สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

ชุดควบคุมสายอากาศรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำอัตโนมัติ

Automatic Low Earth Orbit Satellite Antenna Controller

โดย

นายปานเทพ เดชธราดล

นายปิยะศักดิ์ ศักดิ์ศรีบำรุง

นายพชระ สุธนฐาน

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2542

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน 37117
วัน, เดือน, ปี 4 ก.ย. 2543

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชุดควบคุมสายอากาศรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำอัตโนมัติ

Automatic Low Earth Orbit Satellite Antenna Controller

โดย

นายปานเทพ เดชธราดล 39014320

นายปิยะศักดิ์ ศักดิ์ศรีบำรุง 39014324

นายพชระ สุธนฐาน 39014340

อาจารย์ที่ปรึกษา

รศ. ฉเรงค์ เหมกรณ์

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2542

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญานิพนธ์ปีการศึกษา 2542

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง **ชุดควบคุมสายอากาศรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำอัตโนมัติ**

Automatic Low Earth Orbit Satellite Antenna Controller

ผู้จัดทำ

1. **นายปานเทพ เดชธราดล 39014320**
2. **นายปิยะศักดิ์ ศักดิ์ศรีบำรุง 39014324**
3. **นายพชระ สุธนฐาน 39014340**

.....อาจารย์ที่ปรึกษา

(รศ.ณรงค์ เหมกรณ์)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ชุดควบคุมสายอากาศรับสัญญาณดาวเทียมวงโคจรต่ำอัตโนมัติ

Automatic Low Earth Orbit Satellite Antenna Controller

โดย นายปานเทพ เดชธราดล 39014320
นายปิยะศักดิ์ ศักดิ์ศรีบำรุง 39014324
นายพชระ สุธนฐาน 39014340

อาจารย์ที่ปรึกษา รศ. ณรงค์ เหมกรณ์

บทคัดย่อ

โครงงานนี้เกี่ยวกับการศึกษาดาวเทียมวงโคจรต่ำเพื่อการสื่อสารการควบคุมทิศทางของสายอากาศวิทยุ ทั้งแนวดิ่งและแนวราบ ใช้คอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล คำนวณหาตำแหน่งของดาวเทียมโดยใช้โปรแกรมอินสแตนแทรค ผลการคำนวณจะถูกนำมาใช้ควบคุมสายอากาศให้ชี้ไปทางตำแหน่งปัจจุบันของดาวเทียมโดยใช้โรเตอร์ YAESU 5600B ทำให้โรเตอร์ทำงานสอดคล้องกับการโคจรของดาวเทียม โดยได้ทำการทดลองโดยเลือกใช้ดาวเทียมวงโคจรต่ำ

ABSTRACT

This project concerns the study of low earth orbit satellites for the communications and the direction control of a radio antenna along the vertical and horizontal lines. A personal computer and the Instantrack program is used to calculate the position of the satellite. The result is utilized to control the antenna to follow the movement of the satellite using the rotor YAESU 5600B. It makes the rotor could agree with the revolving of the satellite. By choosing the low earth orbit satellite.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทที่ 1 บทนำ	1
บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	3
2.1 การเชื่อมต่ออุปกรณ์ภายนอกเข้ากับคอมพิวเตอร์	3
2.2 ฮาร์ดแวร์อินพุท/เอาท์พุทสำหรับคอมพิวเตอร์	5
2.3 ความสัมพันธ์ของสัญญาณอนาลอก ดิจิตอลและตัวแปลงสัญญาณ	13
2.4 การแปลงผันสัญญาณอนาลอกเป็นดิจิตอลสำหรับ ไอบีเอ็ม/พีซี	16
2.5 เทคนิคการเชื่อมต่อวงจร ADC เข้ากับปริ้นเตอร์พอร์ทไอบีเอ็ม/พีซี	18
2.6 ระบบการสื่อสารดาวเทียม	20
2.7 กลไกของวงโคจร	21
2.8 มุมมองจากสถานีภาคพื้นดิน	27
2.9จุดดาวเทียมย่อย	27
2.10 การคำนวณค่ามุมเงย	28
2.11 การคำนวณค่ามุมแนวระดับ	30
2.12 การมองเห็น (Visibility)	34
2.13 แพ็กเก็ตเรดิโอ	34
2.14 อุปกรณ์ที่ใช้ในการสื่อสาร	36
2.15 เทคนิคการควบคุม	37
2.16 การใช้ช่องสื่อสารวิทยุร่วมกัน	41
2.17 โปรโตคอล AX.25	42
บทที่ 3 การออกแบบและการสร้าง	43
3.1 การสร้างบล็อกไดอะแกรมของการ์ดอินเตอร์เฟส	44
3.2 หลักการทำงานของวงจร	45
3.3 โรเตอร์และตัวควบคุม	47
3.4 การติดตั้งการ์ดอินเตอร์เฟส	48
3.5 การรติดตั้งโรเตอร์โดยโปรแกรม แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์	48
3.6 คำแนะนำ	49
3.7 ไฟล์ บนแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์	50
3.8 การใช้งานอินเตอร์เฟสการ์ด	51
3.9 การใช้งานเมื่อเข้าสู่โปรแกรมอินสแตนแทรก	52

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4 ผลการทดลอง 57
4.1 ผลการทดลองจากการใช้การ์ดอินเตอร์เฟสเชื่อมต่อระหว่างอุปกรณ์ควบคุมโรเตอร์กับเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล 57
4.2 ผลจากการทดลองของการทำงานร่วมกันระหว่าง การ์ดอินเตอร์เฟส ,โปรแกรม แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ และ โปรแกรม อินสแตนแทรก v1.00b 59
4.3 ผลจากการใช้ โปรแกรมอินสแตนแทรก เพื่อทำการคำนวณวงโคจรของดาวเทียม 59
4.4 ผลการทดลองจากการเปลี่ยนตำแหน่งมุมแนวระนาบและมุมเงยตามดาวเทียมที่มีวงโคจรผ่านประเทศไทย 61
บทที่ 5 บทสรุปและวิจารณ์ 64
ภาคผนวก
หนังสืออ้างอิง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

	หน้า
รูปที่ 2.1 การใช้สายเคเบิลเชื่อมต่อเครื่องมือภายนอกเข้ากับคอมพิวเตอร์	3
รูปที่ 2.2 การใช้ตัวแปลงสัญญาณโมเมนต์การเปิดประตูเป็นสัญญาณทางไฟฟ้าเข้าสู่คอมพิวเตอร์	4
รูปที่ 2.3 สายข้อมูล 8 บิทของไอบีเอ็ม/พีซี	4
รูปที่ 2.4 ระบบเลขฐานสองที่ใช้ในการสื่อสารกันใน ไอบีเอ็ม/พีซี	5
รูปที่ 2.5 ระบบสล็อตอินพุท/เอาท์พุทบนไอบีเอ็ม/พีซี	5
รูปที่ 2.6 ขาสัญญาณต่างๆ ในสล็อตอินพุท/เอาท์พุท บนไอบีเอ็ม/พีซี	6
รูปที่ 2.7 การ์ดที่ใช้เสียบในสล็อตอินพุท/เอาท์พุท	10
รูปที่ 2.8 รายละเอียดวงจรอีนาเบิ้ล	11
รูปที่ 2.9 รายละเอียดของวงจรเอาท์พุทแลตช์	12
รูปที่ 2.10 รายละเอียดการต่อวงจรเอาท์พุทแลตช์ กับแอลอีดี 8 ดวง	12
รูปที่ 2.11 รายละเอียดวงจรอินพุทบัฟเฟอร์	13
รูปที่ 2.12 รายละเอียดการต่อดิปสวิทช์ 8 ทางกับวงจรอินพุทบัฟเฟอร์	13
รูปที่ 2.13 เทอร์โมมิเตอร์มีสเกลค่าอุณหภูมิแบบอนาลอก	14
รูปที่ 2.14 เทอร์โมมิเตอร์มีสเกลค่าอุณหภูมิแบบดิจิตอล	14
รูปที่ 2.15 เหตุกาณ์อนาลอกที่เป็นความร้อนไม่สามารถเชื่อมต่อเข้าคอมพิวเตอร์โดยตรงได้	15
รูปที่ 2.16 การใช้ตัวแปลงสัญญาณเปลี่ยนค่าความร้อนเป็นสัญญาณทางอิเลคทรอนิคส์ก่อนนำเข้าสู่ระบบคอมพิวเตอร์	16
รูปที่ 2.17 บล็อกไดอะแกรมเอดีซี	16
รูปที่ 2.18 รายละเอียดของวงจรเอดีซี เชื่อมต่อกับสล็อตอินพุท/เอาท์พุทบนไอบีเอ็ม/พีซีโดยใช้ IC ADC0804	18
รูปที่ 2.19 ไดอะแกรมวงจรเอดีซี ขนาด 8 บิท ซัคเซสซีฟ-แอพพร็อกซิเมท	19
รูปที่ 2.20 รายละเอียดของวงจรเอดีซี ขนาด 8 บิท แบบ R-2R แลดเดอร์ที่เชื่อมต่อเข้ากับปริ้นเตอร์พอร์ทของพีซี	20
รูปที่ 2.21 รายละเอียดเอดีซี 8 บิท แบบซัคเซสซีฟ-แอพพร็อกซิเมท	20
รูปที่ 2.22 แสดงองค์ประกอบของการสื่อสารดาวเทียมพื้นฐาน	21
รูปที่ 2.23 แสดงระบบพิกัดในการบอกตำแหน่งดาวเทียม	21

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

		หน้า
รูปที่ 2.24	แสดงวงโคจรของดาวเทียมรอบโลกในระบบพิกัดเมื่อระนาบ X_0,Y_0 เป็นระนาบวงโคจรและแกนZ_0 เป็นแกนที่ตั้งฉากกับระนาบวงโคจร	23
รูปที่ 2.25	แสดงพิกัดโพล่าร์ในการบอกตำแหน่งของดาวเทียมเทียบกับโลก	23
รูปที่ 2.26	แสดงรายละเอียดของระนาบวงโคจรเมื่อตำแหน่ง O เป็นจุดศูนย์กลางของโลก และตำแหน่ง C เป็นจุดศูนย์กลางของวงโคจรซึ่งเป็นวงรี	26
รูปที่ 2.27	แสดงมุมแนวระดับและมุมเงย	27
รูปที่ 2.28	แสดงระบบพิกัดของดาวเทียมกับ l_s ของจุดดาวเทียมย่อย	28
รูปที่ 2.29	แสดงการคำนวณค่ามุมเงย	29
รูปที่ 2.30	แสดงการคำนวณค่ามุมแนวระดับ ระหว่างตำแหน่ง A และ B ซึ่งอาจเป็นตำแหน่งสถานีภาคพื้นดินหรือตำแหน่งของดาวเทียม	31
รูปที่ 2.31	แสดงการคำนวณค่ามุมแนวระดับ เมื่อ E เป็นตำแหน่งของสถานีภาคพื้นดิน,S เป็นตำแหน่งของ ดาวเทียม และ G1 เป็นจุดตัดของเส้นแรงกับเส้นศูนย์สูตรโลก	33
รูปที่ 2.32	แสดงถึงการมองเห็นของดาวเทียม	34
รูปที่ 2.33	เปรียบเทียบใช้งานแพ็กเก็ตเรดิโอกับการใช้งานโมเด็มรับส่งข้อมูล	35
รูปที่ 2.34	โครงสร้างและส่วนประกอบของสถานีงานแพ็กเก็ตเรดิโอ	36
รูปที่ 2.35	การรับแพ็กเก็ตโดยเทคนิคทีดีเอ็มเอ	37
รูปที่ 2.36	การรับแพ็กเก็ตโดยเทคนิคเอฟดีเอ็มเอ	38
รูปที่ 2.37	การชนกันของแพ็กเก็ตข้อมูลในกรณีที่มีการส่งพร้อมกัน	39
รูปที่ 2.38	ช่วงเวลาต่างๆ ในการส่งข้อมูลแต่ละแพ็กเก็ตและเวลาที่ใช้ในการแก้ไขโดยการส่งแพ็กเก็ตเดิมใหม่อีกครั้งเมื่อเกิดการผิดพลาดในระหว่างการรับส่งข้อมูล	40
รูปที่ 2.39	พฤติกรรมการรับส่งข้อมูลของสถานีงานหนึ่งๆ ในกรณีซีเอสเอ็มเอส	41
รูปที่ 3.1	บล็อกไดอะแกรมเบื้องต้นในการทำโครงงาน	43
รูปที่ 3.2	บล็อกไดอะแกรมของการ์ดอินเตอร์เฟส	44
รูปที่ 3.3	วงจรของการ์ดอินเทอร์เฟส	46
รูปที่ 3.4	แสดงการ์ดอินเตอร์เฟสที่ใช้	47
รูปที่ 3.5	แสดงการติดตั้งการ์ดอินเตอร์เฟสบนเมนบอร์ด	48

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป(ต่อ)

	หน้า
รูปที่ 4.1 แสดงหน้าจอของโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ ที่กำหนดตำแหน่งมุมในแนวระนาบเท่ากับ 90° และมุมเงยเท่ากับ 45°	57
รูปที่ 4.2 แสดงหน้าจอขนาดของมุมแนวระนาบกับมุมเงยของอุปกรณ์ควบคุมโรเตอร์ที่สั่งจากเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลโดยโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์	58
รูปที่ 4.3 แสดงตำแหน่งของสายอากาศรับที่ มุมแนวระนาบ = 90° , มุมเงย = 45° โดยการสั่งงานจากเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล	58
รูปที่ 4.4 แสดงการตรวจสอบสถานะและตำแหน่งของมุมแนวระนาบและมุมเงยของโปรแกรมอินสแตนแทรก v1.00b	59
รูปที่ 4.5 แสดงหน้าจอหลักของโปรแกรม อินสแตนแทรก v1.00b	60
รูปที่ 4.6 แสดงในส่วนของแผนที่	60
รูปที่ 4.7 แสดงในส่วนของทรงสามมิติ	61
รูปที่ 4.8 แสดงตำแหน่งของดาวเทียม NOAA-14 ณ เวลาหนึ่งซึ่ง ฟุตปริ้นท์ (Footprint) ของมันคลอบคลุมประเทศไทย	62
รูปที่ 4.9 แสดงตำแหน่งของดาวเทียม NOAA-14 ณ เวลาหนึ่งซึ่ง ฟุตปริ้นท์(Footprint) ของมันไม่ได้คลอบคลุมประเทศไทย	62
รูปที่ 4.10 แสดงลักษณะของสัญญาณบีค่อนที่ 137.770 MHZ ที่รับจากดาวเทียม NOAA-12	63
รูปที่ 4.11 แสดงลักษณะของสัญญาณที่รับจากดาวเทียม NOAA-14	63

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

	หน้า
ตารางที่ 2.1 ตารางถอดรหัสของ 74LS138	19
ตารางที่ 2.2 a) แสดงสูตรการคำนวณมุมแนวระนาบ	32
ตารางที่ 2.2 b) แสดงสมการในการคำนวณค่ามุมแนวระนาบ	33

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1
บทนำ

เป็นที่ทราบกันดีอยู่แล้วว่า การติดต่อสื่อสารบนโลกมนุษย์เรานั้นมีบทบาทมาทุกยุคทุกสมัย เมื่อเรามาดูความหมายของคำว่า การสื่อสาร คือการบอกให้รู้ถึงความหมาย ความรู้สึกข่าวสารต่างๆ ผ่านสื่อต่างๆ จนถึงผู้รับสารได้เข้าใจกัน โดยการสื่อสารนั้นสามารถกระทำได้หลายวิธี เช่นการส่งสัญญาณโดยใช้วิธีต่างๆ กันไป เช่นการพูดคุย การแสดงออกทางกิริยาท่าทางต่างๆ ต่อมาได้มีการพัฒนาการติดต่อสื่อสารให้มีวิวัฒนาการที่สามารถติดต่อได้โดยเครื่องมือทางอิเลคโทรนิคส์ โดยเริ่มจากการสื่อสารโดยโทรเลข โทรศัพท์ และวิทยุสื่อสาร ตามลำดับ

ในโครงงานนี้ได้มีการนำอุปกรณ์สำเร็จที่สามารถใช้เป็นอุปกรณ์ประกอบเพื่ออำนวยความสะดวกในการสื่อสารของวิทยุประจำสถานีโดยการประกอบเข้ากับตัวคอมพิวเตอร์เพื่อใช้ในการควบคุมอุปกรณ์สายอากาศของเครื่องรับวิทยุ ซึ่งสามารถนำไปใช้ได้ทั้งในภาครัฐบาลและในภาคเอกชน และที่สำคัญที่สุดเป็นการเล็งเจาะจงสำหรับพนักงานนักวิทยุสมัครเล่นที่าอุปกรณ์ประจำสถานีครบครันซึ่งไม่น่าจะพลาดได้ แต่จะต้องอยู่ภายใต้การควบคุมของกรมไปรษณีย์โทรเลขซึ่งเป็นสถานีวิทยุประจำที่ที่ได้รับอนุญาตทางกฎหมายแล้ว ซึ่งสถานีวิทยุประจำที่นี้จะมีความได้เปรียบกว่าสถานีเคลื่อนที่(Mobile)ตรงที่ว่าสามารถติดต่อกับสถานีอื่นๆ ได้ดีกว่าและไกลกว่าหลายเท่าเพราะมีองค์ประกอบที่เหนือกว่าหลายด้าน เช่น ความสูงของสายอากาศ และกำลังส่งของเครื่องมือสื่อสาร และที่สำคัญที่ลืมไม่ได้คือสามารถเลือกใช้สายอากาศชนิดรอบตัวหรือแบบทิศทางก็ได้ตามลักษณะการใช้งานและความพอใจของเจ้าของสถานี กล่าวคือสายอากาศชนิดรอบตัวจะใช้ต่อเมื่อเราติดต่อพร้อมกันหลายสถานีและในรัศมีของคู่สถานีที่ไม่ไกลมากนัก ส่วนสายอากาศชนิดทิศทางนั้นสามารถเลือกติดต่อเฉพาะทิศทางได้เพียงครั้งละทิศทางเดียว คือด้านหน้าของตัวสายอากาศ ส่วนทางด้านหลังของตัวสายอากาศนั้นจะไม่สามารถรับสัญญาณได้ แต่จะได้ระยะทางไกลกว่าสายอากาศชนิดรอบตัวและจะไม่ไปรบกวนสถานีอื่นที่ใช้งานอยู่ ซึ่งสายอากาศชนิดทิศทางสามารถใช้งานได้หลายทิศทาง โดยมีอุปกรณ์สำเร็จที่เรียกว่า โรเตอร์ ซึ่งเป็นอุปกรณ์ควบคุมเกี่ยวกับทิศทางและที่ขาดไม่ได้จะต้องมีตัวซอร์ฟแวร์ซึ่งมีหน้าที่ควบคุมการทำงานของตัวโรเตอร์ ให้โรเตอร์สามารถทำงานได้อย่างครบถ้วนทั้งในมุมเงยและมุมแนวระดับ โดยที่เราไม่ต้องมานั่งควบคุมเครื่องเอง ซึ่งอาจจะทำให้ขาดความสะดวกในการที่จะใช้อุปกรณ์อย่างอื่นในสถานีและทำให้ขาดสมาธิด้วย

