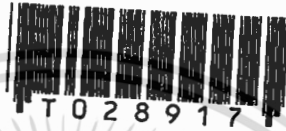


การรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำโดยใช้เทคนิคการปรับค่ามุมของสายอากาศ

RECEIVING LOW EARTH ORBIT SATELLITE SIGNAL

BY ANTENNA TRACKING TECHNIQUE



นายสนธยา คุ้มแสน
MR. SONTAYA KUMSAN

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

บัณฑิตวิทยาลัย

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ. 2540

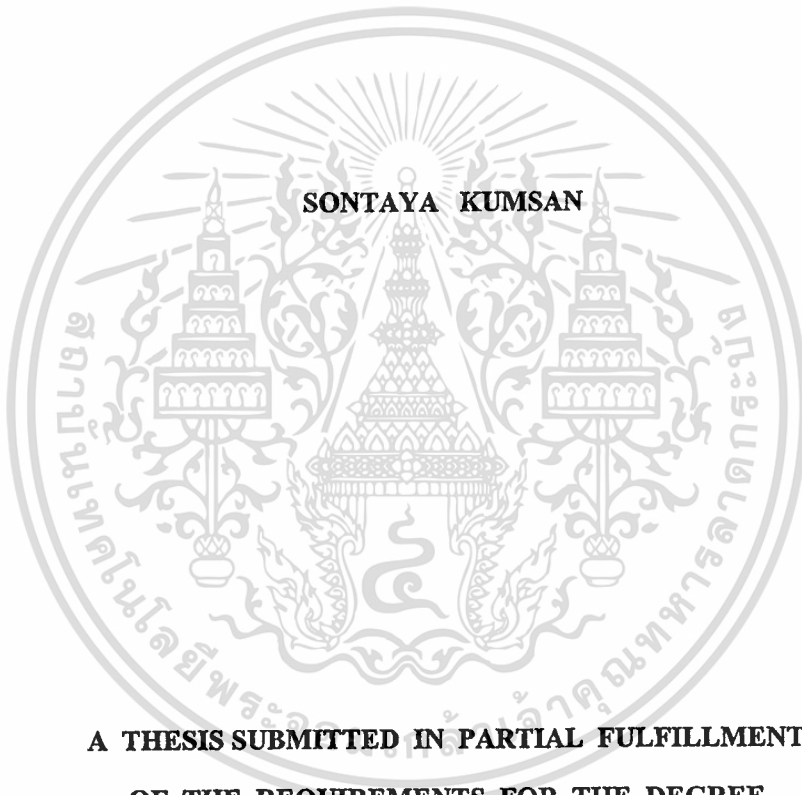
ISBN 974-621-918-9

ลิขสิทธิ์ของบัณฑิตวิทยาลัย สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน.....28917
วัน, เดือน, ปี 1 พ.ย. 2540

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**RECEIVING LOW EARTH ORBIT SATELLITE SIGNAL
BY ANTENNA TRACKING TECHNIQUE**



**A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENTS FOR THE DEGREE
MASTER OF ENGINEERING (ELECTRICAL ENGINEERING)
SCHOOL OF GRADUATE STUDIES
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG
1997
ISBN 974-621-918-9**

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์

การรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำโดยใช้เทคนิค

การปรับค่านุมของสายอากาศ

นักศึกษา

นายสนธยา กุ่มแสน

อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์

รศ. ณรงค์ เหมกรณ์

อาจารย์ผู้ควบคุมวิทยานิพนธ์ร่วม

อาจารย์ครรชิต จามรมาน

ระดับการศึกษา

วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

ภาควิชา

วิศวกรรมโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

พ.ศ.

2540

บทคัดย่อ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้กล่าวถึงการรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำโดยใช้เทคนิคการปรับค่านุมของสายอากาศ ซึ่งได้อาศัยสมการพื้นฐานของ Kepler ร่วมกับค่าฐานข้อมูลซึ่งบอกถึงสภาพการโคจรของดาวเทียมในปัจจุบัน คำนวณหาค่าเวลาต่างๆ, ค่านุมอาซิมูท, ค่านุมเงยของสายอากาศแล้วนำผลการคำนวณไปเก็บไว้ในโปรแกรมซึ่งจะใช้สำหรับควบคุมการปรับค่านุมทั้งสองของสายอากาศแบบมีทิศทาง โดยผลจากการคำนวณจะเปลี่ยนไปตลอดเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาแล้วนำสัญญาณที่ได้รับไปทำการถอดรหัสสัญญาณเปรียบเทียบกับผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมที่ใช้สายอากาศไม่มีการเปลี่ยนค่านุมทั้งสอง จะพบว่าค่าความแรงของสัญญาณสม่ำเสมอที่อยู่ตลอดเวลาจากผลการปรับค่านุมทั้งสองของสายอากาศแบบมีทิศทางทำให้การถอดรหัสสัญญาณทำได้ดีกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับสายอากาศที่ไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่านุมทั้งสองในขณะที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาแล้วทำให้ถอดรหัสสัญญาณได้ไม่ดี ประโยชน์ที่ได้รับจากการศึกษาเรื่องนี้เพื่อเป็นข้อมูลในการพัฒนากิจการต่างๆ เช่น ด้านการพัฒนาระบบสายอากาศสำหรับการสื่อสารผ่านดาวเทียมหรือด้านอวกาศวิทยา ฯลฯ

Thesis Title Receiving low earth orbit satellite signal
by antenna tracking technique

Student Mr. Sontaya Kumsan

Thesis Advisor Assoc. Prof. Narong Hemmakorn

Thesis Co-Advisor Mr. Kunchit Charmaraman

Level of Study Master of Engineering (Electrical Engineering)

Department Telecommunication Engineering
King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang

Year 1997

Abstract

This thesis presents receiving low earth orbit satellite signal by antenna tracking technique. Base on Kepler's law and Keplerian element set, we can calculate an azimuth angle and an elevation angle of satellite and satellite's orbital period while it passes. Result of the calculation are sent to the program which is used to control setting of both angles of the direction antenna. The angle are varied all the time while satellite is passing in the orbit. Comparing the received signal from fixed angle antenna and tracking antenna, it is found the dates by variation of the angle, the signal from tracking antenna is better than that of the fixed antenna. The benefit of this study can be used as the primary data in developing many activitied, such as antenna system for satellite communication or meteorological, etc.

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีก็เพราะว่าได้รับความเมตตาจาก รศ. ณรงค์ เหมกรณ์ และอาจารย์ครรชิต จามรมาน ซึ่งได้ให้คำปรึกษาแนะนำตลอดจนเครื่องมือ อุปกรณ์ในการทำงานครั้งนี้ ผู้วิจัยรู้สึกซาบซึ้งและขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูง

ขอขอบคุณ คุณศรีรินทร์และคุณต้องอรรด ว่องวาทัญญู ที่ได้ให้คำแนะนำทางด้านเทคนิคการติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ, คุณธิดาและคุณสุชาติ เต่นพฤกษ์ธรรม ที่ได้ให้ความช่วยเหลือเทคนิคการถ่ายภาพตลอดจนเทคนิคทางการพิมพ์วิทยานิพนธ์, อาจารย์เสรี ปานซาง ที่ได้ให้คำปรึกษาในการทำโปรแกรมภาษาแอสเซมบลี, ภาษาซี และน้องนักศึกษาในห้องแลปทดลองโดยเฉพาะคุณศักดิ์ชัย วิจิตรบรรจงดี, คุณสมชาย บุญญนิรันดร์, คุณประวิทย์ สิทธิเดชา กุล, คุณสุชิน ประสพฤกษ์ และคุณพงษ์พันธ์ ธาราพงษ์ ที่ได้ช่วยเหลือในการสร้างชุดควบคุม การปรับค่ามุมของสายอากาศ, จัดเตรียมต้นฉบับจนกระทั่งวิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลงไปด้วยดี

ขอขอบคุณ ดร. กอบชัย เดชหาญ และอาจารย์ทุกๆ ท่านของภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคมและภาควิชาเทคนิคอุตสาหกรรม คณะวิศวกรรมศาสตร์ ได้ให้คำแนะนำ, ปรึกษาเพิ่มเติมในวิทยานิพนธ์

ขอขอบคุณ อาจารย์นิภา ลีลารุจิ, อาจารย์กฤดากร ก่ออมการ, คุณสุภาณี สนทอง, โรงเรียนมูลนิธิพระดาบส, บัณฑิตวิทยาลัยและสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่ได้ให้ความช่วยเหลือในด้านเงินทุนอุดหนุนในการทำวิทยานิพนธ์ในครั้งนี้

คุณประโยชน์ที่เกิดขึ้นจากวิทยานิพนธ์เล่มนี้ ผู้วิจัยขอบออุทิศผลบุญให้กับมารดาซึ่งเป็นผู้ให้กำลังใจแก่ผู้วิจัย และบิดาซึ่งเป็นผู้ให้สติข้อคิดในการทำงาน ตลอดจนคณาจารย์ทุกท่านในสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ต่างๆ ให้กับผู้วิจัย

สุดท้ายนี้ผู้วิจัยหวังว่าวิทยานิพนธ์เล่มนี้คงจะเป็นประโยชน์แก่ผู้ที่สนใจทางด้านดาวเทียมวงโคจรต่ำที่กำลังจะเริ่มมีบทบาทมากยิ่งขึ้นในอนาคตข้างหน้าสำหรับประเทศไทย

สนธยา กุ่มแสน

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	IX
สารบัญภาพ.....	XIII
บทที่	
1. บทนำ.....	1
กล่าวนำ.....	1
วัตถุประสงค์การทำวิทยานิพนธ์.....	2
แนวความคิดที่ใช้ในการทำวิทยานิพนธ์.....	2
วิธีการดำเนินงาน.....	3
ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากการทำวิทยานิพนธ์.....	3
รายละเอียดพอสังเขปของวิทยานิพนธ์.....	4
2. การโคจรของดาวเทียม.....	6
ลักษณะทั่วไปของดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	6
ลักษณะวงโคจรของดาวเทียม.....	6
หลักการโคจรของดาวเทียมเบื้องต้น.....	9
เรขาคณิตของวงโคจรแบบวงรี.....	10
วงโคจรของดาวเทียมในอวกาศ.....	12
ค่าความเร็วที่ดาวเทียมใช้ในการโคจร.....	13
ตำแหน่งการโคจรของดาวเทียม.....	14
ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก.....	15

สารบัญ (ต่อ)

บทที่

หน้า

ค่ามุมอากิวเมนต์ของจุดที่ดาวเทียม โคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด.....	17
การเปลี่ยนแปลงวงโคจรแบบวงกลมของดาวเทียม.....	18
การเปลี่ยนแปลงวงโคจรแบบวงรีของดาวเทียม.....	20
ค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศและค่าระยะทางบนพื้นผิวโลกระหว่าง	
' สถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และสถานีที่ 2.....	20
พุดพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียม.....	22
ค่ามุมเงยของสายอากาศและค่าระยะความลาดเอียงของการ โคจรของดาวเทียม	
กับสถานีรับสัญญาณ.....	23
3. หลักการเบื้องต้นในการติดตามดาวเทียม.....	25
การติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำทั่วไป.....	25
ข้อมูลที่ต้องการทราบในการติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	25
วิธีการหาข้อมูลที่จะใช้ในการติดตามดาวเทียม.....	26
1. วิธีการทางภูมิศาสตร์.....	26
2. วิธีการคำนวณโดยอาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์.....	33
ระบบสถานีรับสัญญาณ.....	40
4. สายอากาศ.....	44
ลักษณะต่างๆ ไปของการแพร่กระจายคลื่นจากดาวเทียม.....	44
สายอากาศที่ใช้ในการรับสัญญาณจากดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	44
คุณสมบัติของสายอากาศ.....	45
1. การทำให้เกิดโพลาไรซ์แบบวงกลม.....	49
ลักษณะของสายอากาศที่ใช้งาน.....	53
ผลการติดต่อสื่อสารระหว่างสถานีภาคพื้นดินกับดาวเทียม.....	63

สารบัญ (ต่อ)

บทที่

หน้า

5. อุปกรณ์ที่ใช้ในการติดตามสัญญาณความถี่วม.....	65
อุปกรณ์ที่ใช้ในการคำนวณและควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศที่ใช้ใน การติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	65
เครื่องคอมพิวเตอร์.....	65
การใช้งานเครื่องคอมพิวเตอร์ร่วมกับชุดควบคุมการหมุนปรับค่ามุม ของสายอากาศ.....	70
ชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ.....	72
บอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80.....	72
1. ส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80.....	73
2. บอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232.....	77
3. คีย์บอร์ดแบบเมตริกซ์.....	84
4. ส่วนแสดงผลการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80.....	84
5. อุปกรณ์ขับกำลังสเตปปีงมอเตอร์.....	89
6. ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์.....	90
ระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ.....	93
ชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศ.....	99
วงจรรับ.....	103
ภาคจ่ายไฟ.....	103
การเชื่อมต่ออินเตอร์เฟซระหว่างชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ กับเครื่องคอมพิวเตอร์และชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปปีงมอเตอร์.....	105
การเชื่อมต่ออินเตอร์เฟซระหว่างชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ กับชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปปีงมอเตอร์และระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ.....	106

สารบัญ (ต่อ)

บทที่

หน้า

การเชื่อมต่ออินเทอร์เน็ตเฟสระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์กับชุดควบคุมการปรับ	
ค่ามุมของสายอากาศ.....	107
อุปกรณ์ในการรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	108
6. โปรแกรมควบคุมระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศติดตาม	
ดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	112
โปรแกรมการทำงานเบื้องต้น.....	112
โปรแกรมการทำงาน.....	112
โปรแกรมการทำงานส่วนภาษาซี.....	112
โปรแกรมการทำงานส่วนภาษาแอสเซมบลี.....	122
7. การทดลองและผลการทดลอง.....	131
วิธีการทดลอง.....	131
ขั้นตอนการทดลอง.....	131
ผลการทดลอง.....	134
ผลการทดสอบทางด้านฮาร์ดแวร์.....	134
1. ผลการทดลองชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, ชุดอุปกรณ์	
ขับกำลังสเตปป์มอเตอร์และระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศ.....	134
2. ผลการทดสอบสายอากาศ.....	136
3. ผลทางด้านกรรับสัญญาณ.....	140
8. การวิเคราะห์ผลการทดลอง.....	183
วิธีการวิเคราะห์ผลการทดลอง.....	183
การวิเคราะห์ผลการทดสอบทางด้านฮาร์ดแวร์.....	183
การวิเคราะห์ผลทางด้านกรรับสัญญาณ.....	184
9. สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ.....	197

สารบัญ (ต่อ)

บทที่	หน้า
บรรณานุกรม.....	200
ภาคผนวก.....	205
ก. ข้อมูลเกี่ยวกับดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9.....	206
ข. ข้อมูลเกี่ยวกับดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20.....	213
ค. ตัวอย่างแนววิธีการคำนวณหาค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของ ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 (จากตารางที่ 26) และวงโคจรของ ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น NOAA - 9 (จากตารางที่ 28).....	221
ง. ตารางความถี่ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และ ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20.....	226
จ. วงจรส่วนต่างๆ ของชุดควบคุมการปรับค่านุมของสายอากาศ.....	227
ประวัติผู้เขียน.....	229

สารบัญตาราง

หน้า

ตารางที่

1. แสดงวงโคจรของดาวเทียม OSCAR 8.....	27
2. แสดงค่ามุมเงยของสายอากาศกับค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับ สถานีรับสัญญาณ.....	31
3. แสดงค่าความยาว, ระยะห่างของแต่ละอีลีเมนต์และค่าอัตราขยายที่ได้ รับของสายอากาศที่ความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์.....	54
4. แสดงค่าความยาว, ระยะห่างของแต่ละอีลีเมนต์และค่าอัตราขยายที่ได้ รับของสายอากาศที่ความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์.....	54
5. แสดงความยาวของสายนำสัญญาณที่ใช้ทำบาลันความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์.....	58
6. แสดงความยาวของสายนำสัญญาณที่ใช้ทำบาลันความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์.....	58
7. แสดงการทดสอบค่าเวลาในการประมวลผลของเครื่องคอมพิวเตอร์รุ่นต่างๆ.....	66
8. แสดงการตั้งค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของอินเตอร์รัฟ 14H.....	71
9. แสดงการคืนสถานะของพอร์ตสื่อสาร.....	72
10. แสดงรูปแบบส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุม ไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80.....	74
11. แสดงแอดเดรสแมพ.....	74
12. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างการทำงานและการรวมกับขา RS, R/W.....	86
13. แสดงหน้าที่การทำงานขาต่างๆ ของ LCD โมดูล.....	87
14. แสดง LCD แอดเดรสพอร์ท.....	88
15. แสดงการจ่ายกระแสไฟพร้อมกัน 2 เฟสให้กับชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์.....	92
16. แสดงผลการทดสอบการใช้กระแสไฟตรงที่แรงดันไฟตรง 5 โวลท์ ของบอร์ดต่างๆ.....	134
17. แสดงผลการทดสอบอุปกรณ์ขับเคลื่อนสเตปปีงมอเตอร์เมื่อต่อเข้ากับ ระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ.....	135

สารบัญตาราง (ต่อ)

หน้า

ตารางที่

18. แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดกับจำนวนที่รับ สัญญาณตั้งแต่วันที่ 24 มีนาคม 2538 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....	142
19. แสดงช่วงมุมอาซิมุทกับจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่าน ตั้งแต่วันที่ 24 มีนาคม 2538 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....	143
20. แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดกับจำนวนที่รับ สัญญาณตั้งแต่วันที่ 13 กุมภาพันธ์ 2534 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....	165
21. แสดงช่วงมุมอาซิมุทกับจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่าน ตั้งแต่วันที่ 13 กุมภาพันธ์ 2534 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง.....	166
22. แสดงความสัมพันธ์ค่าตัวแปรต่างๆ ที่มีผลต่อการรับสัญญาณจาก ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA-9.....	188
23. แสดงการเปรียบเทียบค่าต่างๆ ที่ได้จากการทดลองกับค่าตัวแปรที่ เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA-9 โดย บริษัทผู้สร้างได้คำนวณออกแบบเอาไว้.....	189
24. แสดงความสัมพันธ์ค่าตัวแปรต่างๆ ที่มีผลต่อการรับสัญญาณจาก ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20.....	194
25. แสดงการเปรียบเทียบค่าต่างๆ ที่ได้จากการทดลองกับค่าตัวแปรที่ เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20 โดย บริษัทผู้สร้างได้คำนวณออกแบบเอาไว้.....	195

สารบัญตาราง (ต่อ)

ตารางที่	หน้า
26. แสดงความถี่ใช้งานของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9.....	226
27. แสดงความถี่ใช้งานของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20.....	226



สารบัญญภาพ

หน้า

1. แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบวงกลม.....	6
2. แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบวงรี.....	7
3. แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบมอลนียา.....	8
4. แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบค้างฟ้า.....	8
5. แสดงวงโคจรของดาวเทียมเป็นวงโคจรแบบวงรีกับโลก.....	10
6. แสดงเรขาคณิตของวงโคจรแบบวงรี.....	11
7. แสดงความสัมพันธ์ระหว่างระนาบเส้นศูนย์สูตรกับระนาบวงโคจรของดาวเทียม เพื่อหาค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก.....	15
8. แสดงค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกซึ่งมีผลต่อการโคจรของดาวเทียม.....	16
9. แสดงค่ามุมอาทิวเมนต์ของจุดที่ดาวเทียมโคจรใกล้โลกมากที่สุด.....	17
10. แสดงการเปลี่ยนแปลงค่าเวลาแต่ละฤดูในการรับสัญญาณจากดาวเทียมในขณะที่ ระนาบวงโคจรของดาวเทียมคงที่.....	18
11. แสดงวงโคจรแบบวงกลมของดาวเทียมโคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์.....	20
12. แสดงการกำหนดที่ตั้งของสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1, สถานีที่ 2 และ สถานีที่ 3 เพื่อหาค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศและพุดพรีนคัรอปคลุมพื้นที่ ในการทำงานของดาวเทียม.....	21
13. แสดงการหาค่ามุมเงยของสายอากาศและค่าระยะความลาดเอียงของการโคจร ของดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 ตามค่า h และค่า S_0	23
14. แสดงลักษณะแผนที่โลก.....	26
15. แสดงเส้นโค้งวงโคจรของดาวเทียม OSCAR 8.....	27
16. แสดงการกำหนดตำแหน่งของดาวเทียมที่จุด A และจุด B.....	29
17. แสดงตำแหน่งการโคจรของดาวเทียมที่เวลาต่างๆ.....	30
18. แสดงการกำหนดจุด A ที่ค่าเวลาที่สัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาและจุด B ที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป.....	30

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

19. แสดงการเพิ่มรัศมีวงกลมเพื่อหาค่ามุมเงยของสายอากาศและมุมอาซิมุทของ สถานีรับสัญญาณที่วอชิงตัน.....	32
20. แสดงตัวอย่างค่าฐานข้อมูลในรูปแบบขององค์การ AMSAT ของ ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9.....	34
21. แสดงตัวอย่างค่าฐานข้อมูลในรูปแบบ NASA ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9....	35
22. แสดงตัวอย่างผลการคำนวณในลักษณะตัวเลขของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9....	37
23. แสดงตัวอย่างผลการคำนวณของโปรแกรมคอมพิวเตอร์ “QuikTrak” ในลักษณะรูปภาพของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9.....	39
24. แสดงสถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวงโคจรลักษณะรูปวงกลม.....	41
25. แสดงสถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวงโคจรลักษณะรูปวงรี.....	42
26. (ก) แสดงสายอากาศแบบยาก็.....	45
(ข) แสดงสายอากาศแบบควอทซ์	
(ค) แสดงสายอากาศแบบเฮลิคซ์	
(ง) แสดงสายอากาศแบบลูบยาก็	
27. แสดงการสื่อสารผ่านระหว่างสถานี A และสถานี B.....	46
28. (ก) แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่น 3 มิติ แบบโลปเดี่ยว.....	47
(ข) แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่น 3 มิติ แบบหลายโลป	
29. แสดงโพลาริซซ์ของสนามไฟฟ้าที่จุดหนึ่งในอวกาศ.....	49
30. (ก) แสดงมุมการยึดสายอากาศยาก็แบบมุมเดี่ยว.....	50
(ข) แสดงมุมการยึดสายอากาศยาก็แบบมุมคู่	
31. แสดงการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณ ที่มีความยาวคลื่น $n\lambda/4$ เมื่อ n เป็นเลขคี่.....	51
32. แสดงกราฟการออกแบบสายอากาศยาก็ของ NBS.....	55

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

33. แสดงสายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ VHF 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์.....56	
(ก) ขนาดของสายอากาศ	
(ข) สายอากาศที่ได้สร้างขึ้น	
34. แสดงสายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ UHF 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์.....57	
(ก) ขนาดของสายอากาศ	
(ข) สายอากาศที่ได้สร้างขึ้น	
35. (ก) แสดงความยาวของส่วนต่างๆ ของบาลันความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์.....59	
(ข) แสดงบาลันที่ได้สร้างขึ้น	
36. แสดงการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่มาทำบาลันแมทซ์กับ สายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์.....60	
37. (ก) แสดงความยาวของส่วนต่างๆ ของบาลันความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์.....61	
(ข) แสดงบาลันที่ได้สร้างขึ้น	
38. แสดงการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่มาทำบาลันแมทซ์กับ สายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์.....62	
39. แสดงค่าความเร็วขึ้นอยู่กับการ โคจรของดาวเทียมและการหมุนของโลกใน การเกิดปรากฏการณ์ดอปเพลอร์.....64	
40. แสดงโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่ใช้ทดสอบความเร็วที่ใช้ในการประมวลผลของ เครื่องคอมพิวเตอร์และผลการทำงานของโปรแกรม.....66	
41. แสดงเครื่องรับวิทยุ HF ที่ใช้ในการเทียบเวลา.....69	
42. แสดงรูปคลื่นสัญญาณที่วัดได้จากเครื่องรับวิทยุ HF ในช่วงเวลาทุกๆ 1 วินาที.....69	
43. แสดงวงรอบการทำงานของสถานีวิทยุ WWV ที่ใช้ในการเทียบเวลา.....70	
44. แสดงบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80.....73	
45. แสดงรูปแบบอินเตอร์เฟซจิสเตอร์.....76	
46. แสดงส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80.....77	

สารบัญภาพ (ต่อ)

หน้า

47. แสดงรูปแบบของการสื่อสารข้อมูลแบบอะซิงโครนัส.....	77
48. แสดงโครงสร้างภายในและการจัดขาของ IC เบอร์ 8251.....	79
49. แสดงรูปแบบการทำงานของไมโครอินสแตกซ์และไมโครอะซิงโครนัส.....	81
50. แสดงรูปแบบคำสั่งอินสแตกซ์.....	82
51. แสดงรีจิสเตอร์สถานะ.....	83
52. แสดงบอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232.....	83
53. แสดงแป้นคีย์บอร์ดที่ใช้งานจริง.....	84
54. แสดงบล็อกไดอะแกรมภายใน IC เบอร์ HD44780	85
55. แสดง LCD โมดูลที่ใช้งาน.....	87
56. แสดงวงจรการถอดรหัสให้แก่ LCD โมดูล.....	88
57. แสดงไทม์มิ่งไดอะแกรมของวงจรซีเคิร์นลอจิกแบบกระตุ้นที่ละ 2 เฟส สำหรับชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ 4 เฟส.....	89
58. แสดงชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนสเตปปีงมอเตอร์.....	90
59. แสดงบล็อกไดอะแกรมระบบการควบคุมชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์.....	91
60. แสดงการกระตุ้นที่ตำแหน่งต่างๆ ของชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์.....	92
61. แสดงชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ที่ใช้งาน.....	93
62. แสดงแนวการออกแบบชุดเฟืองหลัก.....	95
63. แสดงการวางตำแหน่งชุดเฟืองหลัก (ด้านใน).....	96
64. แสดงชุดเฟืองมุมอาซิมุทและชุดเฟืองมุมแกนของสายอากาศที่ใช้งาน.....	97
65. แสดงชุดเฟืองเซ็นเซอร์มุมทั้งมุมอาซิมุทและมุมแกนของสายอากาศ.....	98
66. แสดงอินทรีเม้นท์เอนโค้ดเดอร์แบบโรตารี.....	99
67. แสดงตัวอย่างกลไกของออฟได้อินทรีเม้นท์.....	100

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

68. (ก) แสดงตัวเซ็นเซอร์แบบมีช่องเปิดปิดให้แสงผ่านได้ช่องเดียว.....	100
(ข) แสดงตัวเซ็นเซอร์แบบมีหลายช่องให้แสงผ่านได้	
69. (ก) แสดงผลของแสงที่แตกกระจาย.....	101
(ข) แสดงผลของแสงที่เดินในแนวเดียวกัน	
70. (ก) แสดงลูกคลื่นเอ้าท์พุทส์เหลี่ยมที่เอนโค้ดเดอร์ชนิด 1 ช่อง.....	102
(ข) แสดงสัญญาณ 2 ชุด ที่ได้จากเอนโค้ดเดอร์ชนิด 2 ช่อง	
71. แสดงบอร์ดวงจรนับที่ใช้งาน.....	103
72. แสดงแหล่งจ่ายไฟ + 5 โวลท์ / 3 แอมป์ เลี้ยงวงจรบอร์ดต่างๆ.....	104
73. แสดงแหล่งจ่ายไฟ + 5 โวลท์ / 15 แอมป์ เลี้ยงชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์.....	104
74. แสดงบล็อกไดอะแกรมของระบบติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ.....	105
75. แสดงแสดงส่วนสายอากาศที่ติดตั้งบนระบบกลไกหมุนปรับค่านุมสายอากาศ.....	105
76. แสดงการเชื่อมต่อระหว่างชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนสเตปปีงมอเตอร์กับระบบกลไก หมุนปรับค่านุมของสายอากาศ (วงกลมจุดที่ 1) และชุดควบคุมการปรับค่านุมของ สายอากาศ (วงกลมจุดที่ 2).....	106
77. แสดงการต่อสายคอนเนคเตอร์แบบ DB - 9 ของบอร์ดสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232 ต่อกับปลายด้านหนึ่งของคอนเนคเตอร์แบบ DB - 25 เข้าที่ COM2 ของเครื่องคอมพิวเตอร์.....	107
78. แสดงการเชื่อมต่อระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์ที่ขั้วต่อ RS - 232 (วงกลมจุดที่ 1) กับ ชุดควบคุมการปรับค่านุมของสายอากาศโดยผ่านวงจรการสื่อสาร แบบอนุกรม RS - 232 (วงกลมจุดที่ 2).....	107
79. แสดงอุปกรณ์ที่ใช้ในการเทียบเวลาและหาตำแหน่งที่ตั้งของสถานีรับสัญญาณ.....	108
80. แสดงอุปกรณ์ที่ใช้ในการรับสัญญาณและบันทึกสัญญาณ.....	109
81. แสดงการรับสัญญาณภาพที่ใช้ในการทดลอง.....	109
82. แสดงอุปกรณ์ตรวจสอบเฟืองสัญญาณ.....	110

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

83. แสดงผังงานของโปรแกรมการทำงานส่วนเครื่องคอมพิวเตอร์.....	113
84. แสดงผังงานของโปรแกรมย่อยของโปรแกรมหลัก.....	114
85. แสดงเมนูหน้าจออมิเตอร์ของเครื่องคอมพิวเตอร์.....	115
86. แสดงผังงานของโปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมูทและ มุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือและแบบอัตโนมัติ.....	116
87. แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “MANUAL”	117
88. แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “AUTOMATIC”	117
89. แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “QUIT”	118
90. แสดงการใช้เมนูในส่วน โปรแกรมจัดการเกี่ยวกับข้อมูล.....	118
91. แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “TRACKING”	119
92. แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “EDIT DATA”	120
93. แสดงผลการเลือกใช้เมนูชื่อ “NEW DATA”	120
94. แสดงการใช้เมนูชื่อ “DATA TRANSFER”	121
95. แสดงผังงานของโปรแกรมการทำงานส่วนควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ.....	122
96. แสดงการเริ่มต้นการทำงาน.....	125
97. แสดงเมนูหลัก.....	126
98. แสดงผลการทำงานเมื่อเลือกเมนูชื่อ “AUTOMATIC”	126
99. แสดงการรับข้อมูลที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมจากเครื่องคอมพิวเตอร์เก็บไว้ ในหน่วยความจำของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ.....	127
100. แสดงตัวอย่างการเลือกชื่อของดาวเทียมที่ใช้ในการติดตาม.....	128
101. แสดงผลขณะโปรแกรมกำลังค้นหาข้อมูล.....	128
102. แสดงผลข้อมูลของดาวเทียมที่ยังไม่ได้ปรับปรุง.....	129
103. แสดงผลการทำงานเมื่อเลือกเมนูชื่อ “MANUAL”	129
104. แสดงผลการทำงานเมื่อเลือกเมนูชื่อ “TIME SET”	130

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

105. แสดงบล็อกไดอะแกรมอุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลอง.....	131
106. แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามไฟฟ้าในอวกาศ.....	136
107. แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามแม่เหล็กในอวกาศ.....	136
108. แสดงกราฟค่าอัตราการขยาย, ค่าอัตราส่วนในการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้า ต่อทางด้านหลังของสายอากาศ, ค่าอัตราส่วน VSWR เมื่อเทียบกับความถี่.....	137
109. แสดงแผ่นสมิทชาร์ทค่าอิมพีแดนซ์ของสายอากาศครอสยาก็.....	137
110. แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามไฟฟ้าในอวกาศ.....	138
111. แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามแม่เหล็กในอวกาศ.....	138
112. แสดงกราฟค่าอัตราการขยาย, ค่าอัตราส่วนในการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้า ต่อทางด้านหลังของสายอากาศ, ค่าอัตราส่วน VSWR เมื่อเทียบกับความถี่.....	139
113. แสดงแผ่นสมิทชาร์ทค่าอิมพีแดนซ์ของสายอากาศครอสยาก็.....	140
114. แสดงค่าเวลาสัญญาณความถี่เริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับค่ามุมเงยของ สายอากาศ.....	141
115. แสดงค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาเทียบกับค่ามุมเงยของสายอากาศ.....	141
116. แสดงค่าเวลาสัญญาณความถี่เริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับค่ามุมอาซิมูท.....	141
117. แสดงจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านเทียบกับช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน พื้นที่ประเทศไทย.....	143
118. แสดงค่ามุมอาซิมูทของจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด.....	144
119. แสดงค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการโคจรของดาวเทียม.....	144
120. แสดงค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก.....	145
121. แสดงจำนวนรอบเฉลี่ยที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก.....	145

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

122. แสดงค่าส่วนประกอบของรูปวงรี.....	145
123. แสดงค่าอัตราแรงเฉื่อยที่มีผลต่อการ โคจรของดาวเทียม.....	146
124. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ดอปเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 17:09.00 น. ถึง 17:19.00 น.....	146
125. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 17:09.00 น. ถึง 17:19.00 น.....	147
126. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ เทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538.....	147
127. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ดอปเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:59.00 น.....	148
128. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:59.00 น.....	148
129. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ เทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538.....	149
130. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ดอปเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:38.00 น. ถึง 18:48.00 น.....	149
131. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:38.00 น. ถึง 18:48.00 น.....	150
132. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ เทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538.....	150
133. แสดงค่าฐานข้อมูลชุดที่ 495 ประจำเดือนตุลาคม 2538 ที่ใช้ในการคำนวณ.....	151
134. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 17:09.00 น. ถึง 17:19.00 น.....	152

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

135. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:59.00 น.....	152
136. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:38.00 น. ถึง 18:48.00 น.....	153
137. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 5 ธันวาคม 2538 เวลา 18:37.00 น. ถึง 18:49.00 น.....	153
138. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 16 ธันวาคม 2538 เวลา 12:01.00 น. ถึง 12:10.00 น.....	154
139. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 16 พฤศจิกายน 2538 เวลา 19:00.00 น. ถึง 19:07.00 น.....	154
140. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 17 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:58.00 น.....	155
141. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 18 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:37.00 น. ถึง 18:48.00 น.....	155
142. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 14 ธันวาคม 2538 เวลา 16:58.00 น. ถึง 17:11.00 น.....	156
143. แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 18:49 น. ถึง 18:59 น.ไ.....	156
144. แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 18:39 น. ถึง 18:48 น.....	157
145. แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 16 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 19:00 น. ถึง 19:07 น.....	157

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

146. แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 17 พฤศจิกายน 2538	
ในช่วงเวลา 18:50 น. ถึง 18:58 น.....	158
147. แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 18 พฤศจิกายน 2538	
ในช่วงเวลา 18:37 น. ถึง 18:48 น.....	158
148. แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 14 ธันวาคม 2538	
ในช่วงเวลา 16:58 น. ถึง 17:11 น.....	159
149. แสดงความผิดพลาดของภาพที่รับได้จากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9.....	160
150. แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับค่ามุมเงยของ สายอากาศ.....	164
151. แสดงค่าระยะเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านเข้ามาเทียบกับค่ามุมเงยของสายอากาศ.....	164
152. แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับค่ามุมอาซิมูท.....	164
153. แสดงจำนวนครั้งที่ดาวเทียม โคจรผ่านเทียบกับช่วงเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่าน พื้นที่ประเทศไทย.....	166
154. แสดงค่ามุมอาซิมูทของจุดที่ดาวเทียม โคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด.....	167
155. แสดงค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการ โคจรของดาวเทียม.....	167
156. แสดงค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก.....	168
157. แสดงจำนวนรอบเฉลี่ยที่ดาวเทียม ใช้ในการ โคจรรอบโลก.....	168
158. แสดงค่าส่วนประกอบของรูปวงรี.....	168
159. แสดงค่าอัตราแรงเฉื่อยที่มีผลต่อการ โคจรของดาวเทียม.....	169
160. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่คอเปอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น.....	170

สารบัญภาพ (ต่อ)

หน้า

161. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น.....	170
162. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ เทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537.....	171
163. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ดอปเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 23:24.00 น. ถึง 23:39.00 น.....	171
164. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 23:24.00 น. ถึง 23:39.00 น.....	172
165. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ เทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537.....	172
166. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ดอปเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537 เวลา 23:41.00 น. ถึง 23:56.00 น.....	173
167. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน มาเมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537 เวลา 23:41.00 น. ถึง 23:56.00 น.....	173
168. แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ เทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537.....	174
169. แสดงค่าฐานข้อมูลชุดที่ 735 ประจำเดือนกันยายน 2537 ที่ใช้ในการคำนวณ.....	174
170. แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น.....	175
171. แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 23:24.00 น. ถึง 23:39.00 น.....	176
172. แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537 เวลา 23:41.00 น. ถึง 23:56.00 น.....	176

สารบัญญภาพ (ต่อ)

หน้า

173. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 3 กันยายน 2537 เวลา 10:40.00 น. ถึง 10:54.00 น.....	177
174. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 15 ธันวาคม 2537 เวลา 11:40.00 น. ถึง 11:55.00 น.....	178
175. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 11 มิถุนายน 2537 เวลา 04:10.00 น. ถึง 04:24.00 น.....	179
176. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 26 กรกฎาคม 2537 เวลา 21:49.00 น. ถึง 22:05.00 น.....	179
177. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 27 สิงหาคม 2537 เวลา 11:18.00 น. ถึง 11:31.00 น.....	180
178. แสดงกระดาศกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 24 พฤศจิกายน 2537 เวลา 11:40.00 น. ถึง 11:17.00 น.....	180
179. แสดงดาวเทียมตรวจอากาศแบบต่างๆ ที่ใช้งานในปัจจุบัน.....	206
180. แสดงภาพวาดดาวเทียมตรวจอากาศพร้อมทั้งเซ็นเซอร์ต่างๆ บนตัวดาวเทียม.....	207
181. แสดงกระบวนการถ่ายภาพพื้นผิวโลกผ่านกระจกหมุนผลิตภาพแบบ APT และภาพแบบ HPRT.....	208
182. แสดงอุปกรณ์เซ็นเซอร์ AVHFF.....	209
183. แสดงตัวอย่างของลักษณะภาพแบบ APT.....	210
184. แสดงตัวอย่างของลักษณะภาพแบบ HRPT.....	210
185. แสดงบล็อกไดอะแกรมสถานีรับสัญญาณภาพแบบ APT.....	211
186. แสดงลักษณะสัญญาณภาพแบบ APT ที่ส่งมาจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA.....	211
187. แสดงดาวเทียม OSCAR 1.....	214
188. (ก) แสดงแบบนอนอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์.....	216
(ข) แสดงแบบอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์	

บทที่ 1

บทนำ

กล่าวนำ

นับตั้งแต่ประเทศสหภาพโซเวียตได้มีการทดลองส่งดาวเทียม Sputnik I ซึ่งเป็นดาวเทียมดวงแรกของโลกขึ้นสู่อวกาศเมื่อวันที่ 4 ตุลาคม 2500 [1] ได้ประสบผลสำเร็จขึ้นมา ต่อจากนั้นมา กิจการโทรคมนาคมสื่อสารผ่านดาวเทียม ได้มีการพัฒนานำเอาดาวเทียมไปประยุกต์ใช้งานในด้านต่างๆ หลายด้านพร้อมๆ กับการพัฒนาสร้างดาวเทียม และสถานีรับสัญญาณทางภาคพื้นดินให้เหมาะสมตรงกับวัตถุประสงค์ในการใช้งาน

ในการรับสัญญาณจากดาวเทียมประเภทวงโคจรต่ำ เช่น การรับสัญญาณจากดาวเทียมอุตุนิยมวิทยาและสำรวจทรัพยากรธรรมชาติ, ดาวเทียมทดลองทางด้านวิทยาศาสตร์, ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น ฯลฯ สัญญาณที่รับได้นั้นไปถอดรหัสสัญญาณ เพื่อนำข่าวสารข้อมูลจากการรับสัญญาณไปใช้ในกิจการด้านต่างๆ เช่น การเกษตรกรรม, การประมง, การจัดสรรทรัพยากรให้เหมาะสมสอดคล้องกับจำนวนประชากร, การควบคุมมลพิษสภาวะแวดล้อมในอากาศ ตลอดจนการเฝ้าระวังเตือนภัยต่างๆเกี่ยวกับสภาพภูมิอากาศในขณะนั้น ซึ่งอาจจะทำให้เกิดผลเสียหายทั้งชีวิต, ทรัพย์สินและเศรษฐกิจของประเทศ ฯลฯ

สัญญาณที่รับได้จากดาวเทียมวงโคจรต่ำนี้ควรจะมีค่าความแรงของสัญญาณเพียงพอในการถอดรหัสสัญญาณ ซึ่งจะต้องใช้สายอากาศที่มีค่าอัตราขยายสัญญาณสูงๆ และมีการหันทิศทางการรับคลื่นสัญญาณของสายอากาศให้ถูกต้องตามผลการคำนวณหาเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามา, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศร่วมกับค่าฐานข้อมูลชุดปัจจุบันที่ดาวเทียมใช้ในการโคจร

วัตถุประสงค์การทำวิทยานิพนธ์

1. เพื่อสร้างชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศโดยควบคุมด้วยโปรแกรมซึ่งรับค่าผลจากการคำนวณโดยอาศัยพื้นฐานของกฎ Kepler ร่วมกับค่าฐานข้อมูลการโคจรของดาวเทียมในปัจจุบัน

2. เพื่อรายงานผลการทดลองรับสัญญาณจากดาวเทียมประเภทวงโคจรต่ำโดยใช้เทคนิคการปรับค่ามุมของสายอากาศติดตามรับสัญญาณจากชุดควบคุมการปรับค่ามุมสายอากาศที่ได้สร้างขึ้นแล้ววัดค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในขณะที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาเปรียบเทียบกับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุจากผลการคำนวณ ในขณะที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาเปรียบเทียบกับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับจากสายอากาศที่ไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่ามุมในการรับสัญญาณของสายอากาศทั้งจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

3. เพื่อศึกษาการโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 จะมีผลต่อการรับสัญญาณจากดาวเทียมในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจรผ่าน

4. เพื่อศึกษาลักษณะวงโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

แนวความคิดที่ใช้ในการทำวิทยานิพนธ์

ในการทดลองรับสัญญาณดาวเทียมได้อาศัยสมการพื้นฐานจากกฎ Kepler [2 - 6] เกี่ยวกับการโคจรของดาวเทียมร่วมกับค่าฐานข้อมูลแล้วนำผลการคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศขณะที่ดาวเทียมโคจรผ่าน ในขณะที่นั้นไปทำการปรับค่ามุมทั้งสองของสายอากาศด้วยมือ ซึ่งเป็นค่ามุมโดยประมาณไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่ามุมทั้งสองของสายอากาศไปตามการโคจรของดาวเทียมผ่านไปในช่วงเวลานั้นทำให้ค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ไม่สม่ำเสมอเพียงพอที่จะนำสัญญาณไปถอดรหัสสัญญาณข้อมูลได้

หลักการใหม่ที่น่าเสนอนี้หลังจากที่ได้คำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่าน, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศ แล้วนำผลที่ได้รับไปเก็บไว้ในชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ เมื่อถึงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาโปรแกรมในชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ จะสั่งให้ชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์หมุนกลไกปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของ

สายอากาศให้สัมพันธ์สอดคล้องกับการ โคจรของดาวเทียมในขณะนั้น ทำให้การรับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลาให้ค่าระดับสัญญาณที่สม่ำเสมอเพียงพอเหมาะสมต่อการถอดรหัสสัญญาณเมื่อเปรียบเทียบกับ การรับสัญญาณจากดาวเทียม โดยไม่มีการปรับค่านุมทั้งสองของสายอากาศ

วิธีการดำเนินงาน

ในการทดลองรับสัญญาณจากดาวเทียมประเภทวงโคจรต่ำนี้เริ่มต้นด้วยการศึกษาหลักการพื้นฐานการ โคจรของดาวเทียม, ข้อมูลที่จำเป็นในการโคจรของดาวเทียม, วิธีการคำนวณหาค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน, ค่านุมต่างๆของสายอากาศในการรับสัญญาณแล้วจึงทำการทดลองรับสัญญาณจากดาวเทียม ต่อจากนั้นพิจารณาปรับปรุงการรับสัญญาณ โดยการออกแบบสร้างชุดควบคุมการปรับค่านุมสายอากาศแล้วทำการทดลองรับสัญญาณ โดยการปรับค่านุมของสายอากาศเปรียบเทียบกับ การรับสัญญาณ โดยไม่มีการปรับค่านุมของสายอากาศแล้วนำผลที่ได้ไปวิเคราะห์หาค่าความสัมพันธ์กันต่อไป

ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับจากการทำวิทยานิพนธ์

จากการศึกษานี้เพื่อเป็นประโยชน์ในการพัฒนาปรับปรุงสถานีรับสัญญาณจากดาวเทียมวงโคจรต่ำที่มีขนาดเล็กให้มีประสิทธิภาพในการติดตามและรับสัญญาณจากดาวเทียมดีขึ้นในราคาที่เหมาะสม, เพื่อเป็นพื้นฐานในการพัฒนาทางด้านชุดควบคุมการปรับค่านุมของสายอากาศแบบอัตโนมัติต่อไป, เพื่อเป็นข้อมูลพื้นฐานในการออกแบบวงโคจรของดาวเทียมวงโคจรต่ำโดยเฉพาะอย่างยิ่งที่ประเทศไทยกำลังจะมีดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นวงโคจรต่ำชื่อ “TMSAT (Thai Microsatellite)” เป็นดวงแรกเพื่อใช้ในการศึกษาค้นคว้าทดลองทางด้านสื่อสาร โทรคมนาคมและการถ่ายภาพพื้นผิวโลก [7], [8] เพื่อนำผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมไปใช้ในกิจการด้านต่างๆ เช่น การสื่อสาร โทรคมนาคม, การเตือนภัยเกี่ยวกับสภาพอากาศ, การประมง เป็นต้น

รายละเอียดของสำเนาของวิทยานิพนธ์

สำหรับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้ มีเนื้อหาประกอบไปด้วยทั้งหมด 9 บท คือ

บทที่ 1 บทนำ กล่าวถึงสาเหตุความเป็นมาของวิทยานิพนธ์, วัตถุประสงค์, แนวความคิด, วิธีการดำเนินงาน, ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับตลอดจนรายละเอียดของเนื้อหาวิทยานิพนธ์พอสังเขป

บทที่ 2 กล่าวถึงชนิดของวงโคจรของดาวเทียม, หลักการโคจรของดาวเทียมและค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียม, ค่ามุมอาซิมูทและค่ามุมเงยของสายอากาศ

บทที่ 3 กล่าวถึงหลักการเบื้องต้นในการติดตามดาวเทียม, ข้อมูลที่ใช้ในการติดตามดาวเทียม, วิธีการหาข้อมูลที่จะใช้ในการติดตามดาวเทียมและระบบสถานีรับสัญญาณ

บทที่ 4 กล่าวถึงสายอากาศที่ใช้ในการรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำ, คุณสมบัติของสายอากาศ, ลักษณะของสายอากาศที่ใช้งาน, ผลการติดต่อสื่อสารระหว่างสถานีภาคพื้นดินกับดาวเทียม

บทที่ 5 กล่าวถึงอุปกรณ์ที่ใช้ในการติดตามรับสัญญาณจากดาวเทียม, หลักการทำงานเบื้องต้นของอุปกรณ์ที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมรวมทั้งแนวการออกแบบระบบกลไกหมุนสายอากาศติดตามดาวเทียม, อุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศซึ่งจะคอยตรวจเช็คค่ามุมทั้งสองของสายอากาศ, การเชื่อมต่ออินเทอร์เน็ตเฟสระหว่างบอร์ดวงจรต่างๆ เพื่อใช้ในการควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

บทที่ 6 กล่าวถึงโปรแกรมการทำงานภาษาซีในส่วนเครื่องคอมพิวเตอร์และภาษาแอสเซมบลีในส่วนชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, ฝั่งงานของโปรแกรมและผลการทำงานของโปรแกรม

บทที่ 7 กล่าวถึงวิธีการทดลอง, ผลการทดลองทางด้านฮาร์ดแวร์เกี่ยวกับชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, ชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนสเตปป์มอเตอร์และระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ, ผลการทดสอบสายอากาศย่านความถี่ VHF และย่านความถี่ UHF, ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

บทที่ 8 กล่าวถึงการวิเคราะห์ผลการทดลองในส่วนทางด้านฮาร์ดแวร์เกี่ยวกับชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, ชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนสเตปป์มอเตอร์และระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศ, การวิเคราะห์ผลทางด้านการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

บทที่ 9 บทสรุปและวิจารณ์ กล่าวถึงผลการทำงานอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์ที่ได้สร้างขึ้นมาใช้ในการปรับค่ามุมของสายอากาศพร้อมกับโปรแกรมการทำงาน, ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20, ผลการศึกษาลักษณะวงโคจรของ

ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ท้ายสุดจะเป็นภาคผนวกกล่าวถึงข้อมูลเกี่ยวกับดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20, ตารางความถี่ของดาวเทียม, แนววิธีการคำนวณหาค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมทั้งสอง, วงจรส่วนต่างๆ ของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

การโคจรของดาวเทียม

ลักษณะทั่วไปของดาวเทียมวงโคจรต่ำ

หลังจากที่ดาวเทียมได้ถูกปลดออกจากจรวดท่อนสุดท้าย ต่อจากนั้นดาวเทียมก็จะเริ่มเข้าสู่วงโคจรตามตำแหน่งที่หน่วยงานผู้เป็นเจ้าของดาวเทียมได้กำหนดเอาไว้ซึ่งเป็นไปตามวัตถุประสงค์การใช้งานของดาวเทียมนั้นๆ [2]

ลักษณะวงโคจรของดาวเทียม

ลักษณะวงโคจรของดาวเทียมแบ่งออกได้เป็น 3 แบบ คือ [2], [3], [6], [9]

1. วงโคจรแบบวงกลม (Circular orbit)

ภาพที่ 1



แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบวงกลม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คือวงโคจรที่มีรูปลักษณะเป็นวงกลมโดยมีความสูงจากพื้นผิวโลกประมาณ 1000 กิโลเมตร ระนาบวงโคจรของดาวเทียมค่อนข้างเกือบจะคงที่ ส่วนใหญ่จะนำไปใช้งานทางด้านการอุตุนิยมวิทยาและการสำรวจทรัพยากร, การทดลองทางวิทยาศาสตร์, กิจการวิทยุสมัครเล่น เช่น ดาวเทียม UO - 11, ดาวเทียม RS - 10/11, ดาวเทียม DO - 17, ดาวเทียม LO - 19, ดาวเทียม WO - 18, ดาวเทียม NOAA - 9 เป็นต้น

2. วงโคจรแบบวงรี (Elliptical orbit)

ภาพที่ 2



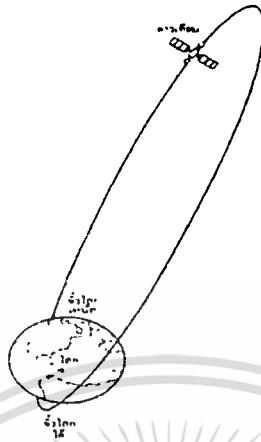
แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบวงรี

วงโคจรลักษณะนี้มีอยู่ด้วยกันจำนวนมากแต่จะแตกต่างกันไปตามค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกหรือมุมที่กระทำกับระนาบเส้นศูนย์สูตรและความเป็นวงรีของวงโคจร วงโคจรนี้มีคุณสมบัติเฉพาะตัวที่สามารถให้พื้นที่การบริการที่บริเวณตำแหน่งละติจูดสูงๆ หรือต่ำมากๆ ได้ ในขณะที่วงโคจรระนาบศูนย์สูตรจะไม่สามารถให้บริการครอบคลุมไปถึงเนื่องจากส่วนโค้งของโลกบังสัญญาณเอาไว้ ดาวเทียมที่มีการโคจรแบบวงรี เช่น ดาวเทียม FO - 20 เป็นต้น

3. วงโคจรแบบพิเศษ (Special orbits) แบ่งออกเป็น 2 ชนิด คือ

1. วงโคจรแบบมอลนิยา (Molniya - type orbit)

ภาพที่ 3

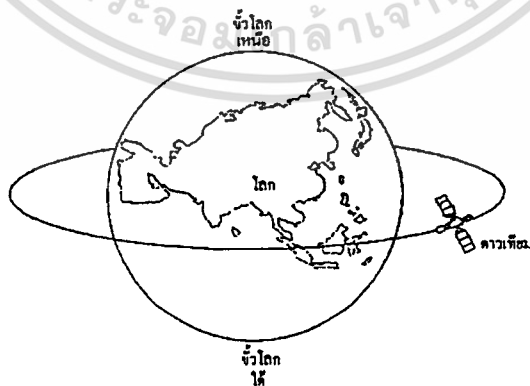


แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบมอลนียา

ลักษณะวงโคจรของดาวเทียมประเภทนี้จะคล้ายๆ กับวงโคจรแบบวงรี ตำแหน่งของจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดในระนาบวงโคจรซึ่งจะมีเวลาการเปลี่ยนแปลงวงโคจรวันต่อวัน สามารถเลือกวงโคจรของดาวเทียมได้อย่างอิสระ จะใช้ในการสื่อสารผ่านดาวเทียม เช่น ดาวเทียม Molniya II, ดาวเทียม AO - 10, ดาวเทียม AO - 13 เป็นต้น

2. วงโคจรแบบค้างฟ้า (Geostationary orbit)

ภาพที่ 4



แสดงวงโคจรของดาวเทียมแบบค้างฟ้า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เป็นวงโคจรที่อยู่บนระนาบเดียวกันกับแนวเส้นศูนย์สูตรของโลก โดยมีลักษณะการโคจรเป็นแบบวงกลม ในระดับความสูงประมาณ 35,860 กิโลเมตร ด้วยความเร็วในการโคจรรอบโลกครบหนึ่งรอบเท่ากับการหมุนของโลกรอบตัวเอง 1 รอบ จึงดูเหมือนกับดาวเทียมและโลกหยุดนิ่งอยู่กับที่ซึ่งดาวเทียมประเภทนี้ส่วนใหญ่จะในด้านกิจการต่างๆ ที่ประจำภูมิภาคบริเวณนั้นเป็นหลัก ได้แก่

- ดาวเทียมสื่อสารโทรคมนาคม เช่น ดาวเทียมไทยคม, ดาวเทียม PALAPA - 2B ฯลฯ
- ดาวเทียมตรวจอากาศ เช่น ดาวเทียม GMS - 5 ฯลฯ
- ดาวเทียมนำร่องการเดินทางและการเดินอากาศ เช่น ดาวเทียม Inmarsat - 1 ฯลฯ
- ดาวเทียมทดลองทางวิทยาศาสตร์และวัตถุประสงค์อื่นๆ เช่น ดาวเทียม ETS - V ฯลฯ

หลักการโคจรของดาวเทียมเบื้องต้น

ปัญหาส่วนใหญ่ในการติดตามการโคจรของดาวเทียมก็คือ การกำหนดตำแหน่งของดาวเทียมตามค่าเวลาในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจรและเส้นทางการโคจรของดาวเทียมในอวกาศ เหมือนกับการศึกษาในการโคจรของดาวเคราะห์รอบดวงอาทิตย์, ดวงจันทร์โคจรรอบโลกหรือดาวเทียมที่มนุษย์สร้างขึ้นโคจรรอบโลกและรอบดวงอาทิตย์ ซึ่งมาจากการกระทำของแรงทางธรรมชาติที่มีผลต่อการโคจร สามารถอธิบายได้ด้วยกฎ Kepler ได้มาจากการสังเกตคุณสมบัติการเคลื่อนที่ของดาวเคราะห์ กล่าวสรุปไว้ดังนี้ [10]

1. ดาวเคราะห์ต่างๆ โคจรเป็นลักษณะวงรี โดยมีดวงอาทิตย์อยู่ที่จุดโฟกัสจุดหนึ่ง
2. เวกเตอร์ตำแหน่งของดาวเคราะห์ใดๆ เทียบกับดวงอาทิตย์จะกวาดไปเป็นพื้นที่เท่ากันในเวลาเท่ากัน

3. ค่ายกกำลังสองของค่าคาบระยะเวลาในการโคจรครบรอบเป็นสัดส่วนโดยตรงกับค่ายกกำลังสามของค่าระยะทางเฉลี่ยของดาวเคราะห์จากดวงอาทิตย์ (จะได้สมการเป็น $T^2 = kr^3$ เมื่อ T คือค่าคาบระยะเวลา, ค่า r คือค่าระยะทางเฉลี่ยของดาวเคราะห์จากดวงอาทิตย์, ค่า k คือค่าคงที่ของสภาพสัดส่วน)

เซอร์ไอแซกนิวตัน ได้สังเกตคุณสมบัติของแรงที่ใช้ในการโคจรของดาวเคราะห์และดวงอาทิตย์ซึ่งมีผลต่อกฎ Kepler 3 ข้อ แรงนี้จะคล้ายกับแรงที่คิดประจำตัวของดาวเคราะห์ (ในที่นี่หมายถึง โลก) เรียกว่า แรงโน้มถ่วงของโลก ซึ่งได้แสดงให้เห็นว่ากฎ Kepler ข้อที่ 2 จะให้ผลถ้าดาวเคราะห์มีแรงกระทำซึ่งกันและกันกับดวงอาทิตย์ แรงนี้จะมีการเปลี่ยนแปลงไปตามส่วนกลับของค่าระยะทางยกกำลังสองกับทิศทางของค่าแรง จะได้ [2], [10], [11]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$F = G\{(m_1 m_2)/r^2\} \quad (1)$$

โดยที่ F เป็นค่าแรงที่เกิดจากมวลทั้งสองมากระทำร่วมกัน (นิวตัน)

G เป็นค่าแรงโน้มถ่วงของโลก เท่ากับ 6.672×10^{-11} ลูกบาศก์เมตรต่อกิโลกรัม - วินาที²

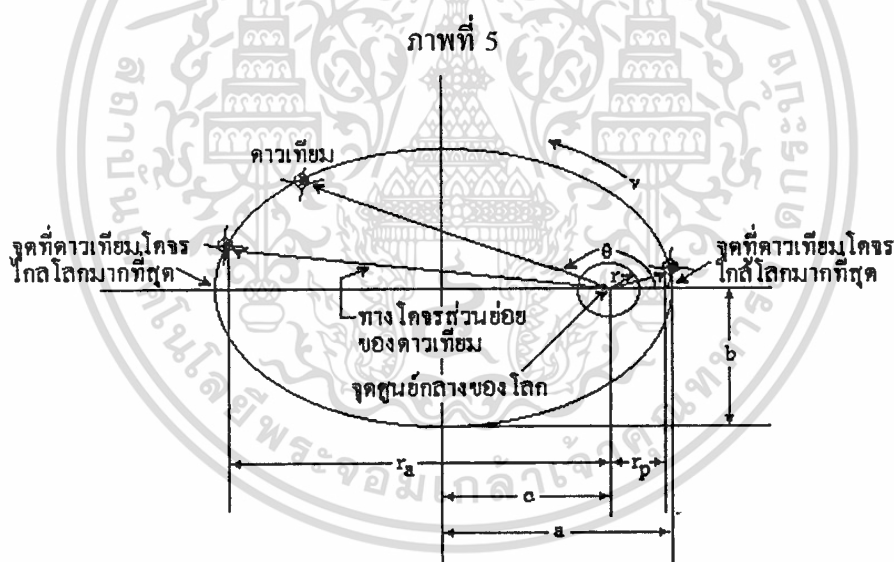
m_1, m_2 เป็นค่ามวล (ในที่นี้ m_1 เป็นค่ามวลของโลกและ m_2 เป็นค่ามวลของดวงอาทิตย์)

(กิโลกรัม)

r เป็นค่าระยะทางระหว่าง m_1 และ m_2

(เมตร)

เรขาคณิตของวงโคจรแบบวงรี



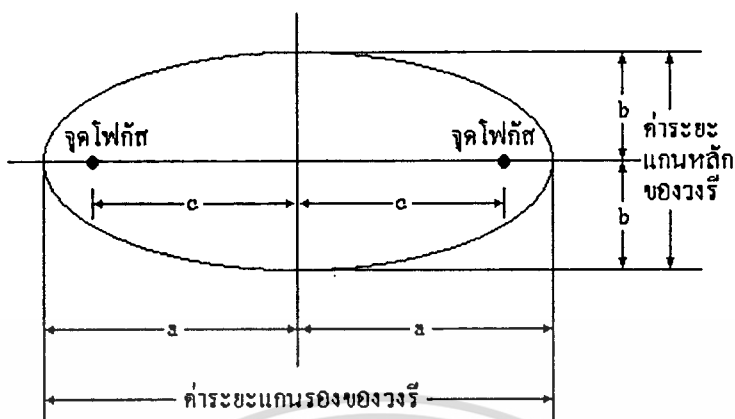
แสดงวงโคจรของดาวเทียมเป็นวงโคจรแบบวงรีกับโลก

การโคจรของดาวเทียมในลักษณะวงโคจรแบบวงรีมุ่งเข้าสู่จุดศูนย์กลาง จากภาพที่ 5 ที่ได้แสดงนั้น โดยที่โลกถูกกำหนดไว้ที่จุดโฟกัสของวงโคจรแบบวงรี ซึ่งเป็นไปตามกฎ Kepler

ข้อที่ 1 เมื่อพิจารณาทางเรขาคณิตของวงโคจรแบบวงรีในภาพที่ 6 หาค่าความสัมพันธ์ได้จาก [2],

[11]

ภาพที่ 6



แสดงเรขาคณิตของวงโคจรแบบวงรี

$$c^2 = a^2 - b^2$$

(2)

โดยที่ a เป็นค่าระยะครึ่งหนึ่งของแกนหลักของวงรี

(กิโลเมตร)

b เป็นค่าระยะครึ่งหนึ่งของแกนรองของวงรี

(กิโลเมตร)

c เป็นค่าระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางของวงรีกับจุดโฟกัส

(กิโลเมตร)

ค่า a, b, c เหล่านี้รวมกัน เรียกว่า ค่าส่วนประกอบของรูปวงรี (e)

(เท่า)

หาได้จาก [3], [12], [13]

$$e^2 = 1 - (b/a)^2$$

(3)

หรือ

$$e = \sqrt{1 - (b/a)^2} \quad \text{เมื่อ } 0 \leq e < 1$$

(4)

จากเงื่อนไขดังกล่าวจะให้ความสัมพันธ์ดังนี้

$$c = ae$$

(5)

และเมื่อพิจารณาจากภาพที่ 5 จะได้

$$r_s = a(1 + e) \quad (6)$$

และ

$$r_p = a(1 - e) \quad (7)$$

โดยที่ r_s เป็นค่าระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางของโลกกับจุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด (กิโลเมตร)

r_p เป็นค่าระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางของโลกกับจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด (กิโลเมตร)

เมื่อกำหนดโดยสรุปความสัมพันธ์ระหว่างค่า a , b , c และ e จะได้จากสมการที่ 2 หรือ 3 เมื่อกำหนดให้ค่า $a = b$ และค่า $c = 0$ ทำให้จุดโฟกัสทั้งสองด้านของวงรีมารวมกันจะได้รูปวงกลม หรือพิจารณารูปวงรีภายใต้เงื่อนไข $0 \leq e < 1$ ในสมการที่ 3 หรือ 4 โดยให้ค่า $a = b$ และค่า $e = 0$ แล้วจะได้รูปวงกลมเช่นเดียวกัน

วงโคจรของดาวเทียมในอวกาศ

ในสภาวะดั้งเดิมหลังจากที่จรวดได้ส่งดาวเทียมขึ้นสู่อวกาศ ระบบขับเคลื่อนจรวดที่บรรทุกดาวเทียมได้หยุดลงปล่อยให้ดาวเทียมคงโคจรต่อไปในลักษณะวงโคจรแบบวงรี จะได้ความสัมพันธ์ระหว่างค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจร (T) และค่า a เท่ากับ

$$T^2 = (4\pi^2 a^3)/GM \quad (8)$$

โดยที่ T เป็นค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจร (นาฬิกา)

M เป็นค่ามวลของโลก เท่ากับ 5.976×10^{24} กิโลกรัม

หาค่า T และค่า a ได้จากสมการที่ 9 และ 10 จะได้

$$T = 165.87 \times 10^{-6} \times a^{3/2} \quad (9)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และ

$$a = 331.25 \times T^{2/3} \quad (10)$$

หมายเหตุ ค่า T ขึ้นอยู่กับค่า a , สำหรับกรณีวงโคจรแบบวงกลม ค่า $a = r$ ซึ่งเป็นค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับจุดศูนย์กลางของโลก (กิโลเมตร)

จากสมการที่ 9 สามารถหาค่าเวลาเฉลี่ยในการโคจรของดาวเทียมซึ่งถูกกำหนดตามการโคจรของดาวเทียมจากจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดถึงจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดอีกจุดหนึ่งต่อ 1 วัน ซึ่งมีช่วงค่าระยะเวลากลางวันกับช่วงค่าระยะเวลากลางคืนเท่ากันคือ 1440 นาที จะได้ความสัมพันธ์ซึ่งกันและกันดังนี้

$$MM = 1440/T \quad (11)$$

โดยที่ MM เป็นค่าเวลาเฉลี่ยในการโคจรของดาวเทียม (รอบต่อวัน)

ค่าความเร็วที่ดาวเทียมใช้ในการโคจร

โดยทั่วไปแล้วค่าความเร็วในการโคจรของดาวเทียมจะเปลี่ยนแปลงไปตามวงโคจร สำหรับกรณีวงโคจรแบบวงรี หาค่าได้โดย [2], [3], [14]

$$v^2 = GM\left\{\frac{2}{r} - \frac{1}{a}\right\} \quad (12)$$

โดยที่ v เป็นค่าความเร็วในการโคจรของดาวเทียม (เมตร/วินาที)

r เป็นค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับจุดศูนย์กลางของโลก (เมตร)

หมายเหตุ ถ้ากำหนดให้ค่า G , M และ a เป็นค่าคงที่ ดังนั้นค่า v จะขึ้นอยู่กับค่า r เพียงค่าเดียวในสมการที่ 12 สามารถหาค่า v ที่จุดใดๆ ในวงโคจรได้ โดยค่า v จะมีค่าความเร็วสูงสุดที่จุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด และค่า v จะมีค่าความเร็วน้อยที่สุดที่จุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลโลกมากที่สุด

สำหรับกรณีวงโคจรแบบวงกลม เมื่อค่า $r = a$ จากสมการที่ 12 จะได้

$$v^2 = GM/r \quad (13)$$

ตำแหน่งการโคจรของดาวเทียม

จากภาพที่ 5 เป็นแนวความคิดวิธีการหาตำแหน่งการโคจรของดาวเทียมโดยอาศัยพิกัดเชิงขั้ว (Polar coordinate) ระหว่างค่า r และค่า θ ซึ่งค่า θ เป็นการวัดค่ามุมในลักษณะทวนเข็มนาฬิกา จากจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดเปลี่ยนไปตามค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน (t) ความสัมพันธ์ระหว่างค่า t และค่า θ หาได้จากกฎ Kepler ข้อที่ 2 ดังนี้ [2]

$$\theta \text{ (คิดในหน่วยองศา)} = (t/T) (360^\circ) \quad (14)$$

หรือ

$$\theta \text{ (คิดในหน่วยเรเดียน)} = 2\pi (t/T) \quad (15)$$

โดยที่ θ เป็นค่ามุมระหว่างจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดเปลี่ยนไปตามค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน (เมื่อคิดจากสมการที่ 14 มีหน่วยเป็น องศา และคิดจากสมการที่ 15 มีหน่วยเป็น เรเดียน)

t เป็นค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านไปโดยนับตั้งแต่จุดที่ทางโคจรของดาวเทียมตัดกับทางโคจรของโลกช่วงขึ้นสูงสุดในตำแหน่งสุดท้าย (นาที)

สำหรับกรณีวงโคจรแบบวงรี จะได้ [2], [4], [15]

$$t = (T/2\pi) \{E - e \sin E\} \quad (16)$$

โดยที่ t เป็นค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านไปโดยนับตั้งแต่จุดที่ทางโคจรของดาวเทียมตัดกับทางโคจรของโลกในจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด (นาที)

E เป็นค่ามุมของค่าส่วนประกอบของรูปวงรีที่มีมุมผิดปกติเนื่องมาจากการโคจร

(องศา)

หาได้จาก

$$E = 2 \arcsin \left\{ \left[\frac{(1 - e)/(1 + e)}{\tan(\theta/2)} \right]^{0.5} \right\} + 360^\circ n \quad (17)$$

โดยที่ $n = 0$ เมื่อค่ามุมอยู่ในระหว่าง -180 องศา $< \theta < 180$ องศา และ

$n = 1$ เมื่อค่ามุมอยู่ในระหว่าง 180 องศา $< \theta < 540$ องศา

คำนวณเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก

การหมุนรอบตัวเองของโลกและโลกโคจรรอบดวงอาทิตย์ ประกอบไปด้วยระนาบเส้นศูนย์สูตรของโลกและระนาบวงโคจรของดาวเทียมเทียบกับตำแหน่งของดวงดาวที่อยู่กับที่ดังแสดงในภาพที่ 7



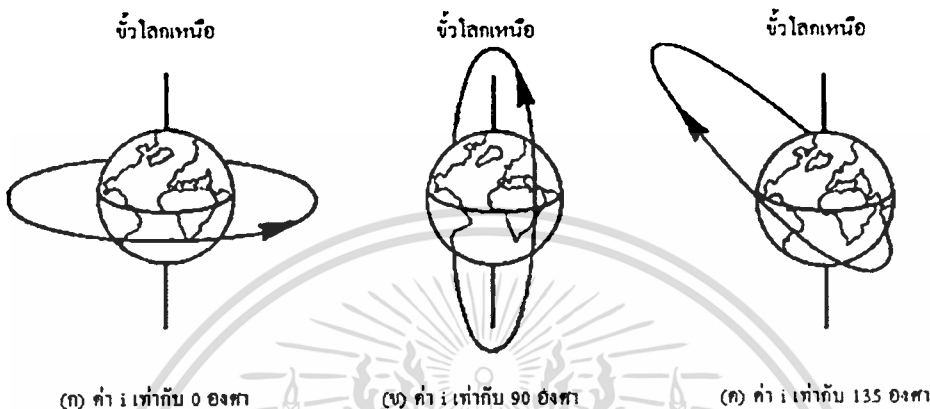
แสดงความสัมพันธ์ระหว่างระนาบเส้นศูนย์สูตรกับระนาบวงโคจรของดาวเทียม เพื่อหาค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก

เส้นที่ตัดกันของระนาบทั้งสอง เรียกว่าเส้นทางโคจรของดาวเทียมตัดกับเส้นทางโคจรของโลก โดยมีช่วงที่ดาวเทียมโคจรขึ้นและช่วงที่ดาวเทียมโคจรลง (Line of node) ซึ่งมีความสัมพันธ์กับทั้งสองระนาบนี้จะมีความสำคัญในการกำหนดค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก (i) โดยเป็นค่ามุมที่อยู่ระหว่างเส้นที่เชื่อมต่อกับจุดศูนย์กลางของโลกกับขั้วโลกเหนือและเส้นที่ลากผ่านไปยังจุดศูนย์กลางของโลกตั้งฉากกับระนาบวงโคจรของดาวเทียมเหมือนกับค่ามุมระหว่างเส้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ศูนย์สูตรกับทางโคจรของดาวเทียมในขณะที่สมมุติว่าโลกหยุดหมุน ตามการโคจรของดาวเทียม ผ่านเข้ามาทางซีกโลกทางตอนเหนือ แสดงในภาพที่ 8

ภาพที่ 8



(ก) ค่า i เท่ากับ 0 องศา

(ข) ค่า i เท่ากับ 90 องศา

(ค) ค่า i เท่ากับ 135 องศา

แสดงค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกซึ่งมีผลต่อการโคจรของดาวเทียม

ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกสามารถเปลี่ยนแปลงค่ามุมตั้งแต่ 0 องศาถึง 180 องศา ซึ่งมีความสำคัญต่อผู้ใช้งานมาก จากภาพที่ 8 (ก), (ข) และ (ค) ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกแบ่งออกได้เป็น 2-กรณีคือ

กรณีที่ 1 ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกมีค่ามุมเป็น 0 องศา ดาวเทียมจะโคจรผ่านเหนือบริเวณเส้นศูนย์สูตรของโลก ดังแสดงในภาพที่ 8 (ก)

