายชั้น.....	41
2.5.7 การฝึกสอนให้กับโครงข่ายประสาทเทียม.....	42
2.5.7.1 โครงข่ายประสาทเทียมแบบมีผู้สอน.....	42
2.5.7.2 โครงข่ายประสาทเทียมแบบไม่มีผู้สอน.....	43
2.5.8 โครงข่ายประสาทเทียมแบบชนิดแพร่ย้อนกลับ	43
2.5.9 การประยุกต์ใช้งาน โครงข่ายประสาทเทียม.....	46
บทที่ 3 อุปกรณ์และการวิเคราะห์ข้อมูล.....	47
3.1 อุปกรณ์ที่ใช้ในงานวิจัย.....	47
3.2 ขั้นตอนและหลักการวิเคราะห์.....	50
3.2.1 การวิเคราะห์และการวัดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน.....	50
3.2.2 การวิเคราะห์และการวัดปริมาณอิเล็กทรอนิกส์ทรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	52
บทที่ 4 ผลการวิเคราะห์ข้อมูล.....	57
4.1 การเกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กทรอนิกส์ทรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	58
4.2 การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน	62
4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_f , Vertical TEC และจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์.....	65
4.4 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_f กับระยะพิคคโลที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับ GPS.....	67
4.5 การลดพิคคโลคลาดเคลื่อนของเครื่องรับ GPS ด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียม.....	75
บทที่ 5 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ.....	89
5.1 สรุปผลการวิจัย.....	89
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	91

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
เอกสารอ้างอิง.....	92
ภาคผนวก.....	95
ภาคผนวก ก. โปรแกรม แปลงข้อมูล S_r	96
ภาคผนวก ข. การแปลงระบบพิกัดตำแหน่งความถี่และตำแหน่งเครื่องรับ.....	98
ภาคผนวก ค. โปรแกรมฝึกสอนและทดสอบโครงข่ายประสาทเทียม	101
ภาคผนวก ง. บทความวิจัยที่เกี่ยวข้องกับวิทยานิพนธ์และได้รับการตีพิมพ์.....	102
ประวัติผู้เขียน.....	114

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างเซลล์ประสาทของสิ่งมีชีวิตกับเซลล์ประสาทเทียม.....	29
3.1 รายละเอียดของระบบการรับสัญญาณดาวเทียม GPS	48

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 ส่วนประกอบของระบบ GPS.....	5
2.2 วงโคจรของดาวเทียม GPS.....	6
2.3 ลักษณะการมอดูเลตสัญญาณของระบบ GPS.....	7
2.4 การทำงานในส่วนควบคุม.....	8
2.5 สถานที่ตั้งของสถานีควบคุมดาวเทียม GPS	9
2.6 การใช้งานดาวเทียม GPS	9
2.7 การคำนวณหาพิกัดบนพื้นโลก.....	12
2.8 การจำแนกประเภทชั้นบรรยากาศของโลก.....	16
2.9 การเปลี่ยนแปลงของค่าความหนาแน่นของส่วนประกอบหลักในชั้นบรรยากาศเทียบกับ ความสูง.....	18
2.10 ลมสุริยะจากดวงอาทิตย์ที่แพร่ไปกระทบกับชั้นบรรยากาศของโลก.....	18
2.11 ขบวนการไอโอโนเซชัน.....	19
2.12 ขบวนการรวมตัวกันใหม่.....	20
2.13 อัตราการเกิดขบวนการไอโอไนซ์ที่สัมพันธ์กับความหนาแน่นอนุภาคของอากาศและ การเปลี่ยนแปลงระดับพลังงานจากดวงอาทิตย์.....	21
2.14 โครงสร้างของดวงอาทิตย์ที่ส่งผลกระทบต่อชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์.....	22
2.15 ทิศทางของสนามแม่เหล็กแบบไบโพลาร์	23
2.16 แผนภูมิรูปผีเสื้อ.....	24
2.17 วัฏจักรสุริยะตั้งแต่ ค.ศ. 1996 จนถึง ค.ศ.2007.....	25
2.18 ระดับความรุนแรงของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันตามความถี่ใช้งาน.....	26
2.19 ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทำให้สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลง แอมพลิจูดอย่างกะทันหัน.....	27
2.20 โครงข่ายประสาทของสิ่งมีชีวิต.....	28
2.21 แบบจำลองโครงข่ายประสาทเทียม 1 หน่วย.....	29
2.22 แบบจำลองโครงข่ายประสาทเทียม 1 หน่วยที่สร้างขึ้นร่วมกับฟังก์ชันกระตุ้น.....	31
2.23 ฟังก์ชันเทรซโซลด์.....	37
2.24 ฟังก์ชันเชิงเส้นแบบอิมิตัว.....	38

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.25 ฟังก์ชันซิกมอยด์ลอจิสติก.....	39
2.26 ฟังก์ชันไฮเปอร์โบลิกแทนเจนต์.....	39
2.27 ลักษณะโครงสร้างของโครงข่ายประสาทเทียมแบบชั้นเดียว.....	40
2.28 ลักษณะโครงสร้างของโครงข่ายประสาทเทียมแบบหลายชั้น.....	41
2.29 การทำงานของโครงข่ายประสาทเทียมแบบชนิดแพร่ย้อนกลับ.....	43
2.30 Flow Chart การทำงานของโครงข่ายประสาทเทียม.....	45
3.1 บล็อกไดอะแกรมของอุปกรณ์ที่ใช้ในการเก็บข้อมูลและประมวลผล.....	47
3.2 สายอากาศรับสัญญาณดาวเทียม GPS.....	48
3.3 เครื่องรับสัญญาณและประมวลผล.....	49
3.4 เครื่องคอมพิวเตอร์ที่ใช้เก็บข้อมูลและแสดงผล.....	49
3.5 การติดตั้งชุดอุปกรณ์เก็บข้อมูลการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน.....	50
3.6 ตัวอย่างไฟล์ข้อมูลที่ได้จากเครื่อง GSV4000ISM	51
3.7 ตัวอย่างแสดงการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS	52
3.8 การติดตั้งชุดอุปกรณ์เก็บข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอน.....	52
3.9 บล็อกไดอะแกรมการทำงานของเครื่อง TEC มิเตอร์.....	54
3.10 ความสัมพันธ์ของค่าสหสัมพันธ์ของเอาท์พุทของระดับสัญญาณ $V1$ (correlator#1), $V2$ (correlator#2) ของเครื่อง TEC มิเตอร์.....	54
3.11 ตัวอย่างข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในแนวตั้ง.....	56
4.1 ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแนวตั้ง.....	58
4.2 ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแต่ละวันและการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอน.....	59
4.2 ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแต่ละวันและการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอน (ต่อ).....	60
4.3 ความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระเฉลี่ยรายเดือนของปี 2546.....	61
4.4 การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่แสดงด้วยค่าดัชนี S_r	62
4.5 การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน.....	63
4.5 การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน(ต่อ).....	64
4.6 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_r กับ Vertical TEC และจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์.....	65

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.7 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S , จำนวนจุดดับดวงอาทิตย์และปริมาณอิเล็กตรอนแปรปรวน.....	66
4.8 ความแตกต่างระหว่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่รุนแรงและไม่รุนแรง.....	67
4.8 ความแตกต่างระหว่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่รุนแรงและไม่รุนแรง(ต่อ).....	68
4.9 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 12 และ 16 มีนาคม 2546.....	70
4.10 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 14 และ 22 เมษายน 2546.....	71
4.11 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 2 และ 3 เมษายน 2547.....	72
4.12 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 9 และ 13 เมษายน 2548.....	73
4.13 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงวันที่ 10 และ 14 เมษายน 2549.....	74
4.14 โครงข่ายประสาทเทียมที่ใช้สำหรับงานวิจัย.....	76
4.15 กราฟแสดงการฝึกสอน โครงข่ายประสาทเทียม.....	77
4.16 ระยะเวลาพิกัดที่คลาดเคลื่อน วันที่ 2 เมษายน 2547.....	78
4.17 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 14 เมษายน 2546.....	80
4.18 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 22 เมษายน 2546.....	81
4.19 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 2 เมษายน 2547.....	82
4.20 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 3 เมษายน 2547.....	83
4.21 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 9 เมษายน 2548.....	84
4.22 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 13 เมษายน 2548.....	85

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.23 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 10 เมษายน 2549.....	86
4.24 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 14 เมษายน 2549.....	87

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ปัจจุบันการสื่อสารผ่านดาวเทียมเป็นช่องทางที่สำคัญประการหนึ่งและนิยมใช้ในการติดต่อสื่อสารระหว่างสถานที่ซึ่งอยู่ห่างไกลกันและยากต่อการเข้าถึงการสื่อสารด้วยวิธีอื่น การสื่อสารผ่านดาวเทียมนี้ช่วยให้โลกมีติดต่อการสื่อสารที่ไร้พรมแดน นอกจากนี้ยังมีการนำการสื่อสารดาวเทียมมาประยุกต์ใช้ในกิจการด้านต่างๆมากมาย เช่น การระบุพิกัดบนพื้นโลก(Global Positioning System; GPS) เป็นต้น

การระบุพิกัดบนพื้นโลกโดยการอาศัยเทคโนโลยีการสื่อสารดาวเทียม โดยใช้ดาวเทียมประกอบไปด้วย 3 ส่วน ได้แก่ ส่วนควบคุม ส่วนผู้ใช้ และส่วนอวกาศ ในการส่งและรับสัญญาณนั้นสัญญาณดาวเทียมจะถูกส่งจากดาวเทียมและเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศของโลกไปยังเครื่องรับสัญญาณของผู้ใช้ ชั้นบรรยากาศของโลกที่สัญญาณดาวเทียมเดินทางผ่านได้แก่ชั้นบรรยากาศโทรโปสเฟียร์ (Troposphere) และไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere) ซึ่งมีลักษณะเปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลา โดยเฉพาะอย่างยิ่งชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นชั้นที่ประกอบไปด้วยอิเล็กตรอนอิสระและไอออนบวกจำนวนมาก ซึ่งอิเล็กตรอนอิสระและไอออนบวกเหล่านี้เกิดจากกระบวนการไอออไนซ์ของโมเลกุลก๊าซในชั้นบรรยากาศเมื่อได้รับรังสีอัลตราไวโอเล็ตจากดวงอาทิตย์ และในช่วงที่ชั้นบรรยากาศนี้ได้รับรังสีอัลตราไวโอเล็ตในปริมาณที่น้อยหรือเป็นช่วงที่ไม่มีแสงจากดวงอาทิตย์ อิเล็กตรอนอิสระเหล่านี้จะเกิดกระบวนการรวมตัวกันใหม่กับไอออนบวกของโมเลกุลก๊าซ และมีอิเล็กตรอนอิสระจำนวนไม่น้อยที่ไม่สามารถรวมตัวได้จึงทำให้อิเล็กตรอนอิสระเหล่านี้เกิดความแปรปรวน ปรากฏการณ์นี้จะมีผลต่อสัญญาณดาวเทียม GPS ซึ่งอยู่ในย่านความถี่ L-band เมื่อสัญญาณดาวเทียมเดินทางผ่านความถี่ความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระทำให้เกิดการแกว่งไปมาอย่างกะทันหัน(Rapid fluctuation) ทำให้อิเล็กตรอนเกิดการหน่วงเวลา (Time delay) สัญญาณมาถึงเครื่องรับช้ากว่าปกติ การเกิดฟาราเดย์โรเตชัน (Faraday rotation) ทำให้มุมโพลาไรซ์ของสัญญาณเปลี่ยนไปจากเดิม เรียก ปรากฏการณ์นี้ว่า การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหัน (Scintillation) ซึ่งจะส่งผลกระทบต่อการทำงานของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความคลาดเคลื่อนไปจากพิกัดที่ถูกต้อง ซึ่งมีระยะมากกว่า 10 เมตร

งานวิจัยที่ผ่านมาได้พยายามที่จะศึกษาคุณลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียม GPS เพื่อที่จะนำผลที่ได้ไปใช้ในการปรับปรุงและออกแบบระบบให้มีความแม่นยำในการระบุพิกัด เมื่อได้รับผลกระทบจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้ทำการนำปัจจัยที่ส่งผลกระทบต่อการทำงานของเครื่องรับสัญญาณ GPS ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อน ได้แก่ การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน (Amplitude scintillation) และปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Total Electron Content: TEC) โดยการวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ของปัจจัยเหล่านี้เพื่อนำไปลดความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ต่อไป

1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษาวิจัย

เนื่องจากระบบ GPS นั้นเป็นย่าน L-band ซึ่งผลกระทบจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะเป็นปัจจัยที่ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของระบบ GPS ซึ่งหากการระบุพิกัดเกิดความคลาดเคลื่อนจะเป็นปัญหาที่สำคัญต่องานด้านต่างๆ ที่ต้องอาศัยการระบุพิกัดของระบบ GPS นี้ เช่น การรังวัดที่ดิน การนำร่องเครื่องบิน หรืออากาศยานโรบอติกส์ต่างๆ จะทำให้เกิดความเสียหายต่องานในด้านต่างๆเหล่านี้

ดังนั้นการศึกษาทำความเข้าใจในลักษณะของปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นจึงมีความสำคัญอย่างยิ่งต่อการนำผลที่ได้จากการวิเคราะห์ไปช่วยในการลดผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียมที่เดินทางผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS ซึ่งงานวิจัยนี้ได้นำเทคนิคของโครงข่ายประสาทเทียม (Neural network) มาเป็นเครื่องมือช่วยในการลดความคลาดเคลื่อนในการระบุตำแหน่งของเครื่องรับสัญญาณ GPS โดยใช้ความสัมพันธ์ระหว่างปรากฏการณ์การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน กับพิกัดของเครื่องรับที่คลาดเคลื่อน สร้างการเรียนรู้ให้กับโครงข่ายประสาทเทียม และงานวิจัยนี้มีการเก็บข้อมูลให้มีจำนวนมากขึ้น ตั้งแต่ปี พ.ศ.2546 ถึง ปี พ.ศ.2549 เพื่อให้มีจำนวนข้อมูลที่มากพอสำหรับการวิเคราะห์เชิงสถิติและเพื่อให้การเรียนรู้ของโครงข่ายประสาทเทียมมีความสมบูรณ์

1.3 สมมติฐานของการศึกษาวิจัย

เนื่องจากชั้นบรรยากาศของโลกโดยเฉพาะอย่างยิ่งชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีความแปรปรวนของกลุ่มอิเล็กตรอนอิสระ ปัจจัยเหล่านี้จะทำให้สัญญาณดาวเทียมจากดาวเทียม GPS ที่เดินทางผ่านกลุ่มควาแปรปรวนนี้ไปยังเครื่องรับสัญญาณ มีคุณสมบัติทางกายภาพที่เปลี่ยนแปลงไป เช่น แอมพลิจูด, เฟส และโพลาไรเซชัน เป็นต้น ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนของระบบการระบุ

พิศกคบนพื้นโลก ดังนั้นจึงจำเป็นต้องมีความเข้าใจในคุณลักษณะปรากฏการณ์อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ เพื่อนำผลการศึกษามาใช้ในการออกแบบระบบหรือสร้างสมการเพื่อลดความผิดพลาดที่เกิดขึ้น

1.4 ทฤษฎีหรือแนวคิดที่ใช้ในการศึกษาวิจัย

เมื่อมีแสงอาทิตย์มาตกกระทบชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะส่งผลให้โมเลกุลของก๊าซต่างๆ เกิดการไอออไนซ์ (Ionized) เป็นไอออนบวกและอิเล็กตรอนอิสระ ความหนาแน่นของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศจะมีความไม่สม่ำเสมอในแต่ละช่วงเวลา คลื่นสัญญาณที่ถูกส่งมาจากดาวเทียมจะผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ทำให้ระดับสัญญาณที่รับได้ทางเครื่องรับของสถานีภาคพื้นดินไม่มีความคงที่ มีการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน นอกจากนั้นยังทำให้สัญญาณดาวเทียมใช้เวลาเดินทางมาถึงเครื่องรับมากกว่าปกติเป็นเหตุให้การระบุพิศกคบนพื้นโลกคลาดเคลื่อนไป งานวิจัยนี้จึงได้นำปัจจัยที่เกิดจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่ส่งผลต่อคุณลักษณะของสัญญาณดาวเทียมอันได้แก่ การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันซึ่งแสดงในรูปของค่าดัชนี S_4 และปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งแสดงในรูปของปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแนวตั้ง มาทำการวิเคราะห์หาความสัมพันธ์เพื่อใช้เทคนิคของโครงข่ายประสาทเทียมช่วยลดความคลาดเคลื่อน

1.5 ขอบเขตการศึกษาวิจัย

- 1.5.1 วิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่างจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมด การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน และระยะพิศกคที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS
- 1.5.2 ใช้เทคนิคโครงข่ายประสาทเทียมสำหรับแก้ไขค่าระยะพิศกคที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS
- 1.5.3 ใช้ความสัมพันธ์เชิงสถิติระหว่างค่าดัชนี S_4 และระยะพิศกคที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ของปี พ.ศ. 2546 สำหรับฝึกสอนให้กับโครงข่ายประสาทเทียม
- 1.5.4 ระยะพิศกคที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS หลังแก้ไขด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียม มีค่าน้อยกว่า 1 เมตร

1.6 ขั้นตอนของการศึกษาวิจัย

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้แบ่งเนื้อหาออกเป็น 5 บทด้วยกันคือ

บทที่ 1 กล่าวถึงความเป็นมาของงานวิจัย ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ สมมติฐาน ทฤษฎีที่ใช้ ขอบเขตของการวิจัย และขั้นตอนการศึกษา

บทที่ 2 กล่าวถึงทฤษฎีพื้นฐานและหลักการดำเนินงานพื้นฐานของระบบ GPS นอกจากนั้นยังกล่าวถึงลักษณะทั่วไปของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ วัฏจักรสุริยะ การเกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน และหลักการดำเนินงานของโครงข่ายประสาทเทียม

บทที่ 3 กล่าวถึงระบบที่ใช้ในการเก็บบันทึกข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

บทที่ 4 ผลการวิเคราะห์ข้อมูล จะกล่าวถึงการเกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน และการวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 กับความคลาดเคลื่อนของพิกัดเครื่องรับ GPS และการใช้โครงข่ายประสาทเทียมช่วยลดความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS

บทที่ 5 เป็นบทสรุปของการศึกษาวิจัยและข้อเสนอแนะ

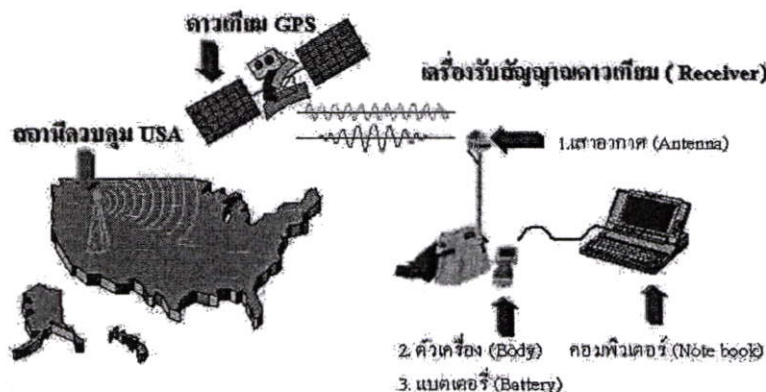
บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

2.1 ระบบการระบุพิกัดบนพื้นโลก

ระบบการระบุพิกัดบนพื้นโลก (Global Positioning System ; GPS) เป็นระบบบอกพิกัดอ้างอิงกับพื้นโลก โดยการส่งคลื่นวิทยุจากดาวเทียมในอวกาศมายังภาคพื้นดินและใช้ความต่างของเวลาในการรับส่งสัญญาณระหว่างดาวเทียมกับตัวรับสัญญาณในการคำนวณหาพิกัด, ความเร็วและเวลา ให้กับผู้ใช้งานทั้งทางบก ทางทะเล ทางอากาศ และทางอวกาศ ตามปกติระบบ GPS จะมีการใส่รหัสเพื่อให้เกิดความผิดพลาดเล็กน้อย เนื่องจากระบบ GPS ถูกพัฒนาขึ้นมาโดยกระทรวงกลาโหมของสหรัฐอเมริกา (Department of Defense: DOD) เพื่อประโยชน์ทางการทหาร และหน่วยงานราชการบางหน่วยของสหรัฐอเมริกา ซึ่งต่อมาเปิดโอกาสให้ภาคเอกชนและหน่วยงานต่างๆ สามารถรับสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียมและนำมาใช้ได้ โดยข้อมูลจะถูกส่งลงมาจกดาวเทียมตลอดเวลาสำหรับเครื่องรับทั่วไป ข้อมูลเหล่านี้จะประกอบด้วย สัญญาณเวลาอ้างอิง, ข้อมูลที่เกี่ยวกับวงโคจรดาวเทียม, สัมประสิทธิ์สภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์, สภาพการใช้งานของดาวเทียม, เวลาของระบบ, Clock Bias ของดาวเทียม, ตำแหน่งละติจูด, ลองจิจูด, ความสูงเหนือระดับน้ำทะเลของเครื่องรับและพิกัดของดาวเทียม ดังนั้นเพื่อป้องกันการใช้งานที่ผิด จึงมีการใส่รหัสเพื่อให้ผู้ใช้ที่ได้รับอนุญาตเท่านั้นที่จะได้ข้อมูลที่ถูกต้อง

2.1.1 ส่วนประกอบของระบบการระบุพิกัดบนพื้นโลก

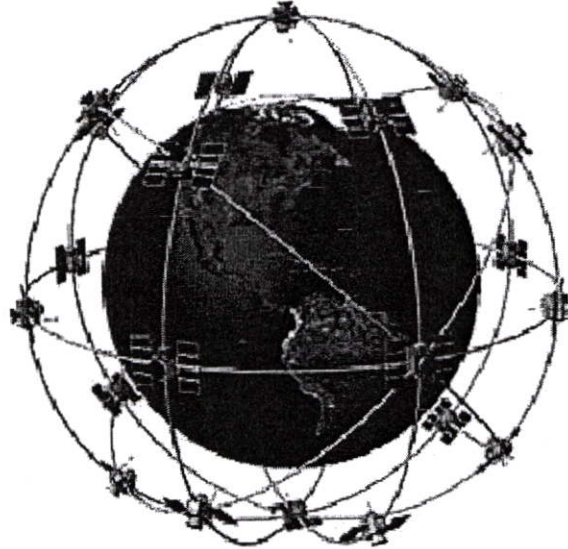
ระบบการระบุพิกัดบนพื้นโลก ประกอบด้วย 3 ส่วน[1] คือ ส่วนอวกาศ (Space Segment) ส่วนสถานีควบคุม (Control Segment) และส่วนของผู้ใช้งาน (User Segment) ดังแสดงในรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบของระบบ GPS

2.1.1.1 ส่วนอวกาศ

ประกอบด้วยดาวเทียมจำนวน 24 ดวง โคจรครอบคลุมพื้นที่ทั่วโลก ดาวเทียมจะถูกจัดใน 6 ระนาบวงโคจร ซึ่งจะมีดาวเทียม 4 ดวงในแต่ละระนาบวงโคจร แต่ละระนาบวงโคจรจะมีมุมเอียง 55 องศา สัมพันธ์กับระนาบเส้นศูนย์สูตรโลกและดาวเทียม โดยจะมีความสูงเฉลี่ยของการโคจรประมาณ 20,200 กิโลเมตรเหนือพื้นโลกด้วยวงโคจรแบบ Non-Geostationary orbit ดังแสดงในรูปที่ 2.2

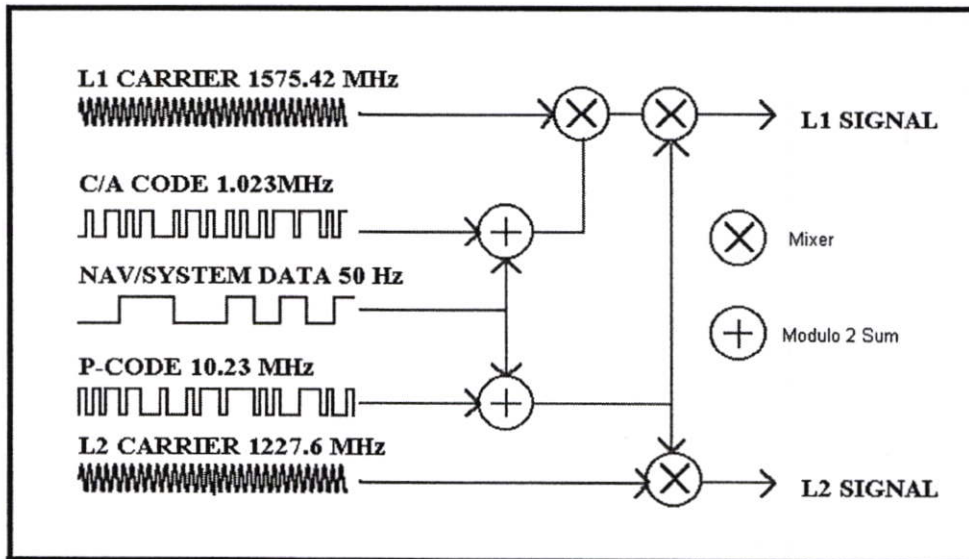


รูปที่ 2.2 วงโคจรของดาวเทียม GPS

ดาวเทียมแต่ละดวงโคจรด้วยความเร็ว 3.9 กิโลเมตร/วินาที มีคาบเวลาโคจรเท่ากับ 43,080 วินาที หรือโคจร 1 รอบใช้เวลาประมาณ 11 ชั่วโมง 58 นาที โดยจะวนตามเส้นทางเหนือผิวโลกซ้ำกันทุกๆ 23 ชั่วโมง 56 นาที ผู้ใช้ที่อยู่ ณ ตำแหน่งที่คงที่บนพื้นดิน จะสามารถเห็นดาวเทียมดวงเดิมในแต่ละวันผ่านเส้นทางเดิมบนท้องฟ้า แต่ดาวเทียมจะขึ้นและตกเร็วขึ้น 4 นาทีในแต่ละวัน เนื่องจากโลกหมุนรอบตัวเอง ดาวเทียมจะถูกวางตำแหน่งในระบบวงโคจรที่จะทำให้ดาวเทียม 4 ดวงในระนาบนั้น สามารถบอกตำแหน่ง ณ จุดสังเกตได้ในทุกๆ ที่บนพื้นโลก

ความแม่นยำในการบอกพิกัดของระบบ GPS เกิดขึ้นจากการใช้สัญญาณนาฬิกาที่มีความเที่ยงตรงสูงและตรงกันระหว่างเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS กับตัวดาวเทียม ซึ่งในดาวเทียม GPS Block II จะมีนาฬิกาอะตอมแบบรูบิเดียม(Rubidium) 2 เครื่อง และแบบซีเซียม(Cesium) 2 เครื่อง ซึ่งจะให้ความผิดพลาดต่อวันไม่เกิน 10^{-14} วินาที (เนื่องจากความผิดพลาดของเวลาเพียง 10^9 วินาที จะทำให้เกิดความผิดพลาดของตำแหน่งถึง 30 เซนติเมตร) ดาวเทียมจะใช้สัญญาณจากนาฬิกาสร้างสัญญาณความถี่พาหะ 2 ความถี่ คือ L_1 เท่ากับ 1575.42 เมกะเฮิร์ตซ์ และ

L_2 เท่ากับ 1227.6 เมกะเฮิร์ตซ์ ความถี่พาหะจะถูกมอดูเลตด้วยวิธีสเปกตรัมแผ่ (Spread Spectrum) กับรหัสข้อมูลซึ่งประกอบไปด้วยสัญญาณรบกวน PRN (Pseudorandom Noise) ที่เป็นเอกลักษณ์ของดาวเทียมแต่ละดวงและข้อมูลข่าวสารการนำร่องอันได้แก่ ข้อมูลที่เกี่ยวกับวงโคจร ดาวเทียม สัมประสิทธิ์สภาพชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ สภาพการใช้งานของดาวเทียม เวลาของระบบ สัญญาณเวลาของดาวเทียม เป็นต้น โดยที่สัญญาณรบกวน PRN มี 2 รูปแบบคือ รหัส C/A (Coarse/Acquisition Code) ที่มีความถี่ 1.023 เมกะเฮิร์ตซ์ เป็นสัญญาณที่อนุญาตให้บุคคลทั่วไปใช้งาน โดยสัญญาณรบกวน C/A จะถูกมอดูเลตกับความถี่พาหะ L_1 เท่านั้น และขบวนรหัสแบบที่สองคือ รหัส P (Precision Code) มีความถี่เท่ากับ 10.23 เมกะเฮิร์ตซ์ เป็นสัญญาณที่ใช้ในทางทหารสหรัฐ และบุคคลที่ได้รับอนุญาตเท่านั้น สัญญาณรบกวน P นี้จะถูกมอดูเลตกับความถี่พาหะทั้ง L_1 และ L_2 ซึ่งจะทำให้การระบุพิกัดมีความแม่นยำมากกว่า ลักษณะการมอดูเลตสัญญาณของระบบ GPS แสดงดังในรูปที่ 2.3



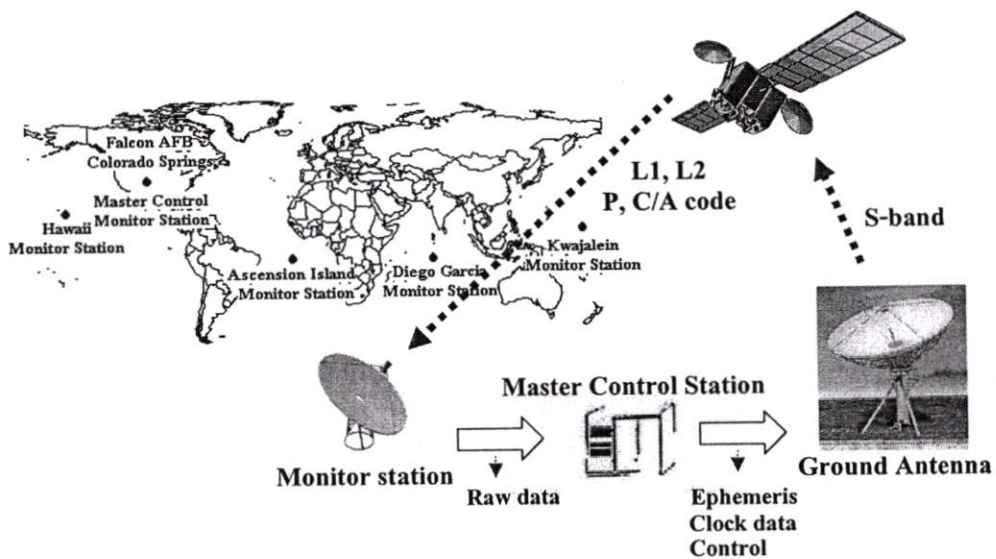
รูปที่ 2.3 ลักษณะการมอดูเลตสัญญาณของระบบ GPS

รหัส P และ รหัส C/A นั้น ได้ถูกออกแบบมาเพื่อไม่ให้มีการรบกวนกัน โดย P-Code จะถูกมอดูเลตกับคลื่นพาหะพร้อมกับ C/A code ที่ถูกมอดูเลตกับสัญญาณของคลื่นพาหะที่ถูกเลื่อนเฟสไป 90 องศา โดยสัญญาณของคลื่นพาหะที่ถูกมอดูเลตไปทั้งสองนี้จะรวมกันด้วยวิธี Phase Quadrature และข้อมูลที่ถูกส่งจากดาวเทียมนั้นจะถูกมอดูเลตลงบน P-Code หรือ C/A Code

2.1.1.2 ส่วนสถานีควบคุม

สถานีควบคุม จะมีหน้าที่รับผิดชอบการทำงานของดาวเทียม GPS เช่นการ รักษาตำแหน่งดาวเทียม (Station Keeping), ตรวจสอบและระบบต่าง ๆ บนดาวเทียม, ตรวจสอบ เซลล์แสงอาทิตย์ (Solar Cell), ระดับพลังงานของแบตเตอรี่, การเปิดดาวเทียมสำรอง, ปรับปรุง ข้อมูลเวลา, ข้อมูลอีพีมอริส (Ephemeris), ข้อมูลอัลมานาค (Almanac) และตัวชี้ค่าอื่น ๆ ในข่าวสาร การนำร่องวันละครั้งหรือตามแต่ความจำเป็น

ส่วนสถานีควบคุมประกอบด้วย 3 ส่วนหลัก คือ สถานีสังเกตการณ์ (Monitor Station), สถานีควบคุมหลัก (Control Station) และจานสายอากาศภาคพื้นดิน (Ground Antenna) ดังแสดงในรูปที่ 2.4



รูปที่ 2.4 การทำงานในส่วนควบคุม

1) สถานีสังเกตการณ์ จะรับสัญญาณได้ทั้ง 2 ความถี่ ซึ่งอาจมีการหักเหและล่าช้าในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และโทรโพสเฟียร์ ทำให้เกิดการผิดพลาดของข้อมูล ดังนั้น สถานีสังเกตการณ์จะรวบรวมข้อมูลจากสัญญาณที่ได้รับทั้ง 2 ความถี่ อุณหภูมิ ความดันบรรยากาศ ความชื้นสัมพัทธ์และจะส่งไปยังสถานีควบคุมหลักโดยกรมอุตุนิยมวิทยาของสหรัฐอเมริกา เพื่อทำการคำนวณหาค่าความผิดพลาดและหาข้อมูลที่ต้องใช้ต่อไป

2) สถานีควบคุมหลักมีหน้าที่ในการประมวลผลข้อมูลที่ได้จากสถานีสังเกตการณ์เพื่อตรวจสอบและกำหนดค่าสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม ข้อมูลอัลมานาค ข้อมูลอีพีมอริสให้ถูกต้อง สถานีควบคุมหลักจะเป็นศูนย์กลางในการทำงานของส่วนควบคุม ตั้งอยู่ที่ฐานทัพอากาศ Falcon, Colorado Spring ส่วนสถานีสังเกตการณ์จะกระจายอยู่ตามที่ต่างๆ ดังแสดงในรูป

ที่ 2.5 เพื่อรับสัญญาณจากดาวเทียมในย่านความถี่ L และจะส่งสัญญาณเตือนไปยังสถานีควบคุมหลักภายใน



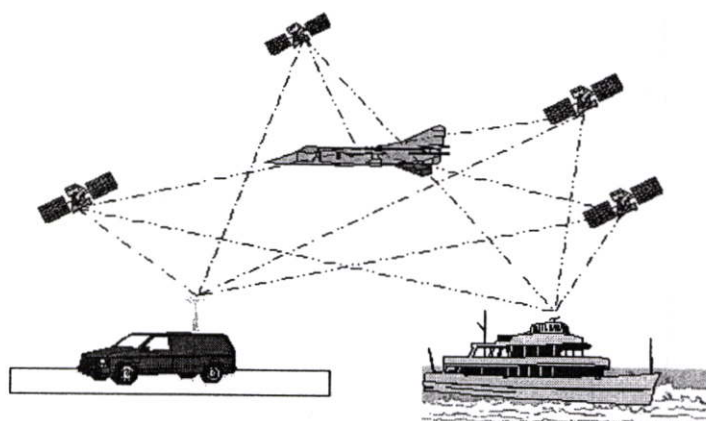
สถานีควบคุมดาวเทียม GPS

รูปที่ 2.5 สถานีที่ตั้งของสถานีควบคุมดาวเทียม GPS

3) ส่วนของสถานีสายอากาศภาคพื้นดิน จะทำการส่งคำสั่ง ข้อมูลการนำร่อง และข้อมูลอื่นๆที่เรียกว่า TT&C (Telemetry, Tracking and Command) ซึ่งเตรียมพร้อมโดยสถานีควบคุมหลักสำหรับดาวเทียมแต่ละดวง ข้อมูลเหล่านี้จะถูกส่งไปยังสถานีสายอากาศภาคพื้นดิน และเก็บไว้จนกว่าดาวเทียมที่ต้องการส่งข้อมูลจะผ่านมา โดยจะส่งผ่านคลื่นในย่านความถี่ S โดยสถานีสายอากาศจะตั้งอยู่คู่กับสถานีสังเกตการณ์

2.1.1.3 ส่วนผู้ใช้

ส่วนผู้ที่มีส่วนประกอบที่สำคัญคือ เครื่องรับสัญญาณ GPS โดยจะรับสัญญาณในย่านความถี่ L ที่ถูกส่งจากดาวเทียมและนำมาคำนวณเพื่อหาพิกัด, ความเร็ว และเวลาของเครื่องรับ จากนั้นจะนำค่าไปประยุกต์ใช้งานตามแต่ลักษณะการใช้งาน



รูปที่ 2.6 การใช้งานดาวเทียม GPS

2.1.2 การให้บริการของระบบ GPS

การให้บริการของระบบ GPS แบ่งเป็น 2 ระดับ[2] คือ การบอกพิกัดแบบสมบูรณ (Precise Positioning Service : PPS) และการบอกพิกัดแบบมาตรฐาน (Standard Positioning Service : SPS)

1) การบอกพิกัดแบบสมบูรณ เป็นการให้บริการแบบ PPS เป็นบริการที่บอกพิกัด, ความเร็ว, เวลาที่ถูกต้องเฉพาะผู้ใช้งานที่ได้รับอนุญาตเท่านั้น การบริการ PPS จะเน้นไปในทางทหาร โดยจะได้รับการอนุญาตจาก U.S. Department of Defense (DOD) ผู้ที่ได้รับอนุญาต เช่น U.S. Military, NATO Military และกองทัพอื่นๆ หรือพลเรือนเช่น Australian Defense Forces, U.S. Defense Mapping Agency การบริการแบบ PPS จะให้ค่าความคลาดเคลื่อนประมาณ 16 เมตร และความผิดพลาดทางเวลาไม่เกิน 100 นาโนวินาที และเครื่องรับสัญญาณ GPS สามารถให้ความถูกต้องของความเร็วคลาดเคลื่อนไม่เกิน 0.2 เมตรต่อวินาที (ขึ้นอยู่กับความสามารถของเครื่องรับ) การเข้าถึง (Access) ข้อมูล PPS จะใช้เทคนิคการเข้ารหัส (Cryptographic) 2 อย่าง คือ SA (Selective Availability) และ AS (Anti-Spoofing) เทคนิค SA จะทำการลดค่าความถูกต้องของข้อมูล PVT โดยจะใส่ค่าความผิดพลาดของระยะทางเทียมแบบสุ่ม (Pseudorandom Error) ให้กับสัญญาณดาวเทียม ส่วนเทคนิค AS จะสร้างรหัสลับ (Encryption) ของสัญญาณรหัส P ให้เป็นสัญญาณในรหัส Y สำหรับรหัสลับและเทคนิคเฉพาะอื่นๆ จะถูกจัดให้เฉพาะผู้ใช้งานที่ได้รับอนุญาต ทำให้ SA และ AS ไม่เป็นผล เครื่องรับจะได้ประสิทธิภาพสูงสุดเนื่องจากระบบ GPS จะได้ผลดีที่สุดถ้าใช้รหัส P(Y) กับทั้งความถี่ L_1 และ L_2 ในการคำนวณ

2) การบอกพิกัดแบบมาตรฐาน เป็นระบบที่ผู้ใช้บริการสามารถใช้สัญญาณความถี่ L_1 ได้เพียงอย่างเดียวในการหาพิกัด GPS เป็นบริการที่ให้ความถูกต้องน้อยกว่า แต่จะใช้งานได้กับผู้ใช้ทั้งหมด ในช่วงเวลาที่ไม่มีสงครามระดับของ SA จะถูกควบคุมเพื่อให้ค่าความถูกต้องในอยู่ระยะ 100 เมตร และความผิดพลาดของเวลา 337 นาโนวินาที แต่ในช่วงเวลาสงครามอาจมีการลดค่าความถูกต้องลงเพื่อความมั่นคง โดยประธานาธิบดีสหรัฐเท่านั้น

2.1.3 ความผิดพลาดในระบบ GPS

แม้ว่าระบบ GPS จะถูกพัฒนาให้มีความถูกต้องในระบบการนำร่องทั่วโลกก็ตาม แต่ระบบ GPS ยังคงมีค่าความผิดพลาดมากพอสมควร โดยความผิดพลาดนี้มีสาเหตุมาจาก

1) Ephemeris Data Error เป็นค่าความคลาดเคลื่อนเนื่องจากตำแหน่งของดาวเทียม GPS เกิดจากการเฉไปของวงโคจรดาวเทียม เมื่อข้อมูล GPS ไม่ได้ส่งตำแหน่งที่ถูกต้องของดาวเทียม จะมีผลความผิดพลาดไปถึงการคำนวณพิกัดของเครื่องรับสัญญาณ ค่าความผิดพลาดนี้จะ

ถูกแก้ไขโดยข้อมูลควบคุมจากสถานีควบคุมหลัก ดังนั้น ถ้าไม่มีการแก้ไขจากสถานีควบคุม ข้อมูลจะมีการผิดพลาดเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ แต่จากรายงานใน ค.ศ. 1984 แสดงว่าสำหรับการทำงานไม่เกิน 24 ชั่วโมง ค่าความผิดพลาดอันเนื่องมาจากค่าอีพีเมอร์สมีค่าความผิดพลาดไม่เกิน 2.1 เมตร

2) Satellite Clock Errors ที่เกิดขึ้นในเครื่องส่งสัญญาณ GPS ที่ดาวเทียมและเครื่องรับสัญญาณจำเป็นต้องมีนาฬิกาอะตอมมิก ซึ่งมีความแม่นยำสูงและจะต้องซิงโครนัสกับนาฬิกาของระบบ แต่ในความเป็นจริงสัญญาณของดาวเทียมจะถูกแก้ไขโดยสถานีควบคุมหลักให้ซิงโครนัสกับระบบโดยตลอด แต่นาฬิกาของเครื่องรับนั้นยากที่จะทำการแก้ไข จึงต้องมีการชดเชยการคำนวณโดยใช้สัญญาณจากดาวเทียมเพิ่มในการคำนวณด้านเวลา

3) Security Signal เป็นความผิดพลาดที่ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนมากที่สุด สาเหตุเกิดจากการที่ทางสหรัฐอเมริกาได้ใส่รหัสข้อมูล SA ลงในสัญญาณดาวเทียมทุกดวง ค่าความคลาดเคลื่อนจาก SA นั้นจะมีค่าความคลาดเคลื่อนทางเวลาประมาณ 10 นาติ ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนทางระยะทางเฉลี่ยประมาณ 20 เมตร ผู้ใช้ทั่วไปที่ใช้ระบบ SPS จะมีสัญญาณ SA รวมอยู่ด้วยทำให้เกิดความผิดพลาด แต่ผู้ใช้ที่ได้รับอนุญาตให้ใช้ระบบ PPS จะไม่มีความผิดพลาดจากรหัส SA

4) Ionosphere Errors เป็นค่าความคลาดเคลื่อนรองลงมาจากสาเหตุของ SA ทำให้เกิดความล่าช้าในการเดินทางของสัญญาณดาวเทียม เกิดเนื่องจากอิเล็กตรอนอิสระในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ สัญญาณจากดาวเทียมเมื่อเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศนี้จะไม่สามารถเดินทางได้เท่ากับความเร็วแสง การเปลี่ยนแปลงสัญญาณจะมีความล่าช้าเป็นสัดส่วนโดยตรงกับจำนวนอิเล็กตรอนอิสระที่อยู่ในชั้นนี้ และแปรผกผันตรงกับคาบเวลา ผู้ใช้ทั้งหมดจะได้รับค่าความคลาดเคลื่อนในความล่าช้าในชั้นไอโอโนสเฟียร์

5) Troposphere Errors เป็นสิ่งหนึ่งที่ทำให้ความเร็วแสงเฉไป โดยที่ความแปรปรวนของอุณหภูมิ ความดันและความชื้นทั้งหมดนี้ ทำให้ความเร็วสัญญาณแปรปรวนไปทั้งรหัส สำหรับผู้ใช้ทั่วไปค่าความผิดพลาดนี้จะอยู่ประมาณ 1 เมตร

6) Multipath Errors เป็นค่าความคลาดเคลื่อนที่มีสาเหตุมาจากการส่งสัญญาณของดาวเทียม GPS ไปกระทบผิวสะท้อนก่อนที่จะไปถึงผู้รับ เช่น สะท้อนผิวของตึกหรือผิวน้ำ โดยผลกระทบนี้มีแนวโน้มที่มากขึ้นในที่ที่เครื่องรับอยู่ใกล้กับผิวสะท้อนที่ใหญ่หลายๆ ความผิดพลาดที่พบมากที่สุดประมาณ 15 เมตร

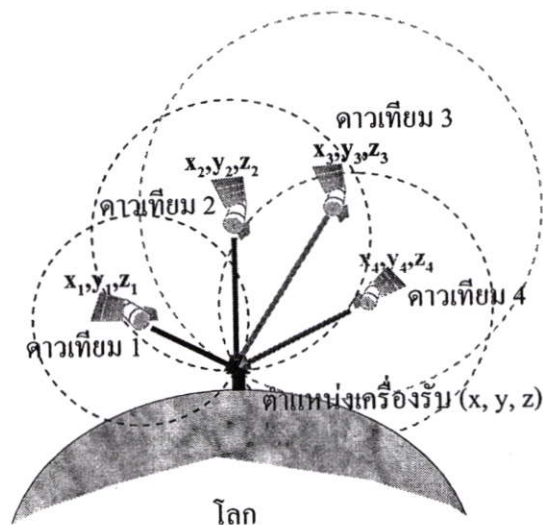
7) Receiver Errors เป็นค่าความคลาดเคลื่อนของการวัดระยะของเครื่องรับสัญญาณ อันเนื่องมาจากความร้อนภายในเครื่องรับสัญญาณ, ประสิทธิภาพซอฟต์แวร์ของเครื่องรับ และจำนวนช่องรับสัญญาณ แต่ปัจจุบันเทคโนโลยีได้พัฒนาจนความผิดพลาดลักษณะนี้มีค่าน้อยมาก

8) ความผิดพลาดอันเนื่องจากการจับกลุ่มของดาวเทียมที่ใช้สำรอง (Geometric Dilution of Precision) ความผิดพลาดนี้เกิดจากการหาระยะทางชูโคเรนจ์ของเครื่องรับ การเลือก