เมื่อกล่าวถึงตัวซอร์ฟแวร์และตัวโรเตอร์ที่ใช้งานจะต้องมีความสัมพันธ์กันและตัวโรเตอร์จะต้องเป็นโรเตอร์ชนิด 2 แกนคือแกนหมุนในมุมแนวระดับ (Azimuth) และในมุมเงย(Elevation) ในที่นี้จะกล่าวถึงซอร์ฟแวร์ 2 ตัวคือตัวโปรแกรม อินสแตนแทรก และโปรแกรม ดับบิวไอเอสพี(WISP) ซึ่งเป็นโปรแกรมควบคุมการทำงานของโรเตอร์และในที่นี้จะขาดไม่ได้ก็คือตัวสั่งการให้โรเตอร์ทำงานซึ่งรับคำสั่งมาจากตัวโปรแกรมสั่งการ ซึ่งการใช้อุปกรณ์ชุดนี้ทำให้สะดวกในการหาตำแหน่งและทิศทางที่ถูกต้องของดาวเทียม และเพื่อให้ผู้ใช้งานได้รับความสะดวกในการบังคับทิศทางที่ต้องการและไม่ทำให้เสียเวลาจากเดิมจะต้องเสียเวลาในการสั่งการบังคับให้โรเตอร์หมุนไปในทิศทางที่ต้องการครั้งละหลายๆ นาที ดังนั้นในจุดนี้เองจึงได้นำคอมพิวเตอร์มาทำการควบคุมร่วมกันกับการควบคุมแบบเดิม โดยเป็นไปใน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ลักษณะหน่วยความจำให้กับโรเตอร์ เพื่อให้โรเตอร์หมุนไปในทางที่ถูกบันทึกค่ามุมเอาไว้ตามความต้องการอย่างถูกต้องและมีความแม่นยำ และสามารถนำไปประยุกต์ใช้ในการสื่อสารและสามารถนำไปควบคุมการทำงานหาทิศทางของแผงโซลาร์เซลก็ได้แล้วแต่ว่าผู้ใดจะประยุกต์ให้ใช้งานได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

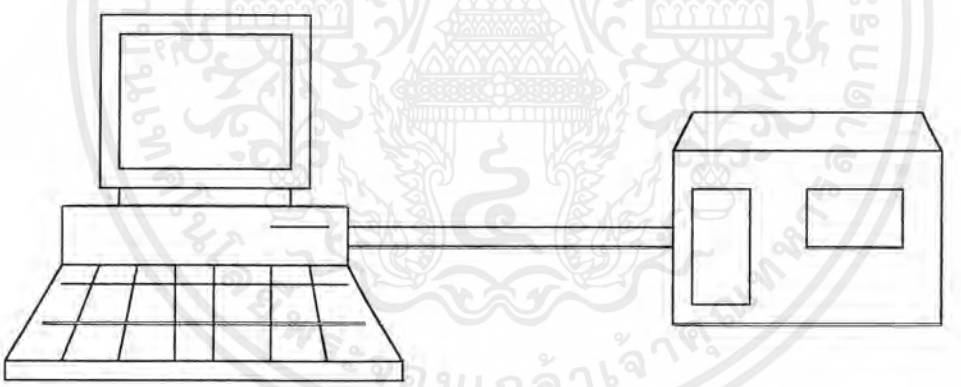
บทที่ 2
ทฤษฎีและหลักการ

ในโครงงานนี้จะประกอบด้วย การสร้างวงจรเชื่อมต่อและวงจรควบคุมต่างๆ ซึ่งอยู่ในส่วนของฮาร์ดแวร์ (HARDWARE) เพื่อจะให้ระบบที่เพิ่มเข้าไปในชุดโรเตอร์ทำงานร่วมกันอย่างสอดคล้องและในส่วนของโปรแกรมทดสอบการทำงานของวงจรเชื่อมต่อและโปรแกรมที่เราใช้งานจริงซึ่งอยู่ในส่วนของซอฟแวร์ (SOFTWARE) เพื่อให้การทำงานของวงจรต่างๆเป็นไปตามเงื่อนไขที่กำหนดไว้

2.1 การเชื่อมต่ออุปกรณ์ภายนอกเข้ากับคอมพิวเตอร์

คอมพิวเตอร์ที่ใช้กันอยู่ในปัจจุบันนอกจากใช้งานทางด้านซอฟแวร์แล้ว ยังใช้งานในการเชื่อมต่อเข้ากับเครื่องมือภายนอกต่างๆ เพื่อทำการวัดปริมาณทางกายภาพ และส่งผลกลับในการควบคุมทางกายภาพที่แวดล้อมตัวเรา อาจจะเป็นภายในบ้าน , ที่ทำงาน , หรือห้องทดลองก็ได้ ปริมาณทางกายภาพเหล่านี้ได้แก่ อุณหภูมิ ความชื้น ความเข้มแสง โมเมนต์ การเปิด-ปิดประตู เป็นต้น

ในการเชื่อมต่อเครื่องมือภายนอกเข้ากับไมโครคอมพิวเตอร์ โดยใช้สายเคเบิ้ลในการเชื่อมต่อดังแสดงในรูป 2.1

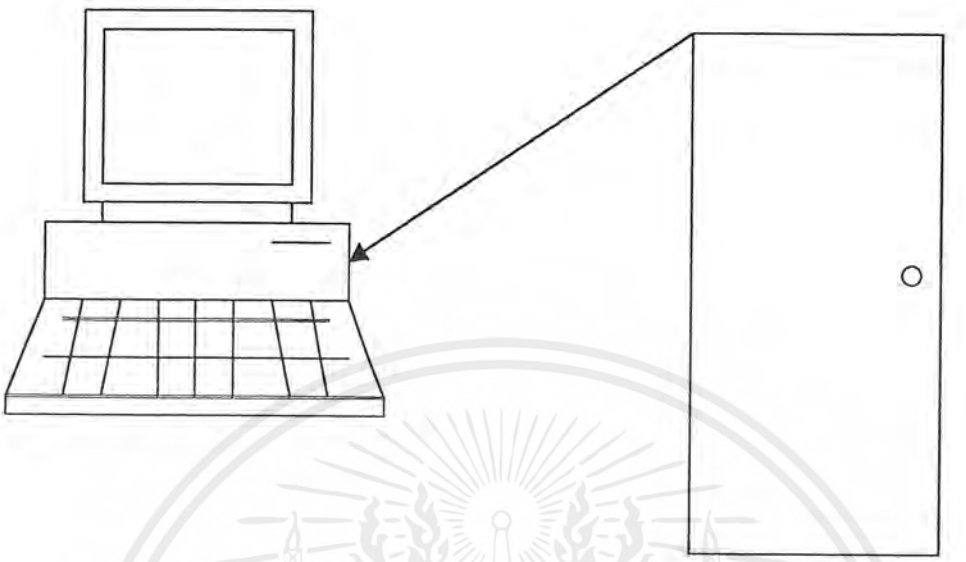


รูปที่ 2.1 การใช้สายเคเบิ้ลเชื่อมต่อเครื่องมือภายนอกเข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์

สำหรับการเชื่อมต่องานควบคุมภายในบ้าน ยกตัวอย่างง่ายๆ เช่น เมื่อมีการเปิดประตูหรือหน้าต่าง จะใช้คอมพิวเตอร์ส่งเสียงเตือนดังที่ลำโพง โดยใช้หลักการเชื่อมต่อดังกล่าว เริ่มจากการเรียกข้อมูลการเปิดประตูหรือหน้าต่างเข้าสู่คอมพิวเตอร์ เมื่อไม่มีการเปิดประตูก็จะไม่มีการส่งข้อมูลไปที่ลำโพง แต่เมื่อไรที่มีการเปิดประตู คอมพิวเตอร์จะส่งเสียงเตือนไปที่ลำโพงทันที ทำให้ทราบได้ว่าขณะนี้มีการเปิดประตูออก แล้วหากพิจารณาต่อไปก็จะมีคำถามอีกว่า คอมพิวเตอร์รู้ได้อย่างไร ว่ามีการเปิด-ปิดประตูหน้าต่างโดยตรง จำเป็นต้องใช้ตัวแปลงสัญญาณ (TRANSDUCER) ซึ่งมีการเปลี่ยนแปลงโมเมนต์

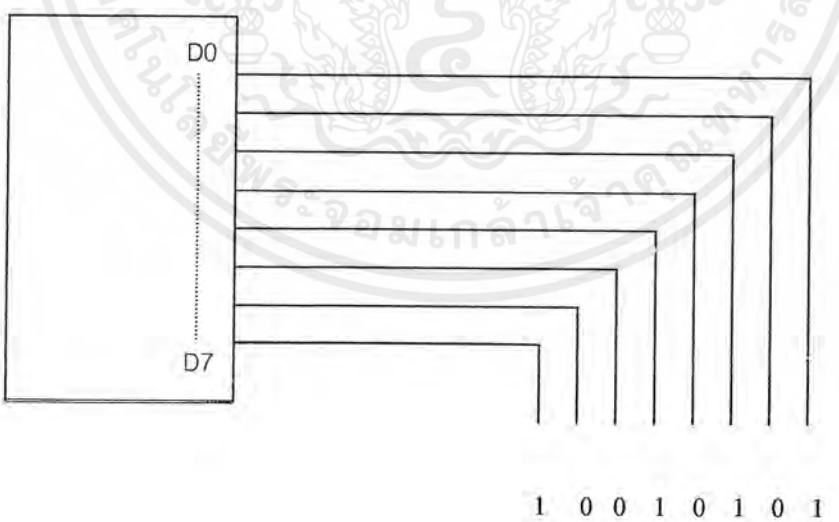
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(MOMENT) การเปิดประตูหรือหน้าต่างเป็นสัญญาณไฟฟ้าเข้าสู่คอมพิวเตอร์ ดังแสดงในรูปที่2.2 ในการส่งข้อมูลเข้า-ออกไปที่ลำโพงก็จะส่งไปในรูปของสัญญาณไฟฟ้าเช่นเดียวกัน



รูปที่ 2.2 การใช้ตัวแปลงสัญญาณเปลี่ยนโมเมนต์การเปิดประตูเป็นสัญญาณทางไฟฟ้าเข้าสู่คอมพิวเตอร์

การส่งข้อมูลและรับข้อมูลมีสายในการเชื่อมต่อ 8 สาย (D0-D7) แต่ละสายเรียกว่า 1 บิท การสื่อสารกันจะใช้ระบบเลขฐานสอง (BINARY SYSTEM) คือเป็น 1 และ 0 ซึ่ง 1 ในที่นี้คือแรงดัน +5 โวลท์ ส่วน 0 คือแรงดัน 0 โวลท์ ดังแสดงในรูปที่ 2.3 และ 2.4 ตามลำดับ



รูปที่ 2.3 สายข้อมูล 8 บิทของ ไอบีเอ็ม/พีซี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

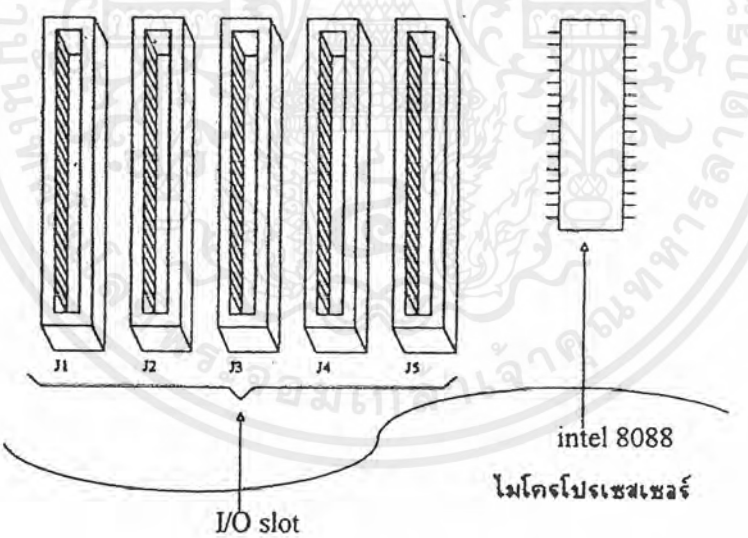
0 0 0 0 0 0 0 0 ไบท์ 1
1 1 0 1 0 1 1 0 ไบท์ 2
0 0 1 1 1 1 0 0 ไบท์ 3
1 0 0 0 1 1 1 1 ไบท์ 4
1 1 1 1 1 1 1 1 ไบท์ 5

8 บิทของข้อมูลที่ใช้ในการรับส่ง

รูปที่ 2.4 ระบบเลขฐานสองที่ใช้สื่อสารใน ไอบีเอ็ม/พีซี

2.2 ฮาร์ดแวร์อินพุท/เอาท์พุทสำหรับคอมพิวเตอร์

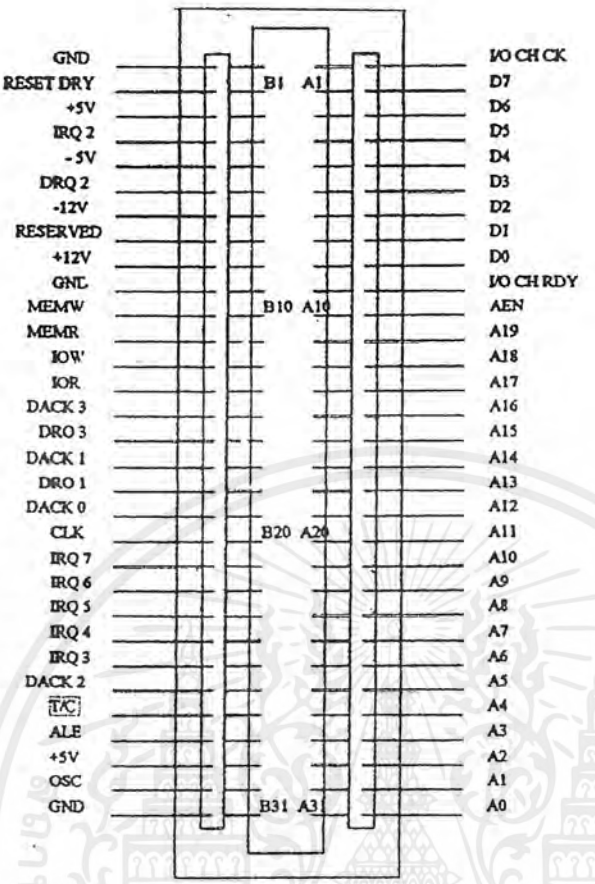
ในการส่งข้อมูลออก (OUTPUT DATA) และนำข้อมูลเข้า (INPUT DATA) สำหรับคอมพิวเตอร์ที่เราได้กล่าวถึงมาแล้วในข้อ 2.1 นั้นจำเป็นต้องมีวงจรอิเล็กทรอนิกส์เชื่อมต่อเข้ากับคอมพิวเตอร์ ดังนั้นจึงต้องมารู้จักกับ สล๊อต (SLOT) บนคอมพิวเตอร์ซึ่งมีระบบ สล็อต อินพุท/เอาท์พุท แสดงรายละเอียดดังรูปที่ 2.5 และ 2.6 ตามลำดับ



รูปที่ 2.5 ระบบ สล็อต อินพุท/เอาท์พุท บน ไอบีเอ็ม/พีซี

การส่งข้อมูลออกและนำข้อมูลเข้าจำเป็นต้องมีเส้นทางในที่นี้เรียกว่า พอร์ต (PORT) ซึ่งมีการจัดสรรที่ไม่ซ้ำซ้อนกัน มีแอดเดรสที่แน่นอน การสร้างการ์ด (CARD) เพื่อเชื่อมต่อกับ สล็อต อินพุท/เอาท์พุท แสดงดังรูปที่ 2.7

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.6 ขาสัญญาณต่างๆใน สล็อต อินพุท/เอาท์พุท บน ไอบีเอ็ม/พีซี

รายละเอียดของสัญญาณต่างๆบนสล็อต

OSC (OSCILLATOR : ขาB 30)

ขานี้เป็นเอาท์พุทที่เชื่อมต่อกับสัญญาณคล็อกที่มีค่าความถี่สูงสุดบนเมนบอร์ดคือ 14.31818 MHz ซึ่งมีคาบเวลาประมาณ 70 นาโนเซค (nanosec) และมี ดิวตี้ไซเคิล (duty cycle) (ช่วงเวลาใน 1 คาบที่สัญญาณคล็อกมีลอจิกเป็น 1 หารด้วยคาบเวลาทั้งหมด) ประมาณ 50% สัญญาณคล็อกอื่นๆของระบบ เช่น คล็อกที่ป้อนให้กับ 8088 หรือชิพซัพพอร์ตต่างๆนั้นจะถูกสร้างขึ้นโดยการหารสัญญาณคล็อกนี้ อย่างไรก็ตามสิ่งหนึ่งที่จะต้องคำนึงถึงในการใช้งานสัญญาณออสซิลเลเตอร์ก็คือสัญญาณนี้จะไม่สัมพันธ์กับสัญญาณอื่นๆบนบัสของระบบดังนั้นจึงไม่ควรที่จะนำนี้ไปใช้เป็นสัญญาณคล็อกสำหรับวงจรภายนอกอื่นๆที่ทำงานร่วมกับระบบ

CLK (Clock : ขา B20)

ขาสัญญาณนี้เป็นเอาท์พุทซึ่งต่อกับสัญญาณคล็อกที่ถูกสร้างขึ้นโดยการหารสัญญาณ ออสซิลเลเตอร์ ด้วย 3 ทำให้ได้ความถี่ประมาณ 4.77 MHz หรือมีช่วงเวลาในคาบ(ช่วงเวลาของคล็อก 1 ลูก) เป็น 210นาโนเซค สำหรับค่าดิวตี้ไซเคิลของสัญญาณนี้จะมีค่าประมาณ 1/3 คือ ใน 1 คาบจะมีช่วงเวลาที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เป็นลอจิก 1 เท่ากับ 1ใน 3 ของคาบเวลาทั้งหมด หรือประมาณ 70 นาโนเซค และช่วงเวลาที่เป็นลอจิก 0 เท่ากับ 2/3 ของคาบเวลาทั้งหมด หรือประมาณ 140 นาโนเซค

RESET DRV (ขา B2)

ขาสัญญาณนี้เป็นเอาท์พุท ซึ่งจะแอคทีฟ (ลอจิก 1) ในช่วงที่เราเริ่มจ่ายไฟให้กับระบบและจะยังคงแอคทีฟไปจนกว่าระบบต่างๆภายในจะพร้อมทำงานจากนั้นสัญญาณก็จะเปลี่ยนเป็นลอจิก 0 นอกจากนี้ในระหว่างการทำงานของเครื่องถ้าระดับแรงดันของแหล่งจ่ายไฟตกลง สัญญาณนี้ก็จะถูกทำให้แอคทีฟเช่นกันโดยทั่วไปแล้สัญญาณนี้จะถูกนำไปใช้ในการรีเซ็ทวงจรอินเตอร์เฟสหรืออุปกรณ์อินพุท/เอาท์พุทต่างๆในช่วงที่เริ่มจ่ายไฟให้กับระบบ ซึ่งจะเป็นการทำให้วงจรหรืออุปกรณ์เหล่านี้ถูกปรับให้อยู่ในสภาวะที่แน่นอน ก่อนที่จะเริ่มการทำงานในระบบ

A0 – A19 (Address Bus : ขา A31 – A12)