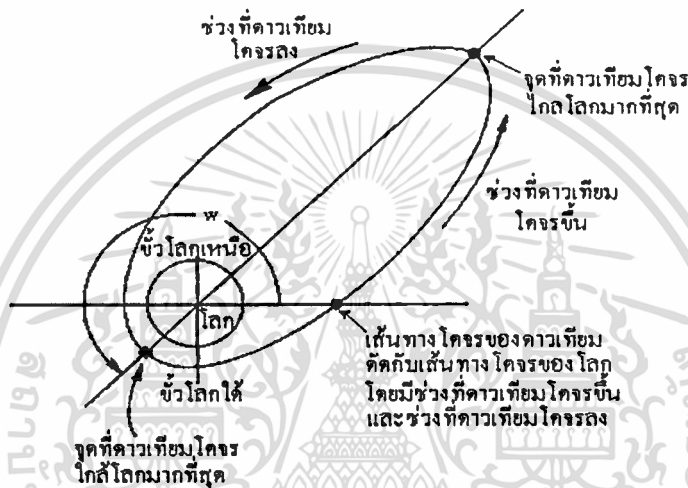
กรณีที่ 2 ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกมีค่ามุมอยู่ในเงื่อนไข $0 < i < 180$ องศา ซึ่งจำแนกออกไปตามทิศเชิงขั้ว ดาวเทียมจะโคจรผ่านเหนือบริเวณเส้นศูนย์สูตรของโลก 2 ครั้ง คือครั้งที่ 1 ดาวเทียมโคจรผ่านบริเวณซีกโลกทางตอนเหนือและครั้งที่ 2 ดาวเทียมโคจรผ่านบริเวณซีกโลกทางตอนใต้ ดังเช่น แสดงในภาพที่ 8 (ข) พบว่าค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกเป็นค่ามุม 90 องศา ดาวเทียมโคจรผ่านขั้วโลกเหนือและบริเวณขั้วโลกใต้ในแต่ละรอบของการโคจร และภาพที่ 8 (ค) พบว่าค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก เป็นค่ามุม 135 องศา ดาวเทียมจะโคจรผ่านบริเวณขั้วโลกเหนือและบริเวณขั้วโลกใต้ เป็นต้น

๓

ค่ามุมอากิวเมนต์ของจุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด

ค่ามุมอากิวเมนต์ (w) คือค่ามุมที่อยู่ระหว่างเส้นทางโคจรของดาวเทียมตัดกับเส้นทางโคจรของโลก (โดยมีช่วงที่ดาวเทียมโคจรขึ้นและช่วงที่ดาวเทียมโคจรลง) กับค่าระยะแกนหลักของวงโคจรแบบวงรี (ค่าระยะทางจุดศูนย์กลางของโลกจนถึงจุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด) ดังแสดงในภาพที่ 9

ภาพที่ 9



แสดงค่ามุมอากิวเมนต์ของจุดที่ดาวเทียมโคจรไกลโลกมากที่สุด

ค่ามุมอากิวเมนต์ของจุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด ใช้ในการกำหนดจุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุดในแนวระนาบวงโคจรของดาวเทียมหรือใช้ในการคำนวณกำหนดสถานที่รับสัญญาณจากดาวเทียม ค่ามุมอากิวเมนต์นี้จะเปลี่ยนแปลงไปตามเวลาเนื่องมาจากส่วนที่ป่องออกแถบบริเวณเส้นศูนย์สูตรของโลก หาได้จาก [2], [4]

$$w = 4.97 (R_{\infty}/a)^{3.5} \{(5 \cos^2 i - 1)/(1 - e^2)^2\} \quad (18)$$

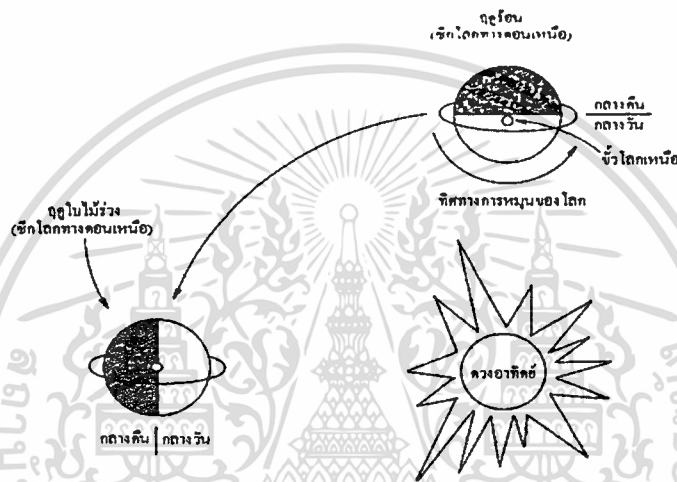
โดยที่ w เป็นค่าอัตราค่าเปลี่ยนแปลงค่ามุมอากิวเมนต์ของจุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด

(องศา/วัน)

- R_{eq} เป็นค่ารัศมีเฉลี่ยบริเวณแถบเส้นศูนย์สูตรของโลก เท่ากับ 6371 กิโลเมตร
 i เป็นค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก (องศา)

การเปลี่ยนแปลงวงโคจรแบบวงกลมของดาวเทียม

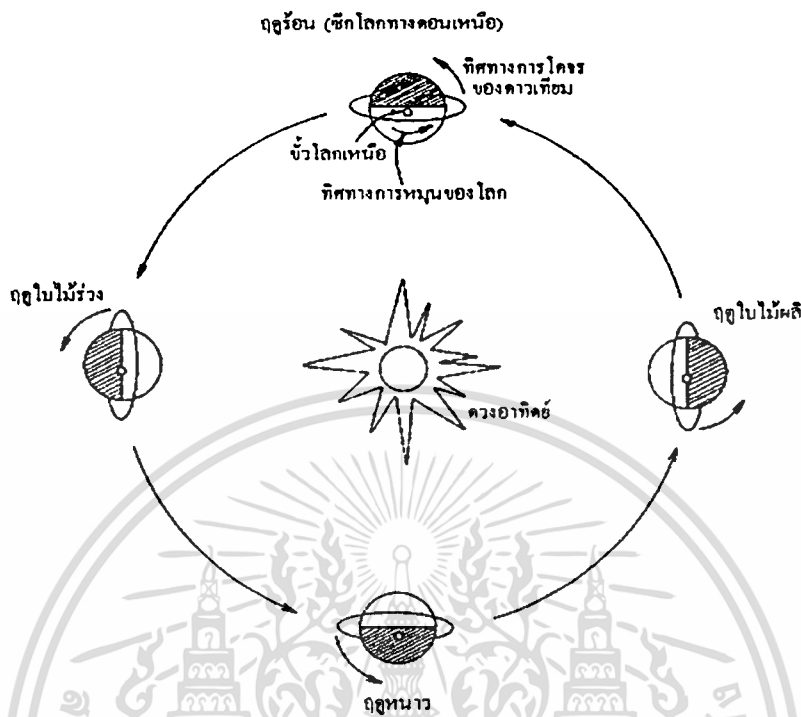
ภาพที่ 10



แสดงการเปลี่ยนแปลงค่าเวลาแต่ละจุดในการรับสัญญาณจากดาวเทียมในขณะที่ระนาบวงโคจรของดาวเทียมคงที่

จากภาพที่ 10 เป็นการเปลี่ยนแปลงค่าเวลาแต่ละจุดกาลในการรับสัญญาณจากดาวเทียมในขณะที่ระนาบวงโคจรของดาวเทียมคงที่ ตัวอย่างเช่น ดาวเทียมโคจรผ่านสถานีรับสัญญาณในเวลา 06:00 น. และเวลา 18:00 น. ทุกๆ วัน ช่วงระยะเวลา 3 เดือนต่อมา, ดาวเทียมใช้เวลาในการโคจรผ่านสถานีเดียวกันในเวลา 03:00 น. และเวลา 15:00 น. ทุกๆ วัน เป็นต้น

ภาพที่ 11



แสดงวงโคจรแบบวงกลมของดาวศุกร์ โคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์

การเปลี่ยนแปลงระนาบวงโคจรแบบวงกลมของดาวศุกร์ในบริเวณซีกโลกเหนือและซีกโลกใต้ แสดงในภาพที่ 11 หาได้จาก

$$\Omega = -9.95 (R_{\text{eq}}/r)^{3.5} \cos i \quad (19)$$

โดยที่ Ω เป็นค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงระนาบวงโคจรของดาวศุกร์

(องศา/วัน)

r เป็นค่าระยะทางระหว่างดาวศุกร์กับจุดศูนย์กลางของโลก

(กิโลเมตร)

ซึ่งค่า Ω เป็น 360 องศา/ปี หรือ 0.980 องศา/วัน โดยคิดมาจากค่ามุม 360 องศา/365.25 วัน เรียกว่า วงโคจรของดาวศุกร์ โคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์ (Sun - synchronous orbit) แทนค่า Ω ในสมการที่ 20 จะได้

$$i^* = \arcsos \{ -(0.09910) [r/6378]^{3.5} \} \quad (20)$$

โดยที่ i^* เป็นค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกในวงโคจรแบบวงกลมของดาวเทียมโคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์ (องศา)

การเปลี่ยนแปลงวงโคจรแบบวงรีของดาวเทียม

การเปลี่ยนแปลงระนาบวงโคจรของดาวเทียมเกี่ยวกับแกนขั้วโลกเหนือและขั้วโลกใต้สำหรับวงโคจรแบบวงรี หาได้จาก

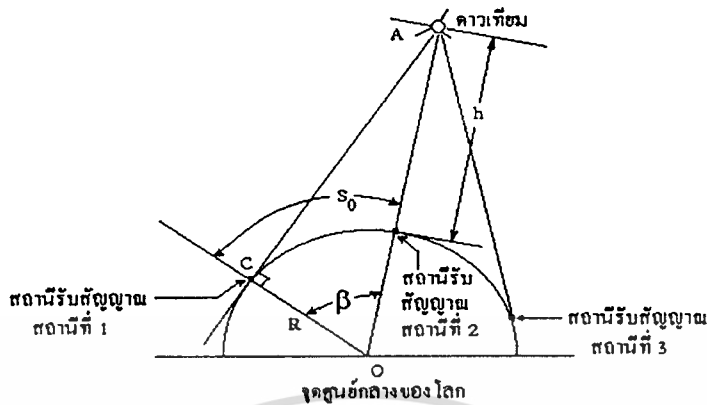
$$\Omega = -9.95 (R_{\text{cp}}/a)^{3.5} [\cos(i)]/(1 - e^2)^2 \quad (21)$$

และถ้าให้ค่า $a = r$ และค่า $e = 0$ แล้วจะได้วงโคจรแบบรูปกลม ซึ่งจะหาค่า Ω ได้จากสมการที่ 19

คำนวณอาซิมุมของสายอากาศและค่าระยะทางบนพื้นผิวโลกระหว่างสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และสถานีที่ 2

สถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินใช้สายอากาศแบบมีทิศทางติดตามตำแหน่งการโคจรของดาวเทียม ซึ่งมักจะแสดงอยู่ใน 2 ค่ามุมคือ ค่ามุมอาซิมุมและค่ามุมเงยของสายอากาศ

ภาพที่ 12



แสดงการกำหนดที่ตั้งของสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1, สถานีที่ 2 และสถานีที่ 3 เพื่อหา
ค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศและพุดพรีนค์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียม

พิจารณาจากภาพที่ 12 ค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศจะคำนวณหาได้เมื่อทราบ
ตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดของ 2 สถานีรับสัญญาณ และค่าระยะทางบนพื้นผิวโลก
ระหว่าง 2 สถานีรับสัญญาณร่วมกับค่าส่วนโค้งของวงกลม จะได้ [2]

$$s_0 = R\beta \quad (22)$$

โดยที่ s_0 เป็นค่าระยะทางบนพื้นผิวโลกระหว่างสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และสถานีที่ 2
(กิโลเมตร)

R เป็นค่ารัศมีของโลก 6371 กิโลเมตร

β เป็นค่ามุมจุดศูนย์กลางของโลกที่อยู่ระหว่างเส้นที่ลากจากจุดศูนย์กลางของโลกไปยัง
2 สถานีรับสัญญาณ (เรเดียน)

จากสมการที่ 22 ค่า s_0 และค่า β ซึ่งมีความสัมพันธ์กับตำแหน่งละติจูดและตำแหน่ง
ลองจิจูดของ 2 สถานีรับสัญญาณ จะได้

$$\cos \beta = \sin \phi_1 \sin \phi_2 + \cos \phi_1 \cos \phi_2 \cos (\lambda_1 - \lambda_2) \quad (23)$$

โดยที่ ϕ_1, λ_1 เป็นค่าตำแหน่งละติจูดและค่าตำแหน่งลองจิจูดของสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1
(องศา)

ϕ_2, λ_2 เป็นค่าตำแหน่งละติจูดและค่าตำแหน่งลองจิจูดของสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 2
(องศา)

หมายเหตุ ค่า arc มุม 1 องศา เท่ากับ 111.2 1 กิโลเมตร

หาค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศที่สถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 หรือจากสถานีที่ 2 ได้จาก

$$\cos A = [\sin \phi_2 - \sin \phi_1 \cos \beta] / [\cos \phi_1 \sin \beta] \quad (24)$$

โดยที่ A เป็นค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศซึ่งกำหนดให้ทิศเหนือเป็นมุม 0 องศา
นับตามเข็มนาฬิกาไปจนครบ 360 องศา

ϕ_1, ϕ_2 เป็นค่าตำแหน่งละติจูดของสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และสถานีที่ 2
(องศา)

ฟุตพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียม

การแพร่กระจายคลื่นวิทยุของสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดิน โดยปกติมักจะอยู่ในลักษณะ
คลื่นแนวสายตาทางแนวนอน โดยปกติเมื่อใช้ในงานสื่อสารผ่านดาวเทียมอาจจะใช้ติดต่อไม่ได้จน
กว่าดาวเทียมจะโคจรมาอยู่ในแนวค่ามุมเงยของสายอากาศมากกว่า 0 องศาขึ้นไป ตำแหน่งการ
โคจรของดาวเทียมจะเปลี่ยนไปตามสมการเรขาคณิตและเส้นสัมผัสวงกลมจากดาวเทียมไปยังโลก
ที่สถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และสถานีที่ 3 ซึ่งมีลักษณะคล้ายกับรูปกรวยในเวลานั้น ดังแสดง
ในภาพที่ 12 สถานีรับสัญญาณใดๆ ที่อยู่ภายในรัศมีการทำงานของดาวเทียมจะมีเพียง 2 สถานี ที่
สามารถติดต่อสื่อสารผ่านดาวเทียมเป็นระยะทางบนพื้นดินโลกไกลที่สุดเท่ากับ $2S_0$ ซึ่งจะเปลี่ยน
แปลงไปตามค่าระดับความสูงของดาวเทียมถึงพื้นผิวโลก หากทำได้โดยอาศัยพื้นฐานทางเรขาคณิต
จะได้สามเหลี่ยมมุมฉาก AOC, $\cos \beta = R/(R + h)$ และค่า S_0 ดังนั้นจะได้

$$2S_0 = 2 R \arccos [R/(R + h)] \quad (25)$$

โดยที่ $2S_0$ เป็นค่าระยะทางระหว่าง 2 สถานีที่ใช้ในการติดต่อสื่อสารผ่านดาวเทียมไกลที่สุด

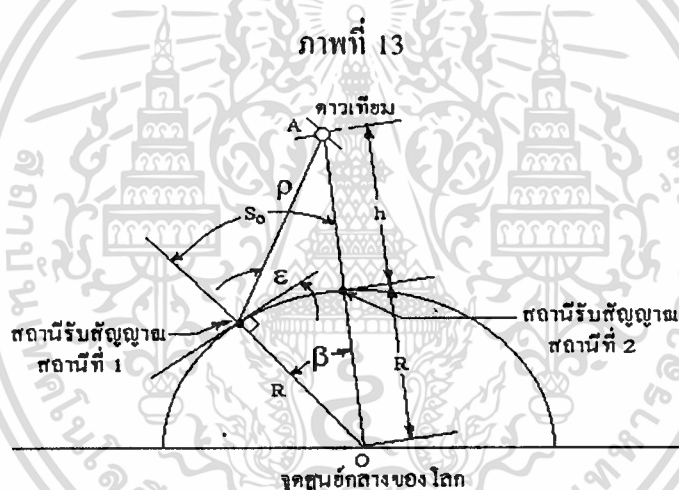
(ในที่นี้หมายถึงสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และสถานีที่ 3) (กิโลเมตร)

h เป็นค่าระดับความสูงของดาวเทียมถึงพื้นผิวโลก (กิโลเมตร)

คำนวณมุมของสายอากาศและค่าระยะความลาดเอียงของการโคจรของดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ

คำนวณมุมของสายอากาศและค่าระยะความลาดเอียงของการโคจรของดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณที่ได้รับขึ้นอยู่กับ

1. ค่าระดับความสูงของดาวเทียมถึงพื้นผิวโลก (h)
2. ค่าระยะทางบนพื้นผิวโลกระหว่างสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และสถานีที่ 2 (S_0)



แสดงการหาค่ามุมของสายอากาศและค่าระยะความลาดเอียงของการโคจรของดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 ตามค่า h และค่า S_0

เมื่อพิจารณาภาพที่ 13 จะได้รูปสามเหลี่ยม AOC จากพื้นฐานทางด้านเรขาคณิต จะได้

$$A = 180^\circ - \beta - (\varepsilon + 90^\circ) = 90^\circ - \beta - \varepsilon \quad (26)$$

โดยที่ A เป็นค่ามุมระหว่างด้าน AC กับด้าน AO

(องศา)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ใช้กฎของ Sines ด้าน R และด้าน R + h จะได้

$$[R + h]/\sin (\varepsilon + 90^\circ) = R/\sin (90^\circ - \beta - \varepsilon) \quad (27)$$

จาก $\sin (90^\circ + x) = \cos (x)$ จะได้

$$[R + h]/\cos \varepsilon = R/\cos (\varepsilon + \beta) \quad (28)$$

จาก $\cos (x + y) = \cos (x) \cos (y) - \sin (x) \sin (y)$ จะได้

$$[R + h]/\cos \varepsilon = R/[\cos (\varepsilon) \cos (\beta) - \sin (\varepsilon) \sin (\beta)] \quad (29)$$

แยกเทอมค่ามุม ε จะได้

$$\tan \varepsilon = \{[(R + h) \cos (\beta)] - R\}/(R + h) \sin (\beta) \quad (30)$$

โดยที่ ε เป็นค่ามุมเงยของสายอากาศของสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 และจากภาพที่ 13 ใช้กฎของ Cosine จะได้

$$\rho = [(R + h)^2 + R^2 - 2R(R + h)\cos(S_0/R)]^{1/2} \quad (31)$$

โดยที่ ρ เป็นค่าระยะความลาดเอียงของการโคจรของดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณสถานีที่ 1 (กิโลเมตร)

บทที่ 3

หลักการเบื้องต้นในการติดตามดาวเทียม

การติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำๆ ไป

การติดตามดาวเทียมเป็นความสามารถในการกำหนดเวลาที่ดาวเทียมโคจรมาถึงและตำแหน่งที่กำหนดให้สายอากาศขึ้นไปหาดาวเทียม โดยการใช้สายอากาศแบบมีทิศทาง ซึ่งจะสามารถรับข้อมูลได้ตามที่ต้องการ ทั้งนี้เนื่องจากดาวเทียมจะมีระยะเวลาของการผ่านเข้ามาภายในบริเวณพื้นที่ของการรับสัญญาณของแต่ละสถานีได้เพียงบางช่วงเวลาที่ยำกักในแต่ละวันเท่านั้น

วิธีการติดตามดาวเทียมกระทำได้ 2 วิธีคือ โดยใช้วิธีการทางภูมิศาสตร์ ซึ่งจะเป็นการอธิบายยกตัวอย่างขั้นตอนการติดตามของดาวเทียม OSCAR - 8 ประกอบ และวิธีการการคำนวณโดยอาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ซึ่งจะเป็นตัวอย่างผลการคำนวณจากการใช้โปรแกรม QuickTrak ในการติดตามดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

ข้อมูลที่ต้องการทราบในการติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ

ข้อมูลที่ต้องการทราบในการติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ ได้แก่

1. ตำแหน่งค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศในการหันทิศทางสายอากาศรับสัญญาณจากดาวเทียมในช่วงเวลานั้น
2. ตำแหน่งการ โคจรของดาวเทียมในปัจจุบัน

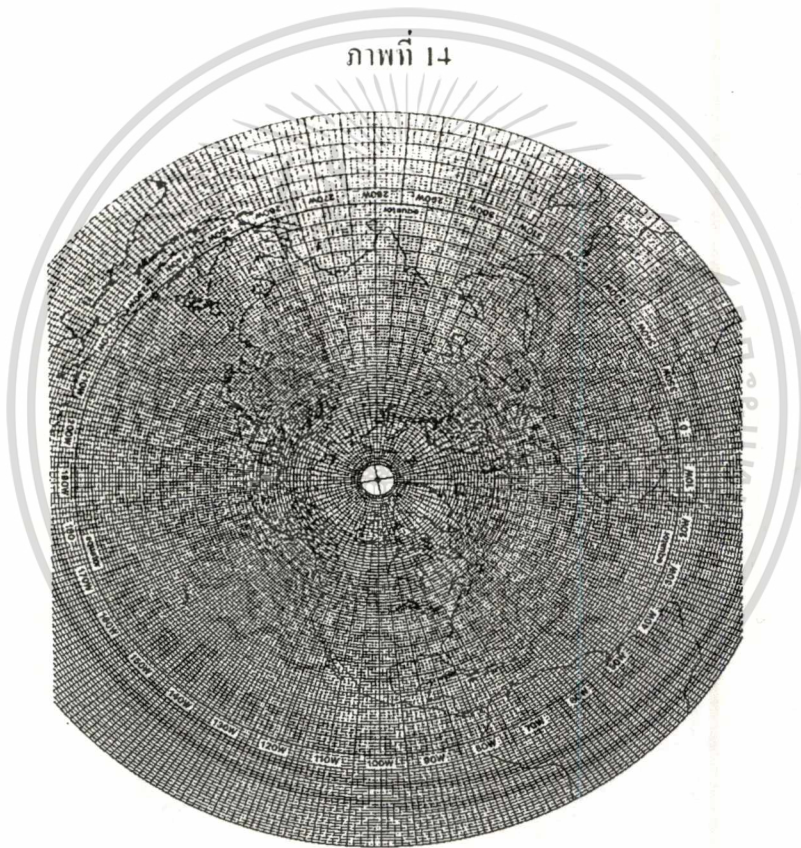
วิธีการหาข้อมูลที่จะใช้ในการติดตามดาวเทียม

สามารถหาได้ 2 วิธี คือ [2]

1. วิธีการทางภูมิศาสตร์ เป็นวิธีการคำนวณในยุคแรกๆ ของการติดตามดาวเทียม ในที่นี้จะขอยกตัวอย่างอธิบายขั้นตอนการติดตามดาวเทียม OSCAR 8 พอเป็นสังเขป [16 - 18]

1.1 อุปกรณ์ที่ใช้ในการคำนวณค่าเวลาในการโคจรของดาวเทียม, ค่ามุมอาซิมุตและค่ามุมเงยของสายอากาศ ประกอบไปด้วย

1. แผ่นใสแผนที่โลก แสดงอยู่ในภาพที่ 14

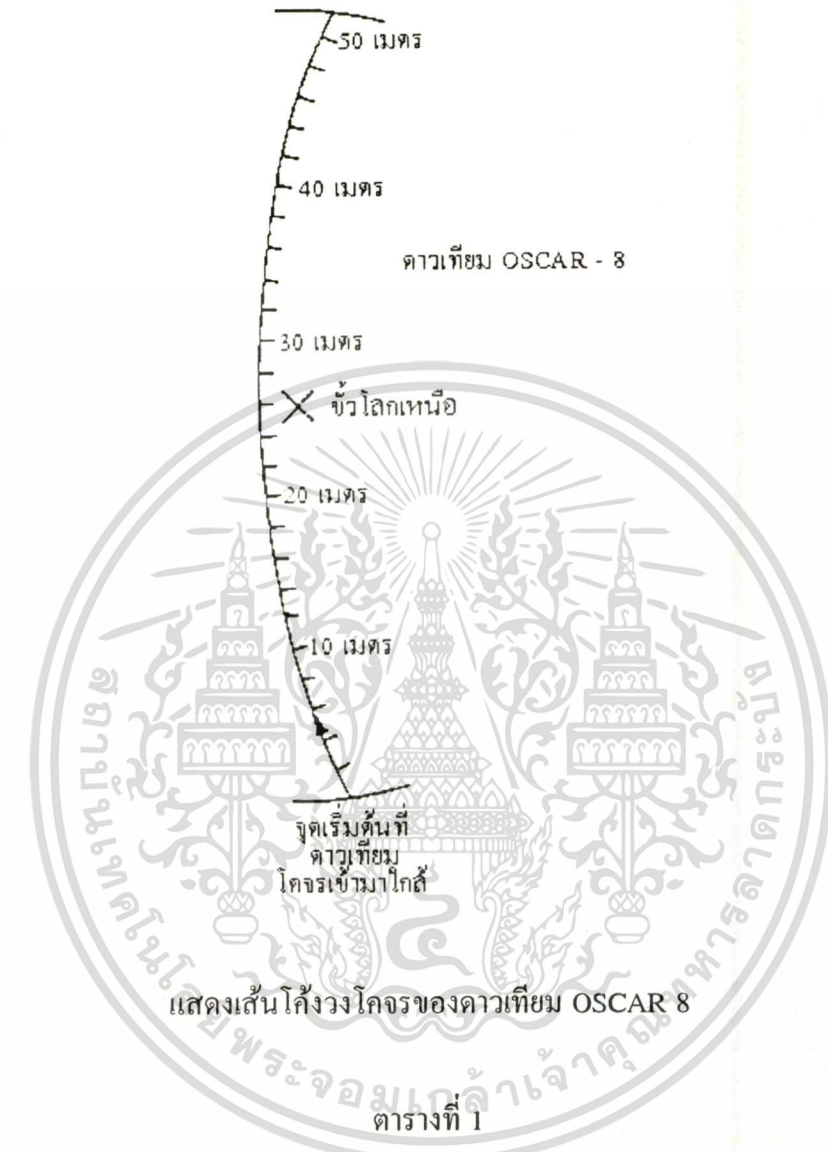


แสดงลักษณะแผนที่โลก

2. แผ่นใสเส้นโค้งวงโคจรของดาวเทียม OSCAR 8 แสดงดังภาพที่ 15

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 15



แสดงวงโคจรของดาวเทียม OSCAR 8

ดาวเทียม OSCAR 8

ประกาศที่ 173 ประจำวันเสาร์ที่ 21 มิถุนายน 2521

วงโคจรที่	เวลามาตรฐานโลก (UTC) ชั่วโมง : นาที : วินาที	ตำแหน่งลองจิจูด องศาตะวันตก
11697	04:20:01	117.6
11698	06:03:14	143.4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

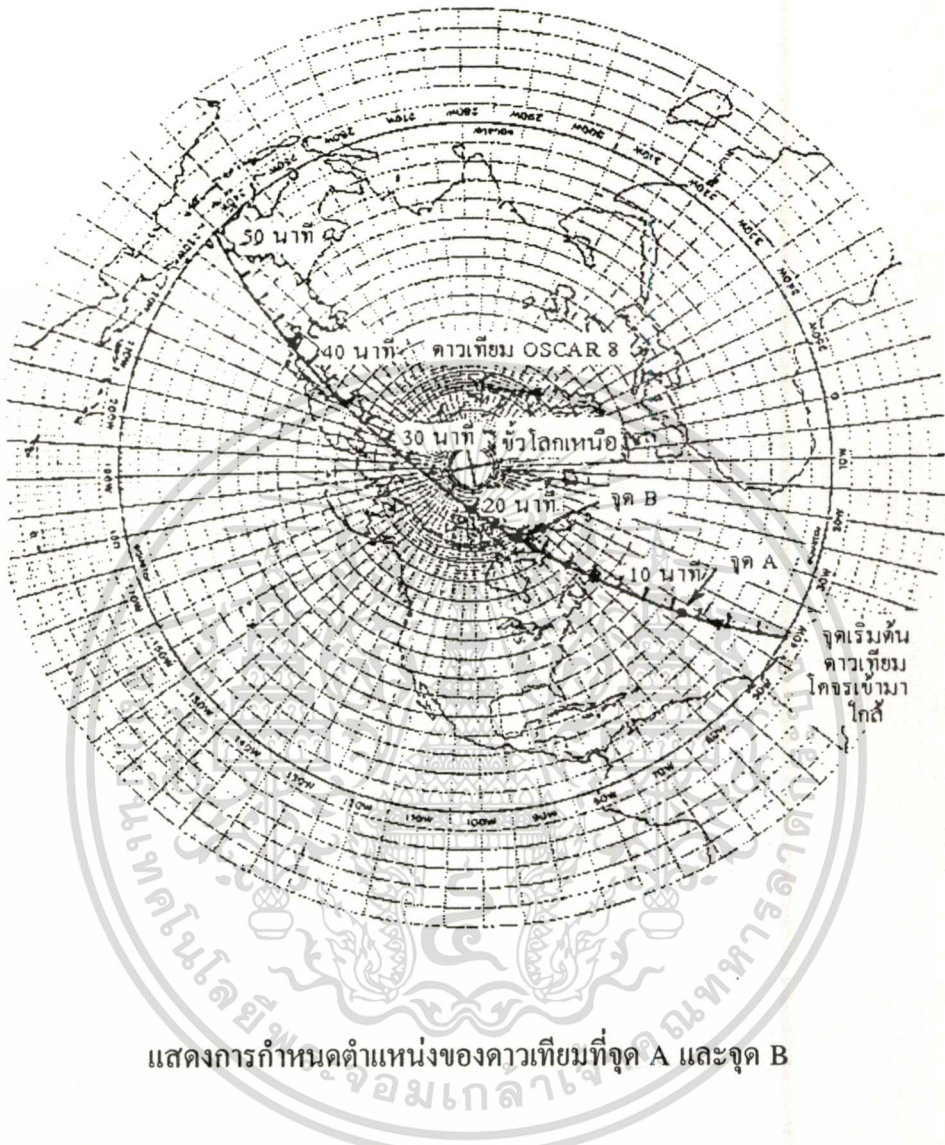
ตารางที่ 1 (ต่อ)

แสดงวงโคจรของดาวเทียม OSCAR 8

ดาวเทียม OSCAR 8		
ประกาศที่ 173 ประจำวันเสาร์ที่ 21 มิถุนายน 2521		
วงโคจรที่	เวลามาตรฐานโลก (UTC) ชั่วโมง : นาที : วินาที	ตำแหน่งลองจิจูด องศาตะวันตก
11697	04:20:01	117.6
11698	06:03:14	143.4
11699	07:46:26	169.2
11700	09:29:38	195.0
11701	11:12:50	220.8
11702	12:56:02	246.6
11703	14:39:15	272.4
11704	16:22:27	298.2
11705	18:05:39	324.0
11706	19:48:51	349.8
11707	21:32:03	15.6
11708	23:15:16	41.4

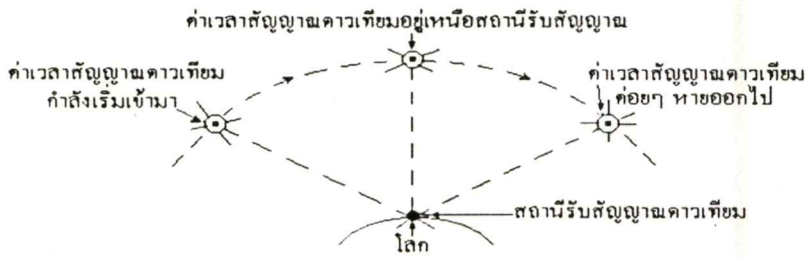
1.2 วิธีการคำนวณ วางเส้นโค้งผ่านโหนดของดาวเทียม OSCAR 8 ซ้อนทับกับแผ่นใสแผนที่โลก แล้วพิจารณาวงโคจรที่ 11708 ของดาวเทียม OSCAR 8 ในวันเสาร์ที่ 21 มิถุนายน 2521 แสดงในตารางที่ 1 บอกให้ทราบถึงตำแหน่งลองจิจูด 41.4 องศาตะวันตก เป็นตำแหน่งที่ทางโคจรของดาวเทียมตัดกับทางโคจรของโลก ให้หมุนเส้นโค้งวงโคจรแผ่นใสของดาวเทียม OSCAR 8 ไปยังตำแหน่งลองจิจูด 41.4 องศาตะวันตก แล้วทำเครื่องหมายไว้ ให้กำหนดจุดทางโคจรส่วนย่อยของดาวเทียมอยู่ที่เวลาใดๆ ในระหว่างวงโคจร เช่น เวลา 23:22 น. ดาวเทียมจะอยู่ที่จุด A และเวลา 23:35 น. ดาวเทียมจะอยู่ที่จุด B แสดงในภาพที่ 16

ภาพที่ 16



กำหนดค่าเวลาที่สัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามา และค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป แสดงดังภาพที่ 17 [15], [19]

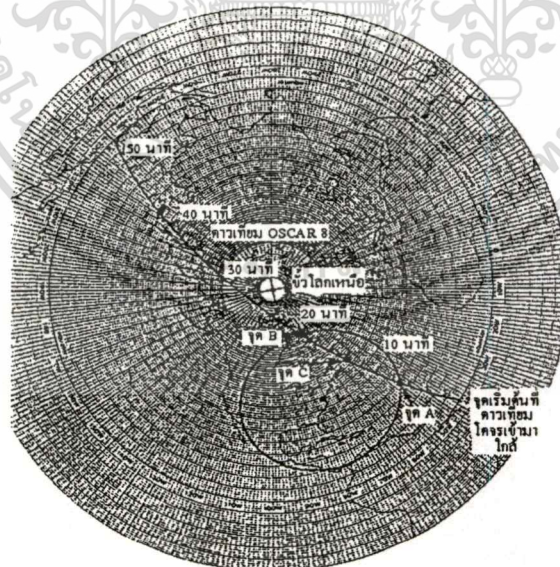
ภาพที่ 17



แสดงตำแหน่งการโคจรของดาวเทียมที่เวลาต่างๆ

แล้วเพิ่มเส้นวงกลมรัศมีการทำงานของดาวเทียม OSCAR 8 ลงไปโดยให้เส้นวงกลมตัดผ่านที่จุด A ซึ่งกำหนดให้เป็นค่าเวลาที่สัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามา 23:22 น. และจุด B เป็นค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป 23:35 น. แสดงดังภาพที่ 18 จะพบว่ารัศมีการทำงานของดาวเทียมครอบคลุมบริเวณสถานีรับสัญญาณที่อูชิงตันอยู่ด้วย

ภาพที่ 18



แสดงการกำหนดจุด A ที่ค่าเวลาที่สัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามา และจุด B ที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.3 รายละเอียดการหันทิศทางของสายอากาศรับสัญญาณ จะประกอบไปด้วย 2 มุม คือ

1. มุมอาซิมูท

2. มุมเงย

พิจารณาจากภาพที่ 18 ค่ามุมเงยของสายอากาศอาจตั้งไว้ที่ค่ามุมใดมุมหนึ่งในระหว่างมุม 0 องศา ถึง 90 องศา โดยค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่าสูงสุดเมื่อจุดทางโคจรย่อยของดาวเทียมใกล้กับสถานีรับสัญญาณซึ่งจะสัมพันธ์กับความสูงจากพื้นดินกับดาวเทียม ตามตารางที่ 2 ของดาวเทียมบางดวง ในที่นี้ค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่าประมาณ 30 องศาและ 60 องศา

ตารางที่ 2

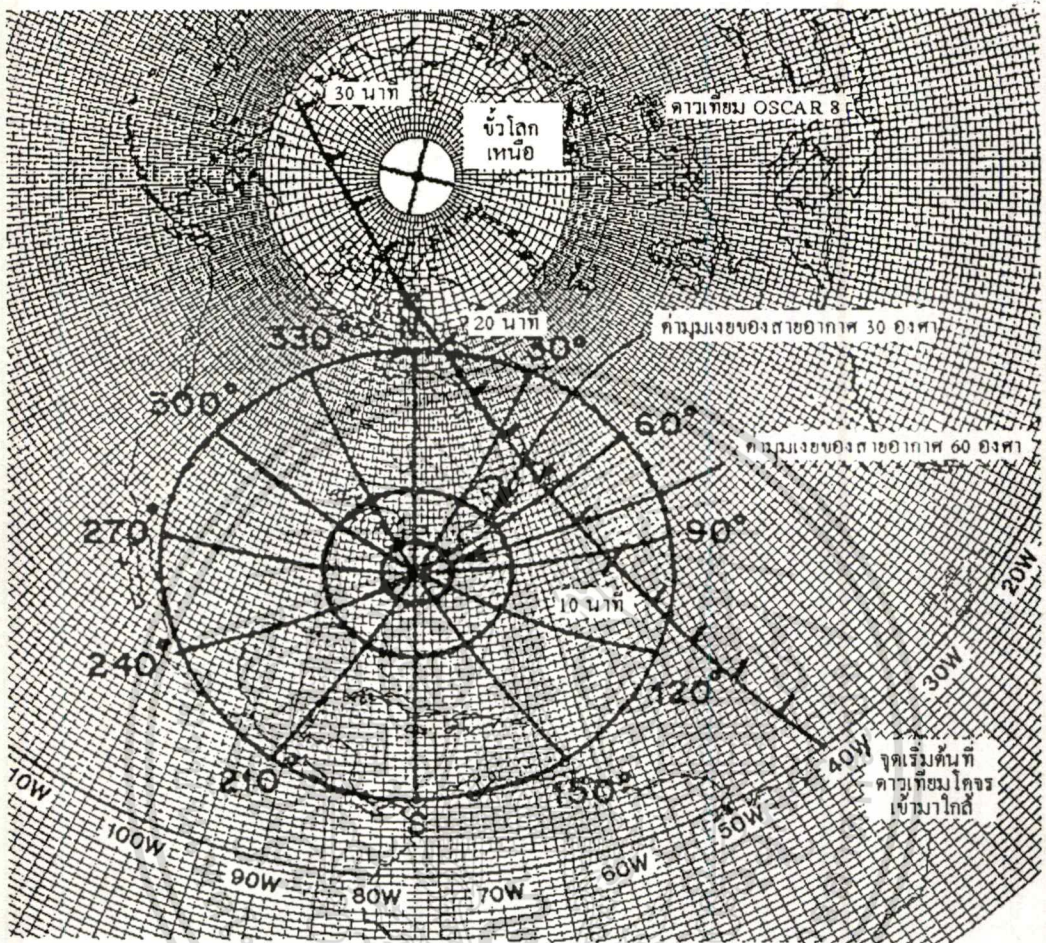
แสดงค่ามุมเงยของสายอากาศกับค่าระยะห่างระหว่างดาวเทียม

กับสถานีรับสัญญาณ [2]

ชื่อดาวเทียม	ค่าระยะห่างระหว่างดาวเทียม กับสถานีรับสัญญาณ (กิโลเมตร)	ค่ามุมเงยของสายอากาศ (องศา)
OSCAR 14 - 19	3038	3.6
	1078	9.7
	403	27.3
FO - 20 อยู่ในตำแหน่งที่ ดาวเทียมโคจรห่างไกลจาก โลกมากที่สุด	4257	6.9
	1909	17.2
FO - 20 อยู่ในตำแหน่งที่ ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลก มากที่สุด	766	38.3
	3223	4.1
	1195	10.7
	452	29.0

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 19



แสดงการเพิ่มรัศมีวงกลมเพื่อหาค่ามุมเงยของสายอากาศและมุมอาซิมูท
ของสถานีรับสัญญาณที่วอชิงตัน

พิจารณาจากภาพที่ 19 สำหรับค่ามุมอาซิมูทจะมีความสัมพันธ์ตามเส้นโค้งติดตาม
ดาวเทียมในที่นี้จุด A กำหนดให้เป็นค่าเวลาที่สัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามา 23:22 น. มีค่า
มุมอาซิมูทประมาณ 110 องศา และจุด B เป็นค่าเวลาที่สัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป
23:35 น. มีค่ามุมอาซิมูทประมาณ 5 องศา

2. วิธีการคำนวณโดยอาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์

เมื่อเทคโนโลยีทางด้านเครื่องคอมพิวเตอร์ได้มีการพัฒนาขึ้นมา ดังนั้นวิธีการคำนวณโดยใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์จึงมีความละเอียดถูกต้อง แม่นยำมากขึ้นทำให้ได้รับความนิยมใช้กันอย่างแพร่หลาย แต่การคำนวณวิธีนี้จะต้องมีความรู้เกี่ยวกับการใช้แผนที่ประกอบ เพื่อเป็นประโยชน์ในการแปลความหมายของภาพที่ปรากฏอยู่บนจอเครื่องคอมพิวเตอร์, ค่าฐานข้อมูลที่ใช้สำหรับโปรแกรมคอมพิวเตอร์ติดตามการโคจรของดาวเทียม เพื่อต้องการหาค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามายังสถานีรับสัญญาณ, การกำหนดทิศทางสายอากาศรับสัญญาณจากดาวเทียม, ค่าระดับความสูงของวงโคจรดาวเทียม, ค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการโคจรของดาวเทียม, ค่าตำแหน่งละติจูดและตำแหน่งลองจิจูดปัจจุบันของดาวเทียมที่กำลังโคจรและความถี่ดอปเพลอร์ของดาวเทียมที่จะเกิดขึ้นเนื่องมาจากการโคจรผ่านของดาวเทียม ฯลฯ

2.1 รูปแบบของค่าฐานข้อมูลจะแบ่งออกได้เป็น 2 รูปแบบคือ [2], [6], [13]

2.1.1 ค่าฐานข้อมูลในรูปแบบขององค์การ AMSAT

ค่าฐานข้อมูลในรูปแบบขององค์การ AMSAT จากภาพที่ 20 จะประกอบไปด้วย [2]

- “Satellite” หมายถึง ชื่อของดาวเทียม ในที่นี้คือ ดาวเทียม NOAA - 9
- “Catalog Number” หมายถึง หมายเลขประจำตัวของดาวเทียม NOAA - 9 ซึ่งทางองค์การ NASA เป็นผู้ออกให้
- “Epoch Time” หมายถึง วัน, เวลามาตรฐานโลก (UTC) ที่ใช้ในการปรับปรุงค่าฐานข้อมูลของดาวเทียม โดยมีรูปแบบความหมายดังนี้

94292.88370020

94 หมายถึง ปี ค.ศ. 1994

292 หมายถึง วันที่, เดือนที่ดาวเทียมโคจรรอบโลกผ่านไปแล้ว 292 วัน

ภาพที่ 20

Satellite	NOAA - 9
Catalog Number	15427
Epoch Time	94292.88370020
Element Set	997
Inclination	99.0368
RAAN	344.7413
Eccentricity	0.0014153
Arg of Perigee	226.0662
Mean Anomaly	133.9343
Mean Motion	14.13851631
Decay Rate	9.3e - 07
Epoch Rev	50787
Checksum	313

แสดงตัวอย่างค่าฐานข้อมูลในรูปแบบขององค์การ AMSAT ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

“0.88370020” หมายถึง ค่าเวลาที่จะใช้ปรับปรุ่ฐานข้อมูลโดยมีวิธีการหาค่าเวลา

ดังนี้

1. เอาค่าเวลาคูณด้วย 24 ชั่วโมง จะได้

$$0.88370020 \times 24 = 21.2088048$$

2. ให้เอาเลขจำนวนเต็มหน้าจุดทศนิยมไว้ แล้วนำเลขหลังจุดทศนิยมคูณด้วย 60 นาที จะได้

$$0.2088048 \times 60 = 12.528288$$

3. ให้เอาเลขจำนวนเต็มหน้าจุดทศนิยมไว้ แล้วนำเลขหลังจุดทศนิยมคูณด้วย 60 วินาที จะได้

$$0.528288 \times 60 = 31.69728$$

แล้วให้เอาเลขจำนวนเต็มหน้าจุดทศนิยมไว้ดังนั้นจะได้ค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 คือประจำวันที 19 เดือนตุลาคม ค.ศ.1994, เวลามาตรฐานโลก 21:12.31 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- “Element Set” หมายถึง ค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ชุดที่ 997
- “Inclination” หมายถึง ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก
- “RAAN” หมายถึง ค่ามุมระนาบวงโคจรของดาวเทียมเทียบกับตำแหน่งของดวงดาวที่อยู่
กับที่วัดไปทางทิศตะวันออกเหนือบริเวณเส้นศูนย์สูตรระหว่างเวลา
กลางวันและเวลากลางคืนเท่ากันในช่วงฤดูใบไม้ผลิกับช่วงระยะเวลา
ครบ 1 ชั่วโมงของเส้นทางการโคจรของดาวเทียมในช่วงโคจรขึ้นตัด
กับเส้นทางการโคจรของโลก
- “Eccentricity” หมายถึง ค่าส่วนประกอบของรูปร่าง
- “Arg of Perigee” หมายถึง ค่ามุมอาทิวเมตต์ของจุดที่ดาวเทียมโคจรใกล้โลกมากที่สุด
- “Mean Anomaly” หมายถึง ค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการโคจรของดาวเทียม
- “Mean Motion” หมายถึง ค่าจำนวนรอบเฉลี่ยที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก
- “Decay Rate” หมายถึง ค่าอัตราแรงเสียดในการโคจรของดาวเทียม
- “Epoch Rev” หมายถึง ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 โคจรรอบโลกเป็นรอบที่ 50787
- “Checksum” หมายถึง ค่าตัวเลขที่โปรแกรมใช้ในการตรวจสอบค่าความผิดพลาดของค่า
ฐานข้อมูลที่ได้รับมาก่อนทำการปรับปรุงค่าฐานข้อมูลชุดเก่า

2.1.2 ค่าฐานข้อมูลในรูปแบบขององค์กร NASA

ภาพที่ 21

NOAA - 9
 1 15427U 94292.88370020 0.00000093 58649 - 4 0 9976
 2 15327 99.0368 344.7413 0014153 226.0662 133.9343 14.13851631 507871

แสดงตัวอย่างค่าฐานข้อมูลในรูปแบบ NASA ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

ค่าฐานข้อมูลในรูปแบบขององค์กร NASA [6], [13], [20] จากภาพที่ 21 จะประกอบไป

ด้วย

- “NOAA - 9” หมายถึง ชื่อดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9
- “1” หมายถึง บรรทัดที่ 1 ซึ่งจะประกอบไปด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- “15427U” หมายถึง หมายเลขประจำตัวของดาวเทียม NOAA - 9 ซึ่งองค์การ NASA เป็นผู้ออกให้ ส่วน B หมายถึงประเภทของดาวเทียมที่ไม่ใช่ ดาวเทียมปฏิบัติการทางทหาร แต่เป็นดาวเทียมใช้งานทางด้าน การทดลองค้นคว้าทางวิทยาศาสตร์
- “94292.88370020” หมายถึง วัน, เวลาที่ใช้ในการปรับปรุงค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 รูปแบบวิธีการคำนวณหาค่าต่างๆ จะคล้ายกับภาพที่ 20
- “0.00000093” หมายถึง ค่าอัตราแรงเฉื่อยในการโคจรของดาวเทียม
- “58649 - 4 0” หมายถึง ค่าตัวเลขที่โปรแกรมใช้ในการตรวจสอบความผิดพลาดของค่าฐาน ข้อมูลในบรรทัดที่ 1
- “9976” ตัวเลข 3 หลักแรก หมายถึง ค่าฐานข้อมูลชุดที่ 997 ส่วนตัวเลขหลักสุดท้าย “6” หมายถึง ค่าตัวเลขที่โปรแกรมใช้ในการตรวจสอบความผิดพลาดของ ค่าฐานข้อมูลในบรรทัดที่ 1
- “2” หมายถึง บรรทัดที่ 2 ซึ่งจะประกอบไปด้วย
- “15327” หมายถึง หมายเลขประจำตัวของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ซึ่งองค์การ NASA เป็นผู้ออกให้
- “99.0368” หมายถึง ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก
- “344.7413” หมายถึง ค่ามุมระนาบวงโคจรของดาวเทียมเทียบกับตำแหน่งของดวงดาวที่อยู่ กับที่วัด ไปทางทิศตะวันออกเหนือบริเวณเส้นศูนย์สูตรระหว่างเวลา กลางวันและเวลากลางคืนเท่ากันในช่วงฤดูใบไม้ผลิกับช่วงระยะเวลา ครบ 1 ชั่วโมงของเส้นทางการ โคจรของดาวเทียมในช่วงโคจรขึ้นตัด กับเส้นทางโคจรของโลก
- “0014153” หมายถึง ค่าส่วนประกอบรูปวงรี
- “226.0662” หมายถึง ค่ามุมอาทิวเมนต์ของจุดที่ดาวเทียมโคจรใกล้โลกมากที่สุด
- “133.9343” หมายถึง ค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการ โคจรของดาวเทียม
- “14.13851631” หมายถึง ค่าจำนวนรอบเฉลี่ยที่ดาวเทียมใช้ในการ โคจรรอบโลก
- “507871” ตัวเลข 5 หลักแรก หมายถึง ค่าจำนวนรอบดาวเทียมกำลังโคจรรอบโลก ซึ่งเป็น รอบที่ 50787
- ส่วนตัวเลขหลักสุดท้าย “1” หมายถึง ค่าตัวเลขที่โปรแกรมใช้ในการตรวจสอบความผิดพลาด ของค่าฐานข้อมูลในบรรทัดที่ 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 ผลจากการคำนวณด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ติดตามการโคจรของดาวเทียม จะแสดงออกมาใน 2 รูปแบบต่างๆ ไปคือ

2.2.1 ผลการคำนวณในลักษณะตัวเลข จากตัวอย่างแสดงผลการคำนวณในลักษณะตัวเลขของโปรแกรมคอมพิวเตอร์ “QuikTrak” แสดงในภาพที่ 22 [2], [21], [22]

ภาพที่ 22

TRACKING SATELLITE NOAA-9 FROM EPOCH 20OCT94 133239

DATE	Time	Az/El	Lng/Lat	Range/Ph/Md	PA/E/V	Dop.	ES	SSA
20OCT94	150114	180/ 8	259/ -7	2573/54/X	61/1/	2926 Hz	62	35
20OCT94	150214	182/14	260/ -3	2194/57/X	59/1/	2840 Hz	62	34
20OCT94	150314	186/20	261/ 0	1829/59/X	56/1/	2684 Hz	62	33
20OCT94	150414	193/29	262/ 4	1494/62/X	50/1/	2390 Hz	62	32
20OCT94	150514	205/40	263/ 7	1212/64/X	42/1/	1830 Hz	62	32
20OCT94	150614	231/53	263/ 11	1032/67/X	32/1/	832 Hz	62	32
20OCT94	150714	274/55	264/ 14	1009/69/X	31/1/	-499 Hz	62	33
20OCT94	150814	306/44	265/ 17	1153/72/X	39/1/	-1614 Hz	62	34
20OCT94	150914	321/32	266/ 21	1413/74/X	48/1/	-2272 Hz	62	35

แสดงตัวอย่างผลการคำนวณในลักษณะตัวเลขของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

จากภาพที่ 22 สามารถอธิบายรายละเอียดได้ดังนี้

กำหนดการติดตามดาวเทียมชื่อ NOAA - 9 ประจำวันที่ 20 เดือนตุลาคม 1994 โดยเริ่มตั้งแต่วิถีมาตรฐานโลก 13:32:39 น. ต้องการข้อมูลในการติดตามดาวเทียมทุกๆ 1 นาที

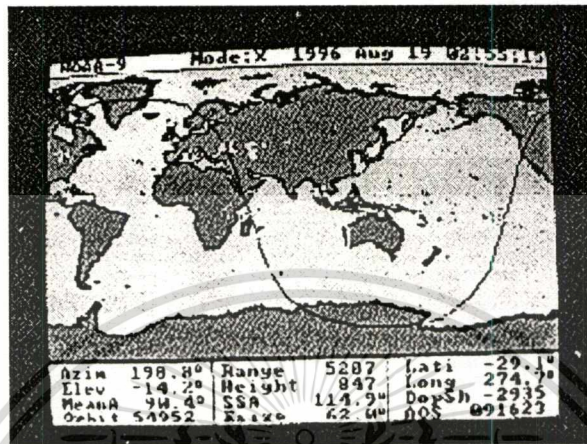
คอลัมส์ที่ 1 “DATE” หมายถึง วัน, เดือน, ปี ค.ศ. ที่ดาวเทียมโคจรผ่านมายังสถานีรับสัญญาณ
ในที่นี้คือ วันที่ 20 เดือนตุลาคม ค.ศ. 1994

คอลัมส์ที่ 2 “Time” หมายถึง ค่าเวลามาตรฐานโลกที่ใช้ในการรับสัญญาณดาวเทียม โดยจะต้องบวกเข้าไปอีก 7 ชั่วโมงจึงจะเป็นเวลาที่รับจริงในประเทศไทย

- คอลัมส์ที่ 3 “Az/EI” หมายถึง ค่ามุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศที่จะหันทิศทางสายอากาศไปรับสัญญาณดาวเทียม
- คอลัมส์ที่ 4 “Lng/Lat” หมายถึง ตำแหน่งลองจิจูดและละติจูดของดาวเทียมที่จะโคจรผ่านไปเวลานั้น
- คอลัมส์ที่ 5 “Range” หมายถึง ค่า ρ ซึ่งเป็นค่าระยะความลาดเอียงของการโคจรของดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ หาได้จากสมการที่ 31
- “Ph” หมายถึง ค่าระดับความสูงวงโคจรของดาวเทียม
- “Md” หมายถึง โหมดการทำงานของทรานสปอนเดอร์ดาวเทียม
- คอลัมส์ที่ 6 “PA” หมายถึง ค่ามุมที่ดาวเทียมไม่ได้อยู่ในแนวเงาของโลกมาซึ่งดวงอาทิตย์จะต้องทำมุมกับระนาบทางแนวนอนมากกว่า 10 องศาขึ้นไป
- “E” หมายถึง เครื่องหมายที่บอกให้รู้ว่าดาวเทียมอยู่ในแนวเงาของโลกมาบ้าง โดยจะแสดงค่าเป็น “1” และถ้าเป็นค่าเป็น “0” หมายถึงไม่ได้อยู่ในแนวเงาของโลกบ้าง
- “V” หมายถึง เครื่องหมายที่ให้ผู้ใช้โปรแกรมกำหนดขึ้นเอง
- คอลัมส์ที่ 7 “Dop.” หมายถึง ความถี่ดอปเพลอร์ซึ่งเป็นผลมาจากความถี่หลักที่ส่งออกไปจากดาวเทียมเกิดการคลาดเคลื่อนเนื่องมาจากการโคจรของดาวเทียม
- คอลัมส์ที่ 8 “ES” หมายถึง ค่ามุมหักเหครึ่งหนึ่งระหว่างโลกกับดาวเทียม เพื่อหาค่า $2S_0$ ซึ่งเป็นค่าระยะทางระหว่าง 2 สถานีที่ใช้ในการติดต่อสื่อสารผ่านดาวเทียมไกลที่สุด หาได้จากสมการที่ 25
- คอลัมส์ที่ 9 “SSA” หมายถึง ค่ามุมระหว่างช่วงระยะทางดาวเทียมถึงดวงอาทิตย์กับช่วงดาวเทียมถึงเส้นผ่านศูนย์กลางของโลก

2.2.2 ผลการคำนวณในลักษณะรูปภาพ

ภาพที่ 23



แสดงตัวอย่างผลการคำนวณของโปรแกรมคอมพิวเตอร์ “QuikTrak”
ในลักษณะรูปภาพของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

จากภาพที่ 23 สามารถอธิบายรายละเอียดได้ดังนี้

- “NOAA - 9” หมายถึง ชื่อดาวเทียม ในที่นี้คือ ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9
 - “Mode X” หมายถึง ความถี่การทำงานของทรานสปอนเดอร์ดาวเทียม
 - “1994” หมายถึง ปี ค.ศ. 1994
 - “OCT 20” หมายถึง วันที่, เดือน ในที่นี้คือวันที่ 20 ตุลาคม
 - “13:32:39” หมายถึง ค่าเวลามาตรฐาน โลกที่ดาวเทียมกำลัง โคจรอยู่ในปัจจุบัน
- ในรูปจะประกอบไปด้วยแผนที่โลก
- เส้นโค้งรูปตัว “S” ทางแนวนอน หมายถึง เส้นแบ่งเขตเวลากลางวันและกลางคืน
 - เส้น “+ เล็ก” หมายถึง ตำแหน่งที่ตั้งของสถานีรับสัญญาณ
 - เส้น “+ ใหญ่” หมายถึง ตำแหน่งของดวงอาทิตย์
 - เส้น “⊕” หมายถึง ตำแหน่งดาวเทียมพร้อมกับพุดพินต์การทำงานครอบคลุมพื้นที่บริเวณนั้น
 - “Azim” หมายถึง ค่ามุมอาซิมูทของดาวเทียมที่กระทำต่อโลก
 - “Elev” หมายถึง ค่ามุมเงยของดาวเทียมที่กระทำต่อโลก
 - “Mean A” หมายถึง ค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการ โคจรของดาวเทียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

“Orbit”	หมายถึง ดาวเทียมกำลัง โคจรรอบ โลกซึ่งเป็นรอบที่เท่าใดในขณะนั้น
“Range”	หมายถึง ค่า ρ ซึ่งเป็นค่าระยะความลาดเอียงของการ โคจรของดาวเทียม กับสถานีรับสัญญาณ หาได้จากสมการที่ 31
“Height”	หมายถึง ค่าระดับความสูงวง โคจรของดาวเทียม
“SSA”	หมายถึง ค่านุมระหว่างช่วงระยะทางดาวเทียมถึงดวงอาทิตย์กับช่วง ดาวเทียมถึงเส้นผ่านศูนย์กลางของโลก
“Esize”	หมายถึง ค่านุมหักเหครึ่งหนึ่งระหว่าง โลกกับดาวเทียม เพื่อหาค่า $2S_0$ ซึ่งเป็นค่าระยะทางระหว่าง 2 สถานีที่ใช้ในการติดต่อสื่อสารผ่าน ดาวเทียมไกลที่สุด หาได้จากสมการที่ 25
“Lati”	หมายถึง ตำแหน่งละติจูดของดาวเทียมที่กำลัง โคจรในขณะนั้น
“Long”	หมายถึง ตำแหน่งลองจิจูดของดาวเทียมที่กำลัง โคจรในขณะนั้น
“Dop Sh”	หมายถึง ความถี่ดอปเพลอร์ซึ่งเป็นผลมาจากความถี่หลักที่ส่งออกไปจาก ดาวเทียมเกิดการคลาดเคลื่อนเนื่องมาจากการ โคจรของดาวเทียม
“AOS”	หมายถึง ค่าเวลาที่สัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามา

ระบบสถานีรับสัญญาณ

ในระบบของสถานีรับสัญญาณดาวเทียมวง โคจรต่ำ เมื่อจัดสถานีรับสัญญาณดาวเทียม ในรูปแบบมาตรฐานขององค์การ AMSAT ซึ่งแบ่งออกตามลักษณะวง โคจรของดาวเทียมได้เป็น 2 ชนิดคือ [23]

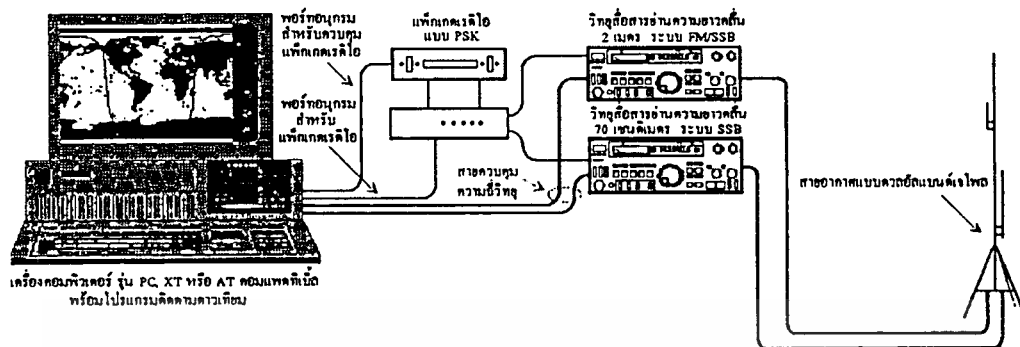
1. สถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวง โคจรลักษณะรูปร่างกลม
2. สถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวง โคจรลักษณะรูปร่างรี

สถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวง โคจรลักษณะรูปร่างกลม

เหมาะสำหรับใช้กับสัญญาณจากดาวเทียมที่มีวงโคจรลักษณะรูปร่างกลม เช่น ดาวเทียม NOAA - 9, ดาวเทียม DO - 17, ดาวเทียม WO - 18 ฯลฯ ค่าความสูงวงโคจรของดาวเทียมถึง พื้นผิวโลกประมาณ 800 กิโลเมตรขึ้นไป ดังนั้นจะทำให้ค่าความแรงของสัญญาณที่รับ ได้มีค่า ความแรงของสัญญาณพอสมควร จึงสามารถใช้สายอากาศที่มีค่าอัตราขยายสัญญาณต่ำๆ ได้ เช่น สายอากาศรอบตัวแบบเจโพล เป็นต้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 24



แสดงสถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวงโคจรลักษณะรูปร่างกลม

ภายในสถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวงโคจรลักษณะรูปร่างกลม จะประกอบไปด้วย อุปกรณ์ดังนี้

1. เครื่องคอมพิวเตอร์ รุ่น PC, XT หรือ AT คอมแพคทีเบิล พร้อมด้วยโปรแกรมติดตามดาวเทียม เช่น โปรแกรม QuikTrak, โปรแกรม InstantTrack ฯลฯ
2. สายโคแอกเซียล เบอร์ RG - 213 หรือเบอร์ RG - 214 ต่อระหว่างอุปกรณ์ต่างๆ กับสายอากาศ
3. แพ็กเก็ตเรดิโอ (Packet radio) แบบ PSK ความเร็ว 1200 bps สำหรับเข้ารหัสและถอดรหัสสัญญาณ
4. วิทยุสื่อสาร ย่านความยาวคลื่น 2 เมตร ระบบ FM/SSB
5. วิทยุสื่อสาร ย่านความยาวคลื่น 70 เซนติเมตร ระบบ SSB
6. สายอากาศแบบควอลิตีแบนด์เจโพล ในย่านความยาวคลื่น 2 เมตร และย่าน 70 เซนติเมตร โพลาริซแบบคงที่

สถานีรับสัญญาณดาวเทียมที่มีวงโคจรลักษณะรูปร่างรี

เหมาะสำหรับใช้รับสัญญาณจากดาวเทียมที่มีวงโคจรลักษณะรูปร่างรี เช่น ดาวเทียม FO - 20, ดาวเทียม A0 - 13 ฯลฯ ค่าระดับความสูงวงโคจรของดาวเทียมถึงพื้นผิวโลกมากกว่า 1000 กิโลเมตร เนื่องจากสัญญาณมีการเปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลาในขณะที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาซึ่งมีช่วงระยะเวลาไม่แน่นอนทั้งนี้ขึ้นอยู่กับค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมเป็นสำคัญ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องใช้สายอากาศที่มีค่าอัตราขยายสัญญาณสูง เช่น สายอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6. อุปกรณ์ควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศพร้อมแสดงค่าองศาทิศทางของสายอากาศ
7. อุปกรณ์ควบคุมการปรับค่ามุมเงยของสายอากาศพร้อมแสดงค่าองศาทิศทางของสายอากาศ
8. โรเตอร์หมุนปรับค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศ
9. โรเตอร์หมุนปรับค่ามุมเงยของสายอากาศ
10. อุปกรณ์ควบคุมการขยายสัญญาณคลื่นวิทยุย่านความยาวคลื่น 2 เมตร และย่าน 70 เซนติเมตร
11. อุปกรณ์ขยายสัญญาณคลื่นวิทยุ ย่านความยาวคลื่น 2 เมตร
12. อุปกรณ์ขยายสัญญาณคลื่นวิทยุ ย่านความยาวคลื่น 70 เซนติเมตร
13. สวิตช์เลือกโพลาไรซ์แบบวงกลมวนซ้าย (LHCP) หรือแบบวงกลมวนขวา (RHCP) ของสายอากาศย่านความยาวคลื่น 2 เมตรและ 70 เซนติเมตร
14. สายอากาศแบบครอสยาก็ในย่านความยาวคลื่น 2 เมตร และ 70 เซนติเมตร โพลาไรซ์แบบวงกลม

บทที่ 4

สายอากาศ

ลักษณะทั่วไปของการแพร่กระจายคลื่นจากดาวเทียม

เนื่องจากการแพร่กระจายคลื่นสายอากาศที่ส่งมาจากดาวเทียมวงโคจรต่ำ ส่วนใหญ่จะมีรูปแบบเป็นลักษณะแบบรอบตัว ประกอบกับฟุตพรินด์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียม ขึ้นอยู่กับค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมในขณะที่กำลังรับสัญญาณขณะนั้น เพื่อให้สถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินที่อยู่ตามส่วนต่างๆ ของโลกสามารถรับสัญญาณได้ง่ายขึ้น

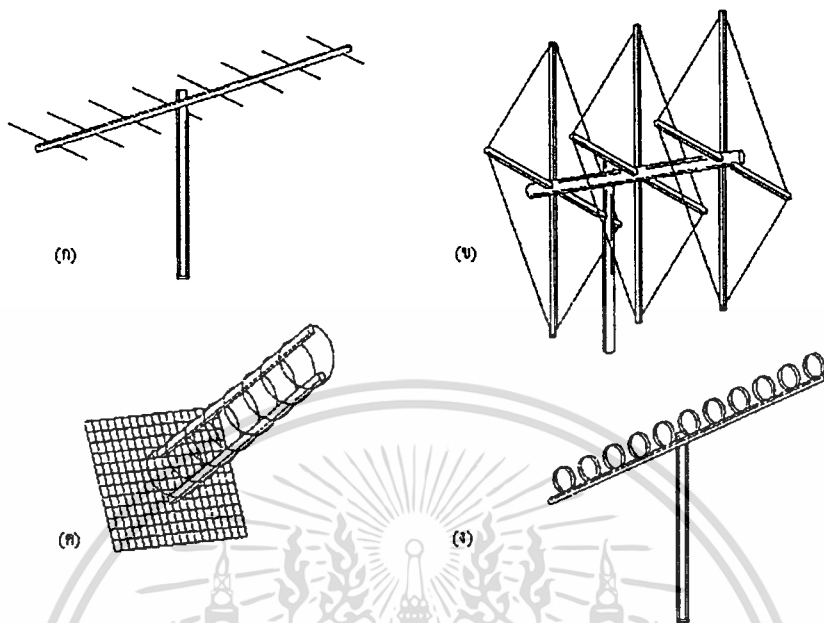
สายอากาศที่ใช้ในการรับสัญญาณจากดาวเทียมวงโคจรต่ำ

ในการรับสัญญาณจากดาวเทียมจะมีผลจากค่าตัวแปรหลายอย่างที่มากระทำแต่ตัวแปรพื้นฐานในการวิเคราะห์ปัญหาที่สำคัญคือ ระบบสายอากาศ การพิจารณาความสัมพันธ์ในระหว่างคุณสมบัติพื้นฐานของสายอากาศและการสื่อสารผ่านดาวเทียมได้นำเอาสายอากาศในทางปฏิบัติหลายชนิดมาใช้งาน

สายอากาศสำหรับการรับความถี่กลางของดาวเทียม ควรจะเลือกกำหนดให้ค่าอัตราส่วนระหว่างสัญญาณต่อสัญญาณรบกวน (S/N) ให้เหมาะสมกับสัญญาณเอาต์พุตของภาครับสายอากาศสำหรับการส่งคลื่นวิทยุในความถี่ข้างขึ้น ควรจะเลือกให้ค่าระดับสัญญาณตามต้องการที่จะใช้งานทางด้านดาวเทียม [2]

การเปรียบเทียบคุณสมบัติของสายอากาศชนิดต่างๆ มักจะอ้างถึงสายอากาศแบบไอโซทรอปิกอยู่เสมอๆ ค่าเพาเวอร์ของสายอากาศไอโซทรอปิกจะเป็นลักษณะการแพร่กระจายคลื่นทุกทิศทุกทาง ส่วนสายอากาศชนิดอื่นมักจะแพร่กระจายคลื่นในลักษณะมีทิศทางเฉพาะ เช่น สายอากาศแบบยาจิก (Yagi), สายอากาศแบบควอดซ์ (Quad), สายอากาศแบบลูปยาจิก (Loop yagi), สายอากาศแบบเฮลิคซ์ (Helix) แสดงอยู่ในภาพที่ 26

ภาพที่ 26



(ก) แสดงสายอากาศแบบยาคี

(ข) แสดงสายอากาศแบบควอเทอร์น

(ค) แสดงสายอากาศแบบเฮลิคซ์

(ง) แสดงสายอากาศแบบรูปยาคี

คุณสมบัติของสายอากาศ

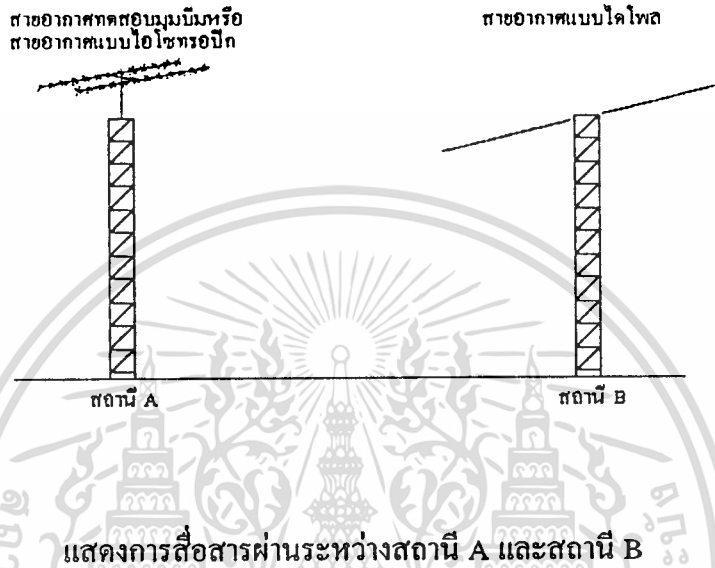
ขึ้นอยู่กับปัจจัยที่สำคัญดังต่อไปนี้คือ

1. ค่าอัตราขยายและค่า EIRP ของสายอากาศ
2. รูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศ
3. ค่าสัมประสิทธิ์เฟาเวอร์ของสายอากาศ
4. โพลารไรซ์ของสายอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าอัตราการขยายและค่า EIRP ของสายอากาศ

ภาพที่ 27



การสื่อสารผ่านคลื่นวิทยุระหว่าง 2 สถานีตามที่แสดงในภาพที่ 27 อธิบายได้ถึงคุณสมบัติของการบีบทิศทางการแพร่กระจายคลื่นได้โดยการพิจารณาคูสมบัติการส่งคลื่นวิทยุในความสัมพันธ์กันระหว่างการรับและการส่งสัญญาณคลื่นวิทยุตามชนิดของสายอากาศ โดยให้สถานี A เป็นสถานีส่งสัญญาณ ส่วนสถานี B เป็นสถานีรับสัญญาณ สำหรับเปรียบเทียบกับสายอากาศที่มีมุมบีบทิศทางการแพร่กระจายคลื่น ตัวอย่าง เช่น สายอากาศแบบไดโพลและค่าเพาเวอร์ (P) ปรับทิศทางสายอากาศไปจนกระทั่งสถานี B รับสัญญาณได้แล้วบันทึกค่าความแรงของสัญญาณ, ค่าระดับสัญญาณกับสายอากาศแบบไอโซทรอปิกและค่าเพาเวอร์ (P_i) ปรับทิศทางสายอากาศไปจนกระทั่งสถานี B รับสัญญาณได้แล้วบันทึกค่าความแรงของสัญญาณ, ค่าระดับสัญญาณแล้วหาค่าอัตราการขยายของมุมบีบทิศทางการแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศได้จากสูตร [2], [24], [25]

$$G = P_i/P \quad (32)$$

โดยที่ EIRP เป็นค่าสัมประสิทธิ์เพาเวอร์ในการแพร่กระจายคลื่นสายอากาศแบบไอโซทรอปิก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการที่ 32 ตามที่ $P_i = G P$ การกำหนดค่าของ EIRP ที่นำมาใช้งานขึ้นอยู่กับค่าอัตราการขยายและค่าเพาเวอร์ที่ป้อนเข้าไปยังสายอากาศ

การคำนวณหาค่าอัตราการขยายของสายอากาศในหน่วย (dB)

$$G = 10 \log (P_i/P) \tag{33}$$

$$G = 10 \log G \tag{34}$$

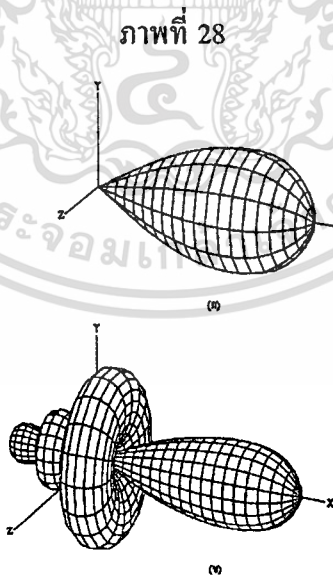
$$G = 10^{G/10} \tag{35}$$

$$G \text{ (อ้างอิงสายอากาศแบบไอโซทรอปิก)} = (1.64)(G[\text{อ้างอิงสายอากาศแบบไดโพล}]) \tag{36}$$

$$G \text{ (อ้างอิงสายอากาศแบบไอโซทรอปิก)} = (G[\text{อ้างอิงสายอากาศแบบไดโพล}] + 2.14 \text{ dB}) \tag{37}$$

รูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศ

ภาพที่ 28



- (ก) แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่น 3 มิติ แบบโพลเดี่ยว
- (ข) แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่น 3 มิติ แบบหลายโพล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พิจารณาคูณสมบัติของสายอากาศ, ค่าอัตราการขยายของสายอากาศในรูปแบบการแพร่กระจายคลื่น 3 มิติ, ค่ามุมบีบกับค่าอัตราการขยายให้โบล (Lobe) แบบโบลเดี่ยวแสดงในภาพที่ 28 (ก) หรือแบบหลายโบลแสดงในภาพที่ 28 (ข) ซึ่งเป็นโบลเดี่ยวจะมีผลสัญญาณรบกวนน้อยกว่าแบบหลายโบล รวมทั้งทิศทางการแพร่กระจายคลื่นสูงสุด คุณสมบัติทิศทางของสายอากาศจะเป็นภาพที่ใช้ทิศทางในส่วนตัดกัน 1 หรือ 2 ทิศทางรวมกัน

ค่าสัมประสิทธิ์เพนเวอร์ของสายอากาศ

การลดค่าสัมประสิทธิ์การแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศเป็นสาเหตุทำให้สายอากาศแพร่กระจายคลื่นน้อยกว่าค่าเพนเวอร์ที่กระจายออกทุกทิศทางไม่มีผลต่อรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสายอากาศ

ค่าสัมประสิทธิ์ของสายอากาศที่ต่ำอาจจะมีผลต่อค่าอัตราส่วนสัญญาณ-ต่อ-สัญญาณรบกวน ที่สังเกตพบได้ โดยปกติมาจากโครงสร้างขององค์ประกอบขนาดเล็กของสายอากาศ มีความสัมพันธ์กับค่าความยาวคลื่นที่ใช้ในการออกแบบนั้นต้องการค่าการเหนี่ยวนำของการแพร่กระจายค่าเพนเวอร์ที่สูงเสียออกไปและระบบแมทซ์ โดยเฉพาะ ในแผงสายอากาศรวมระบบกราวด์ที่ไม่ดี เมื่อกราวด์เป็นส่วนหนึ่งของสายอากาศ

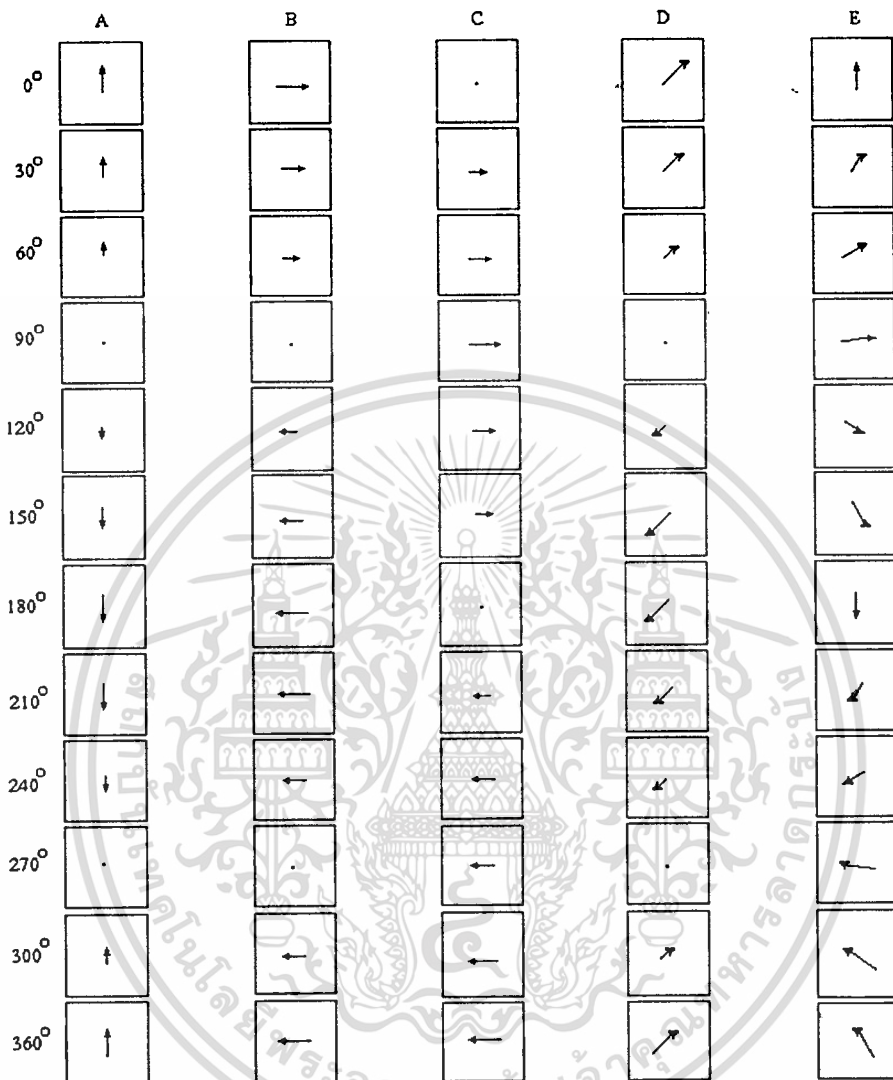
โพลาริซซ์ของสายอากาศ

คลื่นวิทยุประกอบด้วยสนามแม่เหล็กและสนามไฟฟ้าที่เกิดขึ้นคู่กันเสมอ เมื่อคลื่นวิทยุเดินทางผ่านอวกาศ สนามไฟฟ้าที่จุดนั้นเปลี่ยนแปลงความถี่ของคลื่นได้ในค่าแมกนิจูด โดยที่ค่าแมกนิจูดของสนามไฟฟ้ายังคงเป็นค่าคงที่ ในขณะที่ทิศทางมีการเปลี่ยนแปลง

จากภาพที่ 29 แสดงภาพของสนามไฟฟ้าของคลื่นวิทยุผ่านเข้ามาในระหว่าง 1 วงรอบที่สมบูรณ์ในแต่ละโพลาริซซ์ของคลื่นแบบเชิงเส้น 3 รูปแบบ ดูที่คอลัมส์ A, B และ C เป็นโครงสร้างที่ตั้งฉากกับสนามแม่เหล็ก ในคอลัมส์แบบ A และคอลัมส์แบบ B จะมีเฟสเหมือนกันทั้งค่าสนามไฟฟ้ามีค่าสูงสุดที่เวลาเดียวกัน สนามไฟฟ้าในคอลัมส์แบบ B จะเป็นเฟสเดียวกัน ในขณะที่สนามแม่เหล็กในคอลัมส์แบบ C มีเฟสที่ต่างกับสนามแม่เหล็กในคอลัมส์ที่ A สนามไฟฟ้าด้านหนึ่งเป็นค่าสูงสุด เมื่อสนามแม่เหล็กด้านหนึ่งเป็นค่าต่ำที่สุด ถ้ารวมทางด้านเวกเตอร์คลื่นโพลาริซซ์แบบเชิงเส้นคอลัมส์แบบ A และคอลัมส์แบบ B เข้าด้วยกัน จะได้รับคลื่นโพลาริซซ์แบบเชิงเส้น แสดงอยู่ในคอลัมส์แบบ D สายอากาศจะเป็นตัวกำหนดโพลาริซซ์ของคลื่นวิทยุและทิศทางค่าอัตราการขยายสูงสุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 29



แสดงโพลาริซ์ของสนามไฟฟ้าที่จุดหนึ่งในอวกาศ

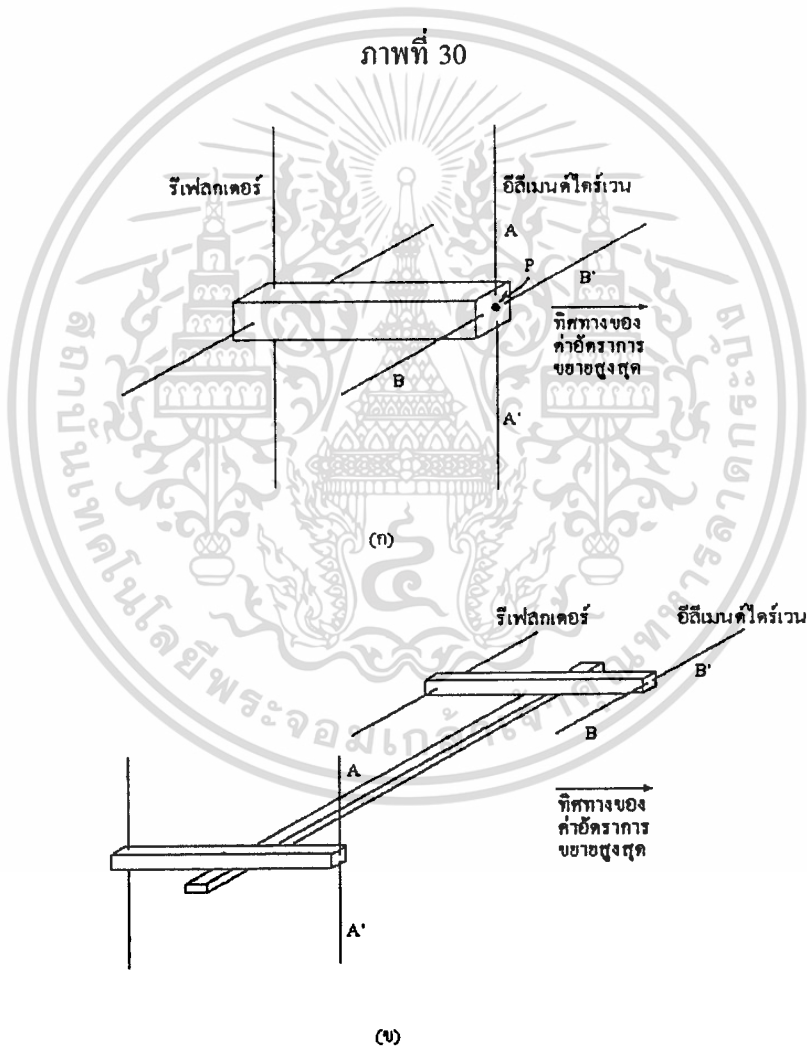
1. การทำให้เกิดโพลาริซ์แบบวงกลม

วิธีการสร้างคลื่นให้เกิดโพลาริซ์แบบวงกลมได้โดยสร้างสายอากาศเฮลิคัล ซึ่งเป็นการออกแบบที่เป็นพื้นฐาน วิธีการอื่นๆ ก็คือการรวมสายอากาศที่มีโพลาริซ์เป็นแบบเชิงเส้นในวิธีที่เหมาะสม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.1 วิธีการสร้างคลื่นโพลาไรซ์แบบวงกลมโดยใช้สายอากาศที่มีโพลาไรซ์แบบเชิงเส้น มีดังนี้

โดยการใช้สายอากาศยาก็ที่มีลักษณะเหมือนกัน 1 คู่ วางในระนาบที่ตั้งฉากกัน ตามภาพที่ 30 (ก) หรือภาพที่ 30 (ข) แล้วป้อนสัญญาณที่มีค่ามุมเฟสของสัญญาณในลักษณะแบบเฟสต่างกัน 90 องศา ให้กับสายอากาศทั้ง 2 ชุด แล้วจะได้รับโพลาไรซ์ของสัญญาณแบบวงกลม ซึ่งโพลาไรซ์ของสัญญาณจะหมุนวนซ้ายหรือหมุนวนขวานั้นขึ้นอยู่กับลักษณะการต่างเฟสของสัญญาณที่ป้อนให้กับสายอากาศ



(ก) แสดงมุมมองการยึดสายอากาศยาก็แบบมุมมองเดี่ยว

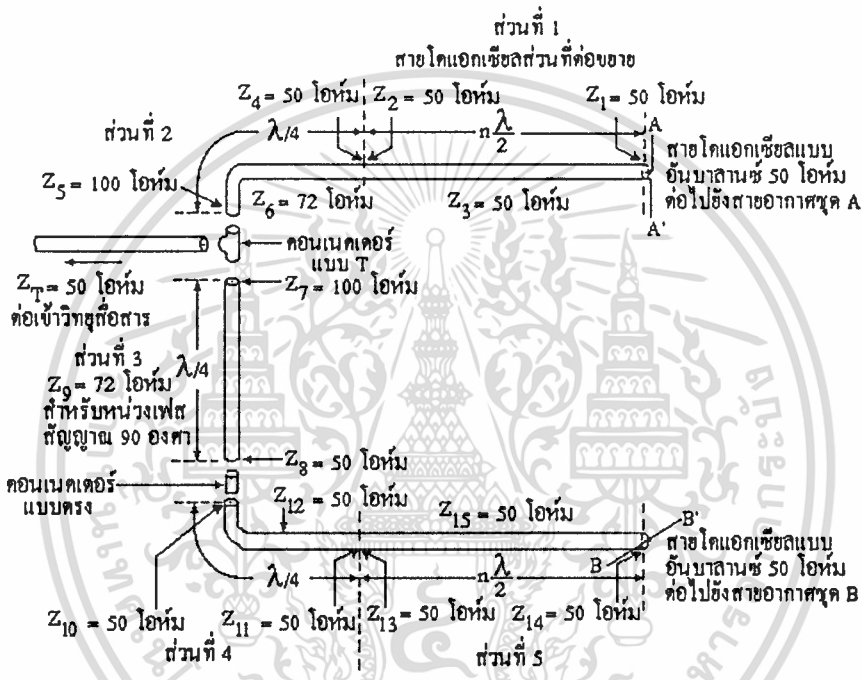
(ข) แสดงมุมมองการยึดสายอากาศยาก็แบบมุมมองคู่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.2 สายนำสัญญาณและการแมทช์สายอากาศ

การจัดเฟสและการแมทช์สายอากาศจะทำให้ได้การแบ่งกำลังงานที่ต้องการ แสดงดังภาพที่ 31 โดยเมื่อสายอากาศ 2 ชุด ทำมุมกัน 90 องศาในลักษณะแบบเฟสต่างกันด้วยกำลังงานที่เท่าๆ กันจะทำให้ได้คลื่นแบบโพลาไรซ์แบบวงกลม [2], [24], [25]

ภาพที่ 31



แสดงการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่มีความยาวคลื่น $n\lambda/4$ เมื่อ n เป็นเลขคี่

จากสมการที่ 38 จะได้

$$Z = \sqrt{Z_m \cdot Z_n} \tag{38}$$

- โดยที่ Z คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณรวม (โอห์ม)
- Z_m คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่ m (โอห์ม)
- Z_n คือค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่ n (โอห์ม)

จากสมการที่ 38 เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 1 จะได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$Z_3 = \sqrt{Z_1 Z_2}$$

$$= \sqrt{50 \times 50}$$

$Z_3 = 50$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $n\lambda/4$
โดยที่ n เป็นเลขคี่

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 2 จะได้

$$Z_6 = \sqrt{Z_4 Z_5}$$

$$= \sqrt{50 \times 100}$$

$Z_6 = 72$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $\lambda/4$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 3 จะได้

$$Z_9 = \sqrt{Z_7 Z_8}$$

$$= \sqrt{100 \times 50}$$

$Z_9 = 72$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $\lambda/4$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 4 จะได้

$$Z_{12} = \sqrt{Z_{10} Z_{11}}$$

$$= \sqrt{50 \times 50}$$

$Z_{12} = 50$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $\lambda/4$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 5 จะได้

$$Z_{15} = \sqrt{Z_{13} Z_{14}}$$

$$= \sqrt{50 \times 50}$$

$Z_{15} = 50$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $n\lambda/4$
โดยที่ n เป็นเลขคี่

เมื่อนำค่า Z_5 ของสายนำสัญญาณส่วนที่ 2 มาต่อขนานกันแบบ T กับค่า Z_7 ของสายนำสัญญาณส่วนที่ 3 จะได้

$$Z_T = Z_5 // Z_7$$

$$= (100 \times 100) / (100 + 100) = 50 \text{ โอห์ม}$$

ลักษณะของสายอากาศที่ใช้งาน จะประกอบไปด้วย [24], [25]

1. เป็นสายอากาศแบบครอสยาคี จำนวน 2 ชุด ที่ย่านความถี่ VHF 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

และย่านความถี่ UHF 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. ส่วนองค์ประกอบโคโรนาและการแผ่รังสีสายอากาศจะใช้แบบ T
3. ใช้บาลันแบบฮาไฟเวฟโคแอกเซียล
4. ใช้ระบบค่าอิมพีแดนซ์ 50 โอห์ม
5. น้ำหนักเบา และขนาดกระทัดรัด แต่ต้องมีค่าอัตราการขยายสัญญาณที่เหมาะสม

ขั้นตอนการออกแบบสายอากาศแบบครอสยาก็ มีดังนี้

1. การเลือกขนาดความยาวของบวมและองค์ประกอบขนาดต่างๆ ของทั้ง 2 ความถี่ ทั้งนี้ ต้องพิจารณาถึงค่าอัตราการขยายสัญญาณที่ยอมรับได้โดยขนาดไม่ใหญ่จนเกินไป เส้นผ่าศูนย์กลางของแต่ละองค์ประกอบที่ใช้คือ 9.52 มิลลิเมตร
2. ความยาวของบวมกำหนดให้เป็น 2 เมตรทั้ง 2 ความถี่ เพื่อความสมดุลของการหมุน มีผลทำให้สายอากาศความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ เป็นชนิด 5 องค์ประกอบ และสายอากาศความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ เป็นชนิด 12 องค์ประกอบ ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของบวม 25.4 มิลลิเมตร
3. ความยาวของแต่ละองค์ประกอบและระยะห่างระหว่างองค์ประกอบรวมทั้งค่าอัตราการขยายของสายอากาศที่ได้มีค่าตามตารางที่ 3 และ 4 ซึ่งหาได้จากกราฟในภาพที่ 32 [26]
4. ตัดขนาดอะลูมิเนียมตามขนาดที่ต้องการ และติดตั้งแต่ละองค์ประกอบบนบวมตามระยะห่างที่กำหนด แสดงดังภาพที่ 33 และ 34
5. ตัดแผ่นอะลูมิเนียมสี่เหลี่ยม ขนาดพอประมาณจำนวน 8 แผ่น เพื่อยึดลวดทองแดงที่ต่อเข้ากับสายนำสัญญาณให้ติดกับองค์ประกอบของโคโรนา ขนาดของลวดทองแดงจะสั้นกว่าครึ่งหนึ่งขององค์ประกอบ โคโรนาเคลื่อนตะกั่วให้ทั่วทั้งหมด
6. การทำสายนำสัญญาณ ซึ่งเป็นแบบอินบาลานซ์ ดังนั้นเพื่อการป้องกันไม่ให้มีกระแสไหลในกราวด์ด้วยจึงใช้บาลันแบบฮาไฟเวฟโคแอกเซียล สายขนาด 50 โอห์ม
7. การแผ่รังสีสายอากาศแบบยาก็ในแนวตั้งและแนวนอนโดยใช้หลักการป้อนมุมเฟสของสัญญาณที่ต่างกัน 90 องศาเข้าที่สายอากาศ 2 ชุด และเนื่องจากต้องการให้สัญญาณอินพุทของสายอากาศเป็น 50 โอห์ม จะต้องเพิ่มค่าอิมพีแดนซ์ของสายอากาศแต่ละชุดเป็น 100 โอห์ม ก่อนต่อขานานเพื่อให้เหลือ 50 โอห์ม

ตารางที่ 3

แสดงค่าความยาว, ระยะห่างของแต่ละองค์ประกอบและค่าอัตราการขยายที่ได้รับ
ของสายอากาศที่ความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

ความถี่	137.620 เมกะเฮิร์ตซ์
รีเฟลกเตอร์	100.220 เซนติเมตร
ไดร์เวน	97.367 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 1	90.478 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 2	89.744 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 3	90.478 เซนติเมตร
ระยะห่างระหว่างไดเร็กเตอร์	41.351 เซนติเมตร
ระยะห่างระหว่างไดร์เวนกับรีเฟลกเตอร์	41.351 เซนติเมตร
ค่าเกณฑ์การขยายเทียบกับไดโพลของ NBS	9.20 dBd

ตารางที่ 4

แสดงค่าความยาว, ระยะห่างของแต่ละองค์ประกอบและค่าอัตราการขยายที่ได้รับ
ของสายอากาศที่ความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

ความถี่	435.795 เมกะเฮิร์ตซ์
รีเฟลกเตอร์	33.158 เซนติเมตร
ไดร์เวน	31.895 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 1	29.254 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 2	27.955 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 3	27.349 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 4	26.670 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 5	26.071 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 6	26.071 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 7	26.071 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 8	26.071 เซนติเมตร
ไดเร็กเตอร์ที่ 9	26.670 เซนติเมตร

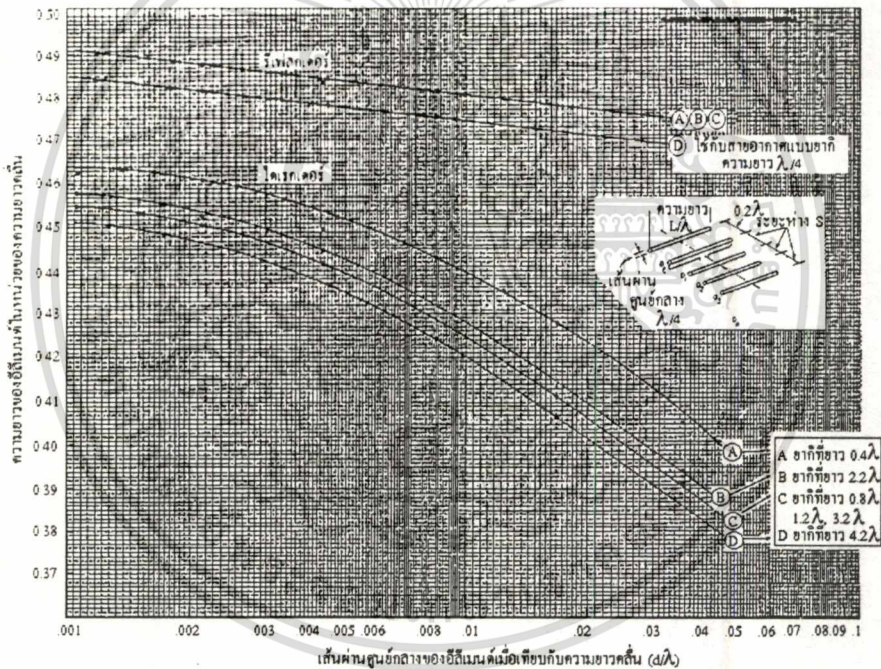
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4 (ต่อ)

แสดงค่าความยาว, ระยะห่างของแต่ละองค์ประกอบและค่าอัตราขยายที่ได้รับ
ของสายอากาศที่มีความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

ไดเรกเตอร์ที่ 10	27.349 เซนติเมตร
ระยะห่างระหว่างไดเรกเตอร์	13.784 เซนติเมตร
ระยะห่างระหว่างไดร์เวนกับรีเฟลกเตอร์	13.784 เซนติเมตร
ค่าเกนการขยายเทียบกับไดโพลของ NBS	12.25 dBd

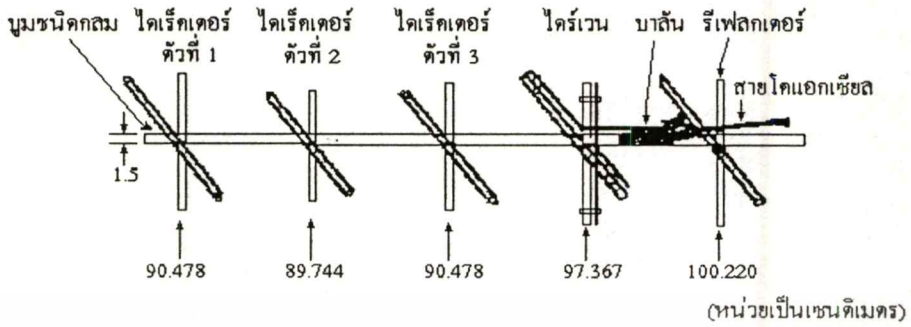
ภาพที่ 32



แสดงกราฟการออกแบบสายอากาศยาคิกของ NBS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 33



(ก)



(ข)

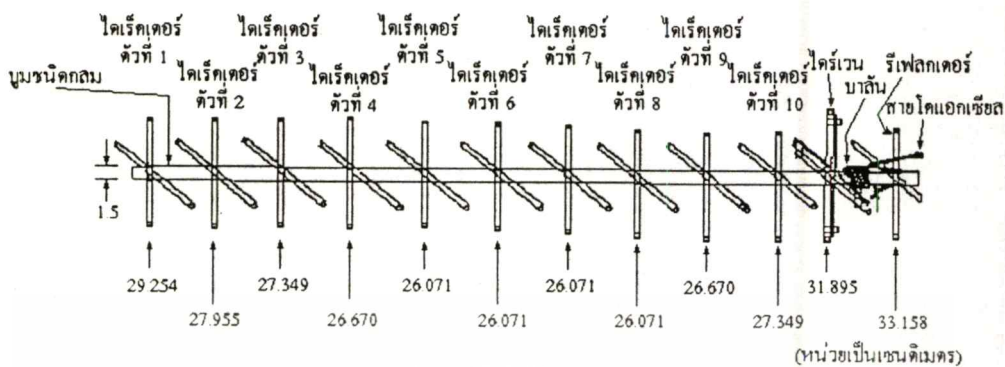
แสดงสายอากาศแบบครอสยาคี ย่านความถี่ VHF 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

(ก) ขนาดของสายอากาศ

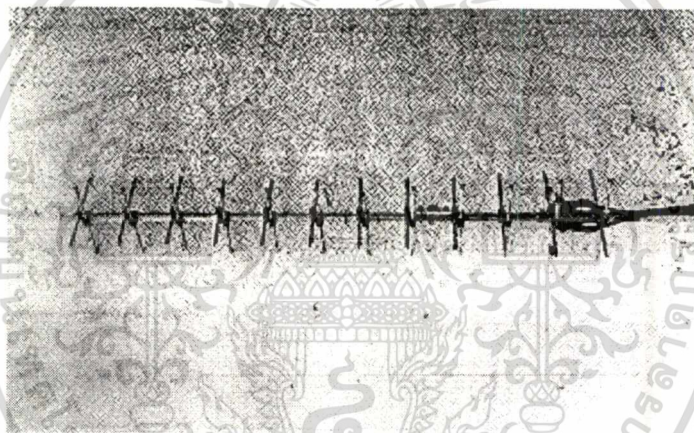
(ข) สายอากาศที่ได้สร้างขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 34



(ก)



(ข)

แสดงสายอากาศแบบครอสยาคี ย่านความถี่ UHF 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

(ก) ขนาดของสายอากาศ

(ข) สายอากาศที่ได้สร้างขึ้น

ตารางที่ 5

แสดงความยาวของสายนำสัญญาณที่ใช้ทำบิลันความถี่ 137.620 เมกะเฮิรตซ์

λ ความยาวคลื่น x VF	143.874 เซนติเมตร
$5\lambda/4$ ความยาวคลื่น x VF	179.842 เซนติเมตร

หมายเหตุ ค่า VF เป็นค่าความเร็วของคลื่นวิทยุเดินทางในทองแดงของสายโคแอกเชียลเบอร์ RG - 8 เท่ากับ 0.66 เท่า

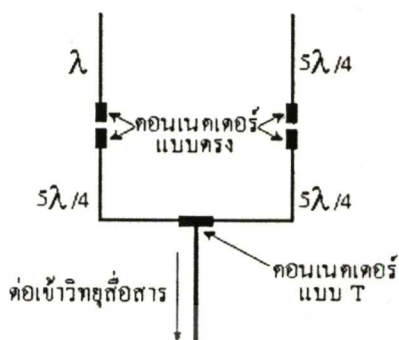
ตารางที่ 6

แสดงความยาวของสายนำสัญญาณที่ใช้ทำบิลันความถี่ 435.795 เมกะเฮิรตซ์

$\lambda/2$ ความยาวคลื่น x VF	22.716 เซนติเมตร
$\lambda/4$ ความยาวคลื่น x VF	11.357 เซนติเมตร
$3\lambda/4$ ความยาวคลื่น x VF	34.071 เซนติเมตร

หมายเหตุ ค่า VF เป็นค่าความเร็วของคลื่นวิทยุเดินทางในทองแดงของสายโคแอกเชียลเบอร์ RG - 8 เท่ากับ 0.66 เท่า

ภาพที่ 35



(ก)



(ก) แสดงความยาวของส่วนต่างๆ ของบาลันความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

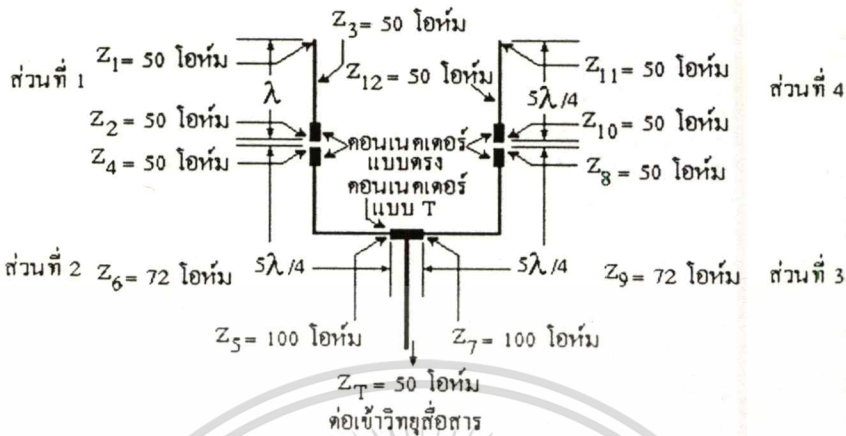
(ข) แสดงบาลันที่ได้สร้างขึ้น

**แนวการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่มาทำบาลันแมทซ์กับสายอากาศรอสยาภิ
ย่านความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์**

จากภาพที่ 35 เมื่อป้อนค่ามุมเฟสของสัญญาณต่างกัน 90 องศา เข้าที่สายอากาศทั้ง
2 ชุด จะได้ดังภาพที่ 36 [2], [24], [25]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 36



แสดงการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่มาทำบอดี้กับสายอากาศแบบครอสยาคีย่านความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

จากสมการที่ 38 เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 1 จะได้

$$Z_3 = \sqrt{Z_1 Z_2}$$

$$= \sqrt{50 \times 50}$$

$Z_3 = 50$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ λ

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 2 จะได้

$$Z_6 = \sqrt{Z_4 Z_5}$$

$$= \sqrt{50 \times 100}$$

$Z_6 = 72$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $5\lambda/4$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 3 จะได้

$$Z_9 = \sqrt{Z_7 Z_8}$$

$$= \sqrt{100 \times 50}$$

$Z_9 = 72$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $5\lambda/4$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 4 จะได้

$$Z_{12} = \sqrt{Z_{10} Z_{11}}$$

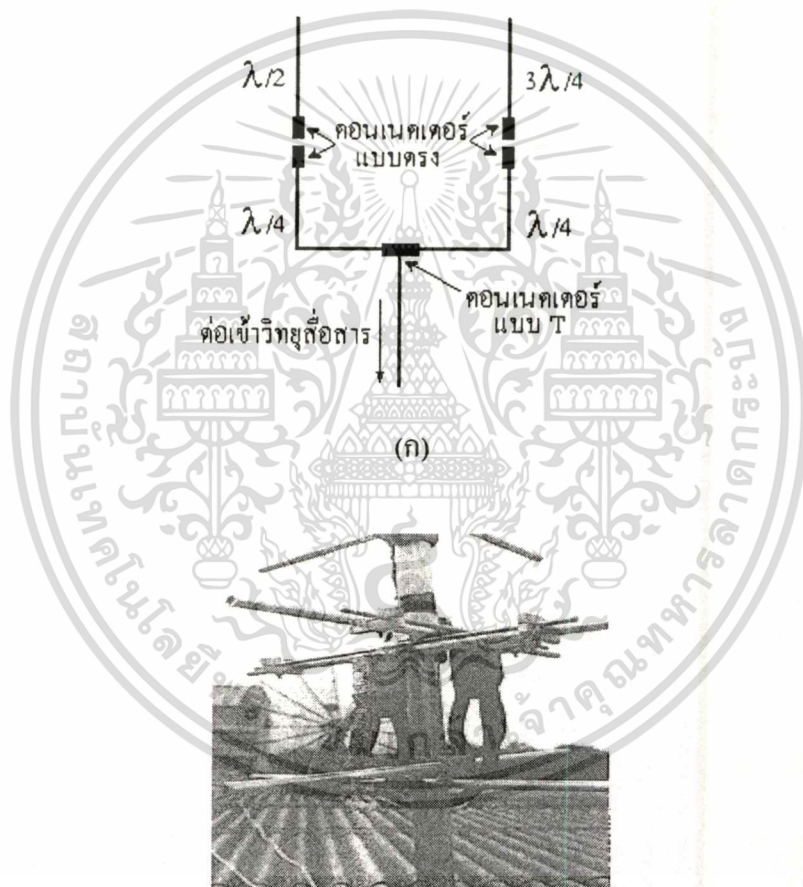
$$= \sqrt{50 \times 50}$$

$Z_{12} = 50$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $5\lambda/4$

เมื่อนำค่า Z_5 ของสายนำสัญญาณส่วนที่ 2 มาต่อขนานกันแบบ T กับค่า Z_7 ของสายนำสัญญาณส่วนที่ 3 จะได้

$$\begin{aligned} Z_T &= Z_5 // Z_7 \\ &= (100 \times 100) / (100 + 100) \\ Z_T &= 50 \text{ โอห์ม} \end{aligned}$$

ภาพที่ 37



(ข)

(ก) แสดงความยาวของส่วนต่างๆ ของบอลลูนความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

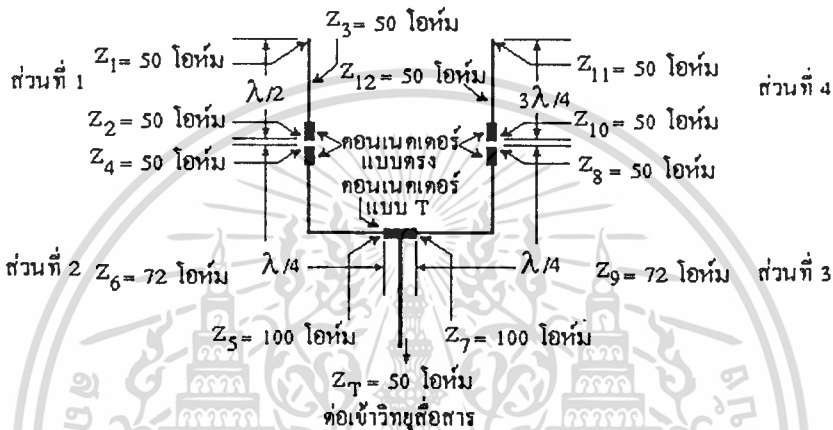
(ข) แสดงบอลลูนที่ได้สร้างขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แนวการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่มาทำบอดี้กับสายอากาศรอสยาคี
ย่านความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

จากภาพที่ 37 เมื่อป้อนค่ามุมเฟสของสัญญาณต่างกัน 90 องศา เข้าที่สายอากาศทั้ง
2 ชุด จะได้ดังภาพที่ 38 [2], [24], [25]

ภาพที่ 38



แสดงการคำนวณหาค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณที่มาทำบอดี้กับสายอากาศ
แบบครอสยาคีย่านความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

จากสมการที่ 38 เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 1 จะได้

$$Z_3 = \sqrt{Z_1 Z_2}$$

$$= \sqrt{50 \times 50}$$

$Z_3 = 50$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $\lambda/2$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 2 จะได้

$$Z_6 = \sqrt{Z_4 Z_5}$$

$$= \sqrt{50 \times 100}$$

$Z_6 = 72$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $\lambda/4$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 3 จะได้

$$Z_9 = \sqrt{Z_7 Z_8}$$

$$= \sqrt{100 \times 50}$$

$Z_9 = 72$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $\lambda/4$

เมื่อคิดค่าอิมพีแดนซ์ของสายนำสัญญาณในส่วนที่ 4 จะได้

$$\begin{aligned} Z_{12} &= \sqrt{Z_{10} Z_{11}} \\ &= \sqrt{50 \times 50} \end{aligned}$$

$Z_{12} = 50$ โอห์ม เมื่อสายนำสัญญาณมีความยาวคลื่นในสายเท่ากับ $3\lambda/4$

เมื่อนำค่า Z_5 ของสายนำสัญญาณส่วนที่ 2 มาต่อขนานกันแบบ T กับค่า Z_7 ของสายนำสัญญาณส่วนที่ 3 จะได้

$$\begin{aligned} Z_T &= Z_5 // Z_7 \\ &= (100 \times 100)/(100 + 100) \\ Z_T &= 50 \text{ โอห์ม} \end{aligned}$$

ผลการติดต่อสื่อสารระหว่างสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินกับดาวเทียม มีดังต่อไปนี้ [2]

การมอดูเลชันเนื่องมาจากการหมุนตัวของดาวเทียม (Spin Modulation)

โดยที่รูปแบบการแพร่กระจายคลื่นและค่าอัตราการขยายสัญญาณของสายอากาศที่มีผลต่อดาวเทียม, ตำแหน่งของสถานีรับสัญญาณมีความสัมพันธ์ต่อรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นและเปลี่ยนแปลงไปชั่วขณะนั้น สถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินจะพบว่าค่าอัตราการขยายและการเปลี่ยนแปลงโพลาริซมีผลต่อสัญญาณความถี่ข้างเนื่องมาจากการหมุนตัวของดาวเทียม ความถี่ในการมอดูเลชันอยู่กับการหมุนตัวของดาวเทียมซึ่งจะหมุนตัวขึ้นอยู่กับการใช้เทคนิคความสูงคงที่ เช่น การหมุนตัวของดาวเทียม OSCAR 5 หมุนอยู่ที่ความถี่ย่อย 0.1 เฮิรตซ์ (ประมาณ 1 รอบทุกๆ 4 นาที) จะทำให้เกิดการจางหายของสัญญาณอย่างซ้ำๆ ผลจะทำให้เกิดสัญญาณรบกวนมากกว่าสัญญาณเสียงที่รับได้

ปรากฏการณ์ความถี่คอปเพลอร์ (Frequency Doppler)

เกิดจากแหล่งกำเนิดความถี่ (ในที่นี้หมายถึงดาวเทียม) กับผู้สังเกตการณ์เคลื่อนที่สัมพันธ์กัน โดยที่ผู้สังเกตการณ์คนที่ 1 อยู่บนดาวเทียมแล้ววัดค่าความถี่ f_0 ในขณะที่ผู้สังเกตการณ์คนที่ 2 กำลังเคลื่อนที่เข้าหาแหล่งกำเนิดความถี่พร้อมกับวัดค่าความแตกต่างของความถี่ f ด้วยจะได้ความสัมพันธ์ดังนี้ [2], [14], [18]

$$f = f_0 - (V/C)f_0 \quad (39)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- โดยที่ f_0 เป็นค่าความถี่ของแหล่งกำเนิดความถี่โดยมีผู้สังเกตการณ์คนที่ 1 ทำการวัดความถี่ขณะอยู่กับแหล่งกำเนิดความถี่ (เฮิร์ตซ์)
- f เป็นค่าผลต่างของความถี่ที่ทำกรวัด โดยผู้สังเกตการณ์คนที่ 2 กำลังเคลื่อนที่เข้าหาแหล่งกำเนิดความถี่ (เฮิร์ตซ์)
- C เป็นค่าความเร็วของแสงเท่ากับ 3×10^8 เมตร/วินาที

ภาพที่ 39



แสดงค่าความเร็วขึ้นอยู่กับการโคจรของดาวเทียมและการหมุนของโลกในการเกิดปรากฏการณ์คออปเพลอร์

จะสังเกตพบว่าค่าความเร็วสัมพัทธ์จะมีค่าติดลบเมื่อดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้สถานีรับสัญญาณในตำแหน่งที่ 1 ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามา ดังนั้นความถี่ที่รับได้จะมีค่าสูงกว่าความถี่ที่ดาวเทียมส่งออกมา ในตำแหน่งที่ 2 เป็นค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณ ค่าความเร็วสัมพัทธ์จะเป็นศูนย์ดังนั้นความถี่ที่รับได้จะเท่ากับความถี่ที่ส่งออกมาจากดาวเทียม ค่าความเร็วสัมพัทธ์จะมีค่าเป็นบวกเมื่อดาวเทียมโคจรออกห่างจากสถานีรับสัญญาณในตำแหน่งที่ 3 คือค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป ดังนั้นความถี่ที่รับได้จะมีค่าต่ำกว่าความถี่ที่ดาวเทียมส่งออกมา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

อุปกรณ์ที่ใช้ในการติดตามสัญญาณดาวเทียม

อุปกรณ์ที่ใช้ในการคำนวณและควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ

เนื่องจากดาวเทียมวงโคจรต่ำเป็นดาวเทียมที่มีการโคจรเร็วกว่าการที่โลกโคจรรอบดวงอาทิตย์ซึ่งใช้ระยะเวลา 24 ชั่วโมง แต่การโคจรของดาวเทียมวงโคจรต่ำผ่านพื้นที่ต่างๆ ในแต่ละครั้งจะใช้ระยะเวลาช่วงสั้นๆ ไม่เกิน 30 นาที ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับตัวแปรต่างๆ ที่มีผลต่อการโคจรของดาวเทียมตามที่กล่าวไปแล้วในบทที่ 2 และบทที่ 3 ดังนั้นอุปกรณ์ที่ใช้ในการคำนวณและควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมจะต้องสามารถปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศได้ไปพร้อมๆ กับการโคจรของดาวเทียมที่กำลังผ่านเข้ามาตลอดเวลาในขณะนั้นจะแตกต่างจากการรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรแบบค้างฟ้า ซึ่งจะเป็นการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศในลักษณะตำแหน่งมุมของสายอากาศคงที่ตลอดเวลา

เครื่องคอมพิวเตอร์

มีหน้าที่ในการรับค่าฐานข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมแล้วนำมาคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ในขณะที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามา และรับคำสั่งควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศที่ป้อนผ่านทางเมนูบนหน้าจอของเครื่องคอมพิวเตอร์ แล้วส่งข้อมูลหรือคำสั่งดังกล่าวไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

การทดสอบความเร็วของเครื่องคอมพิวเตอร์ในการประมวลผลข้อมูล

ภาพที่ 40

REM A simple TAK recursion test.

PRINT Fnt (18, 12, 6)

STOP

DEF FNt(X%, Y%, Z%) IF X% <=Y% THEN =Z%

ELSE

= Fnt (FNt(X%-1, Y%, Z%), FNt(Y%-1, Z%, X%), FNt(Z%-1, X%, Y%))

The program outputs the number 7.

แสดงโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่ใช้ทดสอบความเร็วที่ใช้ในการประมวลผล
ของเครื่องคอมพิวเตอร์และผลการทำงานของโปรแกรม [27]

ทำงานโดยการเรียกฟังก์ชัน T ทำงานซ้อนกันในแต่ละครั้งการเรียกไปยังผลลัพธ์ T การเรียก 4 ครั้ง ไปยังฟังก์ชัน T ที่เรียงติดต่อกันไปและลดค่า 3 ตัวแปร ระดับของการซ้อนให้มากและมากจนกระทั่งลำดับกันพบในค่าตัวแปรเป็นอันดับแรกไม่มากกว่าลำดับที่ 2 แต่การเรียกลำดับที่ 3 มีหลายฟังก์ชัน ดังนั้นได้มีการวางแผนไว้มากกว่า 60,000 ครั้งก่อนวนกลับไปยังระดับสูงสุดที่เครื่องคอมพิวเตอร์รับได้

ค่าเวลาที่ใช้กับโปรแกรมภาษาซีในการทดสอบกับเครื่องคอมพิวเตอร์หลายๆ รุ่น มีหน่วยเป็นมิลลิวินาที แสดงในตารางที่ 7

ตารางที่ 7

แสดงการทดสอบค่าเวลาในการประมวลผลของเครื่องคอมพิวเตอร์รุ่นต่างๆ

บริษัท/รุ่น	ค่าเวลาในการประมวลผล
Acom 80186 Emulator	660
Atari 520 STFM/AT	1800

ตารางที่ 7 (ต่อ)

แสดงการทดสอบค่าเวลาในการประมวลผลของเครื่องคอมพิวเตอร์รุ่นต่างๆ

บริษัท/รุ่น	ค่าเวลาในการประมวลผล
Atari 520 STFM	2100
CRAY - 2	124
IBM RS/6000 - 320H	72
IBM RS/6000 - 320	82
Mistral Hitech - 10	60
SUN 4/330	63
SUN Sparc 1+	93
Tulip AT386/25	307
286/12 Clone	600
386/33 Clone	160
486SX/25 Clone	160

ดังนั้นเครื่องคอมพิวเตอร์ทุกยี่ห้อและทุกรุ่นทำงานด้วยความเร็วที่สูงมาก ไม่ใช่สิ่งที่สำคัญต่อการใช้งานในการติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ

ระบบสัญญาณนาฬิกาในเครื่องคอมพิวเตอร์

ในการพิจารณารายละเอียดเกี่ยวกับสัญญาณนาฬิกาในเครื่องคอมพิวเตอร์ โดยเฉพาะกับเครื่องคอมพิวเตอร์รุ่น IBM และค่าความผิดพลาดซึ่งจะทำให้เกิดขึ้นในการใช้งานติดตามดาวเทียม ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณนาฬิกาของเครื่องคอมพิวเตอร์กับค่าเวลาจริงในการติดตามดาวเทียม

ข้อมูลที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมถูกนำมาแสดงและพิมพ์อยู่ในรูปของตารางที่ถูกต้อง เพราะว่าไม่ได้ขึ้นอยู่กับค่าเวลาสัญญาณนาฬิกาจริง จะใช้ค่าความสัมพันธ์ระหว่างข้อมูลกับค่าเวลาปัจจุบัน นอกจากนั้นยังขึ้นอยู่กับโปรแกรมคอมพิวเตอร์ติดตามดาวเทียมหรือระบบสัญญาณนาฬิกาในระบบเครื่องคอมพิวเตอร์ที่ใช้ ค่าเวลาปัจจุบันและรายละเอียดค่าเวลาที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมไม่ถูกต้อง

การเปิดเครื่องคอมพิวเตอร์โดยทั่วไปแล้วค่าไพอริตี (Priority) จะต่ำ ทางบริษัทผู้ผลิตได้กำหนดให้ผู้ใช้งานสามารถป้อนข้อมูลวัน, เวลาเกี่ยวกับโปรแกรมนั้น สำหรับการนำไปใช้งานส่วน

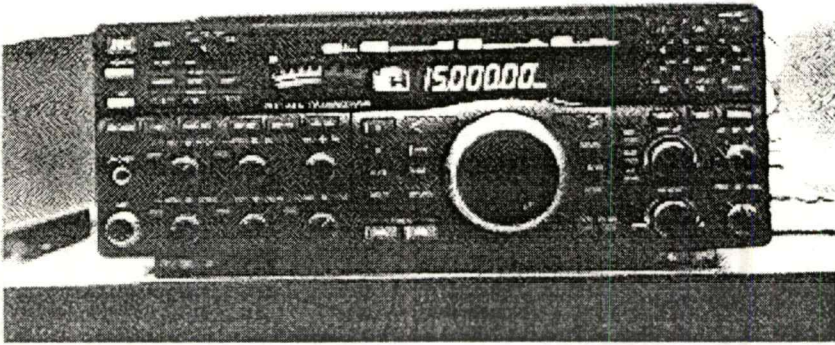
ใหญ่นี้ ค่าเวลาไม่เที่ยงตรงและไม่เป็นไปตามมาตรฐาน ขณะที่ค่าเพาเวอร์ถูกนำไปประยุกต์ใช้งานกับเครื่องคอมพิวเตอร์ IBM โปรแกรมและค่าเวลาสัญญาณนาฬิกาจริงทำงานบนพื้นฐานเวลา 18.2 วินาที หรือสัญญาณนาฬิกาตั้งเตือนทุกๆ 55 มิลลิวินาทีที่ป้อนเข้าไป, ความเที่ยงตรงของแรมคริสตอลจะเป็นตัวกำหนดความถูกต้องของสัญญาณนาฬิกาในขณะที่เครื่องคอมพิวเตอร์กำลังทำงานพบว่าค่าเวลาผิดพลาดไปประมาณ 11 วินาทีต่อวัน เป็นเพราะว่าเมื่อเครื่องคอมพิวเตอร์ถูกปิด โปรแกรมและค่าสัญญาณนาฬิกาจะหยุดทำงาน เมื่อสัญญาณนาฬิกาของเครื่องคอมพิวเตอร์ปรับแต่งจากคำสั่งในโปรแกรม แบตเตอรี่สำรองเลี้ยงสัญญาณนาฬิกาจะทำงาน และเก็บรักษาค่าเวลาทุกครั้งที “ปิด” เครื่องคอมพิวเตอร์เพื่อให้ค่าเวลามีความถูกต้องเที่ยงตรงอยู่เสมอ

เมื่อเครื่องคอมพิวเตอร์ IBM กับแบตเตอรี่สำรองสัญญาณนาฬิกาถูกเปิดสวิตช์เป็นครั้งแรก โปรแกรมสัญญาณนาฬิกาจะถูกตั้งค่าส่วนของโปรแกรมการเปิดเครื่องจะไปยังแบตเตอรี่สำรองที่เลี้ยงส่วนสัญญาณนาฬิกา ให้ใส่ค่าเวลา ตั้งโปรแกรมและสัญญาณนาฬิกาปัจจุบันตั้งนั้น โปรแกรมสัญญาณนาฬิกาจะได้รับค่าเวลาปัจจุบันไปเขียนทับค่าเวลาเดิมจนกระทั่งเครื่องคอมพิวเตอร์ถูกปิดสวิตช์ วงจรแบตเตอรี่สำรองเลี้ยงสัญญาณนาฬิกาจะคงทำงานอยู่ ถูกนำมาพิจารณาอีกครั้งในการใช้งานของเครื่องคอมพิวเตอร์วันละ 8 ถึง 10 ชั่วโมง สำหรับสัญญาณนาฬิกาของเครื่องคอมพิวเตอร์จะมีการสูญเสียค่าเวลา 8 ถึง 12 วินาที ค่าแรงดันไฟของแบตเตอรี่ที่สูงกว่าจะทำให้วงจรออสซิลเลเตอร์ทำงานเร็วขึ้นและถ้าค่าแรงดันไฟของแบตเตอรี่ต่ำกว่าจะทำให้วงจรออสซิลเลเตอร์ทำงานช้าลง

วิธีการปรับเทียบค่าเวลาให้มีความเที่ยงตรง แบ่งออกเป็น 2 วิธี คือ

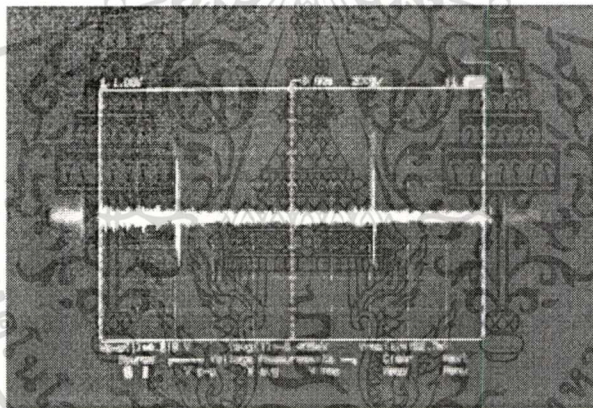
1. ปรับแต่งแบตเตอรี่สำรองเลี้ยงสัญญาณนาฬิกาในเครื่องคอมพิวเตอร์ โดยใช้สัญญาณจากสถานีวิทยุ WWV ทำการเทียบเวลาทุกๆ 2 - 3 วัน ที่ความถี่ 5, 10, 15, 20, 2.5 เมกะเฮิร์ตซ์ [25] ใส่คำสั่ง โปรแกรมการเรียกอย่างอัตโนมัติแล้วสัญญาณนาฬิกาจะไปตั้งค่าเวลาปัจจุบันในโปรแกรมทันที

ภาพที่ 41



แสดงเครื่องรับวิทยุ HF ที่ใช้ในการเทียบเวลา

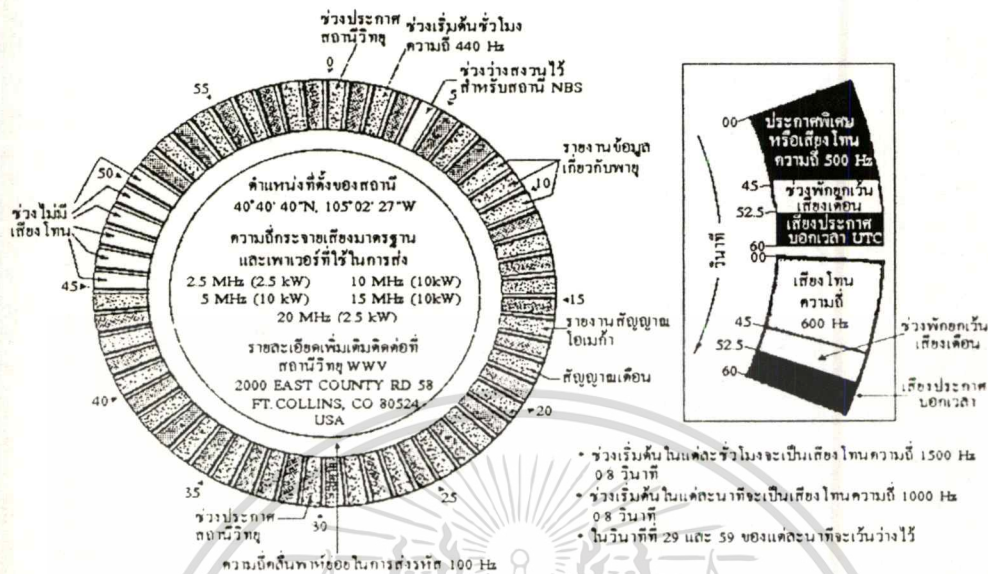
ภาพที่ 42



แสดงรูปคลื่นสัญญาณที่วัดได้จากเครื่องรับวิทยุ HF ในช่วงเวลาทุกๆ 1 วินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 43



แสดงวงรอบการทำงานของสถานีวิทยุ WWV ที่ใช้ในการเทียบเวลา

2. การต่อแบตเตอรี่สำรองชนิดลิเทียม (Lithium) เลี้ยงบอร์ดควบคุมสัญญาณนาฬิกาออกมาไว้ข้างนอก เพราะจะให้ค่าแรงดันคงที่ในระหว่างอายุการใช้งานของมันและหยุดการทำงานทันทีเมื่อเกิดความเสียหาย ขอมให้มีการปรับปรุงความเที่ยงตรงของเวลาสำหรับวงจรออสซิลเลเตอร์ได้ดีขึ้น และอายุการใช้งานของแบตเตอรี่ 10 ปี จะมีการสูญเสียสัญญาณนาฬิกาไปประมาณ 25 วินาที ในช่วงระยะเวลา 2 เดือน

การใช้งานเครื่องคอมพิวเตอร์ร่วมกับชุดควบคุมการหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศ

ในการติดต่อสื่อสารรับส่งข้อมูลระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์กับชุดควบคุมการหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศ (ในส่วนบอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232) โดยผ่านพอร์ตสื่อสาร RS - 232 นั้น จะมีการเขียนโปรแกรมภาษาซี โดยผ่านรอม - ไบออส ซึ่งเป็นการใช้อินเตอร์รัพ 14H [28]

ใช้อินเตอร์รัพ 14H (COMMUNICATION INPUT/OUTPUT : INT 14H)

เป็นการจัดเตรียมการรับส่งข้อมูลเป็นไบท์ โดยผ่านพอร์ตสื่อสาร RS - 232,

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รีจิสเตอร์DX จะประกอบไปด้วยหมายเลขของอะแดปเตอร์ โดยหมายเลข 0 - 3 เป็นหมายเลขสำหรับ COM 1, COM 2, COM 3 และ COM 4 หมายเลขของอะแดปเตอร์จะถูกตั้งโดยการกำหนดหมายเลข 0 - 3 เข้าไปที่รีจิสเตอร์ AH ดังนี้

1. บริการ 00 (SERVICE 00 : INITIALIZE COMMUNICATIONS PORT) ใช้สำหรับการตั้งค่าตัวแปรต่างๆ เช่น ค่าอัตราความเร็วในการสื่อสารข้อมูล, บิทพาริตี, บิทสิ้นสุด และความยาวของเวิร์ด โดยการกำหนดค่าของรีจิสเตอร์ AL ให้สอดคล้องกับตารางที่ 8 ตามที่ต้องการ

ตารางที่ 8
แสดงการตั้งค่าพารามิเตอร์ต่างๆ ของอินเทอร์รัพ 14H

อัตราความเร็วในการสื่อสารข้อมูล	บิทพาริตี	บิทสิ้นสุด	ความยาวของเวิร์ด
7 - 5	4 - 3	2	1 - 0
000 = 110	00 = ไม่มี	0 = 1	10 = 7 บิท
001 = 150	01 = บิทคู่	1 = 2	11 = 8 บิท
010 = 300	10 = ไม่มี		
011 = 600	11 = บิทคี่		
100 = 1200			
101 = 2400			
110 = 4800			
111 = 9600			

การทำงานในหน้าที่นี้ ค่าสถานะของพอร์ตสื่อสารจะถูกคืนโดยผ่านรีจิสเตอร์ AX

2. บริการ 01 (SERVICE 01 : TRANSMIT CHARACTER) เป็นการส่งข้อมูลเป็นไบต์ โดยจะทำการโหลดรีจิสเตอร์ AL ด้วยตัวอักษรที่ต้องการส่ง และรีจิสเตอร์ DX ด้วยหมายเลขพอร์ตการทำงานจะคืนค่าสถานะของพอร์ตที่รีจิสเตอร์ AH ถ้าการทำงานนั้นไม่สามารถส่งไบต์ข้อมูลได้จะเซตบิทที่ 7 ของรีจิสเตอร์ AH เพื่อรายงานถึงการผิดพลาดทางเวลา

3. บริการ 02 (SERVICE 02 : RECEIVE CHARACTER) เป็นการรับข้อมูลเป็นไบต์ โดยจะทำการโหลดหมายเลขพอร์ตเข้าไปที่รีจิสเตอร์ DX การทำงานนั้นจะรับตัวอักษรจาก สาย

สื่อสารข้อมูลเข้าไปที่รีจิสเตอร์ AL บริการนี้จะเซตรีจิสเตอร์ AH ด้วยค่าสถานะพอร์ต สำหรับ การเกิดข้อผิดพลาดนี้จะแสดงออกที่บิต 7, 4, 3, 2 และ 1 ดังนั้นค่ารีจิสเตอร์ AX ไม่เป็นศูนย์จะ แสดงถึงการเกิดข้อผิดพลาดทางอินพุต

4. บริการ 03 (SERVICE 03 : RETURN STATUS OF COMMUNICATION PORT) เป็น การคืนค่าสถานะพอร์ตสื่อสาร โดยการโหลดหมายเลขพอร์ตเข้าไปในรีจิสเตอร์ DX การทำงาน จะคืนค่าสถานะของสายสื่อสารส่งข้อมูลในรีจิสเตอร์ AH และสถานะโมเด็มในรีจิสเตอร์ AL ดังแสดงไว้ในตารางที่ 9

ตารางที่ 9

แสดงการคืนสถานะของพอร์ตสื่อสาร

สถานะสายสื่อสารส่งข้อมูลรีจิสเตอร์ AH	สถานะโมเด็มในรีจิสเตอร์ AL
7 TIME OUT	7 RECEIVED LINE SIGNAL DETECT
6 TRAN SHIFT REGISTER EMPTY	6 RING INDICATOR
5 TRAN HOLD REGISTER EMPTY	5 DATA SET READY
4 BREAK DETECT	4 CLEAR TO SEND
3 FRAMING ERROR	3 DELTA RECEIVE LINE SIGNAL DETECT
2 PARITY ERROR	2 TRAILING EDGE RING DETECTOR
1 OVER RUN ERROR	1 DELTA DATA SET READY
0 DATA READY	0 DELTA CLEAR TO SEND

ชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ ประกอบไปด้วย

บอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

ทำหน้าที่รับคำสั่งควบคุมจากเครื่องคอมพิวเตอร์ หรือทางแป้นพิมพ์ของบอร์ดควบคุม ไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 และทำการควบคุมอุปกรณ์ทางด้านฮาร์ดแวร์ทั้งหมด [29] ได้แก่

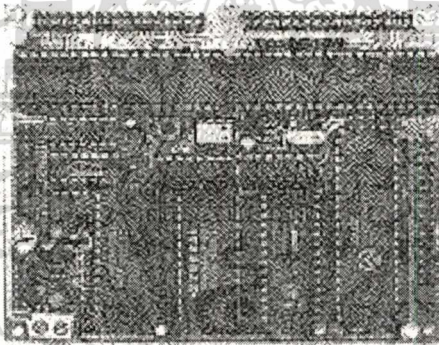
1. ส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80
2. บอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232
3. คีย์บอร์ดแบบเมตริกซ์
4. ส่วนแสดงผลการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80
5. อุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปปีงมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

6. ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

บอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 ใช้ CPU เบอร์ Z84C00 - 6 ของบริษัท ZILOG ซึ่งเทียบเท่ากับ CPU เบอร์ Z - 80B แบบ CMOS ซึ่งกินกำลังงานต่ำ สามารถใช้กับแรมคริสตอลความถี่สูงสุด 6 เมกะเฮิร์ตซ์ได้แต่ในบอร์ดควบคุมนี้ใช้แรมคริสตอลความถี่ 4 เมกะเฮิร์ตซ์ และต่ออีพროมได้ 2 เบอร์คือเบอร์ 2764 หรือเบอร์ 27256 ซึ่งจะติโก้ที่อยู่ระหว่างแอดเดรส 0000H - 7FFFH ส่วนหน่วยความจำแรมใช้ได้ 2 เบอร์ คือ 6264 และเบอร์ 62256 โดยติโก้ที่อยู่ระหว่างแอดเดรส 8000H ถึง FFFFH และจะมีแบตเตอรี่สำรองเลี้ยงข้อมูลอยู่บนบอร์ด พอร์ตที่ใช้ในบอร์ดคือพอร์ตของ IC เบอร์ 8255 จำนวน 2 ตัว (วงจรแสดงในภาคผนวก จ แผ่นที่ 1)

ภาพที่ 44



แสดงบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

1. ส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

ทำหน้าที่เป็นตัวนับและจัดการเกี่ยวกับเวลา [30] แบ่งออกเป็น 2 หลัก หลักละ 4 บิต สามารถเข้าถึงได้ในช่วงการอ่าน หรือเขียน แต่ละหลักจะเป็นเลข BCD ซึ่งแสดงไว้ในตารางที่ 10

ตารางที่ 10

แสดงรูปแบบส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

เคาน์เตอร์แอดเดรส	หลักหน่วย D0 D1 D2 D3	รหัส BCD สูงสุด	หลักสิบ				รหัส BCD สูงสุด
			D4	D5	D6	D7	
			มิลลิวินาที (00H)	-	-	-	
100 วินาที และ 10 วินาที (01H)	D0	D1	D2	D3	9	D4 D5 D6 D7	9
วินาที (02H)	D0	D1	D2	D3	9	D4 D5 D6 -	5
นาฬิกา (03H)	D0	D1	D2	D3	9	D4 D5 D6 -	5
ชั่วโมง (04H)	D0	D1	D2	D3	9	D4 D5 - -	2
วันของสัปดาห์ (05H)	D0	D1	D2	-	7	- - - -	0
วันของเดือน (06H)	D0	D1	D2	D3	9	D4 D5 - -	3
เดือน (07H)	D0	D1	D2	D3	9	D4 - - -	1

บิตที่ไม่ใช้จะเป็นลอจิกศูนย์ในช่วงการอ่านและจะไม่มีผลใดๆ ในช่วงการเขียน เช่น หลักสิบของชั่วโมงจะไม่เกิน 2 หลัก ดังนั้นจึงมีเพียง 2 บิตที่ใช้ในหลักสิบของชั่วโมง ส่วนบิตที่เหลือจะไม่ใช้แรมในชิป IC สัญญาณนาฬิกาจะมีแรมขนาด 56 บิตอยู่ภายในเพื่อใช้เก็บเวลาในการเตือนที่เปรียบเทียบกับส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

หลักหน่วยของมิลลิวินาที และหลักสิบของวันในสัปดาห์จะไม่มีแรมทั้งนี้เพราะไม่ใช้ในส่วนฐานเวลาการทำงานในรูปแบบของแรม แต่จะเหมือนกับส่วนฐานเวลาคือ แต่ละหลักมี 4 บิตและมีทั้งหมด 14 หลัก อย่างไรก็ตามมันจะไม่มีบิตที่ไม่ใช้ ดังนั้นบิตที่ไม่ใช้ในส่วนฐานเวลาจะเปรียบเทียบกับค่าศูนย์ในแรม ซึ่งแอดเดรสแมพแสดงได้ดังตารางที่ 11

ตารางที่ 11

แสดงแอดเดรสแมพ

A4	A3	A2	A1	A0	หน้าที่การใช้งาน
0	0	0	0	0	เคาน์เตอร์ - มิลลิวินาที
0	0	0	0	1	เคาน์เตอร์ - 100 วินาที และ 10 วินาที
0	0	0	1	0	เคาน์เตอร์ - วินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

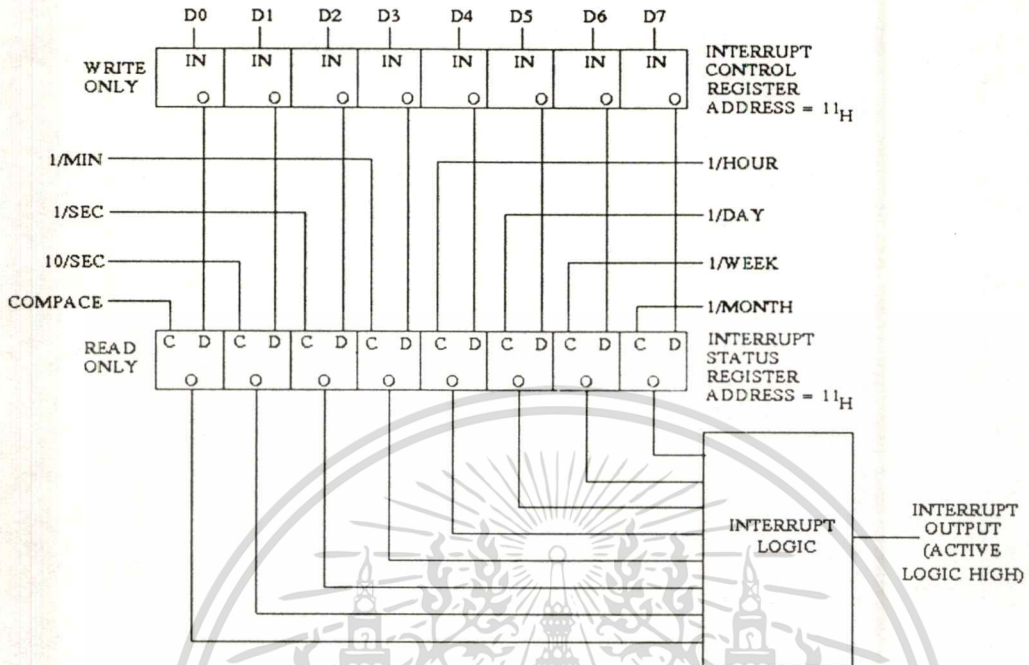
ตารางที่ 11 (ต่อ)

แสดงแอดเดรสแมพ

A4	A3	A2	A1	A0	หน้าที่การใช้งาน
0	0	0	0	0	เคาน์เตอร์ - มิลลิวินาที
0	0	0	0	1	เคาน์เตอร์ - 100 วินาที และ 10 วินาที
0	0	0	1	0	เคาน์เตอร์ - วินาที
0	0	0	1	1	เคาน์เตอร์ - นาฬิกา
0	0	1	0	0	เคาน์เตอร์ - ชั่วโมง
0	0	1	0	1	เคาน์เตอร์ - วันของสัปดาห์
0	0	1	1	0	เคาน์เตอร์ - วันของเดือน
0	0	1	1	1	เคาน์เตอร์ - เดือน
0	1	0	0	0	แรม - มิลลิวินาที
0	1	0	0	1	แรม - 100 วินาที และ 10 วินาที
0	1	0	1	0	แรม - วินาที
0	1	0	1	1	แรม - นาฬิกา
0	1	1	0	0	แรม - ชั่วโมง
0	1	1	0	1	แรม - วันของสัปดาห์
0	1	1	1	0	แรม - วันของเดือน
0	1	1	1	1	แรม - เดือน
1	0	0	0	0	อินเทอร์เฟซสเตตัสรีจิสเตอร์
1	0	0	0	1	อินเทอร์เฟซคอนโทรลรีจิสเตอร์
1	0	0	1	0	เคาน์เตอร์รีเซต
1	0	0	1	1	แรมรีเซต
1	0	1	0	0	สเตตัสบิต
1	0	1	0	1	คำสั่ง "GO"
1	0	1	1	0	สแตนด์บายอินเทอร์เฟซ
1	0	1	1	1	โหมดทดสอบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 45



แสดงรูปแบบอินเทอร์รัพริจิสเตอร์

อินเทอร์รัพริจิสเตอร์และคอมพาราเตอร์สามารถให้อินเทอร์รัพท์เอาต์พุตได้ 2 แบบคือ

1. อินเทอร์รัพท์จะเกิดขึ้นเมื่อได้ทำการอินทิเนลไว้ และเกิดการเปรียบเทียบกับส่วนฐานเวลาในแรม
2. อินเทอร์รัพท์เอาต์พุตที่สามารถโปรแกรมให้สัญญาณเอาต์พุตแตกต่างกัน 8 สัญญาณคือ 10 เฮิร์ตซ์, 1/วินาที, 1/นาทื, 1/ชั่วโมง, 1/วัน, 1/สัปดาห์, 1/เดือน และเมื่อเกิดการเปรียบเทียบกับของแรมและส่วนฐานเวลาในการอินทิเนลเอาต์พุตทำได้โดยการเซตบิตที่ตรงกับความถี่เอาต์พุตที่ต้องการในอินเทอร์รัพคอนโทรลริจิสเตอร์ ดังภาพที่ 45

ซึ่งในการเซตบิตสามารถเซตได้ครั้งละมากกว่า 1 บิตและเมื่อการนับตรงกับบิตที่เซตไว้ นั้นครบรอบของมันจะทำให้เซตสถานะอินเทอร์รัพริจิสเตอร์เป็น "1" และอินเทอร์รัพท์เอาต์พุตจะเป็น "1" ในการรีเซตอินเทอร์รัพท์และเมื่อต้องการทราบว่า อินเทอร์รัพท์เกิดจากความถี่เอาต์พุตใดทำได้โดยการอ่านสถานะอินเทอร์รัพริจิสเตอร์

1.1 การใช้งานของส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

ใช้ IC เบอร์ MM58167 ซึ่งเป็น IC แบบ CMOS ทำหน้าที่เป็นสัญญาณนาฬิกาในระบบไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 ภายในชิป IC จะประกอบด้วยส่วนฐานเวลา แรมขนาด 56 บิต และสามารถให้ 2 อินเทอร์รัพท์เอาท์พุทฐานเวลาที่ใช้เป็นแร็คริสทอลในวงจรออสซิลเลเตอร์ความถี่ 32.768 เฮิร์ตซ์ แสดงดังภาพที่ 46 (วงจรแสดงในภาคผนวก จ แผ่นที่ 2)

ภาพที่ 46

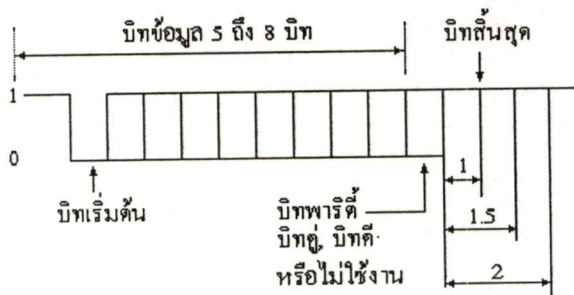


แสดงส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

2. บอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232

ในการสื่อสารข้อมูลแบบอนุกรมนี้ประกอบด้วยบิตเริ่มต้นและบิตสิ้นสุด [31] ดังแสดงในภาพที่ 47

ภาพที่ 47



แสดงรูปแบบของการสื่อสารข้อมูลแบบอะซิงโครนัส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