กลุ่มดาวเทียมจะเป็นองค์ประกอบหลัก มีการใช้ค่าๆ หนึ่งเป็นตัวแสดงถึงคุณภาพของผลลัพธ์ที่คาดว่าจะได้รับจาก การกำหนดตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอส ค่านี้คือ DOP (Dilution of Precision) ค่าของ DOP มักถูกอธิบายในเทอมต่างๆ ที่สัมพันธ์กับสัญญาณที่ได้จากการจับกลุ่มดาวเทียมเพื่อกำหนดตำแหน่งของเครื่องรับ เทอมต่างๆเหล่านี้ได้แก่ GDOP (Geometrical Dilution of Precision), PDOP (Position Dilution of Precision (3-D)), HDOP (Horizontal Dilution of Precision (Latitude, Longitude)), VDOP (Vertical Dilution of Precision (Height)), TDOP (Time Dilution of Precision (Time)) ซึ่งที่นิยมนำมาพิจารณาได้แก่ ค่า GDOP แสดงถึงการจัดวางตัวของดาวเทียม 4 ดวง ที่ทำกับเครื่องรับสัญญาณ ถ้าค่า GDOP มีค่ามาก พิกัดที่ได้จากเครื่องรับอาจผิดพลาดไปจากที่ควรจะเป็นมากเช่นเดียวกัน

2.1.4 การคำนวณหาพิกัดบนพื้นโลก

โดยทางทฤษฎีนั้นการคำนวณหาระยะทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับนั้นจะสมมุติว่าสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียมและของเครื่องรับนั้น ตรงกับเวลาของระบบ การหาพิกัดดาวเทียมจะใช้ระบบ ECEF (Earth Centered – Earth – Fixed) ในการหาข้อมูล โดยเรียกข้อมูลพิกัดดาวเทียมนี้ว่า ข้อมูลอีพีมอริส โดยข้อมูลที่ได้จะเป็นข้อมูลเวกเตอร์ตำแหน่งดาวเทียม เพื่อหาจุดตัดอันเป็นพิกัดของเครื่องรับ ผู้ใช้ต้องการหาตำแหน่งใน 3 มิติ คือ ละติจูด, ลองจิจูด และความสูง จึงต้องรับสัญญาณดาวเทียม 3 ดวง เพื่อทราบตำแหน่งดาวเทียม (x_i, y_i, z_i) แต่เนื่องจากสัญญาณเวลาของเครื่องรับทั่วไปไม่ซิงโครนัสกับระบบ [3] ดังนั้นจึงทำให้ต้องทำการรับค่าสัญญาณเพิ่มจากดาวเทียมอีกดวงหนึ่งเพื่อสร้างสมการเพิ่มในการหาค่าพารามิเตอร์ที่เกิดจากการไม่ซิงโครนัส



รูปที่ 2.7 การคำนวณหาพิกัดบนพื้นโลก

สมการพื้นฐานในการหาตำแหน่งของผู้ใช้ (x, y, z) แสดงได้ดังนี้

$$\sqrt{(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2} + Error = c \times (t_1 - t_0) \quad (2.1)$$

$$\sqrt{(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2} + Error = c \times (t_2 - t_0) \quad (2.2)$$

$$\sqrt{(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2} + Error = c \times (t_3 - t_0) \quad (2.3)$$

$$\sqrt{(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2} + Error = c \times (t_4 - t_0) \quad (2.4)$$

โดยที่ c คือ ความเร็วแสง

x_1, y_1, z_1 คือ พิกัดของดาวเทียมดวงที่ 1

x_2, y_2, z_2 คือ พิกัดของดาวเทียมดวงที่ 2

x_3, y_3, z_3 คือ พิกัดของดาวเทียมดวงที่ 3

x_4, y_4, z_4 คือ พิกัดของดาวเทียมดวงที่ 4

t_0 คือ เวลาที่ดาวเทียมเริ่มส่งสัญญาณไปยังเครื่องรับ GPS

t_1 คือ เวลาที่สัญญาณดาวเทียมดวงที่ 1 มาถึงเครื่องรับ

t_2 คือ เวลาที่สัญญาณดาวเทียมดวงที่ 2 มาถึงเครื่องรับ

t_3 คือ เวลาที่สัญญาณดาวเทียมดวงที่ 3 มาถึงเครื่องรับ

t_4 คือ เวลาที่สัญญาณดาวเทียมดวงที่ 4 มาถึงเครื่องรับ

$Error$ คือ ค่าความคลาดเคลื่อนที่อ่านได้ เช่น Clock Bias

ระยะทางเทียมหรือซูโดเรนจ์ (Pseudo range) สามารถหาได้จากการนำเอาเวลาที่ได้มาคูณกับความเร็วแสง ดังนั้นระยะทางที่วัดได้จึงเท่ากับ

$$\rho = c \times (t_r - t_t) \quad (2.5)$$

โดยที่ ρ คือ ระยะเทียมหรือซูโดเรนจ์ (เมตร)

c คือ ความเร็วแสง (0.299792458 เมตรต่อวินาที)

t_r คือ เวลาที่สัญญาณเดินทางถึงเครื่องรับ (วินาที)

t_t คือ เวลาที่สัญญาณถูกส่งจากดาวเทียม (วินาที)

ในการคำนวณหาพิกัดของเครื่องรับ GPS นี้ Bancroft [4] ได้อธิบายการแก้สมการเพื่อหาค่า 4 ตัวแปรจากสมการ 4 สมการ ด้วยวิธี Least-Squared Solution ดังนี้

นำข้อมูลที่รับได้จากดาวเทียม i มาสร้างเป็นเวกเตอร์แถวเดียว

$$\vec{S}_i = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \\ \rho_i \end{bmatrix} \quad (\text{ข้อมูลที่รับได้จากดาวเทียม } i) \quad (2.6)$$

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

ระยะทางเทียม จากดาวเทียม i แต่ละดวงถึงเครื่องรับ

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

รวมความคลาดเคลื่อนในสมการ

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

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

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

จากเวกเตอร์ Loren inner Product

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

แปลงเวกเตอร์ของสมการให้อยู่ในรูปของเวกเตอร์ Loren Inner Product

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

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

นำค่าที่ได้จากดาวเทียมแต่ละดวงมาจัดให้อยู่ในรูปของเวกเตอร์

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

เมื่อ B คือ เมตริกซ์ $n \times 4$ สามารถจะสร้างเมตริกซ์จาก n สมการพร้อมๆกันจากสมการ (2.14)

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

$$\text{หรือ } B\vec{u} = (\vec{a} + \Delta\vec{e}) \quad (2.17)$$

หาค่าของตัวแปรที่ไม่ทราบค่าจาก

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

จัดรูปสมการใหม่ได้เป็น

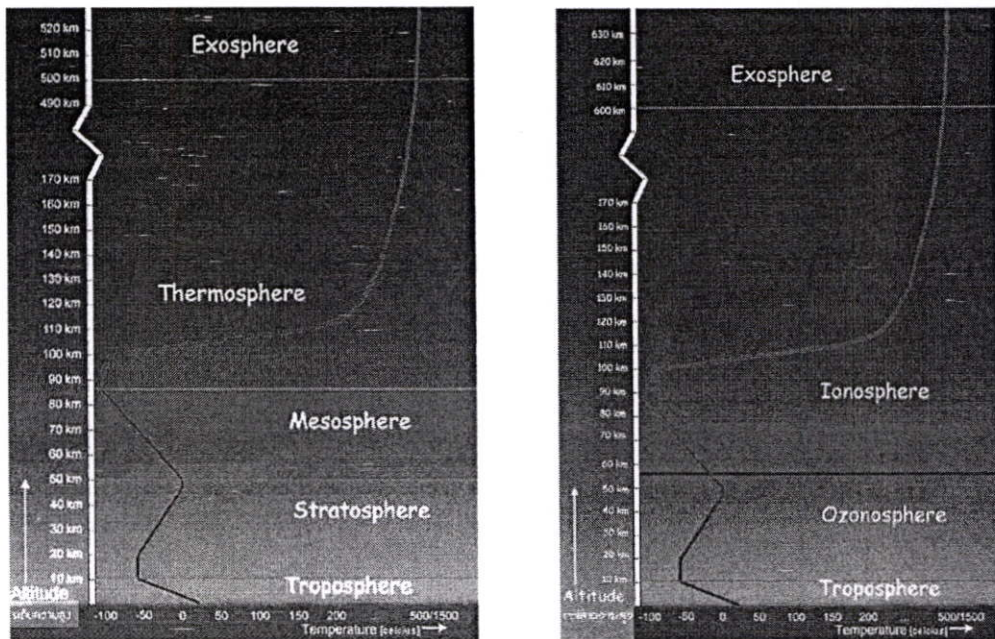
$$\Delta = \frac{1}{2} \langle B^*(\vec{a} + \Delta\vec{e}), B^*(\vec{a} + \Delta\vec{e}) \rangle, \quad B^* = \frac{1}{2} \langle B^*\vec{a}, B^*\vec{a} \rangle + \Delta \langle B^*\vec{e}, B^*\vec{e} \rangle + \frac{1}{2} \Delta^2 \langle B^*\vec{e}, B^*\vec{e} \rangle \quad (2.19)$$

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

แก้สมการเพื่อหาค่าของเวกเตอร์ \vec{u}_1^*, \vec{u}_2^* เพื่อหาค่า x, y, z

2.2 ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ชั้นบรรยากาศของโลกมีหลักเกณฑ์ในการจำแนกชั้น 2 หลักเกณฑ์ด้วยกัน [5] คือ การจำแนกโดยใช้อุณหภูมิเป็นเกณฑ์ และ การจำแนกโดยใช้คุณสมบัติของก๊าซเป็นเกณฑ์ ดังแสดงในรูปที่ 2.8



(ก) จำแนกโดยใช้อุณหภูมิเป็นเกณฑ์

(ข) จำแนกโดยใช้คุณสมบัติของก๊าซเป็นเกณฑ์

รูปที่ 2.8 การจำแนกประเภทชั้นบรรยากาศของโลก

การจำแนกชั้นบรรยากาศโดยใช้อุณหภูมิเป็นเกณฑ์ มีโครงสร้างการแบ่งชั้นบรรยากาศออกเป็นชั้นต่างๆ ดังนี้

1. โทรโพสเฟียร์ (Troposphere) เป็นชั้นบรรยากาศที่ระดับความสูง 0-10 กิโลเมตร โดยอุณหภูมิจะค่อยๆ ลดลงตามความสูง โดยเฉลี่ยกิโลเมตรละ 6.5 องศาเซลเซียส เป็นชั้นที่สำคัญมาก เพราะเป็นบริเวณที่มีไอน้ำ เมฆ หมอก และพายุ

2. สตราโตสเฟียร์ (Stratosphere) อยู่ระหว่างความสูง 10-50 กิโลเมตร เป็นชั้นที่ไม่มีเมฆ มักใช้ในการเดินทางทางอากาศ โดยอุณหภูมิจะคงที่ จนถึงความสูง 50 กิโลเมตร และจะเพิ่มขึ้นอย่างรวดเร็วในอัตรา 0.5 องศาเซลเซียส ต่อ 1 กิโลเมตร

3. มีโซสเฟียร์ (Mesosphere) เป็นชั้นบรรยากาศระดับความสูงระหว่าง 50-80 กิโลเมตร โดยอุณหภูมิจะลดลงตามความสูง

4. เทอร์โมสเฟียร์ (Thermosphere) เป็นชั้นบรรยากาศระดับความสูงตั้งแต่ 80-500 กิโลเมตร อุณหภูมิจะสูงขึ้นอย่างรวดเร็วในช่วงแรกแล้วอัตราการสูงขึ้นจะลดลง อุณหภูมิจะอยู่ระหว่าง 227 ถึง 1727 องศาเซลเซียส โดยชั้นนี้จะมีความหนาแน่นของอนุภาคต่างๆจางมาก แต่ก๊าซต่างๆในชั้นนี้จะอยู่ในลักษณะที่เป็นอนุภาคที่เป็นประจุไฟฟ้าเรียกว่า ไอออน สามารถสะท้อนคลื่นวิทยุได้ บรรยากาศในชั้นนี้ถือเป็นบริเวณที่เปลี่ยนจากบรรยากาศของโลกมาเป็นก๊าซระหว่างดาวที่เบาบาง และเป็นชั้นนอกสุดของบรรยากาศที่ห่อหุ้มโลก เรียกว่า เอกโซสเฟียร์ (Exosphere)

สำหรับการจำแนกชั้นบรรยากาศโดยใช้สมบัติของแก๊สเป็นเกณฑ์ มีโครงสร้างการแบ่งชั้นบรรยากาศออกเป็นชั้นต่างๆ ดังนี้

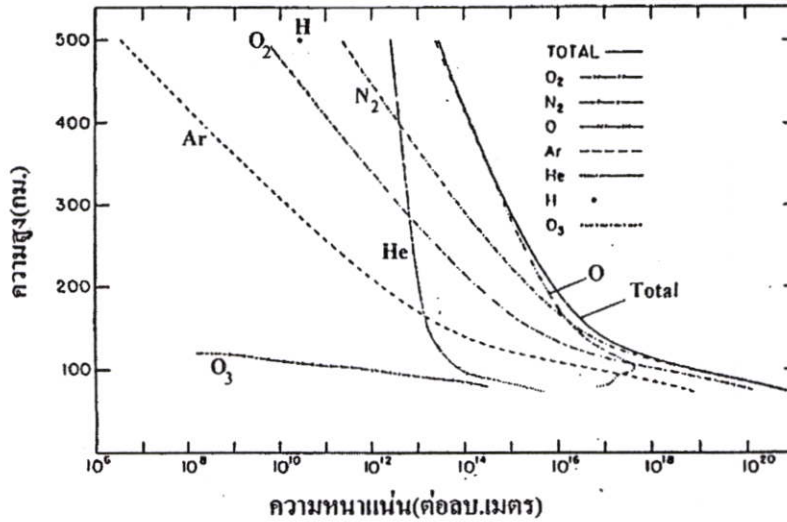
1. โทรโพสเฟียร์ (Troposphere) เป็นบรรยากาศที่อยู่ติดกับพื้นโลก สูง 0-10 กิโลเมตร มีส่วนผสมที่สำคัญคือ ไอน้ำ ฝุ่นละออง เมฆฝน หิมะ เป็นต้น

2. โอโซนอสเฟียร์ (Ozonosphere) เป็นชั้นบรรยากาศสูง 10-50 กิโลเมตร มีส่วนผสมที่สำคัญคือ แก๊สโอโซน

3. ไอโอโนสเฟียร์ (Ionosphere) หรือ ชั้นบรรยากาศไอโอไนซ์ เป็นชั้นบรรยากาศที่อยู่สูงเหนือโอโซนอสเฟียร์ ถึง 600 กิโลเมตร ปริมาณอากาศชั้นนี้จะมีอยู่น้อยมาก และเกิดการแตกตัวเป็นประจุไฟฟ้า เรียก ไอออน ทำให้มีคุณสมบัติทางไฟฟ้า ซึ่งช่วยในการสื่อสารวิทยุ โดยสะท้อนคลื่นวิทยุได้

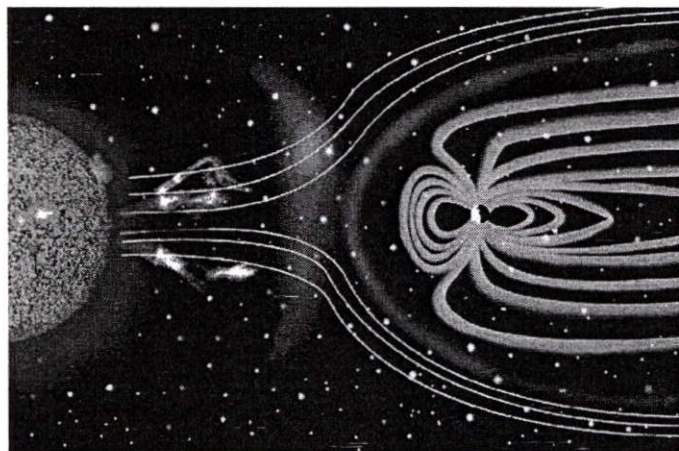
4. เอกโซสเฟียร์ (Exosphere) เป็นชั้นบรรยากาศซึ่งสูงตั้งแต่ 600 กิโลเมตร ขึ้นไป โดยความหนาแน่นของอะตอมต่างๆ มีค่าน้อยลง มีส่วนผสมของแก๊สที่เบา เช่น ไฮโดรเจน และฮีเลียม

สำหรับชั้นบรรยากาศที่เป็นไอโอไนซ์นั้นสามารถแบ่งลักษณะได้โดยใช้ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอน เนื่องจากชั้นบรรยากาศส่วนบนของโลกนั้น โมเลกุลของออกซิเจนจะถูกทำให้แตกตัวด้วยรังสี UV ที่มีขนาดความยาวคลื่นสั้นกว่า 175.9 นาโนเมตร ขบวนการนี้มีความไวมากทำให้สถานะที่มีความแปรปรวน (Turbulence) ไม่สามารถรักษาก๊าซออกซิเจนหรือให้อะตอมของออกซิเจนรวมตัวกันได้ ดังนั้นจำนวนความหนาแน่นของอะตอมออกซิเจน จะเพิ่มขึ้นจนถึงที่ระดับความสูงประมาณ 150 กิโลเมตร ดังนั้นที่ความสูงเหนือ 150 กิโลเมตรขึ้นไป ชั้นบรรยากาศส่วนนี้จึงมีอะตอมของออกซิเจนเป็นส่วนประกอบหลักจึงถูกเรียกว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ การเปลี่ยนแปลงตามความสูงของค่าความหนาแน่น ส่วนประกอบหลักของชั้นบรรยากาศนั้น แสดงดังรูปที่ 2.9



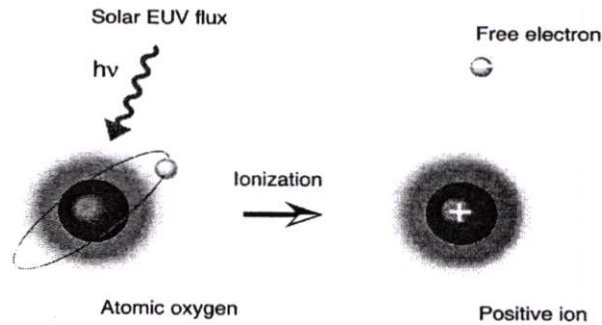
รูปที่ 2.9 การเปลี่ยนแปลงของค่าความหนาแน่นของส่วนประกอบหลักในชั้นบรรยากาศเทียบกับความสูง

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ คือ บริเวณที่พลาสมา (Plasma) เกิดการไอออไนซ์โดยมีขอบเขตประมาณ 50 กิโลเมตร ถึง 2,000 กิโลเมตรเหนือพื้นผิวโลก มีโมเลกุลเพียงส่วนหนึ่งเท่านั้นที่ถูกไอออไนซ์และพบว่ายังคงมีโมเลกุลที่เป็นกลางจำนวนมากเหลืออยู่ในชั้นที่อยู่สูงกว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ คือ ชั้นพลาสมาสเฟียร์ (Plasma sphere) หรือ โปรโตโนสเฟียร์ (Proton sphere) ซึ่งยังคงมีปริมาณอิเล็กตรอนอิสระอยู่อย่างชัดเจน อิเล็กตรอนเหล่านี้ คือ สนามแม่เหล็กของโลกที่ทำหน้าที่ต่อต้านลมสุริยะ (Solar Wind) ซึ่งเป็นอนุภาคที่พุ่งออกจากดวงอาทิตย์ โดยแรงกระทำของอนุภาคที่พุ่งออกจากดวงอาทิตย์เหล่านี้จะบีบสนามแม่เหล็กของโลกไปในบริเวณทิศทางที่หันหลังให้กับดวงอาทิตย์ (Dark Side) ดังแสดงในรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 ลมสุริยะจากดวงอาทิตย์ที่แพร่ไปกระทบกับชั้นบรรยากาศของโลก

ตามปกติอนุภาคที่ถูกไอโอไนซ์ในแต่ละช่วงเวลาและในแต่ละระดับความสูงนั้นจะเกิดไม่เท่ากัน ขึ้นอยู่กับสถานะที่เอื้ออำนวยต่อการเกิดขบวนการไอโอไนเซชัน กล่าวคือภายใต้สภาวะความกดดันต่ำ (ที่ระดับความสูงมาก) เป็นไปได้ที่ทำให้อิเล็กตรอนหนึ่งหรือสองตัวหลุดจากโมเลกุลก๊าซ นอกจากนี้ไม่เพียงแต่การเคลื่อนที่อย่างรวดเร็วของอิเล็กตรอนเท่านั้นที่ทำให้อิเล็กตรอนหลุดออกมาแต่ยังรวมถึงการแผ่รังสีบางชนิดเช่นรังสีอัลตราไวโอเล็ต และรังสีคอสมิก (Cosmic) ด้วย โดยเมื่อรังสีแพร่เข้าถึงชั้นบรรยากาศจะทำให้จำนวนอนุภาคบางส่วนของอากาศนั้นกลายเป็นอนุภาคที่ถูกไอโอไนซ์ รูปที่ 2.11 แสดงขบวนการไอโอไนซ์เซชัน

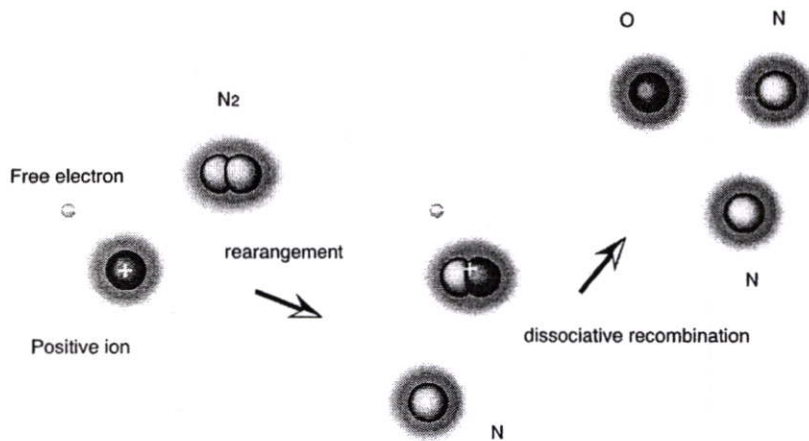


รูปที่ 2.11 ขบวนการไอโอไนซ์เซชัน

จากรูปที่ 2.11 สามารถอธิบายได้ว่าโมเลกุลออกซิเจน (O) ที่เป็นส่วนประกอบหลักจะถูกไอโอไนซ์โดยโฟตอน ($h\nu$) จากการแผ่รังสีดวงอาทิตย์ ผลผลิตที่ได้คือ



ผลผลิตที่ได้คืออิเล็กตรอนอิสระและโมเลกุลซึ่งสูญเสียอิเล็กตรอนหนึ่งตัวหลุดออกไปแล้ว จะทำให้กลายเป็นไอออนประจุบวก (โมเลกุลที่ได้รับอิเล็กตรอนไปก็จะกลายเป็นไอออนประจุลบ) ไอออนเหล่านี้เปลี่ยนแปลงได้ง่ายภายใต้แรงทางไฟฟ้า เช่น แรงดูด หรือแรงผลัก โดยปกติแล้ว ไอออน อิเล็กตรอนและอะตอมต่าง ๆ ของก๊าซจะเคลื่อนที่ไปมาตลอดจึงมีการชนเกิดขึ้น ดังนั้นจึงมีขบวนการการรวมตัวกันใหม่ (Process of Recombination) เกิดขึ้นอย่างต่อเนื่องตลอดเวลา รูปที่ 2.12 แสดงขบวนการรวมตัวกันใหม่ของก๊าซออกซิเจนในชั้นบรรยากาศไอโอ โนสเฟียร์

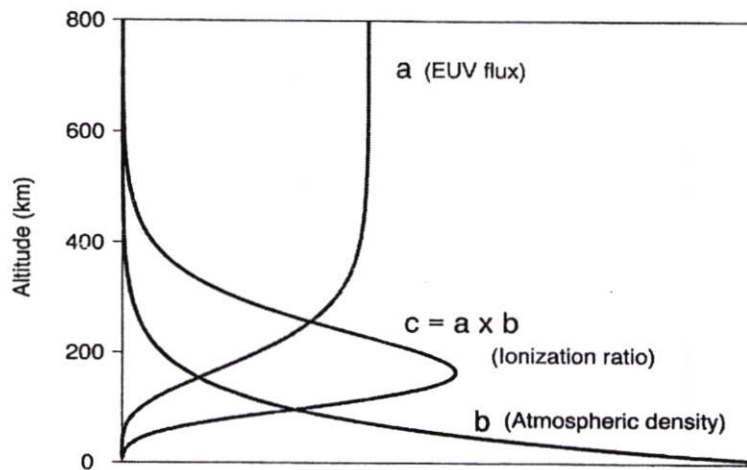


รูปที่ 2.12 ขบวนการรวมตัวกันใหม่

จากรูปที่ 2.12 อธิบายได้ว่าไอออนที่เกิดจากขบวนการไอโอไนซ์ชนกับ โมเลกุลที่เป็นกลาง (N_2) จะเกิดปฏิกิริยาการถ่ายโอนพลังงานหรือการแลกเปลี่ยนประจุและจะรวมตัวใหม่กับอิเล็กตรอน แยกตัวได้เป็น โมเลกุลที่เป็นกลางดังนี้



ดังนั้น โมเลกุลหนึ่ง โมเลกุลที่ถูกไอโอไนซ์จะไม่คงความเป็นอนุภาคที่ถูกไอโอไนซ์ตลอดไปโดยในส่วนของชั้นบรรยากาศโลกที่ต่ำ (ความกดดันสูง) จะมีการชนกันของอนุภาคที่มาก จึงมีโอกาสเกิดขบวนการรวมตัวกันใหม่มาก ดังนั้น โมเลกุลของอากาศจะคงความเป็นอนุภาคที่ถูกไอโอไนซ์ในระยะเวลาสั้นกว่าชั้นบรรยากาศส่วนบน นอกจากนี้แล้วรังสีอัลตราไวโอเล็ตจากดวงอาทิตย์ได้ถูกดูดซับไปเป็นจำนวนมากแล้วโดยชั้นบรรยากาศส่วนบน ดังนั้น ในบริเวณที่ความสูงต่ำกว่า 50 กิโลเมตร จะมีการไอโอไนซ์เกิดขึ้นน้อยมาก ในทางกลับกันที่ความสูงมากกว่า 400 กิโลเมตร นั้นมีอนุภาคของอากาศที่เบาบางทำให้ความหนาแน่นของการไอโอไนซ์มีค่าต่ำมาก ถึงแม้ว่าจะได้รับรังสีจากดวงอาทิตย์มากก็ตาม ดังนั้นอาจกล่าวได้ว่าชั้นบรรยากาศในระดับความสูงในช่วง 50 ถึง 400 กิโลเมตรซึ่งก็คือระดับการวางตัวของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้น จะมีปริมาณอนุภาคของอากาศ, สภาวะความกดดันอากาศและการแผ่รังสีอัลตราไวโอเล็ตของดวงอาทิตย์เป็นไปอย่างเหมาะสมเอื้ออำนวยให้เกิดการไอโอไนซ์ขึ้น ดังนั้นจึงอาจกล่าวได้ว่า ณ ความสูงในช่วงนี้มีความหนาแน่นของปริมาณอิเล็กตรอนสูงสุด รูปที่ 2.13 แสดงอัตราการเกิดขบวนการไอโอไนซ์ที่สัมพันธ์กับความหนาแน่นอนุภาคของอากาศและการเปลี่ยนแปลงระดับพลังงานจากดวงอาทิตย์



รูปที่ 2.13 อัตราการเกิดขบวนการไอโอไนซ์ที่สัมพันธ์กับความหนาแน่นอนุภาคของอากาศและ การเปลี่ยนแปลงระดับพลังงานจากดวงอาทิตย์ [6]

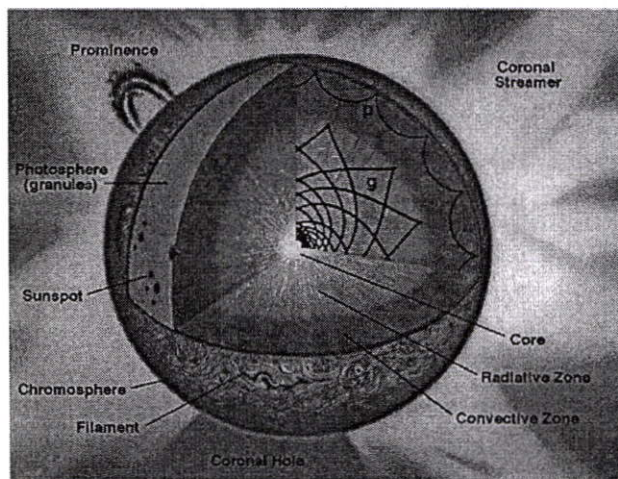
สัญญาณความถี่ต่างกันจะเดินทางกลับมายังโลกจากความสูงของชั้นบรรยากาศที่ต่างกัน ด้วย จึงแสดงว่าชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ไม่ได้มีเพียงชั้นเดียว แต่ในแต่ละชั้นของชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟียร์มีความแตกต่างกันเนื่องจากความจริงที่ว่าก๊าซต่างๆ ในชั้นบรรยากาศโลกที่ถูก ไอโอไนซ์มีความแตกต่างกัน ณ ที่ความสูงและความดันต่างกัน และนอกจากนี้ต้นกำเนิด (Source) ที่ทำให้เกิดการไอโอไนซ์ (เช่น ชนิดของรังสีจากดวงอาทิตย์) ก็แตกต่างกันด้วย ในการไอโอไนซ์ที่ระดับต่าง ๆ ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นในแต่ละระดับย่อยที่ความหนาแน่นอิเล็กตรอนมีค่าสูงสุดนั้นถูกเรียกว่า “ชั้น” (Layer) จำนวนของชั้น, ความสูงของมัน และความรุนแรงที่มีต่อสัญญาณที่ถูกทำให้เลี้ยวเบนไปจะเปลี่ยนแปลงไปตามช่วงเวลาในแต่ละวัน, ในแต่ละเดือนและในแต่ละปี ในแต่ละชั้นย่อยจะมีความถี่วิกฤตซึ่งมีค่าเฉพาะในแต่ละชั้นของมันเอง

ปัจจุบันมีการศึกษาวิธีการต่างๆ ที่ใช้หาค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์หลายวิธี โดยปกติแล้วปริมาณอิเล็กตรอนจะถูกวัดในหน่วยของ 10^{16} อิเล็กตรอนต่อตารางเมตร (10^{16} el/m²) [7]

2.3 วัฏจักรสุริยะ

นอกจากความถี่ที่ใช้งาน ตำแหน่งละติจูดของพื้นที่และเวลาแล้ว ปริมาณความเข้มในการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันยังขึ้นอยู่กับจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ (Sunspot Number) ด้วย

จุดดับบนดวงอาทิตย์ ถูกค้นพบครั้งแรกโดย Theophrastus ซึ่งเป็นปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นบนพื้นผิวดวงอาทิตย์มีลักษณะเป็นจุดดำมีค้ำรูปที่ 2.14 จุดดับบนดวงอาทิตย์เมื่อมองผ่านฟิลเตอร์จะมีลักษณะเป็นจุดสีดำขึ้นประปรายอยู่บนผิวน้ำของดวงอาทิตย์ คล้ายกับดวงอาทิตย์ตกกระ และพบว่าขึ้นเป็นกลุ่มมากกว่าที่จะขึ้นแบบกระจาย จุดดับบนดวงอาทิตย์เป็นปรากฏการณ์ที่เกิดขึ้นบนชั้นโฟโตสเฟียร์ เช่นเดียวกับแกรนูล (ลักษณะเม็ด คล้ายฟองที่เดือดพล่านบนผิวน้ำของดวงอาทิตย์) ขนาดของจุดดับมีขนาดตั้งแต่เท่ากับแกรนูลเพียงฟองเดียว หรืออาจจะใหญ่และมีการรวมกลุ่มกันจนมีพื้นที่หลายพันล้านตารางกิโลเมตร

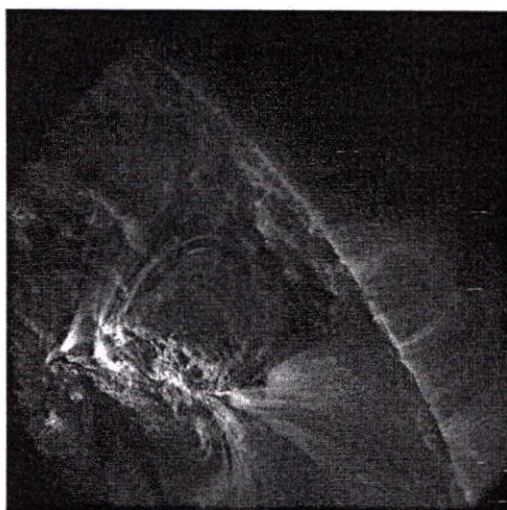


รูปที่ 2.14 โครงสร้างของดวงอาทิตย์ที่ส่งผลกระทบต่อชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

โครงสร้างของจุดดับบนดวงอาทิตย์ไม่ได้มีลักษณะดำมืดแต่เพียงอย่างเดียว หากพิจารณาดูอย่างละเอียด จะพบว่าแต่ละจุดจะมีลักษณะซ้อนกันสองชั้น ชั้นในจะมีสีดำเข้ม เรียกว่า umbra ส่วนชั้นนอกซึ่งล้อมรอบชั้น umbra จะมีลักษณะจางกว่าและมีริ้วลายในแนวรัศมีคล้ายกับม่านตาของคน ส่วนนี้เรียกว่า penumbra พื้นที่ส่วน penumbra มักมีพื้นที่มากกว่าส่วน umbra ในบางครั้งอาจมีพื้นที่มากถึง 80% ของพื้นที่จุดดับทั้งหมด บริเวณของ penumbra เป็นบริเวณที่มีการไหลของมวลสารจาก umbra ไปสู่พื้นผิวนอกจุดดับ เรียกว่า Evershed Effect จากการวัดค่าการเลื่อนดอปเปลอร์พบว่า มีอัตราการไหลประมาณ 2 กิโลเมตรต่อวินาที umbra ของจุดดำมีอุณหภูมิประมาณ 4,000 เคลวิน ซึ่งเป็นบริเวณที่มีอุณหภูมิต่ำที่สุดบนดวงอาทิตย์ ในขณะที่ชั้นโฟโตสเฟียร์รอบ ๆ ข้างจะมีอุณหภูมิ 6,000 เคลวิน ส่วนบริเวณ penumbra มีอุณหภูมิประมาณ 5,600 เคลวิน[8]

จุดดับของดวงอาทิตย์มัก ไม่ได้อยู่อย่างโดดเดี่ยวบนพื้นผิว แต่จะมีการรวมกันเป็นกลุ่มหรือเป็นคู่ โดยลักษณะของจุดดับคู่จะพบได้มาก จุดดับบนดวงอาทิตย์มีการเกิดขึ้นและสลายตัวตลอดเวลา โดยปกติแล้วจุดดับแต่ละจุดจะมีอายุประมาณไม่เกินสองสัปดาห์ แต่อาจมีบางจุดที่มีอายุยาวนานเป็นเดือน บริเวณที่เกิดจุดดับจะเป็นบริเวณที่เกิดสนามแม่เหล็กเข้มข้นสูงมาก โดย

สนามแม่เหล็กจะพุ่งออกจากจุดดับนั้นพร้อม ๆ กับนำเอาแก๊สร้อนสูงจากภายใต้พื้นผิวดวงอาทิตย์ขึ้นมาด้วย สนามแม่เหล็กที่จุดดับอาจมีความเข้มข้นสูงถึง 0.2 - 0.4 เทสลา (1 เทสลาเท่ากับ 10,000 เกาส์) ทิศทางและรูปร่างของสนามแม่เหล็กบนดวงอาทิตย์จะขึ้นอยู่กับลักษณะของกลุ่มของจุดดับเหล่านี้ บริเวณที่มีจุดดับคู่จะมีสนามแม่เหล็กแบบไบโพลาร์ (Bipolar)[9] สนามแม่เหล็กแบบไบโพลาร์จะมีทิศทางพุ่งขึ้นจากจุดดับหนึ่งสู่บรรยากาศชั้นบนเหนือโฟโตสเฟียร์ แล้วเลี้ยวโค้งวกกลับลงสู่จุดดับอีกจุดหนึ่งที่อยู่คู่กัน ดังแสดงในรูปที่ 2.15 จุดดับสองจุดนั้นจึงมีขั้วแม่เหล็กที่ตรงข้ามกันเสมอ บริเวณที่มีจุดดับรวมกลุ่มกันเป็นกระจุกขนาดใหญ่จะมีรูปร่างของสนามแม่เหล็กที่ซับซ้อนมากขึ้น แต่ก็ยังคงเป็นสนามแม่เหล็กปิดเช่นเดียวกับสนามแม่เหล็กแบบไบโพลาร์ ส่วนจุดดับที่อยู่อย่างโดดเดี่ยว สนามแม่เหล็กจะพุ่งออกจาก umbra ของจุดดับและพุ่งออกไปสู่อวกาศโดยไม่วกกลับเข้ามา เรียกว่าเป็นสนามแม่เหล็กเปิด สนามแม่เหล็กเปิดนี้เป็นส่วนสำคัญในการทำให้เกิดลมสุริยะ ดังแสดงในรูปที่ 2.15



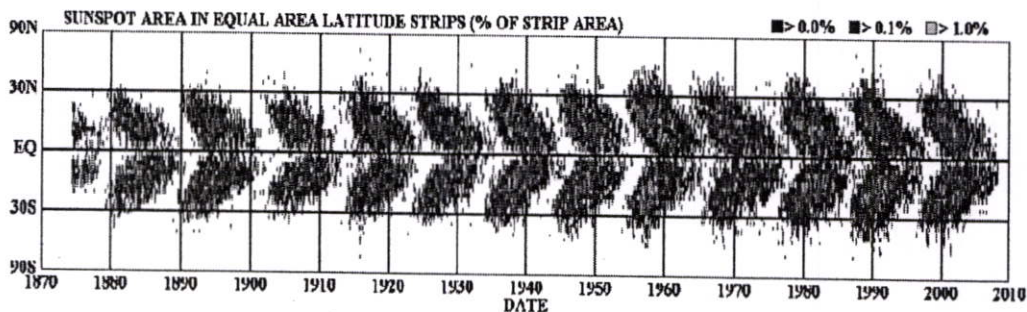
รูปที่ 2.15 ทิศทางของสนามแม่เหล็กแบบไบโพลาร์

สนามแม่เหล็กแบบไบโพลาร์บนดวงอาทิตย์มีลักษณะเฉพาะที่น่าสนใจหลายประการ กล่าวคือ ทุก ๆ คู่ของจุดดับจะมีเรียงกันในแนวอนเก็บบจะขนานกับเส้นศูนย์สูตรของดวงอาทิตย์ เนื่องจากดวงอาทิตย์มีการหมุนรอบตัวเอง ดังนั้นจุดดับสองจุดในแต่ละคู่จึงมีชื่อเรียกว่า จุดนำ ใช้อักษรย่อว่า p (preceding) และจุดตาม ใช้อักษรย่อว่า f (following) เรามักพบว่าจุดนำของแต่ละคู่มักจะอยู่ใกล้เส้นศูนย์สูตรมากกว่าจุดตามเล็กน้อย

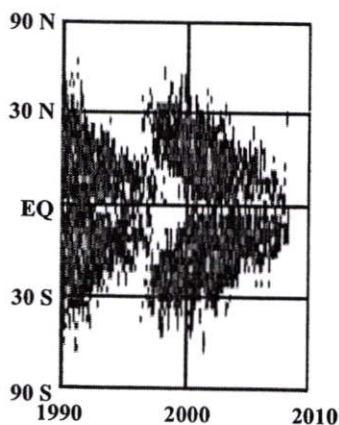
เนื่องจากจำนวนของจุดดับมีความสัมพันธ์ต่อความเข้มข้นและความผันผวนของลมสุริยะ และลมสุริยะมีความรุนแรงแผ่ออกไปหลายล้านกิโลเมตร โลกซึ่งอยู่ภายในเขตของลมสุริยะจึงได้รับผลจากการเปลี่ยนแปลงของจุดดับนี้ กล่าวคือในช่วงที่จุดดับบนดวงอาทิตย์มีมาก ลมสุริยะซึ่งประกอบด้วยอนุภาคประจุไฟฟ้าพลังงานสูงจะมีความเข้มข้นและมีความผันแปรมากกว่าในช่วง

อื่นๆ เมื่อมีทิศทางพุ่งมายังโลกผ่านชั้นบรรยากาศต่างๆ ของโลก โดยเฉพาะอย่างยิ่งชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งจะส่งผลกระทบต่อจำนวนปริมาณอิเล็กตรอนอิสระ

ตำแหน่งการเกิดของจุดดับก็มีลักษณะอีกอย่างหนึ่ง คือหลังจากที่ดวงอาทิตย์เพิ่งพ้นจากช่วงที่มีจำนวนจุดดับต่ำสุดมาและกำลังจะเริ่มคาบใหม่ จุดดับจะเกิดในวงจรใหม่นี้เริ่มเกิดขึ้นที่บริเวณละติจูดประมาณ 35 องศา ทั้งซีกเหนือและซีกใต้ แล้วจุดดับเหล่านั้นก็เริ่มเคลื่อนที่เข้าหาเส้นศูนย์สูตรช้า ๆ แต่ก็ไม่ไปถึงเส้นศูนย์สูตร เพราะจุดดับนั้นหมดอายุไขไปเสียก่อน จุดดับที่เกิดขึ้นในช่วงเวลาต่อ ๆ มา ก็จะเริ่มเกิดขึ้นอีกที่ละติจูดเริ่มต้นต่ำกว่าระดับของจุดดับที่เกิดขึ้นก่อนเล็กน้อย แล้วก็เคลื่อนเข้าหาเส้นศูนย์สูตรเช่นเดียวกัน จุดเริ่มต้นของการเกิดจุดดับจะเปลี่ยนตำแหน่งเช่นนี้เรื่อย ๆ จนกระทั่งก่อนถึงช่วงต่ำสุดของดวงอาทิตย์ ละติจูดเฉลี่ยของจุดดับจะอยู่ประมาณ 7 องศา (เหนือและใต้) เท่านั้น หากสังเกตตำแหน่งของจุดดับทุก ๆ จุดอย่างต่อเนื่องและยาวนานพอ แล้วนำตำแหน่งของจุดดับมาเขียนเป็นแผนภูมิ โดยให้แกนนอนเป็นเวลา และแกนตั้งเป็นละติจูดของจุดดับ แผนภูมิที่ได้จะมีลักษณะเหมือนกับผีเสื้อมาเกาะเรียงต่อ ๆ กัน แผนภูมินี้จึงมีชื่อเรียกเฉพาะว่าแผนภูมिरูปผีเสื้อ (Butterfly diagram) ดังแสดงในรูปที่ 2.16



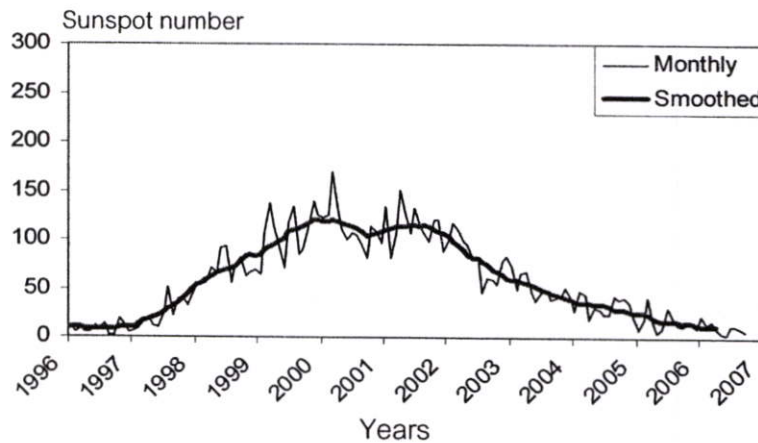
(ก)



(ข)

รูปที่ 2.16 แผนภูมिरูปผีเสื้อ ก) ตั้งแต่ปี 1870-2010 ข) ตั้งแต่ปี 1990-2010

สิ่งที่กล่าวมาแล้วว่าจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ทำให้เกิดการไหลวนของสนามแม่เหล็กออกมาจากโคโรนาหรือผิวของดวงอาทิตย์ และสนามแม่เหล็กนี้เป็นสาเหตุสำคัญของการเกิดปรากฏการณ์ต่างๆ บนดวงอาทิตย์ ซึ่งทำให้ค่าความเข้มของแสงอาทิตย์มีค่าแปรเปลี่ยนไป ซึ่งการเปลี่ยนแปลงนี้มีลักษณะเป็นคาบหรือที่เรียกว่า วัฏจักรสุริยะ หรือวัฏจักรของแสงอาทิตย์ (Solar Cycle) ซึ่งก็คือการเปลี่ยนแปลงความเข้มของแสงอาทิตย์ (Solar Flux) หรือการเปลี่ยนแปลงจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ ที่มีการเปลี่ยนแปลงในหนึ่งรอบวัฏจักรประมาณ 11 ปี ดังแสดงในรูปที่ 2.17 ซึ่งแสดงการเปลี่ยนแปลงจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ตามวัฏจักรสุริยะตั้งแต่ปีค.ศ. 1996 จนถึงปี 2007



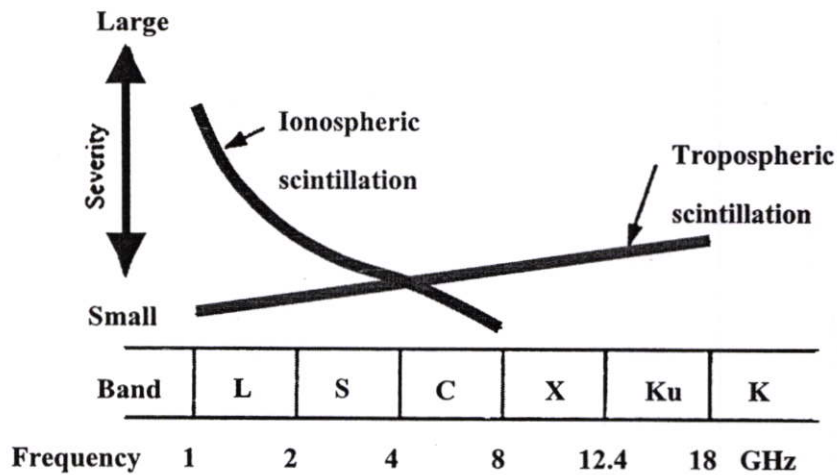
รูปที่ 2.17 วัฏจักรสุริยะตั้งแต่ ค.ศ. 1996 จนถึง ค.ศ.2007

ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงค่าต่างๆทางสุริยะมีความสัมพันธ์อย่างใกล้ชิดกับโครงสร้างชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟียร์ กล่าวคือ ที่ค่าความเข้มแสงอาทิตย์มีค่าสูงเป็นเหตุหนึ่งส่งผลให้ค่าความหนาแน่นอิเล็กตรอนมีค่าสูงขึ้นในแต่ละชั้นย่อยของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยเฉพาะในช่วงเวลาที่ ปฏิริยาโซล่า มีค่าสูงกว่าปกติ ค่าปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดก็จะมีแนวโน้มสูงขึ้นตาม

2.4 การเปลี่ยนแปลงสัญญาณอย่างกะทันหันอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ระบบสื่อสารดาวเทียมได้รับผลกระทบเมื่อสัญญาณแพร่กระจายผ่านชั้นบรรยากาศโลก โดยชั้นบรรยากาศโลกที่มีผลกระทบเป็นส่วนใหญ่ คือ ชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์และชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ผลกระทบจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์นั้น เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงค่าดัชนีหักเห (Refractive Index), การลดทอน (Absorption), การกระเจิง (Scatter) ของ

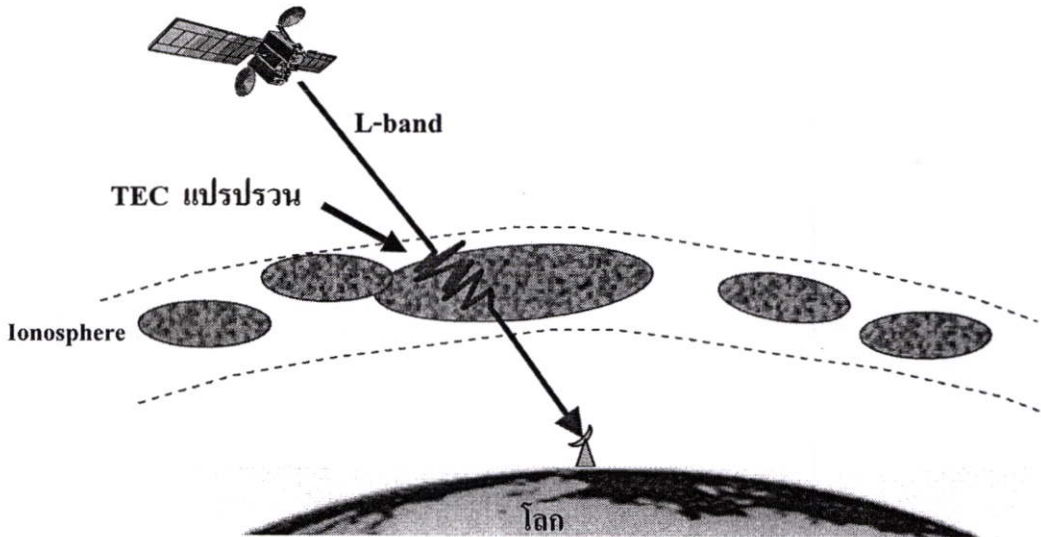
คลื่นสัญญาณอันเนื่องจาก เมฆ,ฝน,หิมะ และอื่นๆ โดยผลกระทบจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ เริ่มมีผลต่อการแพร่กระจายคลื่นที่มีความถี่สูงกว่าแถบความถี่ C (4-6 กิกะเฮิร์ตซ์) ขึ้นไป ส่วนผลกระทบที่เกิดเนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะมีผลต่อการแพร่กระจายคลื่นที่มีความถี่ต่ำกว่าแถบความถี่ C (30 เมกะเฮิร์ตซ์- 3 กิกะเฮิร์ตซ์) [7] ซึ่งจะทำให้สัญญาณเกิดการหน่วงเวลา ทำให้สัญญาณมาถึงจุดที่รับสัญญาณช้ากว่าการเดินทางของคลื่นในระยะตรง, การเกิดการหมุนแบบฟาราเดย์ (Faraday Rotation) ซึ่งจะทำให้มุมโพลาไรซ์ของสัญญาณที่เครื่องรับสัญญาณรับได้นั้นเกิดการเปลี่ยนแปลงไปจากมุมเดิมที่ดาวเทียมส่งมา และนอกจากนี้ยังเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ซึ่งจะทำให้ระดับสัญญาณเกิดการแกว่งขึ้นลงอย่างรวดเร็วจากระดับปกติ ลักษณะการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณจะขึ้นอยู่กับเวลาและลักษณะของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่แต่ละระดับความสูง โดยระดับความรุนแรงของการแกว่งตามความถี่ที่ใช้งานต่างๆ สามารถแสดงได้ในรูปที่ 2.18



รูปที่ 2.18 ระดับความรุนแรงของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันตามความถี่ใช้งาน

จากรูปที่ 2.18 สัญญาณดาวเทียมย่าน C จะได้รับผลกระทบจากทั้งชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ และบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้พอๆกัน ซึ่งการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันอันเนื่องจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ปกติจะมีคาบเวลาของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันมากกว่า คาบเวลาของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันอันเนื่องจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และการแกว่งของสัญญาณอย่างผิดปกติของสัญญาณดาวเทียมความถี่ย่าน L นั้น มีสาเหตุสำคัญมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ในขณะที่จะมีความสัมพันธ์กับชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์อยู่น้อยมาก ทั้งนี้เพราะว่าการเกิดการแกว่งสัญญาณอย่างกะทันหันในย่านเส้นศูนย์สูตรนี้จะพบมากที่สุดในช่วงกลางคืน ซึ่งไม่สอดคล้องกับการเปลี่ยนแปลงของค่าดัชนีหักเหของชั้นโทรโพสเฟียร์ซึ่งจะเกิดขึ้นในช่วงกลางวันตามปริมาณการเปลี่ยนแปลงค่าดัชนีหักเหอันเนื่องจากอุณหภูมิที่สูงขึ้นในช่วงกลางวัน

การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เกิดจากการที่สัญญาณเดินทางผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมออันเนื่องมาจากความแปรปรวนของปริมาณ อิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Ionospheric Irregularities) ทำให้สัญญาณที่ผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของชั้นบรรยากาศนี้ถูกหักเห ทำให้สัญญาณที่รับได้ที่เครื่องรับเกิดการเสริมหรือหักล้างกันของคลื่นทางตรงและคลื่นที่ถูกหักเห ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงขึ้นลงของแอมพลิจูดอย่างรวดเร็ว ซึ่งนอกจากจะมีการเปลี่ยนแปลงทางแอมพลิจูดแล้วยังมีการเปลี่ยนแปลงทางเฟสด้วย (Phase Scintillation) ดังแสดงในรูปที่ 2.19



รูปที่ 2.19 ผลกระทบของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทำให้สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน

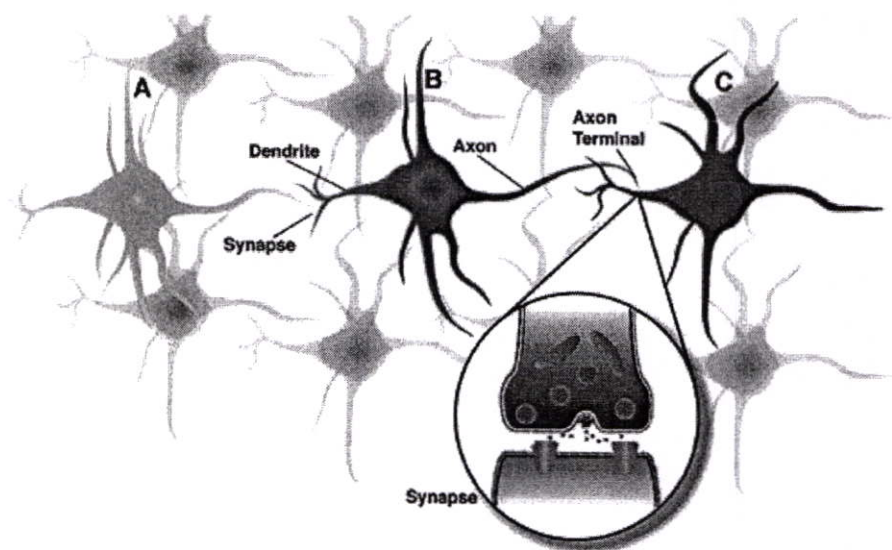
จากรูปที่ 2.19 แสดงกลุ่มความไม่สม่ำเสมออันเนื่องมาจากความแปรปรวนของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งประกอบด้วยกลุ่มความไม่สม่ำเสมอขนาดเล็ก (Small-Scale Irregularities) หลายๆกลุ่ม ที่ถูกบรรจุอยู่ในแผ่นม่านขนาดใหญ่ (Large-Scale Patches) ที่เคลื่อนที่ขวางเส้นทางการเดินทางของคลื่นในระยะเวลา 20 นาที ถึงหลายชั่วโมง มีขนาดจากทิศตะวันออกถึงตะวันตก หลายร้อยกิโลเมตร มีความสูงในแนวตั้ง 50 ถึง หลายร้อยกิโลเมตร และมีขนาดในทิศเหนือ-ใต้ ประมาณ 2000 กิโลเมตร [10] แต่ในความเป็นจริงกลุ่มความไม่สม่ำเสมอไม่ได้มีรูปทรงเดียวแต่จะมีรูปแบบที่ไม่แน่นอน กลุ่มความไม่สม่ำเสมอที่ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันจะเกิดขึ้นในช่วงเวลากลางคืนซึ่งสัมพันธ์กับการปรากฏตัวของชั้น F และปรากฏการณ์ Spread F ซึ่งเกิดในเวลากลางคืนด้วย

ความไม่สม่ำเสมอของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นเกิดจากหลายสาเหตุ ซึ่งในตอนกลางวันจะเกิดที่ชั้น E ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งเรียกว่า

Sporadic-E ซึ่งทำให้เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันที่เรียกว่าการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันแบบครึ่งคาบ (Quasi-Periodic Scintillation) ส่วนในเวลา กลางคืนความไม่สม่ำเสมอของปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์นั้นจะเกิดขึ้นใน ชั้น F ของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งจะอยู่ที่ระยะความสูงตั้งแต่ 200-600 กิโลเมตรเหนือ พื้นดิน

2.5 โครงข่ายประสาทเทียม

โครงข่ายประสาทเทียม ถูกสร้างขึ้นเพื่อลอกเลียนแบบการทำงานของระบบโครงข่าย ประสาทของสิ่งมีชีวิตซึ่งประกอบด้วยเซลล์ประสาทเล็ก ๆ จำนวนมากเชื่อมต่อกันด้วย เส้นประสาทหรือแอกซอน (Axon) เซลล์ประสาทประกอบไปด้วย เดนไดรต์ (Dendrite) จะทำ หน้าที่รับสัญญาณไฟฟ้าเข้าสู่เซลล์ เซลล์จะรวบรวมและกระตุ้นสัญญาณไฟฟ้าที่เข้ามา และกระจาย สัญญาณไฟฟ้าสู่เซลล์ประสาทตัวอื่น ๆ จุดเชื่อมต่อระหว่างแอกซอนของเซลล์หนึ่งกับเดนไดรต์ ของอีกเซลล์หนึ่งเรียกว่า ซินแนป (Synapse) ซึ่งเป็นตัวจัดรูปแบบของเซลล์ประสาท สัญญาณไฟฟ้าของไซแนป จะถูกกำหนดโดยปฏิกิริยาทางเคมีที่เกิดขึ้น [11] ดังโครงข่ายประสาท ที่แสดงในรูปที่ 2.20



รูปที่ 2.20 โครงข่ายประสาทของสิ่งมีชีวิต

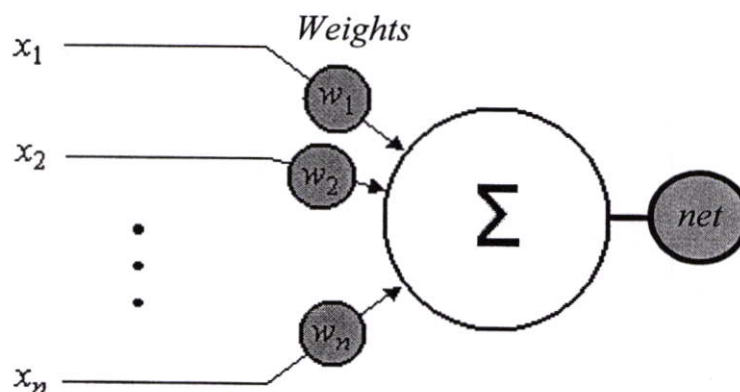
จากรูปแสดงการเชื่อมต่อของเซลล์เล็ก ๆ จำนวน 3 เซลล์ ซึ่ง เอาท์พุทของ A เป็นอินพุท ของ B และ เอาท์พุทของ B ก็เป็นอินพุทของ C ในโครงข่ายประสาท ดังนั้น การเชื่อมต่อของเซลล์ ประสาทมีเป็นจำนวนมากจึงทำให้ สิ่งมีชีวิต เช่น คน สามารถจดจำสิ่งต่างๆ ได้มากมาย สำหรับ ความสัมพันธ์ระหว่างเซลล์ประสาทกับเซลล์ประสาทเทียม แสดงดังตารางที่ 2.1

ตารางที่ 2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างเซลล์ประสาทของสิ่งมีชีวิตกับเซลล์ประสาทเทียม [12]

ลำดับ	เซลล์ประสาท	เซลล์ประสาทเทียม
1	ตัวเซลล์ (Cell body)	หน่วย(Unit)
2	เดนไดรต์(Dendrites)	ตัวแปรอินพุต(Input)
3	แอกซอน(Axon)	ตัวแปรเอาต์พุต(Output)
4	ไซแนปส์(Synapse)	ค่าถ่วงน้ำหนัก(Weight)
5	ความเร็วในการทำงานช้า	ความเร็วในการทำงานสูง
6	มีเซลล์จำนวนมาก(ประมาณ 109 ยูนิต)	มีเซลล์จำนวนน้อยกว่า(เป็นหลักร้อย)

2.5.1 ลักษณะทั่วไปของโครงข่ายประสาทเทียม

โครงข่ายประสาทเทียมเป็นแบบจำลองการทำงานของระบบประสาทส่วนกลางที่มีโครงสร้างเป็นลักษณะของโครงข่ายเชื่อมโยงกันระหว่างหน่วย ซึ่งสามารถที่จะรับรู้ข้อมูลและปรับตัวเข้ากับสถานการณ์หรือสิ่งแวดล้อมที่กำลังเผชิญอยู่ ในปัจจุบันโครงข่ายประสาทเทียมเป็นเครื่องมือชนิดหนึ่งที่ใช้ในการสร้างระบบคอมพิวเตอร์อัจฉริยะอย่างได้ผล นอกจากนี้โครงข่ายประสาทเทียมยังเป็นเครื่องมือที่มีประสิทธิภาพของการประยุกต์ใช้งานต่างๆ ที่เกี่ยวข้องกับการคำนวณและการจดจำ เช่นการจำแนกข้อมูล (Data classification) การทำนายเหตุการณ์ (Forecasting) การบีบอัดข้อมูล (Data compression) การกรองสัญญาณรบกวน (Noise filtering) เป็นต้น ในทางคณิตศาสตร์โครงข่ายประสาทเทียมอาจมองในแง่ของการเป็น Universal approximator เนื่องจากความสามารถในการกำหนดความสัมพันธ์ระหว่างรูปแบบข้อมูลอินพุต (Input) และข้อมูลเอาต์พุต (Output) ซึ่งทำให้สามารถแก้ปัญหาที่ยากและสลับซับซ้อนได้ ลักษณะแบบจำลองของโครงข่ายประสาทเทียม ดังแสดงในรูปที่ 2.21



รูปที่ 2.21 แบบจำลองโครงข่ายประสาทเทียม 1 หน่วย

รูปที่ 2.21 แสดงแบบจำลองโครงข่ายประสาทเทียม 1 หน่วย ที่สร้างขึ้นโดยแนวความคิดจากเซลล์สมอง สำหรับในคอมพิวเตอร์เซลล์ประสาทจะประกอบด้วยอินพุต และ เอาท์พุต โดยจำลองให้อินพุตแต่ละอินพุตมีค่าถ่วงน้ำหนัก (weight) เป็นตัวกำหนดน้ำหนักของอินพุต เมื่อนำเซลล์ประสาทแต่ละหน่วยมาต่อกันให้ทำงานร่วมกันการทำงานนี้ในทางตรรกแล้วก็จะเหมือนกับปฏิกิริยาเคมีที่เกิดในสมอง เพียงแต่ในคอมพิวเตอร์ทุกอย่างเป็นตัวเลขเท่านั้นเอง

2.5.2 หลักการทำงานของโครงข่ายประสาทเทียม

สำหรับหลักการงานเบื้องต้นของโครงข่ายประสาทเทียม[13] สามารถอธิบายได้ว่าในการทำงานของโครงข่ายอาจจะมีอินพุตหลายตัวที่เป็นตัวกระตุ้นให้เกิดเอาท์พุต โดยที่แต่ละอินพุตจะมีอิทธิพลต่อเอาท์พุตต่างกัน ซึ่งวัดได้จากค่าถ่วงน้ำหนักนั่นเอง กล่าวคือ เมื่อมีอินพุตเข้ามายังโครงข่าย ก็นำเอาอินพุต มาคูณกับค่าถ่วงน้ำหนักของแต่ละอินพุต ผลที่ได้จะเอามารวมกันแล้วก็เอามาเทียบกับ เทรสโฮลด์ที่กำหนดไว้ ถ้าผลรวมมีค่ามากกว่าเทรสโฮลด์แล้ว เซลล์ประสาทก็จะส่งเอาท์พุตออกไป เอาท์พุตดังกล่าวนี้ก็จะถูกส่งไปเป็นอินพุตของเซลล์ประสาทอื่นๆ ที่เชื่อมกันในโครงข่าย

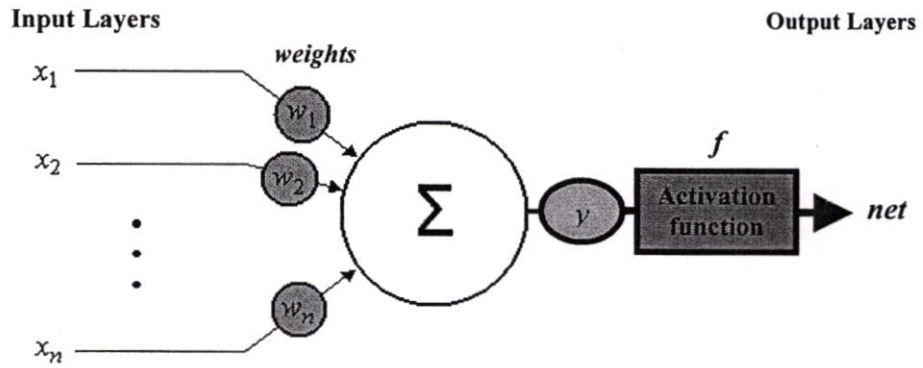
จากรูปที่ 2.21 สัญญาณอินพุต คือ x_1, x_2, \dots, x_n ซึ่งถูกป้อนเข้าไปยังโครงข่ายประสาทเทียมที่สร้างขึ้น โดยสัญญาณอินพุตนี้จะถูกนำไปคูณกับค่าถ่วงน้ำหนัก ซึ่งก็คือ w_1, w_2, \dots, w_n ที่มีค่าตั้งแต่ 0 ถึง 1 ก่อนที่จะเข้าสู่บล็อกผลรวม บล็อกผลรวมนี้จะทำหน้าที่เป็นผลรวมทางคณิตศาสตร์ระหว่างอินพุตและค่าถ่วงน้ำหนัก ซึ่งผลรวมที่ได้จะเป็นเอาท์พุต ซึ่งในที่นี้กำหนดให้เป็นค่าเน็ต (net) ดังสมการที่ 2.23

$$net = x_1 w_1 + x_2 w_2 + \dots + x_n w_n \quad (2.23)$$

หรือ

$$net = \sum_{i=1}^n x_i w_i \quad (2.24)$$

เมื่อได้สัญญาณเอาท์พุตแล้ว กระบวนการต่อมาที่โครงข่ายประสาทเทียมต้องทำคือ กำหนดฟังก์ชันการตัดสินใจหรือฟังก์ชันกระตุ้น(Activation Function) เพื่อใช้เป็นระดับของการตัดสินใจให้กับโครงข่ายประสาทเทียม เพื่อให้ได้สัญญาณเอาท์พุต และเป็นอินพุตสำหรับเชื่อมต่อไปยังโครงข่ายประสาทเทียมในชั้นอื่น ๆ ต่อไป ซึ่งการทำงานร่วมกันระหว่างโครงข่ายประสาทเทียมกับฟังก์ชันการตัดสินใจแสดงดังรูปที่ 2.22



รูปที่ 2.22 แบบจำลองโครงข่ายประสาทเทียม 1 หน่วยที่สร้างขึ้นร่วมกับฟังก์ชันการตัดสินใจ

จากรูปที่ 2.22 บล็อก f จะได้รับผลลัพธ์ที่ได้จาก y มาสร้างเป็นสัญญาณเอาต์พุต โดยกระบวนการภายในบล็อก f จะบีบช่วงของเอาต์พุตให้อยู่ในขอบเขตที่จำกัดตามต้องการ ดังนั้น ค่าเอาต์พุต จะมีค่าต่ำกว่าหรืออยู่ในช่วงที่กำหนด จากรูปบล็อก f คือ ซิกมอยด์ฟังก์ชัน (Sigmoid function) โดยเขียนเป็นสมการคณิตศาสตร์ได้ดังสมการที่ 2.25

$$F(net) = \frac{1}{(1 + e^{-net})} \quad (2.25)$$

เมื่อ e คือ เอ็กโปเนนเชียล (Exponential)

2.5.3 การคำนวณและการปรับค่าถ่วงน้ำหนัก

เพื่อให้คอมพิวเตอร์รู้จัก สิ่งสำคัญที่ต้องทราบคือค่าถ่วงน้ำหนักและเทรตไฮล ซึ่ง เป็นค่าที่ไม่แน่นอน แต่สามารถกำหนดให้คอมพิวเตอร์ปรับค่าเหล่านั้นได้โดยการสอนให้รู้จักรูปแบบ (Pattern) ของสิ่งที่ต้องการ เรียกว่า การแพร่กระจายย้อนกลับ (Back propagation) ซึ่งเป็นกระบวนการย้อนกลับของการรู้จัก ในการกระบวนการสอนการเรียนรู้ให้โครงข่าย โดยการใช้อัลกอริทึมแบบแพร่กระจายย้อนกลับ เพื่อใช้ในการปรับปรุงค่าถ่วงน้ำหนักของโครงข่าย (Network weight) หลังจากใส่รูปแบบข้อมูลสำหรับฝึกสอนให้แก่โครงข่ายในแต่ละครั้งแล้ว ค่าเอาต์พุตที่ได้รับจากโครงข่ายจะถูกนำไปเปรียบเทียบกับค่าเอาต์พุตอ้างอิง แล้วทำการคำนวณหาค่าความผิดพลาด ซึ่งก็คือค่าความต่างระหว่างค่าเอาต์พุตที่ได้กับค่าเอาต์พุตอ้างอิง ซึ่งค่าความผิดพลาดนี้จะถูกส่งกลับเข้าสู่โครงข่ายเพื่อใช้แก้ไขค่าถ่วงน้ำหนักต่อไป

การแพร่กระจายย้อนกลับเป็นอัลกอริทึมที่ใช้ในการเรียนรู้ของโครงข่ายประสาทวิธีหนึ่งที่นิยมใช้ เพื่อปรับค่าถ่วงน้ำหนักในเส้นเชื่อมต่อระหว่างโหนดให้เหมาะสมโดยการปรับค่านี้ จะขึ้นกับความแตกต่างของค่าเอาต์พุตที่คำนวณได้กับค่าเอาต์พุตอ้างอิง

จากคุณลักษณะการเรียนรู้ของโครงข่ายประสาทเทียมแบบแพร่ย้อนกลับจะนำค่าความผิดพลาดของข้อมูลผลลัพธ์มาคำนวณปรับค่าถ่วงน้ำหนักเพื่อนำไปเป็นข้อมูลอินพุตสำหรับการเรียนรู้ในระดับชั้นต่อไป และจะทำการวนซ้ำจนกว่าจะได้ผลลัพธ์ตามที่กำหนดไว้ ดังนั้นจะต้องมีการเตรียมรูปแบบข้อมูลเพื่อใช้ในการสอน (Teaching pattern) ซึ่งประกอบด้วยข้อมูลอินพุตและข้อมูลเอาต์พุตที่ต้องการ รูปแบบของข้อมูลอินพุต (Input pattern) จะถูกป้อนเข้าที่ชั้นอินพุต ซึ่งมีจำนวนหลายเซลล์ ข้อมูลเอาต์พุตของแต่ละเซลล์จะถูกคำนวณโดยฟังก์ชันตัดสินใจหรือฟังก์ชันกระตุ้น แล้วส่งไปยังทุก ๆ หน่วยประมวลผล (Processing Unit) ในระดับชั้นซ่อนถัดไป แต่ละหน่วยประมวลผลจะรับค่าข้อมูลเอาต์พุตจากทุก ๆ เซลล์ของระดับชั้นข้อมูลอินพุตแล้วทำการคำนวณค่าข้อมูลอินพุตรวมจากสมการที่ 2.28

รูปแบบของอินพุต ซึ่งเขียนในรูปแบบเวกเตอร์ได้ ดังนี้

$$x_p = (x_{p_1}, x_{p_2}, \dots, x_{p_n}) \quad (2.26)$$

ค่าข้อมูลเอาต์พุตของแต่ละเซลล์สามารถคำนวณได้ด้วยฟังก์ชัน ดังนี้

$$f(x_{p_i}) = x_{p_i} \quad (2.27)$$

$$net_{p_j}^h = \sum_{i=1}^n w_{ji}^h x_{p_i} + \theta_j^h \quad (2.28)$$

เมื่อ	p	แทนรูปแบบ (Pattern) ที่ใช้สอน
	i	แทนลำดับเซลล์ในระดับชั้นข้อมูลอินพุต
	j	แทนลำดับเซลล์ในระดับชั้นซ่อน
	h	แทนจำนวนชั้นซ่อน
	n	แทนจำนวนเซลล์ในระดับชั้นข้อมูลอินพุต
	θ_j^h	แทนค่าไบแอส (Bias Term) ในระดับชั้นซ่อน
	x_{p_i}	แทนค่าข้อมูลเอาต์พุตที่ส่งมาจากระดับชั้นข้อมูลอินพุต
	w_{ji}^h	แทนค่าถ่วงน้ำหนักของการเชื่อมต่อเซลล์ i กับเซลล์ j
	$net_{p_j}^h$	แทนค่าผลรวมระหว่างอินพุตและค่าถ่วงน้ำหนักของการเชื่อมต่อเซลล์ i กับ j

เมื่อได้ค่าข้อมูลอินพุตรวมแล้ว เซลล์จะทำการคำนวณค่าประจำเซลล์โดยฟังก์ชันกระตุ้น ซึ่งในที่นี้คือ ฟังก์ชันซิกมอยด์ (Sigmoid function) ดังสมการที่ 2.29

$$F(\text{net}_{p_j}^h) = \frac{1}{1 + e^{-\text{net}_{p_j}^h}} \quad (2.29)$$

ค่าประจำเซลล์ที่ได้จะถูกส่งไปเป็นตัวแปรต้นในการคำนวณค่าข้อมูลเอาต์พุตของเซลล์นั้น สำหรับฟังก์ชันที่ใช้จะเป็นฟังก์ชันเอกซ์โพเนนเชียลซึ่งจะได้ค่าข้อมูลเอาต์พุตของเซลล์ที่ถูกส่งต่อไปเป็นค่าข้อมูลอินพุตให้กับแต่ละเซลล์ในระดับชั้นถัดไป ค่าที่ได้จากระดับชั้นซ่อนจะถูกนำมาคำนวณค่าข้อมูลรวมสำหรับแต่ละเซลล์ในระดับชั้นแสดงผล โดยคำนวณจากสมการที่ 2.30

$$\text{net}_{pk}^o = \sum_{j=1}^L w_{kj}^o O_{pj} + \theta_k^o \quad (2.30)$$

เมื่อ	k	แทนลำดับหน่วยประมวลผลในระดับชั้นแสดงผล
	O	แทนระดับชั้นแสดงผล
	L	แทนจำนวนเซลล์ในระดับชั้นซ่อน
	j	แทนลำดับหน่วยประมวลผลในระดับชั้นซ่อน
	pk	แทนรูปแบบ (Pattern) ที่ใช้สอนของเซลล์ในระดับชั้นแสดงผล
	O_{pj}	แทนค่าข้อมูลออกที่ส่งมาจากระดับชั้นซ่อน
	θ_k^o	แทนค่าความลำเอียง (Bias Term) ในระดับชั้นแสดงผล
	w_{kj}^o	แทนค่าน้ำหนักของการเชื่อมต่อเซลล์ j กับเซลล์ k
	net_{pk}^o	แทนค่าผลรวมระหว่างอินพุตและน้ำหนักของการเชื่อมต่อเซลล์ j กับเซลล์ k

หลังจากนั้น แต่ละเซลล์จะทำหน้าที่คำนวณค่าประจำเซลล์ โดยมีค่าข้อมูลอินพุตรวมเป็นตัวแปรต้นโดยใช้สมการที่ 2.31

$$F(\text{net}_{pk}^o) = \frac{1}{1 + e^{-\text{net}_{pk}^o}} \quad (2.31)$$

เมื่อ	pk	แทนรูปแบบ (Pattern) ที่ใช้สอนของเซลล์ในระดับชั้นแสดงผล
	o	แทนระดับชั้นแสดงผล

$e^{-net_{pk}^o}$ แทนรูปแบบการทำงานของฟังก์ชันซิกมอยด์ (Sigmoid function)
 net_{pk}^o แทนค่าประจำเซลล์ในระดับชั้นแสดงผล

ฟังก์ชันข้อมูลออก ซึ่งเป็นฟังก์ชันเอกลักษ์ณะจะได้เป็นสมการ ดังนี้

$$O_{pk} = \int_k^o (net)_{pk}^o \quad (2.32)$$

เมื่อ o แทนระดับชั้นแสดงผล
 k แทนหมายเลขหน่วยประมวลผลในระดับชั้นแสดงผล
 O_{pk} แทนค่าเอาต์พุตในระดับชั้นแสดงผล
 $\int_k^o (net)_{pk}^o$ แทนค่าฟังก์ชันในการหาค่าเอาต์พุตในระดับชั้นแสดงผล

นอกจากนี้จะต้องมีการปรับปรุ้มน้ำหนักระหว่างระดับชั้นซ่อนกับระดับชั้นแสดงผลและระดับชั้นข้อมูลเข้ากับระดับชั้นซ่อนซึ่งแสดงได้ดังสมการสำหรับปรับปรุ้มน้ำหนักระหว่างระดับชั้นซ่อนกับระดับชั้นแสดงผล

$$w_{kj}^o(t+1) = w_{kj}^o(t) + \eta \delta_{pk}^o x_{pj} \quad (2.33)$$

โดยที่

$$\delta_{pk}^o = (t_{pk} - O_{pk}) O_{pk} (1 - O_{pk}) \quad (2.34)$$

เมื่อ $w_{kj}^o(t)$ แทนค่าน้ำหนักก่อนการปรับค่า
 $w_{kj}^o(t+1)$ แทนค่าน้ำหนักหลังการปรับค่า
 η แทนค่าอัตราการเรียนรู้ (Learning rate parameter)
 δ_{pk}^o แทนค่าเอาต์พุตที่ได้จากค่าความผิดพลาดคูณกับค่าดิฟเฟอเรนเชียล
 x_{pj} แทนค่าข้อมูลที่ได้จากชั้นซ่อน
 t_{pk} แทนค่าเป้าหมายที่ได้ตั้งไว้
 O_{pk} แทนค่าเอาต์พุตในระดับชั้นแสดงผล

สมการสำหรับปรับปรุ้มน้ำหนักระหว่างระดับชั้นข้อมูลเข้ากับระดับชั้นซ่อน

$$w_{ji}^o(t+1) = w_{ji}^o(t) + \eta \delta_{pj}^k x_{pi} \quad (2.35)$$

โดยที่

$$\delta_{pj}^h = \int_j^h (net_{pj}^h) x_{pi} \sum_k \delta_{pk}^o w_{kj}^o \quad (2.36)$$

เมื่อ	$w_{ji}^o(t)$	แทนค่าน้ำหนักก่อนการปรับค่า
	$w_{ji}^o(t+1)$	แทนค่าน้ำหนักหลังการปรับค่า
	η	แทนค่าอัตราการเรียนรู้
	δ_{pj}^k	แทนค่าเอาต์พุตที่ได้จากค่าความผิดพลาดคูณกับค่าดีฟเฟอเรนเชียล
	x_{pi}	แทนค่าข้อมูลที่ได้จากอินพุต
	w_{kj}^o	แทนค่าน้ำหนักของการเชื่อมต่อของเซลล์ j กับเซลล์ k
	$\sum_k \delta_{pk}^o w_{kj}^o$	แทนค่าผลรวมระหว่าง w_{kj}^o กับ δ_{pk}^o ในระดับชั้นแสดงผล

2.5.4 การคำนวณค่าความผิดพลาดในแต่ละระดับชั้น

ค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ มีผลต่อเอาต์พุตสุดท้ายของโครงข่ายประสาทเทียมและการเรียนรู้เช่นกัน หากค่าผิดพลาดที่ยอมรับได้ต่ำ หรือเข้าใกล้ศูนย์ จะทำให้โครงข่ายเรียนรู้ได้ช้า แต่ความแม่นยำในการรู้จำก็จะสูงขึ้น ในทางตรงกันข้ามถ้าค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้สูง หรือออกห่างศูนย์ โครงข่ายประสาทเทียมจะสามารถเรียนรู้ได้เร็วกว่า แต่ผลที่ได้จะมีความแม่นยำต่ำเช่นกัน

การปรับค่าน้ำหนักใหม่จะใช้ข้อมูลจากค่าความผิดพลาดที่ระดับชั้นเอาต์พุตเป็นต้นกำเนิดเพื่อกำหนดทิศทางในการปรับค่าถ่วงน้ำหนักให้กับโครงข่ายประสาทเทียมที่มีคุณลักษณะสมบัติตามต้องการ โดยขั้นตอนของการป้อนค่ากลับ ค่าข้อมูลที่ได้จากการป้อนค่ากลับของค่าความผิดพลาด จะมีผลต่อการเปลี่ยนแปลงค่าน้ำหนักใหม่ ซึ่งสามารถแสดงเป็นสมการได้ดังนี้[14]

$$w_{kj}(t+1) = w_{kj}(t) + \Delta w_{kj} \quad (2.37)$$

เพราะว่า $\Delta w_{kj} = \eta \delta_{pk} O_{pj}$ (2.38)

ฉะนั้น $w_{kj}(t+1) = w_{kj}(t) + \eta \delta_{pk} O_{pj}$ (2.39)

เมื่อ	$w_{kj}(t)$	แทนค่าน้ำหนักเดิมก่อนปรับ
	$w_{kj}(t+1)$	แทนค่าน้ำหนักหลังปรับ
	η	แทนค่าอัตราการเรียนรู้
	O_{pj}	แทนค่าเอาต์พุตในระดับชั้นซ่อน
	δ_{pk}	แทนค่าเอาต์พุตที่ได้จากค่าความผิดพลาดคูณกับค่าดิฟเฟอเรนเชียล

การปรับค่าถ่วงน้ำหนักของชั้นซ่อน (Hidden layer) มีลักษณะคล้ายคลึงกับการปรับค่าถ่วงน้ำหนักในระดับชั้นเอาต์พุต คือ

$$w_{ji}(t+1) = w_{ji}(t) + \eta \delta_{pk} x_{pi} \quad (2.40)$$

เพราะ $\Delta w_{ji} = \eta \delta_{pk} x_{pi} \quad (2.41)$

ฉะนั้น $w_{ji}(t+1) = w_{ji}(t) + \Delta w_{ji} \quad (2.42)$

สมการที่ 2.41 แตกต่างจากสมการ 2.38 ในส่วนของการคำนวณ δ_{pj} เพราะไม่มีค่าความผิดพลาดที่ชั้นซ่อน ดังนั้น ค่าดังกล่าวสามารถแทนได้ด้วยสมการ $\sum_k (\delta_{pk} w_{kj})$

โดย

$$\delta_{pj} = O_{pj}(1 - O_{pj})(\sum_k (\delta_{pk} w_{kj})) \quad (2.43)$$

เมื่อ	$w_{kj}(t)$	แทนค่าน้ำหนักเดิมก่อนปรับ
	$w_{kj}(t+1)$	แทนค่าน้ำหนักหลังปรับ
	η	แทนค่าอัตราการเรียนรู้
	x_{pi}	แทนค่าข้อมูลที่ได้จากระดับชั้นอินพุต
	δ_{pj}	แทนค่าควบคุมให้น้ำหนักเปลี่ยนแปลงเข้าสู่จุดที่ดีที่สุด

การปรับน้ำหนักจะปรับทีละระดับชั้นจากระดับชั้นเอาต์พุตกลับไปยังระดับชั้นอินพุต เมื่อเสร็จสิ้นก็จะกลับเข้าสู่กระบวนการของการป้อนค่ากลับอีกครั้ง เพื่อหาค่าเอาต์พุตที่คำนวณได้มาเปรียบเทียบกับเอาต์พุตที่กำหนด และดำเนินการปรับน้ำหนักในส่วนของการป้อนค่ากลับเช่นนี้สลับกันไปจนกว่าค่าความผิดพลาดที่ได้จะลดลงต่ำกว่าค่าที่ต้องการจึงหยุดกระบวนการค่าน้ำหนักที่ได้จะเป็นค่าที่เหมาะสมสำหรับทุกคู่ของอินพุตและเอาต์พุตที่กำหนดซึ่งพร้อมที่จะนำไปใช้ในกระบวนการทดสอบต่อไป

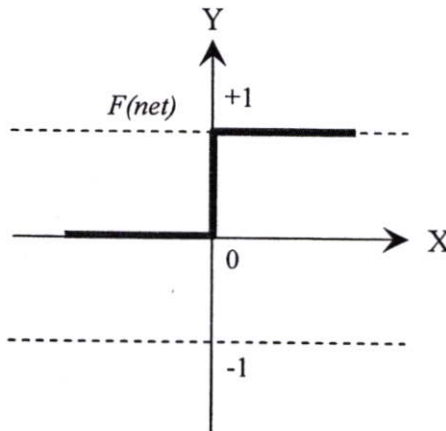
2.5.5 ฟังก์ชันกระตุ้น

ฟังก์ชันกระตุ้น(Activation function) คือ ฟังก์ชันที่ใช้จำกัดช่วงของข้อมูลให้อยู่ในช่วงที่ต้องการ ซึ่งในการพิจารณาเลือกใช้ฟังก์ชันการกระตุ้นของการใช้งาน สามารถพิจารณาได้ดังนี้

1. ความเป็นเชิงเส้นหรือไม่เป็นเชิงเส้น
2. ลักษณะของข้อมูลอินพุต
3. ขอบเขตที่ต้องการและลักษณะของข้อมูลเอาต์พุต
4. ปัจจัยอื่นที่มีนัยสำคัญต่อผลตอบแทนของโครงข่ายประสาทเทียมโดยรวม

ชนิดของฟังก์ชันกระตุ้นที่แทนด้วย $F(net)$ เป็นตัวกำหนดค่าของข้อมูลเอาต์พุตแบ่งออกได้เป็น 3 ชนิด ได้ดังนี้ คือ

- 1) ฟังก์ชันเทรชโฮลด์ (Threshold function) แสดงดังรูปที่ 2.23



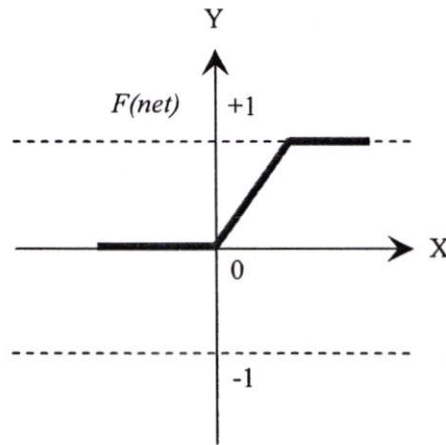
รูปที่ 2.23 ฟังก์ชันเทรชโฮลด์

โดยมีความสัมพันธ์ดังสมการ

$$F(net) \begin{cases} 1 & ; X \geq 1 \\ 0 & ; X < 0 \end{cases}$$

จากกราฟแสดงการทำงานของฟังก์ชันเทรชโฮลด์ ซึ่งจะเห็นได้ว่าค่าการทำงานจะอยู่ระหว่าง 0 ถึง 1 โดยที่แกน X จะมีค่าคงที่ แต่แกน Y จะมีการเปลี่ยนแปลง โดยค่าของการเปลี่ยนแปลงจะขึ้นอยู่กับช่วงของการทำงานในขณะนั้น ๆ

2) ฟังก์ชันเชิงเส้นแบบอิ่มตัว (Saturating linear function) หรือ ฟังก์ชันเชิงเส้นแบบเป็นขั้น (Piecewise linear function) ตัวอย่างของฟังก์ชันนี้ ดังแสดงในรูปที่ 2.24



รูปที่ 2.24 ฟังก์ชันเชิงเส้นแบบอิ่มตัว

โดยมีความสัมพันธ์ดังสมการ

$$F(\text{net}) = \begin{cases} 1 & ; x \geq 1 \\ aX & ; 0 < x < 1 \\ 0 & ; x \leq 0 \end{cases}$$

โดย a คือ ค่าความชันในช่วงความเป็นเชิงเส้น

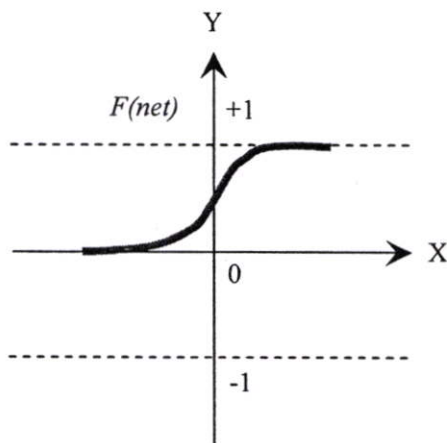
3) ฟังก์ชันซิกมอยด์ (Sigmoid Function) เป็นฟังก์ชันที่นิยมใช้เป็นฟังก์ชันกระตุ้นของโครงข่ายประสาทเทียม เนื่องจากเป็นฟังก์ชันที่เพิ่มขึ้นอย่างสม่ำเสมอ (Smoothness) จัดเป็นฟังก์ชันการทำงานที่ไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear) ตัวอย่าง คือ ฟังก์ชันลอจิสติก (Logistic function) และฟังก์ชันไฮเพอร์โบลิกแทนเจนต์ (Hyperbolic tangent function)

1) ฟังก์ชันลอจิสติก

โดยมีความสัมพันธ์ดังสมการ

$$F(\text{net}) = \frac{1}{1 + e^{-\text{net}}} \quad (2.44)$$

แสดงคังรูปที่ 2.25



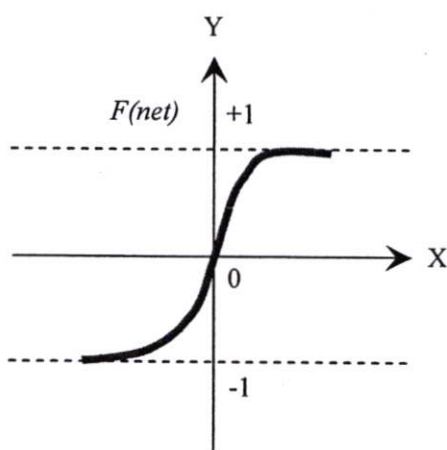
รูปที่ 2.25 ฟังก์ชันลอจิสติก

2) ฟังก์ชันไฮเพอร์โบลิกแทนเจนต์

โดยมีความสัมพันธ์ดังสมการ

$$F(\text{net}) = \tanh x / 2 = \frac{1 - e^{(-\text{net})}}{1 + e^{(-\text{net})}} \quad (2.45)$$

แสดงคังรูปที่ 2.26



รูปที่ 2.26 ฟังก์ชันไฮเพอร์โบลิกแทนเจนต์

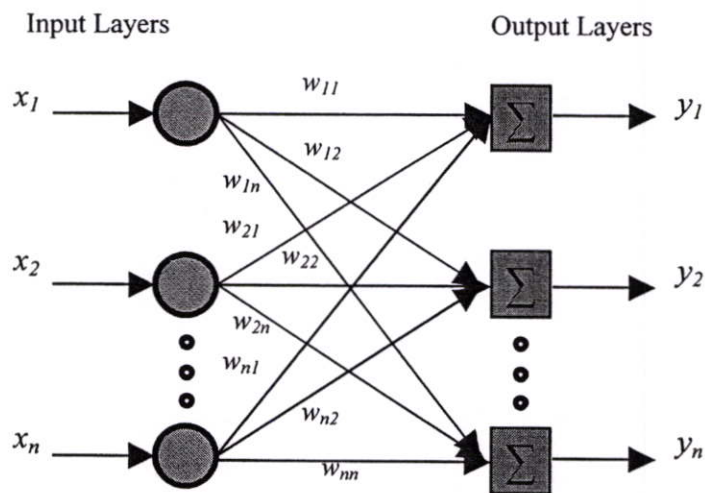
ฟังก์ชันกระตุ้นพื้นฐานทั้ง 2 ชนิด ที่กล่าวข้างต้นจะจำกัดช่วงของข้อมูลส่งออก อยู่ตั้งแต่ 0 ถึง 1 และ -1 ถึง +1 ตามลำดับ ซึ่งในการใช้งานอาจจะปรับเปลี่ยนฟังก์ชันให้เหมาะสมกับชุดของข้อมูลที่ใช้กับโครงข่ายประสาทเทียม

2.5.6 โครงสร้างของโครงข่ายประสาทเทียม

โครงสร้างของโครงข่ายประสาทเทียม (Structure of neural network) สามารถแบ่งได้ อยู่ 2 แบบด้วยกัน คือ โครงข่ายประสาทเทียมแบบชั้นเดียว (Single layer neural networks) และ โครงข่ายประสาทเทียมแบบหลายชั้น (Multi layer neural networks) ดังต่อไปนี้