ขาสัญญาณทั้ง 20 ขานี้เป็นเอาท์พุท ซึ่งใช้สำหรับกำหนดแอดเดรสของหน่วยความจำ หรืออุปกรณ์อินพุท/เอาท์พุทที่ 8088 ต้องการติดต่อด้วย โดยที่สัญญาณ A0 จะมีนัยสำคัญต่ำสุดและ A19 จะมีนัยสำคัญสูงสุด สำหรับค่าแอดเดรสบนบัสแอดเดรสนี้จะถูกกำหนดโดย 8088 ในระหว่างกระบวนการอ่าน/เขียนข้อมูลลงในหน่วยความจำหรืออุปกรณ์ อินพุท/เอาท์พุทในแต่ละช่วงของกระบวนการ ดีเอ็มเอ (DMA) นั้น ดีเอ็มเอ คอนโทรลเลอร์ (DMA-Controller) จะเป็นผู้กำหนดค่าแอดเดรสลงบนบัสแอดเดรสเอง (ในระหว่างนี้ 8088 จะถูกตัดออกจากระบบ)

จะเห็นได้ว่าจำนวนเส้นแอดเดรสจะมีอยู่ 20 เส้น ซึ่งสามารถจะอ้างอิงแอดเดรสในหน่วยความจำได้ถึง 1 เมกกะไบท์ แต่อย่างไรก็ตามจะมีแอดเดรสบางแอดเดรสที่ถูกใช้งานอยู่ก่อนแล้ว คือแอดเดรสของหน่วยความจำแรมบนเมนบอร์ดที่ถูกใช้โดยระบบจำนวน 64 กิโลไบท์และแอดเดรสสำหรับหน่วยความจำรอมอีก 48 กิโลไบท์ ซึ่งถูกจัดในช่วงของแอดเดรสบนสุดใน 1 เมกกะไบท์คือ 0FC00H จนถึง 0FFFFFH

สำหรับการอ้างอิงแอดเดรสของอินพุท/เอาท์พุท พอร์ตนั้น จะใช้แอดเดรสเพียง 16 เส้นคือ A0 – A15 ซึ่งจะทำให้อ้างอิงแอดเดรสของพอร์ตได้ 64k พอร์ตโดยผ่านทางชุดคำสั่งอินและเอาท์ ส่วนเส้นแอดเดรสที่เหลือคือ A16 – A19 นั้นจะไม่ถูกใช้งาน

D0 –D7 (Data Bus : ขา A9 –A2)

ขาสัญญาณนี้จะเป็นแบบ ไบ-ไดเรคชั่นนอล (Bi-Directional) ซึ่งต่อกับบัสข้อมูลของระบบ เพื่อทำหน้าที่ส่งผ่านข้อมูลระหว่างพอร์ตอินพุท/เอาท์พุท กับไอบีเอ็ม/พีซี โดยบิท D0 จะมีนัยสำคัญต่ำสุดและบิท D7 จะมีนนัยสำคัญสูงสุด

สำหรับในบัสไซเคิลของการเขียนข้อมูลที่สร้างขึ้นโดย 8088 นั้นข้อมูลจะถูกส่งออกมาบนบัสข้อมูล ก่อนที่สัญญาณ $\overline{IOW}$ หรือ $\overline{MEMW}$ จะเปลี่ยนจากลอจิก 0 เป็น 1 ซึ่งโดยทั่วไปขอบขาขึ้นของสัญญาณ $\overline{IOW}$ หรือ $\overline{MEMW}$ นี้จะถูกใช้เพื่อสั่งให้ อินพุท/เอาท์พุทพอร์ตหรือหน่วยความจำที่มีแอดเดรสตรงกับค่าแอดเดรสบนบัสแอดเดรสนั้นรับข้อมูลไปเก็บไว้

สำหรับในบัสไซเคิลของการอ่านข้อมูลที่สร้างขึ้นโดย 8088 นั้น อินพุท/เอาท์พุท พอร์ต หรือหน่วยความจำที่ถูกอ้างถึงจะต้องส่งข้อมูลออกมาบนบัสข้อมูล ก่อนที่สัญญาณ $\overline{IOR}$ หรือ $\overline{MEMR}$ จะเปลี่ยนจากลอจิก 0 เป็น 1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ALE (Address Latch Enable : ขา B28)

ขาสัญญาณนี้เป็นสัญญาณเอาท์พุทที่ 8288 บัสคอนโทรลเลอร์ (Bus-Controller) สร้างขึ้นเพื่อใช้สำหรับแสดงการเริ่มต้นของบัสไซเคิล และแสดงให้อุปกรณ์ภายนอกทราบว่าแอดเดรสที่ 8088 ต้องการจะติดต่อด้วยนั้นถูกส่งออกมาบนบัสแอดเดรสแล้วโดยที่สัญญาณ เอแอลอี (ALE) นี้จะเปลี่ยนจาก 1 เป็น 0 เมื่อค่าแอดเดรสที่ถูกต้องถูกส่งมาบนบัสข้อมูลเรียบร้อยแล้วดังนั้นขอบขาลงของสัญญาณ เอแอลอีนี้จะถูกใช้ในการแลทช์ค่าแอดเดรสจากบัสแอดเดรส/ข้อมูลของ 8088 ทำให้สามารถแยกค่าแอดเดรสและข้อมูลออกจากกกันได้อย่างไรก็ตามสัญญาณ เอแอลอี จะแอคทีฟเฉพาะในบัสไซเคิลที่สร้างขึ้นโดย 8088 เท่านั้น โดยจะไม่แอคทีฟในระหว่างขบวนการ ดีเอ็มเอ

$\overline{I/OCHCK}$ (I/O Channel Check : ขา A1)

ขาสัญญาณนี้เป็นอินพุทที่ใช้ในการแสดงความผิดพลาดเกี่ยวกับพาริตี้ที่เกิดขึ้นในการทำงานของวงจรอินเทอร์เฟสหรืออุปกรณ์อินพุท/เอาท์พุทเมื่อขาสัญญาณนี้ได้รับลอจิก 0 จะทำให้ 8088 ถูกอินเทอร์รัพท์แบบ เอ็นเอ็มไอ (Non – Markable : NMI) อย่างไรก็ตามเราสามารถที่จะกำหนดให้วงจรภายในของไอบีเอ็ม/พีซี ทำการขออินเทอร์รัพท์หรือไม่ก็ได้ โดยการกำหนดลอจิกของบิทข้อมูลของพอร์ทที่ควบคุมการขออินเทอร์รัพท์แบบ เอ็นเอ็มไอ

I/O CHRDY (I/O CHANNEL READY : ขา A10)

ขาสัญญาณนี้เป็นอินพุทที่ใช้เพิ่มช่วงเวลาในบัสไซเคิลในกรณีที่อุปกรณ์ อินพุท/เอาท์พุท หรือหน่วยความจำที่เกี่ยวข้องกับขบวนการในบัสไซเคิลที่เกิดขึ้นนั้น ไม่สามารถทำงานทันตามช่วงเวลาปกติของบัสไซเคิลนั้นๆได้ เมื่ออุปกรณ์อินพุท/เอาท์พุทหรือหน่วยความจำต้องการที่จะเพิ่มช่วงเวลาในบัสไซเคิลให้นานขึ้นอีกนั้น จะสามารถทำได้โดยการป้อนลอจิก 0 ให้กับขานี้ ในช่วงเวลาที่ อินพุท/เอาท์พุท หรือหน่วยความจำที่ถูกกำหนดนั้น ได้รับสัญญาณจากการดีโค้ดแอดเดรสและ สัญญาณ $\overline{MEMR}$, $\overline{IOR}$ $\overline{MEMW}$, หรือ $\overline{IOW}$ แอคทีฟ

IRQ2 – IRQ7 (Interrupt Request 2 Through 7 : ขา B4 และ B25-B21)

ขาสัญญาณทั้ง 6 นี้เป็นขาอินพุทที่ใช้สำหรับการขออินเตอร์รัพท์จาก 8088 โดยสัญญาณเหล่านี้จะต่อเข้ากับ 8259A บนเมนบอร์ดโดยตรง โปรแกรมในส่วน ไบออส ของ ไอบีเอ็ม/พีซี จะทำการรันโปรแกรม 82589A ให้ IRQ2 มีลำดับความสำคัญสูงสุด และ IRQ7 มีลำดับความสำคัญต่ำสุดในกรณีที่มีการขออินเทอร์รัพท์เกิดขึ้นคือระดับลอจิกที่ขา ไออาร์คิว (IRQ) ขาใดขาหนึ่งถูกเปลี่ยนจากลอจิก 0 เป็นลอจิก 1 8259A ก็จะทำการส่งสัญญาณไอเอ็นที (INT) ให้กับ 8088 เพื่อทำการขออินเทอร์รัพท์

สิ่งสำคัญในการขออินเทอร์รัพท์โดยผ่านทาง IRQ2-IRQ7 นี้ ก็คืออุปกรณ์ที่ทำการขออินเทอร์รัพท์โดยผ่านทาง ไออาร์คิว ขาใดก็ต้องรักษาระดับสัญญาณที่ขา ไออาร์คิว นั้น ให้แอคทีฟอยู่จนกว่าจะได้รับสัญญาณไอเอ็นทีเอ (Interrupt Acknowledge : INTA) จาก 8088 เสียก่อน ถ้าไม่เช่นนั้นการขออินเทอร์รัพท์จะถูกยกเลิก และอินเทอร์รัพท์ ระดับ 7 ก็จะถูกสร้างขึ้นโดยอัตโนมัติ ไม่ว่าการขออินเทอร์รัพท์ที่ถูกยกเลิกนั้นจะเป็นการขออินเทอร์รัพท์ในระดับหรือขาใด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แต่อย่างไรก็ตามสัญญาณ ไอเอ็นทีเอ นี้จะไม่ถูกต่อออกมาที่ขาของสล็อตด้วย ดังนั้นโปรแกรมที่ทำการตอบสนองต่อการขออินเทอร์รัพท์ จะต้องทำการรีเซ็ทสัญญาณ ไออาร์คิว เองโดยใช้คำสั่ง เอาท์ ไปยังอินพุท/เอาท์พุท พอร์ทที่เกี่ยวข้อง

$\overline{IOR}$ (I/O Read : ขา B14)

ขาสัญญาณนี้เป็นเอาท์พุทแอคทีฟที่ลอจิก 0 สร้างขึ้นโดย 8288 บัส-คอนโทรลเลอร์ เพื่อใช้ในการแสดงว่าบัสไซเคิลที่เกิดขึ้นนี้ เป็นบัสไซเคิลของการอ่านข้อมูลจากอินพุท/เอาท์พุทพอร์ท เพื่อให้อินพุท/เอาท์พุทพอร์ทที่มีแอดเดรสตรงกับแอดเดรสบนบัสแอดเดรสนั้นส่งข้อมูลออกมาบนบัสข้อมูล โดยข้อมูลจะต้องถูกส่งออกมาบนบัสข้อมูลก่อนขอบขาขึ้นของสัญญาณ $\overline{IOR}$ ประมาณ 30 นาโนเซค เพื่อให้มั่นใจได้ว่า 8088 สามารถรับข้อมูลได้ถูกต้อง

$\overline{IOW}$ (I/O Write : ขา B13)

ขาสัญญาณนี้เป็นเอาท์พุทแอคทีฟที่ลอจิก 0 สร้างขึ้นโดย 8288 บัส-คอนโทรลเลอร์ เพื่อใช้ในการแสดงว่าบัสไซเคิลที่เกิดขึ้นนี้ เป็นบัสไซเคิลของการเขียนข้อมูลจากอินพุท/เอาท์พุทพอร์ท เพื่อให้อินพุท/เอาท์พุทพอร์ทที่มีแอดเดรสตรงกับแอดเดรสบนบัสแอดเดรสนั้น รับข้อมูลที่อยู่บนบัสข้อมูลไปเก็บไว้ อย่างไรก็ตามเนื่องจากในช่วงเวลาที่สัญญาณ $\overline{IOW}$ นี้แอคทีฟนั้นข้อมูลบนบัสข้อมูลนั้นยังไม่สมบูรณ์ ดังนั้นในการออกแบบจึงควรใช้ขอบขาขึ้นของสัญญาณ $\overline{IOW}$ แทนขอบขาลงในการทำให้ อินพุท/เอาท์พอร์ท ที่เกี่ยวข้องรับข้อมูลไปเก็บไว้เพื่อให้ข้อมูลบนบัสข้อมูลสมบูรณ์เสียก่อน

$\overline{MEMW}$ (Memory Write : ขา B11)

ขาสัญญาณนี้เป็นเอาท์พุทแอคทีฟที่ลอจิก 0 สร้างขึ้นโดย 8288 บัส-คอนโทรลเลอร์ในระหว่างบัสไซเคิลในการเขียนข้อมูลลงในหน่วยความจำของ 8088 สัญญาณ $\overline{MEMW}$ นี้จะถูกส่งออกมาเพื่อให้หน่วยความจำที่แอดเดรสตรงกับค่าแอดเดรสบนบัสแอดเดรสนั้นทำการรับข้อมูลที่อยู่บนบัสข้อมูลไปเก็บไว้ โดยทั่วไปหน่วยความจำจะรับข้อมูลในช่วงขอบขาขึ้นของสัญญาณ $\overline{MEMW}$

$\overline{MEMR}$ (Memory Read : ขา B12)

ขานี้จะเป็นเอาท์พุทจาก 8288 ซึ่งสัญญาณนี้จะแอคทีฟระหว่างบัสไซเคิลของการอ่านข้อมูลจากหน่วยความจำของ 8088 เพื่อให้หน่วยความจำที่แอดเดรสตรงกับค่าแอดเดรสบนบัสแอดเดรสนั้นทำการรส่งข้อมูลออกมาในช่วง 30 นาโนเซคก่อนที่สัญญาณ $\overline{MEMR}$ จะกลับเป็น 1 ทั้งนี้เพื่อให้ 8088 รับข้อมูลไดอย่างถูกต้อง

AEN (Address Enable : ขา A11)

สัญญาณนี้เป็นเอาท์พุทที่ใช้แสดงว่าบัสไซเคิลที่เกิดขึ้นในช่วงเวลาที่สัญญาณเออีเอ็น(AEN) แอคทีฟนั้นเป็นบัสไซเคิลของขบวนการ ดีเอ็มเอ สำหรับบนเมนบอร์ดของ ไอบีเอ็ม/พีซี นั้นจะใช้สัญญาณนี้ในการดิสเอเบิ้ล (Disable) 8288 บัสคอนโทรลเลอร์ และจะใช้ดิสเอเบิ้ลอินพุทเอาท์พุทพอร์ตต่างๆที่ไม่เกี่ยวข้องกับกระบวนการ ดีเอ็มเอที่เกิดขึ้นนี้

บัสของแหล่งจ่ายไฟของระบบ

+5Vdc (ขา B3 และ B29)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ขาทั้งสองนี้ต่อกับแหล่งจ่ายไฟ DC +5V ของระบบโดยจะมีค่าความเที่ยงตรงอยู่ระหว่าง +5% กับ –5% คืออยู่ในช่วงของ +4.75 ถึง +5.25 Vdc

+12 Vdc (ขา B39)

ขานี้ต่อกับแหล่งจ่ายไฟ DC +12V ของระบบโดยจะมีค่าความเที่ยงตรงอยู่ระหว่าง +5% กับ –5% คืออยู่ในช่วงของ +11.4 ถึง +12.6 Vdc

-5Vdc (ขา B5)

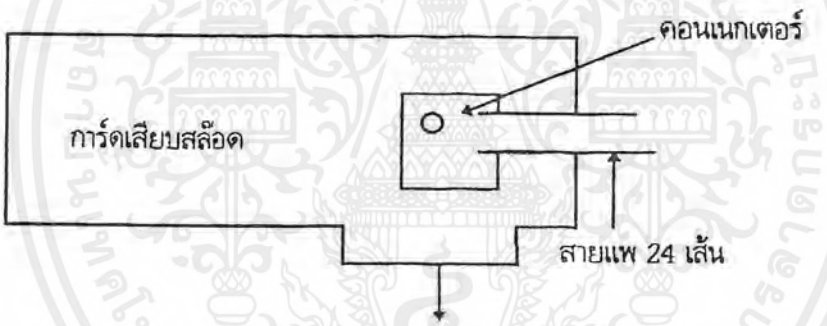
ขานี้ต่อกับแหล่งจ่ายไฟ DC -5V ของระบบโดยจะมีค่าความเที่ยงตรงอยู่ระหว่าง +10% กับ –10% คืออยู่ในช่วงของ -5.5 ถึง -4.5 Vdc

-12 Vdc (ขา B7)

ขานี้ต่อกับแหล่งจ่ายไฟ DC -12V ของระบบโดยจะมีค่าความเที่ยงตรงอยู่ระหว่าง +10% กับ –10% คืออยู่ในช่วงของ -13.2 ถึง –10.8 Vdc

GND (ขา B1 , B10 และ B31)

ขาทั้ง 3 นี้จะต่อเข้ากับกราวด์ของระบบ



รูปที่ 2.7 การ์ดที่ใช้เสียบใน สล็อตอินพุทเอาท์พุท (PC-CARD)

ฮาร์ดแวร์ในการอินพุท/เอาท์พุทข้อมูลมีรายละเอียดของการเชื่อมต่อดังต่อไปนี้

วงจรอีนาเบิล (ENABLE CIRCUIT)

วงจรเอาท์พุทแลทช์ (OUTPUT LATCHES CIRCUIT)

วงจรอินพุทบัฟเฟอร์ (INPUT BUFFER CIRCUIT)

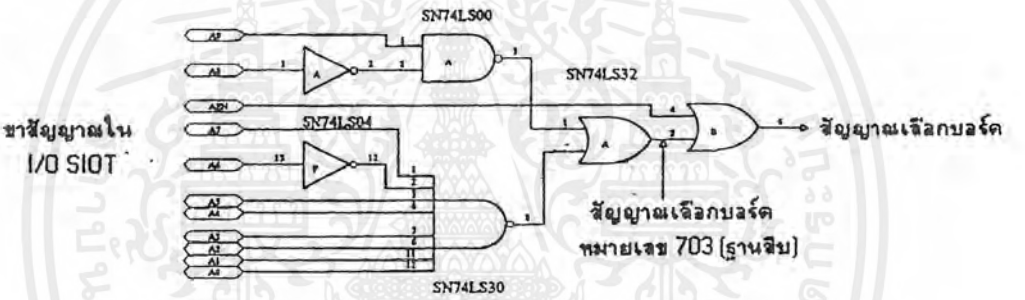
2.2.1 วงจรอีนาเบิล

การสื่อสารภายในคอมพิวเตอร์มีสายข้อมูล (DATA BUS) เพื่อส่งและรับข้อมูลถึงกัน การส่งและรับข้อมูลถ้าไม่มีตำแหน่งในการส่งและรับก็ไม่รู้ว่าส่งไปที่ไหนและให้ที่ใครรับ จึงจำเป็นต้องมีสายแอดเดรส (ADDRESS BUS) ในการกำหนดตำแหน่งภายในเครื่องคอมพิวเตอร์ เช่นเดียวกับเลขที่ห้องเพื่อที่จะได้รับรู้กันภายในคอมพิวเตอร์ว่าต้องส่งข้อมูลดังกล่าวจากห้องไหนไปยังห้องไหน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในกรณีที่มีการสื่อสารกับอุปกรณ์ภายนอก ก็ต้องมีการถอดรหัสแอดเดรสให้หมายเลขแก่อุปกรณ์ภายนอกนั้น การถอดรหัสแอดเดรสต้องไม่มีการซ้ำซ้อนกับแอดเดรสที่ใช้สื่อสารกับอุปกรณ์ภายในตัวอื่น แอดเดรสที่ใช้สื่อสารกับอุปกรณ์ภายนอกสำหรับ ไอบีเอ็ม/พีซี ซึ่งพบว่าแอดเดรสที่พบในช่วง 2B0-2BF (เลขฐานสิบหก) ไม่มีการใช้ เราจึงสามารถถอดรหัสแอดเดรสใช้งาน การเชื่อมต่อในช่วงดังกล่าวเพื่อใช้ในการส่งข้อมูลและนำข้อมูลเข้าได้