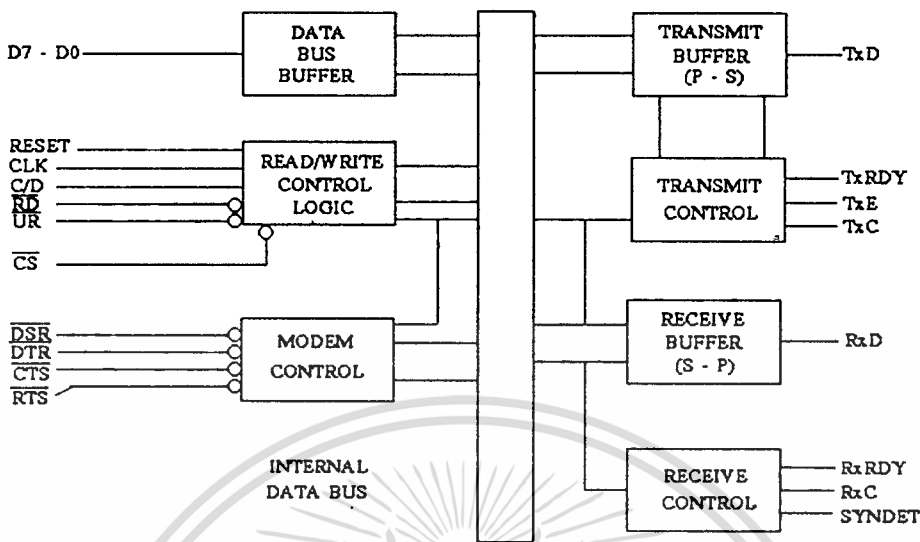
ขณะที่ไม่มีการส่งข้อมูลในสายสื่อสารจะมีแรงดันตกคร่อมอยู่ตลอดเวลา เพื่อทำให้เกิดความแน่ใจว่าฝ่ายรับยังติดต่อกับฝ่ายส่ง ฝ่ายส่งจะเริ่มต้นส่งข้อมูลออกจากรีโมต สัญญาณของอะซิงโครนัสจะเป็น “0” หนึ่งช่วงของสัญญาณนาฬิกา บิตนี้เรียกว่าบิตเริ่มต้น ข้อมูล 1 ตัวอักษรที่ตามหลังบิตเริ่มต้นจะมีขนาดตั้งแต่ 5 บิต จนถึง 8 บิต โดยบิตที่มีความสำคัญน้อยที่สุดจะถูกส่งออกมาก่อนและส่งไล่ไปจนถึงบิตที่มีความสำคัญมากที่สุด จากนั้นส่วนที่ตามหลังข้อมูลก็จะเป็นบิตพาริตีซึ่งอาจจะใช้หรือไม่ใช้ก็ได้ บิตพาริตีจะทำหน้าที่เป็นตัวตรวจสอบความถูกต้องของสัญญาณที่ได้รับ บิตพาริตีอาจจะเป็นบิตคู่หรือบิตคี่ก็ได้ หมายความว่าถ้าหากบิตพาริตีที่เป็นบิตคู่จำนวนบิตที่เป็น”1” ในช่วงบิตข้อมูลกับบิตพาริตีรวมกันแล้วก็จะต้องเป็นเลขคู่ ฝ่ายส่งข้อมูลจะทำหน้าที่ตรวจสอบข้อมูลแล้วใส่บิตพาริตีเอง ฝ่ายรับเมื่อรับสัญญาณแล้วก็ต้องตรวจสอบว่าบิตพาริตีเป็นจริงตามสถานะที่ตั้งเอาไว้หรือไม่ หากมีความผิดพลาดเกิดขึ้นก็หมายความว่าสัญญาณที่ได้รับได้นั้นผิดพลาดไปจากฝ่ายส่งที่ส่งข้อมูลออกมา ทั้งนี้จะต้องผิดเป็นจำนวนบิตที่เท่ากันจึงจะตรวจสอบได้ว่าเกิดความผิดพลาด หลังจากบิตพาริตีแล้วก็ต้องมีบิตสิ้นสุดซึ่งเป็น “1” ความกว้างของบิตสิ้นสุดอาจจะเป็น 1, 1.5 หรือ 2 พัลส์ของสัญญาณนาฬิกา ซึ่งแล้วแต่ฝ่ายรับและฝ่ายส่งจะตกลงใช้กันเอง

การเริ่มใช้พอร์ทอนุกรมจึงจำเป็นต้องตั้งพารามิเตอร์ต่างๆ สำหรับการสื่อสารซึ่งมีดังต่อไปนี้คือ

1. ความเร็วของการส่งข้อมูล
2. ความยาวของรหัส 1 ตัวอักษร
3. บิตตรวจสอบ
4. จำนวนบิตสิ้นสุด

IC เบอร์ 8251 เป็นชิปที่ทำหน้าที่เป็นตัวรับและส่งข้อมูลระหว่างไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 กับอุปกรณ์อินพุตและเอาต์พุตแบบอนุกรม ชิปนี้ทำงานได้ทั้งโหมดอะซิงโครนัสและโหมดซิงโครนัส มีโครงสร้างภายในดังภาพที่ 48

ภาพที่ 48



แสดงโครงสร้างภายในและการจัดขาของ IC เบอร์ 8251

2.1 กลุ่มของสัญญาณ แบ่งออกเป็น 3 กลุ่มคือ

1. กลุ่มของสัญญาณที่ติดต่อกับ CPU
2. กลุ่มของสัญญาณที่ติดต่อกับ โมเด็ม
3. กลุ่มของสัญญาณที่แสดงสถานะ

2.1.1. กลุ่มของสัญญาณที่ติดต่อกับ CPU ประกอบไปด้วย

- D₀ - D₇** เป็นบัสข้อมูลที่ใช้ในการติดต่อกับ CPU
- Reset** เป็นอินพุทแอกทีฟ "1" เมื่อถูกรีเซ็ตจะเป็นการรีเซ็ตคำสั่งควบคุมทั้งหมด
- CLK** เป็นสัญญาณนาฬิกาที่ใช้ในการควบคุมภายใน จะต้องมีความเร็วเกิน 30 เท่าของความเร็วในการรับส่งข้อมูล
- RD** เป็นอินพุทแอกทีฟ "0" ต่อไปยังขา RD ของ CPU จะแอกทีฟเมื่ออ่านข้อมูลจาก IC เบอร์ 8251 ไปเก็บ
- WR** เป็นอินพุทแอกทีฟ "0" ต่อไปยังขา WD ของ CPU จะแอกทีฟเมื่อเขียนข้อมูลไปยัง IC เบอร์ 8251
- C/D** เป็นอินพุทเมื่อได้รับลอจิก "1" จะอยู่ในช่วงการติดต่อกับรีจิสเตอร์ควบคุม และถ้าได้รับลอจิก "0" จะอยู่ในช่วงการติดต่อกับรีจิสเตอร์ข้อมูล
- CS** เป็นอินพุทแอกทีฟ "0" จะอยู่ในช่วงที่ยอมให้รับ IC เบอร์ 8251 นี้ติดต่อกับ CPU ได้

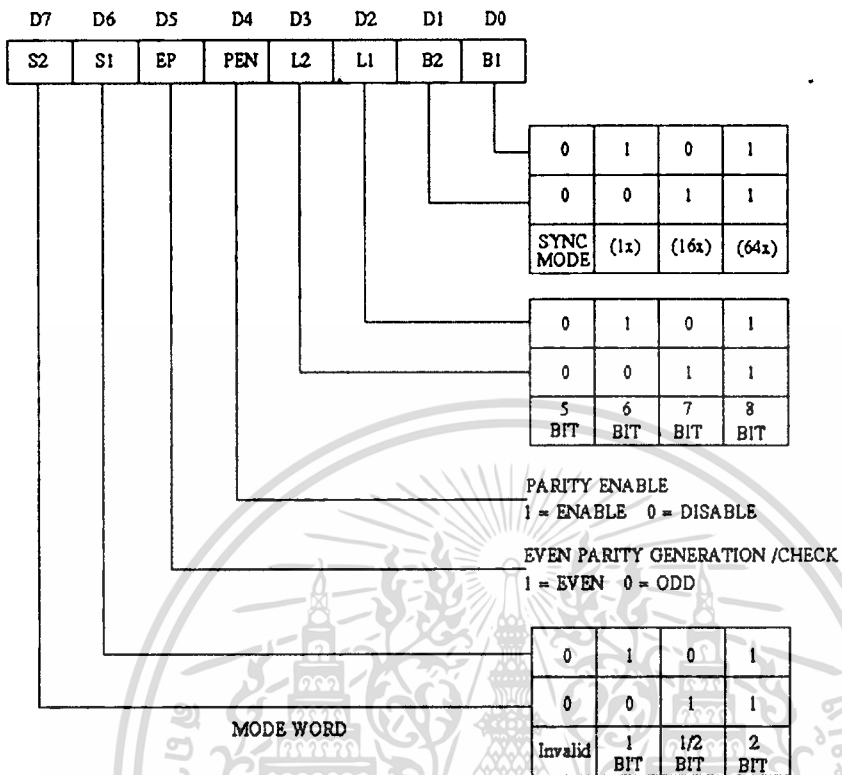
2.1.2. กลุ่มของสัญญาณที่ติดต่อกับโมเด็ม ประกอบด้วย

- RTS เป็นขาเอาต์พุตแอกทีฟ “0” เมื่อต้องการส่งข้อมูลไปยังโมเด็ม
- CTS เป็นขาเอาต์พุตแอกทีฟ “0” จะทำให้ IC เบอร์ 8251 ส่งข้อมูลออกจาก TxD ทันที ขานี้ถ้าไม่ได้เป็นลอจิก “0” จะส่งข้อมูลออก
- DTR เป็นขาเอาต์พุตแอกทีฟ “0” แสดงถึงความพร้อมของ IC เบอร์ 8251 ที่จะติดต่อกับโมเด็มสามารถเชื่อมต่อได้โดยการโปรแกรมชุดคำสั่ง
- DSR เป็นขาอินพุตแอกทีฟ “0” จากโมเด็มส่งมา เมื่อโมเด็มพร้อมที่จะติดต่อ IC เบอร์ 8251 สามารถทดสอบสัญญาณนี้โดยการอ่านรีจิสเตอร์สถานะ

2.1.3. กลุ่มของสัญญาณที่แสดงสถานะ ประกอบด้วย

- TxRDY เป็นขาเอาต์พุตแอกทีฟ “1” เมื่อ IC เบอร์ 8251 พร้อมที่จะรับข้อมูลจาก CPU เพื่อส่งออกที่ขา TxD และจะรีเซ็ตตัวเองเมื่อขา WR เปลี่ยนจาก Low เป็น High ในช่วงที่ CPU ส่งข้อมูลมาที่ IC เบอร์ 8251 และสถานะของ TxRDY นี้ยังปรากฏที่รีจิสเตอร์สถานะที่บิต D_0 ของรีจิสเตอร์สถานะนี้ก่อนถ้าเป็น “0” ให้อ่านก่อน ถ้าเป็น “1” ให้ส่งข้อมูลมาได้
- RxRDY เป็นขาเอาต์พุตแอกทีฟ “1” เมื่อ IC เบอร์ 8251 รับข้อมูลเข้าทางขา RxD เสร็จ 1 ตัวอักษรแล้วลอจิกนี้จะปรากฏอยู่ที่รีจิสเตอร์สถานะอีกด้วยคือ ที่บิต D_1 ดังนั้น CPU จะต้องคอยตรวจสอบที่บิตนี้ ถ้าเป็น “1” ให้อ่านข้อมูลจาก IC เบอร์ 8251 เข้าไปเก็บใน CPU ได้
- TxE เป็นขาเอาต์พุตแอกทีฟ “1” เมื่อข้อมูลถูกส่งออกจาก IC เบอร์ 8251 หมดแล้วและจะเป็นลอจิก “0” เมื่อ CPU เริ่มส่งข้อมูลมาใหม่

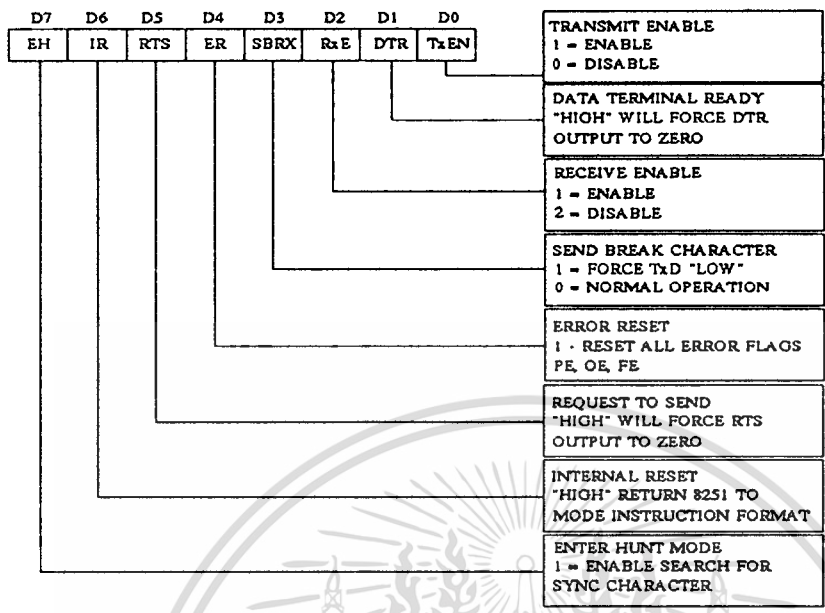
ภาพที่ 49



แสดงรูปแบบการทำงานของโหมดอินสตักซ์และโหมดอะซิงโครนัส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

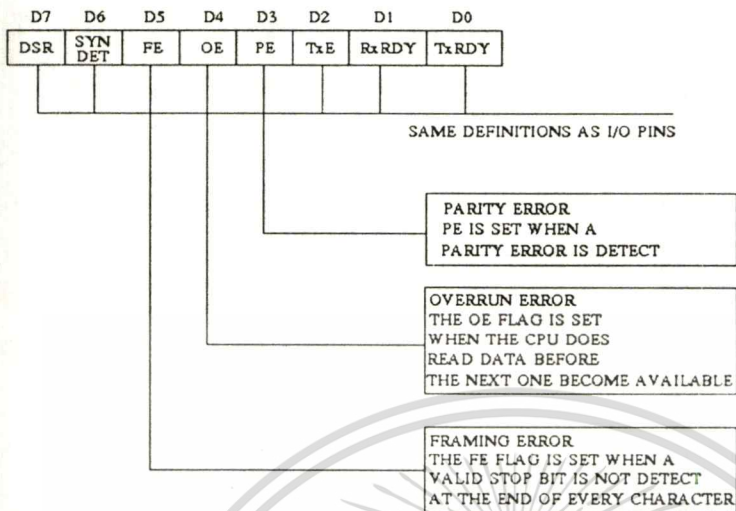
ภาพที่ 50



แสดงรูปแบบคำสั่งอินสตักชั่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

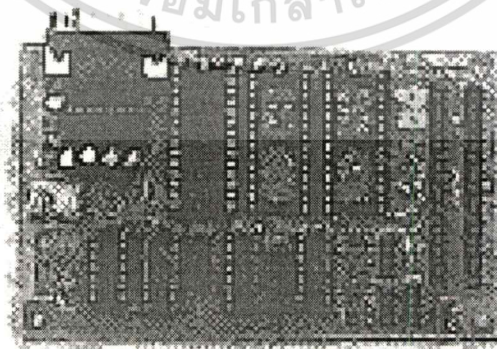
ภาพที่ 51



แสดงรีจิสเตอร์สถานะ

บอร์ดชุดนี้ใช้ IC ขั้วกำลังเบอร์ MAX 232 เพื่อเปลี่ยนระดับแรงดันไฟจาก 5 โวลต์ ไปเป็น + 12 โวลต์ และยังมี IC เบอร์ 4020 ทำหน้าที่สร้างสัญญาณนาฬิกา เพื่อกำหนดค่าอัตราความเร็วในการสื่อสารข้อมูล ส่วนคอนเน็คเตอร์ใช้แบบ DB - 9 ซึ่งบอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232 ที่ใช้งานแสดงดังภาพที่ 52 (วงจรถูกแสดงในภาคผนวก ข แผ่นที่ 2)

ภาพที่ 52



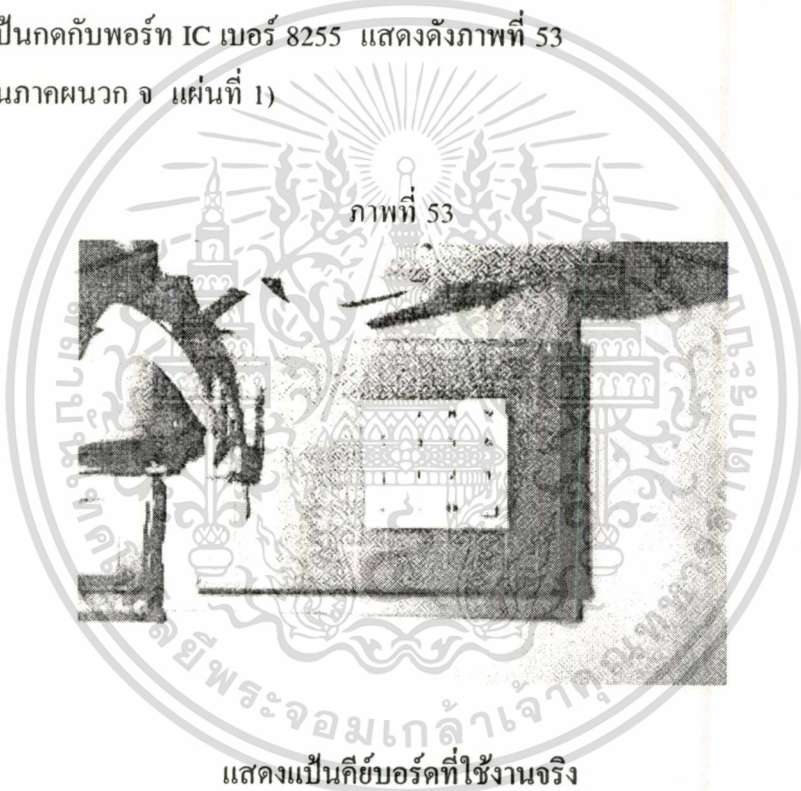
แสดงบอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. คีย์บอร์ดแบบเมตริกซ์

โดยการนำเอา IC เบอร์ 8255 มาใช้งานในโหมดศูนย์ เลือกใช้พอร์ท C บนเป็นอินพุต และพอร์ท C ล่างเป็นเอาต์พุต เพื่อรับรู้การกดแป้นคีย์บอร์ดและหาว่ามีคีย์บอร์ดตำแหน่งใดถูกกดซึ่งสามารถจัดแป้นคีย์บอร์ดในรูปแบบเมตริกซ์ 4 x 4 หรือ 16 คีย์ [28], [32]

หลักการทำงานโดยทั่วไปของคีย์บอร์ดจะทำการสแกนคีย์บอร์ดที่ตำแหน่งต่างๆ โดยการให้แต่ละแถวที่เป็นพอร์ทเอาต์พุตเป็นค่า “0” หรือ “1” ในเวลาต่างกัน เช่น แถวแรกเป็นค่า “0” ส่วนแถวอื่นเป็น “1” หหมด แล้วทำการอ่านข้อมูลที่พอร์ทอินพุตว่ามีบิตใดบิตหนึ่งทางคอลัมน์เป็น “0” หรือไม่ ถ้ามีก็ทราบได้ว่าคีย์บอร์ดในตำแหน่งแถวแรกที่เท่าใดเป็นคีย์บอร์ดที่ได้รับการกด การต่อแป้นกดกับพอร์ท IC เบอร์ 8255 แสดงดังภาพที่ 53 (วงจรแสดงในภาคผนวก จ แผ่นที่ 1)



4. ส่วนแสดงผลการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80

4.1 ชนิดของส่วนแสดงผลการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 แบ่งออกได้เป็น 3 ชนิดดังนี้ [33]

1. โมดูลอักษร (CHARACTER LCD MODULE)
2. โมดูลรูปภาพ (GRAPHIC LCD MODULE)
3. โมดูลตัวเลข (SEGMENT DISPLAY TYPE LCD MODULE)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.1 ส่วนประกอบของส่วนแสดงผล

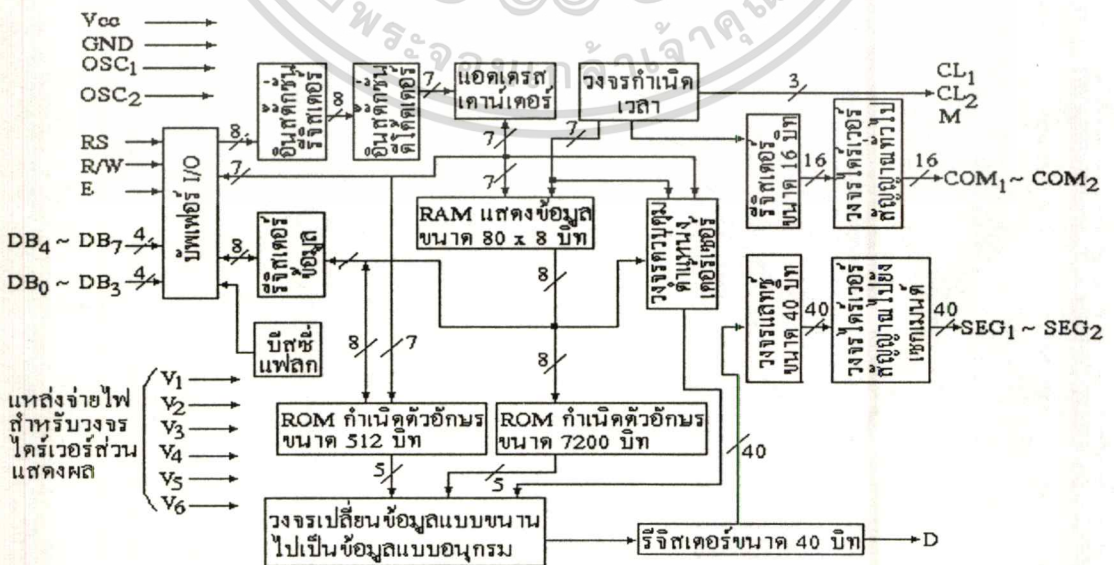
ในแต่ละแบบจะมี 3 องค์ประกอบใหญ่ๆ คือ

1. คอทเมตริกซ์ LCD (DOT MATRIX LCD) เป็นตัวแสดงผลให้สามารถมองเห็นในลักษณะการปิดและเปิดตัวเองกับแสงก็คือ ส่วนที่เป็นตัวกระจกบรรจุผลึก
2. ไดรเวอร์ (DRIVER) เป็นตัวรับสัญญาณจากตัวควบคุมไปขับ LCD อีกครั้งหนึ่ง โดยใช้ IC ได้แก่ เบอร์ HD44100H, เบอร์ MSM5259
3. คอนโทรลเลอร์ (CONTROLLER) เป็นตัวรับข้อมูลจากอุปกรณ์ภายนอกมาจัดการควบคุม LCD โมดูลให้ทำงานแสดงผลต่างๆ เช่น การลบจอภาพ, การเกิดตัวอักษร เป็นต้น โดยชนิดโมดูลตัวอักษรจะนิยมใช้เบอร์ HD44780 ส่วนใหญ่เป็นชนิดโมดูลรูปภาพจะนิยมใช้เบอร์ HD61830

4.1.2 ลักษณะของ IC เบอร์ HD44780 และการต่อใช้งาน

IC เบอร์ HD44780 เป็น IC ประเภท LSI ที่ใช้ในการควบคุม LCD โดยแสดงผลในรูปแบบตัวอักษรหรือสัญลักษณ์ต่างๆ ตัวมันเองสามารถต่อใช้งานแบบ 4 บิตหรือ 8 บิตก็ได้ โดยถ้าต่อแบบ 4 บิตจะต่อใช้งานที่ DB7 - DB4 เท่านั้นโดยข้อมูลครั้งแรกที่ส่งนั้น HD44780 จะถือเป็นข้อมูล 4 บิตบน และข้อมูลที่ส่งต่อมานั้นเป็นข้อมูล 4 บิตล่าง

ภาพที่ 54



แสดงบล็อกไดอะแกรมภายใน IC เบอร์ HD44780

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์เพื่อการศึกษาเท่านั้น มิใช่อนุญาตให้ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การต่อใช้งานของเบอร์ HD44780 จะประกอบไปด้วยขา ดังนี้

1. รีจิสเตอร์ซีเลคชั่น (REGISTER SELECTION : RS) เป็นขาใช้เลือกรีจิสเตอร์ภายในคอลโทรลเลอร์ซึ่งมี 2 ตัว คือ
 1. อินสตรัคชั่นรีจิสเตอร์ (INSTRUCTION REGISTER : IR) โดยเป็นสภาวะ "0" จะเป็นการเลือกคำสั่ง
 2. คาตารีจิสเตอร์ (DATA REGISTER : DR) โดยเป็นสภาวะ "1" จะเป็นการเลือกข้อมูล
2. ริด/ไรท์ (READ/WRITE : R/W) เป็นตัวเลือกว่าจะเขียนข้อมูลให้เป็นสภาวะ "0" หรือจะอ่านข้อมูลให้เป็นสภาวะ "1" จากตัว IC
3. อีนาเบิล (ENABLE SIGNAL : E) เป็นขาคำหนดสภาพการรับ, เขียนและอ่านข้อมูล

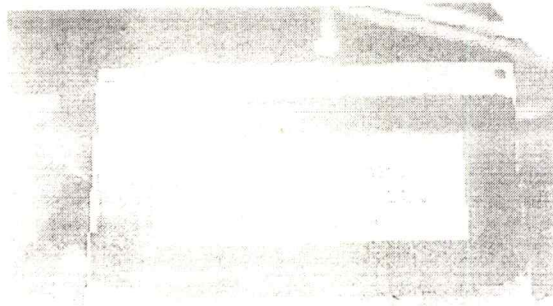
ตารางที่ 12

แสดงความสัมพันธ์ระหว่างการทำงานและการรวมกับขา RS, R/W

RS	R/W	E	หน้าที่การใช้งาน
0	0		IR เขียนข้อมูล (เคิลียร์ส่วนแสดงผลการทำงาน, อื่น)
0	1		อ่านบิตซีพแฟลค (DB7) และแอดเดรสเคาน์เตอร์ (DB0 - DB6)
1	0		DR เขียนข้อมูล (DR จนถึง DD หรือ CG RAM)
1	1		DR อ่านข้อมูล (DD หรือ CG RAM จนถึง DR)

4. DB0 - DB7 เป็นขารับส่งข้อมูลจากตัว IC
5. V_{DD} เป็นไฟเลี้ยงวงจร +5 โวลต์
6. V_{SS} เป็นขากราวด์ 0 โวลต์
7. V_0 เป็นขาปรับแรงดันในการขับ LCD ให้สว่างหรือมืด

ภาพที่ 55



แสดง LCD โมดูลที่ใช้งาน

ตารางที่ 13

แสดงหน้าที่การทำงานขาต่างๆ ของ LCD โมดูล

ขาคี่	สัญลักษณ์	ระดับสัญญาณ
1	V_{SS}	
2	V_{DD}	
3	V_o	
4	RS	H/L
5	R/W	H/L
6	E	H, H \rightarrow L
7	DB0	H/L
8	DB1	H/L
9	DB2	H/L
10	DB3	H/L
11	DB4	H/L
12	DB5	H/L
13	DB6	H/L
14	DB7	H/L

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

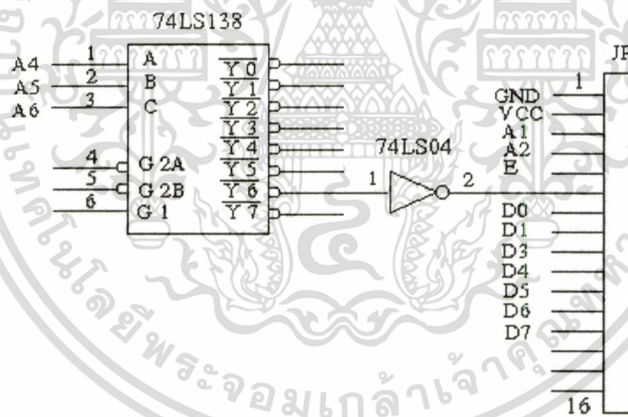
การเชื่อมต่อ LCD โมดูลเข้ากับบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 ได้จัดการถอดรหัสให้ LCD โมดูล ดังแสดงในตารางที่ 14

ตารางที่ 14

แสดง LCD แอดเดรสพอร์ต

แอดเดรส พอร์ต LCD	
พอร์ตควบคุม	แอดเดรส พอร์ต
เขียนอินสตรัคชันข้อมูล	60 H
เขียนข้อมูลถึงแรม CC หรือ DD	62 H
อ่านบิตซีฟลิปและแอดเดรส	64 H
อ่านข้อมูลจากแรม DD หรือ CG	66 H

ภาพที่ 56



แสดงวงจรการถอดรหัสให้แก่ LCD โมดูล

ในที่นี้ใช้โมดูลอักษรแบบ 16 ตัวอักษร 4 บรรทัด เพื่อใช้แสดงค่าเวลา, ค่ามุมอาซิมุต, ค่ามุมเงยของสายอากาศและใช้แสดงข้อมูลส่วนอื่นๆ ที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียม

5. ชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปปีงมอเตอร์

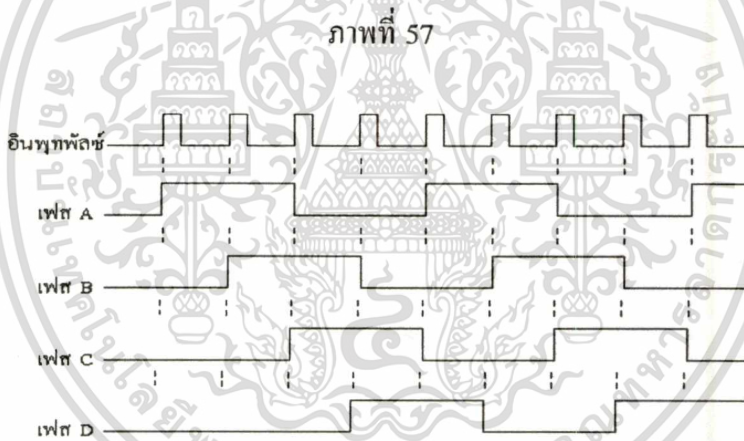
ชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปปีงมอเตอร์จะประกอบด้วยวงจรที่สำคัญ 2 ส่วน คือ [28], [34]

1. วงจรซีเควินลอจิก
2. วงจรขยายกำลัง

วงจรที่ใช้จัดซีเควินลอจิกอาจจะใช้วงจรนับหรือไมโครคอมพิวเตอร์ก็ได้เพื่อจัดให้อินพุตพัลส์ที่เข้ามาเลื่อนลำดับไปทางขวาหรือซ้าย ซึ่งถ้าการจัดลำดับแรงดันที่จ่ายให้กับขดลวดสเตเตอร์ของชุด

อุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ซึ่งมักจะเรียกว่า “เฟส” ก็ถ้าจ่ายให้ลำดับเฟสจากซ้ายเลื่อนไปทางขวา ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ก็จะหมุนตามเข็มนาฬิกา แต่ถ้าจ่ายจากขวาเลื่อนไปทางซ้าย

ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ก็จะหมุนทวนเข็มนาฬิกา



แสดงไทม์มิ่งไดอะแกรมของวงจรซีเควินลอจิกแบบกระตุ้นทีละ 2 เฟส

สำหรับชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ 4 เฟส

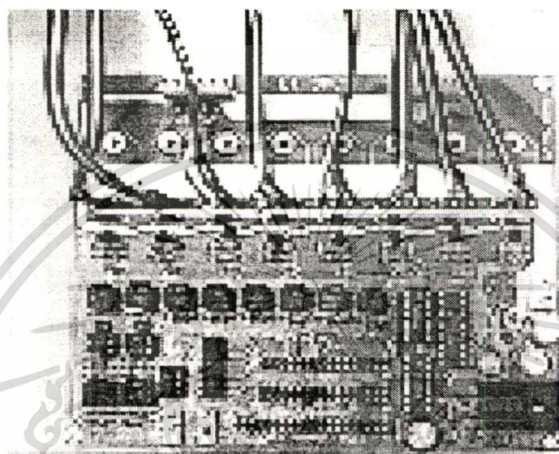
วงจรซีเควินลอจิกแบบกระตุ้นทีละ 1 เฟสสลับ 2 เฟส สำหรับชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ 4 เฟส ไทม์มิ่งไดอะแกรมแสดงในภาพที่ 57 จะสังเกตเห็นว่าขดลวดของชุดอุปกรณ์

สเตปปีงมอเตอร์จะได้รับการกระตุ้นในเวลาเดียวกันพร้อมกัน 2 ขดในการหมุนแต่ละสเตป

การต่อวงจรซีเควินเข้ากับวงจรขยายกำลัง สัญญาณเอาต์พุตของวงจรลอจิกซีเควินจะถูกเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ส่งไปยังอินพุทของวงจรรขยายกำลังและสัญญาณนี้จะไปควบคุมการนำกระแส หยุดนำกระแสของ ขดลวดชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ วงจรรขยายกำลังอาจเรียกอีกอย่างหนึ่งได้ว่า วงจรขับเคลื่อน มอเตอร์หรือวงจรไดร์เวอร์ แสดงดังภาพที่ 58 (วงจรแสดงในภาคผนวก จ แผ่นที่ 3)

ภาพที่ 58

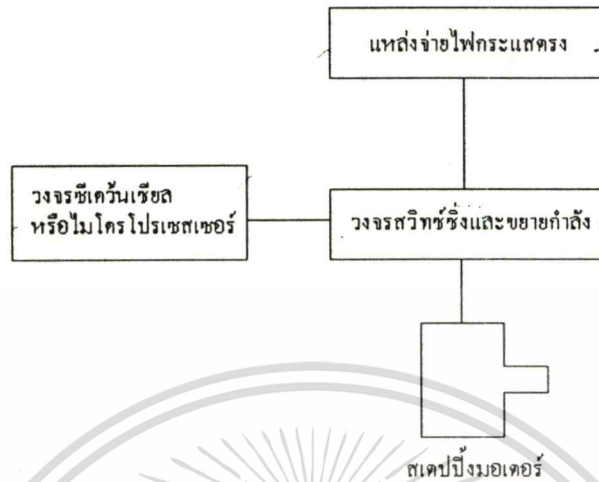


แสดงชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปปีงมอเตอร์

6. ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์เป็นอุปกรณ์จำพวกเชิงกลทางไฟฟ้าที่มีอินพุทเป็นกลุ่มของ เลขฐานสองแรงดันและเอาต์พุทเป็นลักษณะของการเคลื่อนที่แบบเชิงมุมหรือหมุนไปเป็นสเตป แต่ละสเตปอยู่ในช่วง 0.1 องศาถึง 30 องศาขึ้นอยู่กับโครงสร้างของชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ ตามสัญญาณพัลส์ที่ป้อนให้กับขดสเตเตอร์ซึ่งจะเกิดแรงผลักต่อขดโรเตอร์ ทำให้ขดโรเตอร์หมุน ไป แต่ลักษณะของชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์จะมีขดสเตเตอร์อยู่หลายขดซึ่งเรียกว่า เฟส ดังนั้น เมื่อป้อนสัญญาณที่เป็นพัลส์ในลักษณะซีควีนซ์ของเลขฐานสอง โดยผ่านวงจรรขยายกำลังจะทำให้ ขดโรเตอร์หมุนได้อย่างต่อเนื่อง แสดงในบล็อกไดอะแกรมภาพที่ 59 [35 - 37]

ภาพที่ 59



แสดงบล็อกไดอะแกรมระบบการควบคุมชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

6.1 หลักการกระตุ้นให้กับขดลวดสเตเตอร์ของชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

แบ่งออกเป็น 3 แบบ คือ

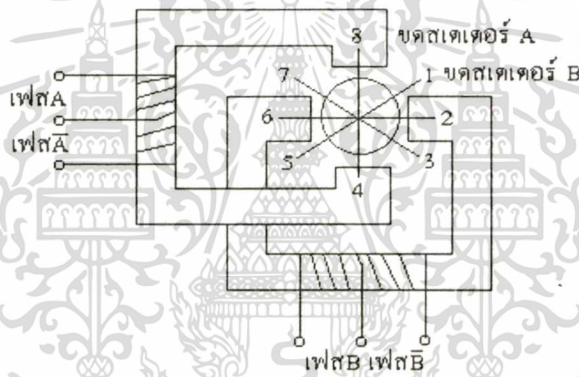
1. แบบจ่ายกระแสไฟให้เฟสเดียว (ONE EXCITATION) วนไปเรื่อยๆ
2. แบบจ่ายกระแสไฟให้พร้อมกัน 2 เฟส (TWO EXCITATION) วนไปเรื่อยๆ จะทำให้ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์มีแรงบิดที่เกิดขึ้นมากกว่าทุกแบบ
3. แบบจ่ายกระแสไฟให้ทีละ 1 เฟสสลับกับ 2 เฟส (ONE - TWO EXCITATION) วนไปเรื่อยๆ จะทำให้จำนวนสเตปในการหมุนละเอียดมากกว่า 2 แบบดังกล่าวข้างต้น

ตารางที่ 15

แสดงการจ่ายกระแสไฟพร้อมกัน 2 เฟสให้กับชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

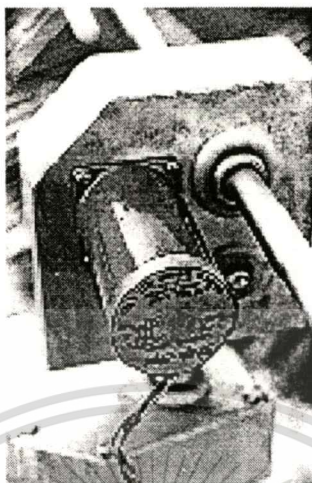
เฟส \ สเตป	01	02	03	04
1	0	0	1	1
2	0	1	1	0
3	1	1	0	0
4	1	0	0	1

ภาพที่ 60



แสดงการกระตุ้นที่ตำแหน่งต่างๆ ของชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

ภาพที่ 61



แสดงชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ที่ใช้งาน

ระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ

โครงสร้างของระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ ประกอบด้วย

1. ระบบเฟืองขับสายอากาศ ประกอบด้วย

1.1 ฐานเสา มีขาตั้งแบบกากบาท 4 ทิศ สามารถยึดติดกับพื้นได้ป้องกันการล้ม

1.2 ชุดเฟืองหลัก ประกอบด้วย เฟืองตรงทศรอบ 6 ตัว ลักษณะตัวเฟืองเป็นเหล็กชุบกัสนิมซึ่งแบ่งออกเป็น 2 ชุดคือ

1.2.1 ชุดเฟืองปรับค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศ

1.2.2 ชุดเฟืองปรับค่ามุมเงยของสายอากาศ

โดยเฟืองในแต่ละชุดมีขนาดเท่ากัน

1.3 ชุดเฟืองเซ็นเซอร์มุม ประกอบด้วย เฟืองตรงทศรอบ 2 ตัว ลักษณะตัวเฟืองเป็นเหล็กชุบกัสนิมแบ่งออกเป็น 2 ชุดคือ

1.3.1 ชุดเฟืองเซ็นเซอร์มุมอาซิมุทของสายอากาศ

1.3.2 ชุดเฟืองเซ็นเซอร์มุมเงยของสายอากาศ

โดยเฟืองในแต่ละชุดมีขนาดเท่ากัน

1.4. แกนยึดสายอากาศ

2. วัสดุที่ใช้ทำรองดินแกนกลางของเพลา

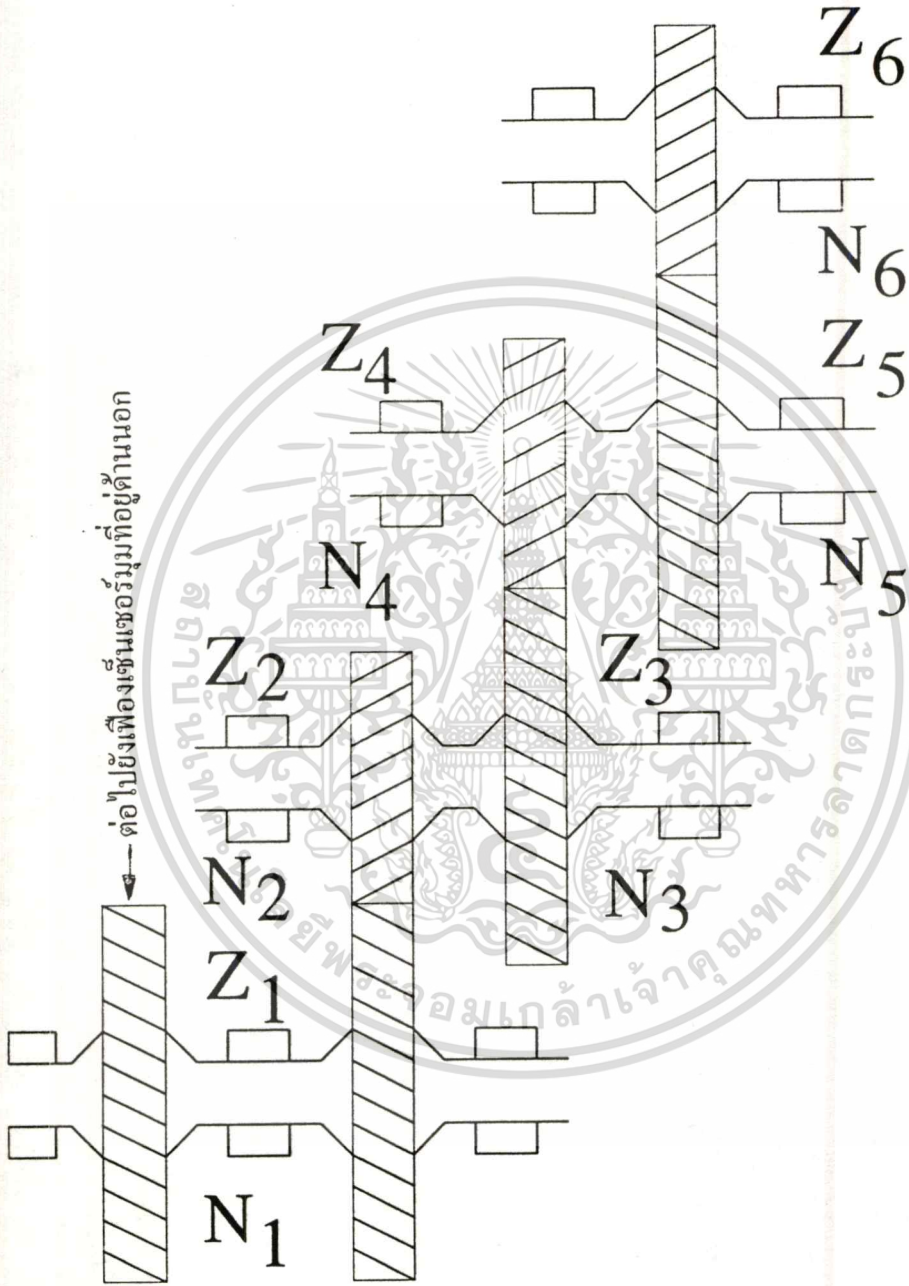
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แนวการออกแบบชุดเฟืองหลัก
คำนวณหาได้จาก [38]

$$\text{อัตราทดของเฟือง (I)} = n_1/n_2 = z_2/z_1 = t_2/t_1 \quad (40)$$

โดยที่ z_1 เป็นจำนวนฟันเฟืองขับ	ตัวที่ 1 = 20 ฟัน ; ที่ชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์
z_2 เป็นจำนวนฟันเฟืองตาม	ตัวที่ 2 = 100 ฟัน
z_3 เป็นจำนวนฟันเฟืองขับ	ตัวที่ 3 = 50 ฟัน
z_4 เป็นจำนวนฟันเฟืองตาม	ตัวที่ 4 = 100 ฟัน
z_5 เป็นจำนวนฟันเฟืองขับ	ตัวที่ 5 = 50 ฟัน
z_6 เป็นจำนวนฟันเฟืองตาม	ตัวที่ 6 = 100 ฟัน ; ทั้งเฟืองด้านในและ เฟืองด้านนอกใช้แกนติดสายอากาศร่วมกันไปต่อกับเฟืองเอนโค้ดเดอร์จำนวน 100 ฟัน
n_1 เป็นความเร็วรอบของเฟืองขับ	ตัวที่ 1 = 20 รอบ
n_2 เป็นความเร็วรอบของเฟืองตาม	ตัวที่ 2 = 4 รอบ
n_3 เป็นความเร็วรอบของเฟืองขับ	ตัวที่ 3 = 4 รอบ
n_4 เป็นความเร็วรอบของเฟืองตาม	ตัวที่ 4 = 2 รอบ
n_5 เป็นความเร็วรอบของเฟืองขับ	ตัวที่ 5 = 2 รอบ
n_6 เป็นความเร็วรอบของเฟืองตาม	ตัวที่ 6 = 1 รอบ
t_1 เป็นแรงบิดของเฟืองขับ	ตัวที่ 1
t_2 เป็นแรงบิดของเฟืองตาม	ตัวที่ 2

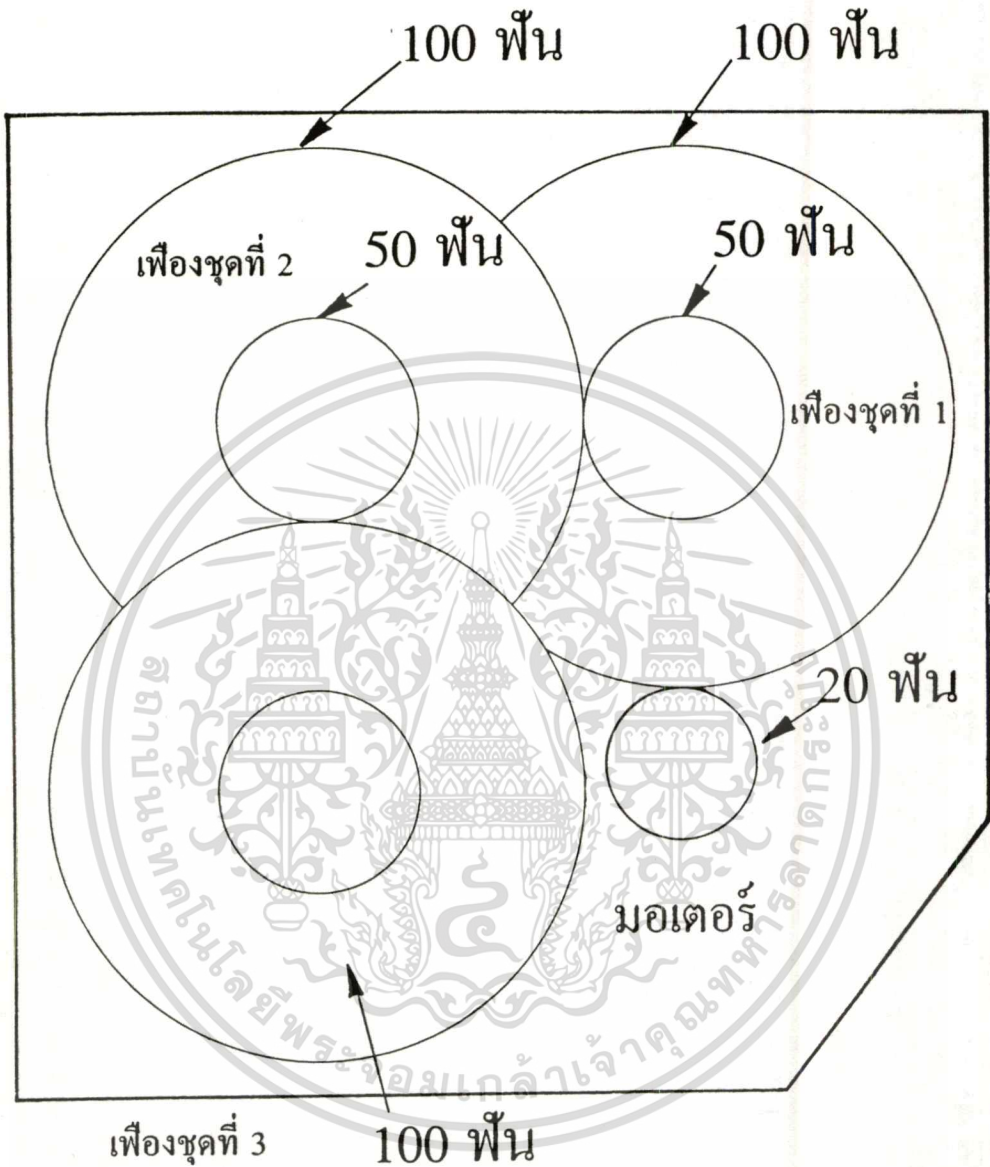
ภาพที่ 62



แสดงแนวการออกแบบชุดเฟืองหลัก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

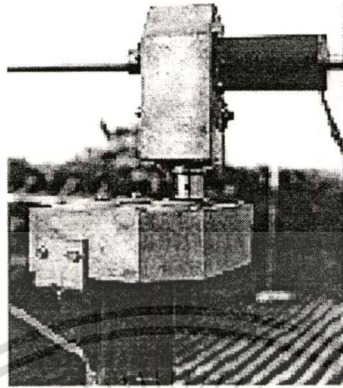
ภาพที่ 63



แสดงการวางตำแหน่งชุดเฟื่องหลัก (ด้านใน)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 64



แสดงชุดเฟืองปรับค่ามุมอาซิมุตและชุดเฟืองปรับค่ามุมเงยของสายอากาศที่ใช้งาน

การคำนวณเมื่อกำหนดให้ความเร็วรอบของเฟืองขับตัวที่ 1 ในชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ (n_1) หมุนครบ 20 รอบ แล้วจะทำให้ความเร็วรอบของเฟืองตามตัวที่ 6 (n_6) ที่แกนติดสายอากาศหมุนไป 1 รอบ จากคุณสมบัติของชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ที่ใช้พบว่า 1 รอบของเฟืองขับตัวที่ 1 เท่ากับ 200 สเตปของชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ที่ใช้ ดังนั้นชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์จะต้องหมุนไป $20 \times 200 = 4000$ สเตป จึงจะทำให้ความเร็วรอบเฟืองตามตัวที่ 6 หมุนไป 1 รอบหรือเป็นมุม 360 องศา ความเร็วรอบของเฟืองขับตัวที่ 1 ของชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ 1 รอบจะทำให้เฟืองตามตัวที่ 6 หมุนไปเป็นมุม 18 องศา ดังนั้น 1 สเตปจะทำให้เฟืองตามตัวที่ 6 แกนติดสายอากาศหมุนไปเป็นมุม 18 องศา / 200 สเตป เท่ากับ 0.09 องศา

วิธีการคำนวณหาการส่งกำลังจากเฟืองตัวที่ 1 ถึงเฟืองตัวที่ 6 แสดงได้ดังนี้

$$t_6 = t_1 \times i_1 \times i_2 \times i_3 \quad (41)$$

จะได้

$$i_1 = z_2/z_1 = 100/20 = 5$$

$$i_2 = z_4/z_3 = 100/50 = 2$$

$$i_3 = z_6/z_5 = 100/50 = 2$$

ค่าแรงบิดของเฟืองหาได้จาก

$$t = p \times 7 / (44 \times s) \quad (42)$$

โดยที่ t เป็นค่าแรงบิดของเฟือง

(นิวตัน - เมตร)

p เป็นค่ากำลังที่ชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ส่งออก

(วัตต์)

s เป็นค่าความเร็วรอบของชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์

(รอบ/วินาที)

ดังนั้นการคำนวณหาค่าแรงบิดของเฟืองที่ใช้ในระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศนี้ จะได้

กำลังที่ชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ส่งออก = 7.88 วัตต์

ความเร็วรอบของชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ = 2/60 รอบ/วินาที

$$t_1 = 7.88 \times 7 / (44 \times 2/60)$$

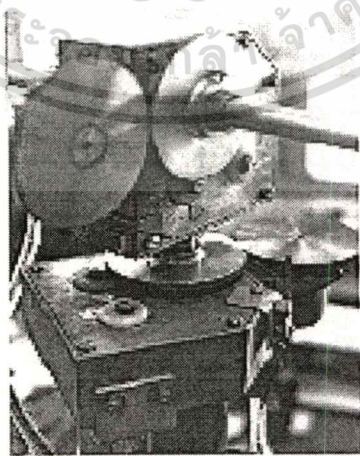
$$= 37.6 \text{ นิวตัน - เมตร}$$

$$t_2 = 37.6 \times 5 \times 2 \times 2$$

$$= 752.19 \text{ นิวตัน - เมตร}$$

แนวการออกแบบชุดเฟืองเช่นเซอร์มุม

ภาพที่ 65



แสดงชุดเฟืองเช่นเซอร์มุมทั้งมุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 65 พิจารณาที่ชุดเฟืองเซ็นเซอร์มุมประกอบไปด้วย เฟืองตัวตามตัวที่ 6 ด้านนอกของชุดเฟืองหลักมีจำนวน 100 ฟัน และเฟืองขับของชุดเฟืองเซ็นเซอร์มุมที่ต่อกับตัวเอนโค้ดเดอร์มีจำนวน 100 ฟัน ซึ่งมีอัตราทดของเฟือง 1:1 เมื่อเฟืองตัวตามตัวที่ 6 ด้านนอกหมุนครบ 1 รอบ ทำให้เฟืองขับของชุดเฟืองเซ็นเซอร์มุมหมุนครบ 1 รอบ จะผลิตรูปคลื่นสัญญาณพัลส์ 360 พัลส์ต่อรอบ ส่งให้วงจรนับ

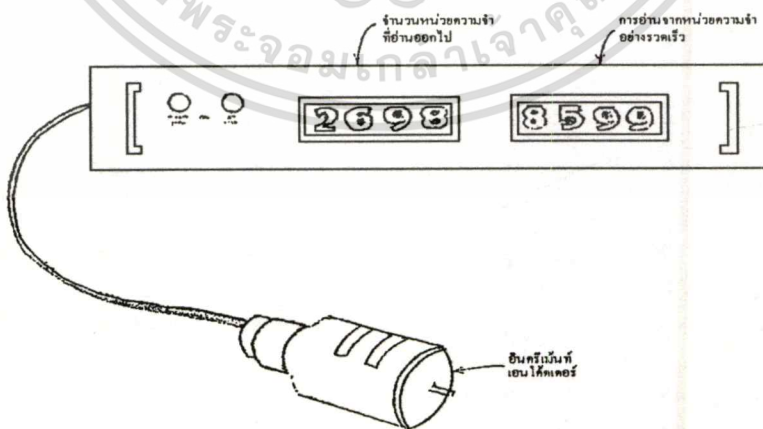
วัสดุที่ใช้ทำรองลื่นแกนกลางของเพลลา

ใช้บูชพลาสติก มีคุณสมบัติในการหล่อลื่นได้ดี โดยไม่ต้องใช้น้ำมันหล่อลื่นและมีคุณสมบัติในการต่อต้านการสึกกร่อนได้ดี เหมาะสมสำหรับงานที่ต้องสัมผัสน้ำและปรับตัวให้เข้ากับภาระของเพลลาได้ดี อีกทั้งไม่ต้องดูแลบำรุงรักษา

ชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมอาชีพุมและมุมเงยของสายอากาศ

การตรวจสอบตำแหน่งการหมุนของชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ว่าอยู่ที่มุมเท่าใดนั้นสามารถทำได้โดยการใช้เซ็นเซอร์ที่เรียกว่า “อินทรีเมนต์เอนโค้ดเดอร์” หรือเรียกสั้นๆ ว่า “เอนโค้ดเดอร์” สำหรับรักษาตำแหน่งมุมมองเสาและชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์สร้างสัญญาณป้อนกลับ โดยตัวเซ็นเซอร์มุมจะสร้างสัญญาณพัลส์ที่แปรผันตรงกับการหมุนของชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

ภาพที่ 66



แสดงอินทรีเมนต์เอนโค้ดเดอร์แบบ โรตารี

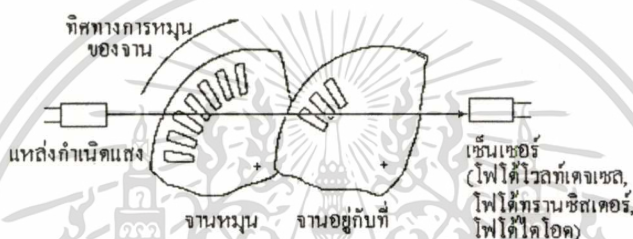
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ส่วนประกอบของเซ็นเซอร์มุม

จะประกอบด้วยส่วนที่สำคัญคือ [39]

1. ตัวกำเนิดแสง (LIGHT SOURCE)
2. จานหมุน (ROTARY DISK)
3. จานหมุนอยู่กับที่ (STATIONARY MASK)
4. เซ็นเซอร์ (SENSOR)

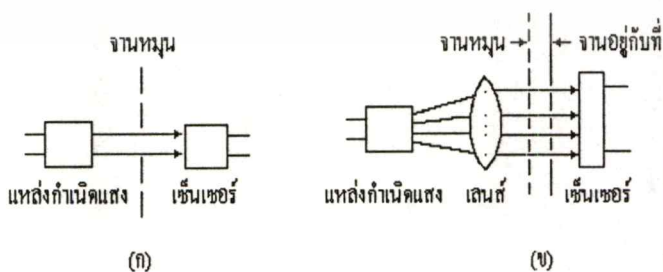
ภาพที่ 67



แสดงตัวอย่างกลไกของออฟโตอินกรีเมนต์

บนแผ่นจานหมุนทำเป็นช่องโดยรอบ ดังแสดงในภาพที่ 67 และจานหมุนอยู่กับที่จะมีช่องสำหรับให้แสงผ่านตรงเข้าไปยังตัวเซ็นเซอร์ ถ้าเป็นเอนโค้ดเดอร์ที่ใช้ความเร็วต่ำไม่ต้องมีแผ่นจานหมุนอยู่กับที่ก็ได้ ส่วนตัวกำเนิดแสงอาจจะเป็นหลอดไฟหรือ LED ดังภาพที่ 68

ภาพที่ 68



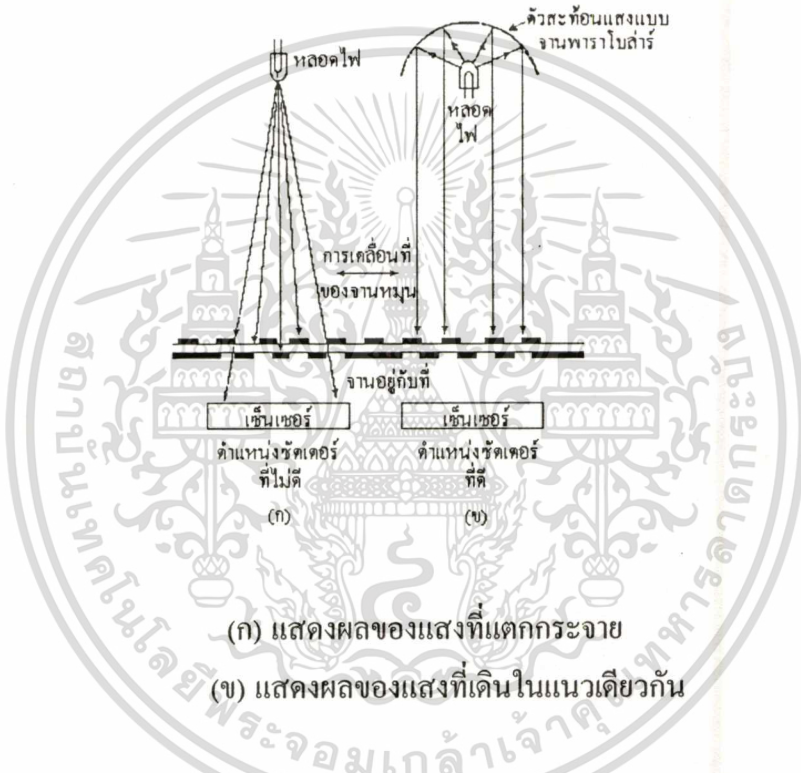
(ก) แสดงตัวเซ็นเซอร์แบบมีช่องเปิดปิดให้แสงผ่านได้ช่องเดียว

(ข) แสดงตัวเซ็นเซอร์แบบมีหลายช่องให้แสงผ่านได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความละเอียดของเซ็นเซอร์มุม คือจำนวนคาบเวลาของสัญญาณเอาท์พุทต่อการหมุนของเพลา 1 รอบ ซึ่งเป็นจำนวนพัลส์ต่อรอบ หรือจำนวนไซเคิลต่อ 360 องศา เซ็นเซอร์มุมที่ใช้โดยทั่วไปมีค่าความละเอียดตั้งแต่ 15 ถึง 10,000 พัลส์ต่อรอบ ในทางปฏิบัติเนื่องจากแสงที่ออกจากแหล่งกำเนิดแสงเป็นลำแสงเดี่ยว ถ้าต้องการให้แสงที่ผ่านไปยังเซ็นเซอร์มุมเป็นเส้นตรงพร้อมๆ กันก็ทำได้โดยใช้เลนส์ หรือพาราโบリックแฟลคเตอร์ดังภาพที่ 69

ภาพที่ 69



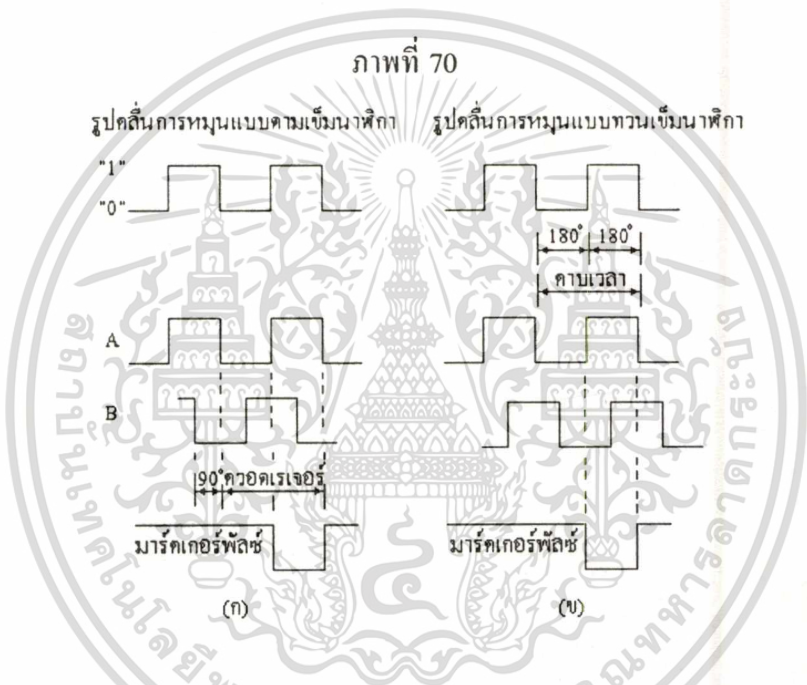
จำนวนพัลส์ต่อ 1 รอบของสัญญาณที่เซ็นเซอร์มุมสร้างออกมาจะเท่ากับจำนวนช่องว่างบนแผ่นจานหมุน และความกว้างของช่องว่างกับความกว้างของแถบที่ระหว่างช่องว่างจะเท่ากัน ดังนั้นสามารถคำนวณหาความกว้างของช่องว่าง (W) ได้จาก [40], [41]

$$W = \pi D / 2N \tag{43}$$

- โดยที่ D เป็นเส้นผ่าศูนย์กลางเฉลี่ยของแผ่นจานหมุน (มิลลิเมตร)
- N เป็นค่าจำนวนของความละเอียด (พัลส์ต่อรอบ)
- W เป็นความกว้างของช่องว่าง (มิลลิเมตร)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญญาณเอาต์พุตที่ออกจากเซ็นเซอร์มุมโดยทั่วๆ ไปแล้วจะมีระดับสัญญาณไม่เพียงพอในการควบคุมหรือสำหรับการประมวลสัญญาณ ดังนั้นจึงต้องมีวงจรมาย และแปลงรูปคลื่นสัญญาณต่อไปในตัวเซ็นเซอร์มุมด้วยเสมอ สัญญาณรูปคลื่นที่ได้รับจากตัวเซ็นเซอร์มุมปกติแล้วจะเป็นรูปคลื่นสัญญาณสามเหลี่ยม หรือรูปคลื่นสัญญาณซายน้ขึ้นอยู่กับความละเอียดที่ต้องการ รูปคลื่นสัญญาณเหล่านี้สามารถทำให้เป็นสัญญาณรูปคลื่นสี่เหลี่ยมได้โดยการต่อตัวคอมพาราเตอร์เข้ากับวงจรมายสัญญาณแบบเชิงเส้นของเซ็นเซอร์มุมก็จะได้สัญญาณเอาต์พุตเป็นรูปคลื่นสัญญาณสี่เหลี่ยมตามต้องการดังแสดงในภาพที่ 70 (ก) และภาพที่ 70 (ข)



(ก) แสดงลูกคลื่นเอาต์พุตสี่เหลี่ยมที่เซ็นเซอร์มุมชนิด 1 ช่อง
 (ข) แสดงสัญญาณ 2 ชุด ที่ได้จากเซ็นเซอร์มุมชนิด 2 ช่อง

ภาพที่ 70 (ก) แสดงถึงลูกคลื่นเอาต์พุตสี่เหลี่ยมที่เซ็นเซอร์มุมชนิด 1 ช่อง ไม่ว่าเพลาจะหมุนในทิศทางใดก็จะได้สัญญาณเหมือนกัน จึงเหมาะที่จะใช้กับงานที่ไม่กำหนดทิศทางเท่านั้น ส่วนในภาพที่ 70 (ข) แสดงสัญญาณ 2 ชุดที่ได้จากเซ็นเซอร์มุมชนิด 2 ช่อง เฟสของสัญญาณ 2 ช่องนี้จะต่างกัน 90 องศา ทางไฟฟ้าเรียกสัญญาณ 2 ช่องนี้ว่าเป็น “ควอดราเจอร์” (Quadrature) กันซึ่งเหมาะที่จะใช้ในการรับรู้ทิศทางการหมุนของเพลา หรือใช้ควบคุมระยะที่ซับซ้อนอื่นๆ จากสัญญาณในภาพที่ 70 (ข) จะเห็นได้ว่าสัญญาณทั้งสองช่องจะเริ่มจาก “0” ถึง “1” และ “1” ถึง “0” ขึ้นอยู่กับทิศทางการหมุนของแผ่นหมุนของเซ็นเซอร์มุม ในเซ็นเซอร์มุมบางชนิดจะมีพัลส์ที่แสดงถึงจำนวนรอบของการหมุนสำหรับใช้เป็นศูนย์ในการอ้างอิงพัลส์ที่ใช้แสดง

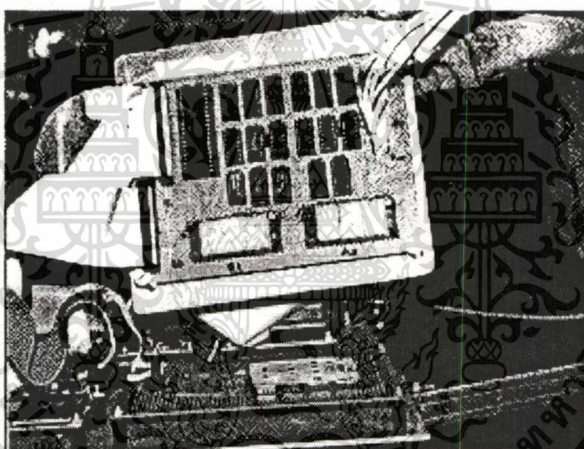
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์และใช้เพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตเห็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จำนวนรอบนี้จะเกิดขึ้น 1 พัลส์ต่อ 1 รอบ โดยทั่วไปแล้วใช้บอกถึงตำแหน่งเชิงกล หรือใช้เป็น สัญญาณเคลียร์จำนวนที่นับไว้ในหน่วยความจำ

วงจรรนับ

เป็นวงจรถับสัญญาณอินพุตมาจากสัญญาณเอาต์พุตของเซ็นเซอร์มุมซึ่งเป็นสัญญาณ พัลส์ โดยสัญญาณพัลส์ดังกล่าวนี้ไม่สามารถให้ค่าเอาต์พุตออกมาเป็นค่าตัวเลขได้ แต่ต้องการค่า ตัวเลขนี้ไปแสดงค่ามุมของสายอากาศที่หันชี้ไปยังตำแหน่งต่างๆ จึงต้องใช้วงจรรนับเพื่อนับพัลส์ที่ ออกมาจากเซ็นเซอร์มุม [42] ซึ่งแสดงดังภาพที่ 71 (วงจรแสดงในภาคผนวก จ แผ่นที่ 4)

ภาพที่ 71



แสดงบอร์ดวงจรรนับที่ใช้งาน

ภาคจ่ายไฟ

ภาคจ่ายไฟที่ใช้เลี้ยงวงจรต่างๆ ประกอบไปกัน 2 ชุดใหญ่ๆ คือ

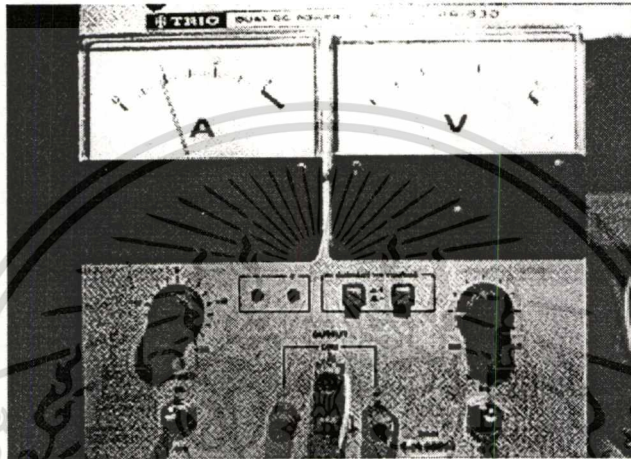
1. ชุดภาคจ่ายไฟ + 5 โวลต์/ 3 แอมป์ สำหรับเลี้ยงวงจรทุกส่วนยกเว้นชุดอุปกรณ์ สเตปปีงมอเตอร์

2. ชุดภาคจ่ายไฟ + 5 โวลต์/ 15 แอมป์ สำหรับเลี้ยงชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ เป็น ส่วนที่จะต้องใช้กระแสมากในการทำให้ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ที่ติดชุดเฟืองกับสายอากาศเกิด การหมุนไปตามค่ามุมองศาที่ต้องการ โดยใช้แหล่งจ่ายไฟในเครื่องคอมพิวเตอร์รุ่น AT ซึ่งมีวงจร รักรับระดับแรงดันไฟให้คงที่และวงจรป้องกันไฟในกรณีแรงดันไฟไม่สม่ำเสมอพร้อมกับมีพัลลวม

เอกสารนี้มีความรู้ในขณะที่ใช้งานสามารถจ่ายกระแสไฟได้อย่างเพียงพอสำหรับชุดอุปกรณ์นี้ด้านการค้า ไม่ว่าการณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รักษาระดับแรงดันไฟให้คงที่และวงจรป้องกันไฟในกรณีแรงดันไฟไม่สม่ำเสมอพร้อมกับมีพัดลมระบายความร้อนในขณะที่ใช้งานสามารถจ่ายกระแสไฟได้อย่างเพียงพอสำหรับชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ทั้ง 2 ชุด และยังป้องกันไม่ให้อุปกรณ์ส่วนอื่นๆ เสียหายเนื่องมาจากไฟกระชากในขณะที่ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์หมุน เพราะใช้แหล่งจ่ายไฟแยกออกไปโดยเฉพาะ

ภาพที่ 72



แสดงภาคจ่ายไฟ + 5 โวลต์/ 3 แอมป์ เลี้ยงวงจรบอร์ดต่างๆ

ภาพที่ 73

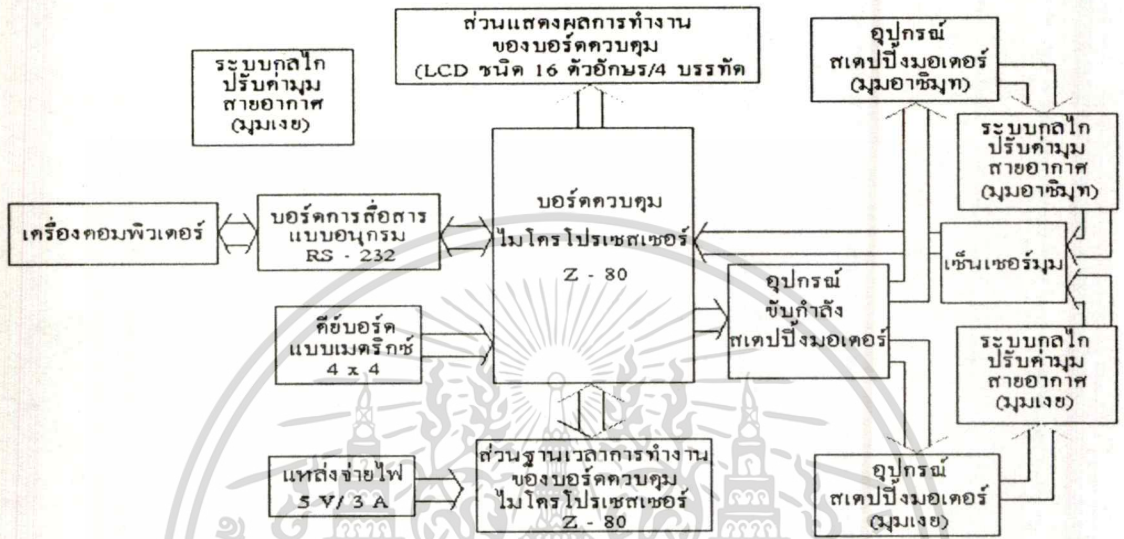


แสดงภาคจ่ายไฟ + 5 โวลต์/ 15 แอมป์ เลี้ยงชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเชื่อมต่ออินเทอร์เน็ตระหว่างชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศกับเครื่องคอมพิวเตอร์และชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนสเตปปีงมอเตอร์

ภาพที่ 74



แสดงบล็อกไดอะแกรมของระบบติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ

ภาพที่ 75



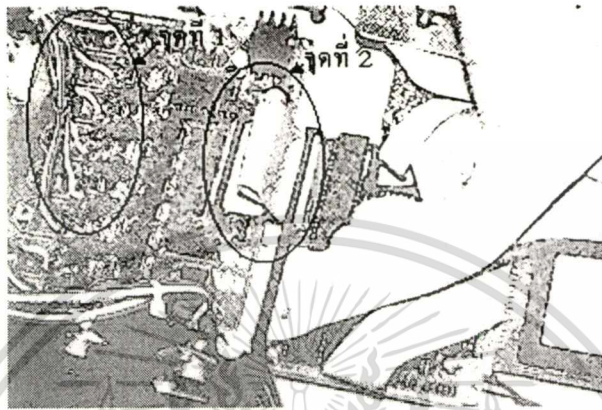
แสดงส่วนสายอากาศที่ติดตั้งบนระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ

จากบล็อกไดอะแกรมมีการใช้บอร์ดส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 โดยผ่านทางคอนเนคเตอร์ 40 ขา แล้วทำการโปรแกรมให้บอร์ดส่วนฐานเวลาจัดการเกี่ยวกับเวลา โดยนำผลที่ได้แสดงออกที่จอ LCD

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเชื่อมต่ออินเตอร์เฟซระหว่างชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศกับชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปป์มอเตอร์และระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ

ภาพที่ 76



แสดงการเชื่อมต่อระหว่างชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปป์มอเตอร์กับระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศ (วงกลมจุดที่ 1) และชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ (วงกลมจุดที่ 2)

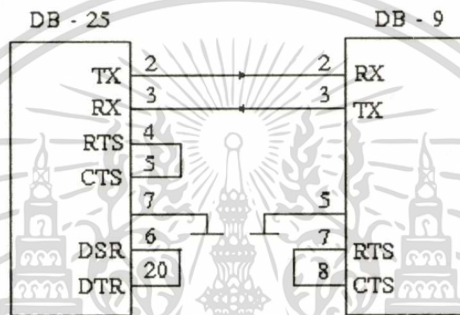
ในส่วนนี้การเชื่อมต่อระหว่างชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศที่คอนเนคเตอร์ I/O ของ Z - 80 กับชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปป์มอเตอร์ที่คอนเนคเตอร์พอร์ต PA0 ถึง PA3 และคอนเนคเตอร์พอร์ต PB0 ถึง PB3 โดยที่ชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปป์มอเตอร์จะมีออฟได้อิซีทำหน้าที่แปลงสัญญาณไฟฟ้ารหัสข้อมูล “0” หรือ “1” ให้เป็นสัญญาณทางแสงส่งไปควบคุมการหมุนของชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ ซึ่งแยกแยะระหว่างภาคจ่ายไฟเลี้ยงชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ + 5 โวลต์/ 15 แอมป์และภาคจ่ายไฟเลี้ยงวงจรต่างๆ + 5 โวลต์/ 3 แอมป์ ออกจากกัน เพื่อป้องกันความเสียหายที่อาจจะทำลายวงจรได้เนื่องมาจากภาคจ่ายไฟเลี้ยงวงจรกระแสไม่เท่ากัน

การเชื่อมต่อระหว่างชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปป์มอเตอร์กับชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ทั้ง 2 ชุด สำหรับชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ปรับค่ามุมอาซิมูทของสายอากาศ 1 ชุด และชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ปรับค่ามุมเงยของสายอากาศ 1 ชุด โดยคอนเนคเตอร์ชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ชุดที่ 1 และคอนเนคเตอร์ชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ชุดที่ 2 ในชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกำลังสเตปป์มอเตอร์ต่อเข้ากับชุดอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์แต่ละชุดแยกออกจากกัน

การเชื่อมต่ออินเตอร์เฟซระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์กับชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

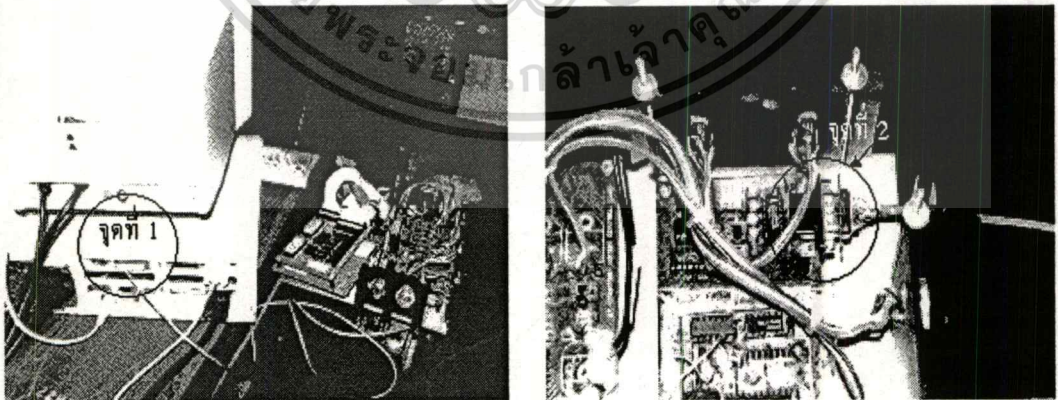
การนำเครื่องคอมพิวเตอร์มาต่อกับชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ โดยใช้คอนเนคเตอร์แบบ DB - 9 ต่อที่บอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232 (ซึ่งเอาต์พุตของบอร์ดได้ต่อกับบัสข้อมูลแบบขนานเข้ากับชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศแล้ว) ส่วนอีกปลายด้านหนึ่งใช้คอนเนคเตอร์แบบ DB - 25 ต่อเข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์ที่ COM 2 ส่งข้อมูลด้วยค่าอัตราความเร็ว 2400 bps แสดงดังภาพที่ 77

ภาพที่ 77



แสดงการต่อสายคอนเนคเตอร์แบบ DB - 9 ของบอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232 ต่อกับปลายด้านหนึ่งของคอนเนคเตอร์แบบ DB - 25 เข้าที่ COM2 ของเครื่องคอมพิวเตอร์

ภาพที่ 78



แสดงการเชื่อมต่อระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์ที่ขั้วต่อ RS - 232 (วงกลมจุดที่ 1) กับชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศโดยผ่านวงจรการสื่อสารแบบอนุกรม RS - 232 (วงกลมจุดที่ 2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ลักษณะการส่งข้อมูลเป็นแบบอนุกรม RS - 232 ไม่มีบิตพาริตี ความยาวของข้อมูลแบบ 8 บิต การรับส่งข้อมูลเป็นแบบหยุดและคอย คือจะส่งข้อมูลออก 1 ไบท์ ซึ่งจะมีการหยุดรอการตอบรับจากฝ่ายรับว่าได้รับข้อมูลถูกต้องหรือไม่ เมื่อฝ่ายรับตอบมาว่าได้รับข้อมูลถูกต้อง ฝ่ายส่งข้อมูลจะทำการส่งข้อมูลออกไปอีก 1 ไบท์

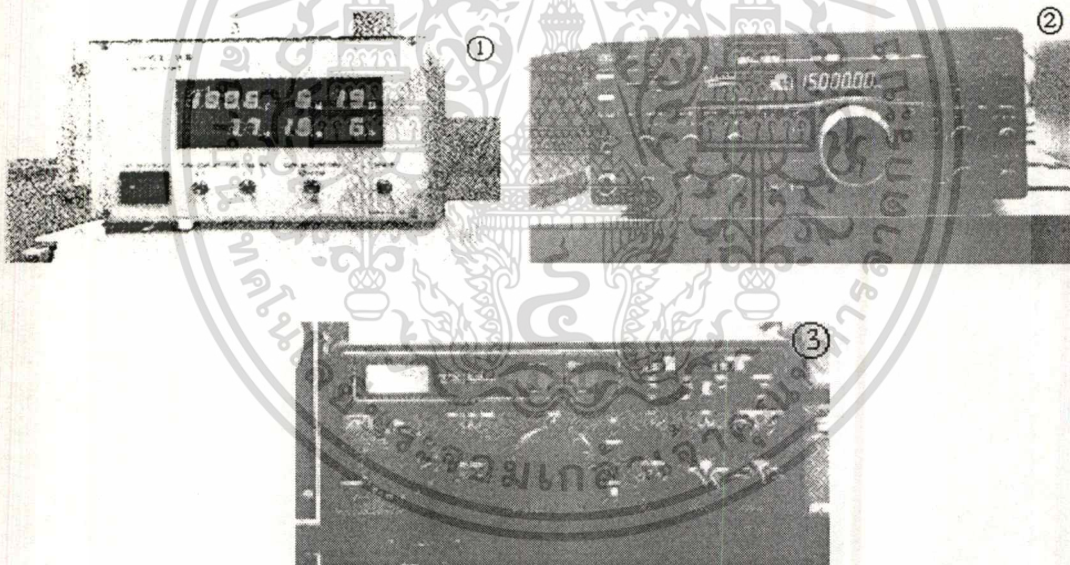
อุปกรณ์ในการรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำ

ส่วนฮาร์ดแวร์ในการรับสัญญาณ ประกอบไปด้วยกลุ่มอุปกรณ์ 3 กลุ่มใหญ่ด้วยกันคือ

[24]

1. กลุ่มอุปกรณ์ที่ใช้ในการเทียบเวลาและหาตำแหน่งที่ตั้งของสถานีรับสัญญาณ

ภาพที่ 79



แสดงอุปกรณ์ที่ใช้ในการเทียบเวลาและหาตำแหน่งที่ตั้งของสถานีรับสัญญาณ

ประกอบไปด้วย

1. เครื่องเทียบเวลาและตำแหน่งที่ตั้ง GPS รุ่น SKI - 93063 ใช้ในการเทียบเวลาท้องถิ่น, เวลามาตรฐานโลก, วันที่, เดือน, ปี, ตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่ตั้งของสถานีรับสัญญาณ
2. เครื่องรับวิทยุย่าน HF ยี่ห้อ JRC รุ่น JST - 245

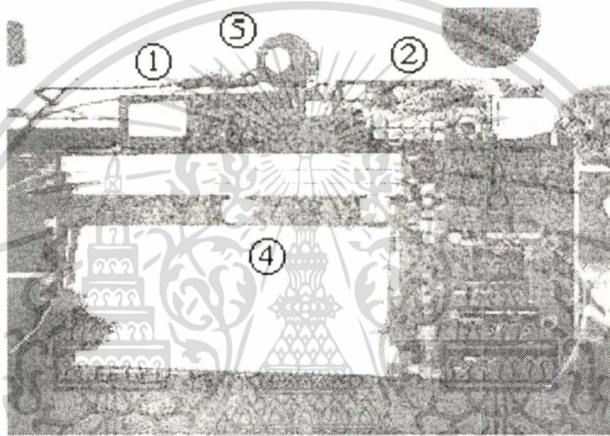
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. เครื่องรับวิทยุย่าน HF ยี่ห้อ JRC รุ่น NRD - 515

ส่วนเครื่องรับวิทยุย่าน HF ทั้งสองรุ่นจะใช้ในการเทียบเวลาในความถี่ 5, 10, 15, 20 และ 2.5 เมกะเฮิรตซ์ อุปกรณ์ในกลุ่มนี้จะนำมาใช้ในการคำนวณหาค่าเวลาในการโคจรของดาวเทียมที่จะผ่านสถานีรับสัญญาณได้ถูกต้อง โดยเลือกใช้อุปกรณ์อย่างใดอย่างหนึ่งทีละวามานี้

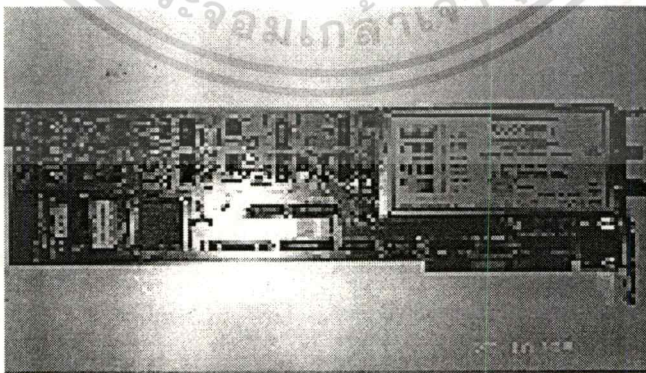
2. กลุ่มอุปกรณ์ที่ใช้ในการรับสัญญาณและบันทึกสัญญาณ

ภาพที่ 80



แสดงอุปกรณ์ที่ใช้ในการรับสัญญาณและบันทึกสัญญาณ

ภาพที่ 81



แสดงการรับสัญญาณภาพที่ใช้ในการทดลอง

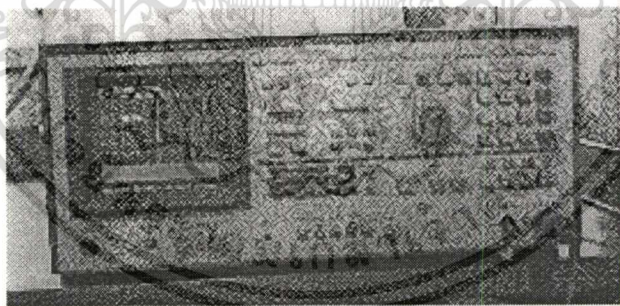
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประกอบไปด้วย

1. เครื่องรับวิทยุ ยี่ห้อ ICOM รุ่น R - 100 ใช้สำหรับรับสัญญาณในย่าน VHF ความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ ในโหมด FM ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9
2. เครื่องรับวิทยุ ยี่ห้อ YAESU รุ่น FT - 790 mkII ใช้สำหรับรับสัญญาณในย่าน UHF ความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ ในโหมด CW ของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20
3. ชุดการรับสัญญาณภาพพร้อมโปรแกรมที่ใช้ในการถอดรหัสสัญญาณภาพ QFAX ใช้สำหรับสัญญาณในย่าน VHF ความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ ในโหมด FM ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 พร้อมกับถอดรหัสสัญญาณภาพแบบ APT และบันทึกสัญญาณภาพที่รับได้ลงในหน่วยความจำของเครื่องคอมพิวเตอร์
4. เครื่องบันทึกกระดาษกราฟ ยี่ห้อ YEW รุ่น 3047
5. ชุดลดทอนสัญญาณ ยี่ห้อ WAVETEK รุ่น 5080 ลดทอนสัญญาณในช่วง 0 dB ถึง 79 dB

3. กลุ่มอุปกรณ์ตรวจสอบเฟืองสัญญาณ

ภาพที่ 82



แสดงอุปกรณ์ตรวจสอบเฟืองสัญญาณ

ประกอบไปด้วย

1. เครื่องวัดสเปกตรัมอนาล็อกเซอร์ ยี่ห้อ Anritsu รุ่น MS710F
 2. เครื่องรับวิทยุ ยี่ห้อ Standard รุ่น AX - 700 (ซึ่งไม่ได้นำมาแสดงไว้)
- อุปกรณ์ทั้งสองรายการดังกล่าวใช้สำหรับตรวจสอบสเปกตรัมสัญญาณย่านความถี่ VHF 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และย่านความถี่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

UHF 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ ของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 โดยใช้อุปกรณ์อย่างใดอย่างหนึ่ง
ในการตรวจสอบสัญญาณ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 6

โปรแกรมควบคุมระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศติดตาม ดาวเทียมวงโคจรต่ำ

โปรแกรมการทำงานเบื้องต้น

โปรแกรมที่ใช้งานนี้ โดยจะใช้เครื่องคอมพิวเตอร์มีหน้าที่ในการคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามา, ค่ามุมอาซิมูทและค่ามุมเงยของสายอากาศ เป็นหลัก ส่วนหน้าที่ในการควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศนั้นจะมี 2 ลักษณะใหญ่ๆ คือ

1. การใช้เครื่องคอมพิวเตอร์ควบคุม
2. การใช้ชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

โปรแกรมการทำงาน

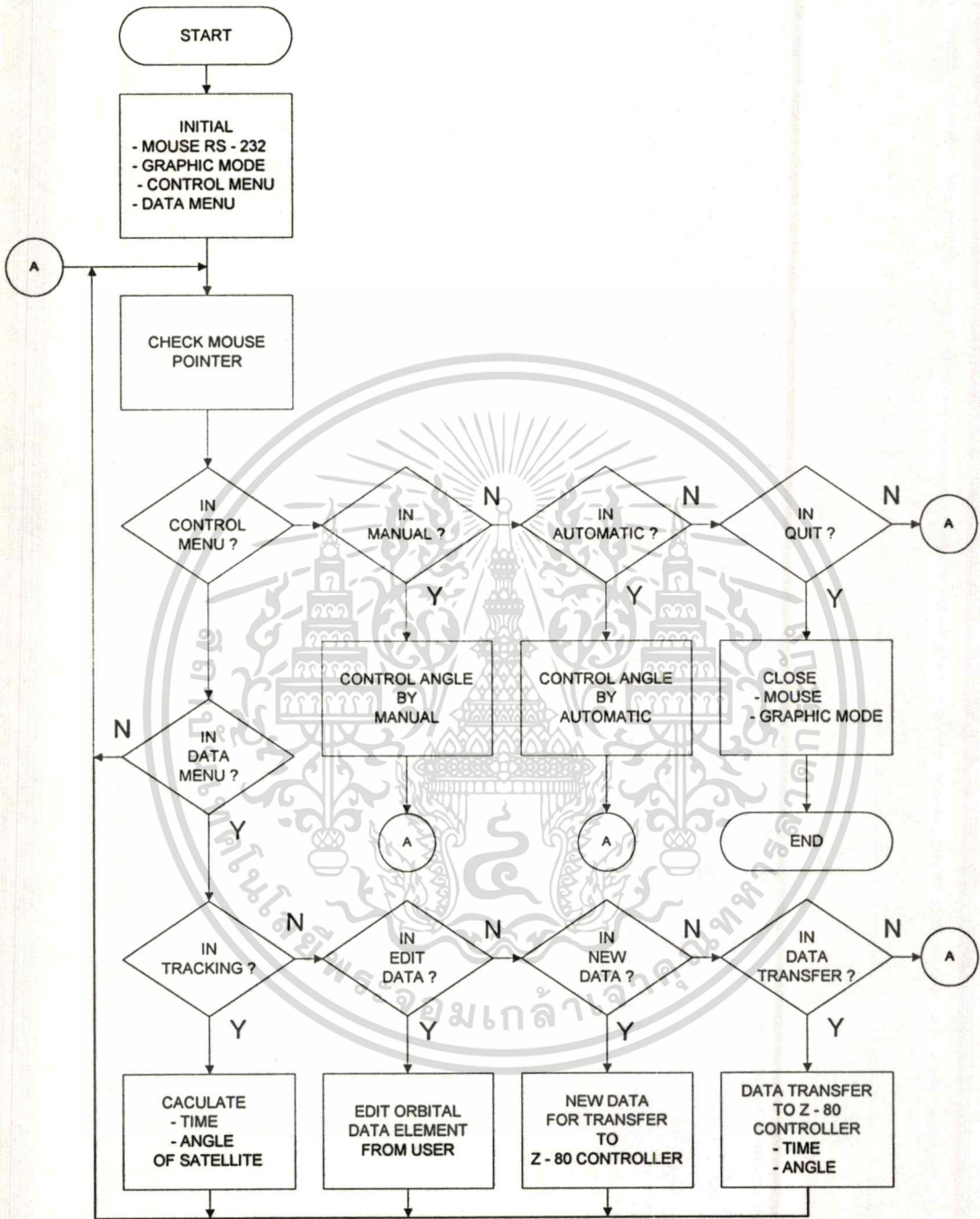
แบ่งออกเป็น 2 ส่วนใหญ่ๆ คือ

1. โปรแกรมการทำงานส่วนภาษาซี
2. โปรแกรมการทำงานของเครื่องคอมพิวเตอร์

โปรแกรมการทำงานส่วนภาษาซี

1. โปรแกรมการทำงานของเครื่องคอมพิวเตอร์

ภาพที่ 83



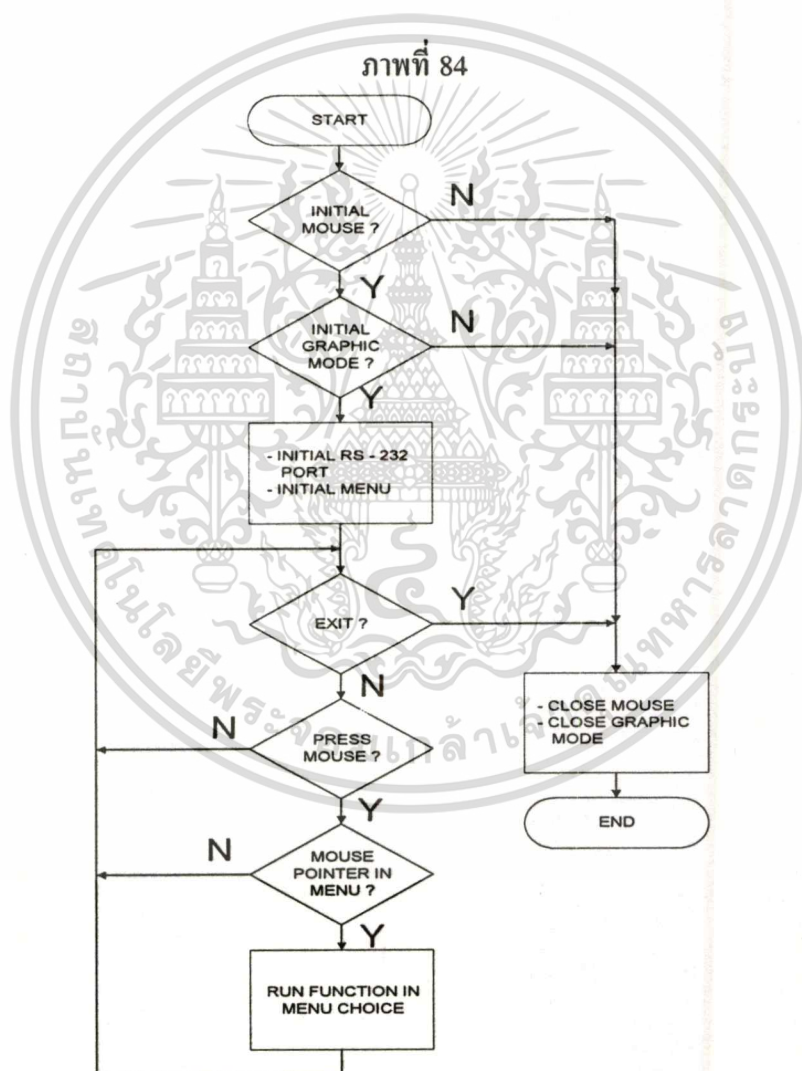
แสดงผังงานของโปรแกรมการทำงานส่วนเครื่องคอมพิวเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 83 เป็นโปรแกรมการทำงานส่วนเครื่องคอมพิวเตอร์ซึ่งเขียนด้วยภาษาซี
แบ่งออกเป็น 3 โปรแกรมใหญ่ๆ คือ

- 1.1 โปรแกรมหลัก
- 1.2 โปรแกรมควบคุมการทำงาน
- 1.3 โปรแกรมจัดการเกี่ยวกับข้อมูล

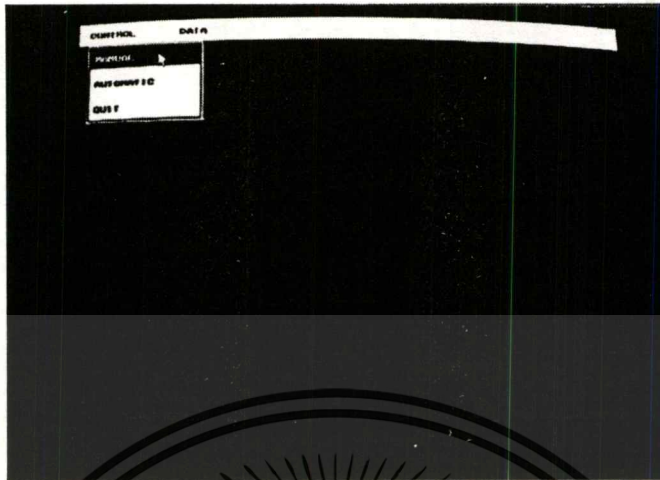
1.1 โปรแกรมหลัก



แสดงผังงานของโปรแกรมน้อยในส่วนโปรแกรมหลัก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 85



แสดงเมนูหน้าจอมอนิเตอร์ของเครื่องคอมพิวเตอร์

จากภาพที่ 83, 84 และ 85 ในส่วนโปรแกรมนี้ใช้สำหรับเช็คเม้าส์, พอร์ต RS - 232, โหมดกราฟิกในการทำงานของเครื่องคอมพิวเตอร์, โปรแกรมควบคุมการทำงาน, โปรแกรมจัดการเกี่ยวกับข้อมูลและการเริ่มต้นของเมนูในโปรแกรมเพื่อเตรียมพร้อมรองรับคำสั่งในการเลือก

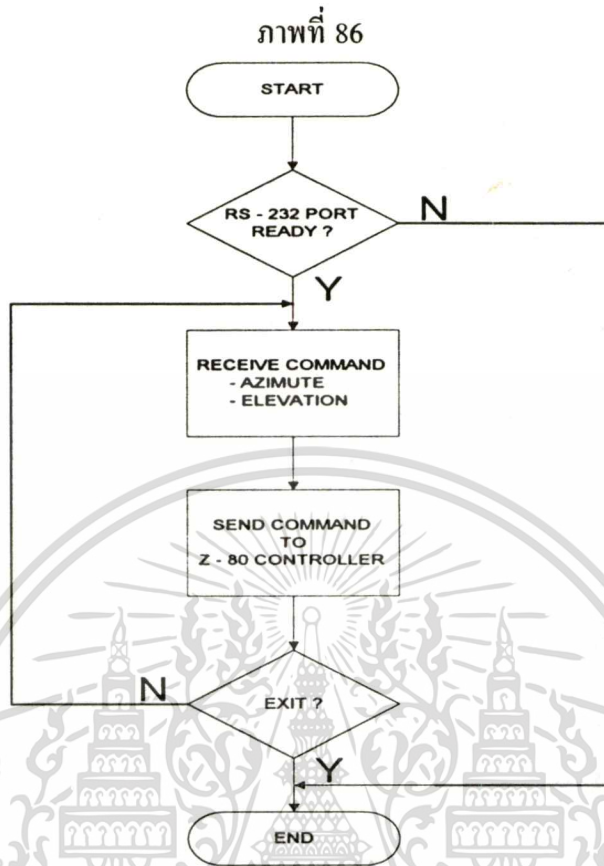
1.2. โปรแกรมควบคุมการทำงาน

แบ่งออกเป็น 2 โปรแกรมย่อย คือ

1.2.1 โปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือและแบบอัตโนมัติ

1.2.2 การออกจากโปรแกรมการทำงานทั้งหมด

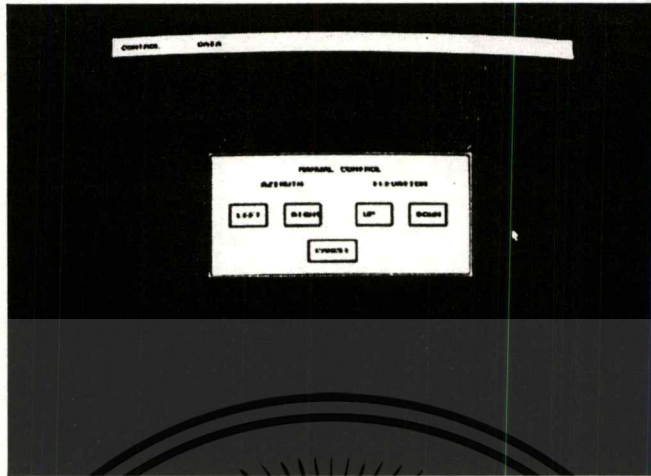
1.2.1 โปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือและแบบอัตโนมัติ



แสดงผังงานของ โปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือและแบบอัตโนมัติ

จากภาพที่ 83 และ 86 เป็นโปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศได้ทั้งแบบควบคุมด้วยมือเมื่อเลือกเมนูชื่อ “MANUAL” และควบคุมแบบอัตโนมัติเมื่อเลือกเมนูชื่อ “AUTOMATIC” โดยการปรับค่ามุมทั้งสองเป็นไปตามการกดเม้าส์เพื่อนำข้อมูลโดยผ่านพอร์ท RS - 232 ส่งไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศต่อไป

ภาพที่ 87



แสดงการเลือกเมนูชื่อ “MANUAL”

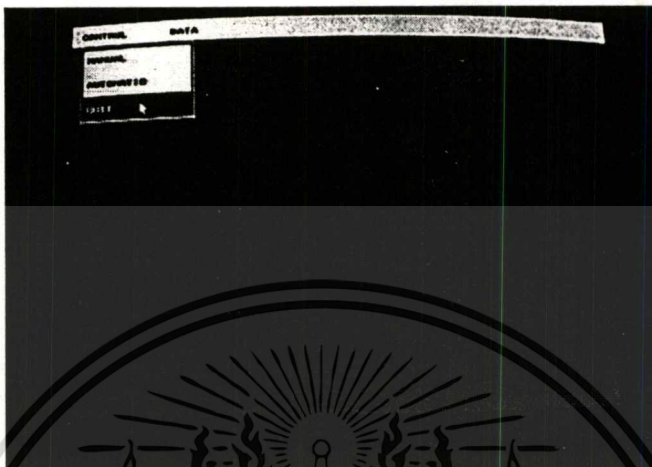
ภาพที่ 88



แสดงการเลือกเมนูชื่อ “AUTOMATIC”

1.2.2 การออกจากโปรแกรมการทำงานทั้งหมด

ภาพที่ 89

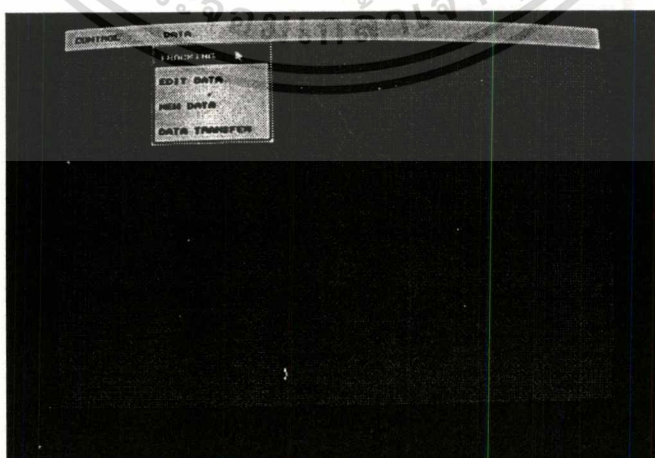


แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “QUIT”

จากภาพที่ 83 และ 89 เป็นการเลิกใช้เมาส์และโหมดกราฟิกในการทำงานของเครื่องคอมพิวเตอร์เพื่อออกจากโปรแกรมการทำงานทั้งหมด

1.3 โปรแกรมจัดการเกี่ยวกับข้อมูล

ภาพที่ 90



แสดงการใช้เมนูในส่วน โปรแกรมจัดการเกี่ยวกับข้อมูล

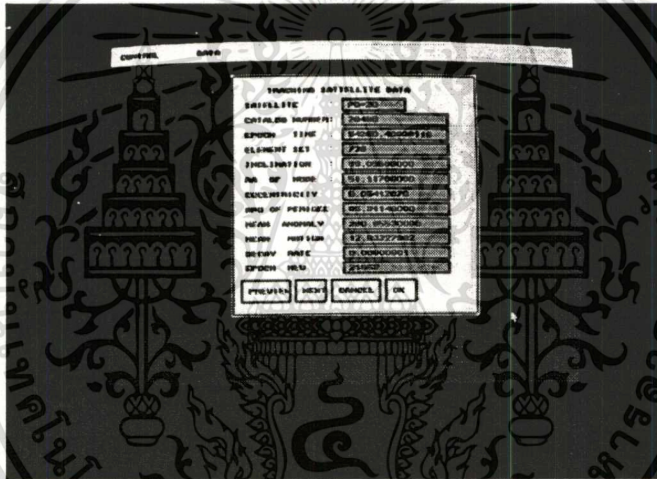
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบ่งออกเป็น 3 โปรแกรมย่อย คือ

- 1.3.1 โปรแกรมที่ใช้ในการติดตามดาวเทียม
- 1.3.2 โปรแกรมแก้ไขปรับปรุงค่าฐานข้อมูลของดาวเทียม
- 1.3.3 โปรแกรมจัดเตรียมผลการคำนวณส่งไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ
- 1.3.4 โปรแกรมการส่งข้อมูลไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

1.3.1 โปรแกรมที่ใช้ในการติดตามดาวเทียม

ภาพที่ 91

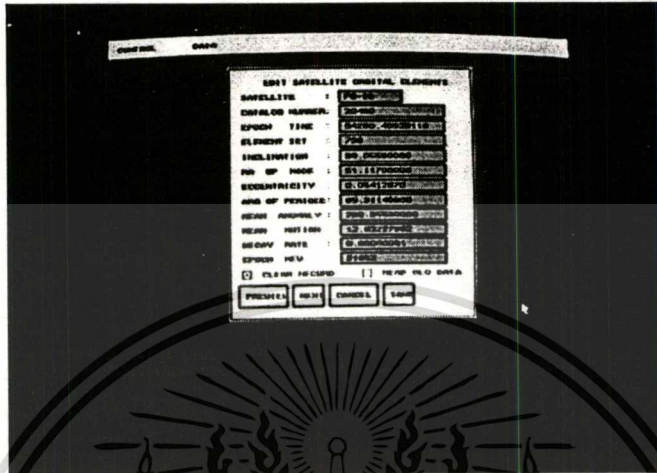


แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “TRACKING”

จากภาพที่ 83 และ 91 ใช้เป็นโปรแกรมแสดงผลค่าฐานข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมทุกๆ ดวงในชุดปัจจุบัน เช่น ชื่อดาวเทียม, หมายเลขประจำตัวของดาวเทียม, ค่าเวลาที่ใช้ในการปรับปรุงข้อมูล, ค่าฐานข้อมูลของดาวเทียม, ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก ฯลฯ มาใช้ในการคำนวณหาค่าเวลา, ค่ามุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศของดาวเทียมดวงนั้น

1.3.2 โปรแกรมแก้ไขปรับปรุงค่าฐานข้อมูลของดาวเทียม

ภาพที่ 92



แสดงการเลือกใช้เมนูชื่อ “EDIT DATA”

จากภาพที่ 83 และ 92 เป็นโปรแกรมสำหรับผู้ใช้ป้อนค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมเพื่อใช้ปรับปรุงโปรแกรมติดตามดาวเทียมให้มีความถูกต้องมากที่สุด

1.3.3 โปรแกรมจัดเตรียมผลการคำนวณส่งไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของ

สายอากาศ

ภาพที่ 93

```

Jan Jan 30 24:53:57 1998
SATTELITE NAME: FO-20
ELEMENT SET: 730
Week number: 31 Jan 90
ORBIT NUMBER: 20017

```

U I O	AZ	EL	DOPPLER	RANGE	HEIGHT	LAT	LONG
azi deg	ele deg	Hz	km	km	deg	deg	
02 48	362	0	27929	30427	10868	427	264
02 54	366	9	28184	31123	11100	341	269
02 58	369	11	28364	31392	11210	329	269
02 59	369	18	28468	31696	11210	329	269
03 00	372	24	28581	32011	11164	274	269
03 01	375	29	28703	32343	11064	217	270
03 02	378	34	28834	32692	10924	158	271
03 03	381	39	28974	33058	10754	98	271
03 04	384	44	29124	33441	10564	42	272
03 05	387	49	29284	33841	10354	-14	272
03 06	390	54	29454	34258	10124	-70	272
03 07	393	59	29634	34692	9874	-118	272
03 08	396	64	29824	35143	9604	-167	272
03 09	399	69	30024	35611	9314	-217	272
03 10	402	74	30234	36096	8994	-267	272
03 11	405	79	30454	36598	8644	-317	272
03 12	408	84	30684	37117	8264	-367	272
03 13	411	89	30924	37653	7854	-417	272
03 14	414	94	31174	38206	7414	-467	272

แสดงผลการเลือกใช้เมนูชื่อ "NEW DATA"

จากภาพที่ 83 และ 93 เป็นโปรแกรมจัดเตรียมผลการคำนวณ ได้แก่ ค่าเวลา, ค่ามุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศเพื่อส่งไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

1.3.4 โปรแกรมการส่งข้อมูลไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

ภาพที่ 94

```

AZ: 304 (30 D) EL: 23 (16 D)
AZ: 292 (24 D) EL: 26 (18 D)
AZ: 277 (15 D) EL: 30 (18 D)
AZ: 261 (5 D) EL: 35 (12 D)
AZ: 246 (46 D) EL: 36 (18 D)
AZ: 234 (68 D) EL: 32 (16 D)
AZ: 224 (80 D) EL: 18 (12 D)
AZ: 217 (98 D) EL: 13 (10 D)
AZ: 211 (83 D) EL: 9 (9 D)
AZ: 207 (7 D) EL: 6 (6 D)
AZ: 202 (8 D) EL: 2 (2 D)

```

```

SATTELITE NAME: FO-20
DAY 12 (6 D) MONTH 4 (4 D) YEAR 95 (57 D)
HOUR: 16 (10 D) MIN: 53 (25 D)
AZ: 157 (94 D) EL: 3 (3 D)
AZ: 155 (96 D) EL: 6 (6 D)
AZ: 153 (99 D) EL: 11 (9 D)
AZ: 151 (97 D) EL: 16 (10 D)
AZ: 147 (93 D) EL: 23 (17 D)
AZ: 140 (80 D) EL: 32 (20 D)
AZ: 127 (77 D) EL: 44 (32 D)
HOUR: 17 (11 D) MIN: 0 (0 D)
AZ: 99 (63 D) EL: 53 (37 D)
AZ: 55 (37 D) EL: 56 (39 D)
AZ: 26 (18 D) EL: 44 (32 D)
AZ: 15 (6 D) EL: 38 (28 D)
AZ: 9 (5 D) EL: 23 (17 D)
AZ: 1 (1 D) EL: 16 (10 D)
AZ: 208 (66 D) EL: 10 (6 D)
AZ: 207 (65 D) EL: 6 (6 D)
AZ: 205 (62 D) EL: 2 (2 D)
HOUR: 18 (12 D) MIN: 46 (28 D)

```

แสดงการใช้เมนูชื่อ "DATA TRANSFER"

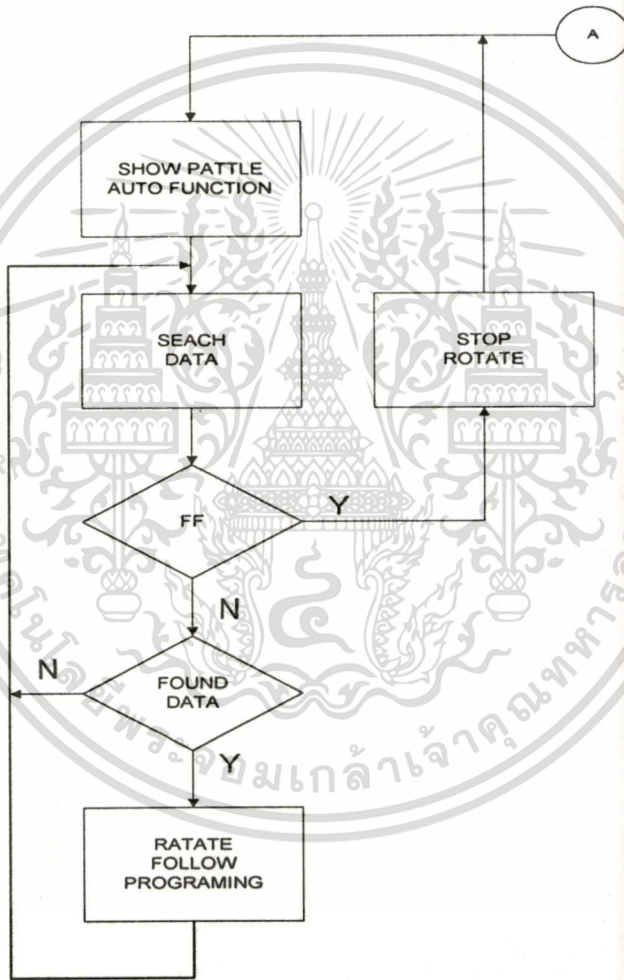
จากภาพที่ 83 และ 94 เป็นโปรแกรมใช้สำหรับส่งค่ามุมอาซิมุท, ค่ามุมเงยของเอกสารนี้เป็นเอกสารที่ส่งจนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สายอากาศและค่าเวลาต่างๆ ในขณะที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาในพื้นที่บริเวณนั้น ส่งไปยังชุดควบคุมการปรับค่านุมของสายอากาศ

2. โปรแกรมการทำงานส่วนภาษาแอสเซมบลี

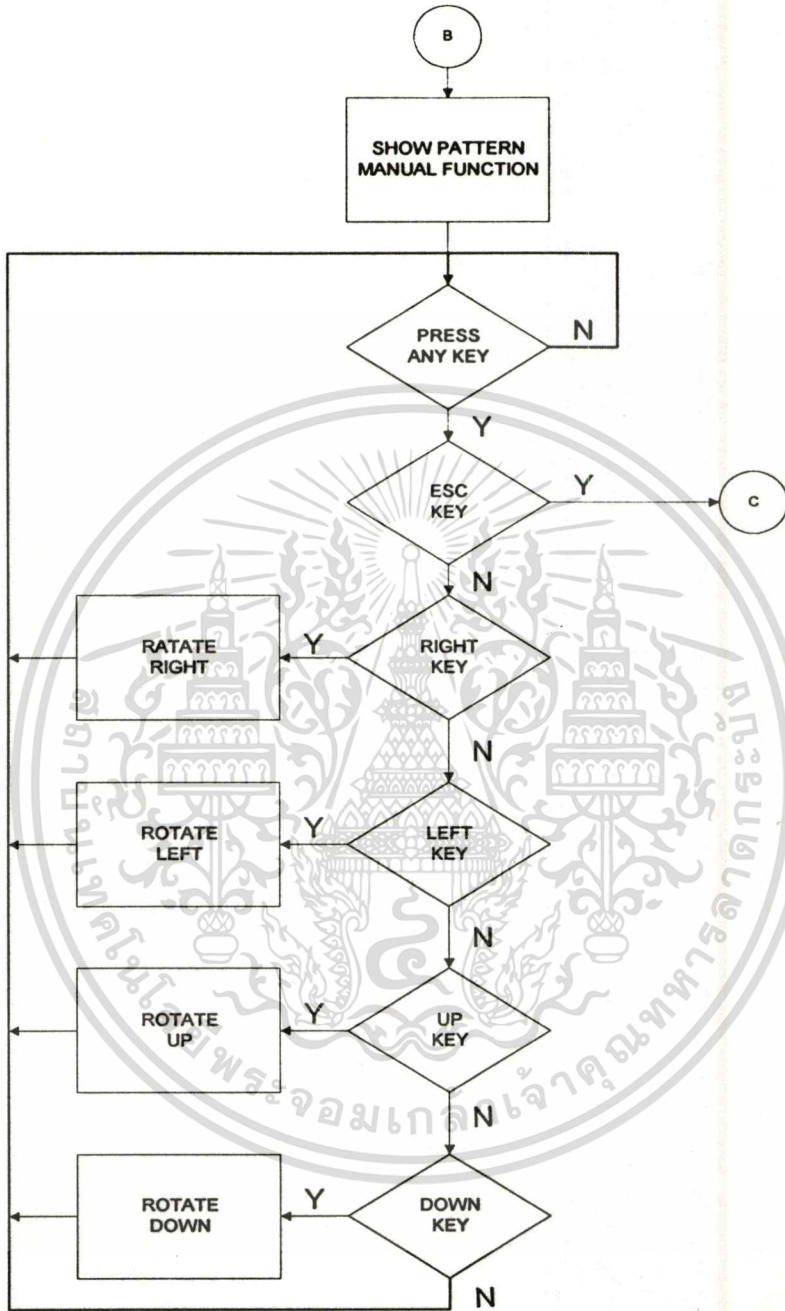
2.1 โปรแกรมการทำงานชุดควบคุมการปรับค่านุมของสายอากาศ

ภาพที่ 95



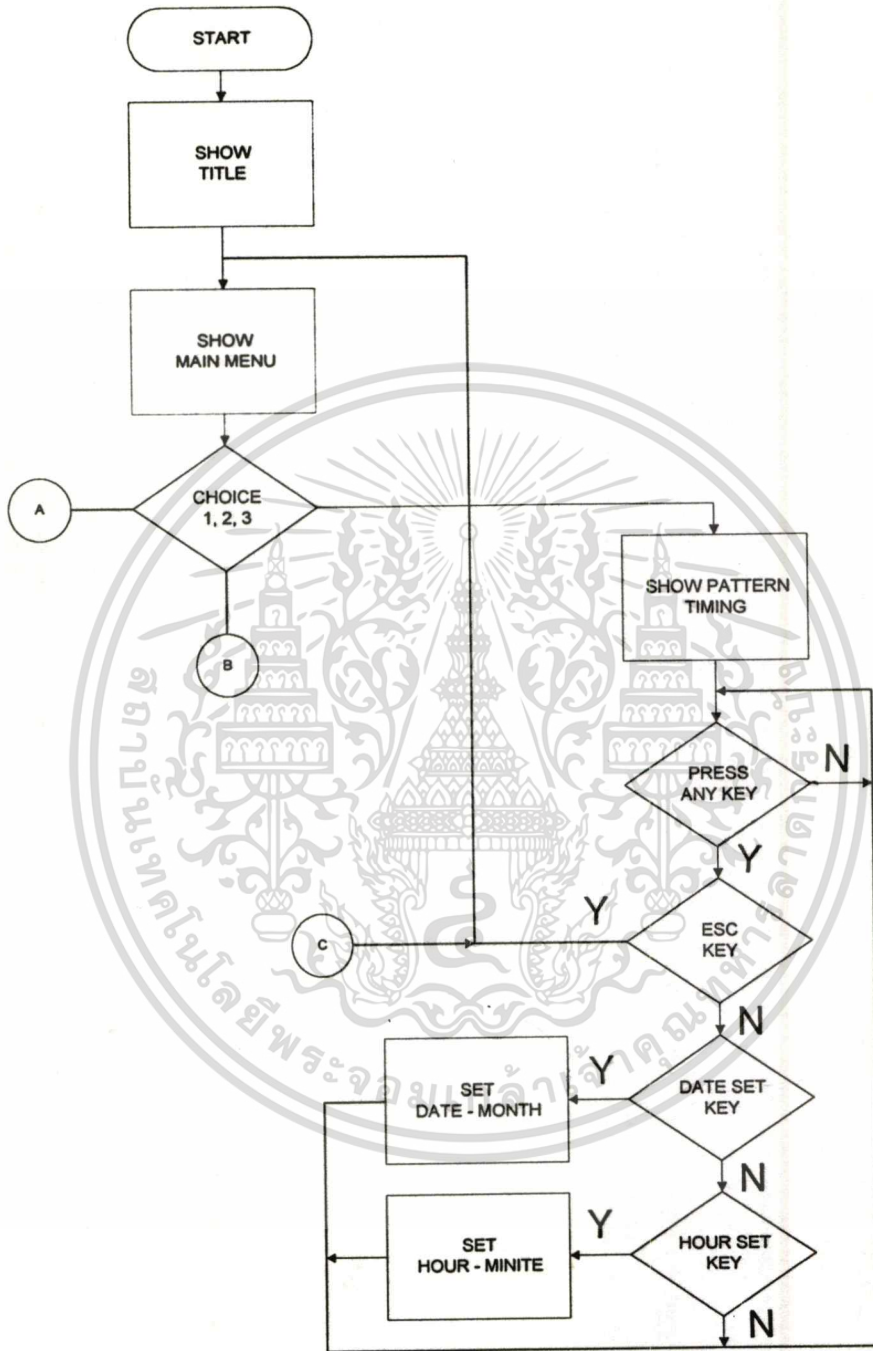
แสดงผังงานของ โปรแกรมการทำงานส่วนชุดควบคุมการปรับค่านุมของสายอากาศ

ภาพที่ 95 (ต่อ)



แสดงฟังก์ชันของโปรแกรมการทำงานส่วนชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

ภาพที่ 95 (ต่อ)



แสดงผังงานของโปรแกรมการทำงานส่วนชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

จากภาพที่ 95 เป็นโปรแกรมการทำงานส่วนชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

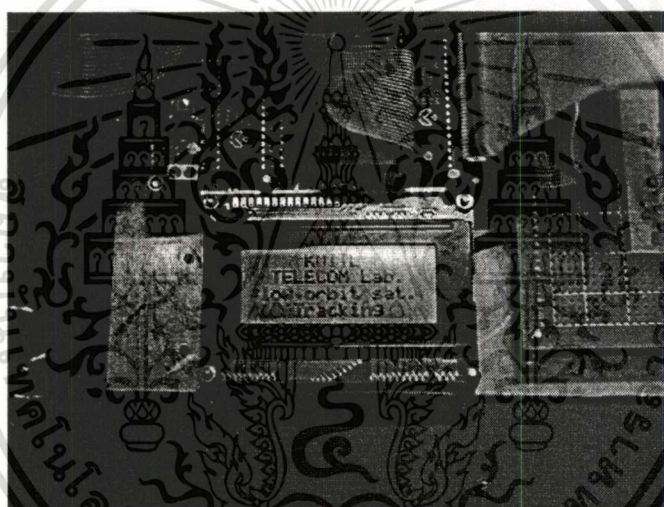
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เขียนด้วยภาษาแอสเซมบลี แบ่งออกเป็น 4 โปรแกรมใหญ่ๆ คือ

- 2.1 โปรแกรมหลัก
- 2.2 โปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศแบบอัตโนมัติ
- 2.3 โปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือ
- 2.4 โปรแกรมเกี่ยวกับการตั้งค่าฐานเวลา

2.1 โปรแกรมหลัก

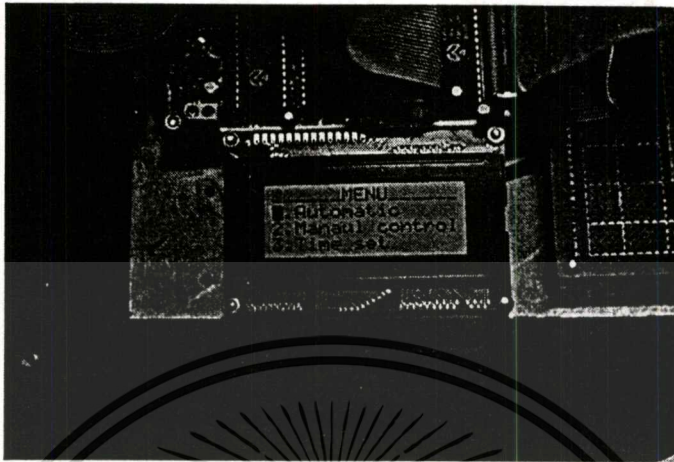
ภาพที่ 96



แสดงการเริ่มต้นการทำงานของโปรแกรม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 97

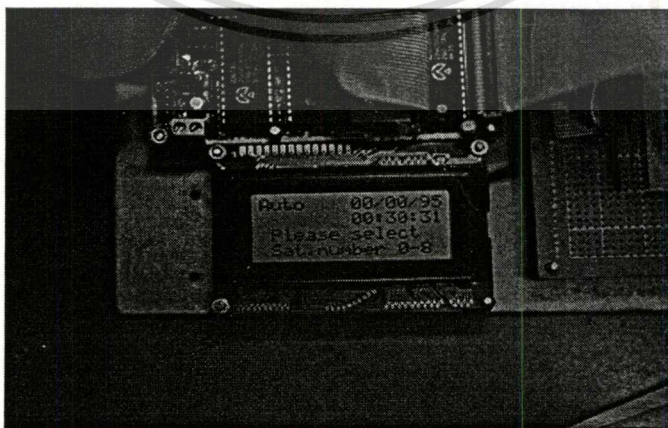


แสดงเมนูหลัก

จากภาพที่ 95, 96 และ 97 ในส่วนโปรแกรมนี้ใช้สำหรับเช็คการทำงานของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, เช็คการเชื่อมต่อระหว่างชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนกับระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศ, พอร์ต RS - 232 รวมทั้งการรองรับคำสั่งจากผู้ใช้โดยการกดคีย์บอร์ดซึ่งแสดงผลการทำงานต่างๆ ด้วยจอ LCD

2.2 โปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศแบบอัตโนมัติ

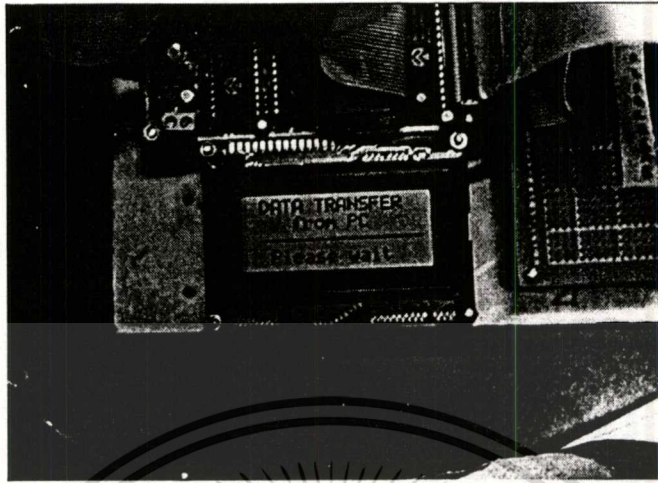
ภาพที่ 98



แสดงผลการทำงานเมื่อเลือกเมนูชื่อ "AUTOMATIC"

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 99

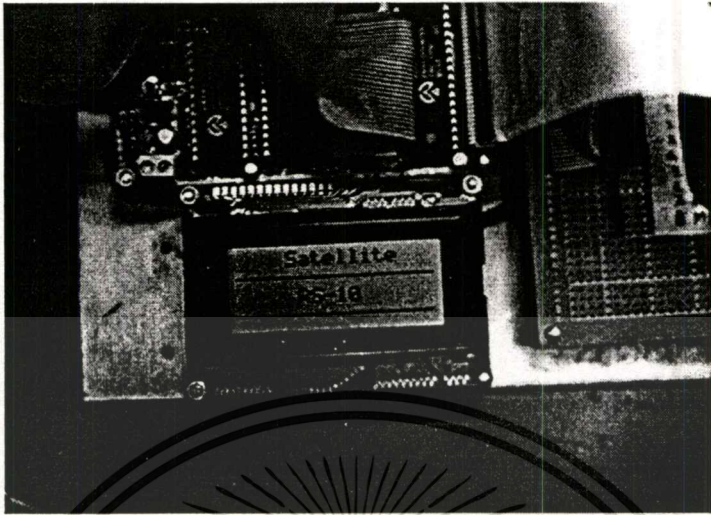


แสดงการรับข้อมูลที่ใช้ในการติดตามดาวเทียมจากเครื่องคอมพิวเตอร์เก็บไว้ในหน่วยความจำของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ

จากภาพที่ 95 และ 99 ใช้ในการควบคุมการปรับค่ามุมทั้งสองของสายอากาศอย่างอัตโนมัติ เมื่อนำเอาข้อมูลจากเมนูชื่อ "DATA TRANSFER" ในเครื่องคอมพิวเตอร์ส่งข้อมูลไปเก็บไว้ในหน่วยความจำของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ โปรแกรมจะถามผู้ใช้ว่าต้องการจะติดตามดาวเทียมดวงไหน เช่น ถ้ากดคีย์บอร์ดหมายเลข "0" แสดงว่าผู้ใช้เลือกดาวเทียม RS - 10 โปรแกรมจะไปค้นหาข้อมูลของดาวเทียม RS - 10 แล้วสั่งให้ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์หมุนปรับค่ามุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศตามผลการคำนวณที่ได้รับเมื่อเทียบกับค่าเวลาในปัจจุบันแสดงดังภาพที่ 100

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

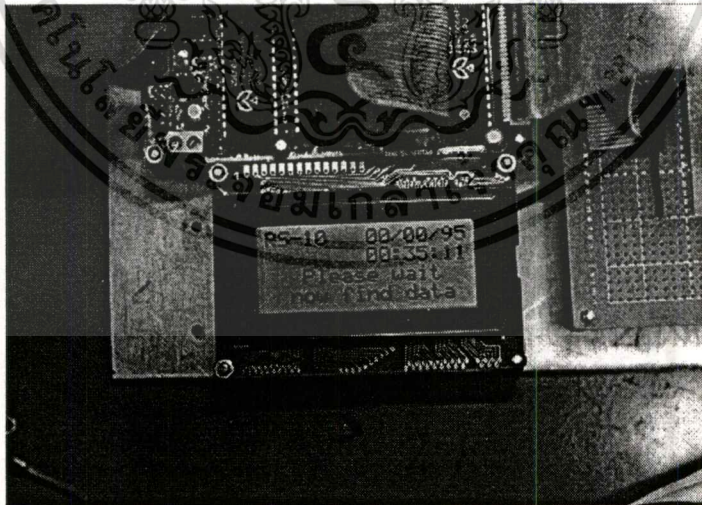
ภาพที่ 100



แสดงตัวอย่างการเลือกชื่อของดาวเทียมที่ใช้ในการติดตาม

เมื่อ โปรแกรมพบข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการ โคจรของดาวเทียมในค่าปัจจุบันเทียบกับค่า
เวลานั้น โปรแกรมจะแสดงข้อความในภาพที่ 101

ภาพที่ 101



แสดงผลขณะ โปรแกรมกำลังค้นหาข้อมูล

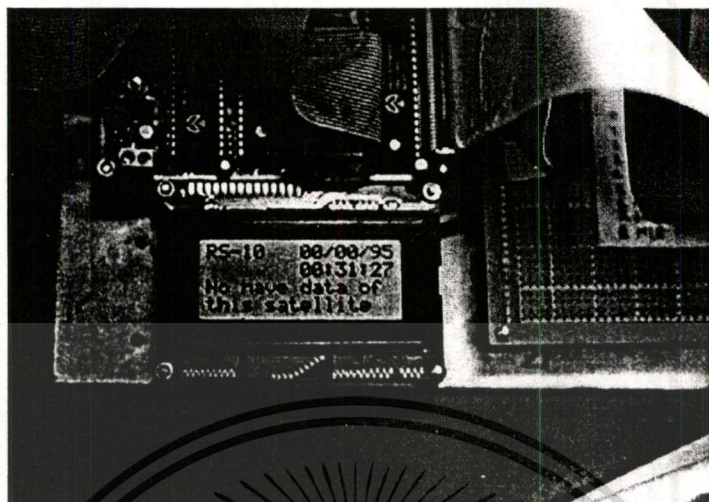
แต่ถ้าโปรแกรมไม่พบข้อมูลการ โคจรของดาวเทียมในปัจจุบันหรือชุดข้อมูลนั้นยังไม่ได้

ผ่านการปรับปรุงเทียบกับค่าเวลานั้น โปรแกรมจะให้ผลดังแสดงในภาพที่ 102

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์และห้ามเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตจากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 102

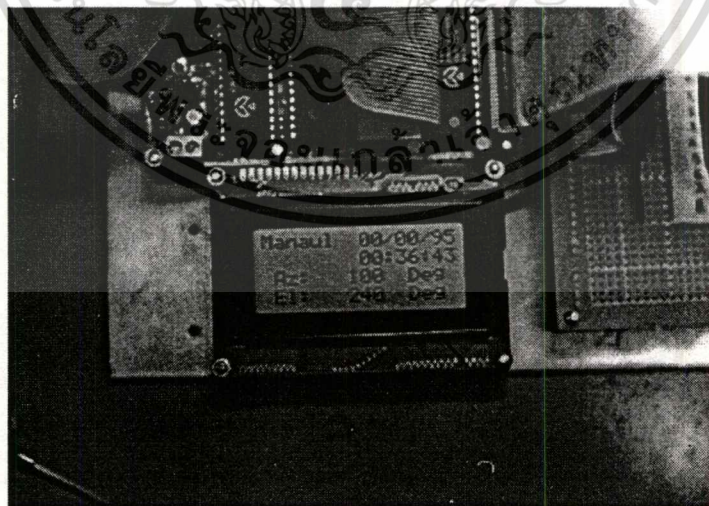


แสดงผลข้อมูลของดาวเทียมที่ยังไม่ได้ปรับปรุง

เมื่อกดปุ่ม ESC ในคีย์บอร์ดจะกลับไปสู่โปรแกรมหลักในภาพที่ 97

2.3 โปรแกรมควบคุมการปรับค่านุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือ

ภาพที่ 103



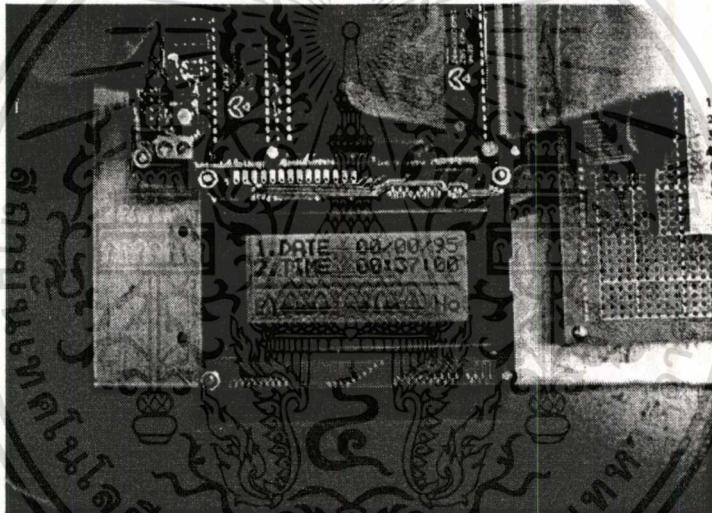
แสดงผลการทำงานเมื่อเลือกเมนูชื่อ “MANUAL”

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 95 และ 103 ใช้ในการควบคุมปรับค่ามุมทั้งสองของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือ โดยการกดคีย์บอร์ดลูกศรทางซ้ายส่งผลให้ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ของมุมอาซิมุทหมุนปรับมุมสายอากาศไปทางด้านซ้าย, กดคีย์บอร์ดลูกศรทางขวาส่งผลให้ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ของมุมอาซิมุทหมุนปรับมุมสายอากาศไปทางด้านขวา, กดคีย์บอร์ดลูกศรขึ้นส่งผลให้ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ของมุมเงยหมุนปรับมุมสายอากาศขึ้นบนและกดคีย์บอร์ดลูกศรลงส่งผลให้ชุดอุปกรณ์สเตปปีงมอเตอร์ของมุมเงยหมุนปรับมุมสายอากาศลงล่าง

2.4 โปรแกรมเกี่ยวกับการตั้งค่าฐานเวลา

ภาพที่ 104



แสดงผลการทำงานเมื่อเลือกเมนูชื่อ "TIME SET"

จากภาพที่ 95 และ 104 ใช้ในการตั้งเวลาของส่วนฐานเวลาการทำงานของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ ได้แก่ วัน, เดือน, ปี, ชั่วโมง, นาทีและวินาที โดยถ้าเลือกหมายเลข "1" หมายถึงต้องการตั้งวัน, เดือนและปี แต่ถ้าเลือกหมายเลข "2" หมายถึงต้องการตั้งค่าเวลา

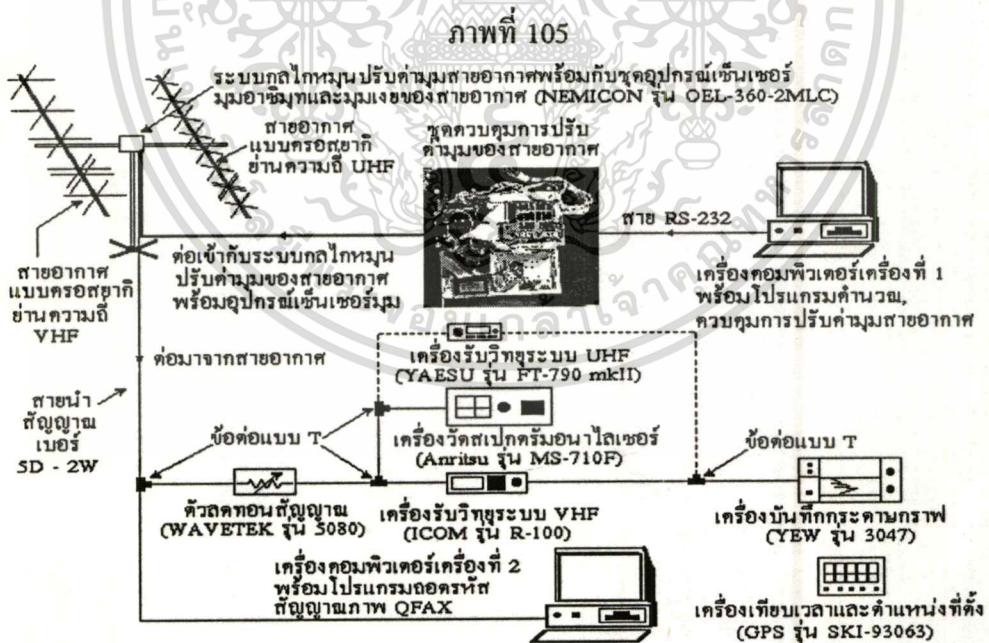
บทที่ 7

การทดลองและผลการทดลอง

วิธีการทดลอง

ในการทดลองจะประกอบไปด้วยการทดสอบทางด้านฮาร์ดแวร์ของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, การทดสอบคุณสมบัติของสายอากาศและการทดลองรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ขั้นตอนการทดลอง



แสดงบล็อก ไดอะแกรมอุปกรณ์ที่ใช้ในการทดลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ต่ออุปกรณ์ตามภาพที่ 105 โดยการติดตั้งระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศพร้อมกับชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศ ให้มีค่ามุมอาซิมูทของสายอากาศเป็น 0 องศา ซึ่งหมายถึงส่วนโคเร็คเตอร์ของสายอากาศแบบครอสยาคีทั้งสองหันทิศไปทางเหนือโดยใช้เข็มทิศเป็นตัวชี้ทิศทางและค่ามุมเงยของสายอากาศเป็น 0 องศา ซึ่งหมายถึงสายอากาศแบบครอสยาคีทั้งสองขนานกับพื้นดิน โดยใช้เครื่องวัดมุมของสายอากาศเป็นตัวชี้ค่ามุม เมื่อติดตั้งระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศพร้อมกับชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศแล้ว ทำการเช็คค่ามุมในการปรับค่ามุมสายอากาศทั้งสองมุมจากส่วนแสดงผลของวงจรมับในชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศเปรียบเทียบกับอีกครั้ง จากนั้นทำการตั้งค่าเวลาชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศในฐานฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุม ไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 โดยเป็นกีย์ของบอร์ดตามที่กล่าวไปแล้วในโปรแกรมเกี่ยวกับการตั้งค่าฐานเวลา, เครื่องคอมพิวเตอร์เครื่องที่ 1 และเครื่องคอมพิวเตอร์เครื่องที่ 2 ซึ่งจะทำการเทียบค่าเวลาและวันที่จากเครื่องเทียบเวลาและตำแหน่งที่ตั้ง ยี่ห้อ GPS รุ่น SKI - 93063 หรือจากเครื่องรับวิทยุ ย่าน HF ยี่ห้อ JRC รุ่น JST - 245 หรือรุ่น NRD - 515

ในภาคการคำนวณได้อาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่ได้มาจากสมการต่างๆ ตามที่ได้กล่าวมาแล้วร่วมกับค่าฐานข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 ซึ่งจะต้องทำการปรับปรุงข้อมูลทุกๆ 2 สัปดาห์ เพื่อให้ผลการคำนวณถูกต้องมากที่สุด มาทำการป้อนเก็บไว้ในหน่วยความจำของเครื่องคอมพิวเตอร์เครื่องที่ 1 ในโปรแกรมแก้ไขปรับปรุงค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมแล้วส่งให้เครื่องคอมพิวเตอร์เครื่องที่ 1 จำนวนหาค่าเวลาในตำแหน่งต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่าน (ดังแสดงในภาพที่ 17), ค่าความถี่ดอปเพลอร์, ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ, ค่ามุมอาซิมูทและค่ามุมเงยของสายอากาศ นำผลการคำนวณที่ได้รับไปทำการปรับค่ามุมของสายอากาศได้ดังนี้

กรณีทำการปรับค่ามุมอาซิมูทและค่ามุมเงยของสายอากาศแบบอัตโนมัติ

โดยทำการโหลดผลการคำนวณค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่าน, ค่ามุมอาซิมูทและค่ามุมของสายอากาศลงไปเก็บไว้ในหน่วยความจำของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศผ่านทางสาย RS - 232 ต่อเชื่อมระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์เครื่องที่ 1 กับชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศกับโปรแกรมการส่งข้อมูลไปยังชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ เมื่อถึงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านโปรแกรมในชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศจะสั่งให้ระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศพร้อมกับแสดงผลการปรับค่ามุมจากชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมในส่วนแสดงผลของวงจรมับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กรณีทำการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศด้วยมือ

โดยการนำผลการคำนวณที่ได้รับ ได้แก่ ค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่าน, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศไปทำการปรับค่ามุมของสายอากาศ เมื่อถึงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านกระทำได้อดังนี้

1. จากโปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือและแบบอัตโนมัติจากเครื่องคอมพิวเตอร์เครื่องที่ 1 โดยผ่านเมาท์ของเครื่องคอมพิวเตอร์

2. จากโปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศแบบควบคุมด้วยมือจากชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ โดยผ่านแป้นคีย์ของบอร์ด

ให้นำค่าความถี่ดอปเพลอร์ที่คำนวณได้เริ่มแรกบวกกับค่าความถี่ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ สำหรับการรับสัญญาณดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 หรือค่าความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ สำหรับการรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 แล้วตั้งค่าความถี่กับเครื่องรับวิทยุดังนี้

2.1 กรณีการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

ตั้งค่าความถี่เครื่องรับวิทยุระบบ VHF ยี่ห้อ ICOM รุ่น R - 100 ในโหมด FM พร้อมกับต่อเครื่องบันทึกกระดาษกราฟ ยี่ห้อ YEW รุ่น 3047 โดยต่อเข้ากับมิเตอร์วัดค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุของเครื่องรับวิทยุ เพื่อวัดค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุ และตั้งค่าความถี่ที่เครื่องคอมพิวเตอร์เครื่องที่ 2 พร้อมกับเรียกโปรแกรมถอดรหัสสัญญาณภาพ QFAX มาใช้งานเพื่อทำการถอดรหัสสัญญาณภาพ

2.2 กรณีการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ตั้งค่าความถี่เครื่องรับวิทยุระบบ UHF ยี่ห้อ YAESU รุ่น FT - 790mkII ในโหมด CW พร้อมกับต่อเครื่องบันทึกกระดาษกราฟ ยี่ห้อ YEW รุ่น 3047 โดยต่อเข้ากับมิเตอร์วัดค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุของเครื่องรับวิทยุ เพื่อวัดค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุ

ทั้งสองกรณีให้ต่อเครื่องวัดสเปกตรัมอนาลิเซอร์ ยี่ห้อ Anritsu รุ่น MS - 710F หรือเครื่องรับวิทยุ ยี่ห้อ Standard รุ่น AX - 700 เพื่อเช็คค่าความถี่ และต่อตัวลดทอนสัญญาณ ยี่ห้อ WAVETEK รุ่น 5080 ใช้ในกรณีลดทอนสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้มีสัญญาณสูงมากให้เหมาะสม

เมื่อถึงเวลาที่ค่าสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาให้เริ่มทำการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศไปตามผลการคำนวณพร้อมกับทำการจับเวลา แล้วอ่านค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศจากชุดอุปกรณ์เช่นเซอร์ค่ามุม บันทึกผลการทดลองเมื่อครบเวลา

30 วินาที แล้วเปลี่ยนค่ามุมทั้งสองของสายอากาศ, เปลี่ยนค่าความถี่ของเครื่องรับวิทยุตามที่ได้กล่าวไปแล้ว ในการรับสัญญาณจากดาวเทียมพร้อมกับเช็คค่าความถี่จากเครื่องวัดสเปกตรัม อนุไลเซอร์ ยี่ห้อ Anritsu รุ่น MS - 710F หรือเครื่องรับวิทยุ ยี่ห้อ Standard รุ่น AX - 700 แล้วบันทึกผลการทดลอง ทำเช่นนี้ไปจนกระทั่งสัญญาณที่รับได้จะค่อยๆ หายออกไป