2.5.6.1 โครงข่ายประสาทเทียมแบบชั้นเดียว

โครงข่ายประสาทเทียมแบบชั้นเดียว ประกอบด้วย ชั้นอินพุต (Input layer) และชั้นเอาต์พุต (Output layer) ซึ่งชั้นอินพุตจะทำหน้าที่เชื่อมต่อกับอินพุตที่รับมา จากนั้นอินพุตจะถูกคูณโดยค่าถ่วงน้ำหนัก ผ่านกระบวนการทำงานของเซลล์ประสาทเทียม และสุดท้ายได้เป็นเอาต์พุต โครงข่ายประสาทเทียมแบบชั้นเดียวไม่ซับซ้อน ดังแสดงในรูปที่ 2.27



รูปที่ 2.27 ลักษณะโครงสร้างของโครงข่ายประสาทเทียมแบบชั้นเดียว

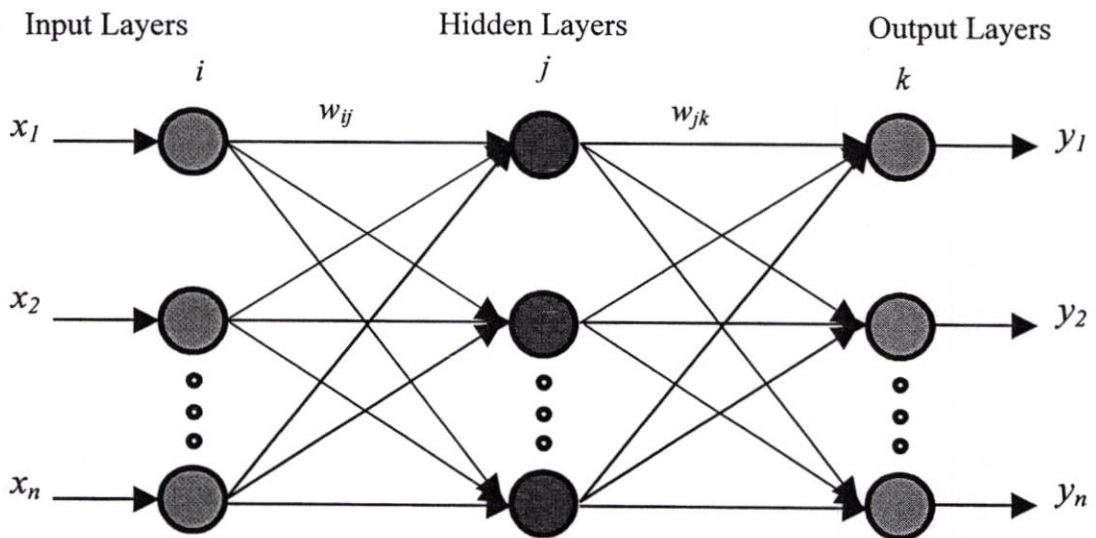
จากรูปที่ 2.27 อินพุตที่ป้อนเข้ามาจะถูกคูณด้วยค่าถ่วงน้ำหนักที่ต่างกัน ซึ่งค่าถ่วงน้ำหนักนี้จะทำให้คุณลักษณะของเซลล์ประสาทแต่ละเซลล์มีคุณลักษณะแตกต่างกัน เมื่อนำมาเชื่อมโยงเป็นโครงข่ายในลักษณะเดียวกับเซลล์สมองชีวภาพ เอาต์พุตของโครงข่ายประสาทเทียมที่ได้จะหาได้จาก

$$F(\text{net}) = \text{Activation Function} \times \text{ผลรวมของค่าน้ำหนัก}$$

อย่างไรก็ดีลักษณะการเชื่อมโยงระหว่างโครงข่ายไม่ได้มีแบบเดียว การเชื่อมโยงระหว่างชั้นอาจมีการเชื่อมโยงย้อนกลับมายังชั้นอินพุตอีก ซึ่งโครงข่ายประสาทชีวภาพก็มีลักษณะดังกล่าวเช่นกัน

2.5.6.2 โครงข่ายประสาทเทียมแบบหลายชั้น

โครงข่ายที่ซับซ้อนจะมีความสามารถในการทำงานที่ดีขึ้น ซึ่งจะเป็นโครงข่ายที่มีโครงสร้างในการจัดการเชื่อมโยงโครงข่ายเป็นชั้น ๆ ให้มีกระบวนการทำงานอย่างมีประสิทธิภาพ และในการพัฒนาอัลกอริทึมเกี่ยวกับการฝึกสอนให้โครงข่ายแบบหลายชั้นให้ทำงานได้ตามความต้องการ แล้วโครงข่ายประสาทเทียมแบบหลายชั้น อาจจะสร้างจากกลุ่มของโครงข่ายแบบชั้นเดียว เอาท์พุตของชั้นหนึ่งจะได้เป็นอินพุตของชั้นถัดไป ในรูปที่ 2.28 แสดงโครงข่ายที่มีการเชื่อมต่อแบบหลายชั้น



รูปที่ 2.28 ลักษณะ โครงสร้างของโครงข่ายประสาทเทียมแบบหลายชั้น

จากรูปที่ 2.28 แสดงโครงข่ายประสาทเทียมแบบหลายชั้น ที่ต่อเชื่อมโยงแบบเต็มชั้น ในโครงข่ายแบบหลายชั้นมีการเรียกชื่อของชั้นต่าง ๆ กัน ดังนี้ คือ ชั้นที่ต่อโดยตรงกับอินพุต เรียกว่า ชั้นอินพุต ชั้นนี้จะไม่มีการคำนวณ แต่จะทำหน้าที่ต่อเชื่อมข้อมูลไปยังชั้นถัดไป ชั้นที่อยู่ท้ายสุดทางขวามือ เรียกว่า ชั้นเอาท์พุต เป็นชั้นที่โครงข่ายจะให้ผลลัพธ์ ส่วนชั้นที่อยู่ระหว่างชั้นอินพุตและชั้นเอาท์พุตจะมีกี่ชั้นก็ตามจะเรียกว่า ชั้นซ่อน (Hidden Layer) หากชั้นซ่อนมีหลาย ๆ ชั้น ก็จะมีการตั้งชื่อเฉพาะลงไปให้กับแต่ละชั้น

2.5.7 การฝึกสอนให้กับโครงข่ายประสาทเทียม

โครงข่ายประสาทเทียมที่สร้างขึ้นมีลักษณะเช่นเดียวกัน คือ เมื่อสร้างเสร็จ แต่ละเซลล์ประสาทที่สร้างขึ้นมานั้น จะยังไม่มีคุณลักษณะใดเลย เนื่องจากยังไม่มีกำหนดค่าน้ำหนักที่เหมาะสมกับงานที่ต้องการให้กับโครงข่าย จึงต้องมีการฝึกสอนเพื่อให้โครงข่ายที่สร้างขึ้นมีคุณลักษณะตามที่ต้องการ การฝึกสอนให้โครงข่ายประสาทเทียม จะกระทำโดยการปรับเปลี่ยนค่าน้ำหนักเพื่อให้โครงข่ายจดจำ รูปแบบความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตและเอาต์พุตได้ โดยในขั้นแรกอาจกำหนดเป็นค่าสุ่มน้ำหนักใด ๆ (Random weight) ก่อนแล้วถึงปรับเปลี่ยนน้ำหนักไปตามอัลกอริทึมสมมติฐานหลาย ๆ รอบ จนกว่าจะได้เอาต์พุตของโครงข่ายเหมือนกับเอาต์พุตที่ต้องการในเงื่อนไขค่าความผิดพลาดที่ยอมรับได้ ซึ่งในการฝึกสอนให้กับโครงข่ายประสาทเทียมมีการฝึกสอนอยู่ 2 แบบด้วยกัน คือ แบบมีผู้สอน (Supervised Training) และแบบไม่มีผู้สอน (Unsupervised Training)

2.5.7.1 โครงข่ายประสาทเทียมแบบมีผู้สอน

โครงข่ายประสาทเทียมแบบมีผู้สอน เป็นการเรียนรู้ที่มีข้อมูลที่จะนำมาฝึกสอน (Training set) ซึ่งเป็นข้อมูลที่ใช้ในการฝึกสอนให้กับระบบ หรือ เรียกว่า ชุดข้อมูลนำเข้า และชุดข้อมูลเป้าหมาย รวมเรียกว่า ชุดคู่ฝึกสอน (Training pair) โดยปกติการฝึกสอนโครงข่ายประสาทเทียมจะใช้ชุดการสอนควบคู่หลายชุด ในระหว่างการสอนโครงข่ายประสาทเทียมจะทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนหรือค่าความผิดพลาด ด้วยค่าความผิดพลาดจะเกิดขึ้นจากผลต่างระหว่างผลลัพธ์จริงที่เกิดขึ้นในขณะที่ทำการฝึกสอนโครงข่ายประสาทเทียมและผลลัพธ์เป้าหมาย

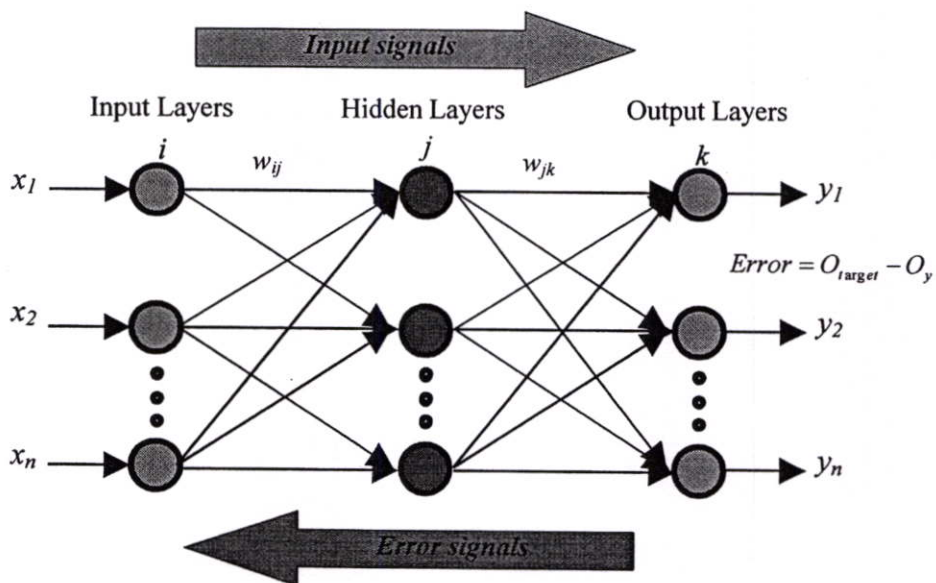
รูปแบบการฝึกสอนโครงข่ายประสาทเทียมแบบมีผู้สอนเริ่มด้วยการส่งสิ่งเร้าที่ใช้ในการสอนเข้าไปเป็นอินพุต ในโครงข่ายประสาทเทียม เพื่อให้โครงข่ายประสาทเทียมสร้างผลตอบออกมาเป็นเอาต์พุต ซึ่งผลตอบจะเป็นอย่างไร ก็ขึ้นอยู่กับสถานะในตอนเริ่มต้นที่เริ่มเรียนรู้ของโครงข่ายประสาทเทียม ผลตอบดังกล่าวจะถูกนำมาเปรียบเทียบกับผลตอบเป้าหมาย (Target response) ซึ่งผู้สอน จะเป็นผู้สร้างขึ้น หากผลตอบทั้งสองมีความแตกต่างกัน นั่นคือ มีความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้น ความคลาดเคลื่อนดังกล่าวจะถูกนำไปคำนวณการปรับแต่งค่าน้ำหนักต่างๆ ในโครงข่ายประสาทเทียม เพื่อลดความคลาดเคลื่อนลงให้เหลือน้อยที่สุด การปรับแต่งค่าน้ำหนักโดยพิจารณาจากความคลาดเคลื่อนนี้ จะขึ้นอยู่กับกฎการเรียนรู้หรือขั้นตอนการคำนวณซึ่งเรียกว่า "อัลกอริทึม" (Algorithm) ที่แตกต่างกัน โดยแต่ละอัลกอริทึมจะมีคุณลักษณะและสมรรถนะแตกต่างกัน อย่างไรก็ตาม วิธีการส่วนใหญ่ของการฝึกสอนโครงข่ายประสาทเทียมแบบมีผู้สอนนี้จะดัดแปลงมาจากวิธีการทางคณิตศาสตร์ในเรื่องของเทคนิคการหาค่าที่เหมาะสม

2.5.7.2 โครงข่ายประสาทเทียมแบบไม่มีผู้สอน

วิธีนี้จะป้อนข้อมูลตัวอย่างให้กับโครงข่าย ภายในโครงข่ายจะมีผลลัพธ์อยู่หลายโนด แต่ละโนดแทนกลุ่มของข้อมูลตัวอย่างที่มีคุณสมบัติเหมือนกัน เมื่อป้อนข้อมูลตัวอย่างเข้าสู่โครงข่าย โครงข่ายจะคำนวณความสัมพันธ์ที่มีภายในกลุ่มของตัวอย่าง โดยอาศัยค่าถ่วงน้ำหนักเป็นตัวแยกแยะชนิดของข้อมูลตัวอย่างไปเก็บไว้ในโนดผลลัพธ์ของโครงข่าย ตัวอย่างเช่น หากให้โครงข่ายรู้จำภาพหน้าคนหนึ่ง หากภาพหน้าคนคนนั้น เปลี่ยนแปลงไปเล็กน้อย โครงข่ายนั้นก็ยังสามารถบอกได้ว่า คนคนนั้นเป็นคนเดิมเป็นต้น การฝึกสอนจะไม่มี การตัดสินใจมาก่อน ไม่มีการกำหนดแบบเอาที่พูดมาก่อน ดังนั้น เอาที่พูดของโครงข่ายก็เช่นกัน ส่วนใหญ่จะถูกแปรรูปซึ่งจะเข้าใจได้ภายหลังกระบวนการฝึกสอน ดังนั้นจึงไม่สามารถแก้ปัญหาที่สำคัญได้ แต่มักนิยมให้โครงข่ายแบบนี้กับงานง่าย ๆ ประเภทการเปรียบเทียบเอกลักษณ์, รูปแบบที่สัมพันธ์กันระหว่างอินพุตและเอาที่พูด ที่ถูกกำหนดโดยโครงข่าย

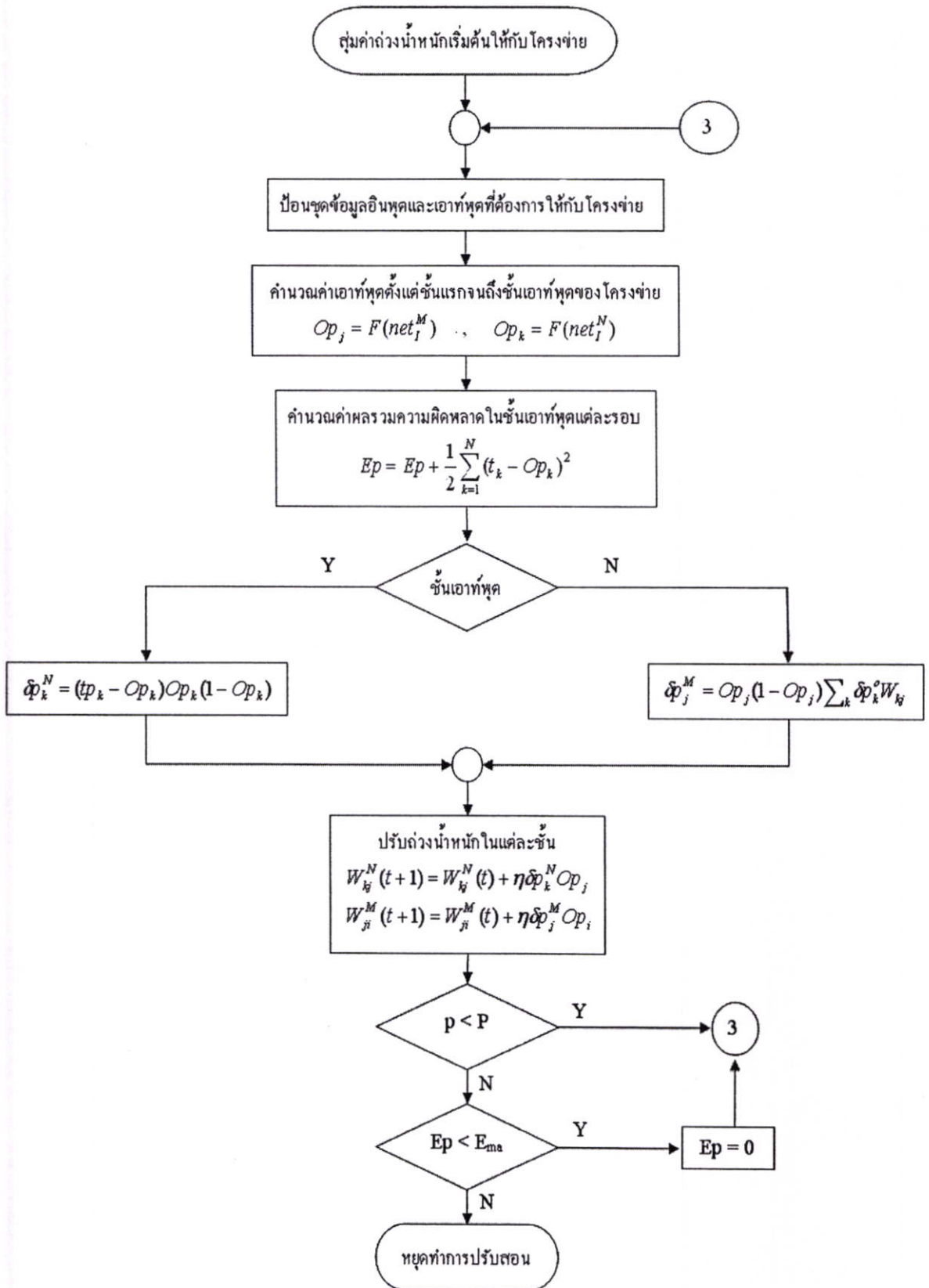
2.5.8 โครงข่ายประสาทเทียมแบบชนิดแพร่ย้อนกลับ

โครงข่ายประสาทเทียมแบบชนิดแพร่ย้อนกลับ (Back propagation of neural network) มีลักษณะการทำงานคือ เมื่อส่งชุดข้อมูลเข้าค่าหนึ่งจะได้ชุดผลลัพธ์ออกมาค่าหนึ่ง ซึ่งผลลัพธ์ที่ได้นี้จะถูกนำมาเปรียบเทียบกับค่าผลลัพธ์จริงหรือผลลัพธ์ที่ต้องการ ผลที่ได้จากการเปรียบเทียบจะได้ค่าความคลาดเคลื่อนออกมาค่าหนึ่ง เมื่อความคลาดเคลื่อนเกิดขึ้นจึงต้องมีกระบวนการปรับค่าน้ำหนัก ซึ่งการปรับค่าน้ำหนักนี้จะถูกกระทำจนกว่าผลลัพธ์ที่ได้จากการคำนวณและผลลัพธ์ที่แท้จริงมีค่าใกล้เคียงกัน



รูปที่ 2.29 การทำงานของโครงข่ายประสาทเทียมแบบชนิดแพร่ย้อนกลับ

จากรูปที่ 2.29 เป็นการทำงานของโครงข่ายประสาทเทียมแบบชนิดแพร่ย้อนกลับ ซึ่งมีอยู่ทั้งหมดเป็นจำนวน 3 ชั้น ดังนี้ คือ ชั้นอินพุต ชั้นซ่อน และชั้นเอาต์พุต โดยการทำงานจะเริ่มจากชั้นอินพุต และในการทำงานในระดับชั้นอินพุตนั้นจะยังไม่มีการประมวลผลใดๆ แล้วส่งข้อมูลผ่านชั้นซ่อนเพื่อทำการประมวลผลค่าข้อมูลต่างๆ แล้วส่งข้อมูลไปยังชั้นเอาต์พุตต่อไป และการทำงานในระดับชั้นเอาต์พุตจะได้ค่าข้อมูลเอาต์พุตออกมาค่าหนึ่ง ซึ่งค่าเอาต์พุตนี้จะนำไปตรวจสอบหาค่าความผิดพลาดของโครงข่าย คังสมการในรูป และค่าความผิดพลาดของโครงข่าย จะมีการแพร่ค่าย้อนกลับเพื่อนำมาปรับน้ำหนัก โดยเริ่มจากชั้นเอาต์พุต ย้อนกลับไปชั้นซ่อน และชั้นอินพุต ตามลำดับ เพื่อให้ค่าน้ำหนักของโครงข่ายได้มีการปรับเปลี่ยนให้มีค่าที่สามารถทำให้เอาต์พุตที่ได้จากโครงข่ายเท่ากับหรือใกล้เคียงกับเอาต์พุตที่ต้องการ โดยในการย้อนกลับเพื่อการปรับค่าน้ำหนักในแต่ละครั้งของโครงข่ายจะขึ้นอยู่กับค่าเอาต์พุตที่ได้ และในการหยุดปรับค่าน้ำหนักของโครงข่าย มีอยู่ด้วยกัน 2 วิธี คือ การกำหนดจำนวนรอบของการประมวลผลของโครงข่าย หรือการกำหนดผลของเอาต์พุตที่มีค่าความผิดพลาดที่ระบบโครงข่ายสามารถยอมรับได้



รูปที่ 2.30 Flow Chart การทำงานของโครงข่ายประสาทเทียม

2.5.10 การประยุกต์ใช้งานโครงข่ายประสาทเทียม

เนื่องจากความสามารถในการจำลองพฤติกรรมทางกายภาพของระบบที่มีความซับซ้อนจากข้อมูลที่ป้อนให้เรียนรู้ การประยุกต์ใช้โครงข่ายประสาทเทียมจึงเป็นทางเลือกใหม่ในการควบคุม ซึ่งมีผู้นำมาประยุกต์ใช้งานหลายประเภท ได้แก่

1. งานการจดจำรูปแบบที่มีความไม่แน่นอน เช่น ลายมือ ลายเซ็นต์ ตัวอักษร รูปหน้า
2. งานการประมาณค่าฟังก์ชันหรือการประมาณความสัมพันธ์ (มี inputs และ outputs แต่ไม่ทราบว่า inputs กับ outputs มีความสัมพันธ์กันอย่างไร)
3. งานที่สิ่งแวดล้อมเปลี่ยนแปลงอยู่เสมอ
4. งานจัดหมวดหมู่และแยกแยะสิ่งของ
5. งานทำนาย เช่น พยากรณ์อากาศ พยากรณ์หุ้น
6. การประยุกต์ใช้โครงข่ายประสาทเทียมควบคุมกระบวนการทางเคมี โดยวิธีพยากรณ์แบบจำลอง (Model Predictive Control)
7. การประยุกต์ใช้โครงข่ายประสาทเทียมแบบแพร่กระจายกลับในการทำนายพลังงานความร้อนที่สะสมอยู่ในตัวอาคาร
8. การใช้โครงข่ายประสาทเทียมในการหาไซโครเมตริกชาร์ท การประยุกต์ใช้ช่วยงานระบบประสาทควบคุมระบบ HVAC

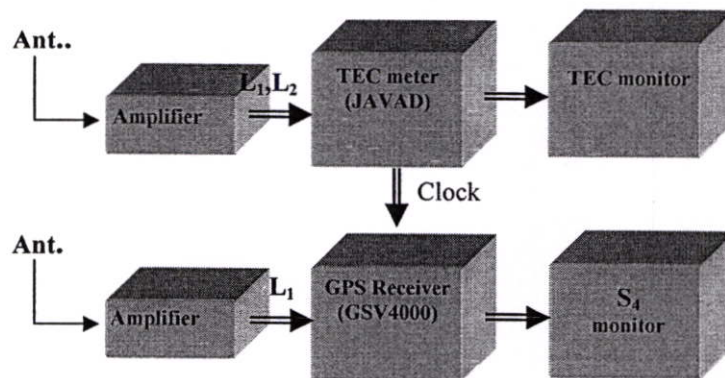
บทที่ 3

อุปกรณ์และการวิเคราะห์ข้อมูล

การเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียมอันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นปัจจัยหนึ่งที่ส่งผลต่อคุณภาพของสัญญาณดาวเทียม โดยเฉพาะอย่างยิ่งส่งผลต่อความแม่นยำในการคำนวณหาพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เนื่องจากเมื่อสัญญาณดาวเทียม GPS ผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ จะส่งผลให้แอมพลิจูดของสัญญาณเกิดการแกว่งไปมาอย่างกะทันหันและรุนแรง สัญญาณจะใช้เวลาดำเนินทางมาถึงที่เครื่องรับ GPS มากกว่าปกติหรือกล่าวอีกนัยหนึ่งคือข้อมูลที่ถูส่งจากดาวเทียม เช่น ตำแหน่งของดาวเทียม, เวลาที่ดาวเทียมเริ่มส่งสัญญาณ ยังคงถูกต้อง ในขณะที่สัญญาณที่ถูกส่งจะใช้เวลาในการเดินทางมากกว่าปกติ เป็นผลให้ความผิดพลาดทางเวลาขึ้น เมื่อเครื่องรับนำค่าเวลาที่สัญญาณใช้ในการเดินทางที่มากกว่าปกติมาคำนวณหาพิกัดจะทำให้ได้ค่าพิกัดที่คลาดเคลื่อน ซึ่งส่งผลกระทบต่อการใช้งานในด้านต่างๆ ด้วยสาเหตุดังกล่าวงานวิจัยนี้จึงได้ทำการเก็บข้อมูลเพื่อวัดระดับความรุนแรงของปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันของสัญญาณ GPS อันเนื่องมาจากชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และนำไปวิเคราะห์คุณลักษณะทางสถิติ และเป็นแนวทางในการแก้ไขปรับปรุง หรือชดเชยในการออกแบบระบบต่อไป

3.1 อุปกรณ์ที่ใช้ในงานวิจัย

ชุดอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับการศึกษามีด้วยกัน 2 ชุด คือ ชุดอุปกรณ์สำหรับวัดการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน และชุดอุปกรณ์สำหรับวัดปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งแสดงดังบล็อกไดอะแกรมในรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 บล็อกไดอะแกรมของอุปกรณ์ที่ใช้ในการเก็บข้อมูลและประมวลผล

สำหรับรายละเอียดของระบบการวัดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS และปริมาณอิเล็กทรอนิกส์ในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ แสดงได้ดังตารางที่ 3.1

ตารางที่ 3.1 รายละเอียดของระบบการรับสัญญาณดาวเทียม GPS

ชื่อดาวเทียม	Block II
จำนวนดาวเทียม	24 ดวง
ความถี่	$L_1 = 1575.42 \text{ MHz}$, $L_2 = 1227.60 \text{ MHz}$
โพลาไรเซชัน	Right Hand Circularly Polarized
ชนิดสายอากาศรับ	Micro strip Antenna
ตำแหน่งสายอากาศรับ	100.8°E , 13.7°N , 2.8°N Geomagnetic Latitude
Gain of LNA	26 dB

ชุดอุปกรณ์ที่ใช้ในงานวิจัยนี้ประกอบด้วยส่วนประกอบหลักดังนี้

1) สายอากาศ

เป็นสายอากาศ ที่มีโพลาไรซ์ของคลื่นแบบวงกลมหมุนขวา (Right hand circular polarized) ดังแสดงในรูปที่ 3.2 เนื่องด้วยสัญญาณจากดาวเทียมเป็นแบบหมุนวนขวา ถูกติดตั้งอยู่บนอาคารฟ้าอาคารกรมหลวงนราธิวาสราชนครินทร์ ซึ่งเป็นบริเวณพื้นที่ที่ไม่มีสิ่งกีดขวางรอบทิศทางเป็นมุมสูงกว่า 20 องศา เพื่อป้องกันความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากสิ่งแวดล้อม ทำหน้าที่รับสัญญาณจากดาวเทียม GPS ทั้ง 2 ความถี่ คือ L_1 เท่ากับ 1575.42 เมกะเฮิร์ตซ์ และ L_2 เท่ากับ 1227.12 เมกะเฮิร์ตซ์



(ก) สำหรับวัดค่าดัชนี S_4



(ข) สำหรับวัดค่า TEC

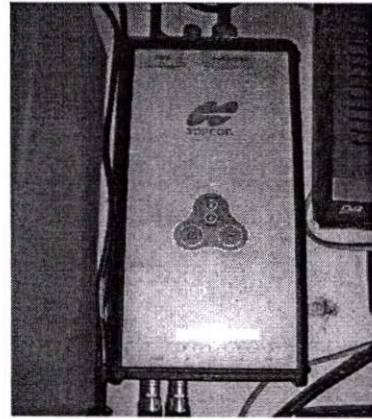
รูปที่ 3.2 สายอากาศรับสัญญาณดาวเทียม GPS

2) เครื่องรับสัญญาณและประมวลผล

เป็นเครื่องรับที่สามารถรับสัญญาณดาวเทียมได้ตั้งแต่ 4 ดวงขึ้นไปพร้อมๆ กัน และสามารถแสดงผลค่าตำแหน่งและความเร็วได้ทันที แสดงในรูปแบบที่ 3.3 นอกจากนี้ข้อดีที่ใช้วัดตำแหน่งอย่างต่อเนื่องได้แล้ว เครื่องรับชนิดนี้ยังสามารถช่วยขจัดปัญหา GDOP ซึ่งเป็นความผิดพลาดอันเนื่องจากการจับกลุ่มของดาวเทียมที่ใช้นำร่องได้อีกด้วย โดยเครื่องรับที่ใช้ในงานวิจัยนี้ ถูกติดตั้งที่ห้องปฏิบัติการสื่อสารดาวเทียมชั้น 10 อาคารกรมหลวงนราธิวาสราชนครินทร์



(ก) สำหรับวัดค่าดัชนี S_r

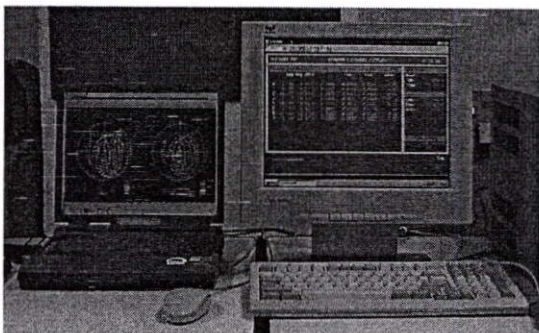


(ข) สำหรับวัดค่า TEC

รูปที่ 3.3 เครื่องรับสัญญาณและประมวลผล

3) เครื่องคอมพิวเตอร์ที่ใช้เก็บข้อมูลและแสดงผล

คอมพิวเตอร์ที่ใช้เก็บข้อมูลที่ได้จากการประมวลผลและแสดงผลได้ทันที แสดงในรูปแบบที่ 3.3 ซึ่งติดตั้งอยู่ที่ห้องปฏิบัติการสื่อสารดาวเทียม ชั้น 10 อาคารกรมหลวงนราธิวาสราชนครินทร์



(ก) สำหรับเก็บข้อมูลค่าดัชนี S_r



(ข) สำหรับเก็บข้อมูลค่า TEC

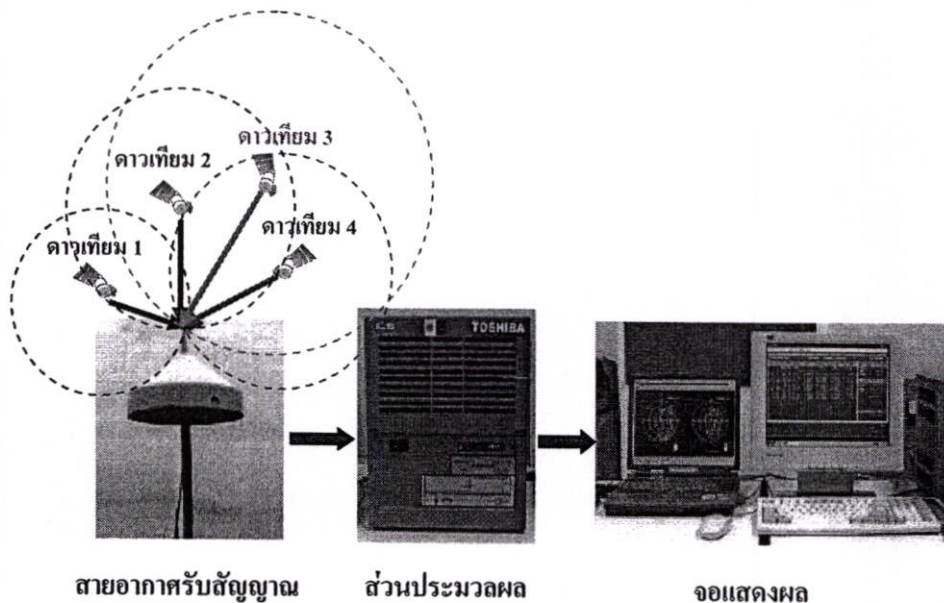
รูปที่ 3.4 เครื่องคอมพิวเตอร์ที่ใช้เก็บข้อมูลและแสดงผล

3.2 ขั้นตอนและหลักการวิเคราะห์

ในการดำเนินการเก็บรวบรวมและวิเคราะห์ข้อมูลสามารถอธิบายได้ดังนี้คือ เริ่มต้นจากขั้นตอนการรับสัญญาณจากดาวเทียม GPS แต่ละดวงที่มีมุมเงยมากกว่า 20 องศาขึ้นไป ด้วยจานสายอากาศรับสัญญาณ ซึ่งจะสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียม GPS ดวงใดได้นั้นขึ้นอยู่กับแนววงโคจรของดาวเทียมแต่ละดวงในขณะนั้นว่าจะอยู่ในแนวพิสัยที่เครื่องรับสามารถจะรับได้หรือไม่ ซึ่งโดยปกติแล้ว จะสามารถเห็นดาวเทียมดวงเดิมในแต่ละวันผ่านเส้นทางเดิมบนท้องฟ้า แต่ดาวเทียมจะขึ้นและตกเร็วขึ้น 4 นาทีในแต่ละวัน

3.2.1 การวิเคราะห์และการวัดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน

การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS ได้ดำเนินการโดยใช้ชุดเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS รุ่น GSV4000ISM (GPS Silicon Valley 4000 Ionospheric Scintillation Monitor) ซึ่งผลิตโดยบริษัท NovAtel ประเทศแคนาดา ซึ่งถูกติดตั้ง ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง (100.8 °E , 13.7 °N) ทำการเก็บรวบรวมข้อมูลสัญญาณจากดาวเทียม GPS แต่ละดวงตั้งแต่เดือนมกราคม 2546 ถึงเดือน ธันวาคม 2549 เพื่อนำมาประมวลผลค่าดัชนี S_4 ซึ่งจะเป็นข้อมูลในการวิเคราะห์ลักษณะการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS ความถี่ 1575.42 เมกะเฮิร์ตซ์ ที่เกิดขึ้นในระหว่างวัน และในแต่ละเดือนต่อไป โดยการติดตั้งชุดอุปกรณ์เก็บข้อมูลแสดงดังรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 การติดตั้งชุดอุปกรณ์เก็บข้อมูลการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน

ข้อมูลที่ได้จากการประมวลผลจะถูกเก็บอยู่ในรูปแบบไบนารี (Binary format) ดังนั้นในการเข้าถึงข้อมูลที่สามารถนำไปใช้ในการวิเคราะห์ได้จำเป็นต้องมีโปรแกรมในการแปลงรูปแบบข้อมูลจากรูปแบบไบนารีมาเป็นรูปแบบแอสกี (ASCII Format) ก่อน ซึ่งสำหรับข้อมูลที่เก็บในเครื่อง GSV4000ISM เครื่องนี้สามารถแปลงรูปแบบข้อมูลได้โดยใช้โปรแกรม bin2asc.exe สำหรับการแปลงข้อมูลค่าดัชนี S_4 ดังแสดงไว้ในภาคผนวก ก. ข้อมูลที่ถูกแปลงรูปแบบแล้วในแต่ละนาทีจะถูกจัดเก็บในรูปของแฟ้มข้อมูล โดยเริ่มตั้งแต่นาทีที่ 1 (เวลา 7:00 น.) จนถึงนาทีที่ 1440 (เวลา 6:59 น.) โดยเวลาที่ใช้ในการเก็บบันทึกข้อมูลจะใช้เวลาที่ท้องถิ่น (Local Time: LT) ซึ่งเทียบกับเวลามาตรฐาน (Universal Time : UT) ข้อมูลในแต่ละวันจะมีโครงสร้างเหมือนกันทุกวัน ตัวอย่างไฟล์ข้อมูลที่ทำกรเฉลี่ยค่าออกมาทุกๆ 1 นาที แสดงดังรูปที่ 3.6

The screenshot shows a software window titled "GSV4000" with a menu bar containing "Auto" and several icons. The main display area is titled "GSV4000 - CHANNEL DISPLAY" and shows a table of data. The table has columns for "CH", "AZM", "ELEV", "AZM", "ELEV", "S4", "I-S-SIG", "Q-S-SIG", and "D-U-SIG". The units for these columns are "deg", "deg", "dBHz", "rad", "rad", and "meter" respectively. The data is organized into rows numbered 0 through 7. To the right of the table, there is a section for "GPS Time" with fields for "Week:", "TOW:", and "Time:". Below that is a "Location" section with fields for "Lat:", "Lon:", and "Alt:". At the bottom right, there is a section for "File recording" showing "14340676 bytes". The "Esc" key is indicated at the bottom right of the window.

CH	AZM	ELEV	AZM	ELEV	S4	I-S-SIG	Q-S-SIG	D-U-SIG
	deg	deg	deg	deg		rad	rad	meter
0	16	58	199	51.9	0.0129	0.0546	0.1185	0.39
1	25	43	342	48.7	0.0256	0.0613	0.1229	0.53
2	30	9	37	38.0	0.0586	0.1134	0.1496	3.09
3	18	0	147	31.2	0.3125	0.0000	0.0000	6.97
4	6	12	80	37.1	0.0018	0.0071	0.1479	4.44
5	7	25	146	44.3	0.0346	0.0618	0.1241	2.76
6	22	37	153	49.1	0.0117	0.0516	0.1104	0.84
7	14	39	67	46.4	0.0157	0.0577	-0.1212	1.47

GPS Time
Week: 365
TOW: 103614
Time: 04:46:54

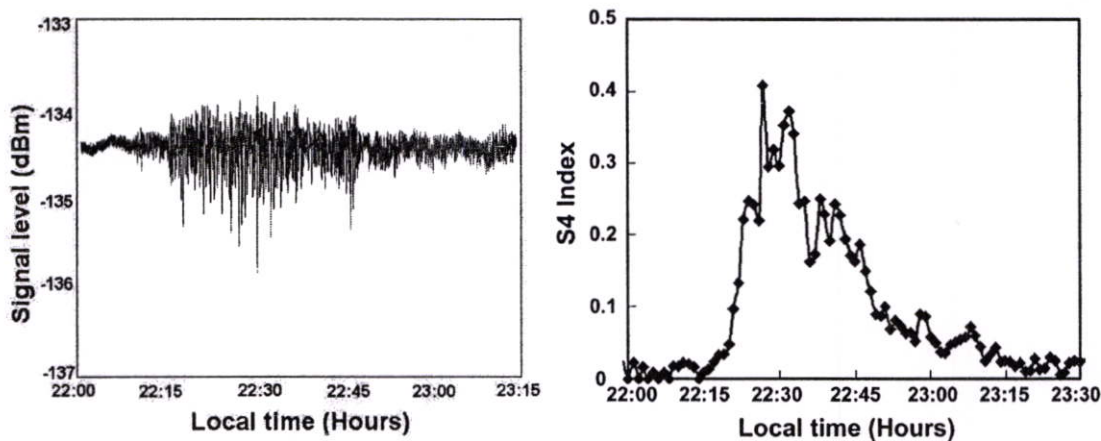
Location
Lat: 13.730766
Lon: 100.777831
Alt: 47.701

File recording
14340676 bytes

Esc

รูปที่ 3.6 ตัวอย่างไฟล์ข้อมูลที่ได้จากเครื่อง GSV4000ISM

สำหรับการคำนวณค่าดัชนี S_4 นั้น สัญญาณจะถูกสุ่มตัวอย่างด้วยอัตรา 50 เฮิรตซ์ เพื่อนำข้อมูลที่สุ่มนี้ไปคำนวณค่าดัชนี S_4 ด้วยสมการที่ 2.8 โดยการแบ่งข้อมูลออกเป็นช่วงๆ ละ 1 นาที กำหนดให้การแกว่งแอมพลิจูดของสัญญาณใน 1 นาที คือ 1 ครั้งของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน ตัวอย่างแสดงลักษณะการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS ที่วัดได้ เปรียบเทียบกับค่าดัชนี S_4 ซึ่งเป็นค่าที่บ่งชี้ถึงความรุนแรงของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณแสดงได้ดังรูปที่ 3.7

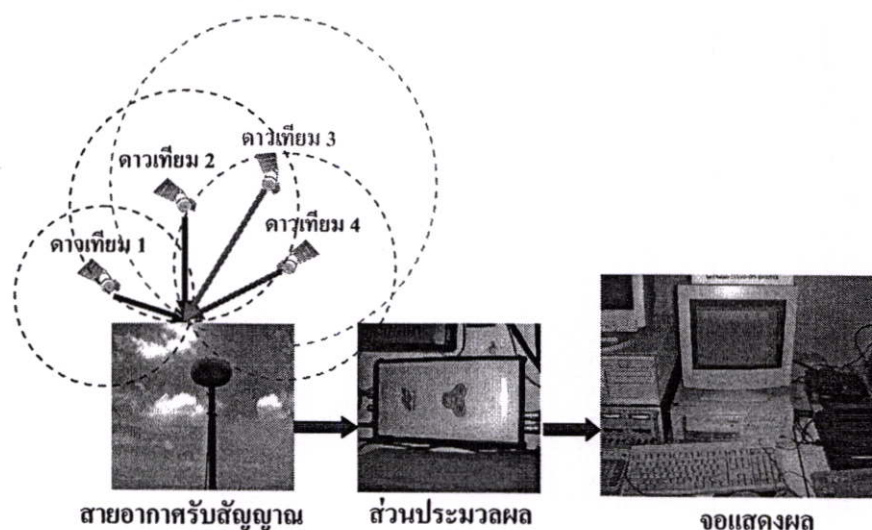


รูปที่ 3.7 ตัวอย่างแสดงการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS

งานวิจัยนี้ได้นำข้อมูลค่าดัชนี S_4 ซึ่งได้จากชุดเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS นี้ มาวิเคราะห์หาลักษณะและระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันในช่วงเวลาแต่ละวัน แต่ละเดือน โดยใช้ข้อมูลตั้งแต่เดือนมกราคม 2546 ถึง เดือนธันวาคม 2549

3.2.2 การวิเคราะห์และการวัดปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

อุปกรณ์ในการวัดปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ประกอบไปด้วยสายอากาศรับสัญญาณดาวเทียม GPS และ TEC มิเตอร์ รุ่น JAVAD ซึ่งถูกติดตั้ง ณ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ($100.8^{\circ}E$, $13.7^{\circ}N$) โดยการติดตั้งอุปกรณ์เก็บข้อมูลแสดงดังรูปที่ 3.8



รูปที่ 3.8 การติดตั้งชุดอุปกรณ์เก็บข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอน

การเก็บรวบรวมข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์อาศัยสัญญาณนาฬิกาจากเครื่องรับ GPS ในการทำงาน โดยทำการเก็บข้อมูลตั้งแต่เดือนมกราคม 2546 ถึงเดือน ธันวาคม 2549 เพื่อวัดปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ โดยรับสัญญาณดาวเทียม GPS ที่ความถี่ L_1 1575.42 เมกะเฮิร์ตซ์ และ L_2 1227.60 เมกะเฮิร์ตซ์ตามลำดับ ที่มีค่าเปลี่ยนแปลงในระหว่างวัน ในแต่ละเดือน และในแต่ละปี โดยวิธีการคำนวณค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของระบบมีรายละเอียดดังนี้ TEC มิเตอร์ รุ่น JAVAD เป็นเครื่องรับสัญญาณ GPS โดยรับสัญญาณ 2 ความถี่ เพื่อนำความแตกต่างของเวลาที่สัญญาณทั้งสองใช้เดินทางมาถึงเครื่องรับมาคำนวณปริมาณอิเล็กตรอนที่อยู่บนเส้นทางเดินของคลื่นในชั้นบรรยากาศ ด้วยการตรวจสอบค่าสหสัมพันธ์ระหว่างคลื่นสัญญาณทั้งสองเมื่อสัญญาณดาวเทียมเดินทางผ่านชั้นบรรยากาศของโลกที่มีความไม่สม่ำเสมอจะทำให้สัญญาณถูกหน่วงเวลาออกไป โดยเวลาที่เพิ่มขึ้นเนื่องจากคลื่นใช้ในการเดินทางผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์ (T_{ion} ในหน่วยนาโนวินาที) สามารถประมาณได้ด้วยวิธี Linear Approximation นั่นคือ

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

โดยที่ N_e คือ ปริมาณของอิเล็กตรอนทั้งหมดที่อยู่ในเส้นทางเดินของคลื่น (m^{-2})
และ f_c คือ ความถี่ของคลื่นสัญญาณ (เมกะเฮิร์ตซ์)

จากความสัมพันธ์ในสมการที่ 3.1 ทำให้สามารถหาความแตกต่างของเวลาที่สัญญาณ L_1 และ L_2 ใช้ในการเดินทางถึงเครื่องรับได้จาก

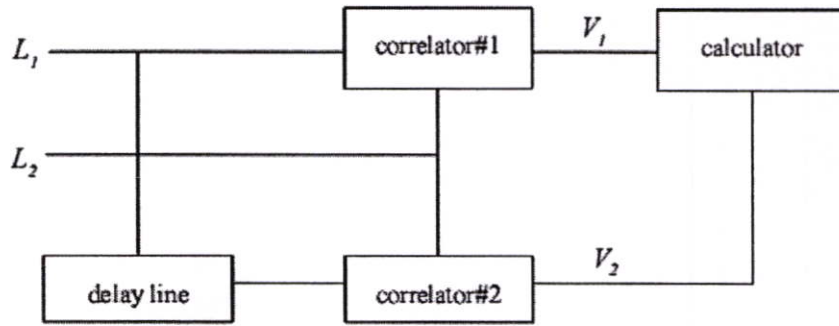
$$\Delta T_{ion} = T_{ion}(f_{L_2}) - T_{ion}(f_{L_1}) = 134 \times N_e \left(\frac{1}{f_{L_2}^2} - \frac{1}{f_{L_1}^2} \right) \quad (3.2)$$