การถอดรหัสแอดเดรสเพื่อการเลือกพอร์ต (PORT SELECT) ได้ใช้สายแอดเดรส A0-A9 มีค่าเท่ากับ1010111111 (หมายเลข 703 เมื่อเป็นเลขฐานสิบ) จึงทำให้สัญญาณการเลือกพอร์ตมีลอจิก 0 แต่การที่ส่งหรือรับข้อมูลจากสายข้อมูลได้ต้องมีการต่อสายเออีเอ็น (ADDRESS ENABLE)ของ ไอบีเอ็ม/พีซี ด้วยเพราะไม่เช่นนั้นการส่งและรับข้อมูลอาจมีการผิดพลาดได้ สัญญาณที่ได้จากการเลือกพอร์ตมาออร์ (OR) กับ เออีเอ็น จะใช้ในการอีนาเบิลวงจรส่งหรือรับข้อมูลเกิดขึ้น รายละเอียดของวงจรแสดงดังรูป 2.8



รูปที่ 2.8 รายละเอียดวงจรอีนาเบิล

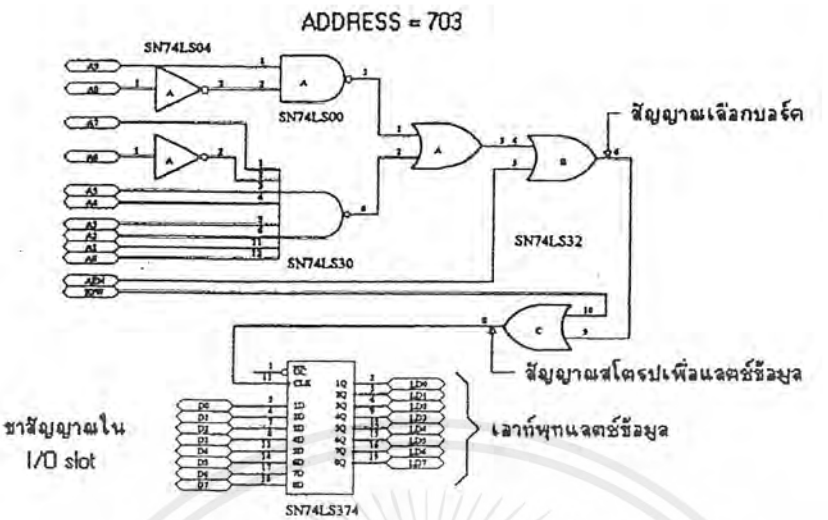
2.2.2วงจรเอาท์พุทแลตช์

การส่งข้อมูลออกใช้ IC เบอร์ 74LS374 เป็นตัวแลตช์ข้อมูลการส่งข้อมูลออกต้องผ่านทางสายข้อมูล D0-D7 และต้องทำการอีนาเบิลเพื่อแลตช์ข้อมูลซึ่งยังไม่มีเพียงพอที่วงจรจะทำงานได้ต้องมีสายสัญญาณอีกสายหนึ่งเข้ามาเกี่ยวข้องคือ $\overline{IOW}$ (INPUT/OUTPUT WRITE) สายสัญญาณนี้มีลอจิก 0 เมื่อมีการใช้คำสั่ง เอาท์พุทแอดเดรส , ดาต้า ในภาษาเบสิก เพื่อทำการส่งข้อมูลออก ฉะนั้นจำเป็นต้องเชื่อมต่อสายสัญญาณดังกล่าวเข้าในวงจรอีนาเบิล เพื่อการแลตช์ข้อมูลในวงจรส่งข้อมูลออก รายละเอียดของวงจรแสดงดังรูป 2.9

2.2.3 วงจรอินพุทบัฟเฟอร์

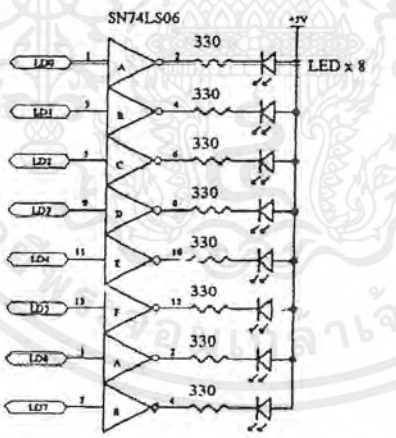
การนำข้อมูลเข้าใช้ IC เบอร์ 74LS245 เป็นบัฟเฟอร์ของข้อมูลการนำข้อมูลเข้าต้องมีก เรอีนาเบิลเพื่อนำข้อมูลเข้าทางสายข้อมูลเช่นกัน อย่างไรก็ตามต้องมีสายสัญญาณอีกสายหนึ่งเข้ามาเกี่ยวข้องด้วยสายดังกล่าวคือ $\overline{IOR}$ (INPUT/OUTPUT READ) สายสัญญาณนี้มีลอจิก 0 เมื่อมีการใช้คำสั่ง A=INP (ADDRESS) ในภาษาเบสิกฉะนั้นจำเป็นต้องเชื่อมต่อสายสัญญาณนี้เข้ากับวงจรอีนาเบิลรายละเอียดของวงจรแสดงดังรูป 2.11

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.9 รายละเอียดวงจรเอาท์พุทแลตช์

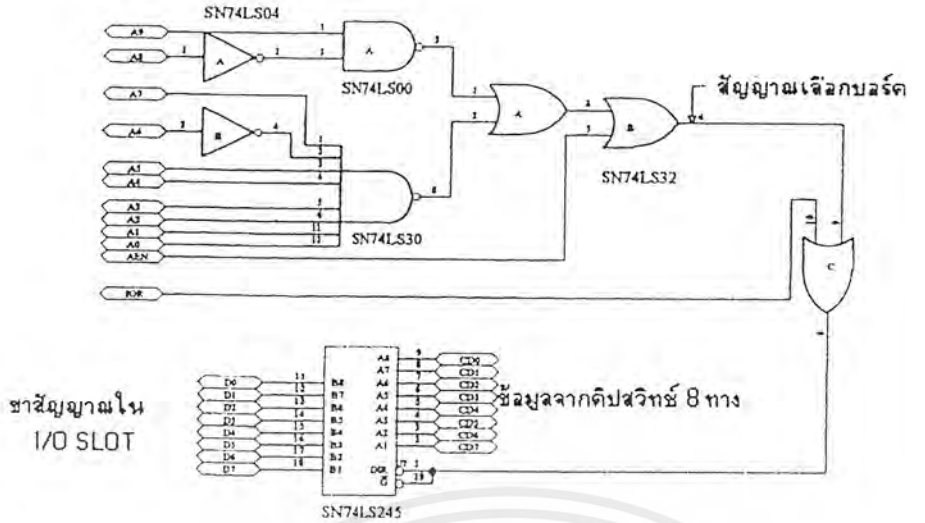
การแสดงผลส่งข้อมูลออกสามารถใช้ แอลอีดี 8 ดวงเป็นตัวแสดงของข้อมูล 8 บิทแสดงการต่อดังรูปที่ 2.10



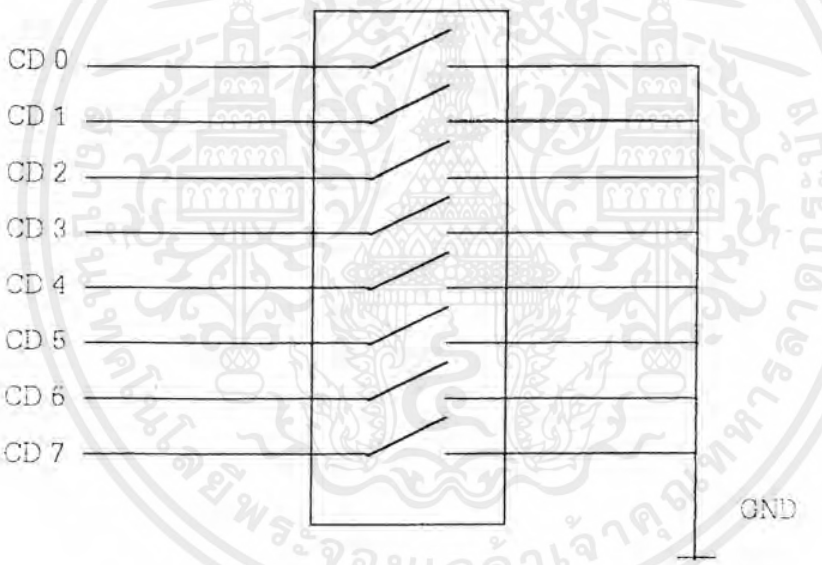
รูปที่ 2.10 รายละเอียดการต่อวงจรเอาท์พุทแลตช์กับ แอลอีดี 8 ดวง

จากรูปที่ 2.11 ด้านล่างที่ตำแหน่ง CD0-CD7 ทำการเชื่อมต่อกับดิปสวิตช์ 8 ทาง (16 ขา) เพื่อทำการสับสวิตช์ ON-OFF เป็นข้อมูลเข้าของแต่ละบิท (D0-D7) แสดงการเชื่อมต่อดังรูปที่ 2.12 คือเมื่อสวิตช์เปิด (ON) ข้อมูลที่เข้าสู่ IC 74LS245 จะมีลอจิกเป็น 1 (เพราะเป็น IC TTL) แต่เมื่อสวิตช์ปิด OFF ข้อมูลที่เข้าจะเป็นลอจิก 0

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.11 รายละเอียดวงจรอินพุทบัฟเฟอร์



รูปที่ 2.12 รายละเอียดการต่อดิปสวิตช์ 8 ทางกับวงจรอินพุทบัฟเฟอร์

2.3 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณอนาลอก ดิจิตอล และตัวแปลงสัญญาณ

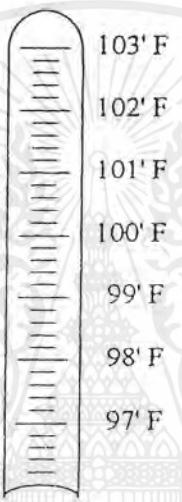
ในหัวข้อนี้เรามาดูความแตกต่างของ 2 สัญญาณคือ สัญญาณอนาลอก (ANALOG) และสัญญาณดิจิตอล (DIGITAL) จากนั้นดูต่อไปอีกว่าทั้ง 2 สัญญาณดังกล่าวเกี่ยวข้องกับตัวแปลงสัญญาณ (TRANSDUCER) อย่างไร ซึ่งสุดท้ายจะเป็นการสรุปความสัมพันธ์ของทั้ง 3 สิ่ง

2.3.1 เหตุการณ์อนาลอก และเหตุการณ์ดิจิตอล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เหตุการณ์ที่ระบุได้ว่าเป็นแบบอนาลอก ให้เรามาดูตัวอย่างการจำลองแบบต่อไปนี้ ในกรณีที่เราใช้เทอร์โมมิเตอร์วัดอุณหภูมิ พบว่าสามารถอ่านค่าจากสเกลได้ละเอียด เทอร์โมมิเตอร์ลักษณะนี้จึงเป็นสิ่งประดิษฐ์แบบอนาลอก เพราะการอ่านค่าอุณหภูมิมีค่าต่อเนื่อง

ในกรณีที่เทอร์โมมิเตอร์ผลิตจากวงจรอิเลกทรอนิกส์เป็นแบบตัวเลขพบว่าการอ่านค่าอุณหภูมิจะเป็นแบบไม่ต่อเนื่องเพราะจะต้องมีการสุ่มค่าที่วัดในช่วงใดๆมาแสดงผลเป็นตัวเลข อุณหภูมิมีค่าเป็น 70-80 องศาฟาเรนไฮนต์ จำเป็นต้องมีการสุ่มเลือกค่าระหว่างช่วงดังกล่าวออกมาอุณหภูมิขณะนั้นอาจมีค่าเป็น 70.7 องศาฟาเรนไฮนต์ แต่การแสดงผลเมื่อมีการสุ่มค่าแล้วแสดงเป็น 80 องศาฟาเรนไฮนต์ เราเรียกคอมพิวเตอร์ในกรณีดังกล่าวเป็นสิ่งประดิษฐ์แบบดิจิตอล



รูปที่ 2.13 เทอร์โมมิเตอร์มีสเกลค่าอุณหภูมิแบบอนาลอก

รูปที่ 2.14 เทอร์โมมิเตอร์มีสเกลค่าอุณหภูมิแบบดิจิตอล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3.2 สัญญาณอนาลอกและดิจิตอลทางอิเล็กทรอนิกส์

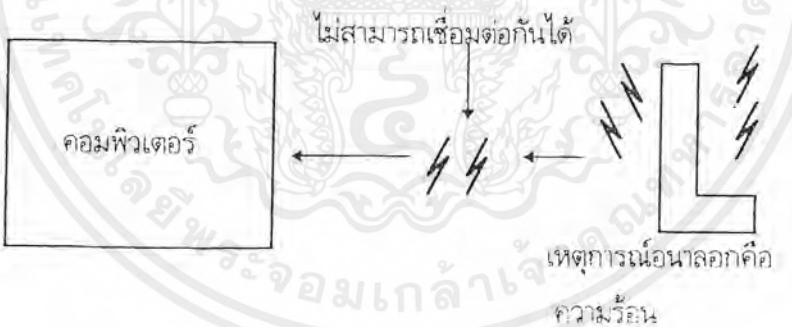
ในหัวข้อที่ 2.3.1 เราได้เห็นความแตกต่างในเหตุการณ์ทั้งสองจากตัวอย่างของเหตุการณ์เทอร์โมมิเตอร์ในหัวข้อนี้ เป็นการประยุกต์เหตุการณ์ทั้งสองมาใช้ทางอิเล็กทรอนิกส์ ยกตัวอย่างจากแบตเตอรี่ของรถยนต์ที่ให้แรงดันไฟฟ้าเอาท์พุทออกมาที่ค่า 12 โวลท์ เราจะเรียกแรงดันสัญญาณไฟฟ้านี้ว่า สัญญาณอนาลอก (ANALOG VOLTAGE) และเรียกแบตเตอรี่ว่าเป็นสิ่งประดิษฐ์ทางอนาลอก (ANALOG DEVICE)

ในกรณีของเครื่องคอมพิวเตอร์มีการสื่อสารที่มีระดับแรงดันที่แน่นอน เมื่อเทียบแล้วคือ 1 และ 0 การสื่อสารที่สัญญาณเป็นตัวเลข 1 และ 0 เรียกว่าเป็นสัญญาณดิจิตอล (DIGITAL SIGNAL) คอมพิวเตอร์จึงเป็นสิ่งประดิษฐ์แบบดิจิตอล(DIGITAL DEVICE)

2.3.3 ตัวแปลงสัญญาณ

การเชื่อมต่อสัญญาณแบบอนาลอกที่อยู่รอบๆตัวเราเข้าสู่ระบบคอมพิวเตอร์จำเป็นต้องมีตัวกลางในการเปลี่ยนแปลงเหตุการณ์อนาลอกนั้นให้เป็นสัญญาณทางอิเล็กทรอนิกส์ตัวแปลงสัญญาณดังกล่าวเรียกว่าทรานดิวเซอร์ (TRANSDUCER)

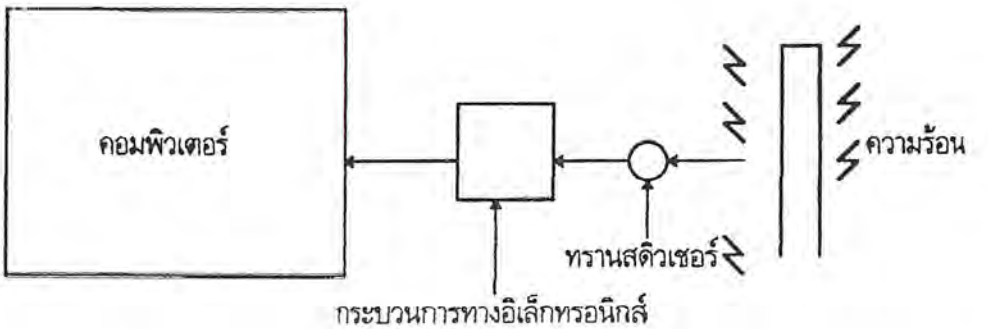
การจะทำให้คอมพิวเตอร์เชื่อมต่อกับเหตุการณ์อนาลอกโดยตรงนั้นทำไม่ได้ ตัวอย่างเช่นเหตุการณ์อนาลอกอย่างหนึ่งคือ มีความร้อนเกิดขึ้นดังรูปที่ 2.15



รูปที่ 2.15 เหตุการณ์อนาลอกที่เป็นความร้อนไม่สามารถเชื่อมต่อเข้ากับคอมพิวเตอร์โดยตรงได้

จากรูปที่ 2.15 จะพบว่าไม่สามารถต่อเชื่อมค่าความร้อน ดังกล่าวเข้าไปยังคอมพิวเตอร์ได้ จึงจำเป็นต้องใช้ตัวแปลงสัญญาณค่าความร้อนนั้นเป็นสัญญาณทางอิเล็กทรอนิกส์อาจได้เป็นสัญญาณอนาลอกก่อนจะเป็นสัญญาณดิจิตอลอีกครั้ง โดยกระบวนการอิเล็กทรอนิกส์ จึงสามารถนำค่าความร้อนดังกล่าวเข้าสู่คอมพิวเตอร์ได้ แสดงดังรูป 2.16

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



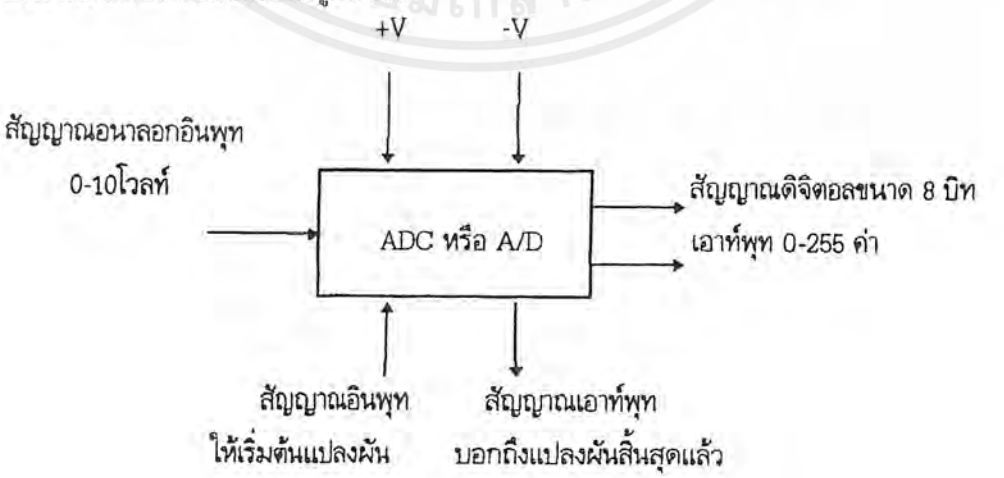
รูปที่ 2.16 การใช้ตัวแปลงสัญญาณเปลี่ยนค่าความร้อนเป็นสัญญาณทางอิเล็กทรอนิกส์ก่อนที่จะนำเข้าสู่ระบบคอมพิวเตอร์