ผลการทดลอง

ผลการทดสอบทางด้านฮาร์ดแวร์ ประกอบไปด้วย

1. ผลการทดลองชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, ชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปปีงมอเตอร์และระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ แสดงในตารางที่ 16

ตารางที่ 16

แสดงผลการทดสอบการใช้กระแสไฟตรงที่แรงดันไฟตรง 5 โวลต์ ของบอร์ดต่างๆ

ชุดบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z-80	200 มิลลิแอมป์
ชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปปีงมอเตอร์ (เมื่อยังไม่ได้ต่อระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ)	80 มิลลิแอมป์
ชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมอาซิมูทและมุมเงยของสายอากาศ	560 มิลลิแอมป์
บอร์ดการสื่อสารแบบอนุกรม RS-232	240 มิลลิแอมป์
บอร์ดส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์ดควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z-80	100 มิลลิแอมป์
รวม	1180 มิลลิแอมป์

พบว่าค่าเวลาในส่วนของบอร์ดส่วนฐานเวลาการทำงานของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ มีค่าผิดพลาดไม่เกิน + 3 วินาทีต่อเดือน เมื่อเปรียบเทียบกับเครื่องเทียบเวลาและหาตำแหน่งที่ตั้ง GPS รุ่น SKI - 93063 หรือเทียบกับสัญญาณนาฬิกาในความถี่ 2.5, 5, 10, 15, 20 เมกะเฮิร์ตซ์ จากเครื่องรับวิทยุย่านความถี่ HF ยี่ห้อ JRC รุ่น JST - 245 หรือรุ่น NRD - 515

ตารางที่ 17

แสดงผลการทดสอบชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนปั๊มมอเตอร์เมื่อต่อเข้ากับ
ระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ

แรงดันไฟตรงอินพุท	5 โวลท์
กระแสไฟตรง	2.90 แอมป์
กำลังเอาต์พุทสูงสุด	7.88 วัตต์
ประสิทธิภาพ	80 %
แรงบิดที่ 1 รอบ/นาที	1505.89 นิวตัน - เมตร
แรงบิดที่ 2 รอบ/นาที	752.19 นิวตัน - เมตร
องศาต่อสเตปที่ชุดอุปกรณ์สเตปปั๊มมอเตอร์	1.8 องศา/สเตป
อัตราทดเฟือง	20:1
องศาต่อสเตปที่สายอากาศ	0.09 องศา/สเตป
เวลาที่ใช้ในการหมุนปรับค่ามุมของ สายอากาศ	1.5 วินาที/องศา
น้ำหนักฐานรวมทั้งระบบกลไกหมุนปรับ ค่ามุมสายอากาศ	31 กิโลกรัม

และการทดสอบการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่ามุมผิดพลาดไม่เกิน + 5 องศา จากชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศเทียบกับการวัดค่ามุมจริง โดยใช้เครื่องวัดมุมของสายอากาศสำหรับวัดค่ามุมเงยของสายอากาศและเข็มทิศสำหรับวัดค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศ

2. ผลการคำนวณสายอากาศ ประกอบไปด้วย

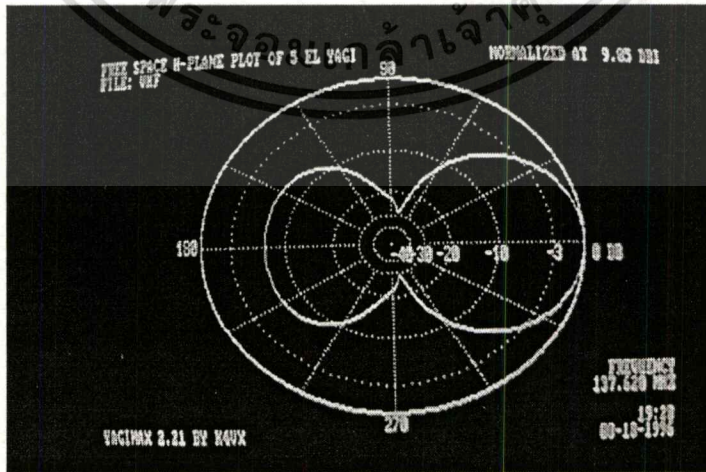
2.1 ผลการคำนวณจากสายอากาศแบบครอสยาคี ย่านความถี่ VHF 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ แสดงดังภาพต่อไปนี้

ภาพที่ 106



แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามไฟฟ้าในอากาศ

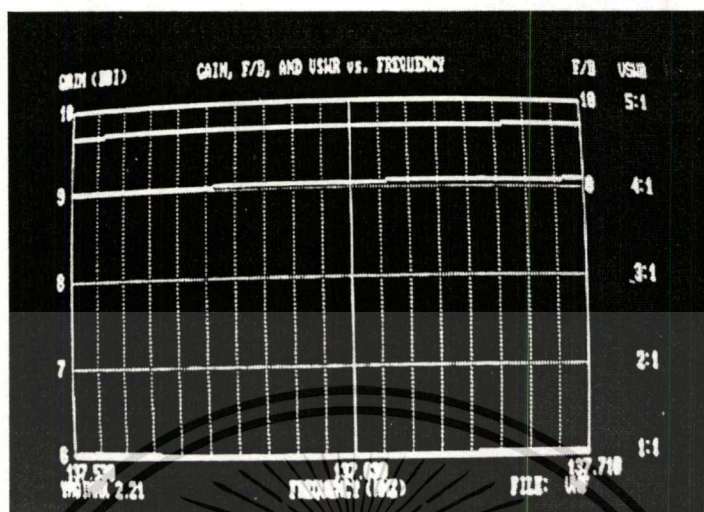
ภาพที่ 107



แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามแม่เหล็กในอากาศ

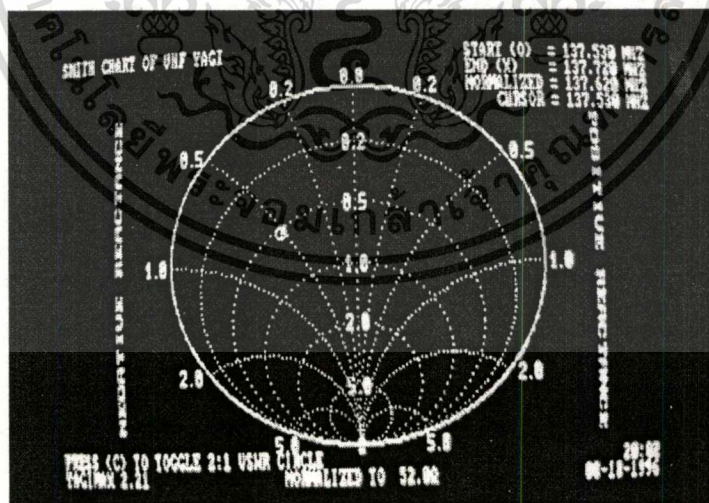
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 108



แสดงกราฟค่าอัตราขยาย, ค่าอัตราส่วนในการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้า
ต่อทางด้านหลังของสายอากาศ, ค่าอัตราส่วน VSWR เมื่อเทียบกับความถี่

ภาพที่ 109



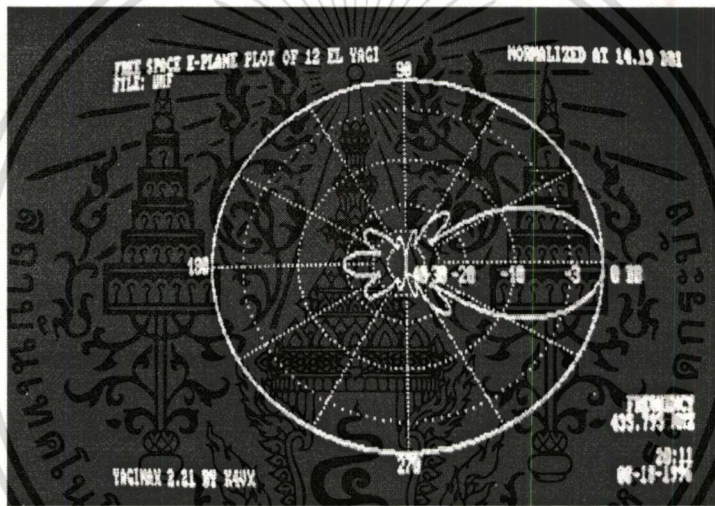
แสดงแผ่นสมิทชาร์ทค่าอิมพีแดนซ์ของสายอากาศครอสยาคิ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 106 ถึง 109 เป็นผลการคำนวณสายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ VHF 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ พบว่ามีค่าอัตราขยาย 9.05 dBi, ค่าอัตราส่วนในการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้าต่อด้านหลังของสายอากาศ 8 dB ที่ค่าอัตราส่วน VSWR 1:1

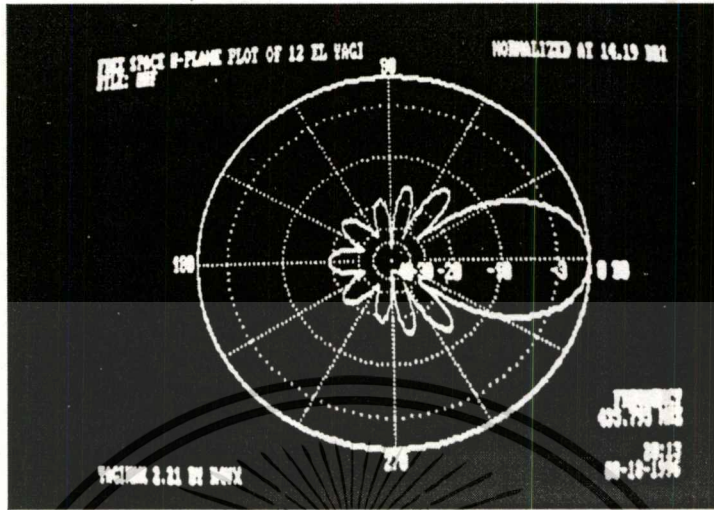
2.2 ผลการคำนวณจากสายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ UHF 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ แสดงดังภาพต่อไปนี้

ภาพที่ 110



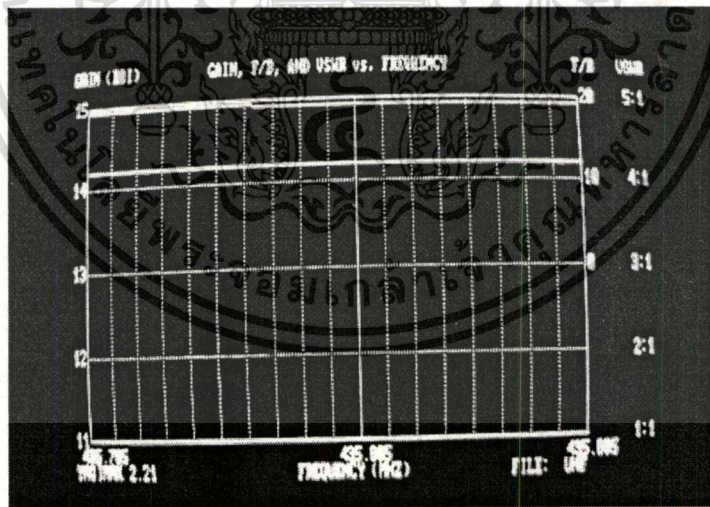
แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามไฟฟ้าในอวกาศ

ภาพที่ 111



แสดงรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามแม่เหล็กในอากาศ

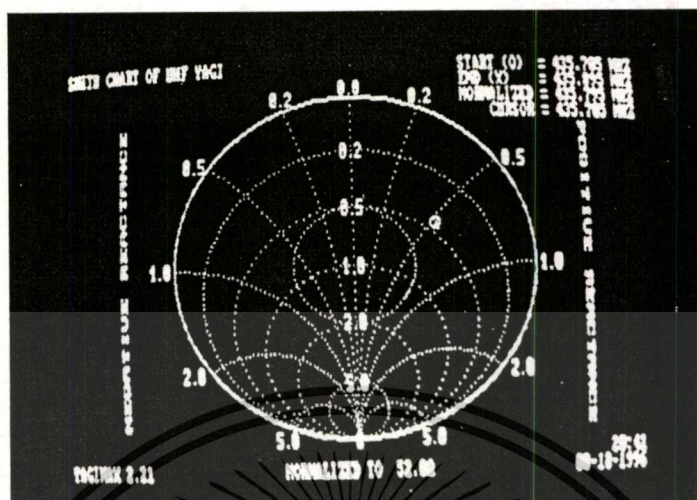
ภาพที่ 112



แสดงกราฟค่าอัตราขยาย, ค่าอัตราส่วนในการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้า ต่อทางด้านหลังของสายอากาศ, ค่าอัตราส่วน VSWR เมื่อเทียบกับความถี่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 113



แสดงแผ่นสมิทชาร์ตค่าอิมพีแดนซ์ของสายอากาศครอสยาคิ

จากภาพที่ 110 ถึง 113 เป็นผลการคำนวณสายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ UHF 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ พบว่ามีค่าอัตราขยาย 14.19 dBi, ค่าอัตราส่วนในการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้าต่อด้านหลังของสายอากาศ 20 dB ที่ค่าอัตราส่วน VSWR 1:1

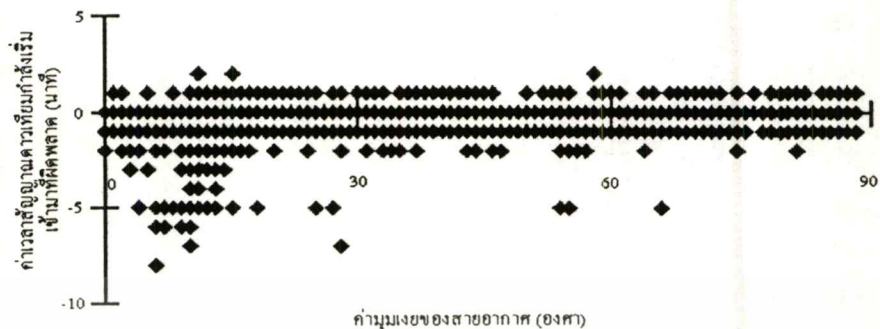
3. ผลทางการรับสัญญาณ ประกอบไปด้วย

3.1 ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA-9

3.1.1 ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA-9 ส่วนที่ 1

3.1.1.1 ผลจากชุดควบคุมการปรับค่านุมของสายอากาศในการรับสัญญาณดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA-9 แสดงดังภาพต่อไปนี้

ภาพที่ 114



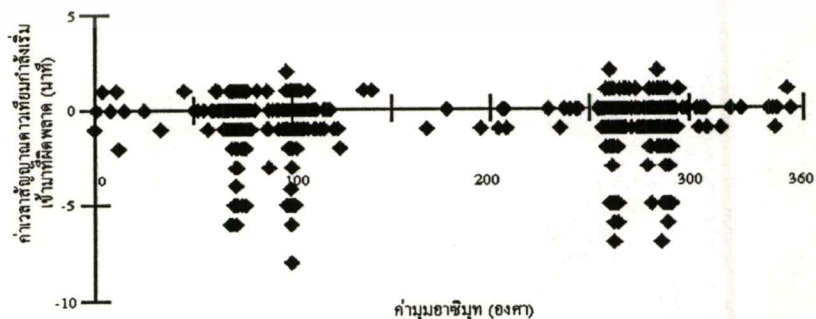
แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับค่ามุมองศาของสายอากาศ

ภาพที่ 115



แสดงค่าระยะเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านเข้ามาเทียบกับค่ามุมองศาของสายอากาศ

ภาพที่ 116



แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับค่ามุมอาซิมุท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 18

แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดกับจำนวนที่รับสัญญาณ ตั้งแต่วันที่ 24 มีนาคม 2538 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาด (นาทิจ)	จำนวนที่รับสัญญาณ (ครั้ง)	คิดเป็นร้อยละ
2	5	0.1241
1	139	3.4517
0	1687	41.8922
-1	824	20.4618
-2	75	1.8624
-3	15	0.3724
-4	5	0.1241
-5	41	1.0181
-6	11	0.2731
-7	2	0.0496
-8	1	0.0248
รับสัญญาณ ไม่ได้	1222	30.3451
รวมจำนวนครั้งที่รับสัญญาณ	4027	100

หมายเหตุ 1) ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดมีค่าเป็นบวก หมายถึง ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่รับจริงเร็วกว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ได้รับจากการคำนวณ

2) ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดมีค่าเป็นศูนย์ หมายถึง ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่รับจริงตรงกับค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ได้รับจากการคำนวณ

3) ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดมีค่าเป็นลบ หมายถึง ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่รับจริงช้ากว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ได้รับจากการคำนวณ

ตารางที่ 19

แสดงช่วงมุมอาซิมุทกับจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่าน ตั้งแต่วันที่ 24 มีนาคม 2538 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ช่วงมุมอาซิมุท (องศา)	จำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่าน (ครั้ง)
0 ถึง 90	1052
91 ถึง 180	980
181 ถึง 270	969
271 ถึง 360	1026

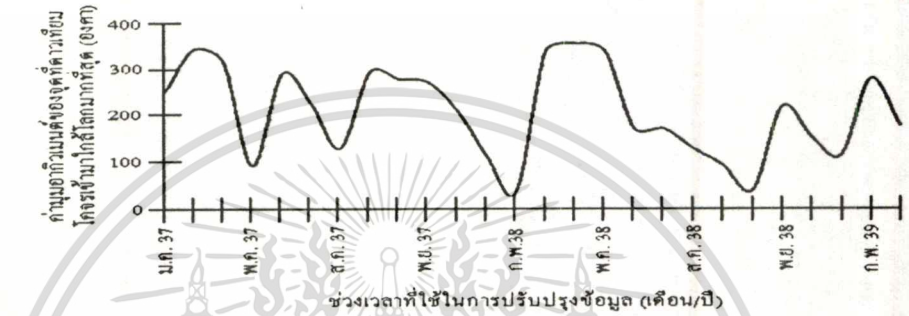


แสดงจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านเทียบกับช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทย

จากภาพที่ 114 ถึง 117, ตารางที่ 18 และ 19 เป็นผลการทดลองแสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิวดลาด, ค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาเปรียบเทียบกับค่ามุมเงยและค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศ ซึ่งเป็นการรวบรวมจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทยจากการทดลองทั้งหมด 4027 ครั้ง ในช่วงตั้งแต่วันที่ 24 มีนาคม 2538 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่ได้รับจะมีความสัมพันธ์กับค่าฐานข้อมูลที่ใช้ในการคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรผ่าน, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศ เพื่อนำมาวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างวงโคจรกับการรับสัญญาณจากดาวเทียม

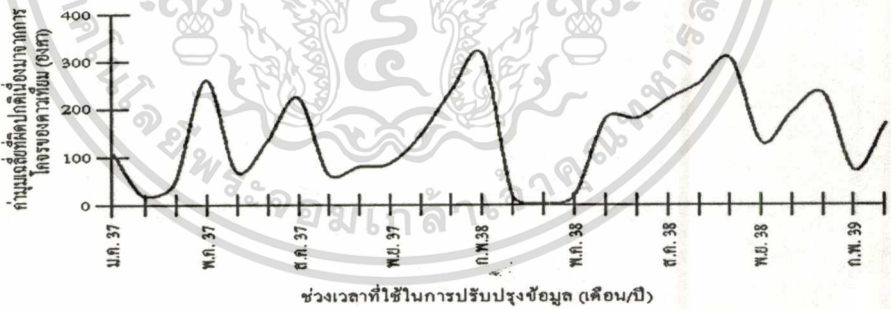
3.1.1.2 ผลจากค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA-9 ซึ่งได้รับจาก
องค์การ NASA แสดงดังภาพต่อไปนี้

ภาพที่ 118



แสดงค่ามุมอวกวมนต์ของจุดที่ดาวเทียม โคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด

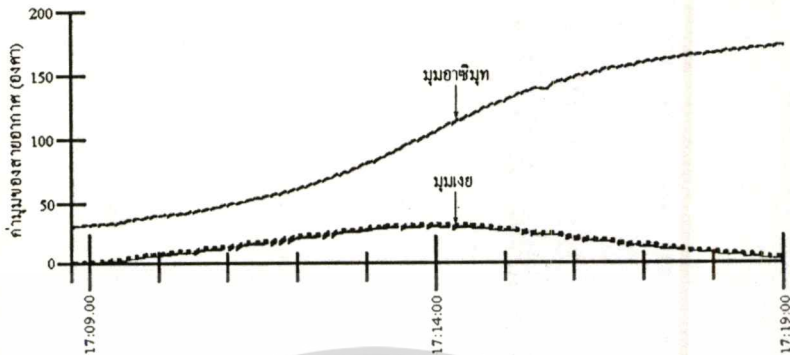
ภาพที่ 119



แสดงค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการ โคจรของดาวเทียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

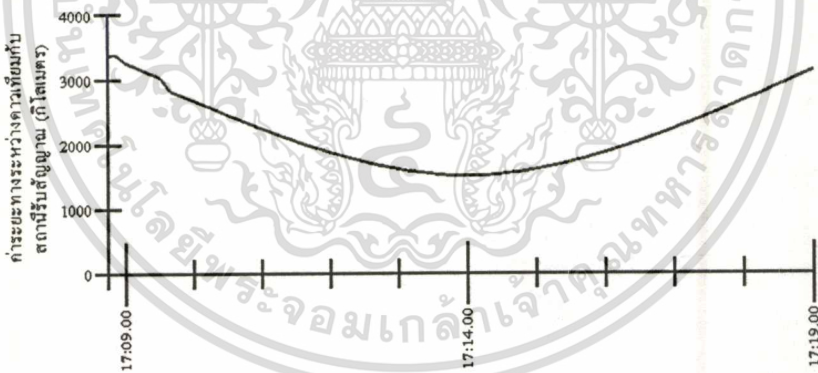
ภาพที่ 125



ค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านประเทศไทย (นาฬิกา)

แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 17:09.00 น. ถึง 17:19.00 น.

ภาพที่ 126

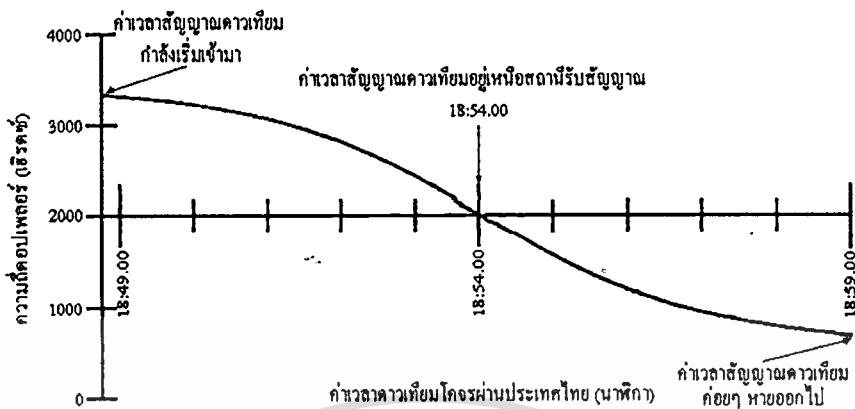


ค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านประเทศไทย (นาฬิกา)

แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณเทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538

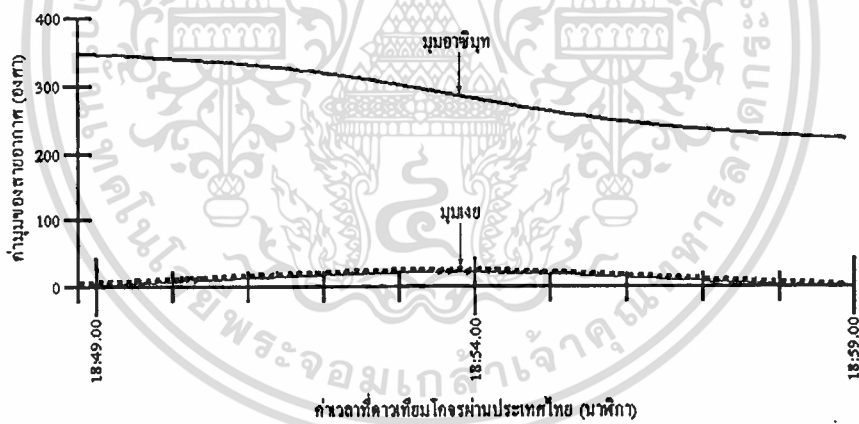
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 127



แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่คอปเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:59.00 น.

ภาพที่ 128



แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:59.00 น.

ภาพที่ 133

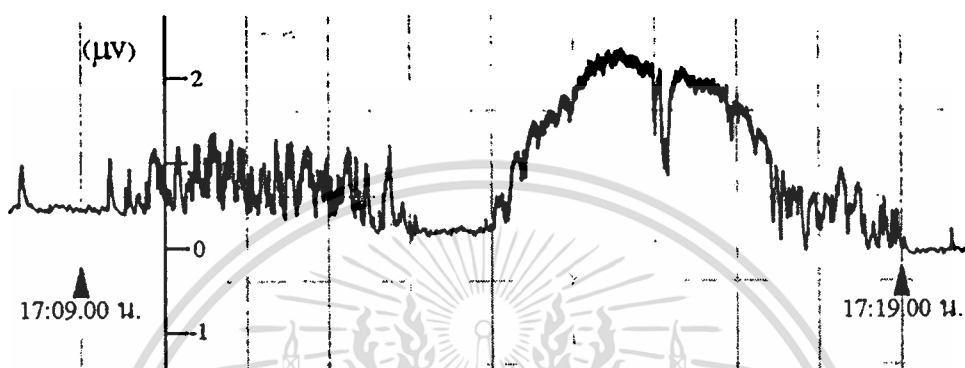
Satellite	NOAA - 9
Catalog Number	15427
Epoch Time	95334.13532222
Element Set	0495
Inclination	098.9791
RAAN	033.6843
Eccentricity	0.0015147
Arg of Perigee	156.4427
Mean Anomaly	203.7443
Mean Motion	14.13746280
Decay Rate	9.6e - 07
Epoch Rev	46536
Checksum	316

แสดงค่าฐานข้อมูลชุดที่ 495 ประจำเดือนตุลาคม 2538 ที่ใช้ในการคำนวณ

จากภาพที่ 124 ถึง 132 เป็นตัวอย่างผลการคำนวณที่ใช้ในการทดลองนี้ โดยกราฟจากภาพที่ 124 ถึง 129 เป็นผลจากช่วงระยะเวลาการโคจรของดาวเทียม 2 วงโคจรที่เกิดขึ้นต่อเนื่องกันในวันเดียวกัน ส่วนภาพที่ 130, 131 และ 132 เป็นผลจากช่วงระยะเวลาการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นในเวลาใกล้เคียงกันของวันถัดไปซึ่งกราฟเหล่านี้ได้มาจากการนำเอาค่าฐานข้อมูลชุดที่ 495 ประจำเดือนตุลาคม 2538 [46] ดังแสดงในภาพที่ 133 มาคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามา, ค่ามุมอาซิมุต, ค่ามุมเมฆของสายอากาศ, ค่าความถี่คออปเพลอร์, ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณแล้วนำค่าที่ได้รับมาทำการทดลองรับสัญญาณจากดาวเทียม

3.1.2.2 ผลจากการวัดค่าความแรงของสัญญาณที่ได้จากการรับสัญญาณจาก
ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA-9 แสดงดังภาพต่อไปนี้

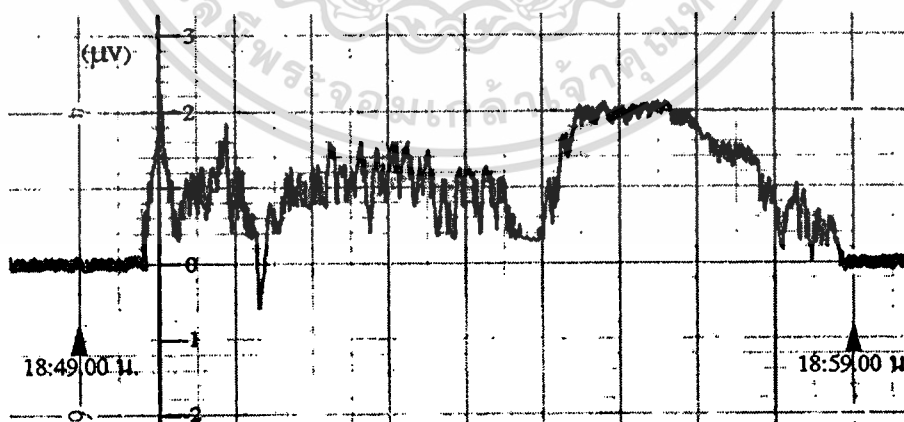
ภาพที่ 134



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา
เมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 17:09.00 น. ถึง 17:19.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ 2.2 μV หรือ 6.848 dB

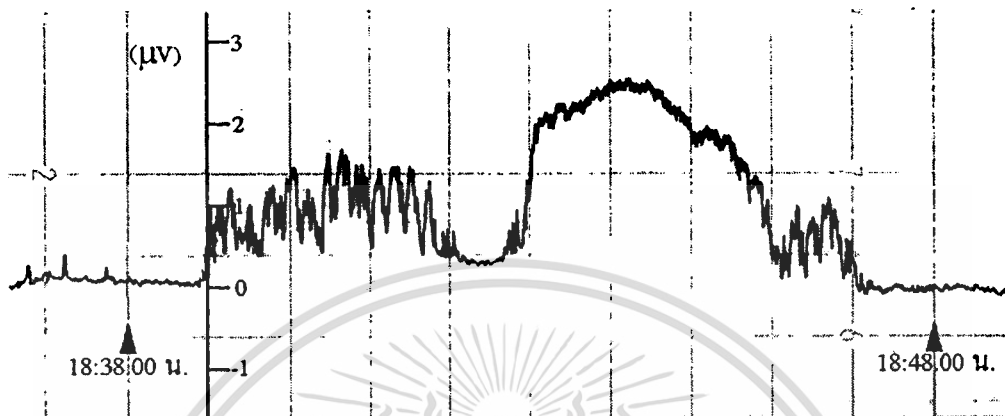
ภาพที่ 135



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา
เมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:59.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2.2 \mu\text{V}$ หรือ 6.848 dB

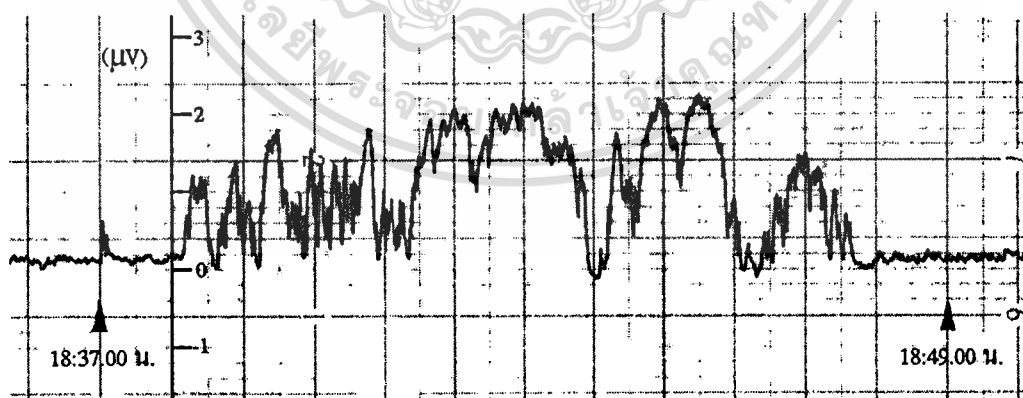
ภาพที่ 136



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:38.00 น. ถึง 18:48.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2.6 \mu\text{V}$ หรือ 8.299 dB

ภาพที่ 137

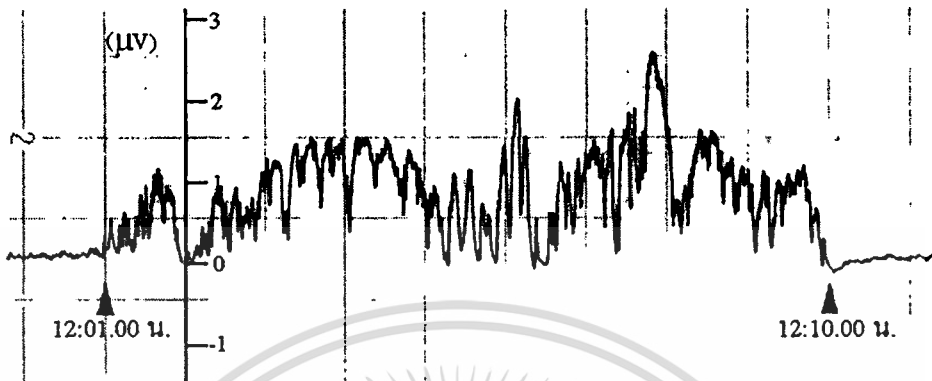


แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 5 ธันวาคม 2538 เวลา 18:37.00 น. ถึง 18:49.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2.2 \mu\text{V}$ หรือ 6.848 dB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

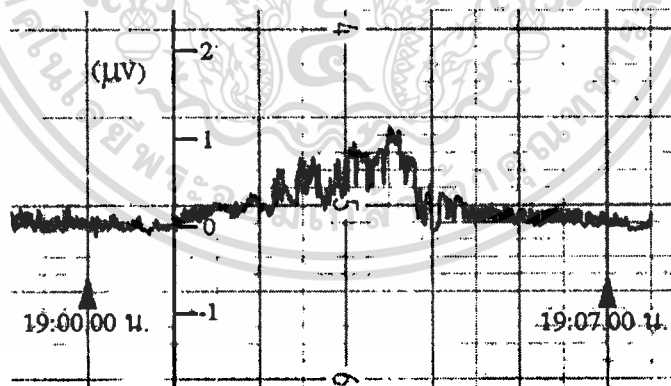
ภาพที่ 138



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 16 ธันวาคม 2538 เวลา 12:01.00 น. ถึง 12:10.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2.6 \mu\text{V}$ หรือ 8.299 dB

ภาพที่ 139

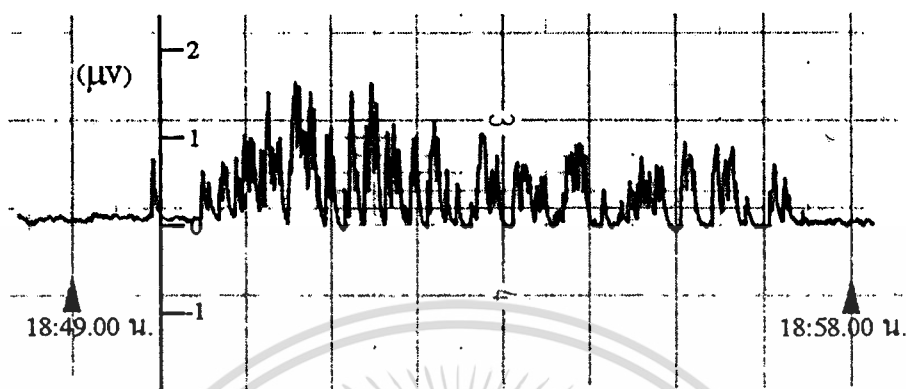


แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 16 พฤศจิกายน 2538 เวลา 19:00.00 น. ถึง 19:07.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $1.1 \mu\text{V}$ หรือ 0.827 dB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

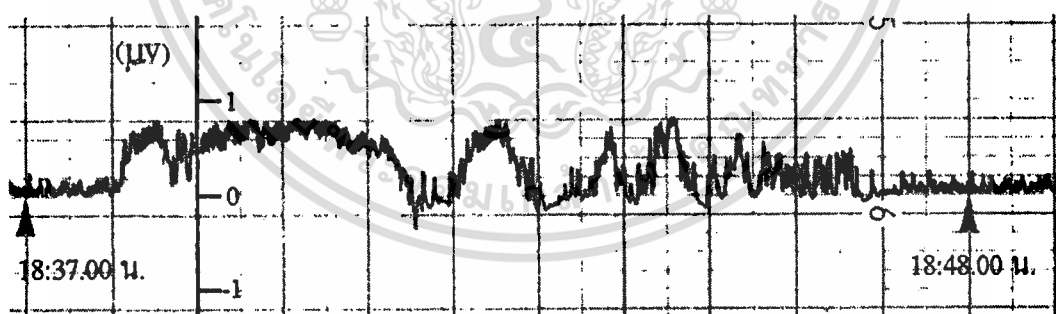
ภาพที่ 140



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 17 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:58.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $1.6 \mu\text{V}$ หรือ 4.082 dB

ภาพที่ 141

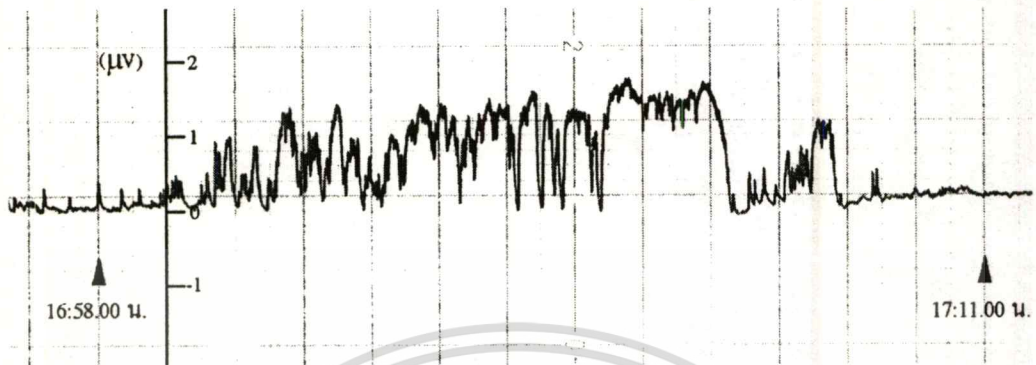


แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 18 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:37.00 น. ถึง 18:48.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $0.8 \mu\text{V}$ หรือ -1.938 dB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 142



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 14 ธันวาคม 2538 เวลา 16:58.00 น. ถึง 17:11.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ 1.8 μV หรือ 5.105 dB

ภาพที่ 143

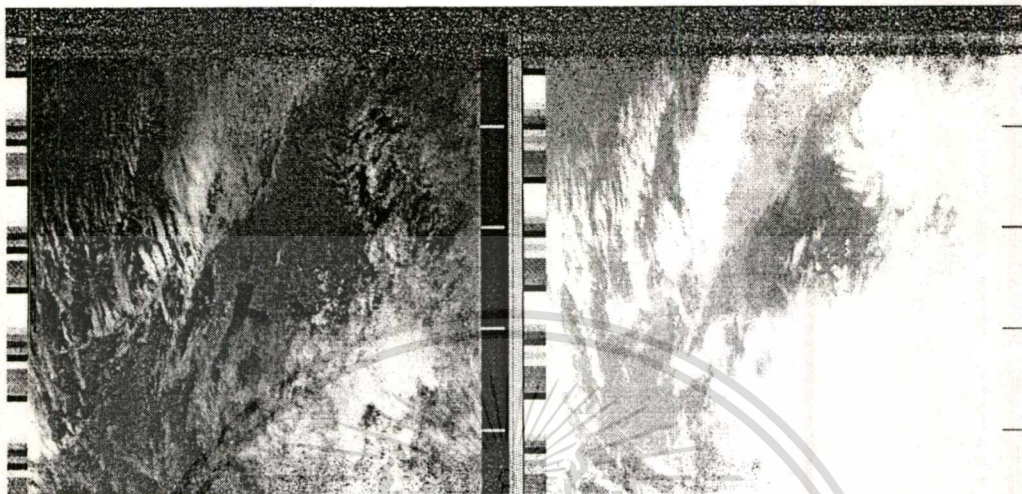


แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 18:49 น.

ถึง 18:59 น.

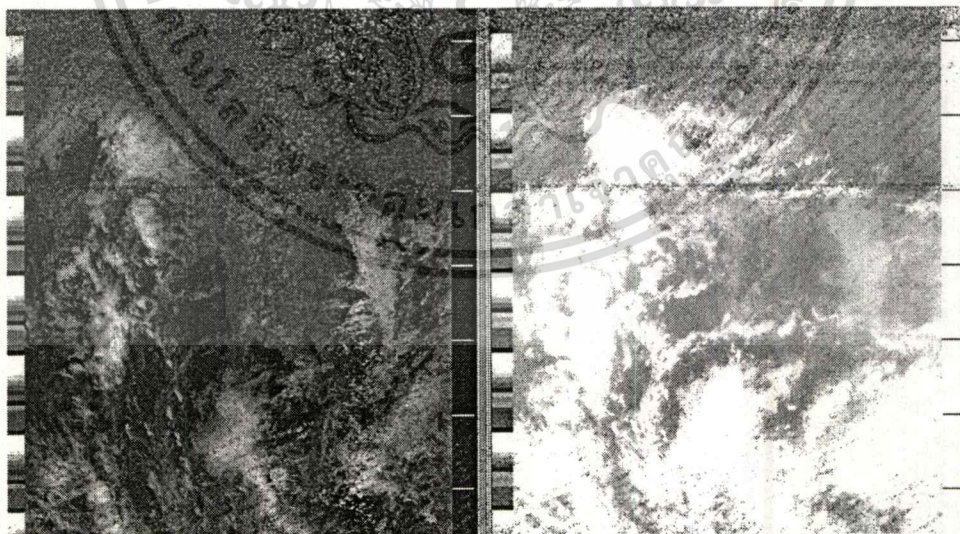
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 144



แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 18:38 น. ถึง 18:48 น.

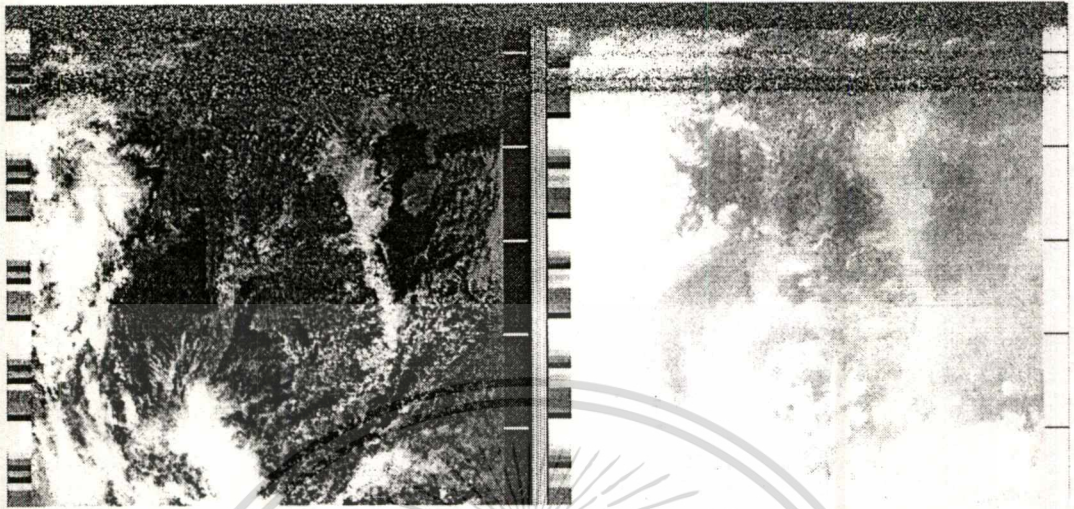
ภาพที่ 145



แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 16 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 19:00 น. ถึง 19:07 น.

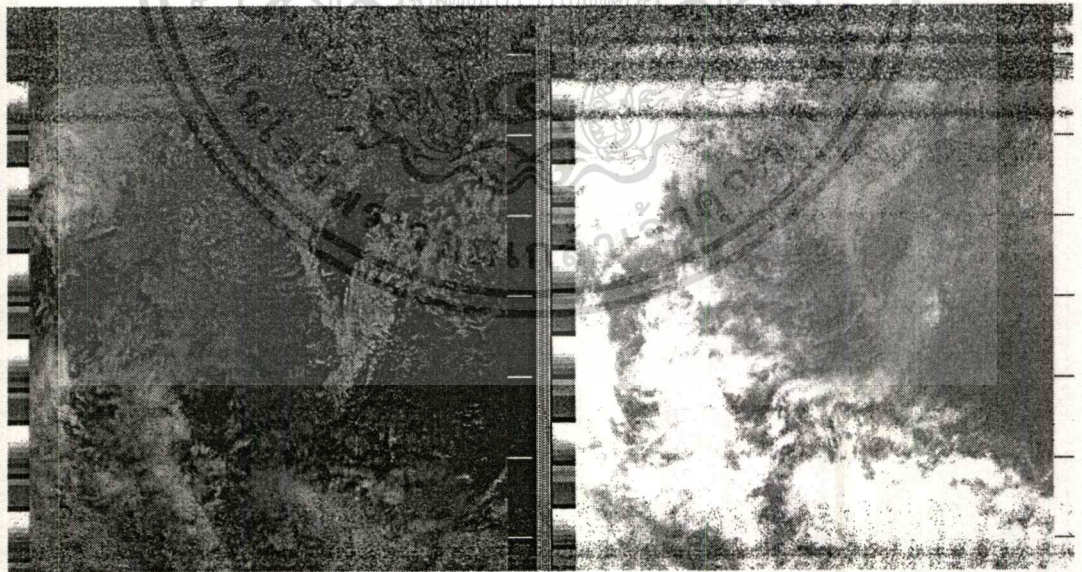
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 146



แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 17 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 18:50 น. ถึง 18:58 น.

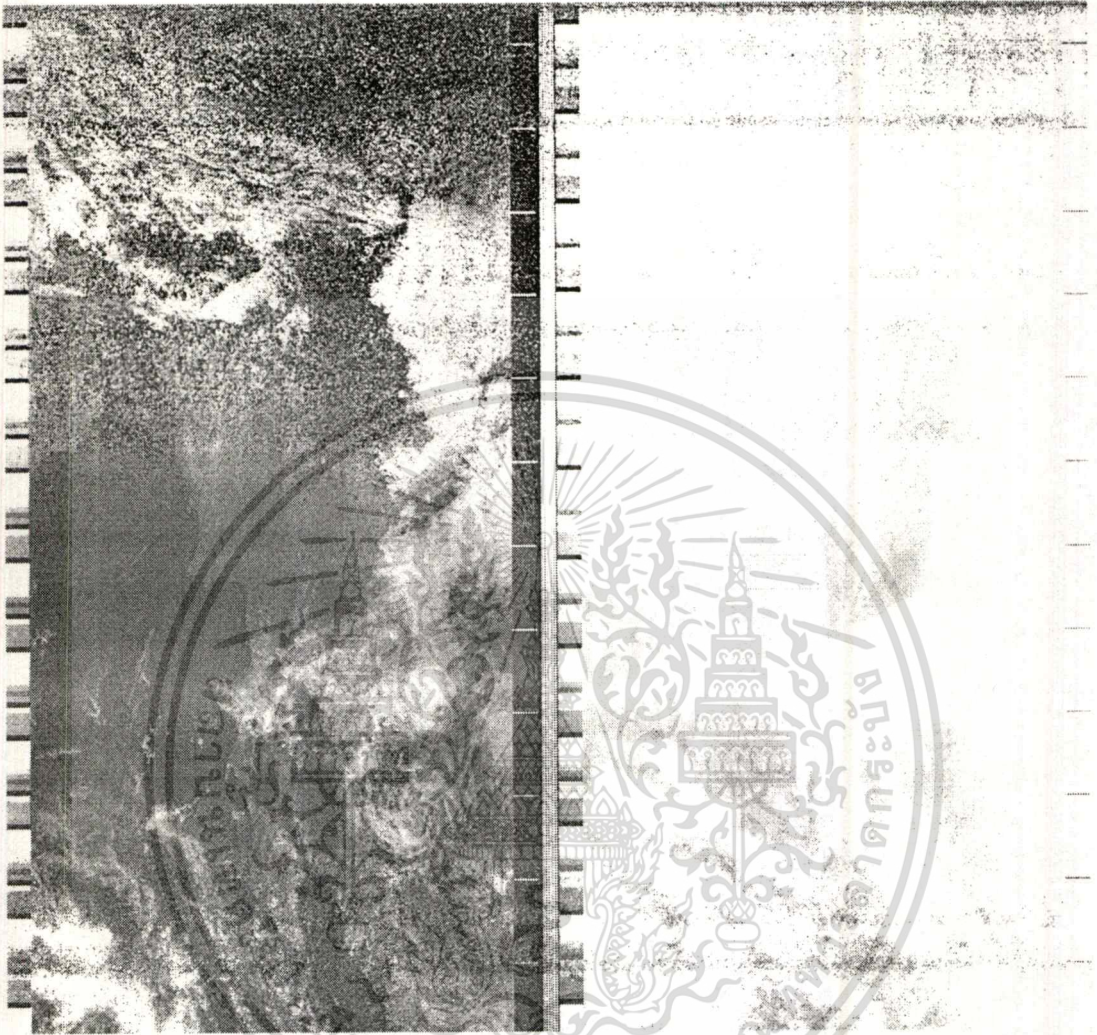
ภาพที่ 147



แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 18 พฤศจิกายน 2538 ในช่วงเวลา 18:37 น. ถึง 18:48 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

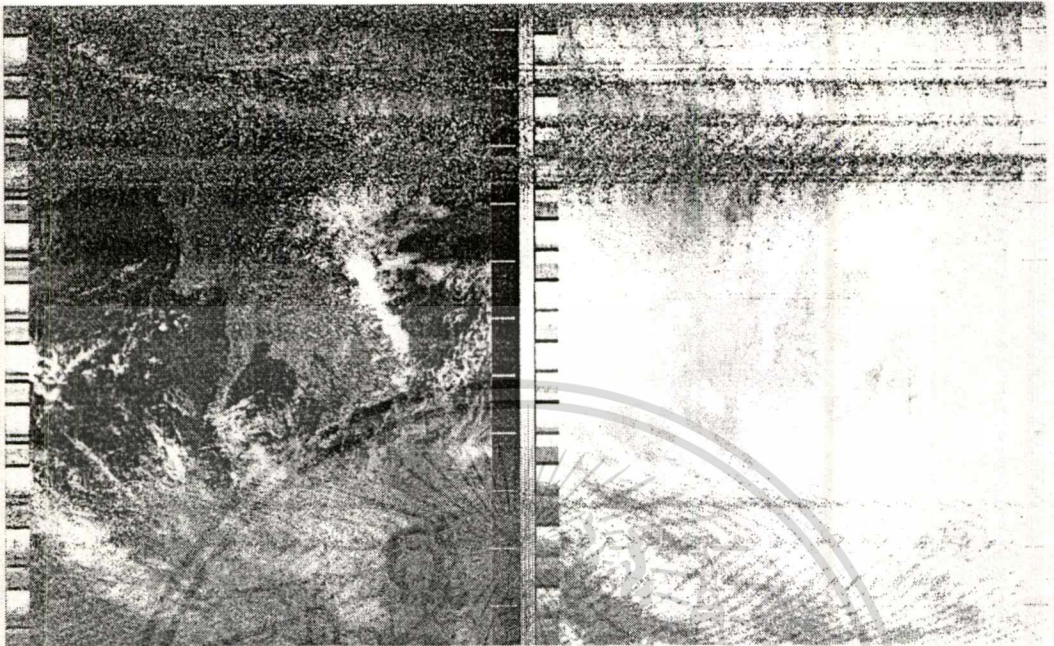
ภาพที่ 148



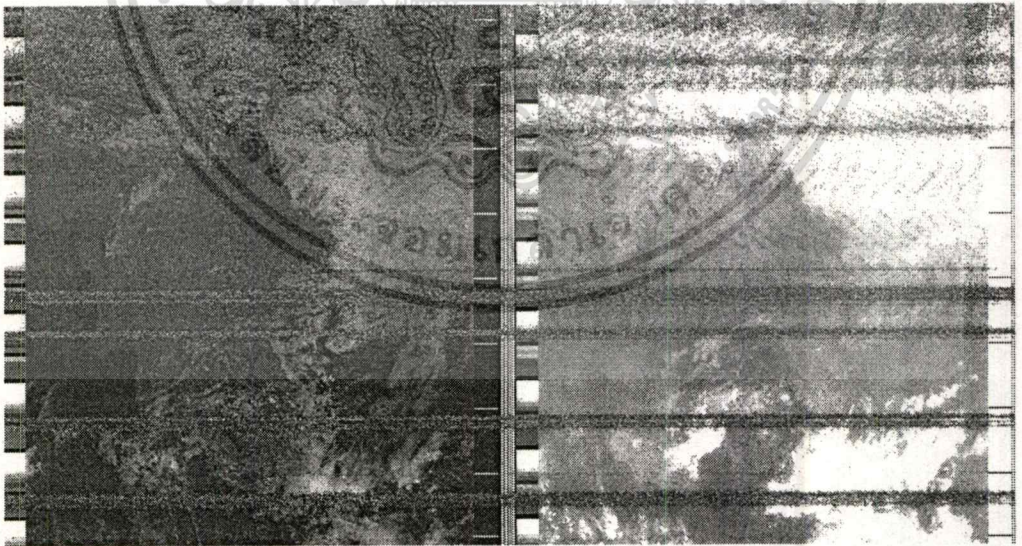
แสดงภาพถ่ายจากดาวเทียม NOAA - 9 รับเมื่อวันที่ 14 ธันวาคม 2538 ในช่วงเวลา 16:58 น. ถึง 17:11 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 149



(ก) เป็นภาพที่รับเมื่อวันที่ 5 ธันวาคม 2538 เวลา 18:38 น.ถึง 18:49 น.



(ข) เป็นภาพที่รับเมื่อวันที่ 16 ธันวาคม 2538 เวลา 12:01 น.ถึง 12:10 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อประโยชน์ทางวิชาการเท่านั้น เมื่อผู้ญาติเห็นเว็บไซต์หรือเอกสารนี้ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยการนำผลตัวอย่างการคำนวณที่ได้รับในหัวข้อที่ 3.1.2.1 ไปทำการรับสัญญาณแล้ว บันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จากดาวเทียมลงบนกระดาษกราฟดังแสดงในภาพที่ 134 ถึง 138 เป็นค่าที่รับได้จากการปรับค่ามุมของสายอากาศติดตามดาวเทียมไปด้วยในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจรผ่าน ส่วนภาพที่ 139 ถึง 142 เป็นค่าที่รับได้โดยไม่มี การปรับค่ามุมอาซิมุท (หมายถึงตำแหน่งค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศอยู่ที่ 0 องศา) และค่ามุมเงยของสายอากาศ (หมายถึงตำแหน่งค่ามุมเงยของสายอากาศอยู่ที่ 90 องศา) ในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจรผ่าน และภาพที่ 143 ถึง 149 เป็นภาพที่ได้จากการถอดรหัสสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

3.1.2.3 ผลการคำนวณหาค่าความแรงของสัญญาณดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 เมื่อพิจารณาจากค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ หาได้จาก [2], [9]

$$L_s = 32.4 + 20 \log f + 20 \log h \quad (44)$$

โดยที่ L_s เป็นค่าการสูญเสียพลังงานของคลื่นเมื่อส่งผ่านที่ว่างอิสระ (dB)

f เป็นค่าความถี่ที่ดาวเทียมใช้ส่ง (เมกะเฮิรตซ์)

h เป็นค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ (กิโลเมตร)

และ

$$P_r = \text{EIRP} - L_s - L_u + G_r - L_f \quad (45)$$

โดยที่ P_r เป็นค่ากำลังที่ได้ทางด้านเครื่องรับ (dBm)

EIRP เป็นค่ากำลังออกที่มีผล (dBm)

L_u เป็นค่าการลดทอนเมื่อคลื่นผ่านชั้นบรรยากาศ (dB)

G_r เป็นค่าอัตราเพิ่มกำลังของสายอากาศรับ (dB)

L_f เป็นค่าอัตราเพิ่มกำลังของงานสายอากาศรับ (dB)

กรณีการปรับค่ามุมของสายอากาศไปพร้อมกับการรับสัญญาณ

จากหัวข้อที่ 3.1.2.1 ตัวอย่างเช่น รอบการโคจรของดาวเทียมเมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 17:09.00 น. ถึง 17:19.00 น. (ดังแสดงในภาพที่ 126) กำหนดให้ [2], [24]

f คือค่าความถี่ที่ดาวเทียมใช้ส่ง 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

h คือค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ 1504 กิโลเมตร

EIRP คือค่ากำลังออกที่มีผล 37 dBm

L_u คือค่าการลดทอนเมื่อคลื่นผ่านชั้นบรรยากาศ 0 dB

G_r คือค่าอัตราเพิ่มกำลังของสายอากาศรับ 9.05 dB

L_r คือค่าการสูญเสียของระบบสายส่งทางด้านรับ ในการทดลองนี้ใช้สายโคแอกเซียลเบอร์ RG - 8 ยาว 20 เมตร เท่ากับ 2 dB

จากสมการที่ (44) แทนค่าจะได้

$$\begin{aligned} L_s &= 32.4 + 20 \log 137.620 + 20 \log 1504 \\ &= 138.718 \text{ dB} \end{aligned}$$

จากสมการที่ (45) แทนค่าจะได้

$$\begin{aligned} P_r &= 37 - 138.718 - 0 + 9.05 - 2 \\ &= -94.668 \text{ dBm} \end{aligned}$$

ผลการคำนวณค่าความแรงของสัญญาณสูงสุดเท่ากับ -94.668 dBm เปรียบเทียบกับ

ค่าความแรงที่วัดสูงสุดเท่ากับ 2.2 μV หรือ -100.141 dBm (จากหัวข้อที่ 3.1.2.2 ดังแสดงในภาพที่ 134) พบว่าค่าคำนวณจะมีค่าสูงกว่าค่าที่รับได้

กรณีที่ 2 ไม่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศไปพร้อมกับการรับสัญญาณ

จากหัวข้อที่ 3.1.2.2 ตัวอย่างเช่น รอบการโคจรของดาวเทียมเมื่อวันที่ 16 พฤศจิกายน 2538 เวลา 19:00.00 น. ถึง 19:07.00 น. (ดังแสดงในภาพที่ 139) กำหนดให้ [2], [24]

f คือค่าความถี่ที่ดาวเทียมใช้ส่ง 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

h คือค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ 1870 กิโลเมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยามให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

EIRP คือค่ากำลังออกที่มีผล 37 dBm

L_u คือค่าการลดทอนเมื่อคลื่นผ่านชั้นบรรยากาศ 0 dB

G_f คือค่าอัตราเพิ่มกำลังของสายอากาศรับ 9.05 dB

L_{fr} คือค่าการสูญเสียของระบบสายส่งทางด้านรับ ในการทดลองนี้ใช้สายโคแอกเชียล

เบอร์ RG - 8 ยาว 20 เมตร เท่ากับ 2 dB

จากสมการที่ (44) แทนค่าจะได้

$$\begin{aligned} L_s &= 32.4 + 20 \log 137.620 + 20 \log 1870 \\ &= 140.610 \text{ dB} \end{aligned}$$

จากสมการที่ (45) แทนค่าจะได้

$$\begin{aligned} P_r &= 37 - 140.610 - 0 + 9.05 - 2 \\ &= -96.560 \text{ dBm} \end{aligned}$$

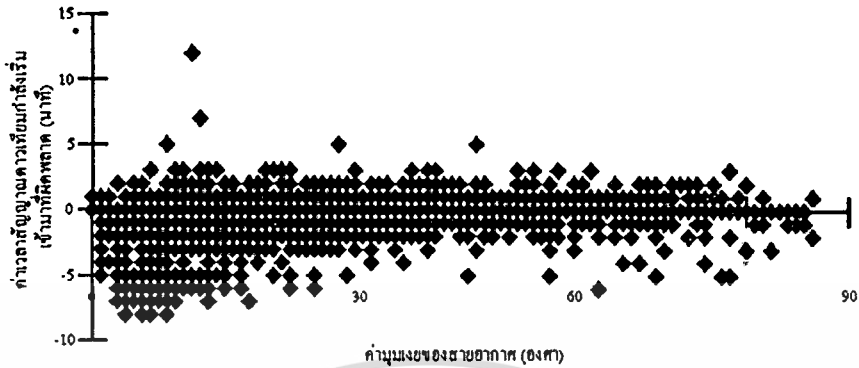
ผลการคำนวณค่าความแรงของสัญญาณสูงสุดเท่ากับ -96.560 dBm เปรียบเทียบกับค่าความแรงที่วัดสูงสุดเท่ากับ 1.1 μ V หรือ -106.161 dBm พบว่าค่าคำนวณจะมีค่าสูงกว่าค่าที่รับได้

3.2 ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20

3.2.1 ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20 ส่วนที่ 1

3.2.1.1 ผลจากชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศในการรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20 แสดงดังภาพต่อไปนี้

ภาพที่ 150



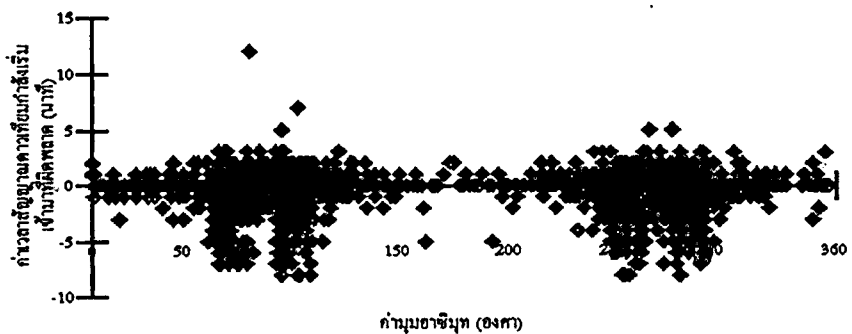
แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิพลาสดเทียบกับค่านุมเงยของสายอากาศ

ภาพที่ 151



แสดงค่าระยะเวลาที่ดาวเทียม โจรจรผ่านเข้ามาเทียบกับค่านุมเงยของสายอากาศ

ภาพที่ 152



แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิพลาสดเทียบกับค่านุมอาซิมุต

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้เผยแพร่ไปยังเว็บไซต์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 20

แสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดกับจำนวนที่รับสัญญาณตั้งแต่วันที่ 13 กุมภาพันธ์ 2534 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาด (นาทีก)	จำนวนที่รับสัญญาณ (ครั้ง)	คิดเป็นร้อยละ
7	4	0.04656
6	0	0
5	8	0.09313
4	0	0
3	67	0.7799
2	266	3.0966
1	808	9.4062
0	3954	46.0302
-1	900	10.4772
-2	449	5.2270
-3	248	2.8870
-4	85	0.9895
-5	171	1.9906
-6	77	0.8963
-7	43	0.5005
-8	24	0.2793
รับสัญญาณไม่ได้	1486	17.299
รวมจำนวนครั้งที่รับสัญญาณ	8590	100

หมายเหตุ 1) ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดมีค่าเป็นบวก หมายถึง ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่รับจริงเร็วกว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ได้รับจากการคำนวณ

2) ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดมีค่าเป็นศูนย์ หมายถึง ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่รับจริงตรงกับค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ได้รับจากการคำนวณ

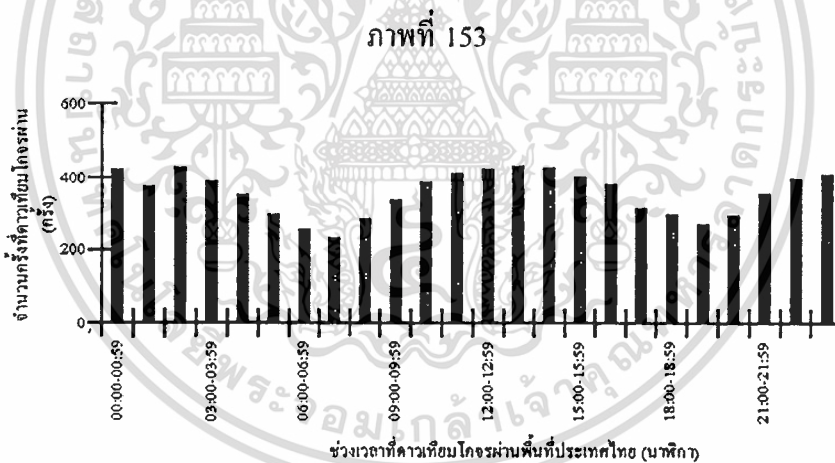
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3) ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิวดาวเทียมมีค่าเป็นลบ หมายถึง ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่รับจริงช้ากว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ได้รับจากผลการคำนวณ

ตารางที่ 21

แสดงช่วงมุมอาซิมูทกับจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่าน ตั้งแต่วันที่ 13 กุมภาพันธ์ 2534 ถึง 30 มีนาคม 2539 ที่สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ช่วงมุมอาซิมูท (องศา)	จำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่าน (ครั้ง)
0 ถึง 90	2688
91 ถึง 180	1674
181 ถึง 270	1774
271 ถึง 360	2454



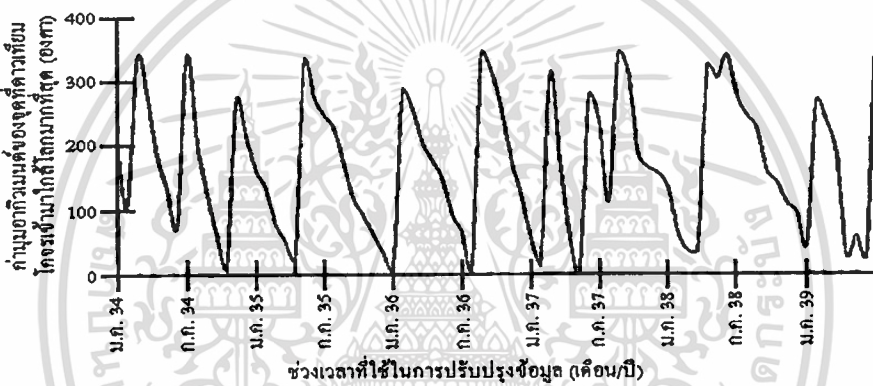
แสดงจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านเทียบกับช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทย

จากภาพที่ 150 ถึง 153, ตารางที่ 20 และ 21 เป็นผลการทดลองแสดงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิวดาวเทียม, ค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาเปรียบเทียบกับค่ามุมเงยและค่ามุมอาซิมูทของสายอากาศ ซึ่งเป็นการรวบรวมจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทยจากการทดลองทั้งหมด 8590 ครั้ง ในช่วงตั้งแต่วันที่ 13 กุมภาพันธ์ 2534 ถึง

30 มีนาคม 2539 ที่ได้รับจะมีความสัมพันธ์กับค่าฐานข้อมูลที่ใช้ในการคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรผ่าน, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศ เพื่อนำมาวิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างวงโคจรกับการรับสัญญาณจากดาวเทียม

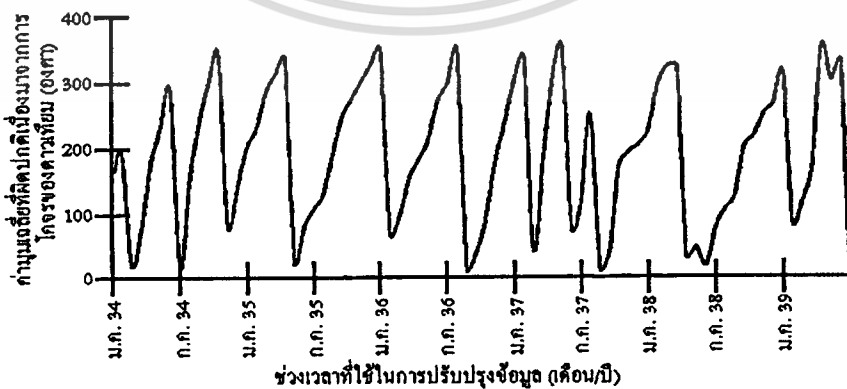
3.2.1.2 ผลจากค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20 ซึ่งได้รับจากองค์การ NASA แสดงดังภาพต่อไปนี้

ภาพที่ 154



แสดงค่ามุมเอlevation สูงสุดของจุดที่ดาวเทียม โคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด

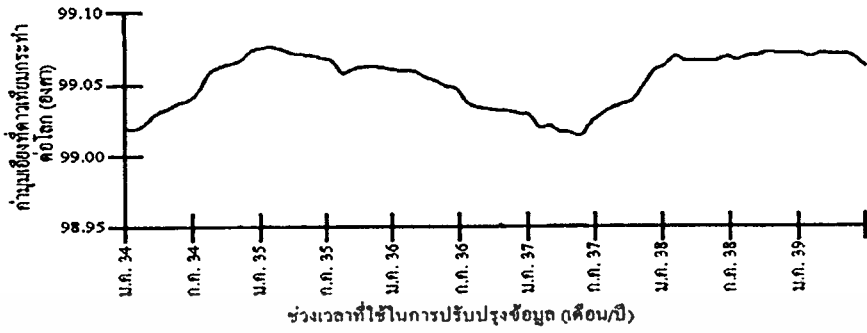
ภาพที่ 155



แสดงค่ามุมเอlevation สูงสุดที่เกิดปกติเนื่องมาจากการ โคจรของดาวเทียม

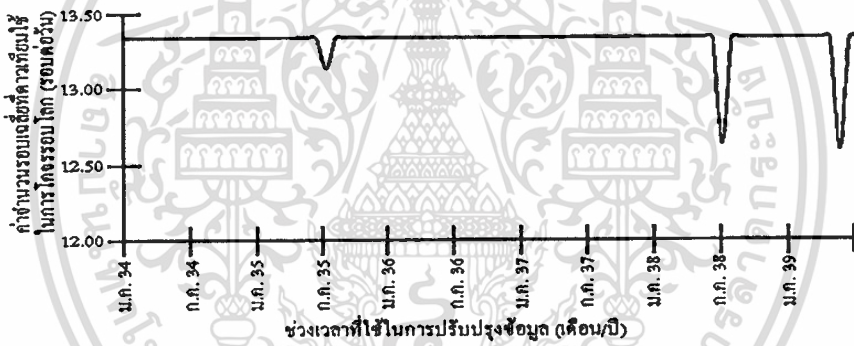
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 156



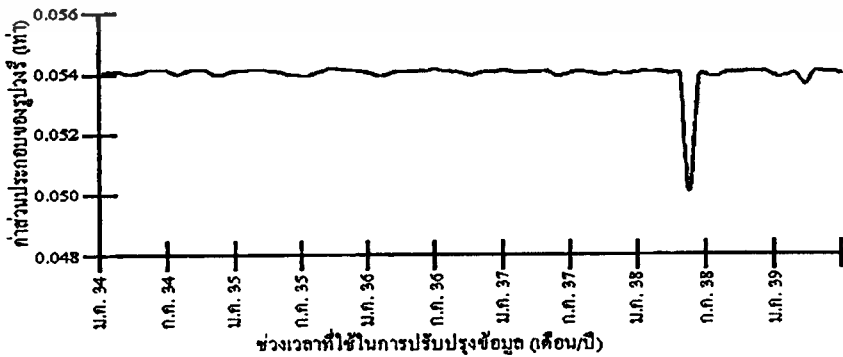
แสดงค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลก

ภาพที่ 157



แสดงจำนวนรอบเฉลี่ยที่ดาวเทียมใช้ในการ โคจรรอบโลก

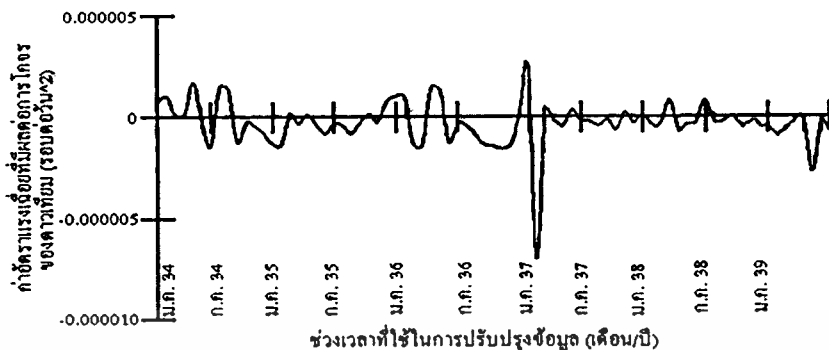
ภาพที่ 158



แสดงค่าส่วนประกอบของปุ๋ย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 159



แสดงค่าอัตราเร่งเฉื่อยที่มีผลต่อการโคจรของดาวเทียม

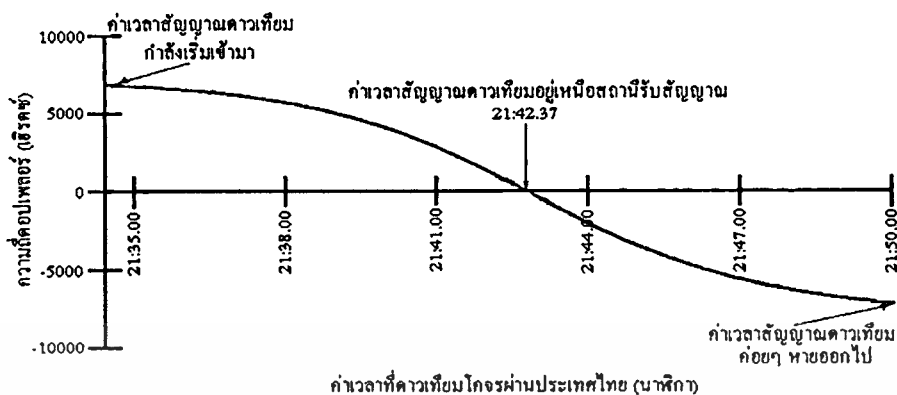
จากภาพที่ 154 ถึง 159 เป็นการรวบรวมค่าฐานข้อมูลของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20 จากองค์การ NASA โดยเริ่มตั้งแต่วันที่ 1 มกราคม 2534 ถึง 30 มีนาคม 2539 จำนวนค่าฐานข้อมูล 249 ชุด จาก [45], [47] ซึ่งค่าฐานข้อมูลเหล่านี้ใช้ในการคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทยและค่ามุมของสายอากาศเพื่อนำมาใช้วิเคราะห์หาความสัมพันธ์ระหว่างวงโคจรกับการรับสัญญาณจากดาวเทียม

3.2.2 ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20 ส่วนที่ 2

3.2.2.1 ผลจากการคำนวณในการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20

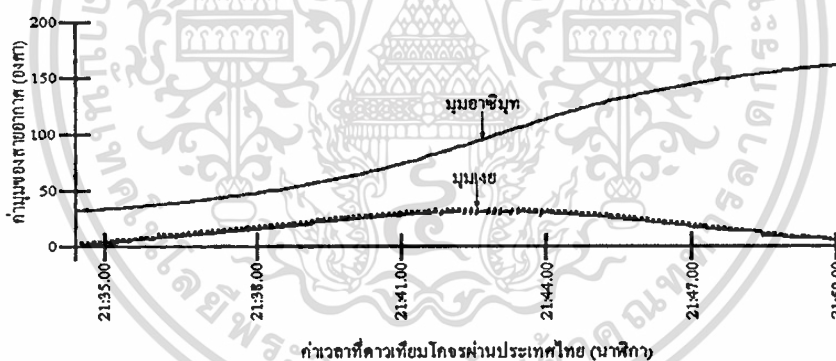
แสดงดังภาพต่อไปนี้

ภาพที่ 160



แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ของเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น.