โดยที่ f_{L_1} คือ ความถี่ของคลื่นสัญญาณ L_1
และ f_{L_2} คือ ความถี่ของคลื่นสัญญาณ L_2 ดังนั้นปริมาณของอิเล็กตรอนทั้งหมดที่อยู่ในเส้นทางเดินของคลื่นสามารถหาได้จากความสัมพันธ์

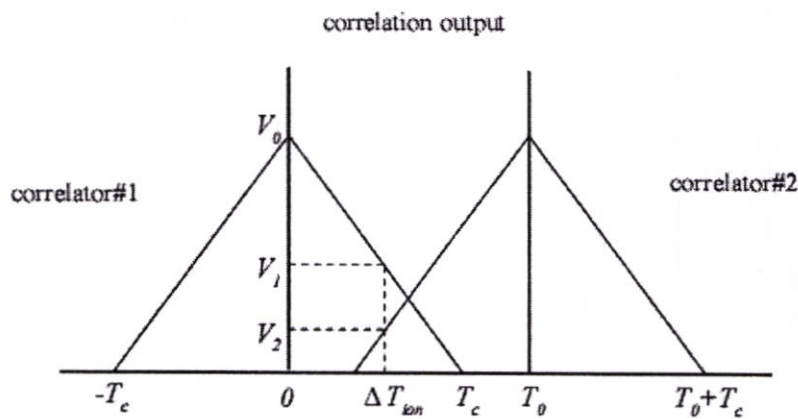
$$N_e = 134 \times \left(\frac{f_{L_1}^2 \times f_{L_2}^2}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \right) \times \Delta T_{ion} \quad (3.3)$$

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 นาโนวินาที) แล้วนำสัญญาณที่ได้มาหาค่าสหสัมพันธ์กับสัญญาณ L_2



รูปที่ 3.9 บล็อกไดอะแกรมการทำงานของเครื่อง TEC มิเตอร์



รูปที่ 3.10 ความสัมพันธ์ของค่าสหสัมพันธ์ของเอาต์พุตของระดับสัญญาณ V_1 (correlator#1), V_2 (correlator#2) ของเครื่อง TEC มิเตอร์

จากรูปที่ 3.9 และ 3.10 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

$$\Delta T_{ion} = \frac{(V_2 - V_1) \times T_c + V_1 \times T_0}{V_1 + V_2} \quad (3.4)$$

$$\text{เมื่อ } V_1 = V_0 \times \left(\frac{T_c - \Delta T_{ion}}{T_c} \right) \quad \text{และ} \quad V_2 = V_0 \times \left(\frac{\Delta T_{ion} + T_c - T_0}{T_c} \right)$$

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

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

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

โดยที่ T_r คือ ความแตกต่างของเวลาที่ L_1 และ L_2 ใช้ในการเดินทางในวงจรถ่วง TEC มิเตอร์

ดังนั้นปริมาณของอิเล็กตรอนทั้งหมด (N_e) ที่อยู่ในเส้นทางเดินของคลื่นสามารถหาได้จากความสัมพันธ์

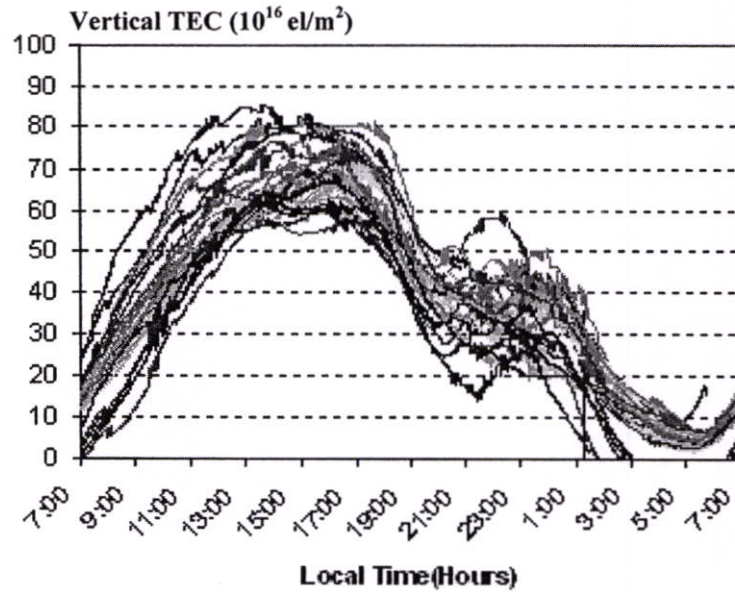
$$N_e = 134 \times \left(\frac{f_{L_1}^2 \times f_{L_2}^2}{f_{L_1}^2 - f_{L_2}^2} \right) \times \Delta T_{ion} = 2.863 \times 10^{16} \left(\frac{(V_2 - V_1) \times T_c + V_1 \times T_0}{V_1 + V_2} - T_r \right) \quad (3.6)$$

ซึ่งจะได้ว่า

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

เมื่อรับสัญญาณ L_1 และ L_2 จากดาวเทียม GPS ด้วยงานสายอากาศรับสัญญาณแล้วสัญญาณจะถูกผ่านกระบวนการเช่นเดียวกันกับข้อมูลที่ได้จากเครื่อง GSV4000ISM จากนั้นสัญญาณจะถูกส่งเข้าไปยังวงจรถ่วงค่าสหสัมพันธ์ของคลื่นสัญญาณทั้งสอง โดยเอาที่พูดของวงจรถ่วงค่าสหสัมพันธ์จะถูกนำไปคำนวณหาค่าปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จากสมการที่ 3.7 โดยข้อมูลที่ได้จากเครื่อง TEC มิเตอร์ จะประกอบไปด้วยข้อมูลของพารามิเตอร์ต่างๆ เช่น ข้อมูลตำแหน่ง, ข้อมูลเวลา และข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ทั้ง

ในแนวตั้ง และแนวเอียงซึ่งข้อมูลต่างๆจะถูกเก็บรวบรวมตลอด 24 ชั่วโมงโดยโปรแกรมควบคุม และถูกเก็บไว้ในรูปแบบของไฟล์ TEC ในแต่ละวัน โดยข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศ ไอโอโนสเฟียร์จะถูกนำมาแสดงผลที่เครื่องคอมพิวเตอร์ ซึ่งจะเลือกข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในแนวตั้งมาใช้สำหรับการวิจัย โดยตัวอย่างข้อมูลที่ได้จากเครื่อง TEC มิเตอร์ แสดงดังรูปที่ 3.11 โดยเส้นกราฟแต่ละเส้นจะแสดงค่าปริมาณอิเล็กตรอนในแนวตั้งในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่วัดได้ในแต่ละวัน



รูปที่ 3.11 ตัวอย่างข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในแนวตั้ง

บทที่ 4

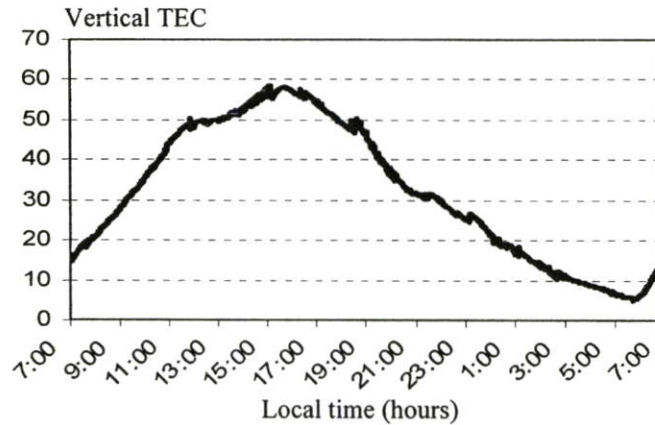
ผลการวิเคราะห์ข้อมูล

การศึกษาผลกระทบของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน ที่มีผลต่อความแม่นยำในการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS มีวิธีดำเนินการ โดยทำการวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างความแม่นยำในการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS และคุณลักษณะการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ซึ่งในกระบวนการวิเคราะห์จะนำข้อมูลพารามิเตอร์ที่ใช้ในการวัดระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน หรือ ค่าดัชนี S , และปริมาณอิเล็กทรอนิกส์ในแนวตั้งในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ หรือ Vertical TEC มาทำการเฉลี่ยทุกๆ 1 นาที แล้วพล็อตกราฟเพื่อเปรียบเทียบกับระยะทางที่คลาดเคลื่อน พิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS จะแสดงระยะในแนวแกน x แกน y และ แกน z ซึ่งข้อมูลตำแหน่งของเครื่องรับดังกล่าวนี้ได้มาจากการคำนวณของเครื่อง GSV4000ISM และบันทึกในไฟล์ที่ชื่อ POSA ในรูปแบบไบนารี ในการนำข้อมูลส่วนนี้มาใช้วิเคราะห์จึงต้องแปลงให้อยู่ในรูปแบบแอสกี จากนั้นจึงแปลงให้อยู่ในพิกัดคาร์ทีเซียน (Cartesian coordinates) ดังแสดงในภาคผนวก ข. โดยระยะความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดในบทนี้จะหมายถึงระยะความคลาดเคลื่อนเมื่อเทียบกับพิกัดอ้างอิง

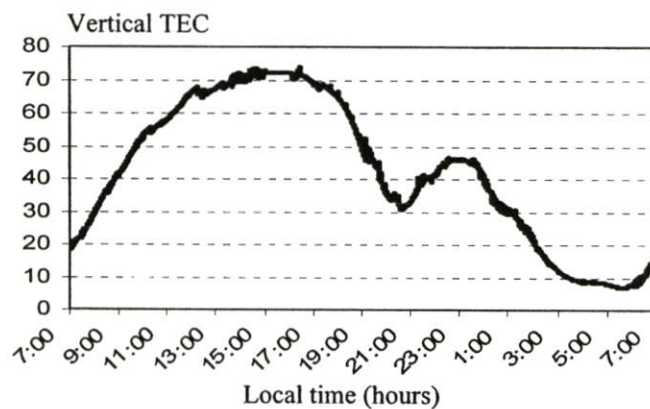
เมื่อได้ความสัมพันธ์ของพารามิเตอร์ดังกล่าวแล้ว ก็นำค่าพารามิเตอร์เหล่านี้มาทำการฝึกสอนให้กับโครงข่ายประสาทเทียม เพื่อให้โครงข่ายวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของค่าพารามิเตอร์เพื่อนำไปเป็นเครื่องมือสำหรับการช่วยลดค่าความคลาดเคลื่อนของการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ต่อไป

4.1 การเกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดที่เกิดขึ้นในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จะใช้อุปกรณ์ที่เรียกว่า TEC มิเตอร์ รุ่น JAVAD สำหรับวัดค่าปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมด การวัดค่าปริมาณอิเล็กตรอนนี้จะวัดในแนวเอียงเนื่องจากเครื่องวัดปริมาณอิเล็กตรอนทำมุมกับดาวเทียม GPS ในแนวเอียง ข้อมูลที่ได้จึงเป็นข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแนวเอียง (Slant TEC) และเนื่องจากเครื่องวัดปริมาณอิเล็กตรอนสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียม GPS ที่อยู่มุมเอียงและทิศทางต่างกันได้หลายดวงพร้อมกัน ซึ่งทำให้ข้อมูลที่ได้มีความหลากหลาย หากแก่การวิเคราะห์ข้อมูล ดังนั้นจึงจำเป็นต้องเฉลี่ยค่าปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดให้อยู่ในรูปของปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแนวตั้ง (Vertical TEC) ซึ่งลักษณะของข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในแนวตั้งที่ได้เมื่อนำมาพล็อตกราฟ จะแสดงได้ดังรูปที่ 4.1



(ก)



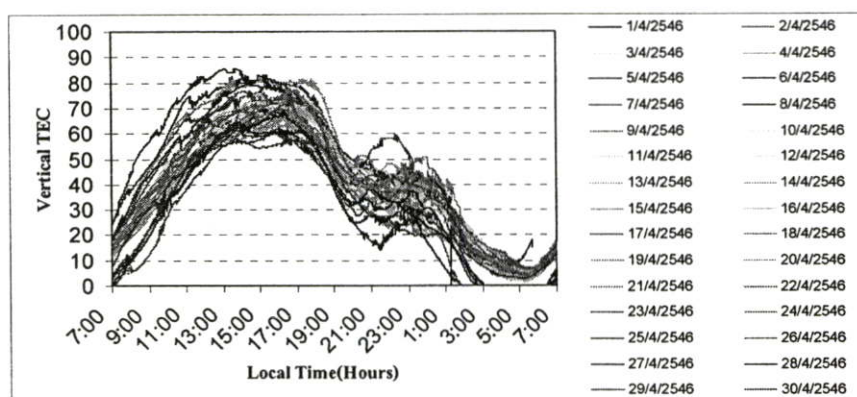
(ข)

รูปที่ 4.1 ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแนวตั้ง (ก) วันที่ไม่มีกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอน

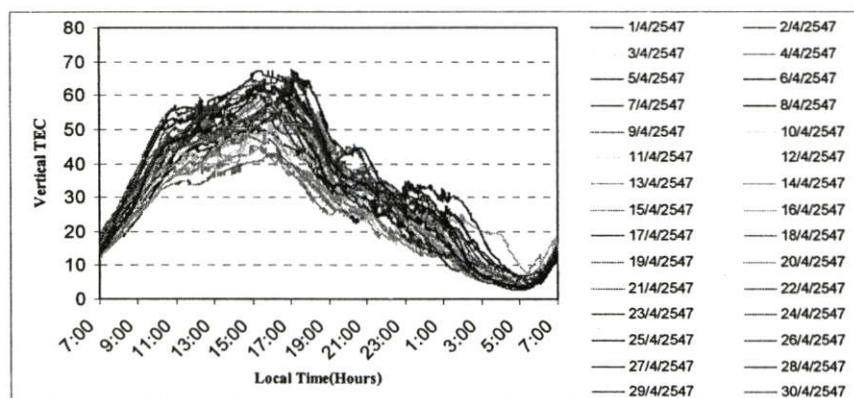
(ข) วันที่มีกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอน

รูปที่ 4.1 แสดงลักษณะกราฟของข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแนวตั้งที่พล็อตได้ในหนึ่งวัน ซึ่งรูปที่ 4.1 (ก) คือกราฟของข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในวันปกติที่ไม่มีกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอน และรูปที่ 4.1 (ข) คือกราฟของข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนในวันที่เกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอน ซึ่งสังเกตได้จากปริมาณอิเล็กตรอนมีจำนวนเพิ่มขึ้นอีกครั้งในตอนกลางคืนหลังจากที่เคยเพิ่มขึ้นสูงสุดในตอนกลางวัน

ในงานวิจัยนี้ได้ใช้ข้อมูลปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมด ตั้งแต่ปี พ.ศ. 2546 ถึง พ.ศ. 2549 สำหรับวิเคราะห์การเกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอน ที่ส่งผลกระทบต่อการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ซึ่งตัวอย่างของวันที่ทำการวัดปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในเดือนที่เกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนบางเดือนในแต่ละปีตั้งแต่ปี พ.ศ. 2546 ถึง พ.ศ. 2549 แสดงดังรูปที่ 4.2



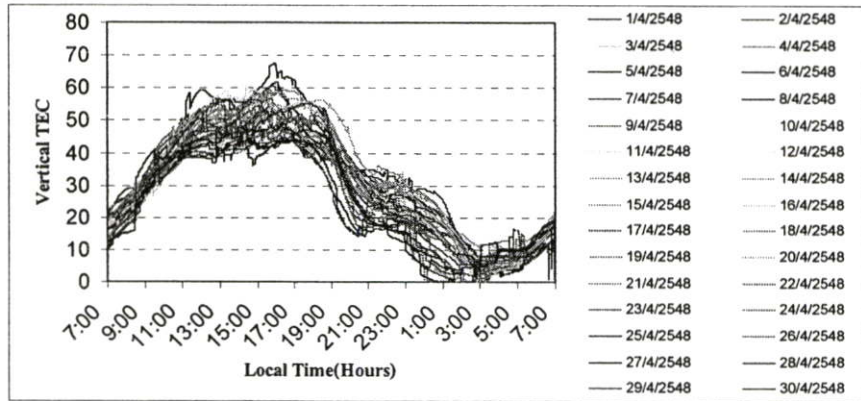
(ก)



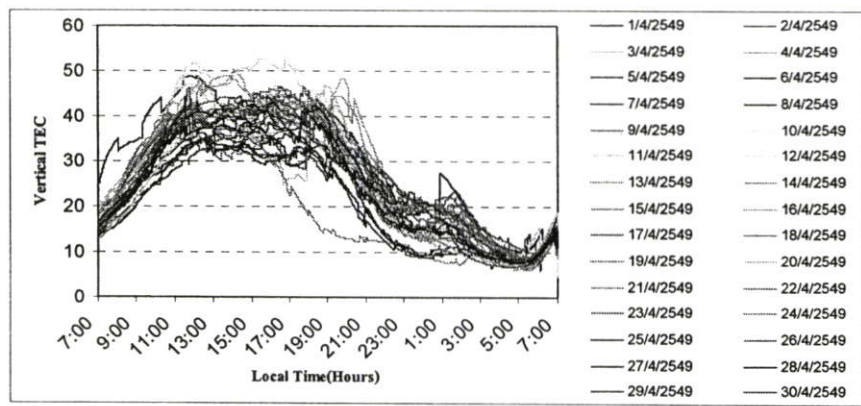
(ข)

รูปที่ 4.2 ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแต่ละวันและการเกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอน

(ก) เมษายน 2546 (ข) เมษายน 2547 (ค) เมษายน 2548 (ง) เมษายน 2549



(ค)



(ง)

รูปที่ 4.2 ปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแต่ละวันและการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอน

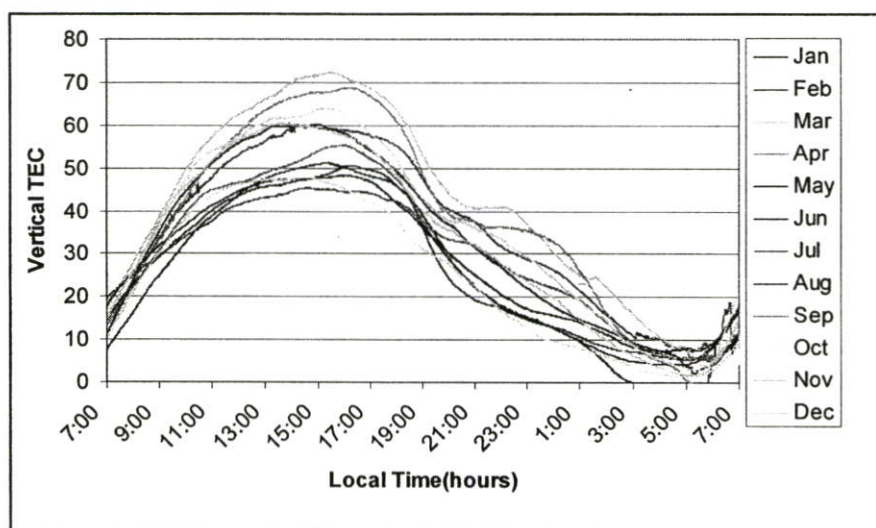
(ก) เมษายน 2546 (ข) เมษายน 2547 (ค) เมษายน 2548 (ง) เมษายน 2549 (ต่อ)

รูปที่ 4.2 แสดงปริมาณอิเล็กตรอนทั้งหมดในแต่ละวันและการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนในบางวันของเดือนเมษายน ปี พ.ศ. 2546 ถึง 2549 ซึ่งการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระจะเกิดขึ้นในบางวัน และมีความรุนแรงที่ต่างกัน ขึ้นอยู่กับปริมาณรังสีจากแสงอาทิตย์ที่ได้รับ และปัจจัยอื่นๆ และเนื่องจากว่าเดือนเมษายน ปี 2546 เป็นเดือนที่เกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระมากที่สุดกว่าทุกเดือน จึงได้นำมาเป็นตัวอย่างให้เห็นการเปลี่ยนแปลงที่ชัดเจน ซึ่งกราฟแสดงการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระเฉลี่ยรายเดือนในปี 2546 แสดงดังในรูปที่ 4.3

จากรูปที่ 4.2 จะสังเกตเห็นว่า ตั้งแต่เวลา 7:00 นาฬิกา เป็นต้นไป ปริมาณของอิเล็กตรอนอิสระจะเพิ่มสูงขึ้น เนื่องจากโมเลกุลก๊าซในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้รับรังสีจากแสงอาทิตย์ทำให้เกิดกระบวนการไอออไนซ์เซชัน แยกตัวเป็น ไอออนบวก และอิเล็กตรอนอิสระ

ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระจึงเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ และจนกระทั่งถึงช่วงเวลาหนึ่งประมาณ 18:00 นาฬิกา เป็นต้นไป ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระจะมีจำนวนลดลง เนื่องจากช่วงเวลาดังกล่าวเป็นช่วงที่รังสีจากแสงอาทิตย์มีปริมาณน้อย ซึ่งมีอิทธิพลต่อโมเลกุลก๊าซน้อย จึงทำให้ไอออน บวก และอิเล็กตรอนอิสระเกิดการรวมตัวกันใหม่ (Recombination) ปริมาณอิเล็กตรอนที่ยังเป็นอิสระจึงลดน้อยลงเรื่อยๆ และในช่วงเวลาหนึ่งในบางวัน คือเวลาประมาณ 20:00 นาฬิกา ถึง 01:00 นาฬิกา จะสังเกตเห็นว่าอิเล็กตรอนอิสระมีปริมาณเพิ่มขึ้นอีกครั้ง สาเหตุเนื่องจากจำนวนอิเล็กตรอนอิสระในช่วงเวลานี้เกิดความแปรปรวน อิเล็กตรอนเคลื่อนที่ไม่เป็นรูปแบบไร้ทิศทาง เกิดการชนกันและถ่ายเทพลังงาน หรือ เกิด Enchantment ซึ่งในช่วงเวลานี้เองที่ส่งผลกระทบต่อความแม่นยำในการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ทำให้ระยะพิกัดเกิดความคลาดเคลื่อนไปจากพิกัดที่ถูกต้อง มีระยะมากกว่า 10 เมตร

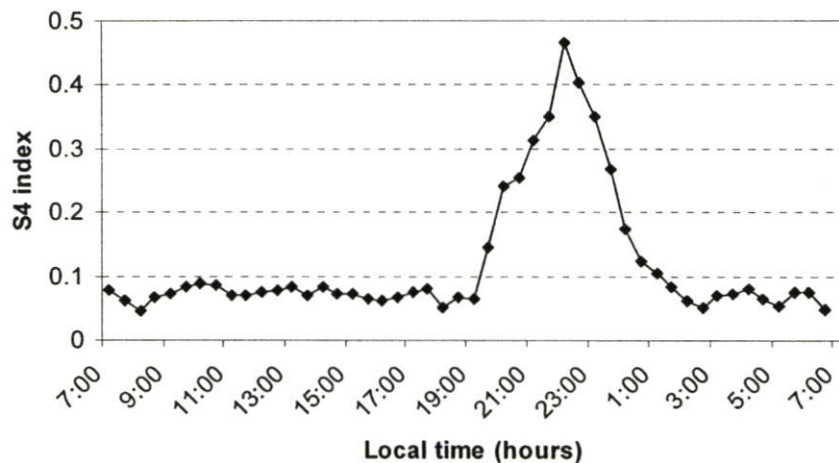
ในช่วงเวลากลางวันเป็นช่วงเวลาที่มียุทธอิเล็กตรอนอิสระมากที่สุด ซึ่งในช่วงที่ทำการศึกษาวิจัย คือ ปี พ.ศ. 2546 ถึง พ.ศ. 2549 สังเกตเห็นว่าปริมาณอิเล็กตรอนอิสระสูงสุดในช่วงเวลากลางวันในแต่ละปีมีค่าลดลง กล่าวคือ ในปี พ.ศ. 2546 ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระมีค่าสูงสุดและมีค่าลดลงเรื่อยๆ จนถึงปี พ.ศ. 2549 ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระมีค่าต่ำสุด ซึ่งเกี่ยวข้องกับเกิดการรวมตัวของไอออนไนซ์เซชันของโมเลกุลก๊าซในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ที่เปลี่ยนแปลงไปตามวัฏจักรสุริยะ หรือจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ที่ลดลง ซึ่งจะอธิบายในหัวข้อ 4.3 ต่อไป



รูปที่ 4.3 ความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระเฉลี่ยรายเดือนของปี 2546

4.2 การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน

ความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระที่เกิดขึ้น จะส่งผลต่อความแม่นยำในการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS กล่าวคือ เมื่อสัญญาณที่ถูกส่งจากดาวเทียม GPS มายังเครื่องรับ ผ่านกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระเหล่านี้ จะทำให้สัญญาณเกิดการแกว่งไปมาอย่างกะทันหัน แอมพลิจูดของสัญญาณจึงเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน ทำให้สัญญาณดาวเทียมใช้เวลาเดินทางไปถึงเครื่องรับช้ากว่าปกติ หรือใช้เวลาในการเดินทางมากขึ้น ซึ่งพารามิเตอร์ที่ใช้วัดระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันนี้ คือ ค่าดัชนี S_4 (S_4 index) เนื่องจากเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS จะใช้ค่าตำแหน่งดาวเทียม และเวลาที่ใช้ในการเดินทางของสัญญาณถึงเครื่องรับ สำหรับคำนวณหาพิกัด เมื่อสัญญาณเดินทางถึงเครื่องรับช้ากว่าปกติ จึงทำให้การคำนวณพิกัดเกิดความคลาดเคลื่อน ลักษณะของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ซึ่งแสดงด้วยค่าดัชนี S_4 แสดงดังรูปที่ 4.4

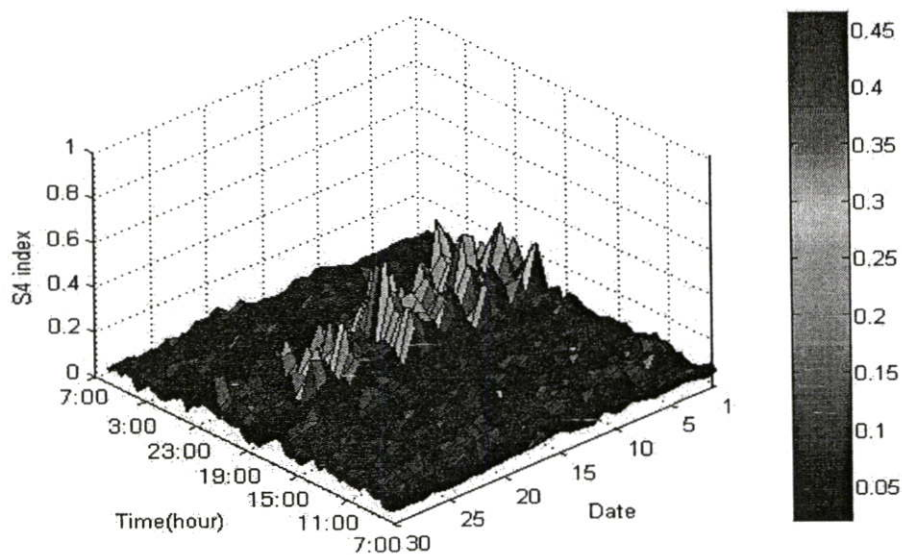


รูปที่ 4.4 การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่แสดงด้วยค่าดัชนี S_4

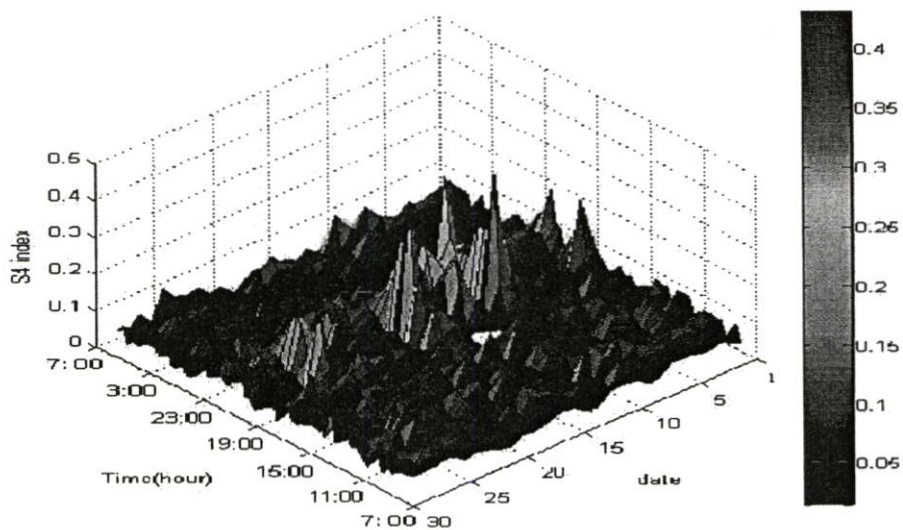
รูปที่ 4.4 แสดงการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันในหนึ่งวัน จากรูปสังเกตเห็นว่า แอมพลิจูดของสัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน ในช่วงเวลา 20:00 นาฬิกา ถึง 01:00 นาฬิกา ซึ่งเป็นช่วงเวลาเดียวกันกับการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันในแต่ละวันจะมีความรุนแรงที่แตกต่างกัน ขึ้นอยู่กับความรุนแรงของการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณ

อย่างกะทันหันในแต่ละวัน แสดงดังรูปที่ 4.5

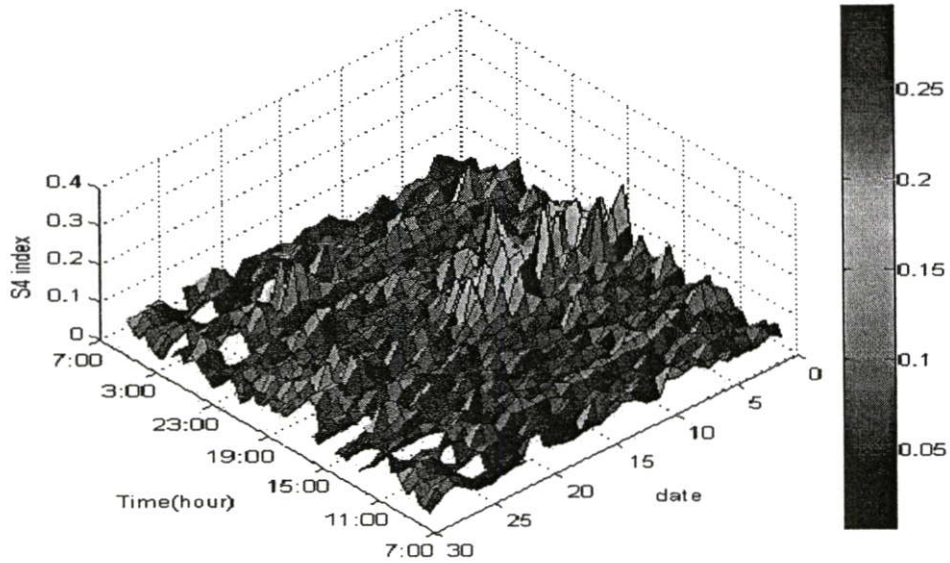


(ก)

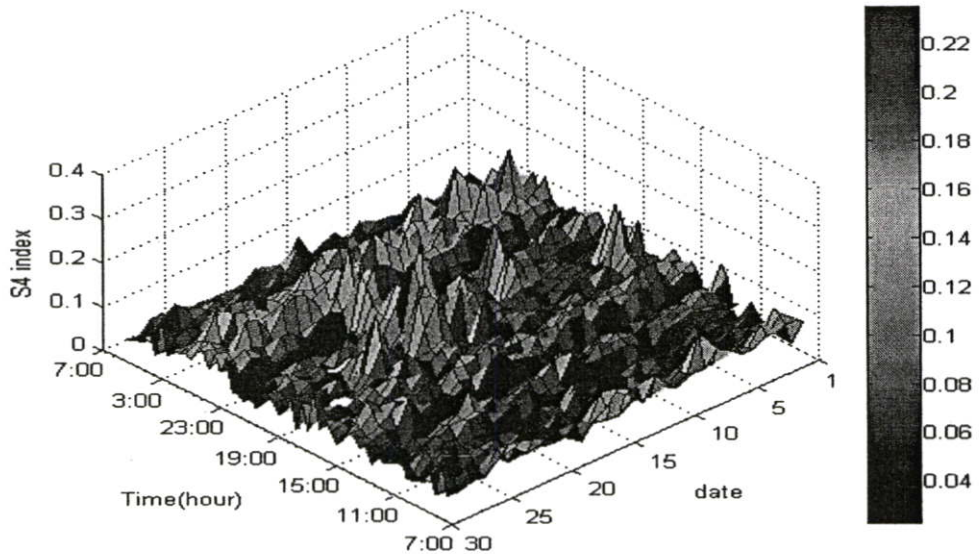


(ข)

รูปที่ 4.5 การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน (ก) เมษายน 2546 (ข) เมษายน 2547
(ค) เมษายน 2548 (ง) เมษายน 2549



(ก)



(ง)

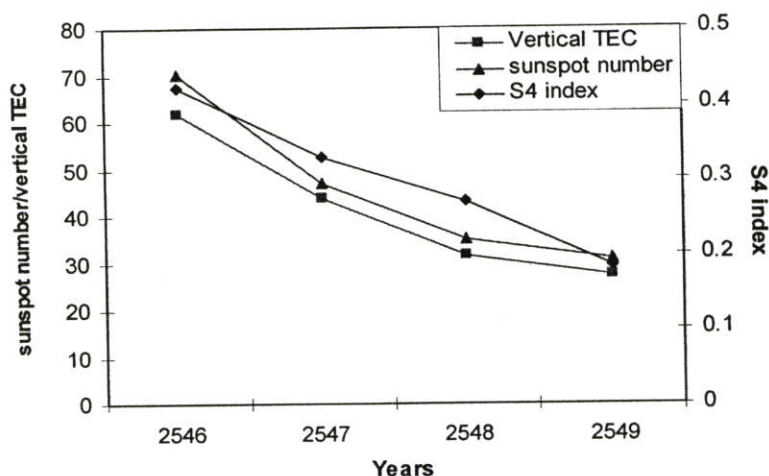
รูปที่ 4.5 การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน (ก) เมษายน 2546 (ข) เมษายน 2547
(ค) เมษายน 2548 (ง) เมษายน 2549 (ต่อ)

รูปที่ 4.5 แสดงการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันในแต่ละวันของเดือนเมษายน ปี พ.ศ. 2546 ถึง พ.ศ. 2549 ซึ่งการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันในแต่ละวันจะมีความรุนแรงที่แตกต่างกัน จากรูปสังเกตเห็นว่า ส่วนใหญ่แอมพลิจูดของสัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน ในช่วงเวลา 22:00 นาฬิกา ถึง 01:00 นาฬิกา ซึ่งเป็นช่วงเวลาเดียวกันกับการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

จากรูปที่ 4.5 จะสังเกตเห็นว่าในช่วงเวลาที่ทำการศึกษาวิจัย การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันในแต่ละปีมีความรุนแรงแตกต่างกัน กล่าวคือ ในปี พ.ศ. 2546 มีระดับความรุนแรงมีค่าสูงสุดในบางวัน ประมาณ 0.45 และมีค่าลดลงเรื่อยๆ จนถึงปี พ.ศ. 2549 พบว่าระดับความรุนแรงการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันมีค่าสูงสุด ประมาณ 0.2 ซึ่งปรากฏการณ์ดังกล่าวสอดคล้องกับการเปลี่ยนแปลงของการเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์

4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 กับ Vertical TEC และจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์

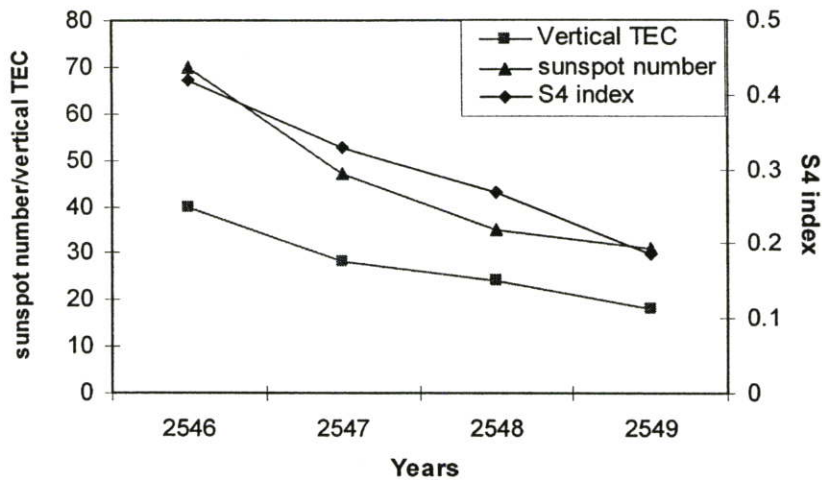
จำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ (Sunspot number) ทำให้เกิดการไหลวนของสนามแม่เหล็กออกมาจากโคโรนาหรือผิวของดวงอาทิตย์ และสนามแม่เหล็กนี้เป็นสาเหตุสำคัญทำให้ค่าความเข้มของแสงอาทิตย์มีค่าแปรเปลี่ยนไป เมื่อทำการวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 , Vertical TEC และจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ พบว่าค่าดัชนี S_4 และ Vertical TEC มีแนวโน้มลดลงเรื่อยๆ คล้ายตามจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ที่มีค่าลดลง อันเนื่องมาจากวัฏจักรอยู่ในช่วงขาลง ดังนั้นจึงทำให้ปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน และจำนวนอิเล็กตรอนอิสระในช่วงการทำวิจัยมีค่าที่ลดลง ดังแสดงในรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.6 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 กับ Vertical TEC และจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์

รูปที่ 4.6 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 ค่า Vertical TEC และจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ จากรูปพบว่าค่าต่างๆ เหล่านี้ มีความสัมพันธ์กันเชิงสถิติ กล่าวคือในช่วงที่ทำการศึกษาวิจัย ได้ศึกษาปัจจัยการเปลี่ยนแปลงจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ที่มีความสัมพันธ์กับปริมาณ

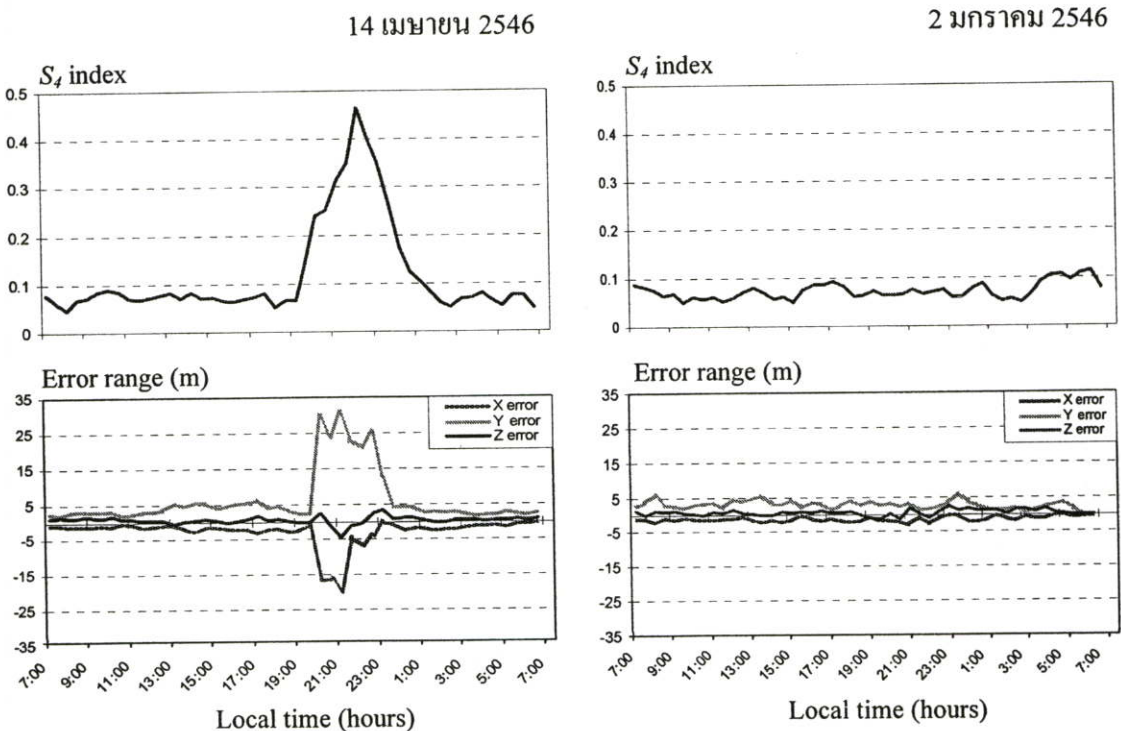
อิเล็กตรอนอิสระที่เกิดขึ้นและการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ซึ่งข้อมูลที่น่ามาศึกษาวิจัยเป็นข้อมูลในช่วงปี 2546 ถึง ปี 2549 ซึ่งช่วงเวลาดังกล่าวเมื่อเทียบกับวัฏจักรสุริยะเป็นช่วงกลางของวัฏจักร หรือเป็นช่วงที่จำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์มีค่าลดลง ซึ่งใน 1 รอบของวัฏจักรสุริยะนี้มีช่วงเวลาประมาณ 11 ปี จุดต่ำสุดของวัฏจักรสุริยะในรอบนี้จะอยู่ในปี 2550 และเริ่มรอบวัฏจักรใหม่ตั้งแต่ปี 2551 เป็นต้นไป ซึ่งจุดดับบนดวงอาทิตย์นี้ จะมีผลต่อปริมาณอิเล็กตรอนอิสระ เนื่องจากบริเวณที่เกิดจุดดับจะมีสนามแม่เหล็กพุ่งจากส่วนกลางของจุดดับมีทิศทางพุ่งไปยังโลกซึ่งจะต้องผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งสนามแม่เหล็กนี้เป็นสาเหตุสำคัญทำให้ค่าความเข้มของแสงอาทิตย์มีค่าแปรเปลี่ยนไป มีผลต่อการแตกตัวของโมเลกุลก๊าซในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งถ้าหากจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์มีจำนวนมาก ค่าสนามแม่เหล็กก็ย่อมมีค่าสูงตามไปด้วย ดังนั้นในช่วงกลางของวัฏจักร การเกิดการแตกตัวของโมเลกุลก๊าซในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์จึงมีค่าน้อย ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระจึงมีจำนวนน้อยตามไปด้วย ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระที่ไม่สามารถรวมตัวกันใหม่กับไอออนบวกได้ ก็จะเหลือจำนวนน้อยทำให้เกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนไม่รุนแรงมาก ดังแสดงในรูปที่ 4.7 ซึ่งจะส่งผลให้การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณมีความรุนแรงน้อยตามไปด้วย



รูปที่ 4.7 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 , จำนวนจุดดับดวงอาทิตย์และปริมาณอิเล็กตรอนแปรปรวน

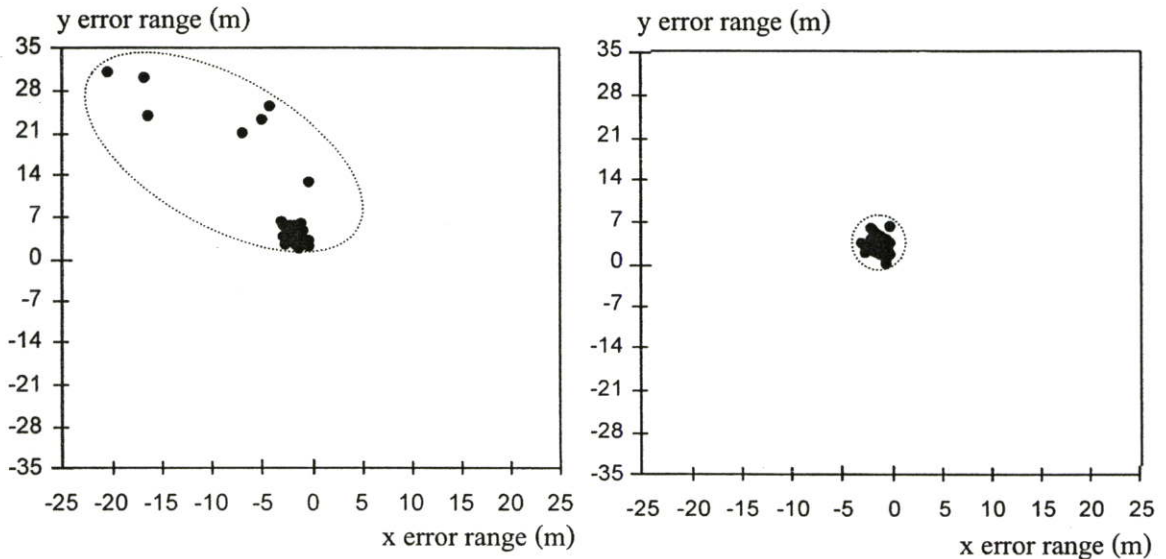
4.4 ความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S_4 กับระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับ GPS

ค่าดัชนี S_4 คือพารามิเตอร์ที่ใช้วัดระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันของสัญญาณดาวเทียม GPS ซึ่งเมื่อเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันขึ้นจะทำให้สัญญาณใช้เวลาเดินทางถึงเครื่องรับมากกว่าปกติ ส่งผลให้การระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความผิดพลาดหรือความคลาดเคลื่อนไปจากพิกัดที่ถูกต้อง จากการศึกษาวិจัยพบว่าส่วนใหญ่ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนจะมีระยะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน กล่าวคือระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS แปรผันตามระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ซึ่งความแตกต่างระหว่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณที่รุนแรงและไม่รุนแรง ผลกระทบต่อการคำนวณระยะพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ที่คลาดเคลื่อนไปจากตำแหน่งที่ถูกต้อง และลักษณะการกระจายตัวของพิกัดแสดงดังรูปที่ 4.8



(ก)

รูปที่ 4.8 ความแตกต่างระหว่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่รุนแรงและไม่รุนแรง (ก) ค่าดัชนี S_4 กับระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน (ข) ลักษณะการกระจายตัวของพิกัด



(จ)

รูปที่ 4.8 ความแตกต่างระหว่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่รุนแรงและไม่รุนแรง (ก) ค่าดัชนี S , กับระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน (ข) ลักษณะการกระจายตัวของพิกัด (ต่อ)