ในหัวข้อนี้จึงพอสรุปได้ว่าเหตุการณ์ที่เป็นอนาลอกจำเป็นต้องมีตัวแปลงเพื่อเปลี่ยนเหตุการณ์นั้นให้อยู่ในรูปสัญญาณอนาลอกโดยกระบวนการทางอิเล็กทรอนิกส์ สัญญาณอนาลอกจะเข้าสู่ระบบคอมพิวเตอร์ได้ จำเป็นต้องมีการเปลี่ยนให้อยู่ในรูปสัญญาณดิจิตอล โดยกระบวนการทางอิเล็กทรอนิกส์เช่นเดียวกัน

สัญญาณอนาลอกที่เปลี่ยนอยู่ในรูปสัญญาณดิจิตอลนั้นสามารถกระทำได้โดยวงจรอิเล็กทรอนิกส์ที่เรียกว่า วงจรแปลงผันสัญญาณอนาลอกเป็นสัญญาณดิจิตอล (ANALOG-TO-DIGITAL CONVERTER : ADC หรือ A/D)

2.4 การแปลงผันสัญญาณอนาลอกเป็นดิจิตอลสำหรับ ไอบีเอ็ม/พีซี (IBM/PC)

การแปลงผันสัญญาณอนาลอกเป็นสัญญาณดิจิตอลที่เรียกว่า เอดีซี(ADC) เป็นการแปลงสัญญาณแรงดันในช่วงใดๆ เป็นสัญญาณดิจิตอล เพื่อจะนำเข้าสู่ ไอบีเอ็ม/พีซี (IBM/PC) ถ้าช่วงแรงดันนั้นสมมุติว่ามีค่าจาก 0 ถึง 255 แสดงไดอะแกรมดังรูปที่ 2.17



รูปที่ 2.17 บล็อกไดอะแกรมเอดีซี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

จากรูปแสดงว่า ถ้าแรงดันอินพุทมีค่าต่ำสุดเป็น 0 โวลท์ ค่าดิจิตอล 8 บิท จะมีค่าเท่ากับ 0 แต่ถ้าแรงดัน อินพุทมีค่ามากที่สุดคือ 10 โวลท์ค่าของดิจิตอลเปลี่ยนค่าไป 1 ค่าสามารถหาได้จาก

แรงดันอินพุทมากที่สุด/ค่าดิจิตอลมากที่สุด = 10/255

= 0.039215 โวลท์

≅ 0.04 โวลท์

นั้นคือค่าแรงดันอินพุท 0.04 โวลท์จะทำให้ค่าตัวเลขดิจิตอลเปลี่ยนไปเป็น 1

การเปลี่ยนค่าดิจิตอลที่อ่านได้โดย ไอบีเอ็ม/พีซี เป็นค่าแรงดันอินพุทสามารถกระทำได้โดยการแทนค่าในสมการต่อไปนี้

แรงดันอินพุท = ตัวเลขดิจิตอลที่อ่านได้ x (10/255)

ตัวอย่างถ้าเลขดิจิตอลที่อ่านได้ = 206 เมื่อแทนค่าลงในสมการจะได้

206 x (10/255) = 8.08 โวลท์

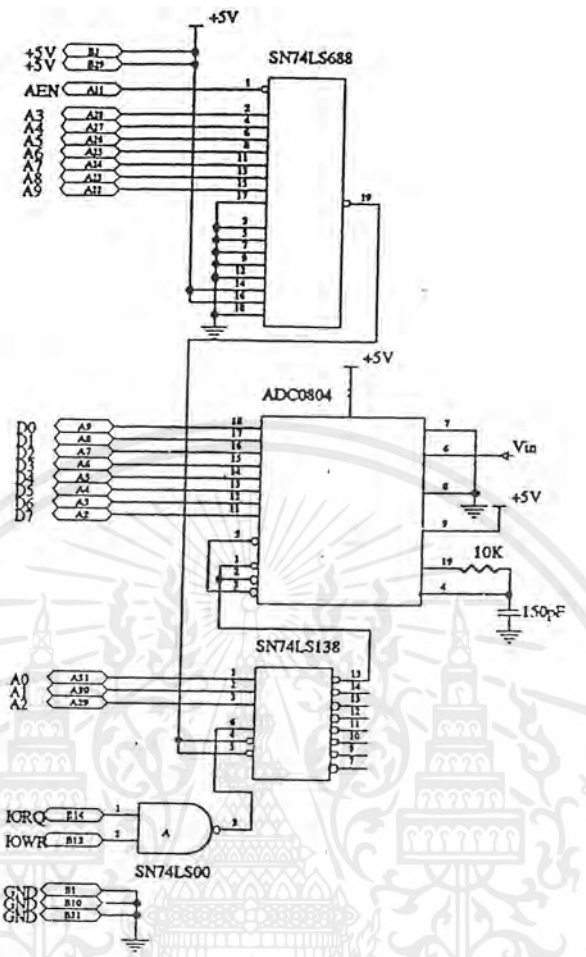
การเชื่อมต่อ เอดีซี เข้ากับ ไอบีเอ็ม/พีซี ได้ใช้ IC เบอร์ ADC 0804 แสดงรายละเอียดของวงจรการเชื่อมต่อดังรูปที่ 2.16 ซึ่ง IC ADC0804 ใช้ไฟเลี้ยง +5 โวลท์ สามารถใช้ร่วมกันกับไฟเลี้ยง ไอบีเอ็ม/พีซี ได้สัญญาณอนาลอกที่เข้าสู่ ADC 0804 ระหว่าง 0 ถึง 5 โวลท์จะถูกเปลี่ยนเป็นสัญญาณดิจิตอลขนาด 8 บิท ค่าระหว่าง 0 ถึง 255 ผ่านบัฟเฟอร์ IC 74LS245 เข้า D0 – D7 ของเครื่อง

การทำงานของการ์อินเตอร์เฟสนี้ จะประกอบไปด้วยชุดที่เป็นส่วนอินเตอร์เฟสซึ่งประกอบไปด้วย ADC 0804 ซึ่งจะทำหน้าที่เปลี่ยนสัญญาณอนาลอกให้เป็นสัญญาณดิจิตอล ADC 0804 นี้จะรับสัญญาณที่เป็นอนาลอกมาจากชุดที่ทำหน้าที่เปลี่ยนแรงดัน

ส่วนชุดควบคุมสัญญาณ ซึ่งชุดควบคุมสัญญาณนี้ประกอบไปด้วย IC 74LS688 ซึ่งเป็น IC ที่ทำหน้าที่เลือกพอร์ต โดยที่เรากำหนดเบอร์พอร์ตไว้ที่ขา Q0-Q7 เมื่อมีสัญญาณ แอดเดรส A3-A9 เข้ามาที่ขา P0-P7 จะเกิดการเปรียบเทียบว่า P = Q หรือไม่ ถ้าเท่ากันก็จะมี เอาท์พุทลอจิก ออกที่ขา P = Q และสัญญาณ ลอจิก 0 นี้จะถูกส่งไปที่ขา G2A และ G2B ของ IC 74LS138 ซึ่งเป็น IC ดีโค้ดเดอร์/ดีมัลติเพล็กซ์เซอร์ (DECODER/DEMULTIPLEXER) โดย 74LS138 จะทำหน้าที่ ถอดรหัสแอดเดรส A0-A2 และ IORQ , IOWR โดยที่มีการ ถอดรหัส ตามตารางที่ 2.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

37117



รูปที่ 2.18 รายละเอียดของวงจรเอดีซีเชื่อมต่อกัน สล็อต อินพุท/เอาท์พุท บน ไอบีเอ็ม/พีซี

2.5 เทคนิคการเชื่อมต่อวงจรเอดีซี เข้ากับ ปริ้นเตอร์พอร์ต ไอบีเอ็ม/พีซี

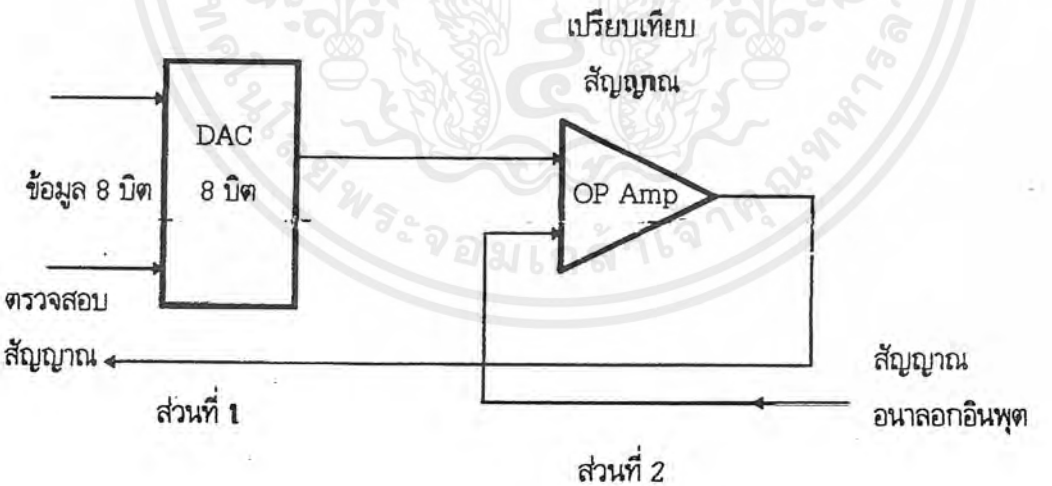
ปริ้นเตอร์พอร์ตบนพีซี มีทางสำหรับส่งข้อมูลออก และนำข้อมูลเข้าในหัวข้อนี้จะเน้นการประยุกต์ใช้เชื่อมต่อเข้ากับเอดีซี ขนาด 8 บิทแบบ ซัคเซสซีฟ-แอพพร็อกซิเมท เอดีซี คอนเวอร์เตอร์ (SUCCESSIVE-APPROXIMATION ADC CONVERTER)แสดงไดอะแกรมของการทำงานดังรูปที่ 2.17

รายละเอียดวงจร R-2R แลดเดอร์ ขนาด 8 บิท ส่วนที่ 1 ที่เชื่อมต่อเข้ากับปริ้นเตอร์พอร์ตพีซี แสดงรายละเอียดดังวงจรรูป 2.18 ส่วนรายละเอียดของวงจรเอดีซี ขนาด 8 บิทแบบ ซัคเซสซีฟ-แอพพร็อกซิเมท (SUCCESSIVE APPROXIMATION) ส่วนที่ 2 แสดงรายละเอียดดังรูป 2.19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

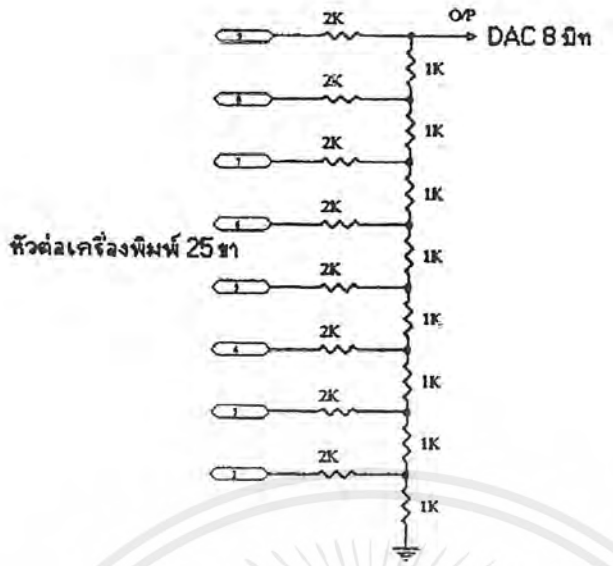
ตารางที่ 2.1 ตาราง ถอดรหัส ของ 74LS138

INPUTS				OUTPUTS							
ENABLE		SELECT		300H	301H	302H	303H	304H	305H	306H	307H
G1	G2*	C	B	A	Y0	Y1	Y2	Y3	Y4	Y5	Y6	Y7
X	H	X	X	X	H	H	H	H	H	H	H	H
L	X	X	X	X	H	H	H	H	H	H	H	H
H	L	L	L	L	L	H	H	H	H	H	H	H
H	L	L	L	H	H	L	H	H	H	H	H	H
H	L	L	H	L	H	H	L	H	H	H	H	H
H	L	L	H	H	H	H	H	L	H	H	H	H
H	L	H	L	L	H	H	H	H	L	H	H	H
H	L	H	L	H	H	H	H	H	H	L	H	H
H	L	H	H	L	H	H	H	H	H	H	L	H
H	L	H	H	H	H	H	H	H	H	H	H	L

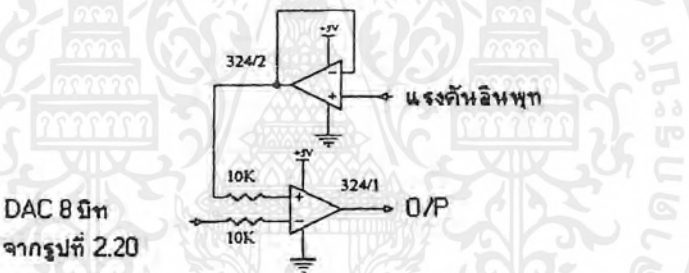


รูปที่ 2.19 บล็อกไดอะแกรมวงจร เอดีซี ขนาด 8 บิทแบบ ซัคเซสซีฟ-แอพพร็อกซิเมท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.20 รายละเอียดของวงจร เอดีซี 8 บิท แบบ R-2R แลดเดอร์เชื่อมต่อเข้ากับปริ้นเตอร์พอร์ตของพีซี



รูปที่ 2.21 รายละเอียด เอดีซี 8 บิท แบบ ซัคเซสซีฟ-แอพพร็อกซิเมท

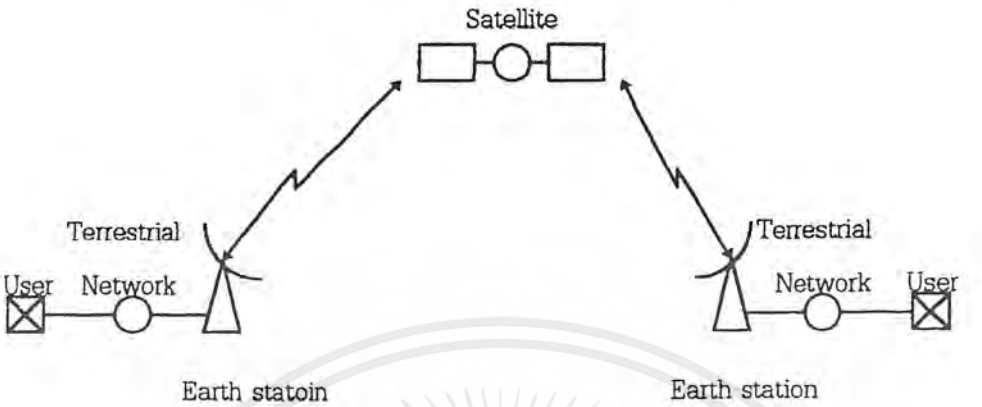
การทำงานของวงจรเริ่มจากมีสัญญาณอนาลอกผ่านบัฟเฟอร์ของ ออปแอมป์ 324/2 เข้ามาทางขา 3(+) ของ 324/1 สัญญาณแรงดันดังกล่าวจะถูกเปรียบเทียบกับสัญญาณแรงดันของขา 2(-) ที่ถูกโปรแกรมแรงดันจากวงจร เอดีซี ถ้าแรงดันขา 3 มากกว่าแรงดันขา 2 สัญญาณที่เอาท์พุทที่ขา 1 จะเป็น ไฮ(HIGH) ซึ่งถูกอ่านเข้าทางขา 13 ของปริ้นเตอร์พอร์ต ที่แอดเดรสพอร์ตหมายเลข 3BDH บิทที่ 4 จากนั้น วงจร เอดีซี จะถูกโปรแกรมค่าเพิ่มมากขึ้น

2.6 ระบบสื่อสารดาวเทียม

ระบบสื่อสารดาวเทียมมีส่วนประกอบพื้นฐานคือ ดาวเทียมที่ลอยอยู่ในอวกาศ ซึ่งดาวเทียมนี้จะทำสื่อสารเชื่อมโยงกับดาวเทียมภาคพื้นดินดังแสดงในรูปที่ 2.20 โดยผู้ใช้ทำการส่งสัญญาณเบสแบนด์ (Baseband) สัญญาณนี้จะถูกส่งไปยังสถานีภาคพื้นดิน (Terrestrial Network) ซึ่งอาจเป็นสายโทรศัพท์หรือสายสัญญาณที่สร้างขึ้นมาสำหรับการนี้โดยเฉพาะ เมื่อมาถึงสถานีภาคพื้นดิน สัญญาณก็จะถูกมอดูเลทและขยายจากนั้นก็จะถูกส่งออกไปดาวเทียม ดาวเทียมนั้นเมื่อรับสัญญาณแล้วก็จะทำการกรองเอาสัญญาณเฉพาะช่วงความถี่ที่ต้องการ จากนั้นก็จะทำการขยายสัญญาณ และส่งกลับมายังพื้นโลกอีกครั้งหนึ่ง สถานีภาคพื้นดินที่ทำการรับสัญญาณจากดาวเทียมก็จะทำการในกระบวนการที่ย้อนกลับตอนที่ส่งไปยังดาว

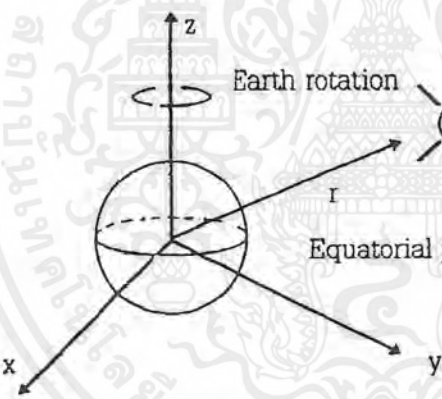
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เทียมคือ ทำการขยายสัญญาณที่รับเข้ามาแล้วทำการดีมอดูเลท (Demodulate) กลับไปเป็นสัญญาณเบสแบนด์ (Baseband) และส่งต่อไปยังผู้ใช้ผ่านทางเครือข่ายการสื่อสารภาคพื้นดิน (Terrestrial Network)



รูปที่ 2.22 แสดงองค์ประกอบของการสื่อสารดาวเทียมพื้นฐาน

2.7 กลไกของวงโคจร



รูปที่ 2.23 แสดงระบบพิกัดในการบอกตำแหน่งของดาวเทียม

การที่จะทำความเข้าใจเกี่ยวกับกลไกของวงโคจรจำเป็นจะต้องใช้คณิตศาสตร์อย่างหลีกเลี่ยงไม่ได้ การโคจรรอบโลกของดาวเทียมสามารถอธิบายได้โดยใช้กฎของนิวตัน (Newton Law) และกฎของแรงโน้มถ่วง (Law of Gravitation) รูปที่ 2.21 แสดงถึงการใช้ระบบพิกัด X, Y และ Z ในการพิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างโลกและดาวเทียม โดยที่โลกหมุนทวนเข็มนาฬิกาในแนวแกนนอน Z และระยะห่างระหว่างดาวเทียมกับจุดศูนย์กลางของโลกเป็น r ดาวเทียมมีมวล m อยู่ที่ตำแหน่งบ่งบอกโดยเวกเตอร์ $\bar{r}$ จากจุดศูนย์กลางของโลก F เป็นแรงโน้มถ่วงของโลกที่กระทำต่อดาวเทียมซึ่งมีความสัมพันธ์ดังนี้

$$\bar{F} = \frac{GM_E m\hat{r}}{r^2} \qquad (2.1)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ ME เป็นมวลของโลก, G เป็นค่าแรงโน้มถ่วงสากล($6.672*10^{-11}$ Nm/Kg^2) ค่า GM_E จึงมีค่าเท่ากับ $3.9861352*10^5$ Km^3/s^2 และเรียกว่า ค่าคงที่ของ เคพเลอร์(Kepler) โดยมีสัญลักษณ์ $\mu, \hat{r}$ เป็นหน่วยเวคเตอร์ (Unit Vector) ของ $\vec{r}$ จากกฎข้อ 2 ของนิวตัน(Newton)

$$\vec{F} = m.\frac{d^2r}{dt^2}.\hat{r} \tag{2.2}$$

เทียบสมการ (2.1) และสมการ (2.2) จะได้

$$-\frac{\mu\hat{r}}{r^2} = \frac{d^2r}{dt^2}.\hat{r} \tag{2.3}$$

และ

$$\vec{r} = r.\hat{r}$$

จัดรูปสมการ (2.3) ใหม่ได้

$$\frac{1}{r}.\frac{d^2\vec{r}}{dt^2}+\frac{\mu\vec{r}}{r^3} = 0$$

$$\vec{r}*(\frac{1}{r}.\frac{d^2\vec{r}}{dt^2})+\mu\frac{\vec{r}*\vec{r}}{r^3} = 0$$