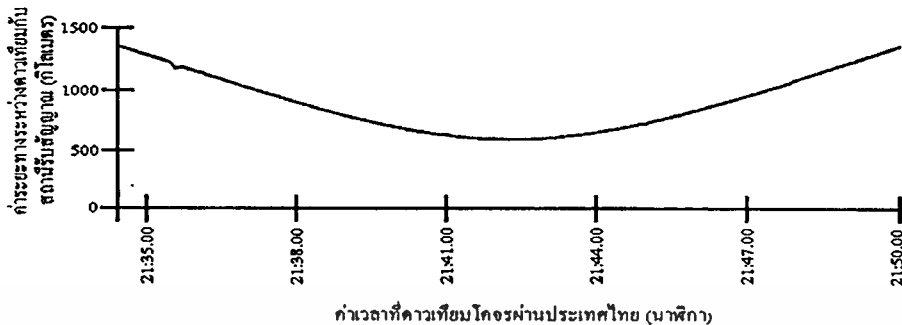
ภาพที่ 161



แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุมของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น.

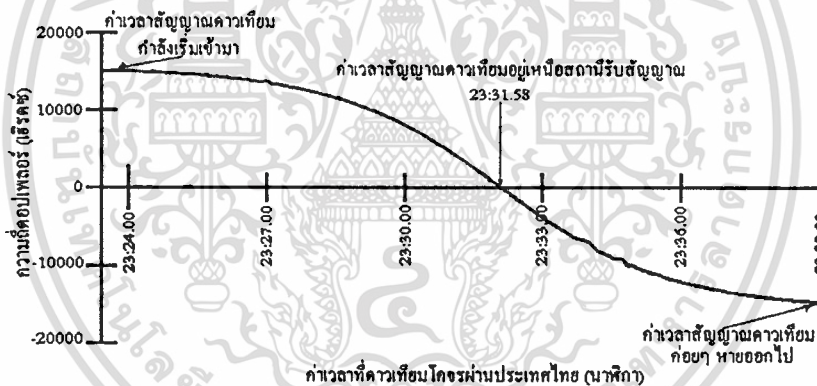
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 162



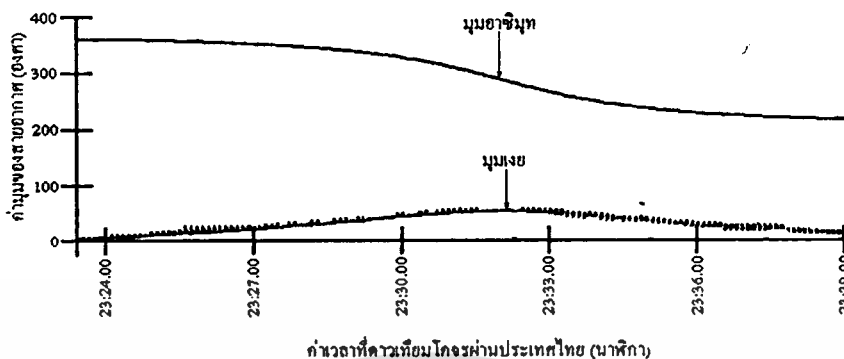
แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณเทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537

ภาพที่ 163



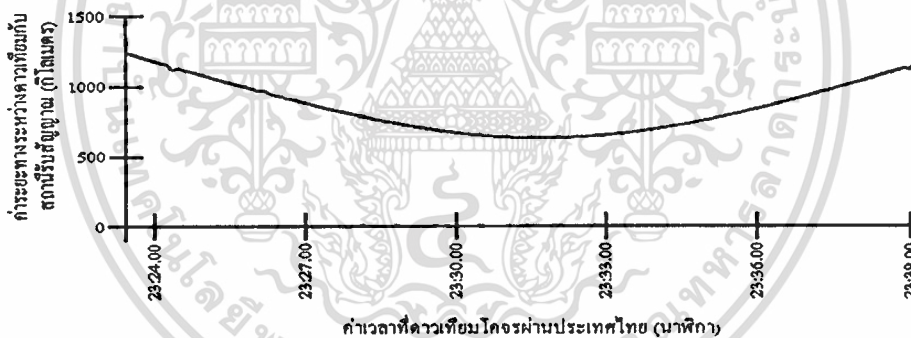
แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ต่อเพลอร์กับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมาเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 23:24.00 น. ถึง 23:39.00 น.

ภาพที่ 164



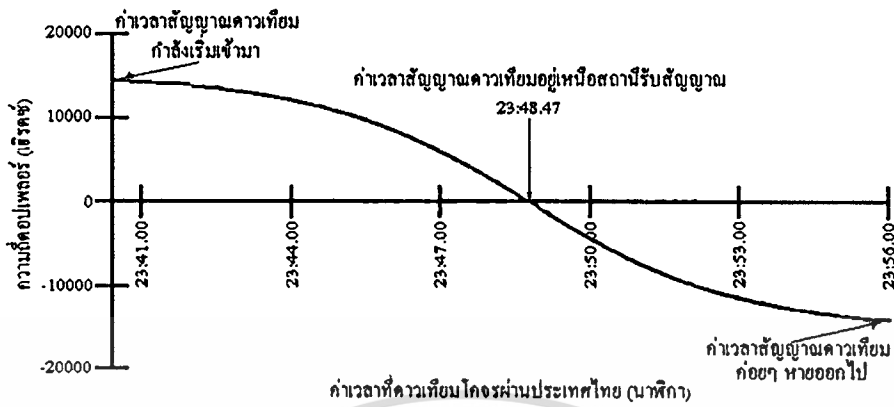
แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามของสาอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 23:24.00 น. ถึง 23:39.00 น.

ภาพที่ 165



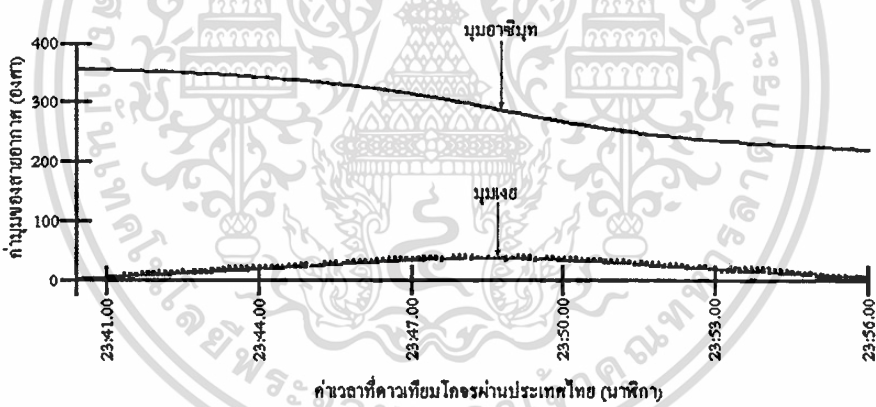
แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณเทียบกับค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537

ภาพที่ 166



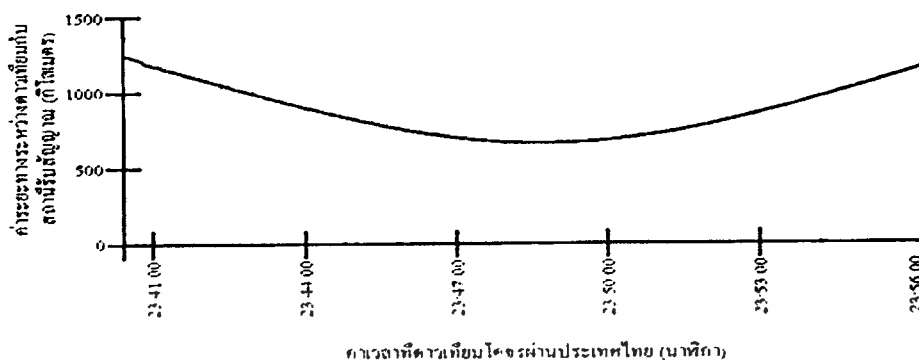
แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าความถี่ของเพลาเกี่ยวกับค่าเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537 เวลา 23:41.00 น. ถึง 23:56.00 น.

ภาพที่ 167



แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่ามุ่มของสายอากาศกับค่าเวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537 เวลา 23:41.00 น. ถึง 23:56.00 น.

ภาพที่ 168



แสดงกราฟความสัมพันธ์ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณเทียบกับ
ค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537

ภาพที่ 169

Satellite	FO - 20
Catalog Number	20480
Epoch Time	94254.22143539
Element Set	0735
Inclination	099.0371
RAAN	064.7391
Eccentricity	0.0531220
Arg of Perigee	47.0137
Mean Anomaly	317.4875
Mean Motion	12.83227529
Decay Rate	-2.1e - 07
Epoch Rev	21780
Checksum	273

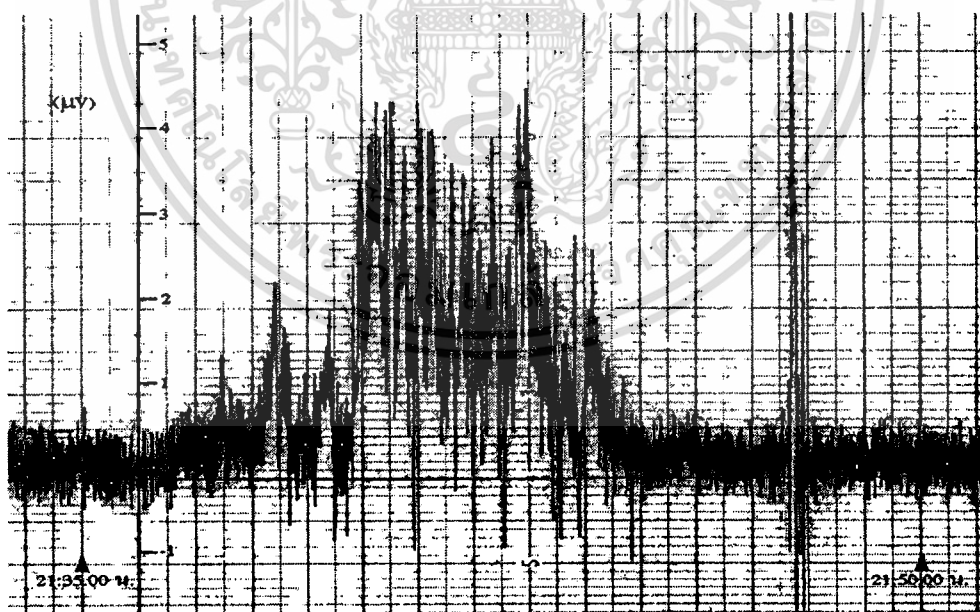
แสดงค่าฐานข้อมูลชุดที่ 735 ประจำเดือนกันยายน 2537 ที่ใช้ในการคำนวณ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 160 ถึง 168 เป็นตัวอย่างผลการคำนวณที่ใช้ในการทดลองนี้ โดยกราฟในภาพที่ 160 ถึง 165 เป็นผลจากช่วงระยะเวลาการโคจรของดาวเทียม 2 วงโคจรที่เกิดขึ้นต่อเนื่องกันในวันเดียวกัน ส่วนภาพที่ 166 ถึง 168 เป็นผลจากช่วงระยะเวลาการโคจรของดาวเทียมที่เกิดขึ้นในเวลาใกล้เคียงกันของวันถัดไป ซึ่งกราฟตัวอย่างเหล่านี้ได้มาจากการนำเอาค่าฐานข้อมูลชุดที่ 735 ประจำเดือนกันยายน 2537 [48] ดังแสดงในภาพที่ 169 มาคำนวณหาค่าเวลาต่างๆ ที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามา, ค่ามุมอาซิมุท, ค่ามุมเงยของสายอากาศ, ค่าความถี่คอปเพลอร์, ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณแล้วนำค่าที่ได้รับมาทำการทดลองรับสัญญาณจากดาวเทียม

3.2.2.2 ผลจากการวัดค่าความแรงของสัญญาณที่ได้จากการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 แสดงดังภาพต่อไปนี้

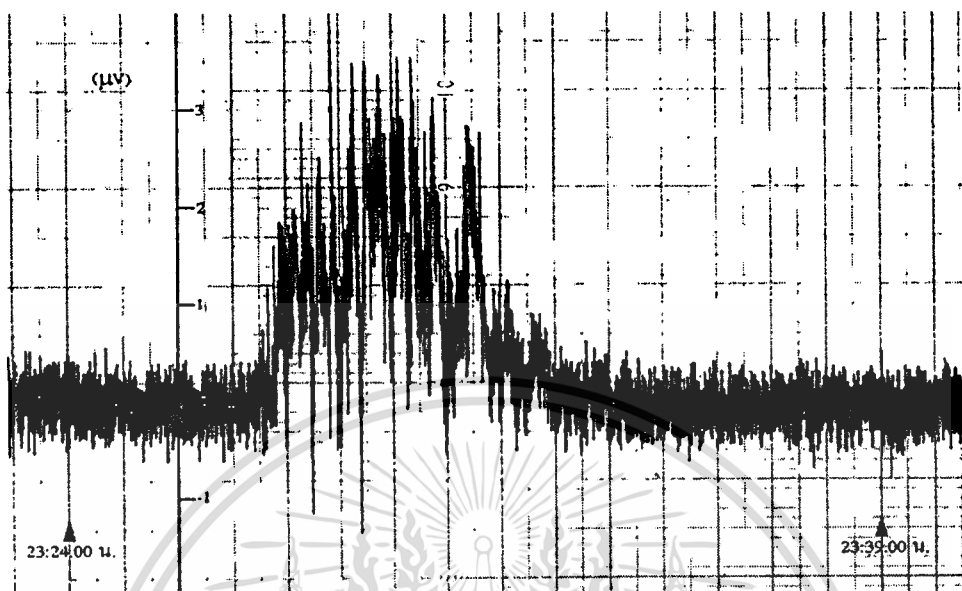
ภาพที่ 170



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ของศูนย์วิจัยและพัฒนาการสื่อสารวิทยุสมัครเล่นแห่งประเทศไทยไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 171

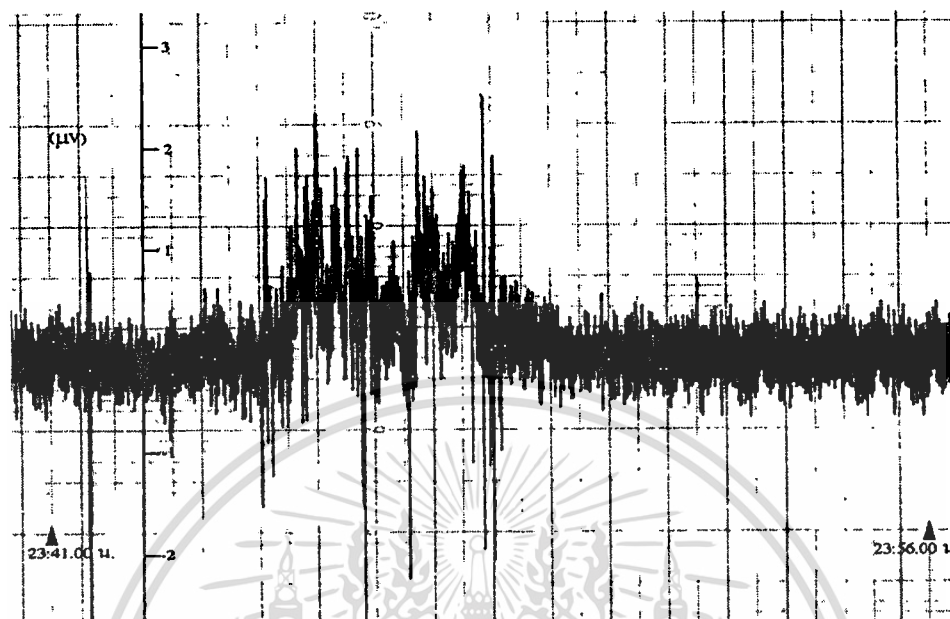


แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา
เมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 23:24.00 น. ถึง 23:39.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ 4 μV หรือ 12.041 dB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

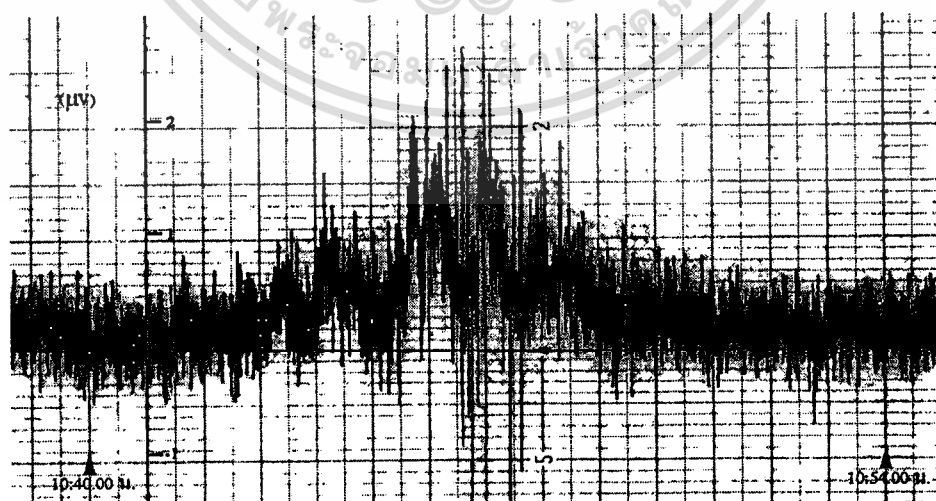
ภาพที่ 172



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537 เวลา 23:41.00 น. ถึง 23:56.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2.3 \mu\text{V}$ หรือ 7.234 dB

ภาพที่ 173

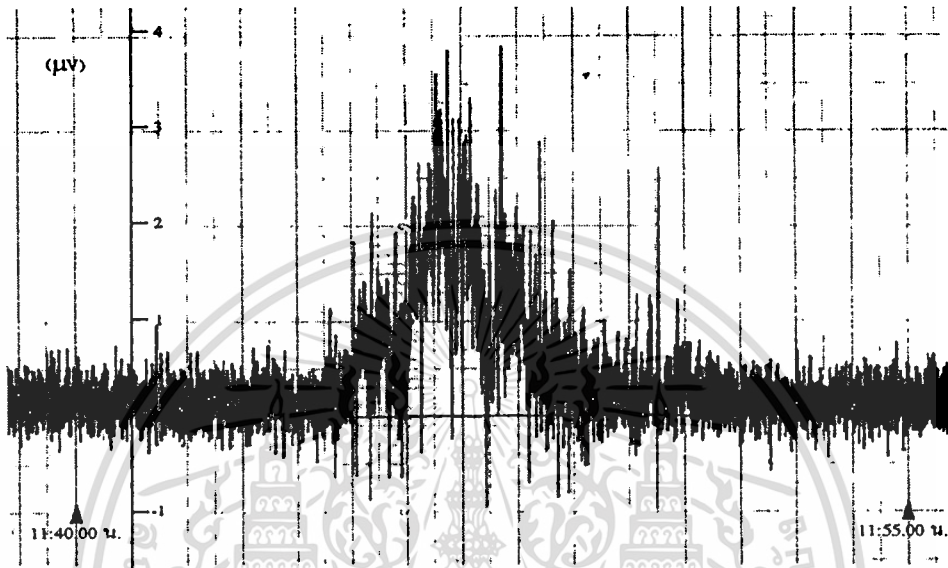


แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียมโคจรผ่านมา

เอกสารนี้ เมื่อวันที่ 3 กันยายน 2537 เวลา 10:40.00 น. ถึง 10:54.00 น.อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2.6 \mu\text{V}$ หรือ 8.299 dB

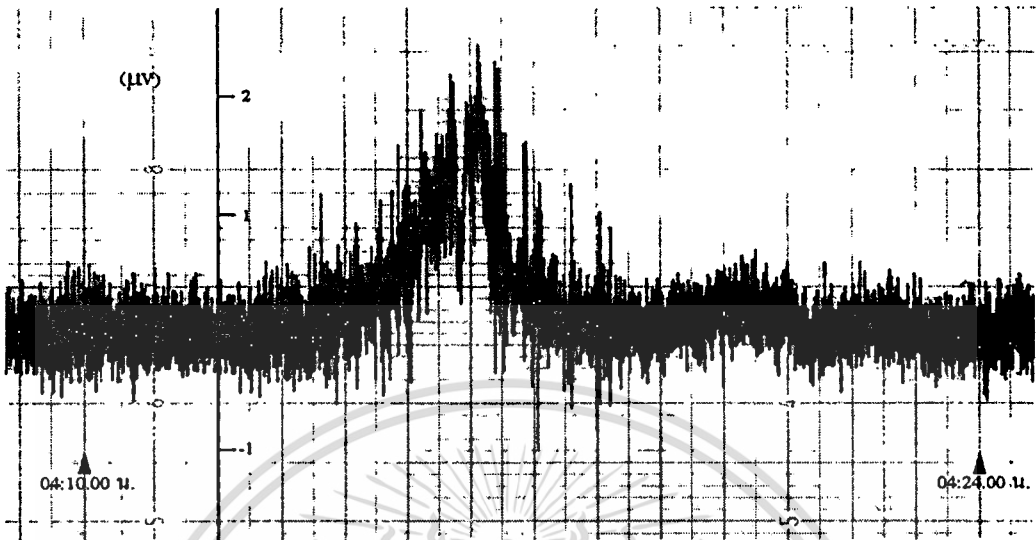
ภาพที่ 174



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 15 ธันวาคม 2537 เวลา 11:40.00 น. ถึง 11:55.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $3.8 \mu\text{V}$ หรือ 11.595 dB

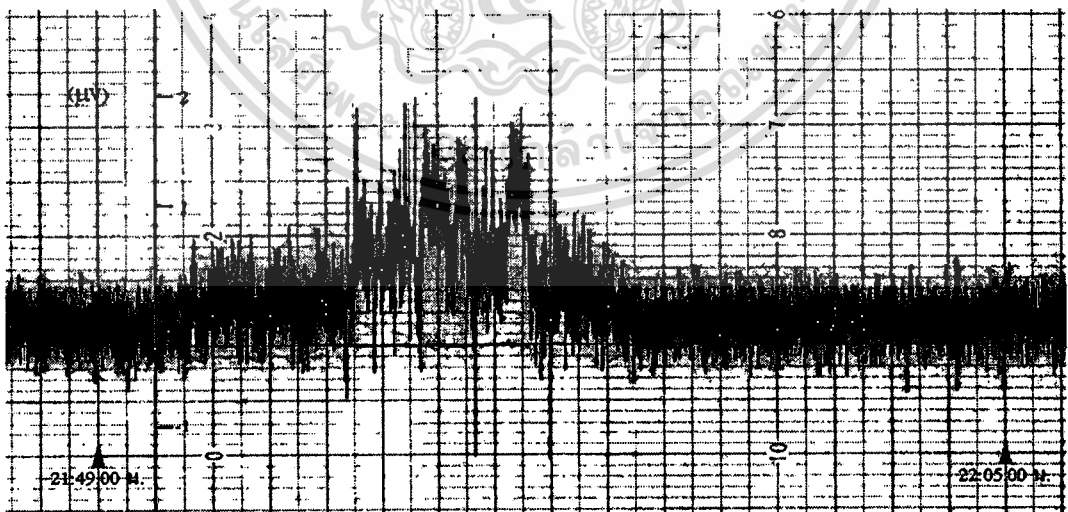
ภาพที่ 175



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 11 มิถุนายน 2537 เวลา 04:10.00 น. ถึง 04:24.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ 2.45 μV หรือ 7.783 dB

ภาพที่ 176



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา

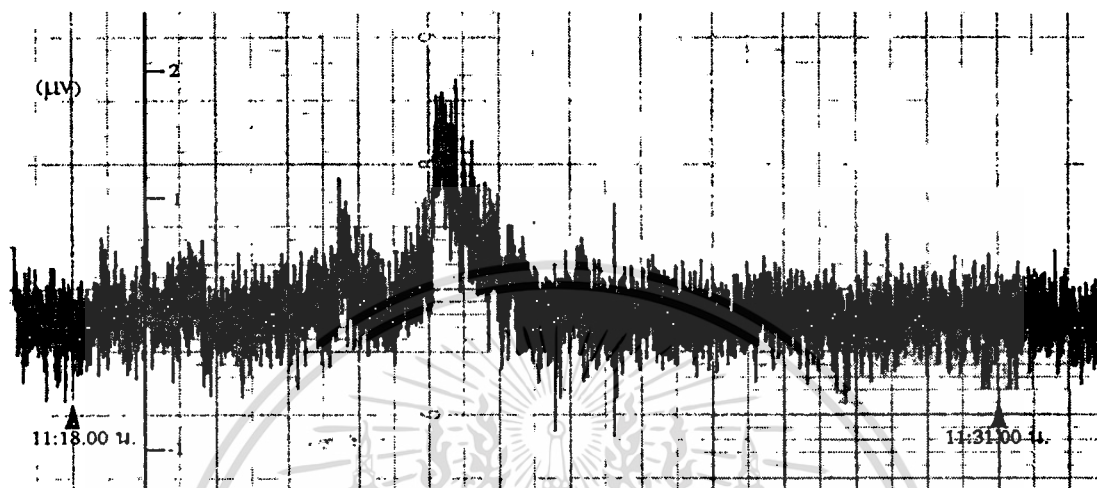
เมื่อวันที่ 26 กรกฎาคม 2537 เวลา 21:49.00 น. ถึง 22:05.00 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สวทช. อนุญาตให้นำมาใช้ในการเรียนการสอนเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2 \mu\text{V}$ หรือ 6.020 dB

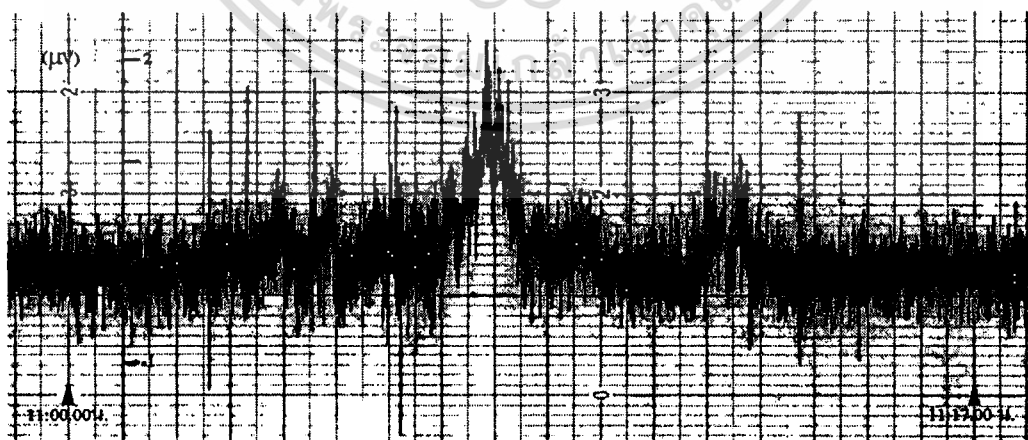
ภาพที่ 177



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 27 สิงหาคม 2537 เวลา 11:18.00 น. ถึง 11:31.00 น.

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $1.9 \mu\text{V}$ หรือ 5.575 dB

ภาพที่ 178



แสดงกระดาษกราฟบันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุในช่วงที่ดาวเทียม โคจรผ่านมา เมื่อวันที่ 24 พฤศจิกายน 2537 เวลา 11:00.00 น. ถึง 11:17.00 น.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุประมาณ $2.2 \mu\text{V}$ หรือ 6.848 dB

โดยการนำผลตัวอย่างการคำนวณที่ได้รับในหัวข้อที่ 3.2.2.2 ไปทำการรับสัญญาณแล้ว

บันทึกค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จากดาวเทียมลงบนกระดาษกราฟ ดังแสดงในภาพที่ 170 ถึง 178 โดยภาพที่ 170 ถึง 174 เป็นค่าที่รับได้จากการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศติดตามดาวเทียมไปด้วยในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจรผ่าน ส่วนภาพที่ 175 ถึง 178 เป็นค่าที่รับได้โดยไม่มีมีการปรับค่ามุมอาซิมุท (หมายถึงตำแหน่งค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศอยู่ที่ 0 องศา) และค่ามุมเงยของสายอากาศ (หมายถึงตำแหน่งค่ามุมเงยของสายอากาศอยู่ที่ 90 องศา) ในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจรผ่าน

3.2.2.3 ผลการคำนวณหาค่าความแรงของสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 กรณีการปรับค่ามุมของสายอากาศไปพร้อมกับการรับสัญญาณ

จากหัวข้อที่ 3.2.2.1 เมื่อพิจารณาจากค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณหาค่าความแรงของสัญญาณได้ ตัวอย่างเช่น รอบการโคจรของดาวเทียมเมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น. (ดังแสดงในภาพที่ 162) กำหนดให้ [2], [24]

f คือค่าความถี่ที่ดาวเทียมใช้ส่ง 435.795 เมกะเฮิรตซ์

h คือค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ 720 กิโลเมตร

EIRP คือค่ากำลังออกที่มีผล 40 dBm

L_u คือค่าการลดทอนเมื่อคลื่นผ่านชั้นบรรยากาศ 0 dB

G_r คือค่าอัตราเพิ่มกำลังของสายอากาศรับ 14.19 dB

L_{fr} คือค่าการสูญเสียของระบบสายส่งทางด้วนรับ ในการทดลองนี้ใช้สายโคแอกเซียล

เบอร์ RG - 8 ยาว 20 เมตร เท่ากับ 4 dB

จากสมการที่ (44) แทนค่าจะได้

$$\begin{aligned} L_s &= 32.4 + 20 \log 435.795 + 20 \log 720 \\ &= 142.332 \text{ dB} \end{aligned}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการที่ (45) แทนค่าจะได้

$$P_r = 40 - 142.332 - 0 + 14.19 - 4$$

$$= -92.142 \text{ dBm}$$

ผลการคำนวณค่าความแรงของสัญญาณสูงสุดเท่ากับ -92.142 dBm เปรียบเทียบกับค่าความแรงที่วัดสูงสุดเท่ากับ 4.3 μV หรือ -94.320 dBm (จากหัวข้อที่ 3.2.2.2 ดังแสดงในภาพที่ 170) พบว่าค่าคำนวณที่ได้มีค่าสูงกว่าค่าที่รับได้

กรณีที่ไม่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศไปพร้อมกับการรับสัญญาณ

จากหัวข้อที่ 3.2.2.2 ตัวอย่างเช่น รอบการโคจรของดาวเทียมเมื่อวันที่ 11 มิถุนายน 2537 เวลา 04:10.00 น. ถึง 04:24.00 น. (ดังแสดงในภาพที่ 175) กำหนดให้ [2], [24]

f คือค่าความถี่ที่ดาวเทียมใช้ส่ง 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

h คือค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ 834 กิโลเมตร

EIRP คือค่ากำลังออกที่มีผล 40 dBm

L_a คือค่าการลดทอนเมื่อคลื่นผ่านชั้นบรรยากาศ 0 dB

G_r คือค่าอัตราเพิ่มกำลังของสายอากาศรับ 14.19 dB

L_{fr} คือค่าการสูญเสียของระบบสายส่งทางด้านรับ ในการทดลองนี้ใช้สายโคแอกเซียล

เบอร์ RG - 8 ยาว 20 เมตร เท่ากับ 4 dB

จากสมการที่ (44) แทนค่าจะได้

$$L_s = 32.4 + 20 \log 435.795 + 20 \log 834$$

$$= 143.608 \text{ dB}$$

จากสมการที่ (45) แทนค่าจะได้

$$P_r = 40 - 143.608 - 0 + 14.19 - 4$$

$$= -93.418 \text{ dBm}$$

ผลการคำนวณค่าความแรงของสัญญาณสูงสุดเท่ากับ -93.418 dBm เทียบกับค่าความแรง

ที่วัดสูงสุดเท่ากับ 2.45 μV หรือ -99.206 dBm พบว่าค่าคำนวณที่ได้มีค่าสูงกว่าค่าที่รับได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 8

การวิเคราะห์ผลการทดลอง

วิธีการวิเคราะห์ผลการทดลอง

วิธีการวิเคราะห์จะประกอบไปด้วยการวิเคราะห์ผลการทดสอบทางด้านฮาร์ดแวร์ และการวิเคราะห์ผลทางด้านการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

การวิเคราะห์ผลการทดสอบทางด้านฮาร์ดแวร์

การวิเคราะห์ผลการทดสอบชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ, ชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปป์มอเตอร์และระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศ

จากตารางที่ 16 และ 17 พบว่าในสภาวะปกติชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปป์มอเตอร์เมื่อยังไม่ได้ต่อเข้ากับระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศซึ่งเป็นโหลด ต่อเข้ากับภาคจ่ายไฟ 5 โวลท์ ร่วมกับบอร์ดวงจรต่างๆ จะกินกระแสไฟรวมทั้งหมด 1.18 แอมป์ แต่เมื่อนำชุดอุปกรณ์ขับกำลังสเตปป์มอเตอร์ไปต่อกับระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศซึ่งมีอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ต่อรวมอยู่ด้วยกับชุดเฟืองทางด้านมุมอาซิมูทและชุดเฟืองทางด้านมุมเงยของสายอากาศของแต่ละชุด โดยต่อภาคจ่ายไฟร่วมกัน อุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์ไม่สามารถทำให้ชุดเฟืองหมุนได้เนื่องจากภาคจ่ายไฟไม่สามารถจ่ายกระแสได้สูงเพียงพอ ดังนั้นจะต้องต่อภาคจ่ายไฟขนาด 5 โวลท์/ 15 แอมป์ สำหรับเลี้ยงอุปกรณ์สเตปป์มอเตอร์แต่ละชุดออกมาเฉพาะจึงจะสามารถทำให้ชุดเฟืองหมุนได้อย่างต่อเนื่องและยังป้องกันการกระชากของกระแสไฟที่อาจจะทำลายวงจรในบอร์ดต่างๆ ให้ได้รับความเสียหายได้เมื่อต่อภาคจ่ายไฟร่วมกัน

การทดสอบบอร์คส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์คควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 เทียบกับแหล่งกำเนิดสัญญาณพิกาดต่างๆ จะพบว่าค่าเวลาผิดพลาดไม่เกิน ± 3 วินาที/เดือน เนื่องจากสาเหตุกระแสไฟในแหล่งจ่ายไฟรวมทั้งแบตเตอรี่สำรองที่มาเลี้ยงในส่วนของบอร์คส่วนฐานเวลาการทำงานของบอร์คควบคุมไมโครโปรเซสเซอร์ Z - 80 ดังนั้นเพื่อให้ค่าฐานเวลาที่เที่ยงตรงสูงจะต้องคอยเทียบเวลากับเครื่องกำเนิดสัญญาณพิกาดอยู่เสมอ ส่วนการทดสอบการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่ามุมผิดพลาดไม่เกิน ± 5 องศา สาเหตุที่เกิดค่าผิดพลาดส่วนใหญ่เนื่องมาจากการติดตั้งระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศไม่ได้อยู่ในตำแหน่งค่ามุมอาซิมุทและมุมเงยของสายอากาศ เท่ากับ 0 องศา หรือยึดติดตั้งสายอากาศกับแกนยึดของสายอากาศที่ติดกับระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมของสายอากาศไม่แน่นหนาพอจะเกิดการหลวมได้เมื่อใช้งานเป็นระยะเวลายาวนาน

การวิเคราะห์ผลการคำนวณสายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ VHF

137.620 เมกะเฮิร์ตซ์ และสายอากาศแบบครอสยาคิ ย่านความถี่ UHF 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

จากภาพที่ 106 ถึง 109 จะพบว่ารูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามไฟฟ้าและสนามแม่เหล็กจะคล้ายๆ กันคือรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้าจะให้ค่าความแรงของสัญญาณมากทางด้านหลังและมีค่าอัตราการขยาย 9.05 dBi เทียบกับสายอากาศไอโซทรอปิก

ส่วนภาพที่ 110 ถึง 113 จะพบว่ารูปแบบการแพร่กระจายคลื่นของสนามไฟฟ้าและสนามแม่เหล็กจะคล้ายๆกัน คือรูปแบบการแพร่กระจายคลื่นทางด้านหน้าจะให้ค่าความแรงของสัญญาณมากกว่าทางด้านหลังที่เล็กกว่าแต่มีหลายไซเคิล และ มีค่าอัตราการขยาย 14.19 dBi เทียบกับสายอากาศไอโซทรอปิก

การวิเคราะห์ผลทางการรับสัญญาณ

การวิเคราะห์ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ส่วนที่ 1

จากภาพที่ 114 พบว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับจำนวนครั้งที่รับสัญญาณได้ซึ่งแสดงไว้ในตารางที่ 18 ส่วนใหญ่จะอยู่ในช่วงเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาด 1, 0, -1 และ -2 นาที คิดเป็นร้อยละ 3.4517, 41.8922, 20.4618 และ 1.8624 เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากจำนวนครั้งที่รับสัญญาณ 4027 ครั้ง ส่วนค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาด นอกเหนือจากนั้นเมื่อเทียบกับค่ามุมเงยของสายอากาศก่อนข้างจะกระจายออกไป ส่วนใหญ่จะเกิดขึ้นกับค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดที่มีค่าผิดพลาดสูง และมีค่ามุมเงยของสายอากาศต่ำกว่า 20 องศา มาพิจารณาประกอบร่วมกับภาพที่ 115 พบว่าถ้าค่ามุมเงยของสายอากาศมีค่าองศาต่ำกว่า 20 องศาลงมาและค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาน้อยจะทำให้รับสัญญาณไม่ได้เนื่องมาจากมีสิ่งก่อสร้าง เช่น ดึก, อาคาร ฯลฯ มาบังสัญญาณเอาไว้ จำนวนครั้งที่รับสัญญาณไม่ได้ในการทดลองนี้เป็น 1222 ครั้ง คิดเป็นร้อยละ 30.345 ในทางกลับกันถ้าค่ามุมเงยของสายอากาศมีค่าองศาสูงกว่า 20 องศาขึ้นไปและค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาเพิ่มขึ้นไปด้วย จากการทดลองนี้ค่าระยะเวลาในการรับสัญญาณจากดาวเทียมโดยเฉลี่ยประมาณ 17 นาที

จากภาพที่ 116 บอกให้ทราบถึงทิศทางในการ โคจรของดาวเทียมผ่านเข้ามาในประเทศไทย เมื่อพิจารณาร่วมกับตารางที่ 19 พบว่าค่ามุมอาซิมูทมีผลต่อการหันทิศทางของสายอากาศรับสัญญาณที่ถูกต้องแล้วค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดจะมีค่าเป็นศูนย์และจะได้รับสัญญาณคลื่นวิทยุจากดาวเทียมแรงที่สุด ได้กล่าวในหัวข้อที่ 3.1.2 ส่วนใหญ่พบว่าจะอยู่ในช่วงค่ามุม 0 องศา ถึง 90 องศา และช่วงค่ามุม 271 องศา ถึง 360 องศา

จากภาพที่ 117 พบว่าช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทยจะแบ่งออกเป็น 2 ช่วงเวลาใหญ่คือ ตอนกลางวันในช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมากที่สุดเป็นเวลาตั้งแต่ 08:00 น. ถึง 08:59 น. คิดเป็นร้อยละ 14.551 ของจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านทั้งหมดกับตอนกลางคืนในช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมากที่สุดเป็นเวลาตั้งแต่ 20:00 น. ถึง 20:59 น. คิดเป็นร้อยละ 12.217 ของจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านทั้งหมด

จากผลการทดลองที่ได้รับมีผลมาจากค่าฐานข้อมูลที่ใช้ในการคำนวณหาค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาและค่าเวลาสัญญาณค่อยๆ หายออกไป ค่ามุมเงยและค่ามุมอาซิมูทของสายอากาศในการรับสัญญาณจากดาวเทียมโดยเป็นการรวบรวมข้อมูลซึ่งได้มาจากองค์การ NASA ตั้งแต่วันที่ 1 มกราคม 2537 ถึง 30 มีนาคม 2539 จำนวน 40 ชุด ซึ่งจะบอกถึงสภาพการโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ในปัจจุบัน เมื่อพิจารณาจากภาพที่ 118, 119 พบว่าเส้นกราฟของค่ามุมอาซิมูทของจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดจะมีลักษณะตรงกันข้ามกับค่ามุมเฉลี่ยที่ผิดปกติเนื่องมาจากการโคจรของดาวเทียม ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงค่ามุมทั้งสองไม่สม่ำเสมออยู่ตลอดเวลาเนื่องมาจากการหมุนรอบตัวเองของโลก (โดยเฉพาะอย่างยิ่งในส่วนที่ป่องออกมาของโลกจะมีแรงเหวี่ยงสูงที่สุด) เพื่อใช้ในการคำนวณกำหนดสถานที่รับสัญญาณ

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์สงวนเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตเห็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดาวเทียมซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 18

จากภาพที่ 120 พบว่าค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกมีแนวโน้มการเปลี่ยนแปลงค่ามุมก่อนข้างจะเป็นมุมฉาก บอกให้ทราบถึงตำแหน่งของดาวเทียมกำลังโคจรห่างจากโลกมากที่สุดจะเป็นช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่บริเวณนั้นนานที่สุด ซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 20

จากภาพที่ 121 พบว่าดาวเทียมใช้เวลาในการโคจรรอบโลกโดยเฉลี่ยรวม 14.515 รอบต่อวัน ดังนั้น 1 รอบที่ดาวเทียมโคจรใช้เวลาประมาณ 100.033 นาที แต่ในการทดลองรับสัญญาณโดยเฉลี่ย 4 ถึง 5 รอบต่อวัน เนื่องจากความเร็วในการโคจรของดาวเทียมมากกว่าการหมุนของโลก 1 รอบซึ่งใช้เวลา 24 ชั่วโมง เพื่อรักษาสภาพการโคจรของดาวเทียมเอาไว้ไม่ให้ถูกแรงดึงดูดของโลกดูดเอาดาวเทียมตกลงสู่พื้นโลกดังนั้นจำนวนรอบที่จะรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ที่ผ่านพื้นที่ประเทศไทยจึงมีน้อยกว่าจำนวนรอบทั้งหมดที่ดาวเทียมโคจรผ่าน และพบว่าเส้นกราฟมีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อยจนเกือบจะคงที่ซึ่งสัมพันธ์กับกราฟในภาพที่ 122, 123 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงค่าไม่สม่ำเสมอซึ่งค่าส่วนประกอบของรูปวงรีมีค่าเข้าใกล้ศูนย์บอกให้ทราบถึงลักษณะวงโคจรของดาวเทียมเป็นแบบวงกลม [2] ซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 5 ส่วนค่าอัตราแรงเฉื่อยที่มีผลต่อการโคจรของดาวเทียม จะมีผลต่อค่าความเร็วที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 13

การวิเคราะห์ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ส่วนที่ 2

จากภาพที่ 124 ถึง 132, ภาพที่ 134 ถึง 136 และภาพที่ 143, 144 เมื่อพิจารณาหาความสัมพันธ์ในแต่ละภาพเหล่านี้ จะแบ่งภาพออกเป็น 3 ชุดใหญ่ๆ ด้วยกันคือ

1. ภาพชุดที่ 1 ประกอบไปด้วยภาพที่ 124 ถึง 126 และ 134 เป็นรอบแรกในการโคจรของดาวเทียมผ่านพื้นที่ประเทศไทย เมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 17:09.00 น. ถึง 17:19.00 น.

2. ภาพชุดที่ 2 ประกอบไปด้วยภาพที่ 127 ถึง 129 และ 135, 143 เป็นรอบที่ 2 ในการโคจรของดาวเทียมผ่านพื้นที่ประเทศไทย เมื่อวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:49.00 น. ถึง 18:59.00 น.

3. ภาพชุดที่ 3 ประกอบไปด้วยภาพที่ 130 ถึง 132 และ 136, 144 เป็นรอบที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทย เมื่อวันที่ 26 พฤศจิกายน 2538 เวลา 18:38.00 น. ถึง 18:48.00 น. ซึ่งเป็นรอบที่เกิดขึ้นในเวลาใกล้เคียงกับรอบที่ 2 ของวันที่ 25 พฤศจิกายน 2538

ที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมโคจรอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณในภาพที่ 124 เป็นเวลา

17:13.58 น. กับภาพที่ 127 เป็นเวลา 18:54.00 น. ซึ่งห่างกันเป็นระยะเวลา 100.033 นาที

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กำหนดให้เป็น $P_{estimate}$ ซึ่งเป็นค่าเวลาโดยประมาณที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก 1 รอบ สัมพันธ์กับการหมุนของโลกและค่าเวลาสัญญาณดาวเทียม โคจรอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณในภาพที่ 127 และ 130 เป็นเวลา 18:41.58 น. ห่างกันเป็นเวลา (nP) 24 ชั่วโมง 12 นาที 2 วินาที หรือ 1452.033 นาที กำหนดให้เป็นค่า n ซึ่งเป็นค่าผลคูณเลขจำนวนเต็มของค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจร 1 รอบโลก และค่า P เป็นค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก 1 รอบที่แท้จริง จะได้ [49 - 51]

$$\begin{aligned} n &= (nP/P_{estimate}) & (46) \\ &= 1452.0333/100.033 \\ &\sim 14 \text{ รอบ} \end{aligned}$$

ดังนั้นค่าเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก 1 รอบ สัมพันธ์กับการหมุนของโลกที่ถูกต้องเป็นเวลา (P) หาได้จาก $1452.0333/14 = 103.716$ นาที ซึ่งมีค่ามากกว่าค่าเวลาที่คำนวณไว้ตอนแรกคิดเป็นค่าเปอร์เซ็นต์ผิดพลาด 3.551 %

จากภาพที่ 124, 127 และ 130 เปรียบเทียบกับภาพที่ 125, 128 และ 131 ในแต่ละรอบพบว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณแล้วค่าความถี่ดอปเพลอร์เป็นศูนย์ ซึ่งหมายความว่าในขณะที่กำลังรับสัญญาณคลื่นวิทยุความถี่ 137.620 เมกะเฮิรตซ์ ซึ่งเป็นค่าความถี่หลักของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 จะมีความสัมพันธ์กับค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่ามุมสูงสุดในขณะนั้นและสัมพันธ์กับสมการที่ 22 และเส้นกราฟค่ามุมอาซิมูทของสายอากาศจะอยู่ที่กลางระหว่างตำแหน่งค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาทับตำแหน่งค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป บอกให้ทราบถึงทิศทางการโคจรของดาวเทียมซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 24 และยังมีความสัมพันธ์กับค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณในภาพที่ 126, 129 และ 132 ในแต่ละรอบ จะพบว่าที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณขณะนั้น ค่าระยะระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณจะแปรผกผันกับค่ามุมเงยของสายอากาศและฟุตพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียมด้วยเป็นไปตามสมการที่ 25, 30 และ 31 คือถ้าค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณสั้นลงแล้วค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่าองศาสูง และฟุตพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียมจะแคบลง ในทางกลับกันถ้าค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณมีค่าระยะทางยาวขึ้นแล้วค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่าองศาต่ำและฟุตพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียมกว้างขึ้นซึ่งได้สรุปไว้ในตารางที่ 22

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 22

แสดงความสัมพันธ์ค่าตัวแปรต่างๆ ที่มีผลต่อการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

วัน/เดือน/ปี	ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณ (นาฬิกา)	มุมอาซิมูทของสายอากาศ (องศา)	มุมเงยของสายอากาศ (องศา)	ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ (กิโลเมตร)
25 พ.ย. 38	17:13.58	101	29	1504
25 พ.ย. 38	18:54.00	287	21	1805
26 พ.ย. 38	18:41.58	290	39	1789

เมื่อทำการปรับค่ามุมเงยและค่ามุมอาซิมูทของสายอากาศให้หันทิศทางและมุมเงยของสายอากาศที่ถูกต้องสัมพันธ์กับการโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 แล้วจะได้รับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุสูงสุดในขณะนั้น ดังแสดงในภาพที่ 134 ถึง 136 พร้อมทั้งทำการถอดรหัสสัญญาณภาพ ดังแสดงในภาพที่ 143 และ 144

จากภาพที่ 134 ถึง 138 เป็นค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จากกรณีที่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศติดตามดาวเทียม พบว่าค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้ส่วนใหญ่เส้นกราฟจะมีลักษณะค่อยๆ ชันเพิ่มขึ้นจนกระทั่งระดับสัญญาณเกือบจะคงที่อยู่ชั่วระยะเวลาหนึ่ง จะทำให้การถอดรหัสสัญญาณภาพได้ดี ดังแสดงในภาพที่ 143 และ 144 หลังจากนั้นสัญญาณจะค่อยๆ ลดลงเป็นช่วงที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไปพอดี เมื่อเทียบกับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จากกรณีที่ไม่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศติดตาม

ดาวเทียม ดังแสดงในภาพที่ 139 ถึง 142 พบว่าเส้นกราฟระดับค่าความแรงของสัญญาณต่ำกว่าและไม่คงที่ นอกจากนั้นแล้วยังมีผลต่อการถอดรหัสสัญญาณภาพซึ่งบางครั้งอาจจะทำให้ไม่สามารถถอดรหัสสัญญาณภาพได้ ยกเว้นช่วงระยะเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมีระยะเวลามากกว่า 10 นาทีขึ้นไปและค่ามุมเงยของสายอากาศมีค่ามากกว่า 20 องศาขึ้นไปจะสามารถถอดรหัสสัญญาณภาพได้ ดังแสดงในภาพที่ 145 ถึง 148

จากภาพที่ 143 ถึง 149 เป็นภาพตัวอย่างที่ได้มาจากการถอดรหัสสัญญาณภาพ โดยที่ภาพทางด้านซ้ายจะเป็นภาพที่ถ่ายจากกล้องถ่ายภาพธรรมดาใช้สำหรับดูภูมิประเทศซึ่งเป็นภาพถ่ายในเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บริเวณประเทศไทยและประเทศข้างเคียง โดยร่วมกับภาพทางด้านขวาซึ่งเป็นภาพที่ถ่ายด้วยกล้องรังสีอินฟราเรด เพื่อนำมาใช้ในการวิเคราะห์อุณหภูมิประกอบร่วมกัน ในบางครั้งภาพที่รับได้อาจจะมีความผิดพลาด เช่น มีลักษณะเป็นริ้วหรือแถบดำ ดังแสดงภาพที่ 149 เกิดจากสาเหตุการรับสัญญาณทางด้านสถานีรับสัญญาณ เช่น ค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ในบางครั้งอาจจะมีค่าไม่เพียงพอต่อการถอดรหัสสัญญาณภาพได้ เป็นต้น

เมื่อพิจารณาจากตัวอย่างผลการคำนวณเปรียบเทียบค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ใน

หัวข้อที่ 3.1.2.3 กรณีที่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศจะมีค่าความแรงของสัญญาณสูงกว่าค่าความแรงของสัญญาณในกรณีที่ไม่มีมีการปรับค่ามุมของสายอากาศ แต่ผลการคำนวณหาค่าความแรงของสัญญาณในทุกกรณีจะมีค่าสูงมากกว่าค่าที่รับได้จริงเนื่องมาจากการสูญเสียสัญญาณในระบบการรับ เช่น การลดทอนสัญญาณเนื่องจากสายนำสัญญาณ, ขั้วต่อสายอากาศ เป็นต้น

เมื่อนำค่าต่างๆ ที่ได้รับจากการทดลองเปรียบเทียบกับค่าที่บริษัทผู้ผลิตดาวเทียมได้ออกแบบไว้ ดังแสดงในตารางที่ 23 พบว่าค่าต่างๆ มีการเปลี่ยนแปลงไปมากพอสมควรเนื่องมาจากสาเหตุมีแรงอื่นๆ เช่น แรงดึงดูดจากโลกและดวงดาวต่างๆ ฯลฯ มากระทำต่อดาวเทียมในขณะที่กำลังโคจร

ตารางที่ 23

แสดงการเปรียบเทียบค่าต่างๆ ที่ได้จากการทดลองกับค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 โดยบริษัทผู้สร้างได้คำนวณออกแบบเอาไว้ [2], [52]

ค่าตัวแปร	ค่าที่ได้จากการทดลอง	ค่าที่ได้จากการคำนวณออกแบบของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9	เปอร์เซ็นต์ค่าผิดพลาด
ค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก (นาที)	103.716	101.9	1.782
ค่าส่วนประกอบของรูปวงรี (เท่า)	0.0015147	0.0016	5.331
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ (กิโลเมตร)	1504	1625	7.446

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 23 (ต่อ)

แสดงการเปรียบเทียบค่าต่างๆ ที่ได้จากการทดลองกับค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 โดยบริษัทผู้สร้างได้คำนวณออกแบบเอาไว้ [2], [52]

ค่าตัวแปร	ค่าที่ได้จากการทดลอง	ค่าที่ได้จากการคำนวณออกแบบของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9	เปอร์เซ็นต์ค่าผิดพลาด
ค่าความเร็วในการโคจรของดาวเทียม (เมตร/วินาที)	7383.812	7227.421	2.163
ค่าองศาของเส้นลองจิจูดที่เปลี่ยนไปในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจร (องศาตะวันตก/วงโคจร)	25.929	25.475	1.782
ค่าความถี่คอปเพลอร์สูงสุด (กิโลเฮิร์ตซ์)	3.387	3.4072	0.592
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินสามารถจะติดต่อสื่อสารกันได้ไกลที่สุด (กิโลเมตร)	4628.802	4831.808	4.201

การวิเคราะห์ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 ส่วนที่ 1

จากภาพที่ 150 พบว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดเทียบกับจำนวนครั้งที่รับสัญญาณได้ซึ่งแสดงไว้ในตารางที่ 20 ส่วนใหญ่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดจะมีค่าเป็นลบ (ค่าลบ หมายถึงค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่รับจริงจะช้ากว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ได้จากการคำนวณ) ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดจะเป็น 2, 1, 0, -1, -2 และ -3 นาที คิดเป็นร้อยละ 3.0966, 9.4062, 46.0302, 10.4772, 5.2270 และ 2.8870 จากจำนวนครั้งที่รับสัญญาณ 8590 ครั้ง ส่วนค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดนอกเหนือจากนั้นเมื่อเทียบกับค่ามุมเงยของสายอากาศก่อนข้างจะกระจายออกไป ส่วนใหญ่จะเกิดขึ้นกับค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดที่มีค่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผิดพลาดสูง และมีค่ามุมเงยของสายอากาศต่ำกว่า 20 องศา มาพิจารณาประกอบร่วมกับภาพที่ 151 พบว่าถ้าค่ามุมเงยของสายอากาศมีค่าองศาต่ำกว่า 20 องศาลงมาและค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านเข้ามาน้อยจะทำให้รับสัญญาณไม่ได้เนื่องมาสิ่งก่อสร้าง เช่น ตึก, อาคาร ฯลฯ มาบังสัญญาณเอาไว้ จำนวนที่รับสัญญาณไม่ได้เท่ากับ 1486 ครั้ง คิดเป็นร้อยละ 17.299 ซึ่งผลที่ได้จะคล้ายกับการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 จากการทดลองนี้ค่าระยะเวลาในการรับสัญญาณจากดาวเทียมที่ได้โดยเฉลี่ยประมาณ 25 นาที

จากภาพที่ 152 บอกให้ทราบถึงทิศทางในการโคจรของดาวเทียมผ่านเข้ามาในประเทศไทย เมื่อพิจารณาร่วมกับตารางที่ 21 พบว่าค่ามุมอาซิมุทมีผลต่อการหันทิศทางของสายอากาศรับสัญญาณที่ถูกต้องแล้วค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาที่ผิดพลาดจะมีค่าเป็นศูนย์และจะได้รับสัญญาณคลื่นวิทยุจากดาวเทียมแรงที่สุด ได้กล่าวเอาไว้ในหัวข้อที่ 3.2.2 ส่วนใหญ่จะอยู่ในช่วงค่ามุม 0 องศา ถึง 90 องศาและช่วงค่ามุม 271 องศา ถึง 360 องศา

จากภาพที่ 153 พบว่าช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทยจะแบ่งออกเป็น 2 ช่วงเวลาคือตอนกลางวันในช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมากที่สุดเป็นเวลาตั้งแต่ 13:00 น. ถึง 13:59 น. คิดเป็นร้อยละ 5.250 ของจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านทั้งหมด กับตอนกลางคืนในช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านมากที่สุดเป็นเวลาตั้งแต่ 02:00 น. ถึง 02:59 น. คิดเป็นร้อยละ 5.203 ของจำนวนครั้งที่ดาวเทียมโคจรผ่านทั้งหมด

จากผลการทดลองที่ได้รับมีผลมาจากค่าฐานข้อมูลที่ใช้ในการคำนวณหาค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามาและค่าเวลาสัญญาณค่อยๆ หายออกไป ค่ามุมเงยและค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศในการรับสัญญาณจากดาวเทียม โดยเป็นการรวบรวมข้อมูลที่ได้มาจากองค์การ NASA ตั้งแต่วันที่ 1 มกราคม 2534 ถึง 30 มีนาคม 2539 จำนวน 249 ชุด จะบอกถึงสภาพการโคจรของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 ในปัจจุบัน เมื่อพิจารณาจากภาพที่ 154 และ 155 พบว่าเส้นกราฟของค่ามุมอาซิมุทของจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดจะมีลักษณะตรงกันข้ามกับค่ามุมเงยที่ผิดพลาดเนื่องมาจากการโคจรของดาวเทียม ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงค่ามุมทั้งสองไม่สม่ำเสมออยู่ตลอดเวลาเนื่องมาจากการหมุนรอบตัวเองของโลก (โดยเฉพาะอย่างยิ่งในส่วนที่ป่องออกมาของโลกจะมีแรงเหวี่ยงสูงที่สุด) เพื่อใช้ในการคำนวณกำหนดสถานที่รับสัญญาณดาวเทียม ซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 18

จากภาพที่ 156 พบว่าค่ามุมเงยที่ดาวเทียมกระทำต่อโลกมีแนวโน้มการเปลี่ยนแปลงค่ามุมก่อนข้างจะเป็นมุมฉาก บอกให้ทราบถึงตำแหน่งของดาวเทียมกำลังโคจรห่างจากโลกมากที่สุดจะเป็นช่วงเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่บริเวณนั้นนานที่สุด ซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 20

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 157 พบว่าดาวเทียมใช้เวลาในการโคจรรอบโลกโดยเฉลี่ยรวม 13.322 รอบต่อวัน ดังนั้น 1 รอบที่ดาวเทียมโคจรใช้เวลาประมาณ 109.350 นาที แต่ในการทดลองรับสัญญาณโดยเฉลี่ย 4 ถึง 5 รอบต่อวัน เนื่องมาจากความเร็วในการโคจรของดาวเทียมมากกว่าการหมุนของโลก 1 รอบซึ่งใช้เวลา 24 ชั่วโมง เพื่อรักษาสภาพการโคจรของดาวเทียมเอาไว้ไม่ให้ถูกแรงดึงดูดของโลกดูดเอาดาวเทียมตกลงสู่พื้นโลก ดังนั้นจำนวนรอบที่จะรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 ที่ผ่านพื้นที่ประเทศไทยจึงมีน้อยกว่าจำนวนรอบทั้งหมดที่ดาวเทียมโคจรผ่านจากรูปกราฟพบว่าเส้นกราฟมีการเปลี่ยนแปลงเล็กน้อยจนเกือบจะคงที่ซึ่งสัมพันธ์กับกราฟในภาพที่ 158 และ 159 พบว่ามีการเปลี่ยนแปลงค่าไม่สม่ำเสมอซึ่งค่าส่วนประกอบของรูปร่างรีมีค่าเข้าใกล้ศูนย์ บอกให้ทราบถึงลักษณะวงโคจรของดาวเทียมเป็นแบบวงรี [2] ซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 2 ถึง 4 ส่วนค่าอัตราแรงเฉื่อยที่มีผลต่อการโคจรของดาวเทียม จะมีผลต่อค่าความเร็วที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 12

การวิเคราะห์ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 ส่วนที่ 2

จากภาพที่ 160 ถึง 168 และภาพที่ 170 ถึง 172 เมื่อพิจารณาหาความสัมพันธ์ในแต่ละภาพเหล่านี้ จะแบ่งภาพออกเป็น 3 ชุดใหญ่ๆ ด้วยกันคือ

1. ภาพชุดที่ 1 ประกอบไปด้วยภาพที่ 160 ถึง 162 และ 170 เป็นรอบแรกในการโคจรของดาวเทียมผ่านพื้นที่ประเทศไทย เมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 21:35.00 น. ถึง 21:50.00 น.
2. ภาพชุดที่ 2 ประกอบไปด้วยภาพที่ 163 ถึง 165 และ 171 เป็นรอบที่ 2 ในการโคจรของดาวเทียมผ่านพื้นที่ประเทศไทย เมื่อวันที่ 13 ตุลาคม 2537 เวลา 23:24.00 น. ถึง 23:39.00 น.
3. ภาพชุดที่ 3 ประกอบไปด้วยภาพที่ 166 ถึง 168 และ 172 เป็นรอบที่ดาวเทียมโคจรผ่านพื้นที่ประเทศไทย เมื่อวันที่ 14 ตุลาคม 2537 เวลา 23:41.00 น. ถึง 23:56.00 น. ซึ่งเป็นรอบที่เกิดขึ้นในเวลาใกล้เคียงกับรอบที่ 2 ของวันที่ 13 ตุลาคม 2537

ที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมโคจรอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณในภาพที่ 160 เป็นเวลา 21:42.37 น. กับภาพที่ 163 เป็นเวลา 23:31.58 น. ซึ่งห่างกันเป็นระยะเวลา 109.350 นาที กำหนดให้เป็น $P_{estimate}$ ซึ่งเป็นค่าเวลาโดยประมาณที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก 1 รอบสัมพันธ์กับการหมุนของโลกและค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมโคจรอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณในภาพที่ 163 และ 166 เป็นเวลา 23:48.47 น. ซึ่งห่างกันเป็นเวลา (nP) 24 ชั่วโมง 16 นาที 49 วินาที หรือ 1456.816 นาที กำหนดให้เป็นค่า n ซึ่งเป็นค่าผลคูณเลขจำนวนเต็มของค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจร 1 รอบโลก และค่า P เป็นค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบ

เอกสารที่ 1 รอบที่แท้จริง จากสมการที่ 46 จะได้ การศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$= 1456.816/109.35$$

$$\approx 13 \text{ รอบ}$$

ดังนั้นค่าเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก 1 รอบ สัมพันธ์กับการหมุนของโลกที่ถูกต้องเป็นเวลา (P) หาได้จาก $1456.816/13 = 112.062$ นาที ซึ่งมีค่ามากกว่าค่าเวลาที่คำนวณไว้ตอนแรกคิดเป็นค่าเปอร์เซ็นต์ผิดพลาด 2.420 %

จากภาพที่ 160, 163 และ 166 เปรียบเทียบกับภาพที่ 161, 164 และ 167 ในแต่ละรอบพบว่าค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณแล้วค่าความถี่คอปเพลอร์เป็นศูนย์ ซึ่งหมายความว่าในขณะที่กำลังรับสัญญาณคลื่นวิทยุความถี่ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ ซึ่งเป็นค่าความถี่หลักของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 จะมีความสัมพันธ์กับค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่ามุมสูงสุดในขณะนั้นและสัมพันธ์กับสมการที่ 22 และเส้นกราฟค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศจะอยู่ที่กลางระหว่างตำแหน่งค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมกำลังเริ่มเข้ามากับตำแหน่งค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไป บอกให้ทราบถึงทิศทางการโคจรของดาวเทียมซึ่งเป็นไปตามสมการที่ 24 และยังมีความสัมพันธ์กับค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณในภาพที่ 162, 165 และ 168 ในแต่ละรอบ จะพบว่าที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณขณะนั้น ค่าระยะระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณจะแปรผกผันกับค่ามุมเงยของสายอากาศและฟุตพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียมด้วยเป็นไปตามสมการที่ 25 คือถ้าค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณสั้นลงแล้วค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่าองศาสูง และฟุตพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียมจะแคบลง ในทางกลับกันถ้าค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณมีค่าระยะทางยาวขึ้นแล้วค่ามุมเงยของสายอากาศจะมีค่าองศาต่ำและฟุตพริ้นต์ครอบคลุมพื้นที่ในการทำงานของดาวเทียมกว้างขึ้นซึ่งได้สรุปไว้ในตารางที่ 24

ตารางที่ 24

แสดงความสัมพันธ์ค่าตัวแปรต่างๆ ที่มีผลต่อการรับสัญญาณจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

วัน/เดือน/ปี	ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณ (นาฬิกา)	มุมอาซิมุทของสายอากาศ (องศา)	มุมเงยของสายอากาศ (องศา)	ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ (กิโลเมตร)
13 ต.ค. 37	21:42.37	87	30	720
13 ต.ค. 37	23:31.58	288	64	774
14 ต.ค. 37	23:48.47	305	47	854

เมื่อทำการปรับค่ามุมเงยและค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศให้หันทิศทางและมุมเงยของสายอากาศที่ถูกต้องสัมพันธ์กับการโคจรของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 แล้วจะได้รับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุสูงสุดในขณะนั้น ดังแสดงในภาพที่ 170 ถึง 172

จากภาพที่ 170 ถึง 174 เป็นค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จากกรณีที่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศ พบว่าค่าที่รับได้ส่วนใหญ่เส้นกราฟจะมีลักษณะค่อยๆ ชันเพิ่มขึ้นจนกระทั่งระดับสัญญาณเกือบจะคงที่อยู่ชั่วขณะหนึ่งหลังจากนั้นสัญญาณจะลดลงเป็นช่วงที่ค่าเวลาสัญญาณดาวเทียมค่อยๆ หายออกไปพอดีซึ่งเหมาะที่จะนำไปใช้ในการถอดรหัสสัญญาณ ผลการทดลองที่ได้นี้จะคล้ายกับผลการวัดค่าความแรงของสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ในกรณีเดียวกัน และจะมีค่าสูงกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จากกรณีที่ไม่มีมีการปรับค่ามุมของสายอากาศติดตามดาวเทียม ดังแสดงในภาพที่ 175 ถึง 178 พบว่าเส้นกราฟระดับค่าความแรงของสัญญาณจะต่ำกว่าและไม่คงที่

จากตัวอย่างผลการคำนวณเปรียบเทียบค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ในหัวข้อที่ 3.2.2.3 ระหว่างกรณีที่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศติดตามดาวเทียมกับกรณีที่ไม่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศจะมีค่าสูงกว่า แต่ค่าที่มาจากผลการคำนวณในแต่ละกรณีจะสูงกว่าค่าที่รับได้จริงเนื่องมาจากมีการสูญเสียสัญญาณในระบบการรับ เช่น การลดทอนสัญญาณเนื่องมาจากสายนำสัญญาณที่ใช้ เป็นต้น

เมื่อนำค่าต่างๆ จากการทดลองวิเคราะห์เปรียบเทียบกับค่าตัวแปรของวงโคจรดาวเทียมโดยบริษัทผู้สร้างดาวเทียมได้ออกแบบวงโคจรเอาไว้ แสดงในตารางที่ 25 พบว่าค่าต่างๆ มีการเปลี่ยนแปลงไปมากพอสมควรเนื่องจากมีแรงอื่นๆ เช่น แรงจากโลกและดวงดาวต่างๆ ฯลฯ มากระทำต่อ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้าเท่านั้น เมื่อผู้ผู้ใดเห็นว่าเป็นประโยชน์ในการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดาวเทียมในขณะที่กำลังโคจร

ตารางที่ 25

แสดงการเปรียบเทียบค่าต่างๆ ที่ได้จากการทดลองกับค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 โดยบริษัทผู้สร้างได้คำนวณออกแบบเอาไว้ [2], [52]

ค่าตัวแปร	ค่าที่ได้จากการทดลอง	ค่าที่ได้จากการคำนวณออกแบบของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20	เปอร์เซ็นต์ค่าผิดพลาด
ค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก (นาที)	112.062	112.23	0.149
ค่าส่วนประกอบของรูปวงรี (เท่า)	0.0531220	0.0541	1.807
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณอยู่ห่างไกลมากที่สุด (กิโลเมตร)	7544.801	7653	1.413
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณอยู่ใกล้ไกลที่สุด (กิโลเมตร)	720	747	3.614
ค่าความเร็วในการโคจรของดาวเทียมอยู่ห่างไกลโลกมากที่สุด (เมตร/วินาที)	7148.081	7114.283	0.475
ค่าความเร็วในการโคจรของดาวเทียมอยู่ใกล้โลกมากที่สุด (เมตร/วินาที)	10307.555	10284.901	0.22
ค่าองศาของเส้นลองจิจูดที่เปลี่ยนไปในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจร (องศาตะวันตก/วงโคจร)	28.0155	28.0575	0.149

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 25 (ต่อ)

แสดงการเปรียบเทียบค่าต่างๆ ที่ได้จากการทดลองกับค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 โดยบริษัทผู้สร้างได้คำนวณออกแบบเอาไว้ [2], [52]

ค่าตัวแปร	ค่าที่ได้จากการทดลอง	ค่าที่ได้จากการคำนวณออกแบบของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20	เปอร์เซ็นต์ค่าผิดพลาด
ค่าความถี่ดอปเพลอร์สูงสุดเมื่อดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด (กิโลเฮิร์ตซ์)	10.383	10.334	0.474
ค่าความถี่ดอปเพลอร์สูงสุดเมื่อดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด (กิโลเฮิร์ตซ์)	14.973	14.940	0.22
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินสามารถจะติดต่อสื่อสารกันได้ไกลที่สุด (กิโลเมตร)	12371.737	12493.315	0.973

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 9

สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

จากการศึกษาเรื่องการรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำโดยใช้เทคนิคการปรับค่ามุมของสายอากาศ เมื่อทดลองสร้างชุดควบคุมการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศพร้อมกับโปรแกรมควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศและ โปรแกรมการคำนวณหาค่าเวลา, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศในแต่ละค่าเวลาที่ดาวเทียมโคจรผ่าน ในผลการทดสอบการปรับค่ามุมของสายอากาศโดยใช้ชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ จะพบว่ามีค่ามุมผิดพลาดไม่เกิน 5 องศา เมื่อดูผลการปรับค่ามุมจากวงจรนับในชุดอุปกรณ์เซ็นเซอร์มุมของสายอากาศเปรียบเทียบกับการวัดค่ามุมจริงโดยใช้เครื่องวัดมุมสำหรับวัดค่ามุมเงยของสายอากาศและเข็มทิศสำหรับวัดค่ามุมอาซิมุทในการหันทิศทางของสายอากาศ สาเหตุที่ทำให้การปรับค่ามุมของสายอากาศผิดพลาดเนื่องจาก