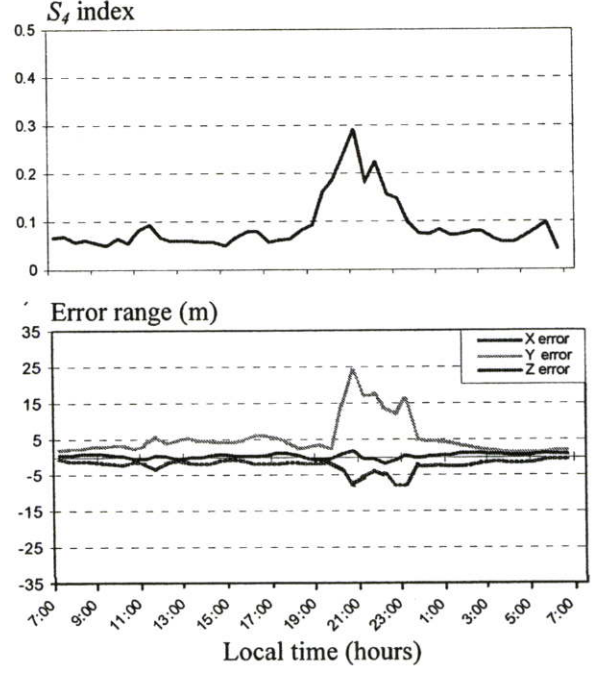
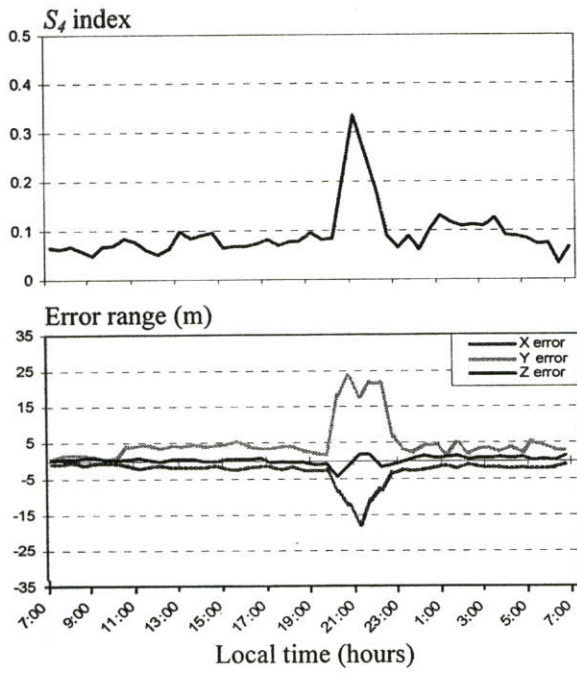
รูปที่ 4.8 แสดงการเปรียบเทียบความสัมพันธ์ระหว่างค่าดัชนี S , ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และการกระจายตัวของพิกัดเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ในวันที่ 14 เมษายน 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันรุนแรง และวันที่ 2 มกราคม 2546 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันต่ำสุด จากรูปที่ 4.8 (ก) สังเกตเห็นว่า ในวันที่ 14 เมษายน 2546 สัญญาณดาวเทียมเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหันขึ้นในช่วงเวลา 20:00 นาฬิกา ถึง 01:00 นาฬิกา และมีความรุนแรงสูงสุดประมาณ 0.45 ส่งผลให้ระยะพิกัดในแนวแกน x มีระยะพิกัดคลาดเคลื่อนไปจากระยะพิกัดที่ถูกต้องประมาณ 20 เมตร แนวแกน y ประมาณ 30 เมตร และแนวแกน z ประมาณ 5 เมตร และเมื่อพิจารณาในลักษณะของระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสัมบูรณ์ พบว่ามีระยะพิกัดคลาดเคลื่อนจากระยะพิกัดที่ถูกต้องมากถึง 36.5 เมตร ซึ่งเมื่อเทียบกับวันที่ 2 มกราคม 2546 คือวันที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันต่ำเฉลี่ยไม่เกิน 0.1 พบว่าระยะพิกัดในแนวแกน x มีระยะพิกัดคลาดเคลื่อนไปจากระยะพิกัดที่ถูกต้องประมาณ 2.5 เมตร แนวแกน y ประมาณ 5 เมตร และแนวแกน z ประมาณ 2 เมตร และเมื่อพิจารณาในลักษณะของระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสัมบูรณ์ พบว่ามีระยะพิกัดคลาดเคลื่อนจากระยะพิกัดที่ถูกต้องประมาณ 5.9 เมตร

เมื่อนำระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนมาพล็อตกราฟเพื่อดูการกระจายตัวของพิกัดในแนวแกน x และ แนวแกน y ดังแสดงในรูปที่ 4.8 (ข) พบว่าการกระจายตัวของพิกัดในวันที่ 14 เมษายน 2546 มีลักษณะเป็นวงกว้างกว่าการกระจายตัวของพิกัดในวันที่ 2 มกราคม 2546 ซึ่งสามารถกล่าวได้ว่าการกระจายตัวของพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ขึ้นอยู่กับระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน

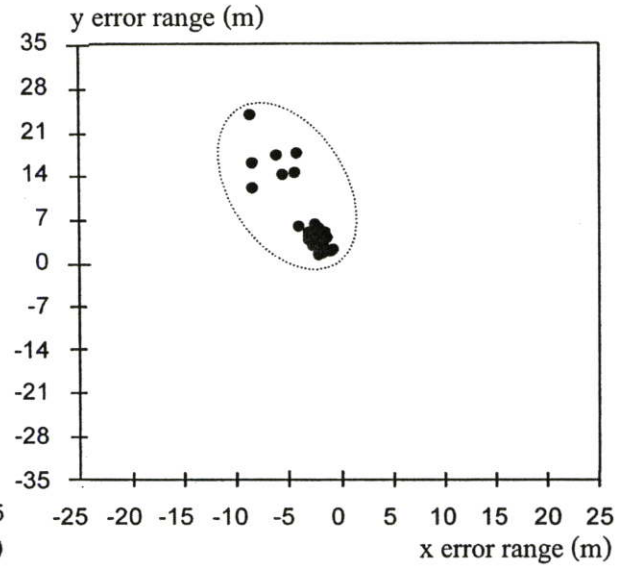
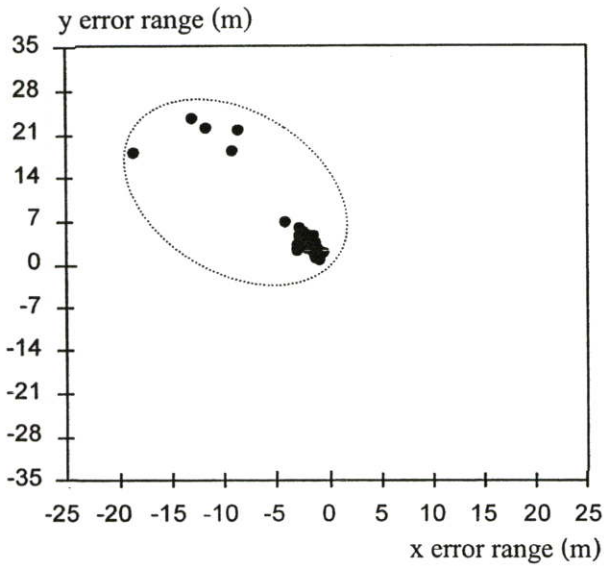
จากการศึกษาวิจัยต่อไปพบว่า ในวันอื่นๆ ที่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ส่วนใหญ่จะเกิดขึ้นในช่วงเวลาเดียวกัน แต่จะมีความรุนแรงที่แตกต่างกันขึ้นอยู่กับระดับความแปรปรวนของอิเล็คตรอนอิสระในแต่ละวัน และในวันที่การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันมีความรุนแรงตั้งแต่ระดับประมาณ 0.2 ขึ้นไป จะส่งผลกระทบต่อการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ทำให้มีระยะพิกัดคลาดเคลื่อนไปจากตำแหน่งที่ถูกต้องมากกว่า 10 เมตร และการกระจายตัวของพิกัดมีลักษณะเป็นวงกว้าง ซึ่งตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่มีระดับความรุนแรงที่แตกต่างกัน และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและการกระจายตัวของพิกัด แสดงดังในรูปที่ 4.9-4.13

12 มีนาคม 2546

16 มีนาคม 2546



(ก)

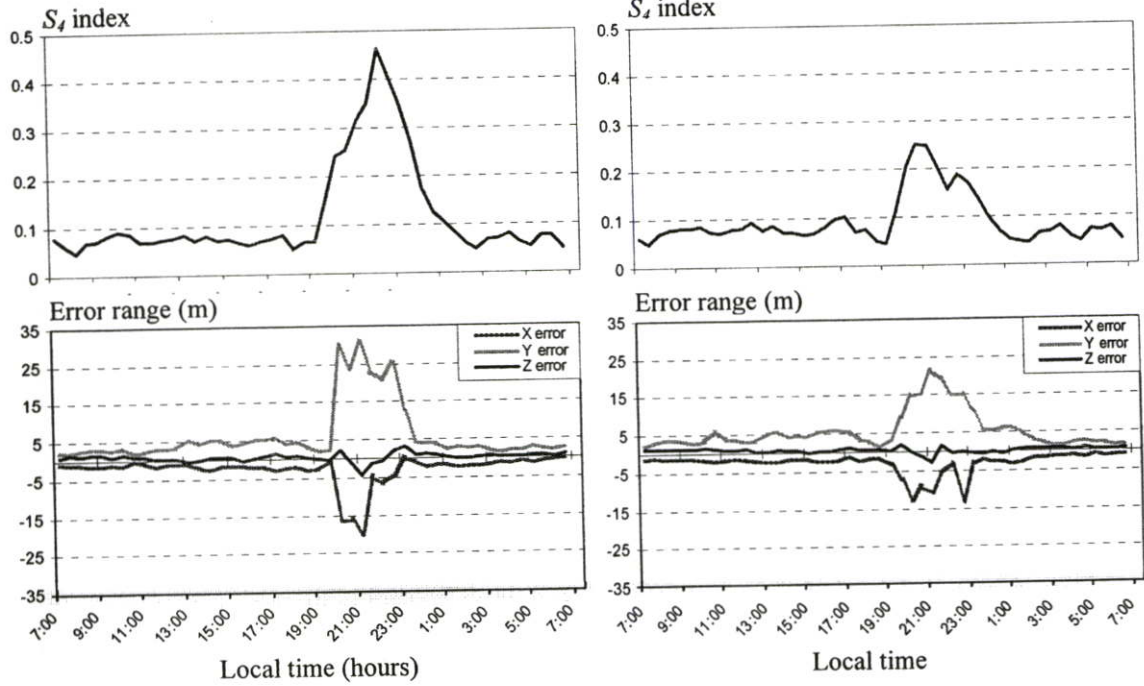


(ข)

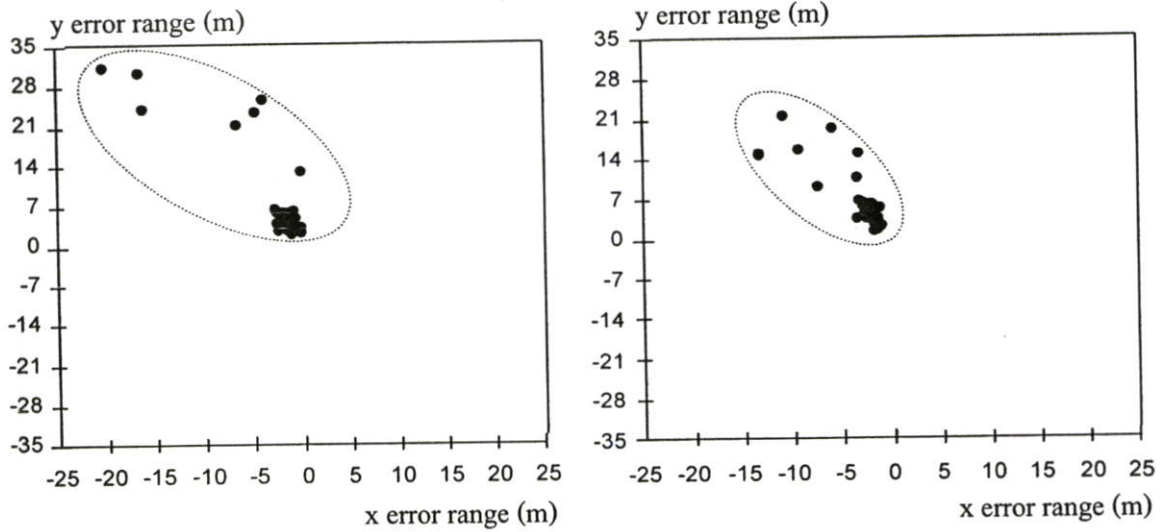
รูปที่ 4.9 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 12 และ 16 มีนาคม 2546 (ก) ค่าดัชนี S_4 และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน (ข) ลักษณะการกระจายตัวของพิกัด

14 เมษายน 2546

22 เมษายน 2546



(ก)

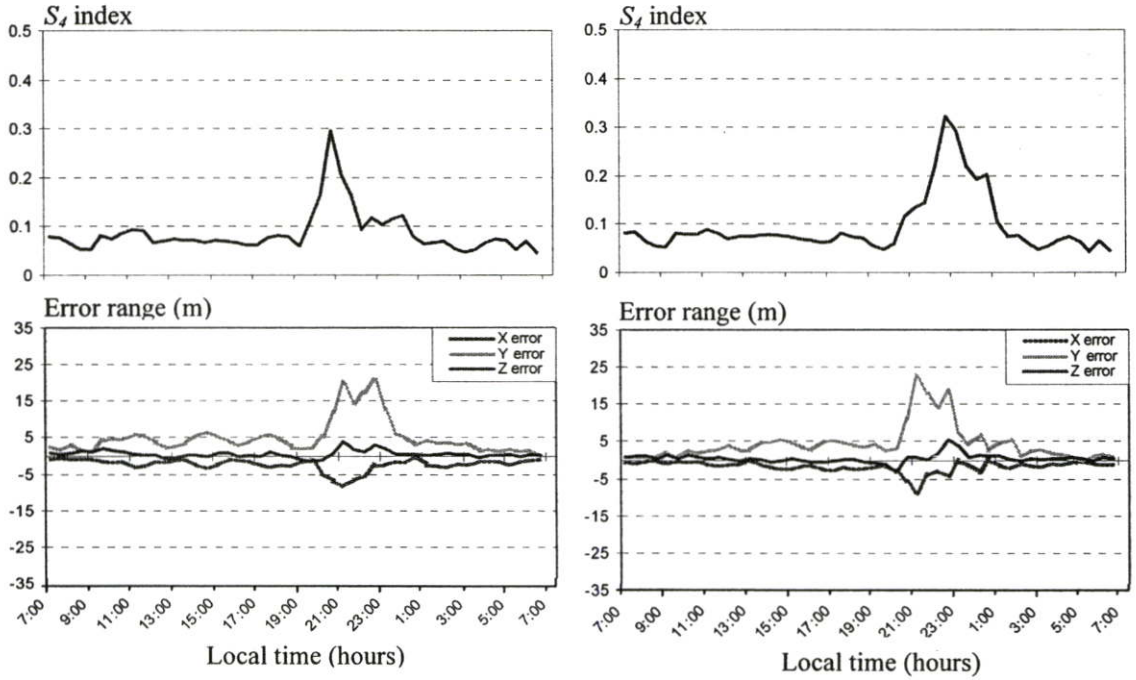


(ข)

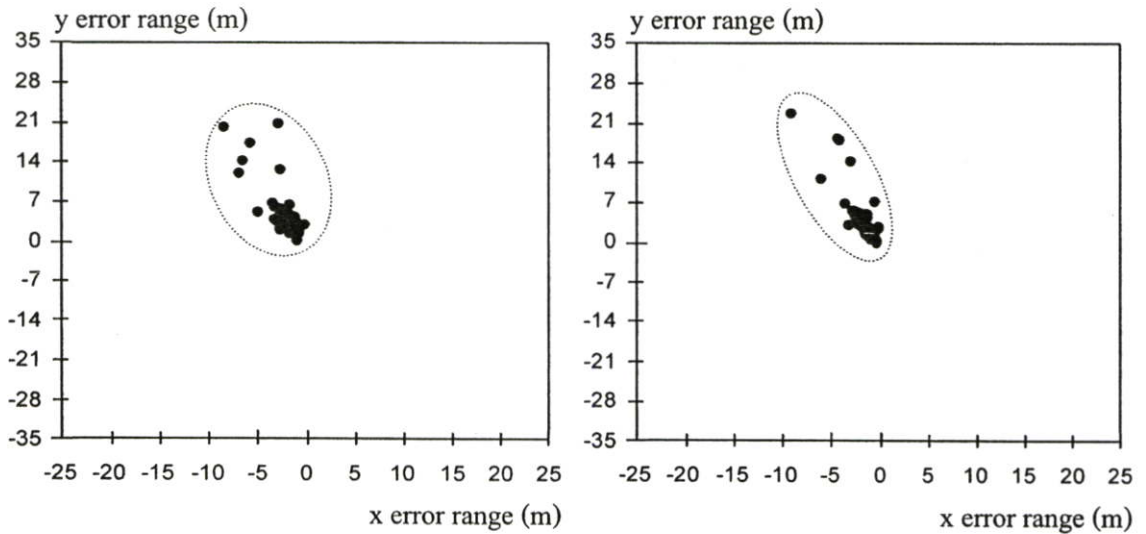
รูปที่ 4.10 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 14 และ 22 เมษายน 2546 (ก) ค่าดัชนี S_x และ ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน (ข) ลักษณะการกระจายของพิกัด

2 เมษายน 2547

3 เมษายน 2547



(ก)

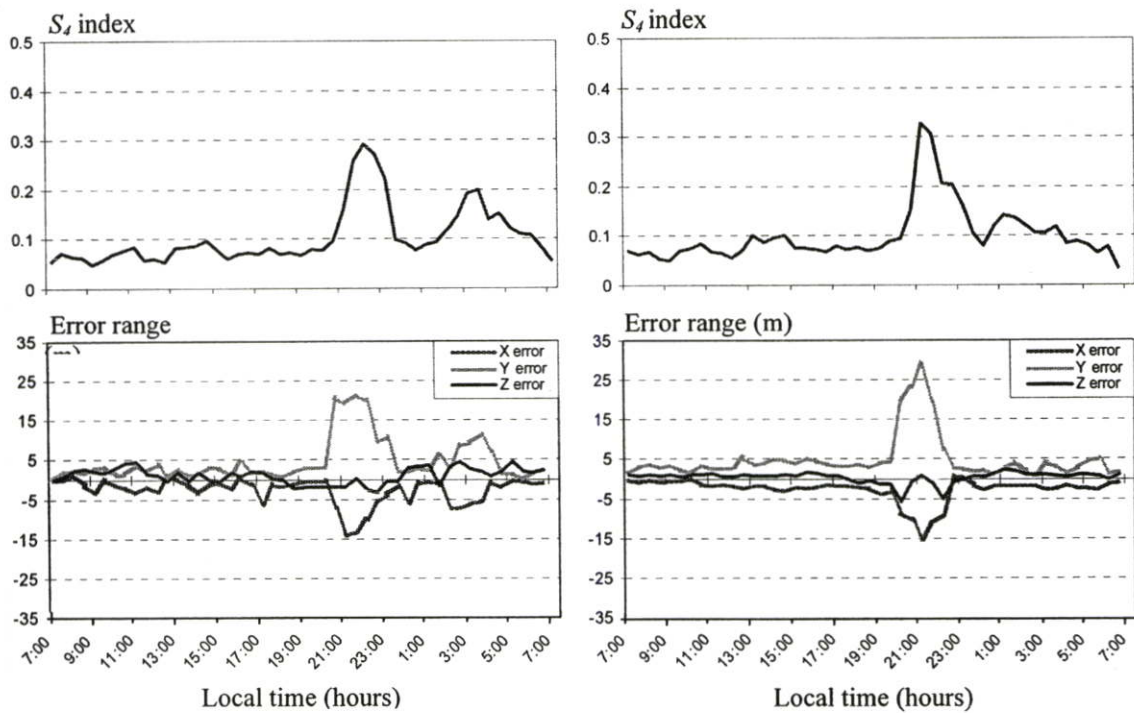


(ข)

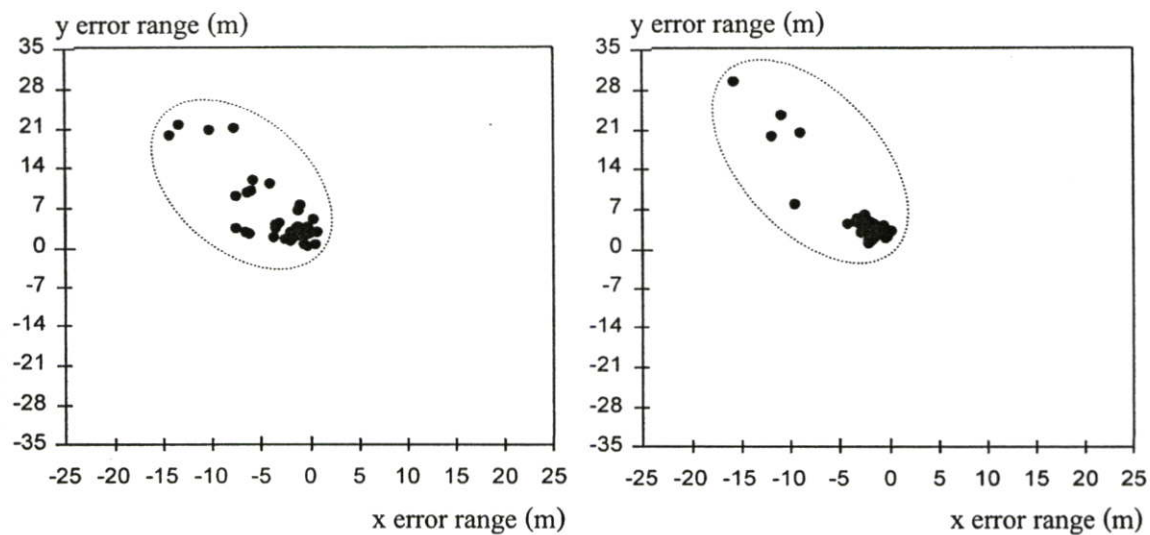
รูปที่ 4.11 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 2 และ 3 เมษายน 2547 (ก) ค่าดัชนี S_4 และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน (ข) ลักษณะการกระจายของพิกัด

9 เมษายน 2548

13 เมษายน 2548



(ก)

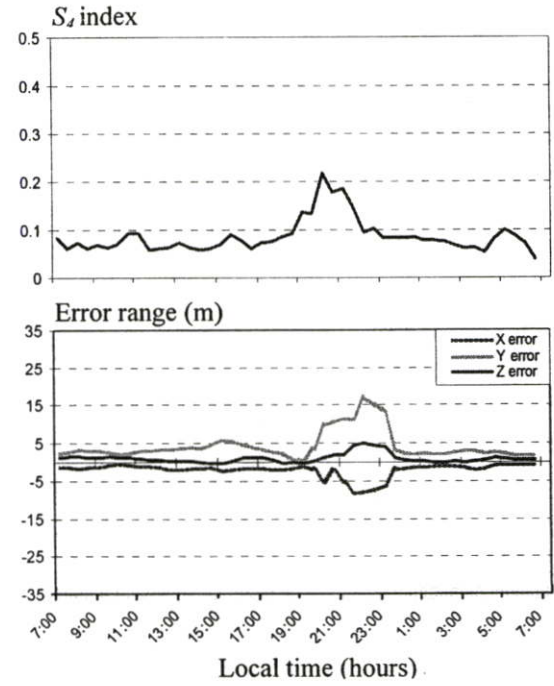
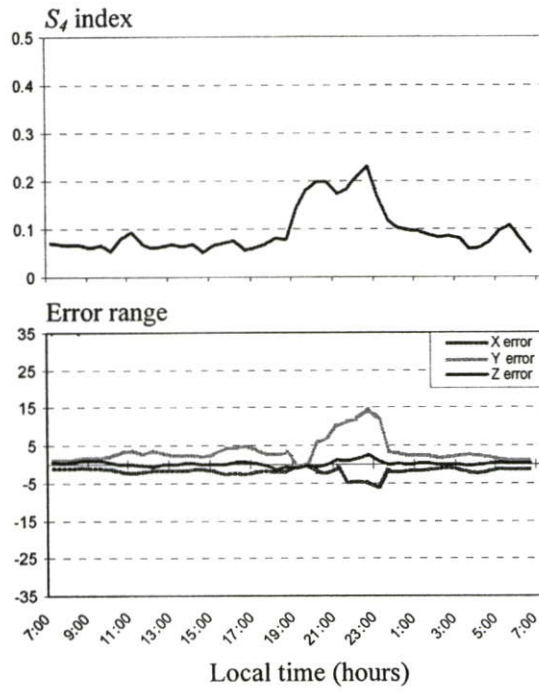


(ข)

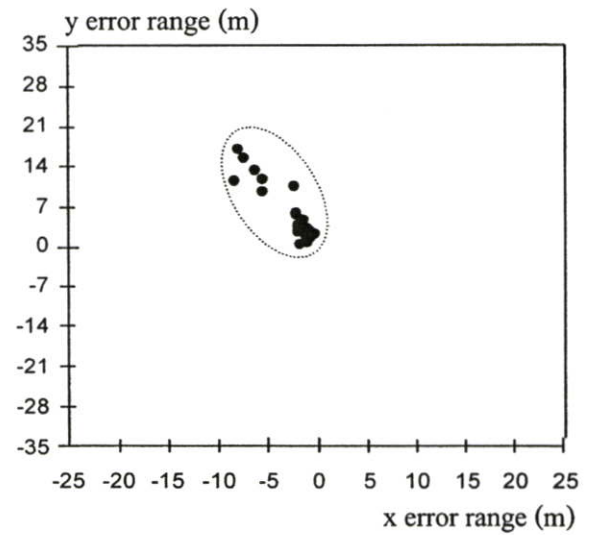
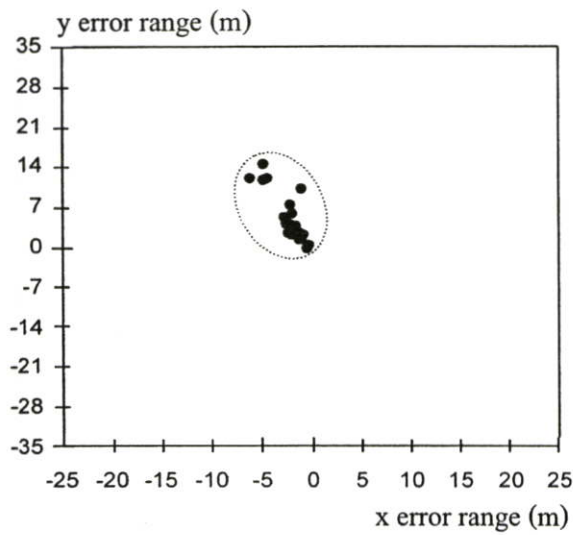
รูปที่ 4.12 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลง วันที่ 9 และ 13 เมษายน 2548 (ก) ค่าดัชนี S_4 และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน (ข) ลักษณะการกระจายของพิกัด

10 เมษายน 2549

14 เมษายน 2549



(ก)



(ข)

รูปที่ 4.13 ตัวอย่างวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงวันที่ 10 และ 14 เมษายน 2549 (ก) ค่าดัชนี S_j และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน (ข) ลักษณะการกระจายของพิกัด

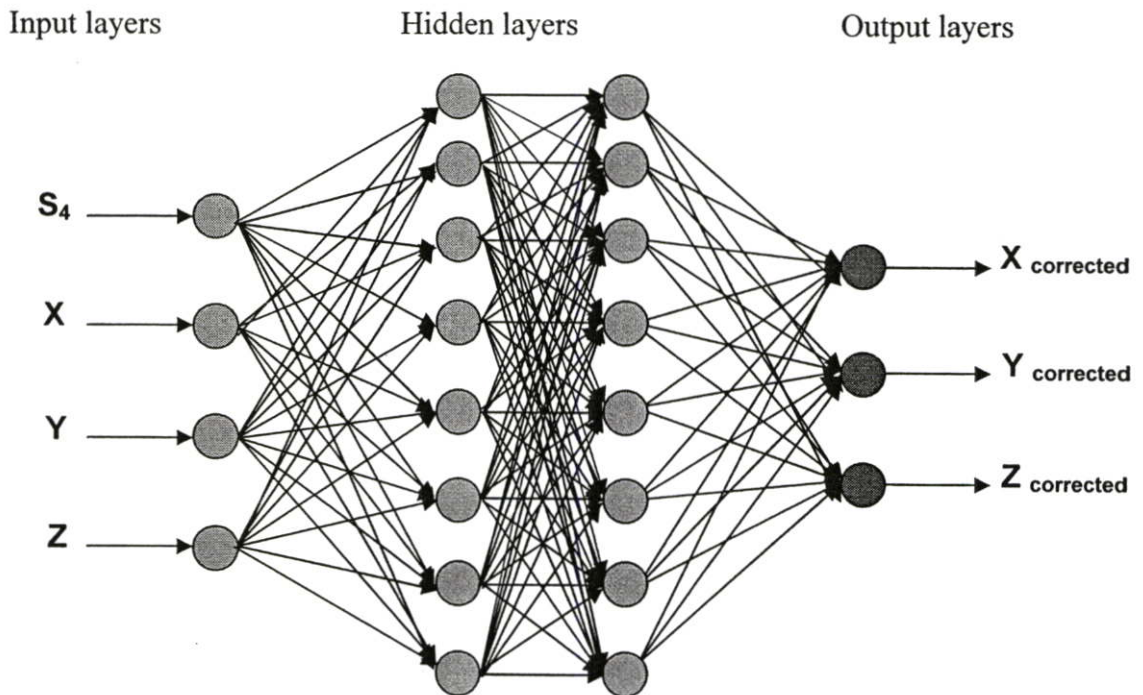
รูปที่ 4.9-4.13 แสดงตัวอย่างวันที่เกิดปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันที่มีระดับความรุนแรงที่แตกต่างกัน ระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนและลักษณะการกระจายตัวของพิกัดในแนวแกน x และแนวแกน y จากรูปวันที่นำมาเป็นตัวอย่างในเดือนเมษายน ตั้งแต่ปี 2546 ถึงปี 2549 พบว่าระดับความรุนแรงสูงสุดของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันอยู่ที่ปี 2546 ประมาณ 0.45 และมีระดับลดลงเรื่อยๆ จนถึงปี 2549 ระดับความรุนแรงสูงสุดอยู่ที่ประมาณ 0.2 ซึ่งเหตุการณ์นี้ได้รับอิทธิพลมาจากการลดลงของจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ในแต่ละปี ซึ่งปี 2549 กำลังอยู่ในช่วงขาลงต่ำสุดของวัฏจักรสุริยะ สัญญาณจึงได้รับผลกระทบน้อย ดังนั้นจึงนำตัวอย่างวันที่เห็นชัดเจนมาเป็นตัวอย่าง

จากเหตุผลที่กล่าวมาเป็นผลให้ระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนเปลี่ยนแปลงตามระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ซึ่งถ้าหากระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันมีความรุนแรงตั้งแต่ 0.2 ขึ้นไปจะส่งผลให้ระยะเวลาของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS มีระยะคลาดเคลื่อนสัมบูรณ์มากกว่า 10 เมตร จากการศึกษาวิจัยสามารถสรุปได้ว่าระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนนี้จะขึ้นอยู่กับค่าดัชนี S_4 กล่าวคือ เมื่อค่าดัชนี S_4 มีค่าสูงหรือมีความรุนแรงมาก ระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนส่วนใหญ่จะมีระยะที่มากไปด้วย ในทางกลับกันเมื่อค่าดัชนี S_4 มีค่าน้อยหรือมีความรุนแรงน้อย ระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนส่วนใหญ่จะมีระยะน้อยตามไปด้วยเช่นกัน และเมื่อนำระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนในแนวแกน x และแนวแกน y มาพล็อตกราฟเพื่อดูลักษณะการกระจายตัวของพิกัด พบว่าการกระจายตัวของพิกัดในวันที่ 14 เมษายน 2546 และตัวอย่างวันอื่นๆ ที่สัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน มีลักษณะการกระจายตัวเป็นวงกว้างและมีขนาดที่แตกต่างกันตามความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดสัญญาณอย่างกะทันหัน

4.5 การลดพิกัดคลาดเคลื่อนของเครื่องรับ GPS ด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียม

การเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน จะส่งผลให้การระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดการคลาดเคลื่อนจากพิกัดที่ถูกต้อง ทั้งนี้มีสาเหตุเนื่องมาจากสัญญาณดาวเทียม GPS เมื่อเดินทางผ่านกลุ่มความไม่สม่ำเสมอของอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ สัญญาณจะเกิดการหักเห แกว่งไปมาอย่างกะทันหัน ทำให้สัญญาณเดินทางถึงเครื่องรับช้ากว่าปกติ ส่งผลให้การคำนวณหาพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความคลาดเคลื่อนไปจากพิกัดที่ถูกต้อง ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้ทำการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ของค่าดัชนี S_4 และระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เพื่อนำไปแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อนของระยะเวลาที่คลาดเคลื่อนเหล่านี้ให้ถูกต้องหรือมีค่าใกล้เคียงกับพิกัดที่ถูกต้อง โดยใช้หลักการเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียม (Neural Network)

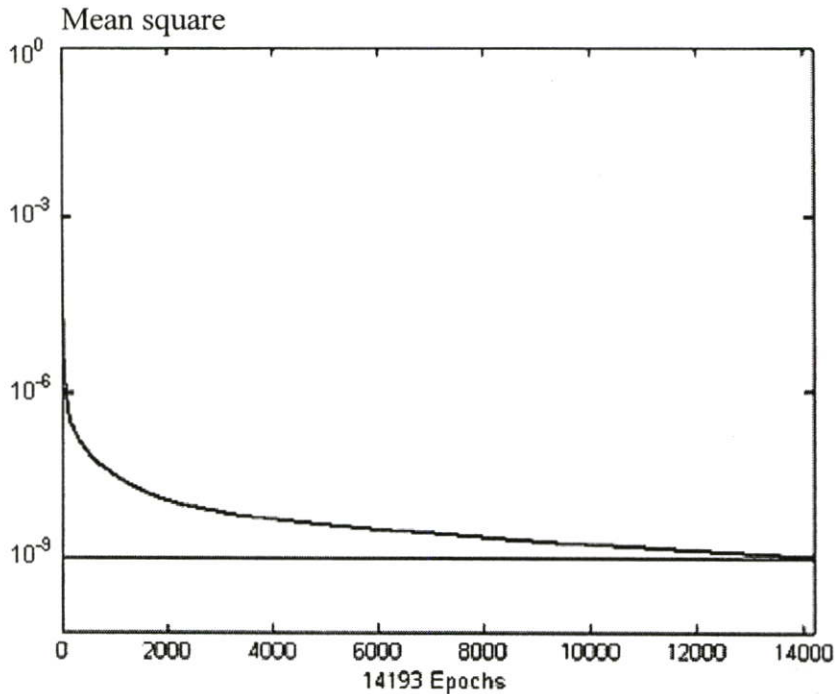
เมื่อทำการวิเคราะห์ความสัมพันธ์ระหว่าง ระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลง แอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันกับระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนแล้ว พบว่าค่าพารามิเตอร์เหล่านี้มีความสัมพันธ์กันเชิงสถิติ กล่าวคือ ถ้าหากการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันมีระดับความรุนแรงมาก ส่งผลให้ระยะพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS คลาดเคลื่อนไปจากพิกัดที่ถูกต้องมากตามไปด้วย หลังจากได้ความสัมพันธ์ของพารามิเตอร์เหล่านี้แล้วจึงนำค่าพารามิเตอร์เหล่านี้มาฝึกสอน โครงข่ายประสาทเทียม ตามภาคผนวก ค. ซึ่งลักษณะโครงข่ายประสาทเทียมที่ใช้สำหรับลดค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS แสดงดังรูปที่ 4.14



รูปที่ 4.14 โครงข่ายประสาทเทียมที่ใช้สำหรับงานวิจัย

จากรูปที่ 4.14 แสดงลักษณะของโครงข่ายประสาทเทียมที่ใช้สำหรับลดค่าระยะความคลาดเคลื่อนพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ซึ่งในโครงข่ายประสาทเทียมนี้จะประกอบไปด้วยชั้นของอินพุต ชั้นซ่อน และชั้นเอาต์พุต โดยในชั้นอินพุตมีจำนวน 4 อินพุต ได้แก่ ค่าดัชนี S_4 , ค่าพิกัด x y z ของเครื่องรับ และในชั้นเอาต์พุตจะแสดงเป็นพิกัด x y z ที่ลดค่าระยะความคลาดเคลื่อนแล้ว ในส่วนของชั้นซ่อนกำหนดให้มีจำนวน 2 ชั้นซ่อน และในแต่ละชั้นซ่อนมีจำนวน โหนด 8 โหนด ซึ่งจำนวนโหนดที่กำหนดขึ้นนี้ได้อ้างอิงกับงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการใช้งานโครงข่ายประสาทเทียมหลายงาน ซึ่งกล่าวว่า จำนวน โหนดในชั้นซ่อนที่เหมาะสมควรเป็นสองเท่าของจำนวน โหนดอินพุต

ซึ่งในกระบวนการแรก เริ่มต้นด้วยการป้อนค่าตัวแปรอินพุตที่ผ่านการวิเคราะห์ ความสัมพันธ์เชิงสถิติแล้วและค่าระยะพิกัดอ้างอิง ซึ่งก็คือ เอ๊าท์พุท ให้แก่โครงข่ายประสาทเทียม เพื่อฝึกสอนให้กับโครงข่าย โดยในขั้นตอนการฝึกสอนให้กับโครงข่ายนี้ได้กำหนดอัตราการเรียนรู้ (Learning rate) ของโครงข่ายเท่ากับ 0.01 และสัมประสิทธิ์โมเมนตัม (Momentum coefficient) เท่ากับ 0.1 โดยการฝึกสอนนี้ได้กำหนดค่าความผิดพลาดกำลังสองเฉลี่ย (Mean Square Error ; MSE) ที่สามารถยอมรับได้ ไว้ที่ 10^{-9} ซึ่งกราฟแสดงการฝึกสอนให้แก่โครงข่ายประสาทเทียม แสดง ดังรูปที่ 4.15

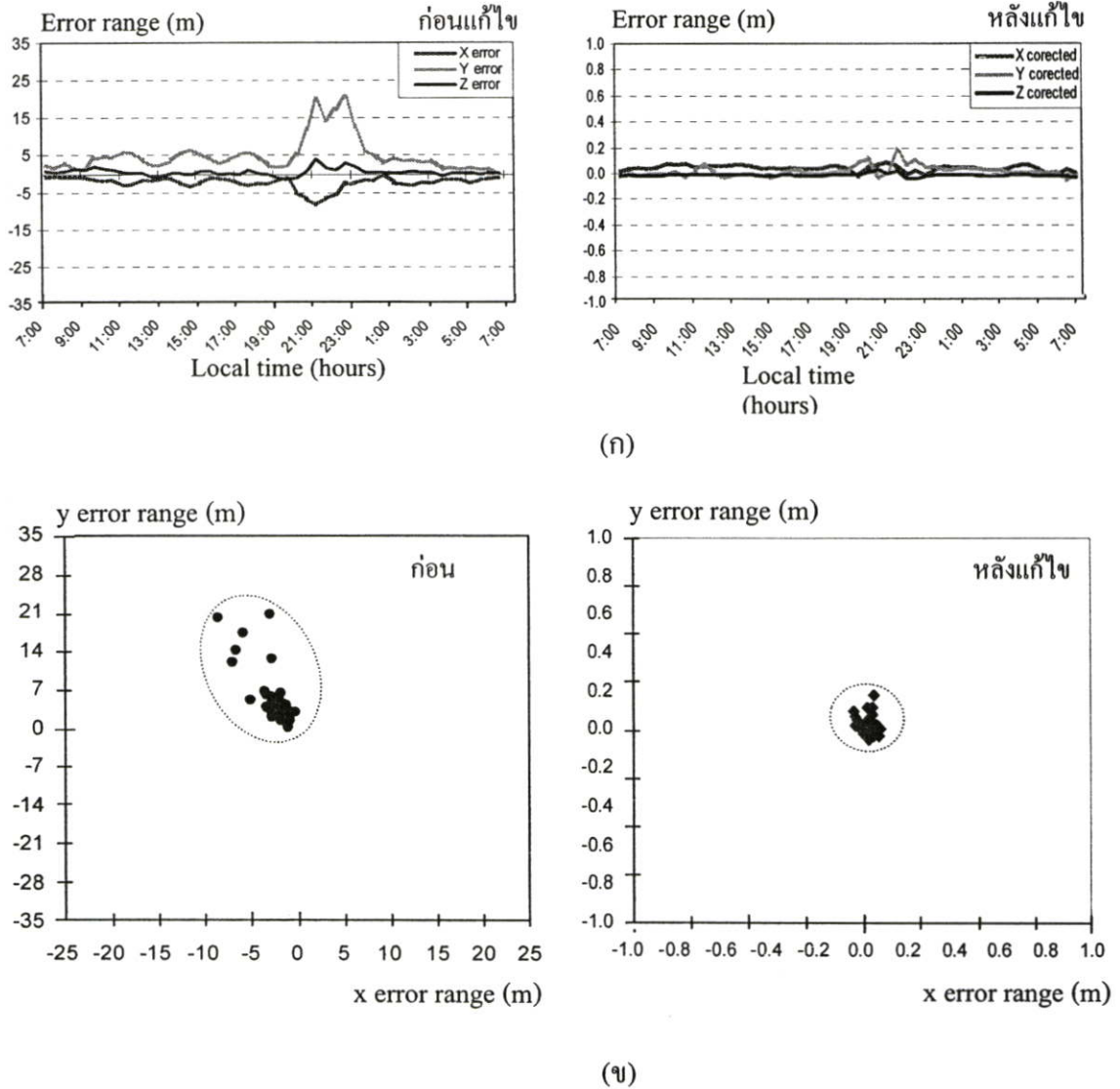


รูปที่ 4.15 กราฟแสดงการฝึกสอนโครงข่ายประสาทเทียม

จากรูปที่ 4.15 จะสังเกตเห็นว่าค่าความผิดพลาดกำลังสองเฉลี่ยมีค่าลดลง ดังเส้นกราฟ ซึ่งเกิดจากกระบวนการการฝึกสอนให้กับโครงข่าย กล่าวคือ โครงข่ายประสาทเทียมจะทำการเรียนรู้ความสัมพันธ์ของชุดข้อมูลอินพุตที่ป้อนเข้าไปให้แก่โครงข่ายและปรับค่าถ่วงน้ำหนัก (Weight) ของข้อมูลอินพุต เพื่อที่จะให้ได้ค่าเอ๊าท์พุทมีค่าเท่ากับค่าอ้างอิงหรือใกล้เคียง ในที่นี้ค่าอ้างอิงคือระยะพิกัดอ้างอิงของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS

หลังจากที่ฝึกสอนให้แก่โครงข่ายประสาทเทียมแล้ว และโครงข่ายสามารถเรียนรู้ความสัมพันธ์ของชุดข้อมูลอินพุตได้ ก็นำโครงข่ายดังกล่าวมาทำการทดสอบกับชุดข้อมูลอินพุตอื่นๆ โดยใช้โปรแกรมตามภาคผนวก ก. ซึ่งก็คือข้อมูล ค่าดัชนี S , ค่าระยะพิกัดในแนวแกน x แกน y และแกน z ที่เครื่องรับคำนวณได้ในวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่าง

กะทันหันอื่นๆ เพื่อดูว่าหลังจากที่ป้อนชุดข้อมูลเข้าไปแล้วค่าเอาต์พุตที่ได้จะมีค่าใกล้เคียงกับค่า
ระยะพิกัดที่ถูกต้องหรือไม่ ในที่นี้ขอยกตัวอย่างวันที่ 2 เมษายน 2547 ซึ่งเป็นวันที่สัญญาณเกิดการ
เปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันและพิกัดเกิดความคลาดเคลื่อนของพิกัดมาก ดังแสดงในรูป
ที่ 4.16

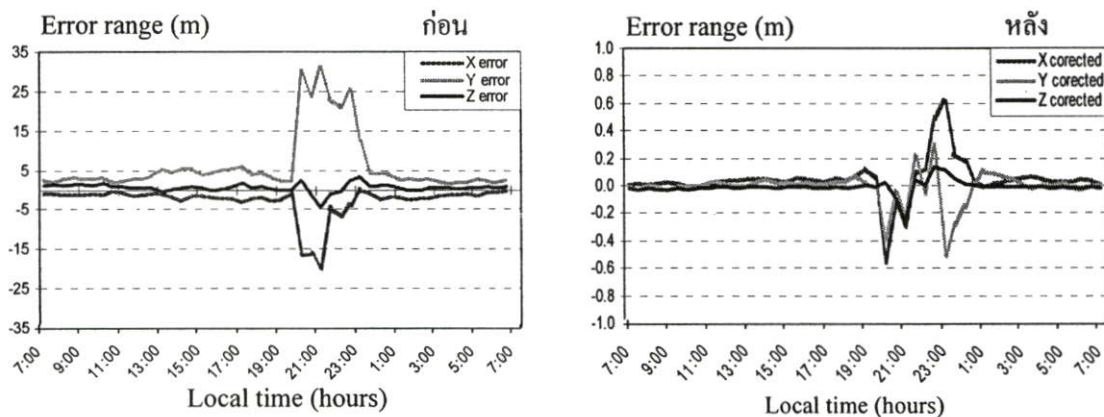


รูปที่ 4.16 ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน วันที่ 2 เมษายน 2547 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไขความ
คลาดเคลื่อน (ข) การกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไขความคลาดเคลื่อน