แต่ผลคูณเชิงเวคเตอร์ของเวคเตอร์เดียวกันมีค่าเป็น 0 ($\vec{r}*\vec{r}=0$)
ดังนั้น

$$\vec{r}*\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = 0 \tag{2.4}$$

จากกฎเกณฑ์ของ กฎของเชน

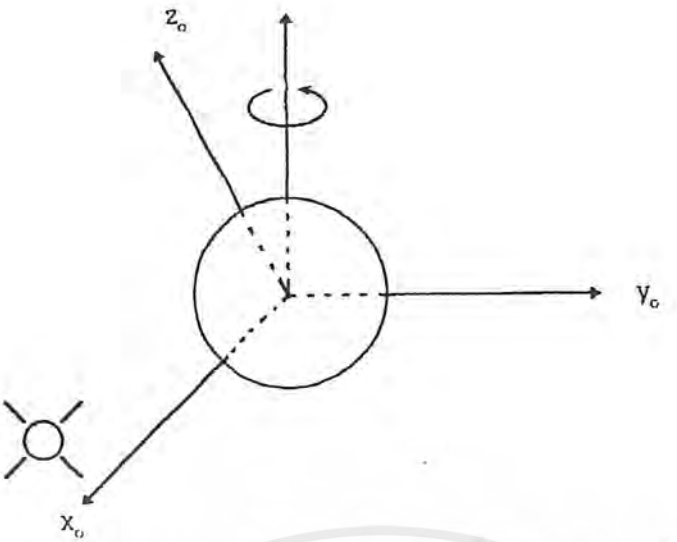
$$\frac{d}{dt}(\vec{r}*\frac{d\vec{r}}{dt}) = \frac{d\vec{r}}{dt}*\frac{d\vec{r}}{dt}+\vec{r}*\frac{d^2\vec{r}}{dt^2}$$

$$\frac{d}{dt}(\vec{r}*\frac{d\vec{r}}{dt}) = 0 \tag{2.5}$$

หรือ
$$\vec{r}*\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{h} \tag{2.6}$$

h เป็นค่าโมเมนตัมเชิงมุมของวงโคจร (Orbital Angular Momentum) แต่ h จะมีค่าคงตัวก็ต่อเมื่อสภาพการเคลื่อนดังกล่าวข้างต้นนี้ จะต้องอยู่ในระนาบหนึ่ง ๆ เท่านั้น ดังนั้นเราจึงนำระบบการเคลื่อนที่อยู่ในระบบพิกัด X,Y และ Z หรือ เรคแทนกูล่าร์ โคออดิเนท (Rectangular Coordinate) ดังแสดงในรูป 2.24 โดยให้การเคลื่อนที่อยู่ในระนาบ x_0y_0 และz_0 เป็นแกนที่ตั้งฉากกับระนาบการเคลื่อนที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.24 แสดงวงโคจรของดาวเทียมรอบโลกในระบบพิกัดเมื่อระนาบ X_0, Y_0 เป็นระนาบวงโคจรและแกน Z เป็นแกนที่ตั้งฉากกับระนาบวงโคจร

เมื่อแทน $\vec{r} = \vec{x}_0 + \vec{y}_0$ โดยที่ $\vec{x}_0 = x_0\hat{x}_0$ และ $\vec{y} = y_0\hat{y}_0$ ($\hat{x}_0$ และ $\hat{y}_0$ เป็นหน่วยเวคเตอร์ของ $\vec{x}_0$ และ $\vec{y}_0$) ลงในสมการ

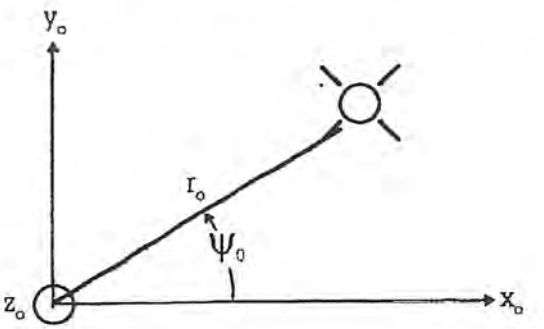
$$\frac{1}{r}\cdot\frac{d^2\vec{r}}{dt^2}+\frac{\mu\vec{r}}{r^3}=0$$

ได้ผลลัพธ์

$$\hat{x}_0\left(\frac{d^2x_0}{dr^2}\right)+\hat{y}\left(\frac{d^2y_0}{dt^2}\right)+\mu\left(\frac{x_0\hat{x}_0+y_0\hat{y}_0}{x_0^{\,2}+y_0^{\,2}}\right)=0 \qquad (2.7)$$

แปลงให้อยู่ในระบบพิกัดโพล่าร์ (Polar) ดังแสดงในรูปที่ 2.25 จะได้

$$x_0 = r_0\cos\Psi_0$$
$$\hat{x}_0 = \hat{r}_0\cos\Psi_0 - \hat{\Psi}_0\sin\Psi_0$$
$$y_0 = r_0\sin\Psi_0$$
$$\hat{y}_0 = \hat{\Psi}_0\cos\Psi_0 + \hat{r}_0\sin\Psi_0$$



รูปที่ 2.25 แสดงระบบพิกัดโพล่าร์ ในการบอกตำแหน่งของดาวเทียมกับโลก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการ (2.7) สามารถเขียนได้เป็น

$$\frac{d^2 r_0}{dr^2} - r_0\left(\frac{d\Psi_0}{dt}\right) = \frac{-\mu}{r_0} \qquad \text{สำหรับส่วนประกอบของ } \hat{r}_0 \qquad (2.8)$$

และ

$$r_0\left(\frac{d^2\Psi_0}{dt^2}\right) + 2\left(\frac{dr_0}{dt}\right)\left(\frac{d\Psi_0}{dt}\right) = 0 \text{ สำหรับส่วนประกอบของ } \hat{\Psi}_0 \qquad (2.9)$$

สมการ (2.9) สามารถเขียนอีกรูปแบบหนึ่งได้เป็น

$$r_0^{\,2}\frac{d\Psi_0}{dt} = \text{ค่าคงที่} = \bar{h} = h \qquad (2.10)$$

เมื่อ $\bar{h}$ มีค่าเดียวกันกับในสมการ (2.6) และแทนค่า $d\Psi_0$ จากสมการ (2.10) ลงในสมการ (2.8) จะได้

$$\frac{d^2 r_0}{dt^2} - \frac{h^2}{r_0^{\,3}} = -\frac{\mu}{r_0} \qquad (2.11)$$

สมการ (2.11) เป็นสมการของ r_0 ในเทอมของตัวแปร t,กำจัด t และหาสภาพการเคลื่อนที่ของ r_0 ได้ดังนี้

ให้ $u = \frac{1}{r_0}$

จะได้ $$\frac{dr_0}{d\Psi_0} = \frac{dr_0}{du}\cdot\frac{du}{d\Psi_0}$$

$$\frac{dr_0}{d\Psi_0} = -\frac{1}{u^2}\cdot\frac{du}{d\Psi_0}$$

และ $$\frac{dr_0}{dt} = \frac{dr_0}{d\Psi_0}\cdot\frac{d\Psi_0}{dt} = -h\frac{du}{d\Psi_0}$$

โดยค่า $\frac{d\Psi_0}{dt}$ ใช้จากสมการ (2.10) และใช้ Chain Rule จะได้

$$\frac{d^2 r_0}{dt^2} = -h^2u^2\left(\frac{d^2u}{d\Psi_0^{\,2}}\right)$$

แทนค่าลงในสมการ (2.11)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$-h^2u^2\left(\frac{d^2u}{d\Psi_0^2}\right)-\frac{h^2}{r_0^3}=-\frac{\mu}{r_0}$$

หรือ

$$\frac{d^2u}{d\Psi_0^2}+u=\frac{\mu}{h^2}\left(\because u=\frac{1}{r_0}\right)$$

สมการอนุพันธ์อันดับ 2 นี้มีผลลัพธ์เป็น

$$u = \frac{\mu}{h^2}+c\cos(\Psi_0-\theta_0)$$

โดย c และ θ_0 เป็นค่าคงตัวขึ้นอยู่กับเงื่อนไขขอบเขต,แทน $u=\frac{1}{r_0}$ ลงในสมการ (2.13)

$$r_0 = \frac{1}{\frac{\mu}{h^2}+c\cos(\Psi_0-\theta_0)}$$

$$= \frac{\frac{h^2}{\mu}}{1+\left(\frac{h^2}{\mu}\right)c\cos(\Psi_0-\theta_0)}$$

$$r_0 = \frac{P}{1+1\cos(\Psi_0-\theta_0)}$$

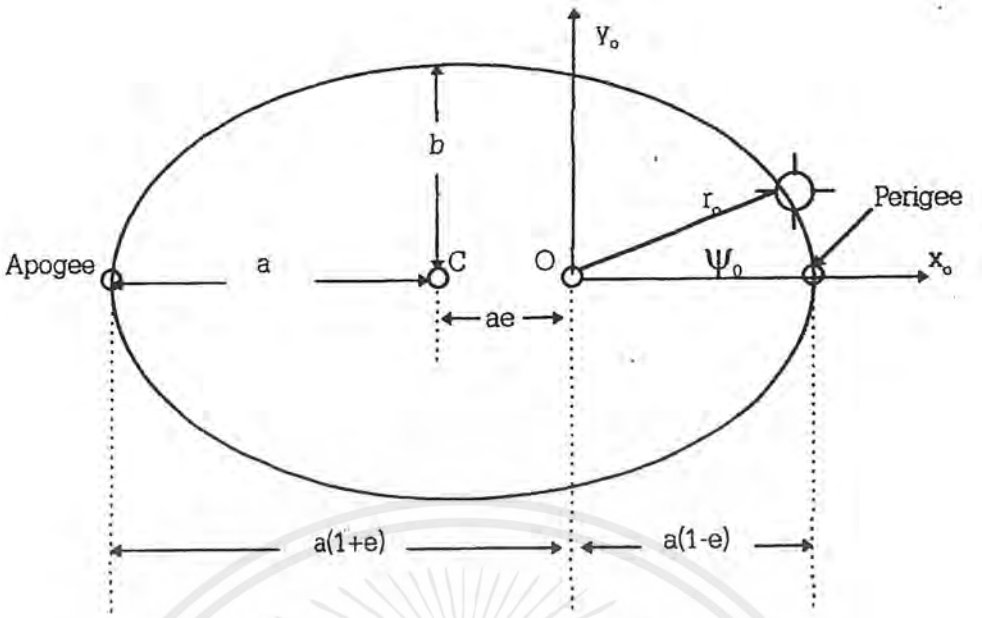
โดยที่ $P = h^2/\mu$ และ $1 = h^2c/\mu$

ค่า r_0 จากสมการ (2.14) นี้ เมื่อพิจารณากรณี $e < 0$ ก็จะเป็นสมการการเคลื่อนที่แบบวงรีนั่นเอง ตามกฎข้อที่ 1 ของ เคพเลอร์ ถ้า $e = 0$ ซึ่งเป็นกรณีเฉพาะก็จะเป็นสภาพการเคลื่อนที่แบบวงกลม จุดของวงโคจรที่อยู่ใกล้กับโลกเลือกค่า θ_0 ให้มีค่าเท่ากับ 0 ได้สมการการเคลื่อนที่เป็น

$$r_0 = \frac{P}{1+e\cos\theta_0} \qquad (2.15)$$

โดยที่ $a = P/(1-e^2)$ และ $b = a(1-e^2)^{1/2}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.26 แสดงรายละเอียดของระนาบวงโคจร เมื่อตำแหน่ง O เป็นจุดศูนย์กลางของโลกและตำแหน่ง C เป็นจุดศูนย์กลางของวงโคจรซึ่งเป็นวงรี

เมื่อดาวเทียมเคลื่อนที่ในช่วงเวลา dt ซึ่งจะกวาดพื้นไปได้เท่ากับ

$$dA = \frac{1}{2} x r_0^{\,2} x \left(\frac{d\Psi_0}{dt}\right) x dt$$

จากสมการ (2.10) $r_0^{\,2} x \frac{d\Psi_0}{dt} =$ ค่าคงที่ $= h$

ดังนั้น

$$A = \frac{1}{2} x h x dt \qquad (2.16)$$

แสดงว่าในช่วงเวลาการเคลื่อนที่ที่เท่ากัน ณ จุดใด ๆ ของวงโคจรก็ตาม ดาวเทียมจะกวาดพื้นที่ไปเป็นบริเวณที่เท่ากันเสมอ ตามกฎข้อที่ 2 ของ เคพเลอร์

เนื่องจากพื้นที่ของวงรี = πab และให้T = คาบของการเคลื่อนที่ครบ 1 รอบ เมื่อแทนลงในสมการ (2.16) จะได้

$$\pi ab = \frac{1}{2} x h x t$$

$$h = \sqrt{pu} = \sqrt{u}\ \sqrt{a}\ \sqrt{1 - e^2}$$

$$b = a\sqrt{1 - e^2}$$

ดังนั้น

$$\pi a^2 \sqrt{1 - e^2} = \frac{1}{2} x \sqrt{u}\ \sqrt{a}\ \sqrt{1 - e^2}\ T$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$T = \frac{2\pi a^{3/2}}{\sqrt{\mu}}$$

หรือ $$T^2 = \frac{4\pi^2 a^3}{\sqrt{\mu}} \qquad (2.17)$$

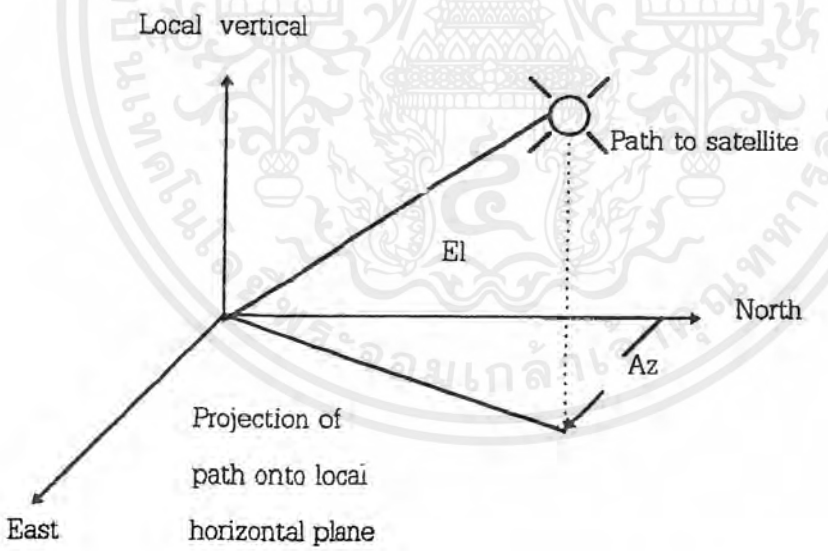
ซึ่งเป็นไปตามกฎข้อที่ 3 ของ เคพเลอร์ ที่ว่า " คาบของการเคลื่อนที่ยกกำลังสองจะแปรผันโดยตรงกับกำลังสามของความยาวของแกนหลัก (Major Axis)"

ความเร็วเชิงมุมเฉลี่ยของการเคลื่อนที่ สามารถเขียนได้เป็น

$$W = 2\pi/a = 1/a(\mu/a)^{1/2}$$

2.8 มุมมองจากสถานีภาคพื้นดิน

ระบบมุมมองที่มองจากสถานีภาคพื้นดินไปยังดาวเทียมเราเรียกว่ามุด แองเกิล(Look Anglc) ซึ่งกำหนดได้โดยค่าพารามิเตอร์ที่สำคัญคือ มุมแนวระดับ(Azimuth) และมุม มุมเงย(Elevation) ดังแสดงในรูปที่ 2.27 a) โดยมุมเงย คือมุมที่วัดจากแนวระดับไปยังแนวเส้นตรงที่พุ่งไปยังดาวเทียม ส่วนมุมแนวระดับ วัดจากเส้นตรงในแนวระดับไปยังทิศเหนือเทียบกับเส้นในแนวระดับที่ฉายลงมาจากเส้นตรงที่พุ่งไปยังดาวเทียม



รูปที่ 2.27 แสดงมุมแนวระดับ (Az) และมุม เงย (El)

2.9 จุดดาวเทียมย่อย (Subsatellite Point)

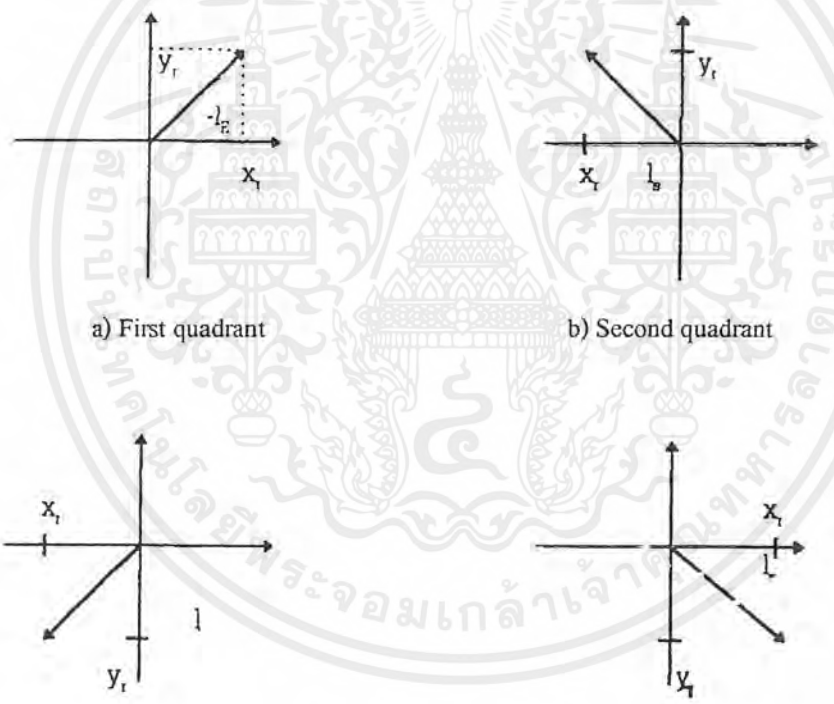
จุดดาวเทียมย่อย เป็นจุดที่อยู่บนผิวโลกที่เกิดจากการลากเส้นตรงระหว่างดาวเทียมมายังจุดศูนย์กลางของโลกและเส้นตรงนี้จะตัดกับผิวโลกที่จุดจุดหนึ่งที่เรียกว่า จุดดาวเทียมย่อย โดยเราจะกำหนดตำแหน่งของจุด จุดดาวเทียมย่อย นี้ โดยตำแหน่งตามระบบเส้น ละติจูด ในทางขั้วโลกเหนือเป็นบวก ใช้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญลักษณ์ L_s และตำแหน่ง ลองติจูด ตะวันตกเป็นบวกใช้สัญลักษณ์ l_s ในระบบพิกัด x_r,y_r และ z_r สามารถเขียนได้ดังนี้

$$L_s = 90^\circ - \cos^{-1}\left(\frac{Z_r}{\sqrt{(x_r^2 + y_r^2 + z_r^2)}}\right)$$