1. การตั้งค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศครั้งแรกไม่ถูกต้อง, การยึดติดตั้งสายอากาศกับแกนยึดของสายอากาศกับระบบกลไกหมุนปรับค่ามุมสายอากาศไม่หนาแน่นพอทำให้หลวมไม่สามารถทำให้ปรับค่ามุมที่ต้องการได้
 2. การป้อนค่าฐานข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมที่เก่าหรือไม่ได้ใกล้เคียงกับการโคจรของดาวเทียมในปัจจุบันขณะนั้น จึงทำให้ผลการคำนวณจากโปรแกรมคำนวณหาค่าเวลา, ค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศที่ได้รับผิดพลาด โดยเฉลี่ยแล้วค่าเวลาที่ได้รับจะช้ากว่าค่าเวลาที่รับสัญญาณได้จริง 1 นาทีต่อเดือน
 3. เกิดจากบอร์ดส่วนฐานเวลาการทำงานของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศมีค่าเวลาไม่เที่ยงตรงกับค่าเวลาที่เป็นจริงในขณะนั้น เนื่องมาจากการปิดสวิทช์แหล่งจ่ายไฟเลี้ยงปกติของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศแล้วแบตเตอรี่สำรองที่เลี้ยงในบอร์ดส่วนฐานเวลาอาจจะมีกระแสไฟต่ำจึงทำให้ค่าเวลาเกิดการผิดพลาดเมื่อเปิดสวิทช์แหล่งจ่ายไฟเลี้ยงปกติของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศอีกครั้งซึ่งจะมีผลทำให้การทำงานผิดพลาดไปด้วย ซึ่งสามารถลดความผิดพลาดที่ได้กล่าวมาแล้ว ดังนี้
1. ต้องยึดติดตั้งสายอากาศกับแกนยึดของสายอากาศที่ติดกับระบบกลไกหมุนปรับค่ามุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ของสายอากาศให้แน่นอนและจะต้องตรวจสอบค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศด้วย เครื่องมือวัดค่ามุมกับเข็มทิศ

2. จะต้องปรับปรุงค่าฐานข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมอยู่เสมอ

3. จะต้องคอยเทียบค่าเวลากับบอร์คส่วนฐานเวลาการทำงานของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ เช่น จากเครื่องเทียบเวลาและตำแหน่งที่ตั้ง GPS เป็นต้น พร้อมกับตรวจสอบวัดไฟของแบตเตอรี่สำรองในบอร์คส่วนฐานเวลา

ส่วนผลการทดสอบสายอากาศย่าน VHF และสายอากาศย่าน UHF ที่ได้สร้างขึ้นมาใช้ในการทดลองนี้ จะให้ค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้เพียงพอต่อการรับสัญญาณและถอดรหัสสัญญาณ

ค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ในกรณีที่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศ พบว่ามีค่าต่ำกว่าค่าที่ได้จากการคำนวณเล็กน้อย ซึ่งอาจจะเกิดเนื่องมาจากมีการสูญเสียสัญญาณในข้อต่อของสายนำสัญญาณหรือมีการสูญเสียในชั้นบรรยากาศที่ไม่ได้นำมาคิดคำนวณ ส่วนค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ในกรณีที่ไม่มีมีการปรับค่ามุมของสายอากาศ พบว่าค่าที่มาจาก การรับสัญญาณกับค่าที่มาจาก การคำนวณจะมีค่าสูงกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ในกรณีที่มีการปรับค่ามุมของสายอากาศ เนื่องมาจากการโคจรของดาวเทียมไม่ได้อยู่ในทิศทางของสายอากาศ จึงทำให้ค่าความแรงของสัญญาณที่รับได้ต่ำกว่าค่าที่มาจาก การคำนวณซึ่งคิดที่ค่าอัตราขยายสัญญาณสูงสุดทางด้านหน้าของสายอากาศทั้งสอง

ผลการรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 พบว่าเมื่อทำการปรับค่ามุมอาซิมุทและค่ามุมเงยของสายอากาศตามค่าเวลาในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจรผ่านพบว่าค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่ได้รับจะมีค่าสูงกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้ โดยไม่ได้ทำการปรับค่ามุมทั้งสองของสายอากาศ ซึ่งค่ามุมอาซิมุทของสายอากาศอยู่ในตำแหน่ง 0 องศา และค่ามุมเงยของสายอากาศอยู่ในตำแหน่ง 90 องศา ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้จะต่ำกว่าทำให้ไม่สามารถทำการถอดรหัสสัญญาณได้ ค่าความแรงของสัญญาณคลื่นวิทยุที่รับได้สูงๆ นี้เพียงพอเหมาะที่จะนำสัญญาณที่รับได้ไปทำการถอดรหัสสัญญาณซึ่งได้ทดลองจากการรับสัญญาณดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA- 9 แต่ในการปรับค่ามุมและไม่ปรับค่ามุมทั้งสองของสายอากาศจะไม่สามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 ได้เนื่องมาจากค่ามุมเงยของสายอากาศต่ำกว่า 20 องศาลงมา และค่าระยะเวลาที่ใช้ในการรับสัญญาณจากดาวเทียมน้อยกว่า 10 นาทีลงมา

จากผลการรวบรวมค่าฐานข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 พบว่าวงโคจรของดาวเทียมมีลักษณะเป็นรูปร่างกลมโคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์ ซึ่งพิจารณาจากค่าส่วนประกอบของรูปร่างรีภายใต้เงื่อนไข $0 \leq e < 1$ ในสมการที่ 2 และ 3 ดังนั้นค่าส่วนประกอบของรูปร่างรีมีค่าเกือบจะเป็นค่าศูนย์นั้นแสดงว่าเป็นลักษณะรูปร่างกลม ดาวเทียมกระทำค่ามุมเอียงกับโลกในแนวขั้วโลกเหนือ - ขั้วโลกใต้ (แสดงในภาพที่ 8 ค) และการโคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์ ซึ่งมาจากสมการที่ 19 และ 20

จากผลการรวบรวมค่าฐานข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับการโคจรของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO- 20 พบว่าวงโคจรของดาวเทียมมีลักษณะเป็นรูปร่างรีโคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์ พิจารณาจากค่าส่วนประกอบของรูปร่างรีภายใต้เงื่อนไข $0 \leq e < 1$ ในสมการที่ 2 และ 3 เปรียบเทียบกับค่าส่วนประกอบของรูปร่างรีจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ร่วมกันแสดงว่ามีลักษณะเป็นรูปร่างรี และดาวเทียมกระทำค่ามุมเอียงกับโลกในแนวขั้วโลกเหนือ - ขั้วโลกใต้ (แสดงในภาพที่ 8) และการโคจรไปพร้อมกับดวงอาทิตย์ ซึ่งมาจากสมการที่ 20 และ 21

ประโยชน์ที่ได้รับจากการศึกษานี้ เพื่อเป็นข้อมูลในการพัฒนากิจการต่างๆ เช่น ด้านการปรับปรุงระบบสายอากาศในการรับสัญญาณภาพจากดาวเทียมตรวจอากาศเพื่อใช้ในกิจการ อุดหนุนวิทยา ฯลฯ

บรรณานุกรม

- [1] Edelson, I. "Global Satellite Communications." *Scientific America* 236 (February 1977) : 58-69.
- [2] Davidoff, Martin. *THE SATELLITE EXPERIMENTERS HANDBOOK*. Newington : The American Radio Relay League, 1989.
- [3] Pattan, Bruno. *Satellite Systems : Principles and Technologies*. New York : Van Nostrand Reinhold, 1993.
- [4] Phillips, Bob. *Orbital Mechanics and Satellite Terminology*. London : AMSAT-UK, 1989.
- [5] Escobal, P. *Methods of Orbit Determination*. New York : John Wiley & Sons, 1976.
- [6] GENERAL SCIENCES CORPORATION. *GROUND STATION OPERATIONS AND MAINTENANCE GUIDE (Version 2.0)*. Laurel : GENERAL SCIENCES CORPORATION, 1989.
- [7] จารุณี ใจดี. "ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นดวงแรกของไทย." 100 วัตต์. ฉบับที่ 45 (กันยายน 2539) : 51-54.
- [8] สามารถออร์ปอเรนซ์. "วงโคจรของดาวเทียมและการส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจร." เทคโนโลยีสื่อสาร. ฉบับที่ 11 (กันยายน 2539) : 14-19.
- [9] ณรงค์ เหมกรณ์. *การสื่อสารดาวเทียม*. กรุงเทพฯ : สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2530.
- [10] ก่องกัญจน์ ภัทรากาญจน์ และ ธนกาญจน์ ภัทรากาญจน์. *ฟิสิกส์มหาวิทยาลัย เล่ม 1*. กรุงเทพฯ : สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ, 2536.
- [11] ประสิทธิ์ ทิฆมพุดิ. *การสื่อสารดาวเทียม*. กรุงเทพฯ : วิศวกรรมสถานแห่งประเทศไทย, 2536.
- [12] R., Bate, Mueller D. and White. *Fundamentals of Astrodynamics*. New York : Dover, 1971.
- [13] Tischler, Morris. *Satellite Communications*. Baltimore : Science Instruments Company, 1992.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สวอนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรณานุกรม (ต่อ)

- [14] Loughmiller, Doug. *The ARRL Satellite Anthology*. Newington : The American Radio Relay League, 1992.
- [15] สนธยา คุ่มเสน และณรงค์ เหมกรณ์. “การคำนวณหาค่าเวลาในการรับสัญญาณของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นที่มีวงโคจรแบบวงรี.” *การประชุมวิชาการวิศวกรรมไฟฟ้า ครั้งที่ 17. (ธันวาคม 2537) : 134-137.*
- [16] Berglund, Keith. “Back to Basics : Using the OSCAR-Location.” *The AMSAT Journal* 4 (July/August 1992) : 20-22.
- [17] Wahl, Zeno. “BASIC ORBITS AND SATELLITE PREDICTION.” *THE PROCEEDINGS OF THE AMSAT-UK COLLOQUIUM '90.* (July 1990) : 143-152.
- [18] Davis, Tom. “The Satellite Challenge - A Beginning.” *Proceedings of the 10th AMSAT-UK Colloquium '95.* (July 1995) : 29-49.
- [19] สนธยา คุ่มเสน และณรงค์ เหมกรณ์. “การรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น.” *วิศวกรรมลาดกระบัง. ปีที่ 10, ฉบับที่ 1 (มกราคม 2536) : 27-47.*
- [20] Wakelin, Peter. “NASA TWO-LINE ELEMENTS FOR BEGINNERS.” *Remote Imaging Group Journal* 40 (March 1995) : 13-15.
- [21] Welch, Roy. “AMSAT Software Library.” *The AMSAT Journal* 2 (March/April 1994) : 19-22.
- [22] AMSAT-NA. “TRACKING PROGRAMS.” Silver Spring : AMSAT : 1990.
- [23] AMSAT-NA. “Amateur Radio Satellite Communications.” Silver Spring : AMSAT : 1990.
- [24] ARRL. *The ARRL Antenna Book*. 15th Ed. Newington : The American Radio Relay League, 1988.
- [25] ARRL. *THE ARRL HANDBOOK 1991*. 68th Ed. Newington : The American Radio Relay League, 1990.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรณานุกรม (ต่อ)

- [26] ทนง โชติสรยุทธ์. “การออกแบบสายอากาศวิทยุตามวิธีของ NBS.” เซมิคอนดักเตอร์อิเล็กทรอนิกส์. ฉบับที่ 95 (กันยายน 2532) : 228-240.
- [27] Wallis, Clive. “HAVEN’ T GOT A CALLSIGN? THEN THIS PAGE IS FOR YOU! (CHRISTMAS TAK COMPETITION).” OSCAR NEWS 100 (April 1993) : 40-42.
- [28] วิบูลย์ ชื่นแขก. ไมโครโปรเซสเซอร์. กรุงเทพฯ : สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ, 2532.
- [29] อีทีที, บริษัท. “CP - Z80 V.2 Smart Controller.” กรุงเทพฯ : 2535.
- [30] อีทีที, บริษัท. “REAL TIME CLOCK (ET - RTC V 3.0).” กรุงเทพฯ : 2535.
- [31] อีทีที, บริษัท. “ET-RS 232.” กรุงเทพฯ : 2535.
- [32] Yeralan, Sencer and Ashutosh Ahluwalia. PROGRAMMING AND INTERFACING WITH MICROCONTROLLERS. Florida : Rigel Corporation, 1993.
- [33] อีทีที, บริษัท. “DOT MATRIX LCD MODULE.” กรุงเทพฯ : 2537.
- [34] อีทีที, บริษัท. “Stepping Motor Control (ET-SMCC).” กรุงเทพฯ : 2535.
- [35] โยธิน เปรมปราชญ์. “สเตปป์มอเตอร์ในระบบควบคุมตำแหน่งตอนที่ 1.” คอมพิวเตอร์อิเล็กทรอนิกส์เวิลด์. ฉบับที่ 99 (มกราคม 2529) : 19-22.
- [36] โยธิน เปรมปราชญ์. “สเตปป์มอเตอร์ในระบบควบคุมตำแหน่งตอนที่ 2.” คอมพิวเตอร์อิเล็กทรอนิกส์เวิลด์. ฉบับที่ 100 (มีนาคม 2529) : 65-67.
- [37] โยธิน เปรมปราชญ์. “สเตปป์มอเตอร์ในระบบควบคุมตำแหน่งตอนที่ 3.” คอมพิวเตอร์อิเล็กทรอนิกส์เวิลด์. ฉบับที่ 103 (กันยายน 2529) : 19-23.
- [38] โยธิน เปรมปราชญ์. วิเคราะห์และออกแบบระบบควบคุมมอเตอร์. กรุงเทพฯ : สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2526.
- [39] NEMICON. ROTARY ENCODER INSTRUCTION MANUAL. n.p., n.d.
- [40] ทศพร สุขยศ. “เทคนิคการเข้ารหัสสำหรับเพลาหมุนเพื่องานควบคุมด้วยเครื่องคอมพิวเตอร์ ตอนที่ 1” เซมิคอนดักเตอร์อิเล็กทรอนิกส์. ฉบับที่ 137 (มีนาคม 2537) : 118-122.

บรรณานุกรม (ต่อ)

- [41] ทศพร สุขยศ. “เทคนิคการเข้ารหัสสำหรับเพลาหมุนเพื่องานควบคุมด้วยเครื่องคอมพิวเตอร์ ตอนที่ 2” เซมิคอนดักเตอร์อิเล็กทรอนิกส์. ฉบับที่ 138 (เมษายน 2537) : 145-151.
- [42] ซีเอ็ดยูเคชั่น, ผู้รวบรวม. คู่มือ ไอซีทีทีแอล. กรุงเทพฯ : เอ็นเอชการพิมพ์, 2530.
- [43] Myers, R. “Orbital Elements for OSCAR & Weather Satellites.” SATELLITE OPERATOR. 37-65 (October 1993-February 1996) : 11-12.
- [44] NORAD. “KEPLER ELEMENTS.” Remote Imaging Group Journal 36-45 (March 1994-June 1995) : 69-80.
- [45] AMSAT-UK. “NASA Two - Line Element Sets.” OSCAR NEWS 92-130 (May 1992-April 1996) : 92-130.
- [46] Myers, R. “Orbital Elements for OSCAR & Weather Satellites.” SATELLITE OPERATOR. 61 (October 1995) : 10.
- [47] Myers, Bob. “SATELLITE ORBITAL ELEMENT.” OSCAR SATELLITE REPORT. 219-339 (January 1991-April 1996) : 4.
- [48] Myers, Bob. “SATELLITE ORBITAL ELEMENT.” OSCAR SATELLITE REPORT. 272 (September 1994) : 4.
- [49] Paul, Shuch H. “Demonstrating celestial mechanics through measured Doppler Shift” PROCEEDINGS OF THE AMSAT-NA 9th Space Symposium. (October 1991) : 140-149.
- [50] สนธยา คุ้มแสน, คมกฤษ ขำยัง และณรงค์ เหมกรณ์. “ปรากฏการณ์คอปเพลอร์ในการรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นซึ่งมีวงโคจรแบบรี.” การประชุมวิชาการวิศวกรรมไฟฟ้าครั้งที่ 16. (พฤศจิกายน 2536) : 174-177.
- [51] สนธยา คุ้มแสน, ยุพิน พงษ์พรหม และณรงค์ เหมกรณ์. “ปรากฏการณ์คอปเพลอร์ในการรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นซึ่งมีวงโคจรแบบวงกลม.” การประชุมวิชาการวิศวกรรมไฟฟ้าครั้งที่ 18. (พฤศจิกายน 2538) : 174-177.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บรรณานุกรม (ต่อ)

- [52] TAGGART, RALPH E. WEATHER SATELLITE HANDBOOK. 4th Ed. Newington :
The American Radio Relay League, 1990.
- [53] Gill, Michael. "THE BASICS OF VISIBLE AND INFRARED IMAGING" Remote Imaging Group Journal 37 (June 1994) : 51-55.
- [54] Wakelin, Peter. "THE COLOUR PICTURES." Remote Imaging Group Journal 36
(March 1994) : 41.
- [55] JARL. "Introduction of JAS-1b." QEX Journal (September 1989) : 8-11.
- [56] AMSAT. "AMATEUR SATELLITE FREQUENCY" Newington : AMSAT-NA : 1994.
- [57] AMSAT-UK. "SATELLITE FREQUENCY GUIDE." Guildford : AMSAT-UK 1995.



ภาคผนวก

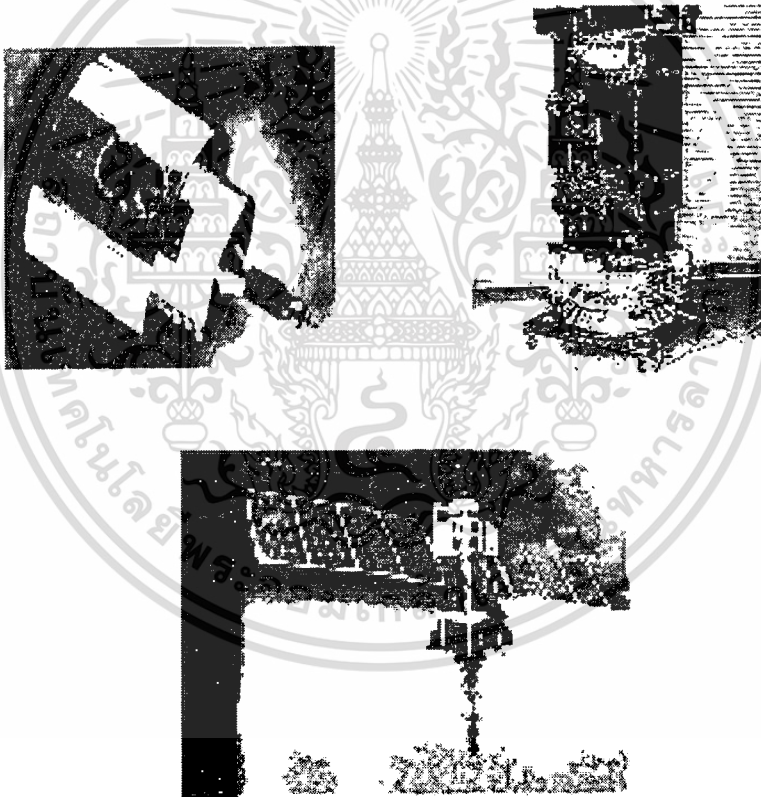
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก.

ข้อมูลเกี่ยวกับดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9

หลักการทำงานของดาวเทียมตรวจอากาศ

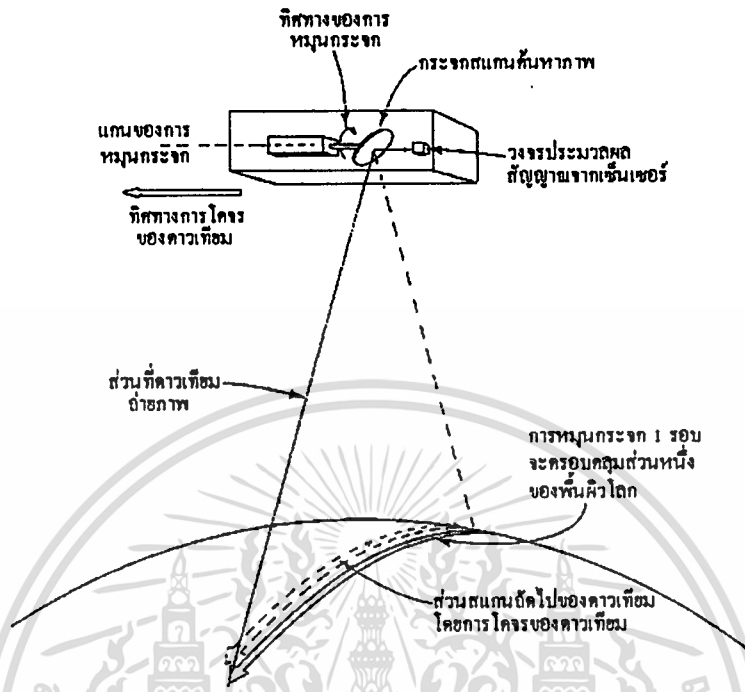
ภาพที่ 179



แสดงดาวเทียมตรวจอากาศแบบต่างๆ ที่ใช้งานในปัจจุบัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 181



แสดงกระบวนการถ่ายภาพพื้นผิวโลกผ่านกระจกหมุนผลิตภาพแบบ APT และภาพแบบ HPRT

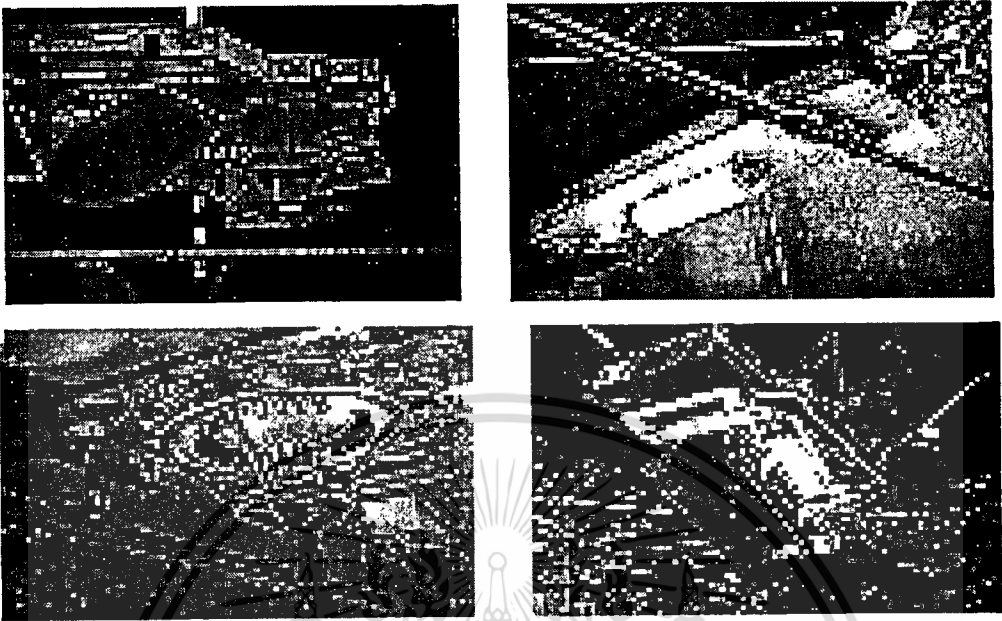
อุปกรณ์ถ่ายภาพเบื้องต้นในดาวเทียมตรวจอากาศ

อุปกรณ์เซ็นเซอร์ AVHRR (Advanced Very High Resolution Radiometer) เป็นเครื่องมือแยกรังสีที่มีความไวต่อการแผ่พลังงานของช่วงแสงขาว, ช่วงใกล้รังสีอินฟราเรดและรังสีอินฟราเรด เครื่องมือชนิดนี้ถูกออกแบบให้กวาดภาพแคบๆ ของกระจกหมุนด้วยอัตราความเร็ว 360 รอบต่อนาที การหมุนของกระจกแต่ละครั้งจะกวาดที่ละเส้นของภาพแล้วส่งออกไปยังสถานีรับในขณะนั้นดาวเทียมจะผลิตภาพอย่างต่อเนื่องยาวนานกับพื้นที่ข้างเคียง แต่จะไม่มีด้านบนหรือด้านล่าง

การรับสัญญาณจากดาวเทียมสำหรับสถานีรับสัญญาณภาคพื้นดินจึงเป็นไปอย่างจำกัดในลักษณะคลื่นระดับสายตาและจะรับสัญญาณได้ต่อเมื่อดาวเทียมโคจรอยู่เหนือสถานีรับสัญญาณ วงโคจรของดาวเทียมตรวจอากาศของสหรัฐอเมริกาและสหภาพโซเวียต ในปัจจุบันมีระดับความสูงตั้งแต่ 870 กิโลเมตร ไปจนถึง 1200 กิโลเมตร จะให้ค่าเวลาสูงสุดในการรับสัญญาณได้ประมาณ 16 นาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาพที่ 182



แสดงอุปกรณ์เซ็นเซอร์ AVHFF ชนิดต่างๆ

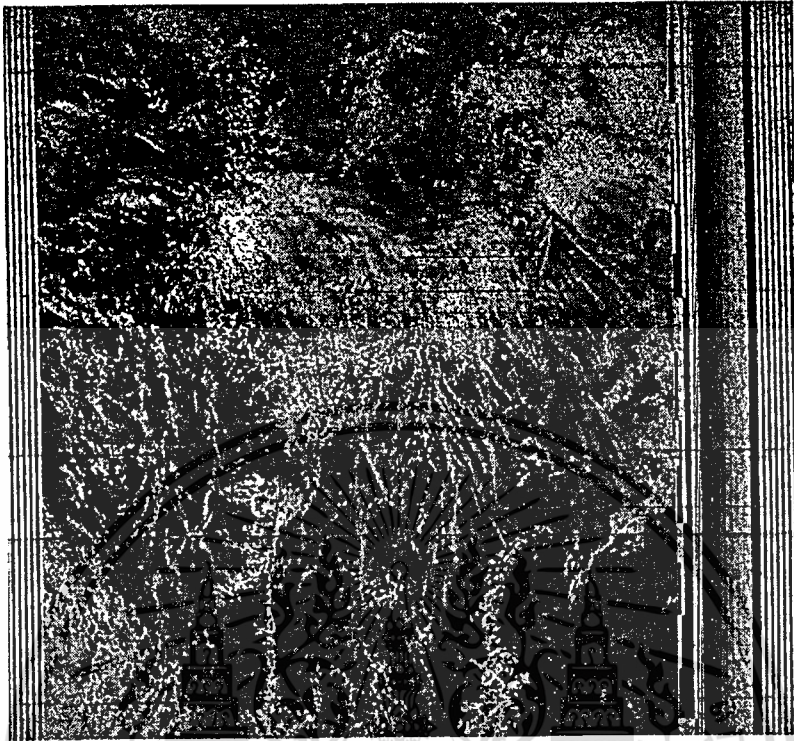
ลักษณะของภาพถ่ายที่รับได้จากดาวเทียมตรวจอากาศมี 2 ลักษณะด้วยกันคือ

1. ลักษณะภาพแบบ APT (Automatic Picture Transmission)
2. ลักษณะภาพแบบ HRPT (High Resolution Picture Transmission)

ลักษณะของภาพแบบ APT

อุปกรณ์รับ - ส่งข้อมูลสัญญาณภาพแบบ APT นำไปติดตั้งใช้งานครั้งแรกบนดาวเทียมตรวจอากาศ TRIOS VIII เมื่อวันที่ 21 ธันวาคม 2506 [2], [52] โดยภาพแบบ APT ถูกออกแบบในลักษณะรูปการรับสัญญาณแบบง่ายๆ สัมพันธ์กับอุปกรณ์การรับสัญญาณภาพภาคพื้นดิน หาได้ง่าย ลักษณะของภาพแบบ APT จะคล้ายกับภาพที่ได้รับจากแฟลช ให้รายละเอียดของภาพได้สูงถึง 4 กิโลเมตรที่เวลาการส่ง 120 เส้นต่อนาที หรือ 240 เส้นต่อนาที เช่น แม่น้ำ, ทะเล, ทะเลสาบ, เมฆ, หิมะ ฯลฯ ได้ชัดเจนพอสมควรโดยดาวเทียมจะส่งสัญญาณภาพลงมาในย่านความถี่ VHF

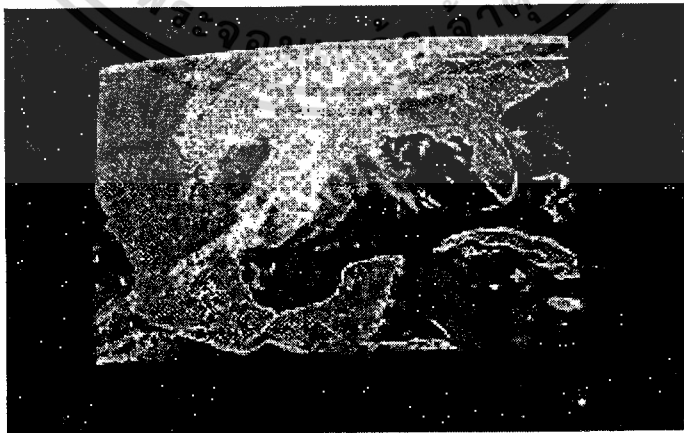
ภาพที่ 183



แสดงตัวอย่างของลักษณะภาพแบบ APT

ลักษณะของภาพแบบ HRPT

ภาพที่ 184

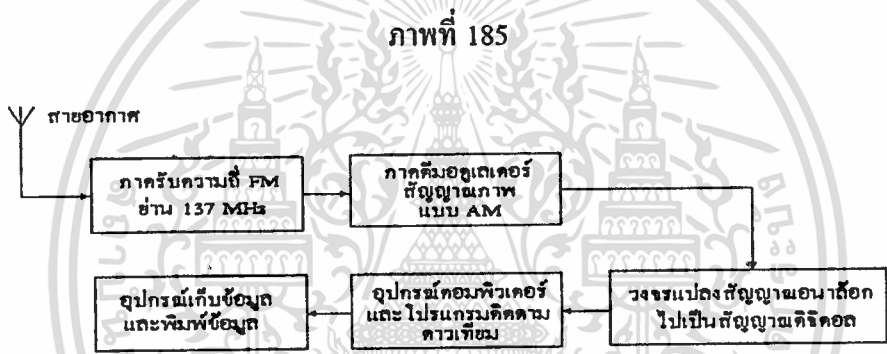


แสดงตัวอย่างของลักษณะภาพแบบ HRPT

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

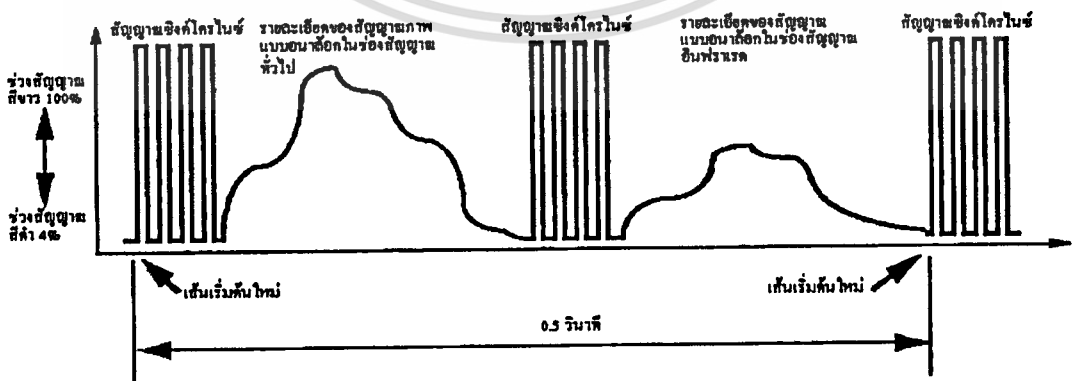
เป็นระบบที่ได้ถูกพัฒนามาจากภาพแบบ APT จะให้รายละเอียดของภาพสูงมากกว่า ระยะ 1.1 กิโลเมตร [53], [54] ภาพจะประกอบไปด้วยช่องสัญญาณสเปกตรัม 5 ช่องทั้งหมด และข้อมูลสัญญาณโทรมาตรจากอุปกรณ์ AVHRR ประกอบไปด้วย 2 ช่องสัญญาณถ่ายภาพ ทิวทัศน์ทั่วไป, 3 ช่องสัญญาณถ่ายภาพรังสีอินฟราเรด ข้อมูลทั้งหมดจะส่งในย่านความถี่ SHF ความถี่ 1698 เมกะเฮิร์ตซ์และความถี่ 1707 เมกะเฮิร์ตซ์ ด้วยความเร็วในการส่งข้อมูล 665 กิโลบิต ค่าอัตราการสแกนของภาพ 360 เส้นต่อนาที

หลักการรับสัญญาณภาพจากดาวเทียมตรวจอากาศ



แสดงบล็อก ไดอะแกรมการรับสัญญาณภาพแบบ APT

ภาพที่ 186



แสดงลักษณะสัญญาณภาพแบบ APT ที่ส่งมาจากดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากภาพที่ 185 โดยทั่วๆ ไปจะใช้เครื่องคอมพิวเตอร์สำหรับแสดงผลภาพแบบ APT สัญญาณเสียงที่ได้จากเครื่องรับวิทยุจะถูกป้อนเข้าที่ภาคติมอดูเลเตอร์แบบ AM สัญญาณคลื่นพาห်ย่อยของภาพจะมีการเปลี่ยนแปลงโทนความถี่เสียง 2400 เฮิรตซ์ ถูกติมอดูเลทออกไปเป็นสัญญาณภาพซึ่งเป็นส่วนประกอบของการเปลี่ยนแปลงค่าแรงดันไฟซึ่งเป็นสัญญาณอนาล็อกจะถูกแปลงเป็นสัญญาณดิจิตอลซึ่งตามค่าระดับแรงดันไฟให้สัมพันธ์ค่าทางด้านดิจิตอลซึ่งเก็บไว้ในหน่วยความจำของเครื่องคอมพิวเตอร์ เอทท์ทุกที่ที่ได้รับจะเป็นรหัสขนาด 8 บิต โดยอยู่ระหว่าง 0 ถึง 256 ค่าในแต่ละค่าทางด้านดิจิตอลหนึ่งๆ จะแทนด้วยระดับสัญญาณแก๊สเกล 256 ระดับซึ่งเป็นระดับความมืดหรือความสว่างของภาพ ในแต่ละเส้นทางแนวนอนที่จอภาพแสดงผลด้วยอัตราความเร็วในการสแกนภาพ 120 เส้น/นาที



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ข.

ข้อมูลเกี่ยวกับดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ประวัติดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น

นับตั้งแต่มีการปล่อยดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นขึ้นสู่อวกาศเป็นครั้งแรกเมื่อประมาณ 30 ปีมาแล้วในปัจจุบันได้มีการพัฒนาดาวเทียมชนิดต่างๆ ขึ้นมาใช้งานกันอย่างกว้างขวาง ดาวเทียมขนาดใหญ่มีการทำงานที่ซับซ้อนและราคาแพง โดยมีการใช้งานทั้งในด้านพาณิชย์และด้านการทหาร ดาวเทียมเหล่านี้มีทั้งแบบวงโคจรอยู่กับที่และแบบวงโคจรต่ำ

นอกจากดาวเทียมที่กล่าวมาแล้วได้มีกลุ่มนักวิทยุสมัครเล่นกลุ่มหนึ่งที่สนใจในเทคโนโลยีทางด้านระบบการสื่อสารผ่านดาวเทียม ได้ร่วมมือกันจัดสร้างและปล่อยดาวเทียมขึ้นสู่อวกาศ โดยใช้เงินบริจาคจากนักวิทยุสมัครเล่นที่สนใจทั่วโลกร่วมมือกันสร้างและยังได้รับความช่วยเหลือจากองค์การทางด้านอวกาศ เช่น องค์การ NASA ฯลฯ ในการจัดส่งดาวเทียมขึ้นสู่วงโคจร ดาวเทียมกลุ่มนี้มีชื่อเรียกว่า "OSCAR" (Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio)

ดาวเทียม OSCAR I ได้ถูกปล่อยขึ้นสู่อวกาศในวันที่ 12 ธันวาคม พ.ศ. 2504 [2] เป็นดาวเทียมดวงแรกของวงการวิทยุสมัครเล่น โดยทำงานได้ประมาณ 3 สัปดาห์ก่อนที่พลังงานจากแบตเตอรี่จะหมดลง ดาวเทียม OSCAR I ส่งสัญญาณวิทยุโทรเลขในย่านความถี่ VHF 145 เมกะเฮิร์ตซ์ โดยมีข้อความว่า "HI HI" และความเร็วของการเคาะสัญญาณโทรเลขจะเปลี่ยนไปตามอุณหภูมิของดาวเทียมในขณะนั้น

ภาพที่ 187



แสดงดาวเทียม OSCAR 1

จนถึงปัจจุบันนี้ดาวเทียม OSCAR ได้ถูกปล่อยขึ้นสู่อวกาศเป็นจำนวนประมาณ 28 ดวง และอยู่ในสภาพที่ใช้งานได้ในปัจจุบันมากกว่า 10 ดวง

ประโยชน์ที่ได้รับจากดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น ในการนำไปใช้งานในรูปแบบต่างๆ ดังนี้

1. ใช้ในการสื่อสารทางไกล เช่น ดาวเทียม AO - 13 ซึ่งทำหน้าที่เป็นสถานีทวนสัญญาณทำให้สามารถติดต่อสื่อสารข้ามทวีปได้โดยครอบคลุมพื้นที่ในการติดต่อประมาณ 1/2 ของโลก
2. ใช้ในการติดต่อสื่อสารในลักษณะรูปแบบดิจิทัล ส่วนใหญ่เป็นดาวเทียมขนาดเล็กที่มีวงโคจรต่ำไม่เกิน 1000 กิโลเมตรจะโคจรผ่านแต่ละพื้นที่เป็นระยะเวลาครั้งละไม่เกิน 15 นาที ถึง 25 นาทีและครอบคลุมพื้นที่บางส่วนของโลก เช่น ดาวเทียม FO - 20, ดาวเทียม AO - 16, ดาวเทียม KO - 23 ฯลฯ
3. การถ่ายภาพจากอวกาศแล้วส่งข้อมูลในลักษณะแบบดิจิทัล เช่น ดาวเทียม WO - 18, ดาวเทียม KO - 23 ฯลฯ
4. การทดลองทางด้านวิทยาศาสตร์อื่นๆ เช่น การรับความถี่ของคลื่นแสงในอวกาศ, การรับความถี่วิทยุคลื่นสั้นในอวกาศ เป็นต้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทรานสปอนเดอร์ของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น

ทรานสปอนเดอร์ที่ใช้ในงานของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นมีอยู่ด้วยกัน 2 ชนิด คือ

1. ลิเนียร์ทรานสปอนเดอร์ (Linear Transponder)
2. ดิจิตอลทรานสปอนเดอร์ (Digital Transponder)

ลิเนียร์ทรานสปอนเดอร์

เป็นทรานสปอนเดอร์ที่ใช้ในดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น นิยมใช้กับสัญญาณแบบ CW และ SSB เท่านั้น เพราะจำกัดในด้านกำลังส่งของดาวเทียม ลิเนียร์ทรานสปอนเดอร์มีช่วงหน่วงเวลาน้อย นอกจากนั้นแล้วลิเนียร์ทรานสปอนเดอร์ยังแบ่งออกมาเป็น 2 แบบ คือ

1. แบบนอนอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์

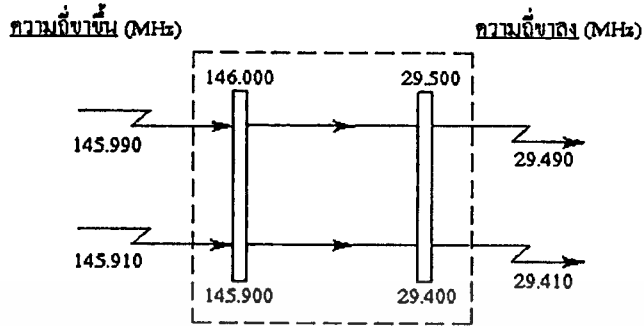
ทรานสปอนเดอร์ชนิดนี้จะมีการใช้ความถี่ขาขึ้นในช่วงความถี่สูงแล้วแปลงความถี่ขาลงในช่วงความถี่สูง

2. แบบอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์

ทรานสปอนเดอร์ชนิดนี้จะมีการใช้ความถี่ขาขึ้นในช่วงความถี่สูงแล้วแปลงความถี่ขาลงในช่วงความถี่ต่ำ

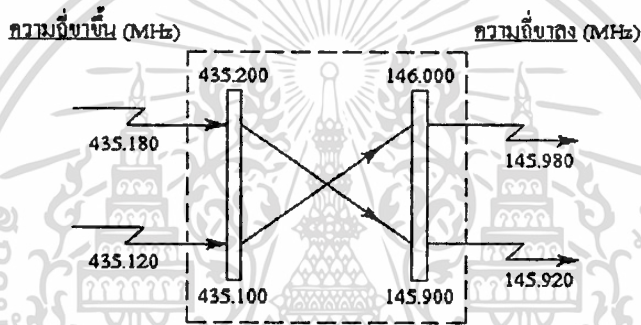
ภาพที่ 188

นอนอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์



(ก)

อินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์



(ข)

(ก) แสดงแบบนอนอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์

(ข) แสดงแบบอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์

ดิจิตอลทรานสปอนเดอร์

เป็นอุปกรณ์แบบนอนอินเวอร์ตติ้งทรานสปอนเดอร์ที่ใช้ส่งข้อมูลดิจิตอล เช่น ใช้สำหรับส่งจดหมายอิเล็กทรอนิกส์ โดยมีช่องสัญญาณอินพุตหลายช่องสัญญาณ แต่มีช่องสัญญาณเอาต์พุตเพียง 1 ช่องและใช้อัตราความเร็วในการส่งข้อมูลและการมอดูเลตตามระบบได้กำหนดขึ้นมา ข้อมูลข่าวสารที่ส่งออกไปเก็บไว้ในหน่วยความจำบนดาวเทียมส่งต่อไปยังผู้รับ หลังจากนั้นข้อมูลจะถูกลบออกจากหน่วยความจำของดาวเทียม

ประวัติของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

เป็นดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นในตระกูล JAS ดวงที่ 2 (JAS - 1B) ของประเทศญี่ปุ่น [65], [66], [67] ทำขึ้นเพื่อทดแทนดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นดวงแรกของประเทศญี่ปุ่น ชื่อ FO - 12 หรือ JAS - 1 ซึ่งหมดอายุใช้งานลงเมื่อปี ค.ศ. 1989 (มีอายุการใช้งาน 3 ปี) เนื่องจากสาเหตุอุปกรณ์ภาคแหล่งไฟชำรุดเสียหายจนไม่สามารถใช้งานได้ ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 สร้างขึ้นภายใต้ความร่วมมือของสมาคมนักวิทยุสมัครเล่นชาวญี่ปุ่น JARL (Japanese Amateur Radio League) เป็นผู้ประสานงานด้านต่างๆ ในการสร้าง, องค์กร NASDA (Japanese National Space Agency) เป็นผู้รับผิดชอบในการส่งดาวเทียมขึ้นสู่อวกาศ, บริษัท NEC (Nippon Electric Company) ทำในส่วนโครงสร้างของดาวเทียมและภาคจ่ายไฟบนดาวเทียม, องค์กร JAMSAT (Japanese AMSAT) สร้างทรานสปอนเดอร์, สัญญาณโทรมาตร/คำสั่งควบคุมระยะไกลและสถานีควบคุมการทำงานของดาวเทียม โดยดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 12 และดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 สร้างขึ้นมาเพื่อใช้ในการศึกษา, คั่นคว้า, ทดลองระบบการสื่อสารผ่านดาวเทียมโดยใช้ความถี่วิทยุสมัครเล่นในลักษณะรูปแบบต่างๆ กันทั้งทางด้านอนาล็อกและทางด้านดิจิตอลระหว่างนักวิทยุสมัครเล่นทั่วโลกด้วยกัน

ข้อมูลจำเพาะของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ชื่อดาวเทียม FO - 20 หรือ Fuji - OSCAR - 20

ลักษณะต่างๆ ไป

หมายเลขการออกแบบอย่างเป็นทางการ

1990 013C

หมายเลขบัญชีของกิจการ NASA

20480

ชื่อโครงการ

JAS - 1B หรือ Fuji - 2

การส่งขึ้นสู่อวกาศ

วันที่

7 กุมภาพันธ์ 253 (เวลา 01:33 UTC)

จรวด

H - 1

องค์กร

NASDA (Japanese National Space Agency)

สถานที่

Tanegashima Space Center, Japan

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ลักษณะวงโคจร

การออกแบบต่างๆ ไป :	ระดับวงโคจรต่ำ, วงโคจรรูปวงรี, วงโคจรไม่พร้อมกับการโคจรของดวงอาทิตย์
ระยะเวลาที่ใช้ในการ โคจร	112.23 นาที
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียม	
กับสถานีรับสัญญาณอยู่ห่างไกลมากที่สุด	7853 กิโลเมตร
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียม	
กับสถานีรับสัญญาณอยู่ใกล้มากที่สุด	747 กิโลเมตร
ค่าส่วนประกอบของรูปวงรี	0.0541
ค่ามุมเอียงที่ดาวเทียมกระทำต่อ โลก	99.05 องศา
ค่าลองติจูดที่เพิ่มขึ้น	28.0575 องศาตะวันตก/วงโคจร
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานี	
ภาคพื้นดินสามารถติดต่อสื่อสารกันได้ไกลที่สุด	12493.315 กิโลเมตร
การออกแบบและสร้างโดย	สมาคม JARL, องค์การ JAMSAT, องค์การ NASDA และบริษัท NEC

ลักษณะของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ภาพที่ 189



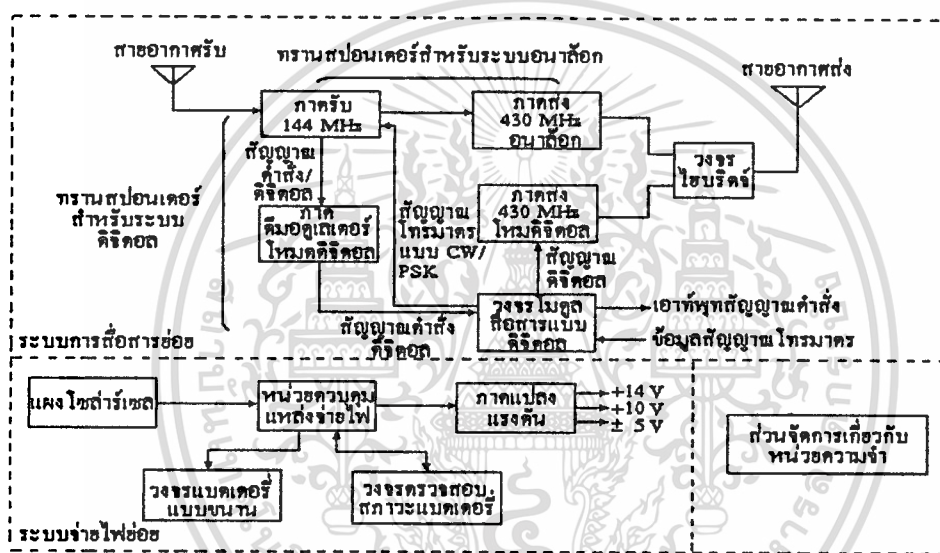
แสดงลักษณะของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปร่าง เป็นรูปทรงหลายหน้าทั้งหมด 26 หน้า โดยที่ 25 หน้าจะถูกปกคลุมไปด้วยแผงโซลาร์เซลล์
 ขนาด 470 มิลลิเมตร x 440 มิลลิเมตร x 440 มิลลิเมตร
 น้ำหนักของดาวเทียม 50 กิโลกรัม

ลักษณะระบบการทำงานภายในดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ภาพที่ 190



แสดงบล็อก ไดอะแกรมระบบการทำงานภายในดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

สัญญาณโทรมาตร

ระบบสัญญาณโทรมาตรส่งรายงานข้อมูลต่างๆ บนดาวเทียม FO - 20 มี 2 ชนิด คือ [2],

[55]

1. ข้อมูลสัญญาณแบบอนาล็อกจะสัมพันธ์กับแรงดัน, กระแสและอุณหภูมิภายในตัวดาวเทียมจะติดตั้งเซ็นเซอร์แบบอนาล็อก 29 จุด ส่งข้อมูลในลักษณะสัญญาณโทรเลขที่มีความถี่บีกอน 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์ ด้วยความเร็ว 20 คำต่อนาที

2. ข้อมูลสัญญาณแบบดิจิทัล 33 จุด ส่งข้อมูลในลักษณะแพ็คเกจเรดิโอ แบบ PSK ที่ความถี่บีกอน 435.910 เมกะเฮิร์ตซ์ ด้วยความเร็ว 2400 บิตต่อวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทรานสปอนเดอร์ของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20

ทรานสปอนเดอร์ที่ 1

ชนิด	ลิเนียร์ทรานสปอนเดอร์แบบอินเวอร์ตติ้ง
ความถี่ขาขึ้น	145.900 เมกะเฮิร์ตซ์ ถึง 146.000 เมกะเฮิร์ตซ์
ความถี่ขาลง	435.800 เมกะเฮิร์ตซ์ ถึง 435.900 เมกะเฮิร์ตซ์
ค่าแบนด์วิดท์ (ที่ระดับ 3 dB)	150 กิโลเฮิร์ตซ์
ค่ากำลังส่งเอาต์พุตสูงสุด	10 วัตต์ PEP
ความถี่ขาขึ้นส่งคำสั่งควบคุมระบบการทำงาน	100 วัตต์
ค่าแบนด์วิดท์	100 กิโลเฮิร์ตซ์
ความถี่คอปเพลอร์สูงสุด	6.7 กิโลเฮิร์ตซ์

ทรานสปอนเดอร์ที่ 2

ชนิด	ดิจิตอลทรานสปอนเดอร์
ความถี่ขาขึ้นในช่องสัญญาณที่ 1	145.850 เมกะเฮิร์ตซ์
ความถี่ขาขึ้นในช่องสัญญาณที่ 2	145.870 เมกะเฮิร์ตซ์
ความถี่ขาขึ้นในช่องสัญญาณที่ 3	145.890 เมกะเฮิร์ตซ์
ความถี่ขาขึ้นในช่องสัญญาณที่ 4	145.910 เมกะเฮิร์ตซ์
ความถี่ขาลง	435.910 เมกะเฮิร์ตซ์
ค่ากำลังส่งเอาต์พุตสูงสุด	10 วัตต์ rms

สายอากาศ

สายอากาศแบบเทอร์ริ่งสไตล์ (Turnstile) ในย่านความยาวคลื่น 2 เมตร ที่ใช้ในภาครับจะติดตั้งอยู่ส่วนล่างสุดของดาวเทียม ส่วนภาคส่งใช้สายอากาศแบบเทอร์ริ่งสไตล์ในย่านความยาวคลื่น 70 เซนติเมตร โพลาริซเป็นแบบวงกลม

ภาคผนวก ค.

ตัวอย่างแนววิธีการคำนวณหาค่าตัวแปรที่เกี่ยวข้องกับวงโคจรของ
ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 (จากตารางที่ 23) และ
ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 (จากตารางที่ 25)

ตัวอย่าง การคำนวณในตารางที่ 23 กำหนดให้

ดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 ใช้ระยะเวลาในการโคจรรอบโลก 1 รอบ
เท่ากับ 103.716 นาที
ค่าส่วนประกอบของรูปวงรี เท่ากับ 0.0015147 เท่า
ค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ เท่ากับ 1504 กิโลเมตร
ค่าความถี่ที่ใช้งาน เท่ากับ 137.620 เมกะเฮิร์ตซ์

จะได้ [49]

$$^{\circ}W = P/4$$

(45)

โดยที่ $^{\circ}W$ เป็นค่าองศาของเส้นลองจิจูดที่เปลี่ยนไปในขณะที่ดาวเทียมกำลังโคจร

(องศาตะวันตก/วงโคจร)

P เป็นค่าระยะเวลาที่ดาวเทียมใช้ในการโคจรรอบโลก 1 รอบ

(นาที)

ดังนั้นจะได้

$$= 103.716/4$$

$$= 25.929 \text{ องศาตะวันตก/วงโคจร}$$

จากสมการที่ 45 จะได้

$$P = 2\pi \{(r^3 / GM)\}^{1/2} \quad (46)$$

โดยที่ r เป็นค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับจุดศูนย์กลางของโลก (กิโลเมตร)
 GM เป็นค่าผลคูณระหว่างแรงโน้มถ่วงของโลกกับมวลของโลกเท่ากับ
 3.9871175×10^{14} ลูกบาศก์เมตร - วินาที²

ดังนั้นจะได้

$$103.716 \times 60 \text{ (วินาที)} = 2\pi \{(r^3 / 3.9871175 \times 10^{14})\}^{1/2}$$

$$r = 7313037.025 \text{ เมตร}$$

แทนค่าลงในสมการที่ 13 จะได้

$$\begin{aligned} &= \{3.9871175 \times 10^{14} / (7313037.025)\}^{1/2} \\ &= 7383.812 \text{ เมตร/วินาที} \end{aligned}$$

แทนค่าลงในสมการที่ 39 จะได้

$$\begin{aligned} &= \{(137.620 \times 10^6) \times (7383.812)\} / 3 \times 10^8 \\ &= 3.387 \text{ กิโลเมตร} \end{aligned}$$

จากสมการที่ 14 จะได้

$$\theta = \cos^{-1} \{R_{eq} / (R_{eq} + h)\} \quad (48)$$

โดยที่ θ เป็นค่ามุมระหว่างจุดที่ดาวเทียม โคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุดเปลี่ยนไปตามค่า
 เวลาที่ดาวเทียม โคจรผ่าน (องศา)

R_{eq} เป็นค่ารัศมีเฉลี่ยบริเวณแถบเส้นศูนย์สูตรของโลกเท่ากับ 6371 กิโลเมตร

h เป็นค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมกับสถานีรับสัญญาณ (เมตร)

จะได้

$$\begin{aligned} &= \cos^{-1} \{6.371 \times 10^6 / [6.371 \times 10^6 + (1504 \times 10^3)]\} \\ &= 36 \text{ องศา} \end{aligned}$$

และจาก

$$SR = R_{eq} \tan \theta \quad (49)$$

โดยที่ SR เป็นค่าระยะระหว่างดาวเทียมกับสถานีภาคพื้นดินสามารถจะติดต่อสื่อสารได้ไกลที่สุด (กิโลเมตร)

นำค่า θ แทนลงในสมการที่ 49 จะได้

$$\begin{aligned} &= (6.371 \times 10^6) \tan (36) \\ &= 4628.802 \text{ กิโลเมตร} \end{aligned}$$

ตัวอย่าง การคำนวณในตารางที่ 25 กำหนดให้
ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 ใช้ระยะเวลาในการโคจรรอบโลก 1 รอบ
เท่ากับ 112.062 นาที
ค่าส่วนประกอบของรูปวงรี เท่ากับ 0.0531220 เท่า
ค่า (h_a) เป็นค่า ระยะทางระหว่างดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด
เท่ากับ 7544.801 กิโลเมตร
ค่า (h_p) เป็นค่าระยะทางระหว่างดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด
เท่ากับ 720 กิโลเมตร
ค่าความถี่ที่ใช้งาน เท่ากับ 435.795 เมกะเฮิร์ตซ์

จากสมการที่ 45 จะได้

$$\begin{aligned} &= 112.062/4 \\ &= 28.015 \text{ องศาตะวันตก/วงโคจร} \end{aligned}$$

ดังนั้นจะได้ [49]

$$r_a = h_a + R_{eq} \quad (51)$$

$$r_p = h_p + R_{eq} \quad (52)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ r_a เป็นค่าระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางของโลกกับจุดที่ดาวเทียมโคจรห่างไกลจากโลกมากที่สุด (กิโลเมตร)

r_p เป็นค่าระยะทางระหว่างจุดศูนย์กลางของโลกกับจุดที่ดาวเทียมโคจรเข้ามาใกล้โลกมากที่สุด (กิโลเมตร)

จะได้

$$r_a = (7544.801 \times 10^3) + (6371 \times 10^3)$$

$$= 13915.801 \times 10^3 \text{ เมตร}$$

และ

$$r_p = (720 \times 10^3) + (6371 \times 10^3)$$

$$= 7091 \times 10^3 \text{ เมตร}$$

จากสมการที่ 6 และ 7 จะได้ [2]

$$a = (r_a - r_p)/2e \tag{53}$$

โดยที่ a เป็นค่าระยะครึ่งหนึ่งของแกนหลักรูปวงรี (กิโลเมตร)
 e เป็นค่าส่วนประกอบของรูปวงรี (เท่า)

ดังนั้นจะได้

$$= \{(13915.801 \times 10^3) - (7091 \times 10^3)\}/2(0.053122)$$

$$= 64237048.68 \text{ เมตร}$$

แทนค่าความเร็วในการโคจรของดาวเทียมอยู่ห่างไกลโลกมากที่สุด (v_p) ลงในสมการที่ 12 จะได้

$$v_p = \{(3.987 \times 10^{14})[(2)/(13915.801 \times 10^3) - (1)/(64237.048 \times 10^3)]\}^{1/2}$$

$$= 7148.081 \text{ เมตร/วินาที}$$

และแทนค่าความเร็วในการโคจรของดาวเทียมอยู่ใกล้โลกมากที่สุด (v_a) ลงในสมการที่ 12 จะได้

$$v_a = \{(3.987 \times 10^{14})[(2)/(7091 \times 10^3) - (1)/(64237.048 \times 10^3)]\}^{1/2}$$

$$= 10307.555 \text{ เมตร/วินาที}$$

แทนค่า v ที่ค่า v_p ลงในสมการที่ 39 จะได้

$$f_d = \{(435.795 \times 10^6) (7148.081)\}/(3 \times 10^8)$$

$$= 10.383 \text{ กิโลเฮิรตซ์}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แทนค่า v ที่ค่า v_u ลงในสมการที่ 39 จะได้

$$f_d = \{(435.795 \times 10^6) (10307.55)\} / (3 \times 10^8)$$

$$= 14.973 \text{ กิโลเฮิรตซ์}$$

จากสมการที่ 48 คัดเฉพาะค่า h_u จะได้

$$\theta = \cos^{-1} (6.371 \times 10^6) / \{(6.371 \times 10^6) + (7544.801 \times 10^3)\}$$

$$= 62.753 \text{ องศา}$$

และจากสมการที่ 49 จะได้

$$SR = (6.371 \times 10^6) \tan (62.753)$$

$$= 12371.737 \text{ กิโลเมตร}$$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ง.

ตารางความถี่ของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA - 9 และ
ดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO-20

ตารางที่ 26

แสดงความถี่ใช้งานของดาวเทียมตรวจอากาศ NOAA -9 [2], [52]

ประเภทของความถี่	ความถี่	ชนิดการส่ง ภาพ	การผสม คลื่น
ความถี่ขาลง	136.770 เมกะเฮิรตซ์, 137.620 เมกะเฮิรตซ์, 137.770 เมกะเฮิรตซ์	แบบ APT	แบบ FM
ความถี่ขาลง	1707.0 เมกะเฮิรตซ์	แบบ HRPT	แบบ FM

ตารางที่ 27

แสดงความถี่ใช้งานของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น FO - 20 [56], [57]

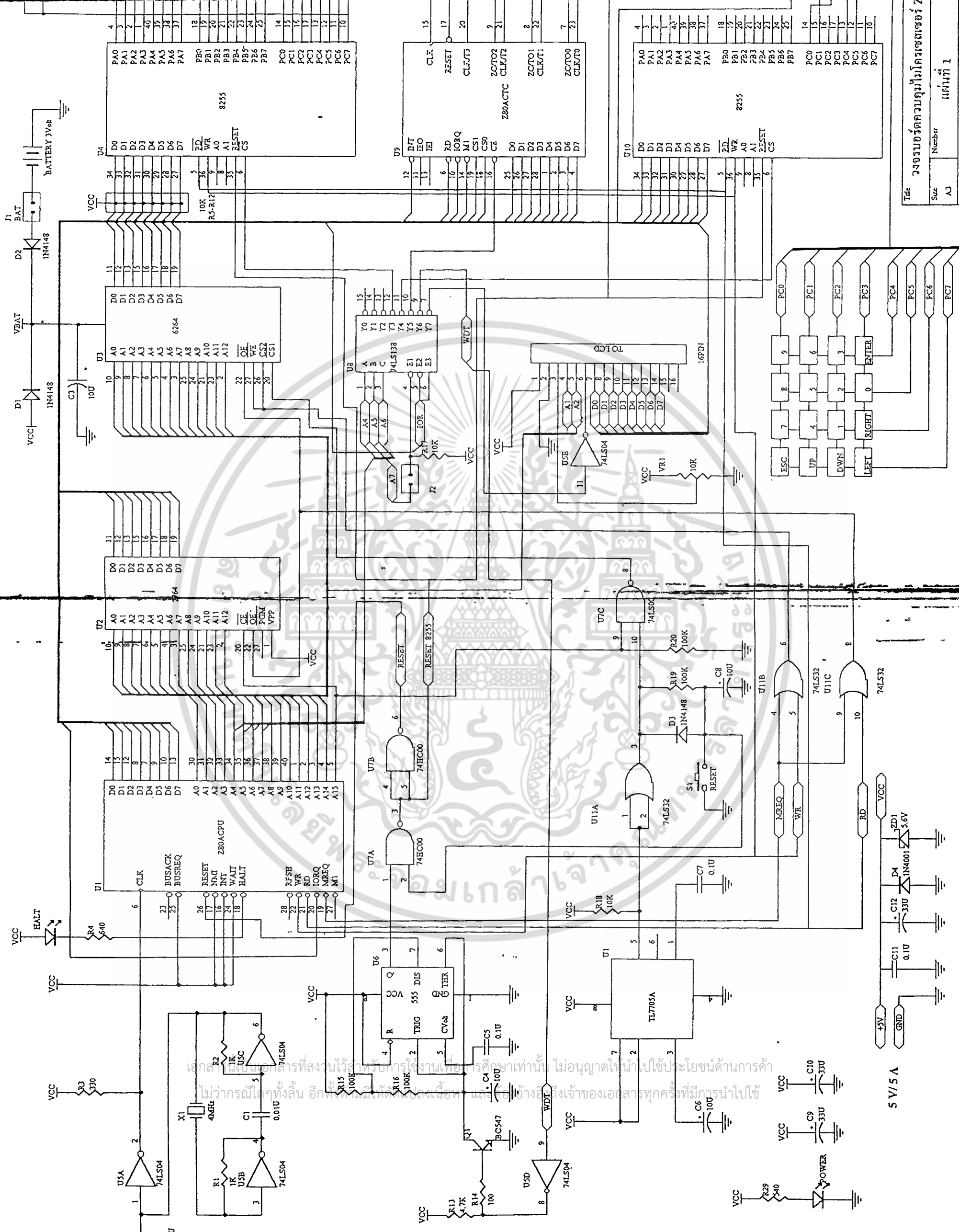
ประเภทของความถี่	ความถี่	การผสมคลื่น
ความถี่บีคอน	435.795 เมกะเฮิรตซ์	แบบ CW
ความถี่ขาขึ้น	145.900 เมกะเฮิรตซ์ ถึง 146.000เมกะเฮิรตซ์	แบบ SSB/CW
ความถี่ขาลง	435.900 เมกะเฮิรตซ์ ถึง 435.800 เมกะเฮิรตซ์	แบบ SSB/CW
ความถี่ขาขึ้น	145.850 เมกะเฮิรตซ์, 145.870 เมกะเฮิรตซ์ 145.890 เมกะเฮิรตซ์, 145.910 เมกะเฮิรตซ์	แบบ AFSK/FM
ความถี่ขาลง	435.910 เมกะเฮิรตซ์	แบบ BPSK/SSB

ภาคผนวก จ.

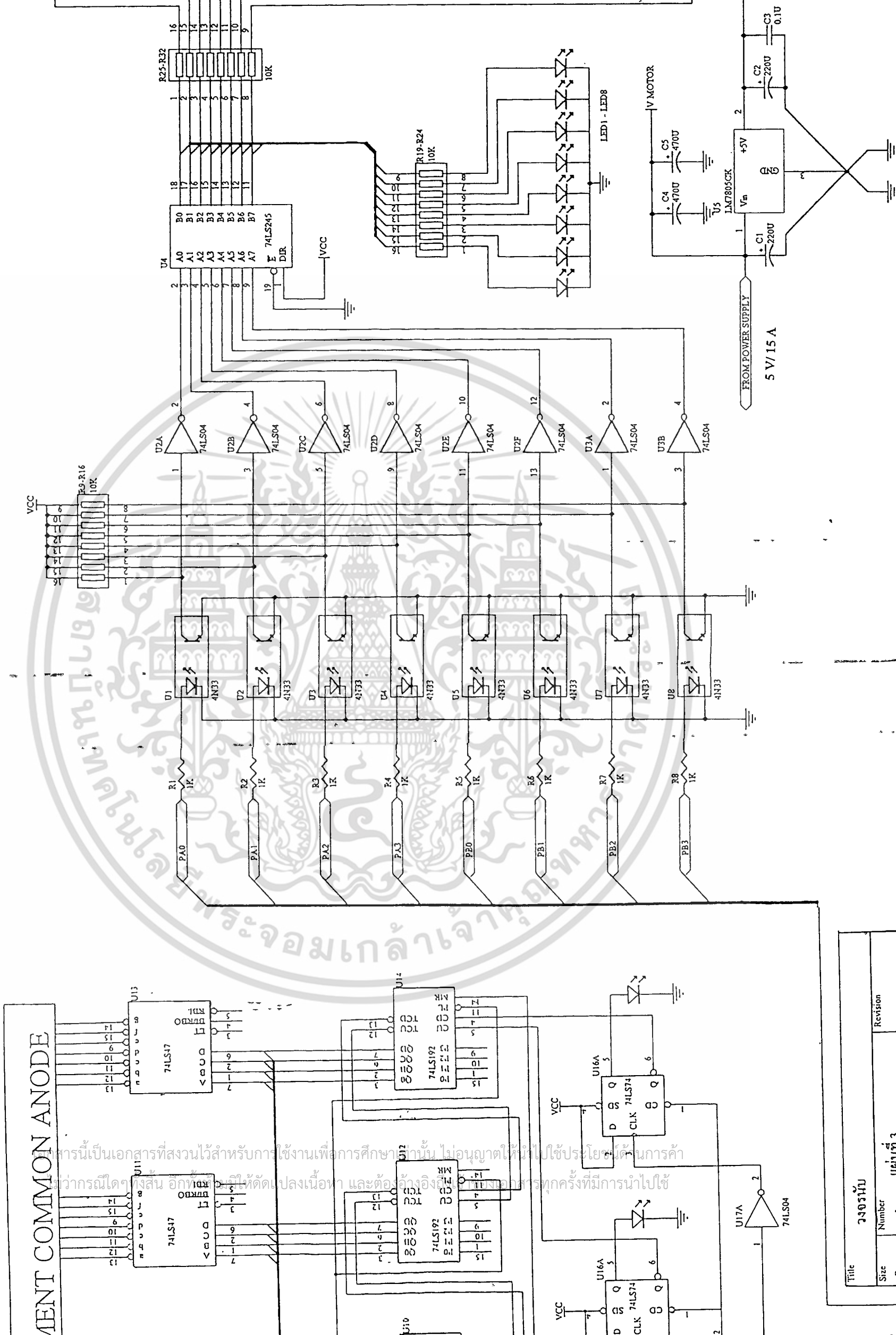
วงจรส่วนต่างๆ ของชุดควบคุมการปรับค่ามุมของสายอากาศ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



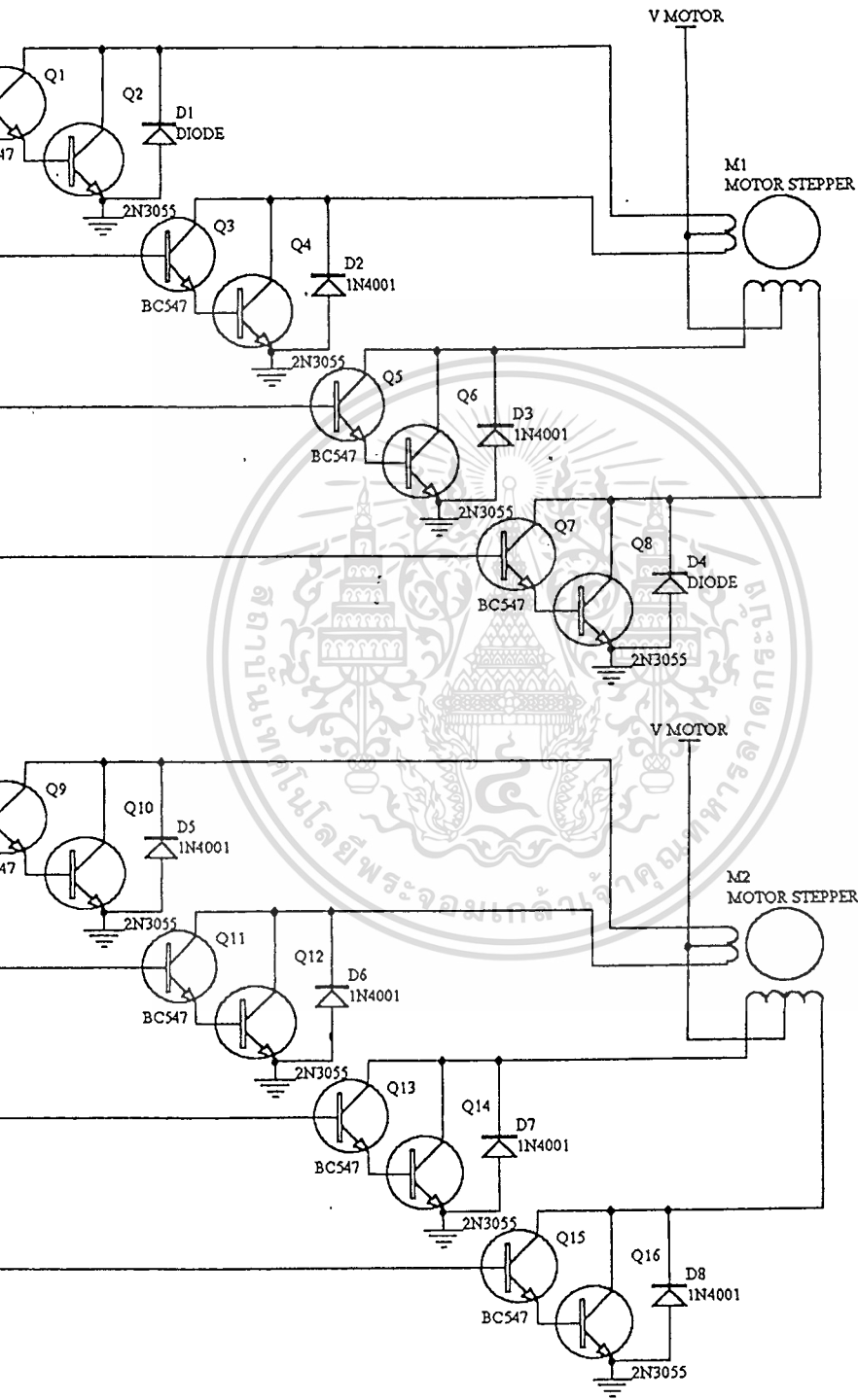
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังสงวนสิทธิ์ในสิ่งพิมพ์ และข้อมูลอ้างอิงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



LEMENT COMMON ANODE

การนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ในการค้า
 มาตรการใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงที่มาของการทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Title	วงจรมัลติเพล็กซ์
Size	แผ่นที่ 3
Number	
Revision	
Date:	15-Jan-1997
Sheet	1 of 1



วงจรชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนมอเตอร์

Title	วงจรชุดอุปกรณ์ขับเคลื่อนมอเตอร์	Revision
Size	แผ่นที่ 4	
Date:	22-Apr-1997	Sheet:

นี่เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์อื่นใดทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตจากผู้จัดทำ

ประวัติผู้เขียน

นายสนธยา คุ่มเสน เกิดวันที่ 26 มีนาคม 2511 ที่จังหวัดระยอง สำเร็จการศึกษา
ครุศาสตร์อุตสาหกรรม (วิศวกรรมโทรคมนาคม) จากสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหาร
ลาดกระบัง ปีการศึกษา 2535

ผลงานที่ได้รับการตีพิมพ์

1. “การรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่น,” วิศวกรรมลาดกระบัง, ปีที่ 10, ฉบับที่ 1, ประจำปี 2536
2. “ปรากฏการณ์คอปเพลอร์ในการรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นซึ่งมีวงโคจรแบบวงรี,” การประชุมวิชาการวิศวกรรมไฟฟ้าครั้งที่ 16, 25 - 26 พฤศจิกายน 2536
3. “การคำนวณหาค่าเวลาในการรับสัญญาณของดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นที่มีวงโคจรแบบวงรี,” การประชุมวิชาการวิศวกรรมไฟฟ้าครั้งที่ 17, 1 - 2 ธันวาคม 2537
4. “ปรากฏการณ์คอปเพลอร์ในการรับสัญญาณดาวเทียมวิทยุสมัครเล่นซึ่งมีวงโคจรแบบวงกลม,” การประชุมวิชาการวิศวกรรมไฟฟ้าครั้งที่ 18, 22 - 24 พฤศจิกายน 2538.
5. “การเชื่อมโยงเครื่องวัดสัญญาณเสียงเข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์,” การประชุมวิชาการวิศวกรรมไฟฟ้าครั้งที่ 18, 22 - 24 พฤศจิกายน 2538.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้