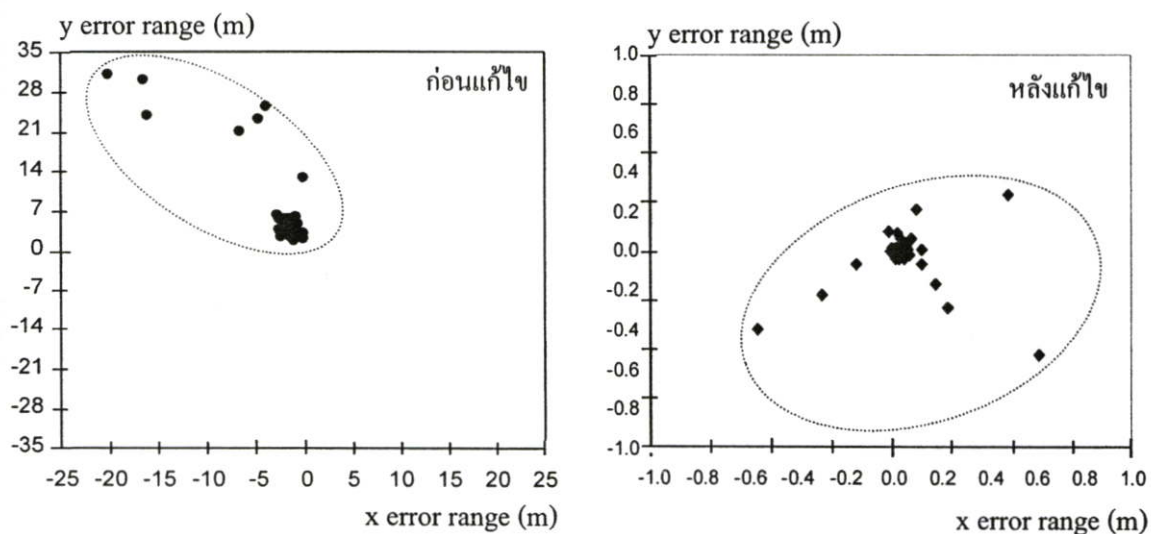
รูปที่ 4.16 แสดงระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนก่อนแก้ไขและหลังแก้ไขระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน
ด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียม ของวันที่ 2 เมษายน 2547 จากรูปจะสังเกตเห็นว่า ระยะพิกัดที่
คลาดเคลื่อนก่อนการแก้ไข จะมีระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสูงสุดในแนวแกน x ประมาณ 8 เมตร
ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสูงสุดในแนวแกน y ประมาณ 21 เมตร และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน

สูงสุดในแนวแกน z ประมาณ 4 เมตร และเมื่อพิจารณาในลักษณะของระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน สัมบูรณ์จะมีระยะประมาณ 22.8 เมตร แต่หลังจากที่แก้ไขค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนด้วยเทคนิค โครงข่ายประสาทเทียม พบว่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนมีค่าลดลงเกือบจะเท่ากับระยะพิกัดที่ ถูกต้อง ซึ่งระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสูงสุดในแนวแกน x ลดลงเหลือประมาณ 0.1 เมตร ระยะพิกัด ที่คลาดเคลื่อนสูงสุดในแนวแกน y ประมาณ 0.2 เมตร ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสูงสุดในแนวแกน z ประมาณ 0.05 เมตร และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสัมบูรณ์ลดลงเหลือประมาณ 0.22 เมตร ถ้า หากคิดเป็นร้อยละพบว่า ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนในแนวแกน x ลดลงร้อยละ 98.75 ระยะพิกัดที่ คลาดเคลื่อนในแนวแกน y ลดลงร้อยละ 99.04 ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนในแนวแกน z ลดลงร้อย ละ 98.75 และระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนสัมบูรณ์ลดลงร้อยละ 99.03 ซึ่งจากผลการวิเคราะห์ดังกล่าว สามารถสรุปได้ว่า ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ในวันที่ 2 เมษายน 2547 หลังจากที่ได้ผ่านแก้ไขด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียมแล้ว มีความคลาดเคลื่อนน้อยกว่า 1 เมตร และในวันอื่นๆ ที่ทำการลดระยะความคลาดเคลื่อนด้วยวิธีนี้ พบว่ามีระยะพิกัดที่ คลาดเคลื่อนน้อยกว่า 1 เมตร เช่นเดียวกัน ซึ่งความแตกต่างของระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนและ ลักษณะการกระจายตัวของพิกัดก่อนแก้ไขและหลังแก้ไขความคลาดเคลื่อนด้วยวิธี โครงข่าย ประสาทเทียม ในวันอื่นๆ แสดงดังรูปที่ 4.17 – 4.24

14 เมษายน 2546



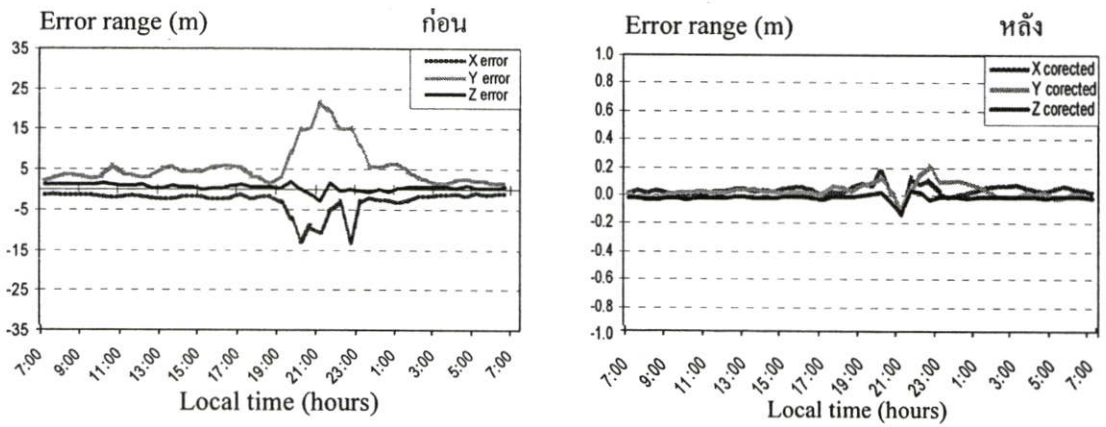
(ก)



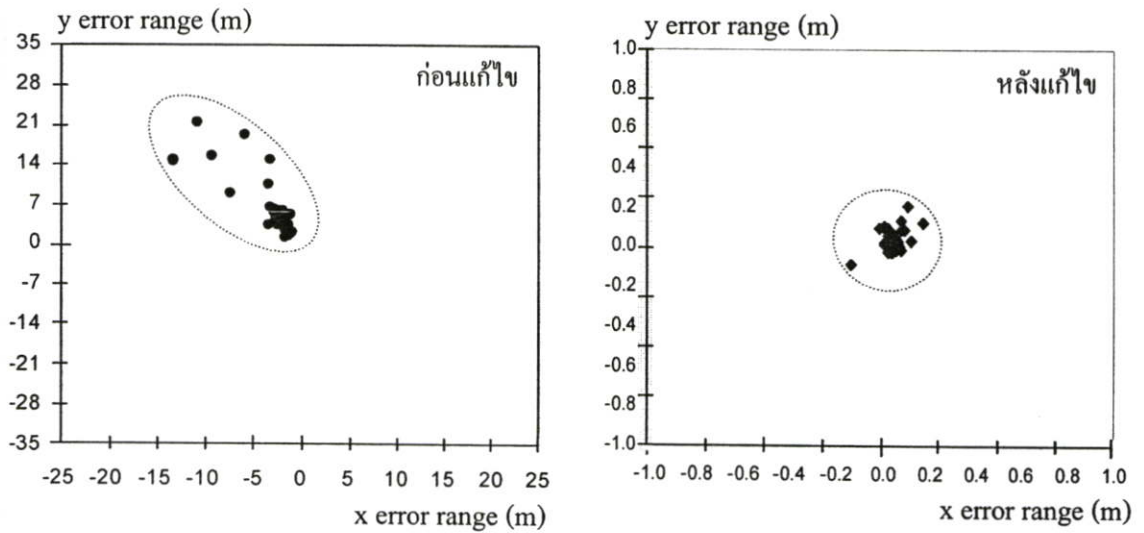
(ข)

รูปที่ 4.17 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 14 เมษายน 2546 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

22 เมษายน 2546



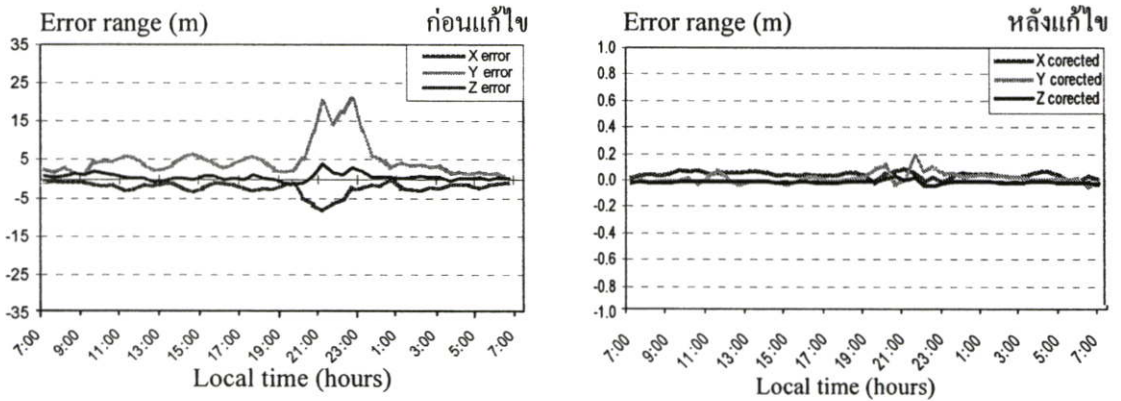
(ก)



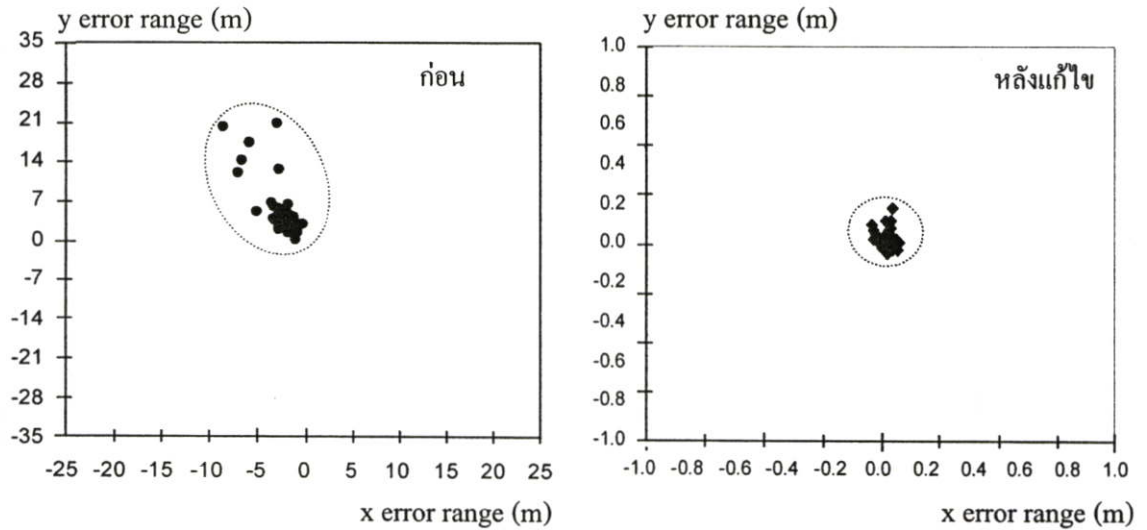
(ข)

รูปที่ 4.18 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 22 เมษายน 2546 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

2 เมษายน 2547



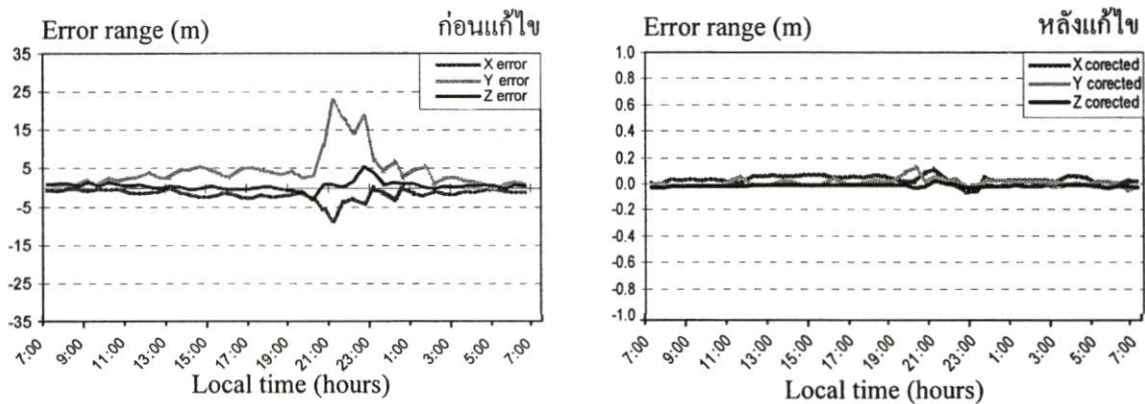
(ก)



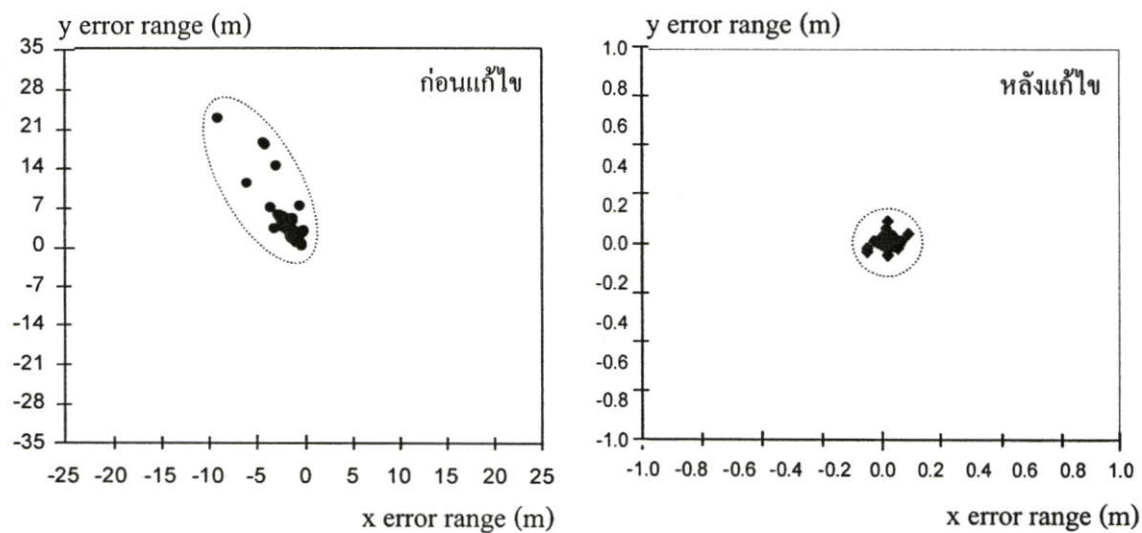
(ข)

รูปที่ 4.19 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 2 เมษายน 2547 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

3 เมษายน 2547



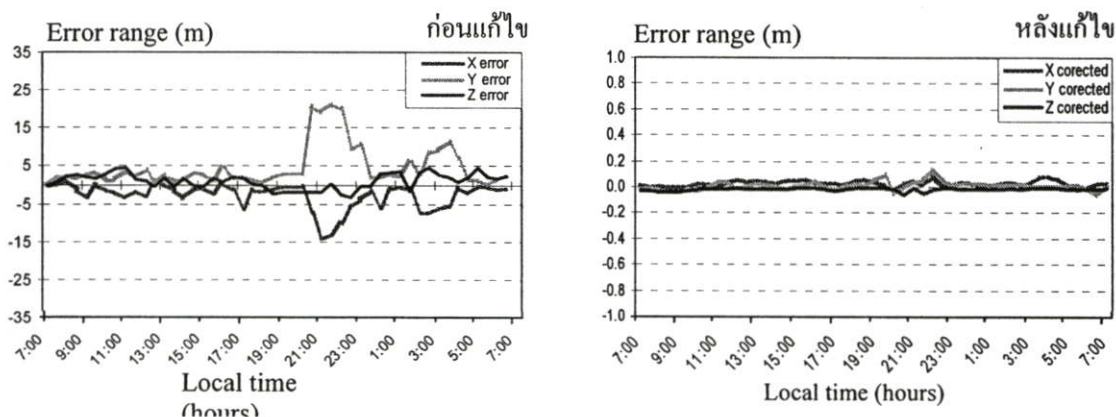
(ก)



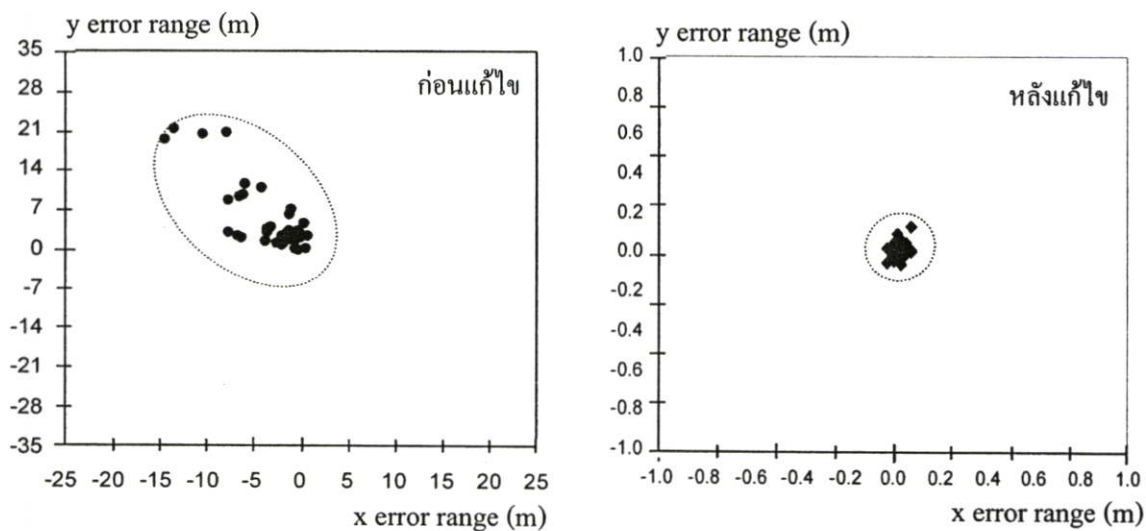
(ข)

รูปที่ 4.20 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 3 เมษายน 2547 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

9 เมษายน 2548



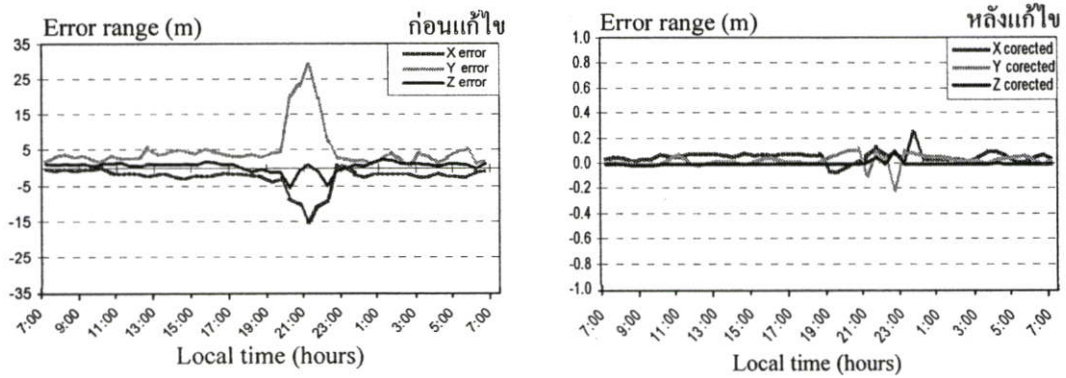
(ก)



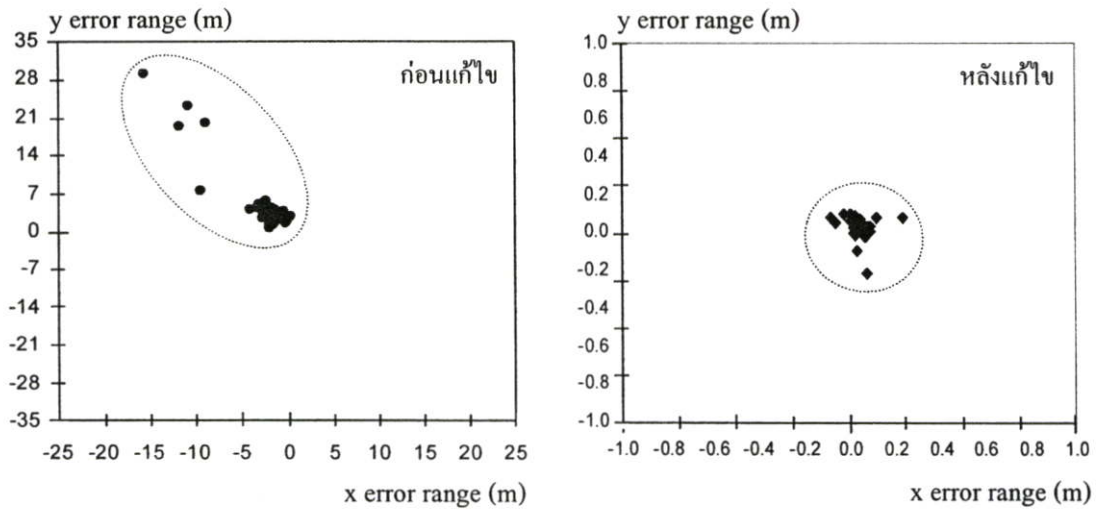
(ข)

รูปที่ 4.21 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 9 เมษายน 2548 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

13 เมษายน 2548



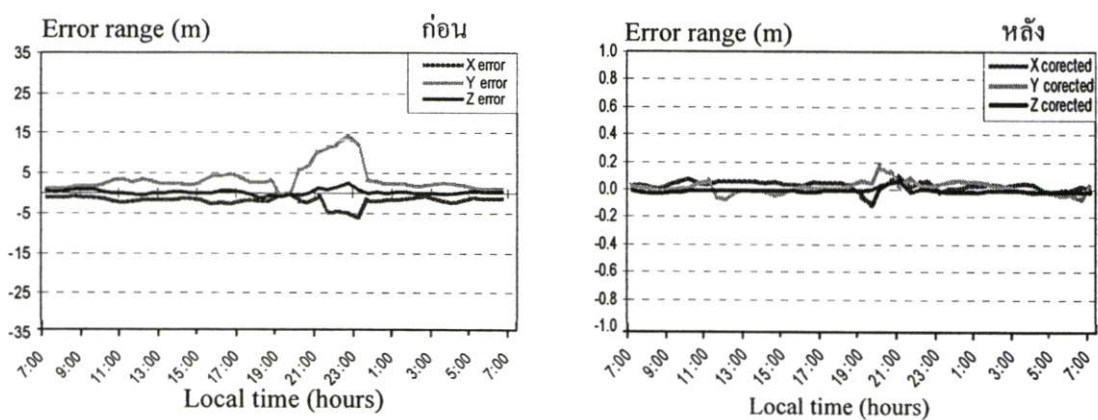
(ก)



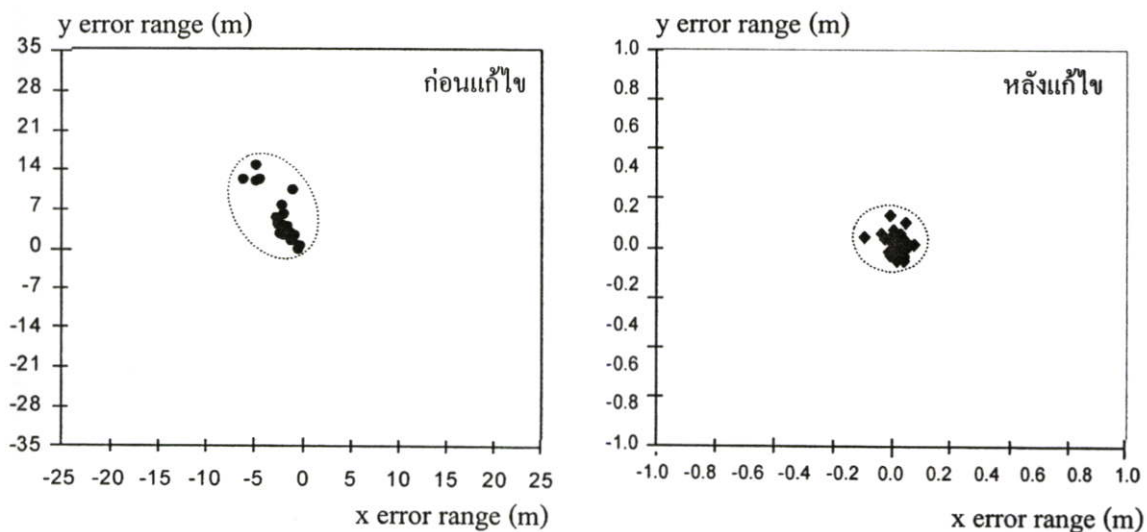
(ข)

รูปที่ 4.22 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 13 เมษายน 2548 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

10 เมษายน 2549



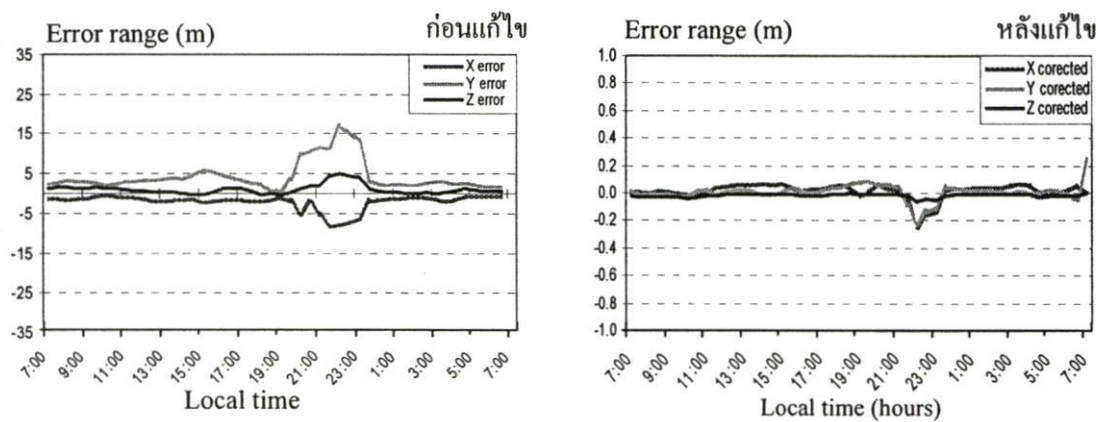
(ก)



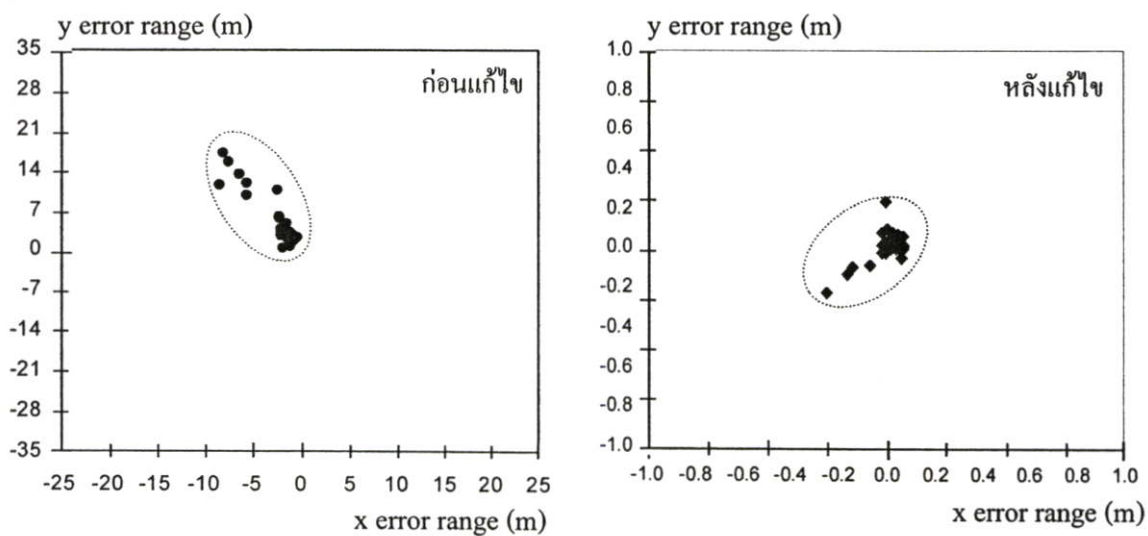
(ข)

รูปที่ 4.23 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 10 เมษายน 2549 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

14 เมษายน 2549



(ก)



(ข)

รูปที่ 4.24 ค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน และลักษณะการกระจายของพิกัดก่อนและหลังแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อน วันที่ 14 เมษายน 2549 (ก) ระยะพิกัดก่อนและหลังแก้ไข (ข) ลักษณะการกระจายพิกัดก่อนและหลังแก้ไข

รูปที่ 4.17 – 4.24 (ก) แสดงตัวอย่างวันที่ได้แก้ไขค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน จากรูปจะสังเกตเห็นว่าหลังจากที่แก้ไขค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียมแล้วนั้น ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนมีค่าลดลง หรือมีระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนไปจากพิกัดที่ถูกต้อง น้อยกว่า 1 เมตร ซึ่งระยะพิกัดใหม่ที่ได้หรือระยะพิกัดที่ได้รับการแก้ไขแล้วจะมีระยะพิกัดใกล้เคียงกับพิกัดที่ถูกต้อง

เมื่อนำระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนในแนวแกน x และแกน y หลังผ่านการแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อนด้วยเทคนิคโครงข่ายประสาทเทียมมาพล็อตกราฟแสดงการกระจายแบบสองมิติ ดังรูปที่ 4.17 – 4.24 (ข) จากรูปสังเกตเห็นว่าการกระจายตัวในแต่ละแกนจะอยู่ในช่วงระยะ ไม่เกิน 1 เมตร คือตั้งแต่ 0 ถึง 1 เมตร กล่าวคือการกระจายตัวของพิกัดหลังผ่านการแก้ไขมีลักษณะเป็นวงแคบกว่าการกระจายตัวของพิกัดก่อนการแก้ไขค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อน

บทที่ 5

สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการวิจัย

จากการศึกษาการเปลี่ยนแปลงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ซึ่งมีผลกระทบต่อการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS กล่าวคือทำให้การระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความคลาดเคลื่อน ซึ่งหากเกิดความคลาดเคลื่อนในการระบุพิกัดนี้ จะส่งผลให้เกิดความเสียหายต่องานที่ต้องอาศัยระบบ GPS นี้ ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงได้ทำการศึกษาวิเคราะห์ เพื่อหาความสัมพันธ์ระหว่างการเปลี่ยนแปลงของชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ และผลกระทบต่อการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เพื่อนำไปปรับปรุงแก้ไขสำหรับลดผลกระทบหรือลดความคลาดเคลื่อนในการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ต่อไป ซึ่งจากการวิจัยสามารถสรุปได้ดังนี้

ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์เป็นชั้นบรรยากาศที่ประกอบไปด้วยโมเลกุลก๊าซต่างๆ เมื่อโมเลกุลก๊าซเหล่านี้ได้รับพลังงานจากดวงอาทิตย์ จะทำให้เกิดกระบวนการแตกตัวของโมเลกุลก๊าซกลายเป็นไอออนบวกและอิเล็กตรอนอิสระจำนวนมาก ซึ่งในการวิจัยการวัดปริมาณอิเล็กตรอนอิสระเหล่านี้จะวัดในรูปของจำนวนอิเล็กตรอนทั้งหมด ในช่วงเวลาพลบค่ำเป็นช่วงเวลาที่ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ได้รับพลังงานจากดวงอาทิตย์น้อย ไอออนบวกและอิเล็กตรอนอิสระเหล่านี้จะเกิดกระบวนการรวมตัวกันใหม่กลายเป็นโมเลกุลก๊าซเช่นเดิม และในช่วงเวลาหนึ่งอิเล็กตรอนอิสระจำนวนไม่น้อยที่ไม่สามารถรวมตัวกับไอออนบวกใหม่ได้ จึงเกิดเป็นกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระ ซึ่งกลุ่มความแปรปรวนนี้จะเกิดขึ้นในช่วงเวลาประมาณ 20.00 – 01.00 นาฬิกา และจากการศึกษาวิจัยนี้พบว่าจำนวนปริมาณอิเล็กตรอนอิสระเหล่านี้ จะมีจำนวนมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับวัฏจักรสุริยะ หรือจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ด้วย กล่าวคือเมื่อจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์มีค่ามากจะทำให้ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์มีค่ามากตามไปด้วย หรือปริมาณอิเล็กตรอนอิสระมีค่าแปรผันตามจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์ เหตุผลที่เกิดความแปรผันนี้เนื่องจากว่า เมื่อเกิดจุดดับบนดวงอาทิตย์จะมีสนามแม่เหล็กพุ่งจากส่วนกลางของจุดดับมีทิศทางพุ่งไปยังโลกซึ่งจะต้องผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งสนามแม่เหล็กนี้จะเป็นพลังงานของดวงอาทิตย์มีผลต่อการแตกตัวของโมเลกุลก๊าซในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งถ้าหากจำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์มีจำนวนมาก ค่าสนามแม่เหล็กก็ย่อมมีค่าสูงตามไปด้วย ดังนั้นจึงทำให้เกิดการแตกตัวของโมเลกุลก๊าซในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ที่มาก ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระจึงมีจำนวนมากตามไปด้วย ซึ่งใน 1 รอบ

ของวัฏจักรสุริยะนี้ มีช่วงเวลาประมาณ 11 ปี งานวิจัยนี้ทำการศึกษาข้อมูลตั้งแต่ปี 2546 ถึง 2549 ซึ่งเป็นช่วงขาลงของวัฏจักร หรือเป็นช่วงที่จำนวนจุดดับบนดวงอาทิตย์มีจำนวนลดลง จึงทำให้ปริมาณอิเล็กตรอนอิสระมีจำนวนน้อยลงไปด้วย ซึ่งจุดต่ำสุดของวัฏจักรสุริยะคือปี 2550 และเริ่มรอบวัฏจักรใหม่ตั้งแต่ปี 2551 เป็นต้นไป

จากการเกิดกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ดังกล่าว จะส่งผลกระทบต่อระบบการส่งสัญญาณดาวเทียม GPS ซึ่งใช้ย่านความถี่ L กล่าวคือ เมื่อสัญญาณดาวเทียม GPS ถูกส่งมายังเครื่องรับที่อยู่บนพื้นโลก จะต้องผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ ซึ่งมีกลุ่มความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระ ทำให้สัญญาณเกิดการแกว่งไปมาอย่างกะทันหัน ทำให้แอมพลิจูดของสัญญาณเกิดการเปลี่ยนแปลงอย่างกะทันหัน ซึ่งการเปลี่ยนแปลงดังกล่าวจะทำให้สัญญาณดาวเทียมใช้เวลาเดินทางถึงเครื่องรับมากกว่าปกติ ส่งผลให้การคำนวณพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความผิดพลาดหรือการระบุพิกัดเกิดความคลาดเคลื่อน ในงานวิจัยนี้การวัดค่าระดับการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันจะใช้ค่าดัชนี S_r เป็นตัววัดระดับความรุนแรง ซึ่งจากการศึกษาวิจัยพบว่าระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันจะขึ้นอยู่กับความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระ กล่าวคือ เมื่อเกิดความแปรปรวนของอิเล็กตรอนอิสระจำนวนมาก ระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันจะมีความรุนแรงมากขึ้นไปด้วย และจะเกิดในช่วงเวลาเดียวกันคือช่วงเวลาประมาณ 22.00 - 01.00 นาฬิกา ซึ่งความรุนแรงสูงสุดของการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่วัดได้ในช่วงที่ทำการวิจัยมีค่าประมาณ 0.45 ในวันที่ 14 เมษายน 2546

จากปรากฏการณ์การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันดังกล่าว พบว่าช่วงเวลาของวันที่เกิดการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณดาวเทียม การระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เกิดความคลาดเคลื่อนไปจากตำแหน่งที่ถูกต้อง เป็นระยะมากกว่า 10 เมตร ซึ่งระยะความคลาดเคลื่อนดังกล่าวจะขึ้นอยู่กับระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน กล่าวคือ การเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณมีระดับความรุนแรงมาก ส่งผลให้การระบุพิกัดของเครื่องรับมีความคลาดเคลื่อนมากตามไปด้วย หรือ ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนแปรผันตามระดับความรุนแรงของการเกิดการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน ซึ่งจากความสัมพันธ์ดังกล่าว งานวิจัยนี้จึงได้นำไปวิเคราะห์หาความสัมพันธ์เชิงสถิติ เพื่อนำไปสร้างเครื่องมือสำหรับลดค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS

งานวิจัยนี้ได้นำเทคนิค โครงข่ายประสาทเทียมมาเป็นเครื่องมือช่วยในการลดค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ด้วยการฝึกสอนโครงข่ายประสาทเทียมโดยใช้ข้อมูลความสัมพันธ์ระหว่างระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนกับระดับการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหัน ซึ่งผลการลดค่าระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนที่ได้พบว่า ระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนมีค่าลดลง

คือมีระยะพิกัดที่คลาดเคลื่อนน้อยกว่า 1 เมตร หรือมีความแม่นยำประมาณร้อยละ 99 ซึ่งจะใกล้เคียงกับพิกัดที่ถูกต้อง ทำให้การระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS มีความแม่นยำสูง

5.2 ข้อเสนอแนะ

เนื่องจากงานวิจัยนี้ทำการวิจัยอยู่ในช่วงกลางของวัฏจักรสุริยะ หรือช่วงที่จำนวนจุดดับของดวงอาทิตย์มีค่าลดลง ดังนั้นข้อมูลค่าระดับการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหันที่ใช้ในการวิจัยยังไม่ครอบคลุมกับค่าระดับที่เกิดขึ้นสูงสุดใน 1 รอบของวัฏจักรสุริยะ ทำให้การเรียนรู้ข้อมูลของโครงข่ายประสาทเทียมไม่ครอบคลุมไปด้วย ซึ่งผลที่ได้อาจจะเกิดความคลาดเคลื่อนบ้างเล็กน้อย เพื่อให้ผลที่ได้มีความแม่นยำขึ้นควรใช้ข้อมูลที่อยู่ในรอบของวัฏจักรสุริยะ หรือประมาณ 11 ปี และอีกประการหนึ่งควรที่จะศึกษาปัจจัยอื่นๆ ที่มีผลกระทบต่อการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS เช่น ผลกระทบเนื่องจากชั้นบรรยากาศโทรโพสเฟียร์ และผลกระทบที่เกิดขึ้นจากอุปกรณ์ เป็นต้น เพื่อใช้ความสัมพันธ์ของปัจจัยดังกล่าวเป็นพารามิเตอร์สำหรับแก้ไขค่าความคลาดเคลื่อนในการระบุพิกัดของเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ต่อไป

และเพื่อให้โครงข่ายประสาทเทียมสามารถใช้งานได้ดี และมีประสิทธิภาพ ควรมีการฝึกสอนและทดสอบโครงข่ายด้วยชุดข้อมูลจากหลายๆ พื้นที่ หรือหลายๆ พิกัด แล้วทำการเปรียบเทียบความถูกต้องของผลที่ได้ กับพิกัดอื่นๆ

ในการนำโครงข่ายประสาทเทียมไปใช้งานร่วมกับเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS นั้นจะต้องสร้างเป็นซอฟต์แวร์สำหรับเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS และเครื่องรับสัญญาณดาวเทียม GPS ดังกล่าวจะต้องสามารถวัดค่าระดับการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของสัญญาณอย่างกะทันหัน หรือ ระดับค่าดัชนี S_r ได้

เอกสารอ้างอิง

- [1] กัทธยา ธีรพัฒน์ไพบูลย์ “การลดความคลาดเคลื่อนในการบอกพิกัดของระบบ GPS เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงของชั้นบรรยากาศ” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมโทรคมนาคม บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2549.
- [2] ยรรยง ทรัพย์สุขอำนาจ, ระบบการหาดำแหน่งบนพื้นโลกด้วยดาวเทียม, พิมพ์ครั้งที่ 1, ประเทศไทย, 2546
- [3] Hofmann - Wellenhof B., H. Lichtenegger and J. Collin. **Global Positioning System Theory and Practice**. New York : Springer-Verlag Wien. 1994.
- [4] Bancroft S. “An algebraic solution of the GPS equation” IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol.21,1985.pp.56-59.
- [5] Louis J. Ipplito Jr., **Radio wave Propagation in Satellite Communications**, New York: Van Nostrand Reinhold Company, 1986.
- [6] Davies K., **Ionospheric Radio**, London: Peter Peregrinus Ltd. 1990.
- [7] อรอนงค์ เพชรนิ่ม. “การศึกษาการเปลี่ยนแปลงปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ในบริเวณใกล้เส้นศูนย์สูตรที่มีผลกระทบต่อสัญญาณดาวเทียม” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2542.
- [8] Johann Rudolph Wolf “sunspots and related phenomena for educational uses” National Portrait Gallery, Smithsonian Institution, Washington D.C.,(1816-1893)
<http://www.spaceweather.com/glossary/sunspotnumber.html>
- [9] David H. Hathaway. “The Solar Activity.” [Online]. Available:
<http://www.sec.noaa.gov/swn/>
- [10] Aarons J. “Global Morphology of Ionospheric Scintillations.” Proceedings of the IEEE, vol.70, no.4, April 1982.pp.360-378.
- [11] Allnutt J.E., **Satellite to Ground Radio wave Propagation Theory, Practice and System Impact at Frequencies above 1 GHz.**, London: Peter Peregrinus Ltd. 1989.
- [12] ผศ.ดร.เสรี สุภราทิตย์. “คู่มือการพยากรณ์น้ำโดยโครงข่ายใยประสาทเทียม” สถาบันพัฒนาการชลประทาน, พิมพ์ครั้งที่ 1, 2544.

- [13] ทรงพล ปราการรัตน์. “โปรแกรมรู้จำตัวอักษรไทยโดยใช้โครงข่ายประสาทเทียม” ปรินญา นิพนธ์วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ คณะวิศวกรรมศาสตร์, มหาวิทยาลัยอีสเทิร์นเอเชีย, 2548
- [14] ชนินทร์ เสงตระกุล. “การรู้จำตัวอักษรภาษาไทยและภาษาอังกฤษด้วยโครงข่ายประสาท เทียม” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ บัณฑิต วิทยาลัย, มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์, 2545
- [15] Jonathan Nichols, Andrew Hansen, Todd Walter and Per Enge. “High Latitude Measurements of Ionospheric Scintillation Using the NSTB.”, Proceedings of ION GPS-99.,1999.
- [16] เอกพล มิ่งขวัญ. “ปัจจัยที่ลดทอนความแม่นยำของจีพีเอสในภาวะที่มีความแปรปรวนของ บรรยากาศไอโอโนสเฟียร์สูงสุด” วิทยานิพนธ์วิทยาศาสตร์มหาบัณฑิต สาขาวิชาการศึกษา วิทยาศาสตร์ (คอมพิวเตอร์) บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหาร ลาดกระบัง, 2546
- [17] Goodman J. M. “A Resume of Anticipated FLEETSATCOM and GAPFILLER Scintillation Effects During the Peak of Solar Cycle 21 (1980-1982).” In Donnelly R. F (Ed.) “Solar terrestrial Predictions Proceedings IV.” US Govt. Printing Office, Washington DC. 1980.
- [18] กาญจนา เหล่าพิพัฒนา. “การศึกษาปริมาณอิเล็กตรอนในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์โดย ใช้สัญญาณดาวเทียม GPS” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2540
- [19] Whitney H. E., Malik C. and Aarons J. “A Proposed Index for Measuring Ionospheric Scintillation” Planet. Space Sci., vol. 17, 1969. pp.1069-1073.
- [20] Recommendation ITU-R P. 531-5. “Ionospheric Propagation Data and Prediction Methods Required for the Design of Satellite Services and Systems” 1999.
- [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] ปัทมา พุ่มชูศักดิ์, “การศึกษาคุณลักษณะการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดอย่างกะทันหันเนื่องจาก ชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ของสัญญาณดาวเทียม GPS” วิทยานิพนธ์วิศวกรรมศาสตร มหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมโทรคมนาคม บัณฑิตวิทยาลัย, สถาบันเทคโนโลยีพระจอม เกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2547
- [23] Michael Negnevitsky “Artificial Intelligence: A Guide to Intelligent Systems” Pearson Education Limited, Edinburgh Gate, England, (2005).

- [24] 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.
- [25] Briggs B.H. and Parkins I.A. "On the Variation of Radio Star and Satellite Scintillation with Zenith Angle." J. Atmos. Terr. Phys., 1963, pp.334-365.

ภาคผนวก

ภาคผนวก ก.
โปรแกรมแปลงข้อมูล S₄

```

pro gps_ext
line="
gpsfile=dialog_pickfile(title='Please select scintillation file',filter='*.dat')
for i=1,32 do begin
    pos=strpos(gpsfile, '\, /reverse_search)
    fnam=strmid(gpsfile,pos(0)+1,strlen(gpsfile)-pos(0))
    spawn, 'c:\gsv4000\bin2ascii /F '+fnam+' /O test.out /S '+strtrim(i,2)
    openr, unit1, /get_lun, 'test.out'
    fnam=strmid(fnam,0,strlen(fnam)-4)
    if (i lt 10) then begin
        fnam=fnam+'.S0'+strtrim(i,2)
    endif else begin
        fnam=fnam+'.S'+strtrim(i,2)
    endelse
    openw, unit2, /get_lun, fnam
    pos=0
    offset=0 & start=0
    while not eof(unit1) do begin
        readf,unit1, line
        if (strmid(line,0,5) eq '$POSA' and pos eq 0) then begin
            pos=1
            goto, label1
        endif
        if (strmid(line,0,5) eq '$POSA' and pos eq 1) then begin
            pos_split=strsplit(line,',',/extract)
            printf,unit2,'LOCATION = ',strmid(pos_split(3),0,10),' ',strmid(pos_split(4),0,10),'
',strmid(pos_split(5),0,7)
            point_lun, unit1,0

```

```

    pos=2
endif

if (pos eq 2) then begin
    if (strmid(line,0,5) eq '$ISMA') then begin
        ism_split=strsplit(line,',',/extract)
        if (float(ism_split(11)) gt 10) then begin
            start=fix(ism_split(2))
            offset=fix(ism_split(24))
        endif else begin
            printf,unit2,$

format='(i4,"",f9.2,"",i2,"",i8,"",f5.1,"",2(f4.1,""),7(f8.4,""),f8.2,"",f7.2,"",6(f8.4,""))',$
        fix(ism_split(1)),float(ism_split(2)),fix(ism_split(5)),$
        fix(ism_split(2))-start+offset,float(ism_split(6)),float(ism_split(7)),float(ism_split(8)),$
        float(ism_split(9)),float(ism_split(10)),float(ism_split(11)),float(ism_split(12)),$
        float(ism_split(13)),float(ism_split(14)),float(ism_split(15)),float(ism_split(16)),$
        float(ism_split(17)),float(ism_split(18)),float(ism_split(19)),float(ism_split(20)),$
        float(ism_split(21)),float(ism_split(22)),float(ism_split(23))

    endelse
    endif
endif

label1:
    endwhile

    free_lun, unit1
    free_lun, unit2

    spawn, 'del test.out'
endfor
end

```

ภาคผนวก ข.