$-\tan^{-1}(y_r)$	เมื่อ $y_r >= 0$ และ $x_r >= 0$ (First Quardrant)
$180^\circ + -\tan^{-1}(y_r)$	เมื่อ $y_r >= 0$ และ $x_r >= 0$ (Second Quardrant)
$90^\circ + \tan^{-1} \lvert x_r/y_r \rvert$	เมื่อ $y_r >= 0$ และ $x_r >= 0$ (Third Quardrant)
$\tan^{-1} \lvert x_r/y_r \rvert$	เมื่อ $y_r >= 0$ และ $x_r >= 0$ (Forth Quardrant)



รูปที่ 2.28 แสดงระบบพิกัดระหว่างแกนของดาวเทียมกับ l_s ของ จุดดาวเทียมย่อย

2.10 การคำนวณค่ามุมเงย

ตามที่ 2.29 แสดงถึงการคำนวณค่ามุมเงย โดยที่ r_S เป็นเวคเตอร์จากจุดศูนย์กลางของโลกไปยังดาวเทียม r_E เป็นเวคเตอร์จากจุดศูนย์กลางของโลกไปยังสถานีภาคพื้นดิน, d เป็นเวคเตอร์จากสถานีภาค

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พื้นดินไปยังดาวเทียม L_E เป็นตำแหน่ง ละติจูด ของสถานีภาคพื้นดิน และ l_E เป็นตำแหน่ง ลองติจูด ของสถานีภาคพื้นดิน

จากสัมพันธ์ทางตรีโกณมิติจะได้ว่า

$$\cos(\gamma) = \cos(L_E).\cos(L_S).\cos(l_S-l_E)+\sin(L_E).\sin(L_S) \quad (2.19)$$

$$d^2 = r_s^2 + r_E^2 - 2 r_s r_E \cos(\gamma)$$

$$El = \Psi-90^\circ$$

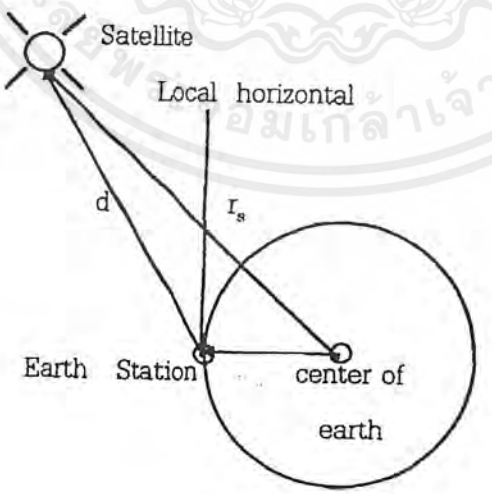
จากความสัมพันธ์ของ sine

$$\frac{r_s}{\sin(\Psi)} = \frac{d}{\sin(\gamma)}$$

ได้

$$\cos(El) = \frac{\sin(\gamma)}{(1 + \frac{r_E^2}{r_s} - \frac{2 r_E \cos(\gamma)}{r_s})}$$

โดย γ แสดงไว้ตามสมการ (2.19)



รูปที่ 2.29 แสดงการคำนวณค่ามุมเงย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.11 การคำนวณค่ามุมแนวระดับ

การหาค่ามุมแนวระดับ นั้นจะยุ่งยากการหาค่ามุมเงย มาก ดังแสดงในรูปที่ 2.30 กำหนดให้มุม C $= \left|l_A - l_B\right|$ หรือ $360^\circ - \left|l_A - l_B\right|$ ค่าใดค่าหนึ่งที่ทำให้ C= 180° จุด A และจุด B ในรูปอาจจะเป็นสถานีภาคพื้นดินหรือ จุดดาวเทียมย่อย ก็ได้ การพิจารณาจะต้องแยกพิจารณาเป็นกรณีไปดังนี้

กรณีที่ 1 ถ้ามีอย่างน้อยหนึ่งจุด(A และ B) ที่อยู่ในแถบเหนือเส้นศูนย์สูตร เราจะต้องเลือกให้จุด B อยู่ใกล้ขั้วโลกเหนือมากกว่าจุด A (คือเลือกจุดที่มีค่า ละติจูด มากกว่าให้เป็น B) จากนั้นจึงหาค่ามุม X และ Y ในรูปจากสมการ

$$\frac{\tan\left(\frac{y-x}{2}\right)}{\frac{2}{}} = \frac{\frac{\cot\frac{C}{2}}{2}\cdot\frac{\sin\left(\frac{L_B - L_A}{2}\right)}{2}}{\frac{\cos\left(\frac{L_B + L_A}{2}\right)}{2}} \qquad (2.21)$$

และ

$$\frac{\tan\left(\frac{y+x}{2}\right)}{\frac{2}{}} = \frac{\frac{\cot\frac{C}{2}}{2}\cdot\frac{\cos\left(\frac{L_B - L_A}{2}\right)}{2}}{\frac{\sin\left(\frac{L_B + L_A}{2}\right)}{2}} \qquad (2.22)$$

เมื่อได้ค่า X และY แล้วจังนำไปคำนวณหาค่ามุมแนวระดับ จากตารางที่ 2.1

กรณีที่ 2 ถ้าจุดที่ว่าทั้ง 2 จุดนี่อยู่ใต้เส้นศูนย์สูตร เราจะต้องเลือกจุด B ให้เป็นจุดที่ใกล้ขั้วโลกได้มากกว่าจุด A แล้วคำนวณหาค่ามุม X และY จากสมการ

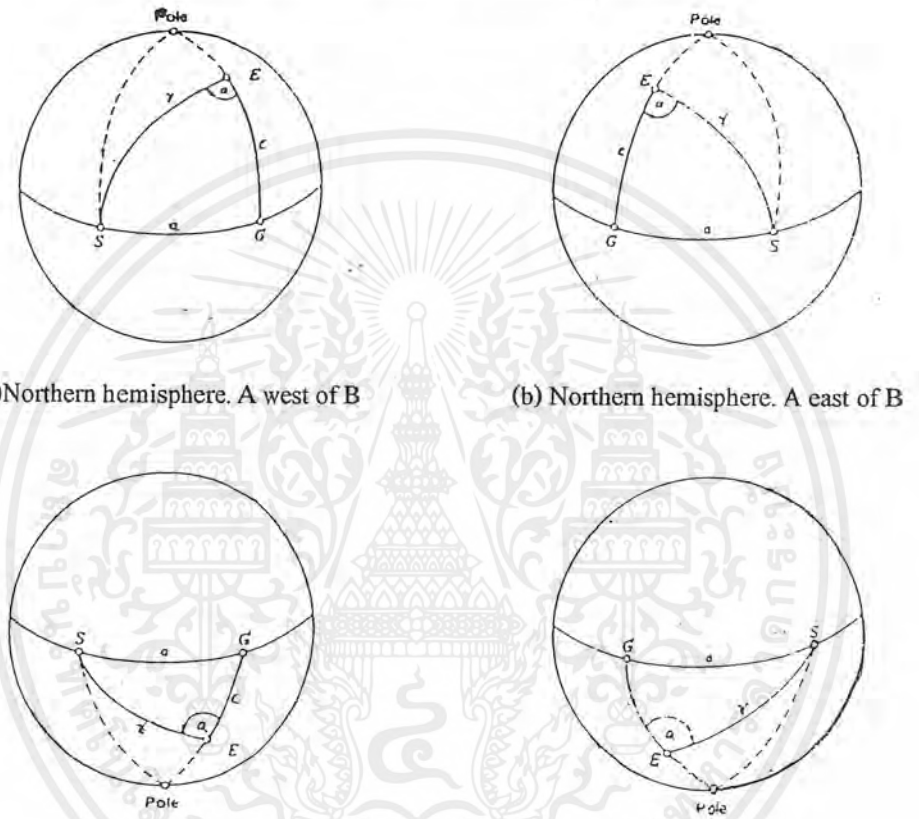
$$\frac{\tan\left(\frac{y-x}{2}\right)}{\frac{2}{}} = \frac{\frac{\cot\frac{C}{2}}{2}\cdot\frac{\cos\left(\frac{\left|L_B\right| - \left|L_A\right|}{2}\right)}{2}}{\frac{\cos\left(\frac{\left|L_B\right| + \left|L_A\right|}{2}\right)}{2}}$$

และ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{\tan\left(\frac{y+x}{2}\right)}{2} = \frac{\cot\frac{C}{2}\cdot\sin\left(\frac{|L_B|-|L_A|}{2}\right)}{\sin\left(\frac{|L_B|+|L_A|}{2}\right)}$$

แล้วจึงนำไปหาค่ามุมแนวระดับ จากตารางที่ 2.1 a) เช่นกัน



(a)Northern hemisphere. A west of B (b) Northern hemisphere. A east of B

(c) Southern hemisphere. A west of B (d) Southern hemisphere. A east of B

รูปที่ 2.30 แสดงการคำนวณค่ามุมแนวระดับ ระหว่างตำแหน่ง A และตำแหน่ง B ซึ่งอาจจะเป็นตำแหน่งของสถานีภาคพื้นดินหรือตำแหน่งของดาวเทียมย่อย

สำหรับกรณีดาวเทียมค้างฟ้า (Gcostationary Satcllitc) นั้นค่า L_s จะเท่ากับ 0 โดยดาวเทียมจะโคจรรอบโลก ด้วยอัตราเท่ากับการหมุนรอบตัวเองของโลก และมีวงโคจรที่อยู่ในระนาบเดียวกันกับเส้นศูนย์สูตร (Equator) ดังแสดงในรูปที่ 2.26 โดยมีค่า

$$\cos(\gamma) = \cos(L_E).\cos(l_s l_E)$$

ระยะห่างจากสถานีภาคพื้นดินไปยังสถานีดาวเทียมจะประมาณ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$d = 42.200[1.02274-0.31596\cos(\gamma)]^{1/2} \quad \text{กิโลเมตร} \quad (2.25)$$

และมุม

$$\cos(El) = \frac{\sin(\gamma)}{[1.02274-0.3011596\cos(\gamma)]^{1/2}} \quad (2.26)$$

สำหรับค่ามุมแนวระดับ คำนวณได้จากตารางที่ 2.1 b) โดย

$$\alpha = \frac{2\tan^{-1}[\sin(S-\gamma).\sin(S-|L_E|)]^{1/2}}{\sin(S).\sin(S-|l_E-L_S|)}$$

เมื่อ $S = 0.5(a+c+\gamma)$ และ $C = |L_E - L_S|$ ซึ่งในที่นี้ $L_s = 0$

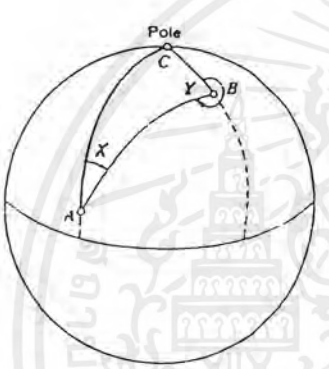
ตารางที่ 2.2 a) แสดงสูตรคำนวณหาค่ามุมแนวระดับ

At Least One Point in the Northern Hemisphere			
Subsatellite Point	**Earth Station**	**Relation**	**Azimuth in Degrees**
A	*B*	*A west of B*	*360 - Y*
B	*A*	*A west of B*	*X*
A	*B*	*B west of A*	*Y*
B	*A*	*B west of A*	*360 - X*
Both Points in the Southern Hemisphere			
Subsatellite Point	**Earth Station**	**Relation**	**Azimuth in Degrees**
A	*B*	*A west of B*	*180+Y*
B	*A*	*A west of B*	*180-X*
A	*B*	*B west of A*	*180-Y*
B	*A*	*B west of A*	*180+X*

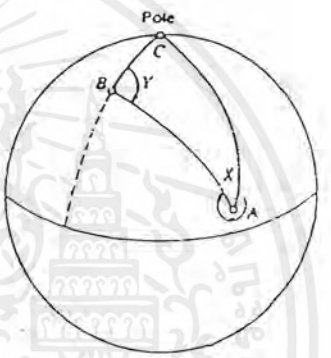
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 2.2 b) แสดงสมการในการคำนวณค่ามุมแนวระดับ

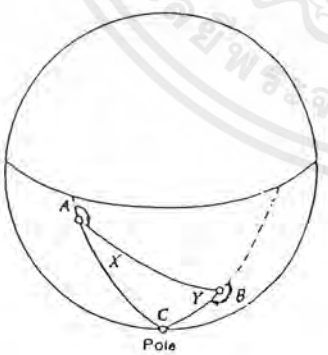
Situation	Equation
1. Subsatellite point southwest of earth station	$Az = 180^\circ + \alpha$
2. Subsatellite point southwest of earth station	$Az = 180^\circ - \alpha$
3. Subsatellite point northwest of earth station	$Az = 360^\circ - \alpha$
4. Subsatellite point northwest of earth station	$Az = \alpha$



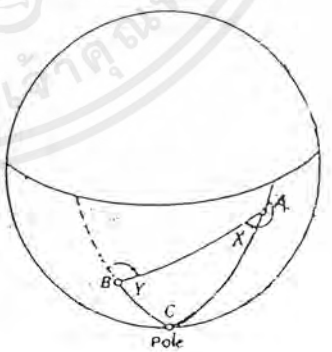
(a)Northern hemisphere. A west of B



(b) Northern hemisphere. A east of B



(c) Southern hemisphere. A west of B



(d) Southern hemisphere. A east of B

รูปที่ 2.31 แสดงการคำนวณค่ามุม แนวระดับ เมื่อ E เป็นตำแหน่งของสถานีภาคพื้นดิน,S เป็นตำแหน่งของดาวเทียมย่อย, G เป็นตำแหน่งของจุดตัดของเส้นแวงกับเส้นศูนย์สูตรของโลก

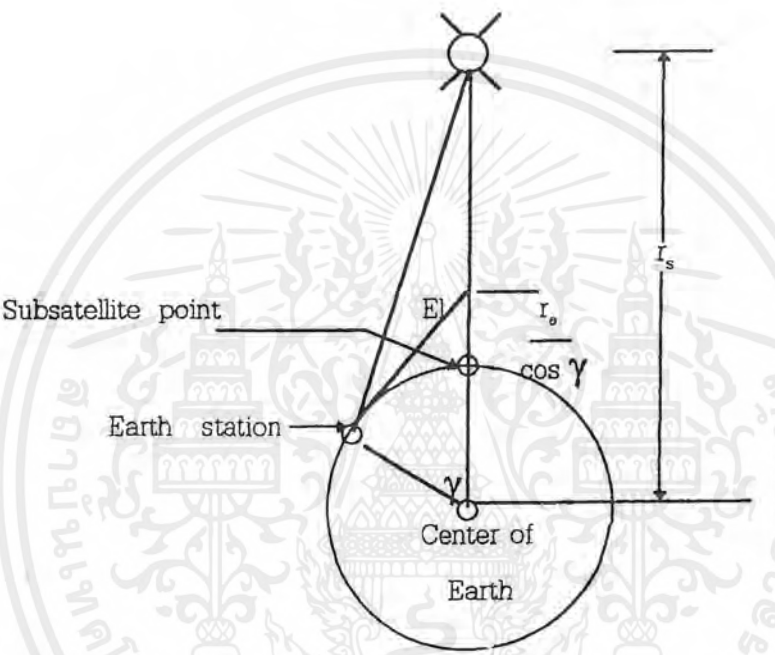
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.12 การมองเห็น (Visibility)

การที่สถานีภาคพื้นดินจะติดต่อกับดาวเทียมดวงหนึ่ง ๆ ได้นั้น ที่สถานีภาคพื้นดินจะต้องมองเห็นดาวเทียมดวงนั้นด้วยค่ามุมเงย ที่ไม่น้อยไปกว่าค่า ๆ หนึ่งคือมุมเงยน้อยสุด ถ้าค่ามุมเงยน้อยสุดมีค่าเท่ากับ 0 จะได้ว่าขอบเขตของมุมดังแสดงในรูปที่ 2.32 ที่ดาวเทียมสามารถบริการได้จะมีค่าดังนี้

$$\gamma \quad <= \quad \cos^{-1}\left(\frac{r_E}{r_S}\right)$$

สำหรับดาวเทียมสื่อสารทั่วไปแล้ว ค่า γ จะน้อยกว่าหรือเท่ากับ 81.3 องศา



รูปที่ 2.32 แสดงถึงการมองเห็นของดาวเทียม

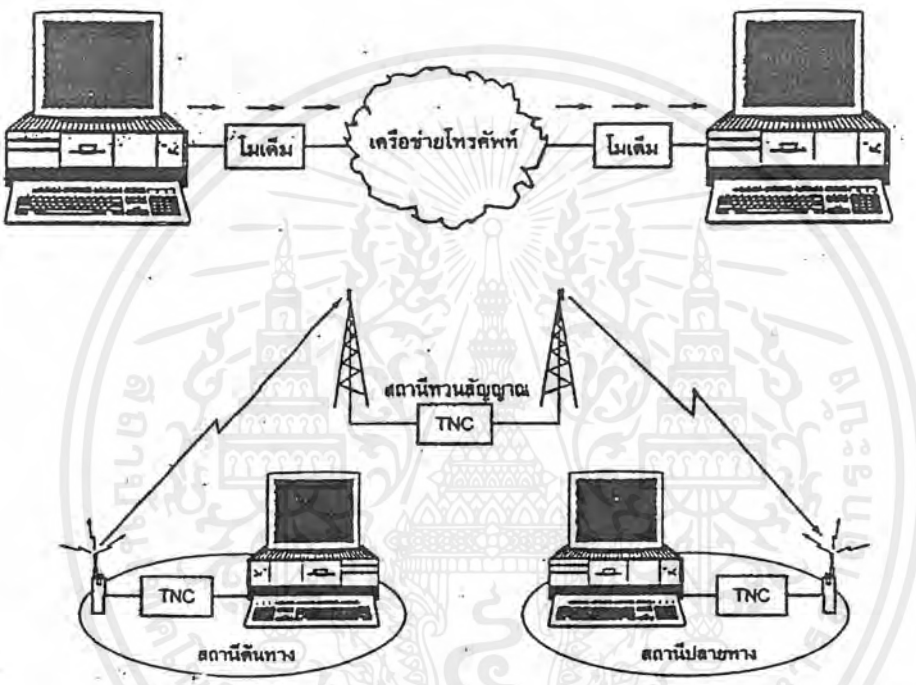
2.13 แพ็กเก็ตเรดิโอ

การรับส่งข้อมูลเป็นแพ็กเก็ตมีข้อดีเหนือกว่าการรับส่งข้อมูลชนิดดิจิตอลแบบอื่นๆ อยู่ 3 ประการ คือ ความโปร่งใส (transparency) ของข้อมูลที่ส่งผ่านระหว่างอุปกรณ์ต้นทางและปลายทาง การควบคุมความผิดพลาดของข้อมูล (error correction) และการควบคุมการรับส่งแบบอัตโนมัติ (automatic control)