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 Ellipsoid	6,378,137.000	6,356,752.3141	WGS84, ITRS, ETRS89.

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 (metres), 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

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

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

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

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

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.

$$\phi \quad 52^\circ 39' 27.2531'' \text{ N}$$

$$\text{Longitude} \quad 1^\circ 43' 4.5177'' \text{ E}$$

$$H \quad 24.700 \text{ m}$$

$$e^2 \quad 6.6705397616\text{E-}03$$

$$v \quad 6.3910506260\text{E+}06$$

$$x \quad 3,874,938.849 \text{ m}$$

$$y \quad 116,218.624 \text{ m}$$

$$z \quad 5,047,168.208 \text{ m}$$

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
y 116,218.624 m
z 5,047,168.208 m

e^2 6.6705397616E-03
Initial ϕ 9.1904799045E-01 rad
 v 6.39105062630E+06
2nd ϕ 9.1904797796E-01 rad
 v 6.3910506260E+06
3rd ϕ 9.1904797793E-01 rad

ϕ 52°39'27.2531'' N
 λ 1°43'4.5177'' E
 H 24.700 m

x 3,874,938.849 m
y 116,218.624 m
z 5,047,168.208 m

ภาคผนวก ค.

โปรแกรมฝึกสอนและทดสอบโครงข่ายประสาทเทียม

สำหรับฝึกสอน

```

s=in_nor;
u=out_nor;
pn=s';
tn=u';

net=newff(minmax(pn),[8,8,3],{'logsig','logsig','logsig'},'trainlm');
net.trainParam.show=10;
net.trainParam.lr=0.01;
net.trainParam.epochs=20000;
net.trainParam.goal=0.000000001;
net.trainParam.mc=0.1;
[net,tr]=train(net,pn,tn);

save('C:\MATLAB6p5\work\train_neural(1e-9).mat','net');

```

.....

สำหรับทดสอบ

```

load('C:\MATLAB6p5\work\train_neural(1e-9).mat');
ss=test_in_nor;
ppn=ss'
an=sim(net,ppn);
a=an';
save test_output.xls a -ascii

```

ภาคผนวก ง.**บทความวิจัยที่เกี่ยวข้องกับวิทยานิพนธ์และได้รับการตีพิมพ์**

1. “Scintillation effect to GPS Receiver Position and Error Reduction” The 1st Joint International Conference on Information and Communication Technology (JICT 2007), Vientiane , Laos PDR , 19-21 December 2007.
2. “Mitigate the GPS position error by neural network technique” International Conference on Instrumentation, Control and Information Technology (SICE Annual Conference 2008), Tokyo , Japan , 20-22 August 2008.

**JICT
2007**

Proceedings

Joint International Conference on Information Communication Technology



JICA



**TOKAI
UNIVERSITY**



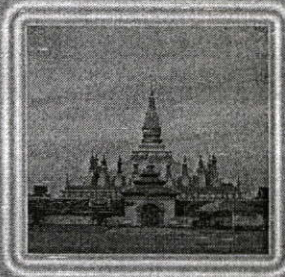
**MEIJI
UNIVERSITY**

**ECTI
Association**

日本シミュレーション学会
JSST
Japan Society for Simulation Technology

19-22 December 2007

Donchan Palace Hotel, Vientiane, Lao PDR



JICT
2007

JICT
2007

JICT
2007

JICT
2007

JICT
2007

JICT
2007

JICT
2007

Scintillation effect to GPS Receiver Position and Error Reduction

Sarawut Nontasud, Narong Hemmakorn, Nipha Leelarujt

Faculty of Engineering and Research Center for Communications and Information Technology
King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMITL), Bangkok, 10520, Thailand,
Email:sarawut@eau.ac.th, knipa@kmitl.ac.th, khnarong@kmitl.ac.th

ABSTRACT

This paper presents the study on the impact of scintillation on GPS accuracy since January 2003 to December 2005. From the results, the GPS receiver shows more than 10 meters deviation from correct position during the scintillation phenomena occur. This paper introduces the method, which is a function of the S_4 index, to decrease the error range due to the scintillation by less than 10 meters.

Keywords: Ionosphere, amplitude scintillation, satellite signal, S_4 index, Regression analysis

1. INTRODUCTION

The ionosphere is a region of the atmosphere at an altitude of several 100 kilometers whose defining feature is the presence of free electrons stripped from atoms or ionization by solar ultraviolet radiation. As a dispersive medium that lies on the signal path GPS satellites and the users. The ionosphere refracts the broadcast RF wave by an amount proportional to the total electron content (TEC) along its path and as a function of the signal frequency. This error term is on the order of meters and affects to GPS users worldwide.

Observed ionospheric behavior varies over the earth and can be generalized into auroral, mid-latitude, and equatorial areas. The geographic bands 10-15° north or south of the magnetic equator are referred to as the equatorial anomaly region, due to the occurrence of the Appleton anomaly. This anomaly is a daily evening-time peak in TEC that follows the local midday peak. The anomaly peak is both spatially and temporally highly variable and may reach higher magnitude than the midday peak. Small spatial irregularities in the ionosphere typically develop during and after the Appleton anomaly. These small-scale irregularities in electron density can diffract the signal, leading to rapid fluctuations in signal intensity, known as amplitude scintillation has effect to GPS receiver position error.

2. EXPERIMENT METHODOLOGY

2.1 Observation

This experiment measures the ionospheric TEC data from TEC meter (JAVAD) and receive signals from the GPS satellites. The receiver installed at KMITL, Thailand (longitude 100.8°E, latitude 13.7°N) by using GPS Ionospheric Scintillation Monitor (GSV4000) and

processing unit to determine S_4 index. The system of measurement TEC and scintillation are shown in Figure. 1

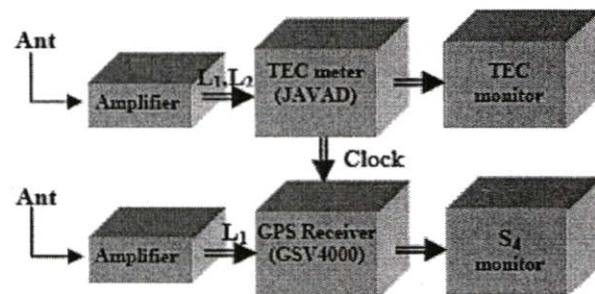


Figure. 1 Diagram of measurement TEC and Scintillation system

2.2 Global Positioning System (GPS)

Four satellites (normal navigation) can be used to determine three position dimensions and time. Position dimensions shown in Figure.2 are computed by Least-Squares solution for the receiver in earth-centered, earth-fixed X,Y,Z coordinates follow equations (1),(2),(3) and (4) of GPS satellites. The pseudo range from each satellite to receiver is calculated by equation (6).

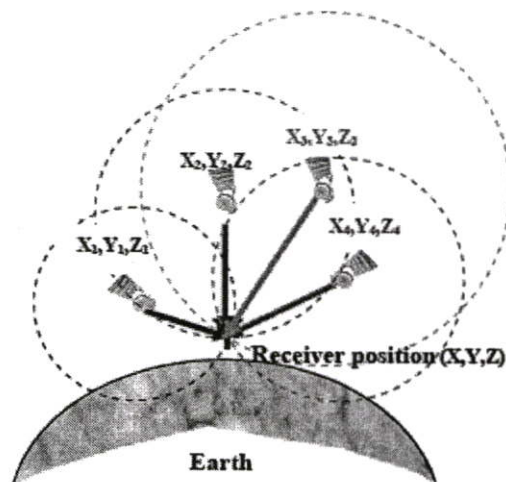


Figure. 2 Satellite's position and GPS receiver

$$(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 + \text{error} = \rho_1^2 \quad (1)$$

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

$$(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 + error = \rho_3^2 \quad (3)$$

$$(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2 + error = \rho_4^2 \quad (4)$$

$$\text{or} \\ (x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 + error = \rho_i^2 \quad (5)$$

When x_i, y_i, z_i is satellite position

x, y, z is GPS receiver position

ρ_i is pseudo-range

$error$ is other error (clock bias etc.)

ρ (Pseudo-range) can be computed by following equation

$$\rho = c * \Delta t \quad (6)$$

When c is light velocity: 2.9979×10^8 m/s

Δt is duration time from satellite to receiver (s)

2.3 Sun spot number

An observer computes a daily sunspot number by multiplying the number of groups and then adding this product to total count of individual spots, same way that Johann Rudolph Wolf. Many refer to the sunspot number as a Wolf number or count (or as a Zurich Sunspot Number). The results, however, vary greatly, since the measurement strongly depends on observer interpretation and experience on the stability of the earth's atmosphere above the observing site. Moreover, the use of earth as a platform from which to record these numbers contributes to their variability, because the sun rotates and the evolving spot groups are distributed unevenly across solar longitudes. This cause to the variation of free electron ionized in Ionosphere.

Sunspot counts rise and fall approximately every 11.1 years. The cycle, though, is not symmetrical, for the spot count takes on the average about 4.8 years to rise from a minimum to a maximum and another 6.2 years fall to a minimum once again. The largest annual mean numbers (123.3) occurred in 2000[4] show in Figure.3.

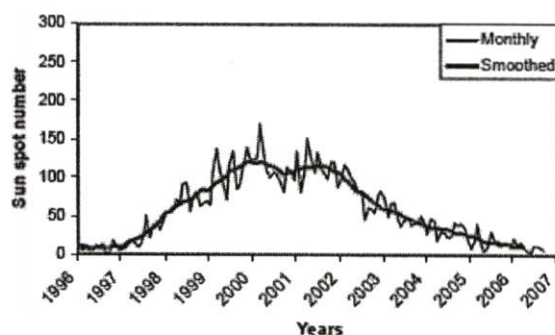


Figure.3 Annual mean sunspot numbers 1996-2007 [4]

2.4 Scintillation

The scintillation occurs when the GPS satellite signal travels through small-scale irregularities in electron

density in the ionosphere, typically in the evening and nighttime in equatorial regions. Frequent scintillation and high rates are changing in Total Electron Content (TEC), cause loss of lock to dual frequency and even single frequency receiver shown in Figure. 4. At these time GPS users in low latitude can experience decreased levels of accuracy and confidence in stand-alone positioning.

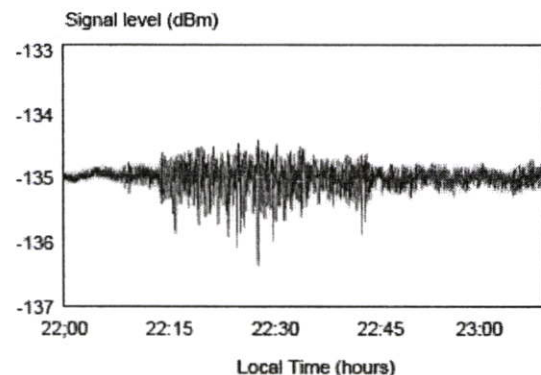


Figure.4 Scintillation impact on GPS signal

The scintillation determine by S_4 index can be computed by following (7) [5]

$$S_4 = \left[\frac{\langle A^2 \rangle - \langle A \rangle^2}{\langle A \rangle^2} \right]^{1/2} \quad (7)$$

When A is signal level random 50 Hz

$\langle \rangle$ is parameter average in one minute

2.5 TEC measurement

The delay time of satellite signal while pass through the irregularity of ionosphere or T_{ion} (ns) is depend on the amount of free electron in the propagation path or N_e (m^{-2}) and counter frequency f_c . The principle of calculation is as follow (8)

$$T_{ion}(f_c) = 134 \cdot N_e / f_c^2 \quad (8)$$

The difference of delay time from L1 and L2 frequency is ΔT_{ion}

$$\Delta T_{ion} = 134 \cdot N_e \left[\frac{1}{f_{L2}^2} - \frac{1}{f_{L1}^2} \right] \quad (9)$$

Then the total electron content is the correlation of P-code of L1 and L2 signal. The parameters shown in TEC meter are including vertical TEC and slant TEC. These papers propose only vertical TEC.

Figure.5 is the diurnal variation of vertical TEC received from various satellites on 2003. It could be observed clearly that in the night time during 20:00-2:00hr. The violent fluctuation of the TEC occurred corresponding to the nighttime scintillation. Because

during nighttime electron density in the ionosphere is not uniform and that may be a factor for scintillation.

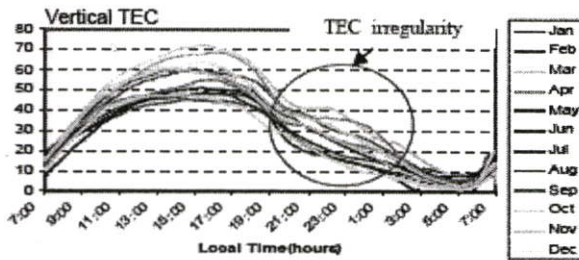


Figure. 5 TEC irregularity

3. RESULT

3.1 Result of scintillation effect to GPS receiver position

This research used data S_4 index and TEC on April 2003 for scintillation and TEC analysis on daily and monthly which effect to position error. The strong scintillation occurred during this period.

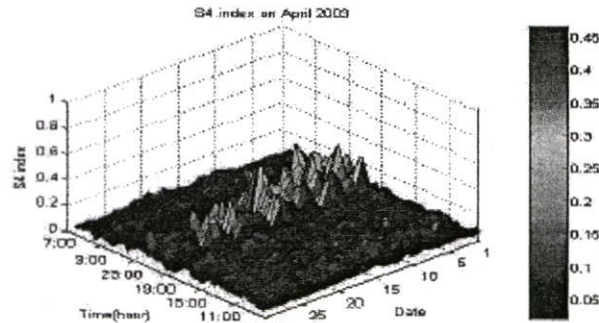


Figure. 6 S_4 Index

Figure.6 shown the diurnal variation on April 2003. The nighttime scintillation usually appears around 20:00-2:00hr. The strong scintillation generally occurs during 21:00-01:00hr.

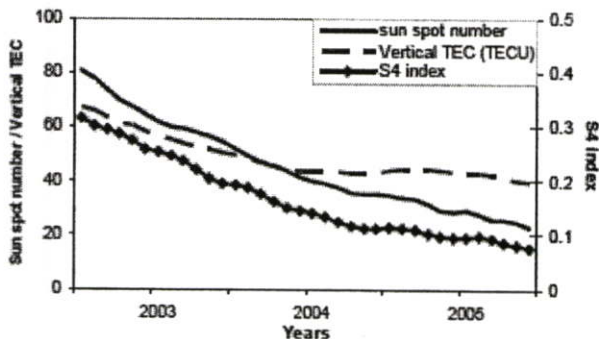
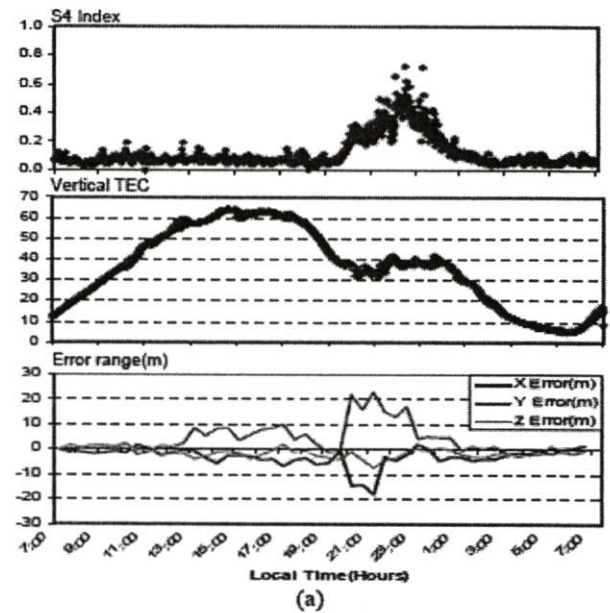


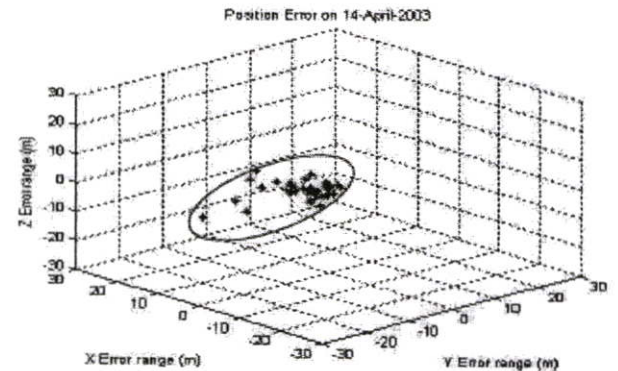
Figure. 7 The relation between sun spot number, vertical TEC and S_4 index on 2003-2005

Figure.7 shown the relation between sun spot numbers, vertical TEC and S_4 index. The sun spot number is effect

to the vertical TEC and effect to scintillation appeared. The cycle of sun spot number is during decrease, vertical TEC and scintillation appeared are decrease together.



(a)

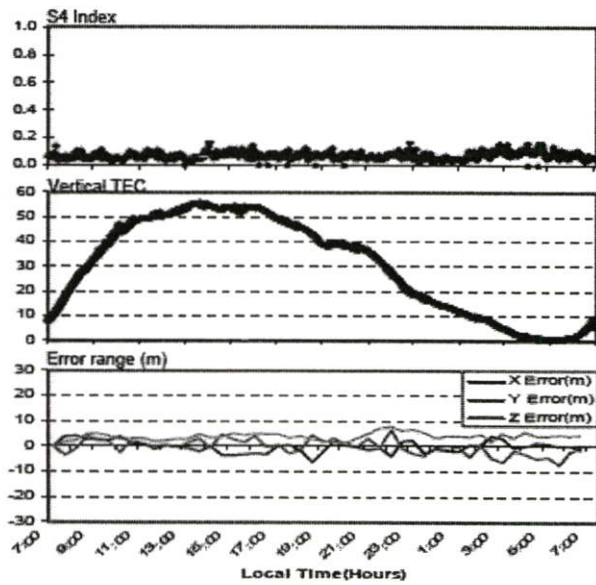


(b)

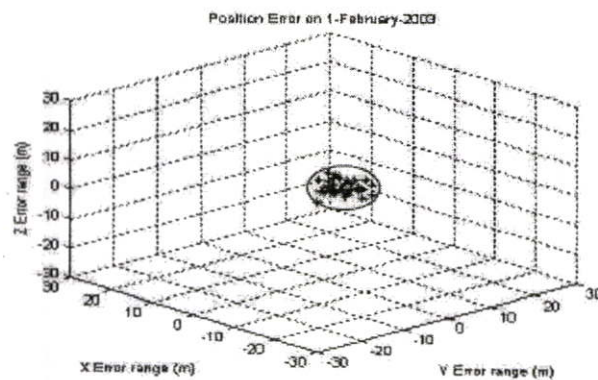
Figure. 8 (a) S_4 index ,vertical TEC, error range and (b) position scatter on 14 April 2003

While the electron enhancement the scintillation occurred this cause the position on x, y, z axis are deviated from the reference position. This error depends on the strength of S_4 index.

Figure.8 (a) at time 21.00-01.00hr. is strong Scintillation and irregularity TEC appeared and then peak again at 22.00-24.00hr. This cause to x error 18 m., y error 22 m. and z error 5 m. Figure.8 (b) has shown the three dimensions of position scatter of GPS receiver in one day.



(a)



(b)

Figure. 9 (a) S_4 index, Vertical TEC, error range and (b) Position scatter on 1 February 2003

Figure. 9(a) and (b) the soft scintillation and irregularity TEC effect to less position error, then position scatter is narrow.

3.2 Reduction error of GPS signal from Scintillation

The research used Regression Analysis for analyze the relation between scintillation S_4 Index and pseudo-range error by equation (10), (11) and (12) [2]

$$R = a + \rho + b(S_4) \quad (10)$$

$$a = \bar{r} - \bar{\rho} - b(\bar{S}_4) \quad (11)$$

$$b = \frac{n \cdot \sum_{i=1}^n (r_i - \bar{r}) \cdot S_{4i} - \sum_{i=1}^n S_{4i} \cdot \sum_{i=1}^n (r_i - \bar{r})}{n \cdot \sum_{i=1}^n (S_{4i})^2 - \left(\sum_{i=1}^n S_{4i} \right)^2} \quad (12)$$

when R is corrected pseudo-range

ρ is pseudo-range

S_4 is scintillation index

r is real destination from satellite to receiver

b is coefficient for S_4 [2]

$\bar{R}, \bar{\rho}, \bar{S}_4$ are data average of R, ρ, S_4 respectively

a is other error such Thermal error [2]

n is data number

From the reduction method the error position on latitude and longitude reduce from corrected pseudo range. From the computed position, the corrected pseudo range close to reference position as shown in Figure. 10.

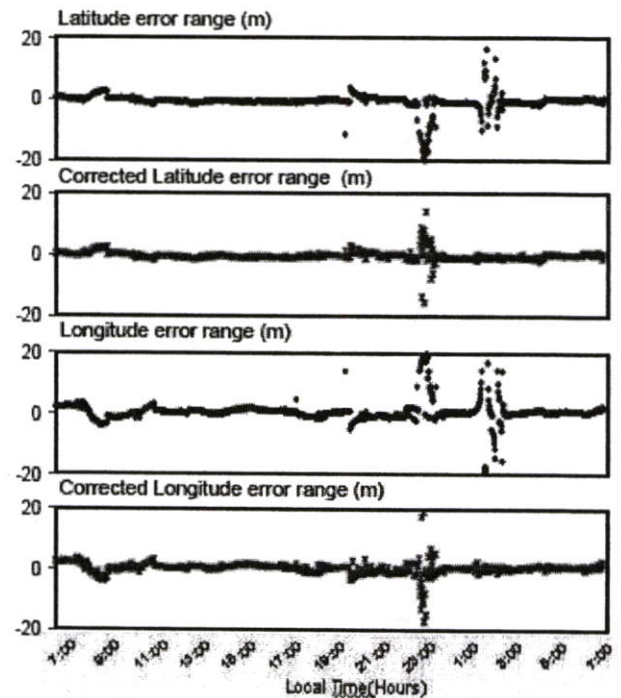


Figure. 10 The corrected error by Regression Analysis (14 April 2003)

4. CONCLUSION

The GPS scintillation S_4 index analysis appears scintillation. The most of scintillation usually occur around 21.00-01.00 hr. and the peak at 22.00-24.00 hr. From this function, it effect to error position on receiver which refer to latitude and longitude from reference position or pseudo-range error. And then, pseudo-range error are analyzed and corrected by Regression Analysis method. The result is the position average close to correct position than the position average incorrect.

ACKNOWLEDGMENT

The authors are thankful to National Institute of Information and Communications Technology (NICT) Japan for the equipment systems supporting.

REFERENCE

- [1] Pattariya Theerapatpaiboon "Location error reduction in GPS system due to Atmospheric irregularity" Master thesis of Engineering, KMITL, 2006.
- [2] Pattama Phoomchusak "The study of Ionospheric Amplitude scintillation characteristics based on GPS signal." Master thesis of Engineering, KMITL, 2004
- [3] Viparat T., "Modeling of Amplitude Distribution Due to Ionospheric Scintillation." Master Thesis of Engineering, KMITL, 2004.
- [4] Johann Rudolph Wolf "Sunspot Numbers" National Portrait Gallery, Smithsonian Institution, Washington D.C. (1816-1893)
- [5] Makaratat K. "Analysis of 1.694 GHz Ionospheric Scintillation and Its Impact on Satellite Communication System." Master Thesis of Engineering, KMITL, 2002.
- [6] Bancroft S., "An algebraic solution of the GPS equation." IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 21, pp. 56 – 59, 1985.
- [7] Allnutt J.E., "Satellite to Ground Radio wave Propagation Theory, Practice and System Impact at Frequencies above 1 GHz". London: Peter Peregrinus, Ltd., 1989.

Mitigate the GPS position error by neural network technique

Sarawut Nontasud¹, Nipha Leelaruji²

Faculty of Engineering and Research Center for Communications and Information Technology
King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang (KMITL), Bangkok, 10520, Thailand,
(¹Tel : +66849011205, E-mail:sarawut@eau.ac.th, ²Tel : +6623264242, E-mail : klnipa@kmitl.ac.th)

Abstract : This paper presents the error reduction of GPS receiver due to ionospheric irregularities by neural network technique. Normally, when GPS signal passed through the irregularities of ionosphere the scintillation will be appeared. It causes to latitude and longitude error from reference position or pseudo-range error more than 10 meters. GPS position error depends on the strength of scintillation index or S4 which due to total electron content in the ionosphere (TEC). We used the measurement data which include the S4 index to analyze and correct the position error by neural network technique. The result of this research we found the position error can reduce to less than 1 meter. The positions average close to correct position.

Keywords: ionosphere, scintillation, neural network

1. INTRODUCTION

GPS (Global Positioning System) is the only system today able to show you where your exactly position on the earth at anytime and any weather condition. Twenty four satellites are all orbit around the earth at 11,000 nautical miles or approximately 20,200 kms. above the earth. The satellites are placed into six different orbital planes and 55 degree inclination. The GPS signal use frequency in L-band (L1 1575.45 MHz and L2 1227.72 MHz). Normally, when GPS signal passed through the ionosphere which is a region of the atmosphere at an altitude of several 100 kilometers whose defining feature is the presence of free electrons stripped from atoms or ionization by solar ultraviolet radiation. As a dispersive medium that lies on the signal path GPS satellites and the users. The ionosphere refracts the broadcast RF wave by an amount proportional to the total electron content (TEC) along its propagation path as a function of the signal frequency. This error term is on the order of meters and affects to GPS users worldwide. We had experienced on reduce these error by using Regression analysis and this paper we propose the neural network technique which is the progress of our research.

This research compare to other possible methods for error reduction by using "the regression analysis", position error can reduce approximate 5 meters. Our research use "the neural network technique" can reduce the x, y and z coordinate range error of GPS receiver by using the experiment data of scintillation (S₄) during the peak of solar activity. The result of this error can reduce to less than 1 meter.

2. EXPERIMENT METHODOLOGY

2.1 Observation

This experiment measures the ionospheric TEC data from TEC meter (JAVAD) and receive signals from the GPS satellites. The receiver installed at KMITL, Thailand (longitude 100.8°E, latitude 13.7°N) by using GPS ionospheric scintillation monitor (GSV4000) and processing unit to determine S₄ index.

The system of measurement TEC and scintillation are shown in figure.1

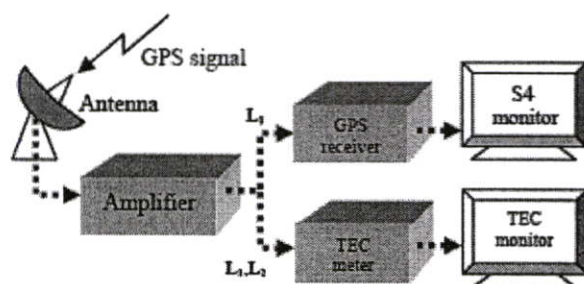


Fig. 1 Diagram of measurement TEC and Scintillation

2.2 Global Positioning System (GPS)

Four satellites (normal navigation) used to determine three position dimensions and time. Position dimensions are computed by equation (1). The pseudo range from each satellite to receiver are computed by equation (2)[1].

$$(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 + \text{error} = \rho_i^2 \quad (1)$$

when x_i, y_i, z_i is satellite position

x, y, z is GPS receiver position

ρ_i is pseudo-range

error is other error (clock bias etc.)

i is number of satellite

ρ (Pseudo-range) can be computed by following equation

$$\rho = c \times \Delta t \quad (2)$$

when c is light velocity : 2.9979×10^8 m/s

Δt is duration time from satellite to receiver

2.3 Sun spot number

An observer computes a daily sunspot number by multiplying the number of groups and then adding this product to total count of individual spots, same way that Johann Rudolph Wolf. Many refer to the sunspot number as a Wolf number or count (or as a Zurich Sunspot Number). The results, however, vary greatly, since the measurement strongly depends on observer interpretation and experience on the stability of the earth's atmosphere above the observing site. Moreover, the use of earth as a platform to record these numbers contributes to their variability. Because the sun rotates and the evolving spot groups are distributed unevenly across solar longitudes. This cause to the variation of free electron ionized in ionosphere.

Sunspot counts rise and fall approximately every 11.1 years. The cycle, though, is not symmetrical, for the spot count takes on the average about 4.8 years to rise from a minimum to a maximum and another 6.2 years fall to a minimum once again. The largest annual mean numbers (123.3) occurred in 2000[2] show in figure.2.

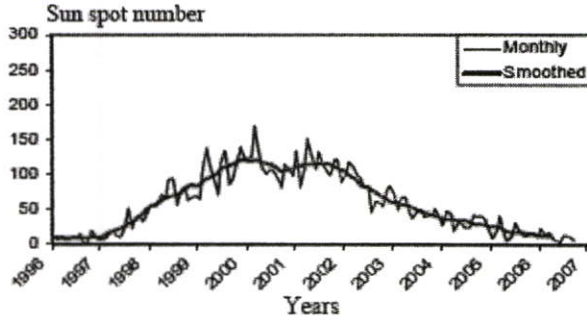


Fig. 2 Annual mean sunspot numbers 1996-2007[2]

2.4 Scintillation

The scintillation appears when the GPS satellite signal travels through small-scale irregularities in electron density in the ionosphere, typically in the evening and nighttime in equatorial regions. Frequent scintillation and high rates are changing in Total Electron Content (TEC), cause loss of lock to dual frequency and even single frequency receiver shown in figure. 3. At these time GPS users in low latitude can experience decreased levels of accuracy and confidence in stand-alone positioning.

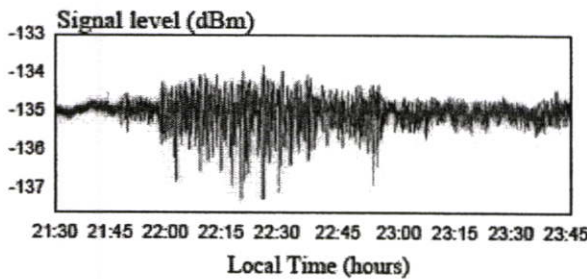


Fig. 3 Scintillation occurred on GPS signal

The scintillation determine by S_4 index can be computed by following (3) [3]

$$S_4 = \left[\frac{\langle A^2 \rangle - \langle A \rangle^2}{\langle A \rangle^2} \right]^{1/2} \quad (3)$$

when A is signal level random 50 Hz
 $\langle \rangle$ is parameter average in one minute

2.5 TEC measurement

The delay time of satellite signal while pass through the irregularity of ionosphere or T_{ion} (ns) is depend on the amount of free electron in the propagation path or N_e (m^{-3}) and counter frequency f_c [4]. The principle of calculation is as follow (4)

$$T_{ion}(f_c) = 134 \cdot N_e / f_c^2 \quad ns \quad (4)$$

The difference of delay time from L1 and L2 frequency is ΔT_{ion}

$$\Delta T_{ion} = 134 \cdot N_e \left[\frac{1}{f_{L2}^2} - \frac{1}{f_{L1}^2} \right] ns \quad (5)$$

Then the total electron content is the correlation of P-code of L1 and L2 signal. The parameters shown in TEC meter are include vertical TEC and slant TEC. This paper propose only vertical TEC.

Figure.4 is the diurnal variation of vertical TEC received from various satellites on 2003. It could be observed clearly that in the night time during 20:00-2:00hr. The violent fluctuation of the TEC appeared corresponding to the nighttime scintillation. Because during nighttime electron density in the ionosphere is not uniform and that may be a factor for scintillation.

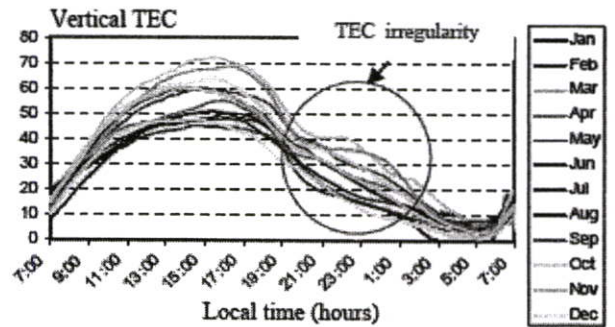


Fig. 4 TEC irregularity

2.6 Neural network

Neural network is a mathematical model or computational model based on biological neural networks. It consists of an interconnected group of

artificial neurons and processes information using a connection approach to computation. In most cases a neural network is an adaptive system that changes its structure based on external or internal information that flows through the network during the learning phase. In more practical terms neural networks are non-linear statistical data modeling tools. They can be used to model complex relationships between inputs and outputs or to find patterns in data shown in figure.5 [5]. This research we use 6 hidden layers and 100 hidden node per layer.

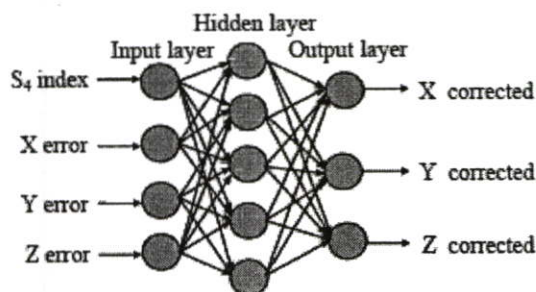


Fig. 5 Neural network

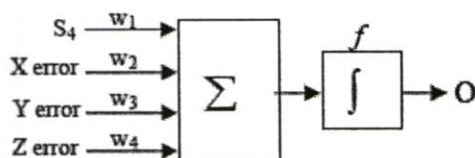


Fig. 6 Diagram of neural network unit

The neural equation for train is as follow:

$$O = f(\sum w_1 S_4 + w_2 X_{err.} + w_3 Y_{err.} + w_4 Z_{err.}) \quad (6)$$

when O is output
 f is activation function
 w is weight

Sigmoid activation function can be compute by equation 7.

$$Y^{sigmoid} = \frac{1}{1 + e^{-O}} \quad (7)$$

when $Y^{sigmoid}$ is sigmoid function

3. RESULT

The research used neural network technique to analyze the relation between Scintillation S_4 index and position error for reduce error position. This research used data on year 2003 because S_4 index are strength due to solar activity which solar flux is maximum in during research time.

After training neural network by customize the performance goal is 10^{-9} and 0.05 for value of learning rate the train result is shown in figure 7.

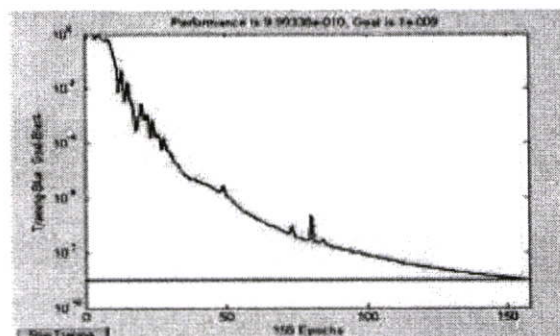
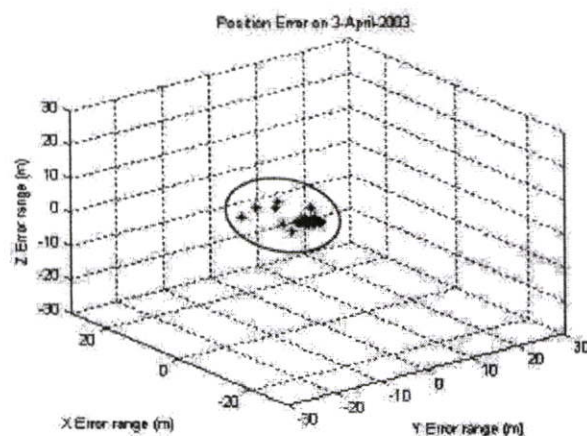
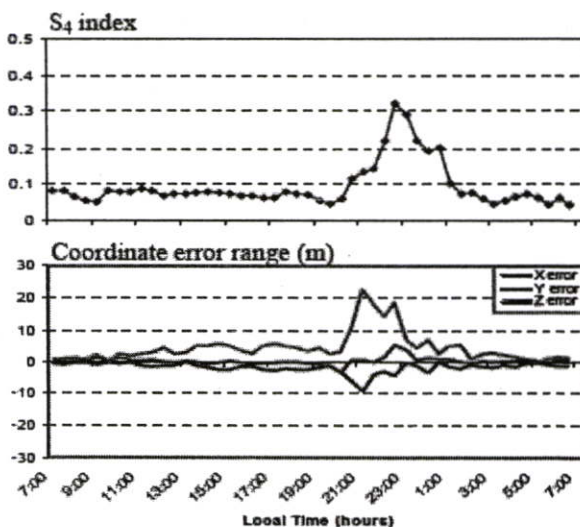


Fig. 7 graph of the train result



(a)



(b)

Fig. 8 (a) position scatter and (b) S_4 index, and coordinate error range on 3 April 2003

Figure 8 are shown before reduction error position on 3 April 2003, (a) shown large position scatter of GPS receiver in three dimensions and (b) while the electron enhancement at time 21.00 pm -01.00 hr. the scintillation appeared and caused to the position on x error 8 m, y error 22 m and z error 5 m.

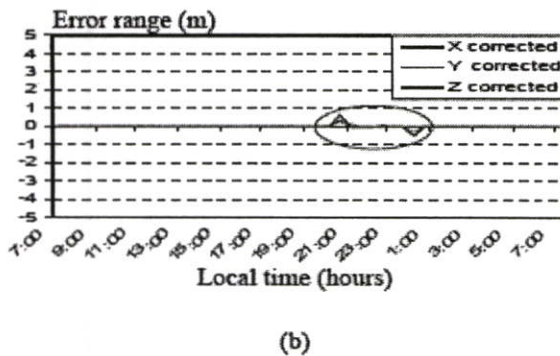
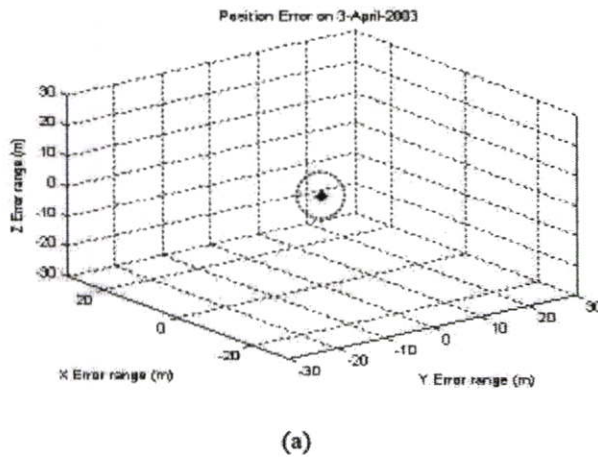


Fig. 9 (a) position scatter and (b) reduced error range on 3 April 2003

Figure 9 are shown after reduction position error by using neural network technique, (a) position scatter is small and (b) position error are reduce to nearly reference positions while x, y and z are 0.57 m, 0.32 m and 0.53 m. expectively.

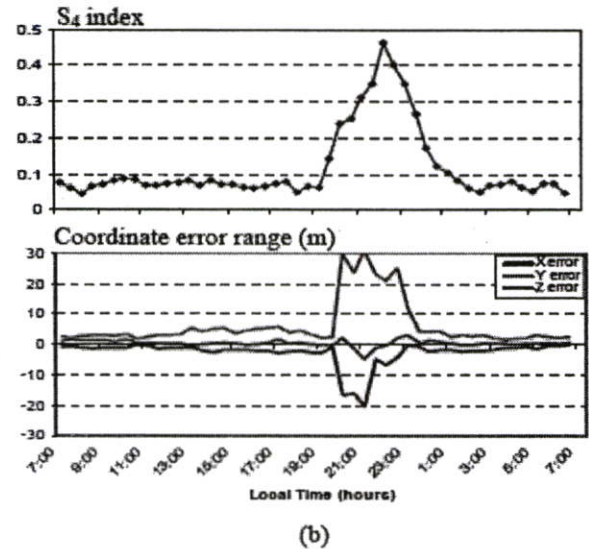
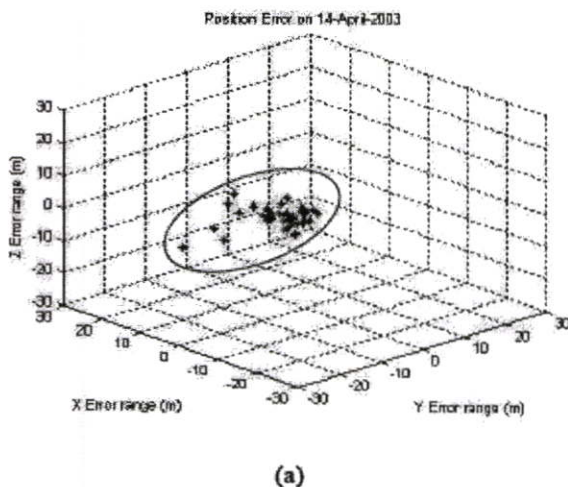


Fig. 10 (a) S_4 index with coordinate error range and (b) position scatter on 14 April 2003

Figure 10 are shown before reduction error position on 14 April 2003, (a) shown large position scatter of GPS receiver in three dimensions and (b) at time 21.00-01.00 hr is strong Scintillation and irregularity TEC appeared. This cause to x error 20 m, y error 30 m and z error 5 m.

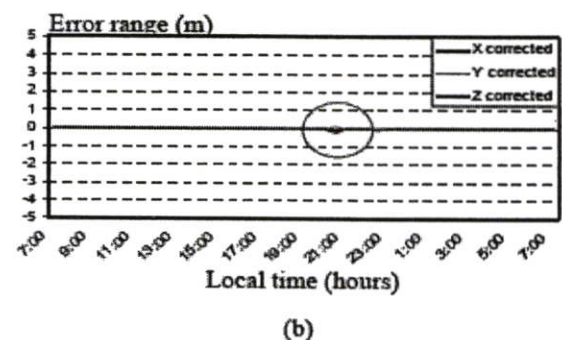
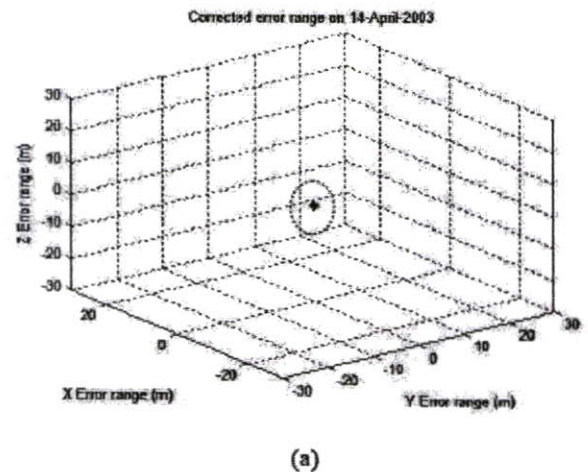


Fig. 11 (a) position scatter and (b) reduced error range on 14 April 2003

Figure 11 are shown after reduction position error by using neural network technique, (a) position scatter is small and (b) position error are reduce to nearly reference positions while x 0.25 m, y 0.13 m and z 0.15 m.

4. CONCLUSION

The position of GPS satellite is an importance term for the user worldwide. Many control systems use the GPS receivers in the system. The correct data is most important for users. This paper we introduce the error due to the ionospheric irregularities and reduce by the neural network computation technique. We selected the data in worse case to study and the results are closed to correct data. In the analysis, we found that while the electron enhancement the scintillation occurred this cause the position on x , y , z axis are deviated from the reference positions. This error depend on the strength of S_4 index, the scintillation occurred effect to GPS position error more than 10 meters. From the results, the position error can reduce to less than 1 meter.

ACKNOWLEDGMENT

The authors are thankful to National Institute of Information and Communications Technology (NICT) Japan for the equipment systems supporting.

REFERENCE

- [1] Bancroft S., "An algebraic solution of the GPS equation." IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 21, pp. 56 - 59, 1985
- [2] Johann Rudolph Wolf "Sunspot Numbers" National Portrait Gallery, Smithsonian Institution, Washington D.C. (1816-1893)
- [3] Pattama Phoomchusak "The study of Ionospheric Amplitude scintillation characteristics based on GPS signal" Master thesis of Engineering, KMITL, 2004
- [4] Pattariya Theerapatpaiboon "Location error reduction in GPS system due to Atmospheric irregularity" Master thesis of Engineering, KMITL, 2006.
- [5] Arima, et al., "Neural network integrated circuit device having self-organizing function", U.S. Patent 5, 293, 457, March 8, 1994.

ประวัติผู้เขียน



ชื่อ-สกุล : นายสรารุช นนทะสุด

วัน เดือน ปี เกิด : 20 ธันวาคม พ.ศ. 2524 ที่ จ.หนองบัวลำภู

ที่อยู่ : บ้านเลขที่ 32 หมู่ที่ 3 ต.โนนม่วง อ.ศรีบุญเรือง จ.หนองบัวลำภู 39180
โทรศัพท์ 084-9011205

ประวัติการศึกษา : พ.ศ. 2547 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (วศ.บ.) สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า
คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยอีสเทิร์นเอเซีย

งานวิจัยที่ได้ตีพิมพ์ :

1. “Scintillation effect to GPS Receiver Position and Error Reduction” The 1st Joint International Conference on Information and Communication Technology (JICT 2007), Vientiane , Laos PDR , 19-21 December 2007.
2. “Mitigate the GPS position error by neural network technique” International Conference on Instrumentation, Control and Information Technology (SICE Annual Conference 2008), Tokyo , Japan , 20-22 August 2008.

ประสบการณ์ทำงาน : พ.ศ. 2547 – ปัจจุบัน อาจารย์ประจำภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า
คณะวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยอีสเทิร์นเอเซีย

งานวิจัยที่สนใจ : การประยุกต์ใช้ระบบดาวเทียม Global Positioning System (GPS)