การทำงานของสถานีแพ็กเก็ตเรดิโอจะเป็นลักษณะโปร่งใสต่อผู้ใช้งาน กล่าวคือผู้ใช้งานเพียงแต่เชื่อมต่ออุปกรณ์ต่างๆ เข้าด้วยกัน พิมพ์หรือเตรียมข้อความที่ต้องการจะส่ง ข้อความนั้นจะถูกส่งไปโดยอัตโนมัติไม่จำเป็นที่ผู้ใช้งานจะต้องมาเป็นธุระในการควบคุมกระบวนการเปลี่ยนแปลงรูปแบบข้อมูลให้เป็นแพ็กเก็ตหรือควบคุมการรับส่งแต่อย่างใด อุปกรณ์ ทีเอ็นซี จะทำหน้าที่แบ่งข้อมูลที่ต้องการจะส่งออกเป็นแพ็กเก็ตย่อยๆ ติดต่อกับเครื่องรับวิทยุและส่งแพ็กเก็ตนั้นโดยอัตโนมัติ ในด้านสถานีรับข้อมูล อุปกรณ์ ทีเอ็นซี จะทำหน้าที่ถอดรหัสข้อมูลจากแพ็กเก็ตที่ได้รับ ตรวจสอบความผิดพลาดของข้อมูลและแสดงข้อความที่ได้โดยผ่านเครื่องคอมพิวเตอร์ที่เชื่อมต่ออยู่ปลายทาง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การสื่อสารแบบแพ็กเก็ตเรดิโอเป็นการสื่อสารที่ปราศจากการผิดพลาดของข้อมูล หรือหากจะมีก็อยู่ในระดับที่ต่ำมากๆ ทั้งนี้เนื่องจากมีการกำหนดกระบวนการวิธีในการตรวจสอบความผิดพลาดของข้อมูลในอุปกรณ์ ทีเอ็นซี โดยที่หากสถานีวิทยุได้รับแพ็กเก็ตข้อมูลมาจากสถานีส่งต้นทางจะมีการตรวจสอบหาความผิดพลาดของข้อมูล และแสดงข้อความที่ได้ผ่านทางเครื่องคอมพิวเตอร์ในกรณีที่ข้อมูงที่ได้รับไม่มีความผิดปกติใดๆ นอกจากนั้นยังสามารถนำอุปกรณ์ ทีเอ็นซี มาใช้งานเป็นสถานีทวนสัญญาณสำหรับการสื่อสารแบบแพ็กเก็ตเรดิโอได้อีกประการหนึ่ง ซึ่งบางครั้งเรียกว่า ดิจิพีเตอร์(digipeater) ดังรูปที่ 2.33 แสดงลักษณะการส่งแบบธรรมดาและการเพิ่มระยะทางในการติดต่อสื่อสารข้อมูลให้กว้างไกลขึ้น



รูปที่ 2.33 a) เปรียบเทียบการใช้งานแพ็กเก็ตเรดิโอกับการใช้งานโมเด็มรับส่งข้อมูล
b) การเพิ่มระยะทางในการติดต่อสื่อสารด้วยสถานีทวนสัญญาณ

ผู้ใช้งานสามารถทำการติดต่อสื่อสารไปยังอุปกรณ์ ทีเอ็นซี(TNC) ของผู้อื่นได้ตลอดเวลาตามที่ต้องการอุปกรณ์ ทีเอ็นซี บางรุ่นสามารถรองรับการฝากข้อความไว้ในเครื่องได้ด้วย ดังนั้นผู้ใช้บริการรายอื่นๆ จึงสามารถฝากข่าวสารผ่านมาเก็บไว้ใน ทีเอ็นซี ได้ในกรณีที่เจ้าของเครื่องไม่อยู่บ้าน ข้อดีอีกประการหนึ่งของแพ็กเก็ตเรดิโอก็คือประสิทธิภาพในการใช้งานความถี่ร่วมกัน ทั้งนี้เนื่องจากรูปแบบการส่งข้อมูลเป็นแบบแพ็กเก็ตซึ่งส่งเป็นช่วงๆ ดังนั้นผู้ใช้งานหลายๆ รายจึงสามารถใช้ความถี่วิทยุเดียวกันเป็นตัวกลางในการรับส่งข้อมูลได้ ทั้งนี้อาจเกิดเหตุการณ์ที่มีผู้ใช้บริการมากกว่าสองรายขึ้นไปส่งแพ็กเก็ตออกมาพร้อมกันที่ความถี่เดียวกันก่อให้เกิดการชนกันของข้อมูลมากขึ้น (collision) ซึ่งมีผลทำให้ต้องมีการส่งแพ็กเก็ตของแต่ละคนออกมาใหม่ อัตราการเกิดการชนของข้อมูลจะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับเทคนิคที่ใช้ในการควบคุมการรับส่งแพ็กเก็ต ดังจะได้กล่าวถึงต่อไปและจำนวณผู้ใช้งานในช่องความถี่เดียวกันว่ามีมากหรือน้อย

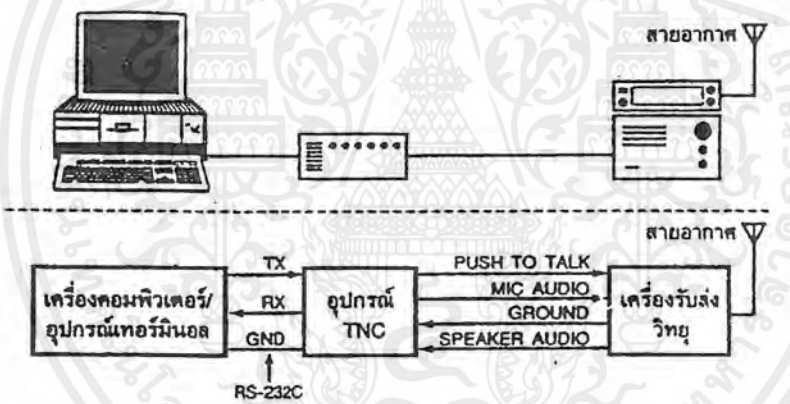
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.14 อุปกรณ์ที่ใช้ในการสื่อสาร

ในการรับส่งข้อมูลแบบแพ็กเก็ตเรดิโอ สถานีสื่อสารแต่ละแห่งจะต้องมีการเตรียมอุปกรณ์สำหรับสนับสนุนการสื่อสารให้เป็นไปตามที่แสดงในรูปที่ 2.34 ซึ่งจะประกอบไปด้วยอุปกรณ์ต่างๆ ดังนี้

2.14.1 อุปกรณ์ ทีเอ็นซี (Terminal Node Controller)

ภายในอุปกรณ์ชนิดนี้จะประกอบไปด้วยโมเด็ม ไมโครโปรเซสเซอร์และวงจรไฟฟ้าซึ่งทำหน้าที่แปลงรูปแบบข้อมูลที่วิ่งจากพอร์ตเชื่อมต่ออนุกรม(มักเป็น RS-232) ของเครื่องคอมพิวเตอร์ไปเป็นข้อมูลที่จะถูกป้อนเข้าสู่เครื่องรับส่งวิทยุในช่วงที่ทำหน้าที่ส่งข้อมูลและในทางกลับกันสำหรับกรณีที่รับข้อมูล ทั้งนี้อุปกรณ์ ทีเอ็นซี จะนำข้อมูลที่ถูกส่งมาจากเครื่องคอมพิวเตอร์มาแบ่งเป็นแพ็กเก็ตย่อยๆ คำนวณหาบิตควบคุมความผิดพลาดโดยใช้วิธีแบบ ซีอาร์ซี(Cyclic Redundancy Check : CRC) ของแต่ละแพ็กเก็ต แล้วนำข้อมูลทั้งสองส่วนมารวมกันก่อนที่จะส่งไปผ่านการมอดูเลตแพ็กเก็ตนั้นๆ ให้อยู่ในย่านความถี่เสียง จากนั้นจึงทำการส่งสัญญาณแจ้งไปยังปลายทางเพื่อให้เตรียมรับส่งแพ็กเก็ตไปบนวงจรเชื่อมต่อทางวิทยุ ในทางกลับกันกรณีที่เป็นการรับข้อมูล ทีเอ็นซี จะทำการแปลงข้อมูลสัญญาณเสียงซึ่งได้รับจากสถานีอื่นมาเป็นกลุ่มข้อมูลไบนารีก่อนที่จะส่งไปยังเครื่องคอมพิวเตอร์ต่อไป



รูปที่2.34 โครงสร้างและส่วนประกอบของสถานีงานแพ็กเก็ตเรดิโอ

สำหรับอุปกรณ์ ทีเอ็นซี ซึ่งมีการใช้งานในกิจการวิทยุสมัครเล่นส่วนใหญ่จะรับรองอัตรแร็วของข้อมูลได้ 1200 บิตต่อวินาที สำหรับการรับส่งแพ็กเก็ตในย่านความถี่ วีเอชเอ็ฟ(VHF) และ ยูเอชเอ็ฟ(UHF) อัตราเร็วจะตกลงไปเป็น 300 บิตต่อวินาทีหากใช้ส่งย่าน เอชเอ็ฟ(HF) ในกรณีที่ต้องสื่อสารระยะทางไกล สำหรับ ทีเอ็นซี ที่รองรับข้อมูลอัตราเร็วสูงกว่านี้ในย่านวีเอชเอ็ฟ ยูเอชเอ็ฟ หรือย่านไมโครเวฟจะมีราคาแพงและต้องใช้อุปกรณ์เพิ่มเติมประกอบ

2.14.2 เครื่องคอมพิวเตอร์

ทำหน้าที่เป็นเทอร์มินอลให้สำหรับผู้ใช้งาน ภายในคอมพิวเตอร์จะมีโปรแกรมประเภทเทอร์มินอล อีมูเลชั่น(terminal emulation) ซึ่งถูกเขียนขึ้นเป็นพิเศษเพื่อให้ใช้งานได้กับแพ็กเก็ตเรดิโอ สามารถใช้โปรแกรมสื่อสารทางโมเด็มทั่วๆ ไปได้ ในกรณีที่ไม่สามารถหาเครื่องคอมพิวเตอร์มาใช้งานได้ก็อาจใช้จอเทอร์มินอลทั่วๆ ไปแทนได้ ซึ่งนับเป็นทางเลือกที่ค่อนข้างประหยัด แต่อาจมีข้อจำกัดหลาย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประการในการใช้งาน เช่น ผู้ใช้ไม่สามารถเลื่อนเคอร์เซอร์ขึ้นลงได้ ไม่สามารถสร้างบัฟเฟอร์ไว้เก็บสิ่งที่ปรากฏบนหน้าจอได้ อีกทั้งยังไม่สามารถสั่งการให้อุปกรณ์สื่อสารทำการรับหรือส่งข้อมูลได้

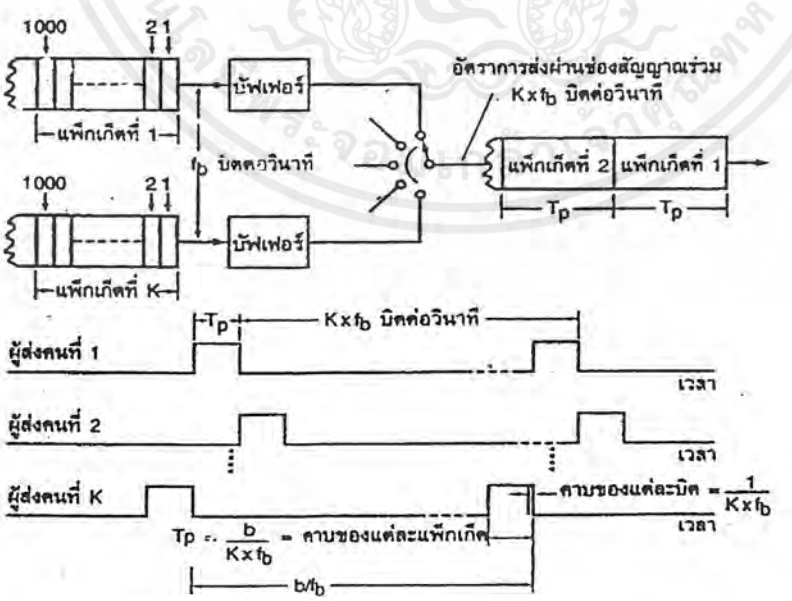
2.14.3 อุปกรณ์วิทยุสื่อสาร

ในกรณีของการรับส่งข้อมูลอัตราเร็ว 1200 หรือ 2400 บิตต่อวินาที มักใช้วิทยุสื่อสารย่านความถี่วีเอชเอ็ฟ หรือ ยูเอชเอ็ฟ ซึ่งมีการมอดูเลตสัญญาณแบบ เอฟเอ็ม(FM)แบนด์แคบเป็นอุปกรณ์รับส่ง สำหรับการรับส่งข้อมูลอัตราเร็ว 300 บิตต่อวินาทีมักนิยมใช้วิทยุสื่อสารย่านความถี่เอชเอ็ฟซึ่งมีการมอดูเลตแบบซิงเกิลไซด์แบนด์ (Single Sideband Modulation-SSB) ในกรณีที่ต้องการรับส่งข้อมูลแพ็กเก็ตอัตราเร็วสูงมาก (ตั้งแต่ 9600 บิตต่อวินาทีขึ้นไป) จะใช้เครื่องรับส่งวิทยุชนิดพิเศษ หรือไม่เช่นนั้นก็จะใช้เครื่องรับส่งวิทยุแบบเอฟเอ็มซึ่งถูกปรับแต่งให้เหมาะสมกับการใช้งานเป็นการเฉพาะแทน สำหรับชุดรับส่งแพ็กเก็ตเรดิโอแบบทั่วๆไปจะประกอบด้วยอุปกรณ์ ทีเอ็นซี ซึ่งใช้เทคนิคการมอดูเลตแบบเอเอสเอฟเค (ASFK) ข้อมูลอัตราเร็ว 1200 บิตต่อวินาทีและใช้วิทยุสื่อสารย่านความถี่ 144-148 เมกะเฮิรตซ์

2.15 เทคนิคการควบคุม

2.15.1การรับส่งข้อมูลแบบ ทีดีเอ็มเอ (Time Division Multiple Access : TDMA)

สำหรับวิธีการนี้จะเป็นลักษณะที่ผู้ใช้งานแต่ละคนผลัดกันส่งข้อมูลออกมาเป็นแพ็คเก็ต ๆ ละ 1000 บิท (ซึ่งเป็นมาตรฐานที่ใช้กันทั่วไป) ข้อมูลที่ส่งออกมาจะถูกเก็บไว้ในบัฟเฟอร์จะถูกส่งผ่านไปยังช่องสัญญาณร่วม และบัฟเฟอร์จะถูกทำให้ว่างเพื่อรอรับแพ็คเก็ตใหม่หากผู้ใช้งานแต่ละคนส่งข้อมูลออกมาด้วยอัตรา f_b บิทต่อวินาทีเท่าๆกัน จะพบว่าอัตราส่งผ่านช่องสัญญาณร่วมจะเป็น Kf_b บิทต่อวินาที ซึ่งหากพิจาณาจากข้อมูลที่วิ่งผ่านช่องสัญญาณร่วมจะเห็นว่ามีการส่งแพ็คเก็ตของช่องสัญญาณ 1 ตามด้วยช่องสัญญาณ 2 ไปจนถึงช่องสัญญาณ K แล้ววกกลับมาเป็นช่องสัญญาณ 1 อีก เช่นนี้เรื่อยไป



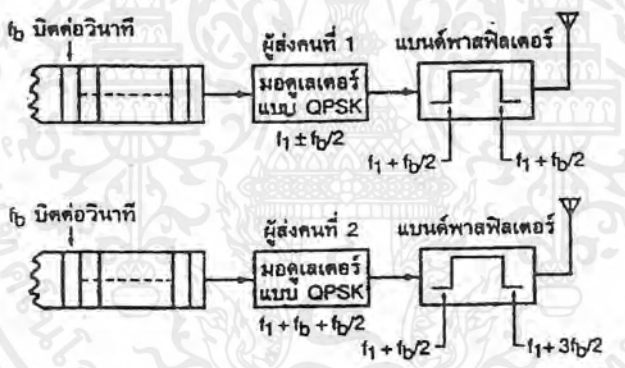
รูปที่ 2.35 การส่งแพ็กเก็ตโดยเทคนิค ทีดีเอ็มเอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมมติว่าข้อมูลแต่ละแพ็กเก็ตมีขนาด b บิต ความกว้างของแต่ละแพ็กเก็ตที่ผ่านช่องสัญญาณร่วมจะเป็น b/Kf_b ดังนั้นสวิทช์ตัดต่อสวิตช์1จะต้องหมุนด้วยคาบ b/f_b เพื่อที่จะได้รับข้อมูลที่ออกจากผู้ส่งแต่ละช่องได้ทันเวลา ซึ่งการส่งแบบ ทีดีเอ็มเอ นี้จะมีประสิทธิภาพสูงสุดก็ต่อเมื่อผู้ส่งข้อมูลอยู่จะต้องเสียเวลารอจนกว่าสวิทช์ตัดต่อเคลื่อนที่มาถึงช่องของตน ยิ่งมีอัตราการ "รอ" สูงขึ้นมากเท่าใดประสิทธิภาพของการส่งแบบนี้ก็ยิ่งลดลงมากขึ้นเท่านั้น จึงได้มีการพัฒนาการส่งแบบ ทีดีเอ็มเอ ไปเป็นแบบ อะโลฮา (ALOHA) และ ซีเอสเอ็มเอ(CSMA) อันเป็นการส่งข้อมูลที่มีประสิทธิภาพสูงขึ้น ซึ่งจะได้กล่าวในหัวข้อต่อไป

2.15.2 การส่งข้อมูลแบบ เอฟดีเอ็มเอ(Frequency Division Multiple Access : FDMA)

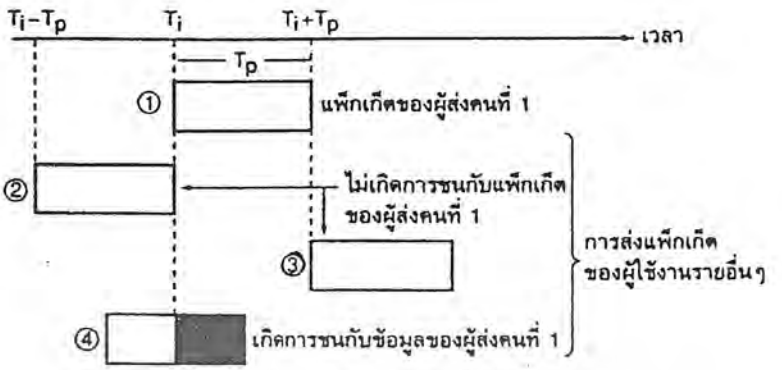
การส่งแบบ เอฟดีเอ็มเอ ต่างกับแบบ ทีดีเอ็มเอ ตรงที่ผู้ส่งข้อมูลแบบ ทีดีเอ็มเอ จะผลัดกันส่งข้อมูลแต่แบบ เอฟดีเอ็มเอ อนุญาตให้แต่ละคนทำการส่งข้อมูลได้ตลอดเวลา โดยข้อมูลของแต่ละคนจะถูกส่งไปคนละความถี่ซึ่งมีแบนด์วิทธ์ B_g ภายในขอบเขตแบนด์วิทธ์รวม B ซึ่งแท้จริงแล้วอัตราการส่งข้อมูลแบบ เอฟดีเอ็มเอ จะมีค่าเท่ากับแบบ ทีดีเอ็มเอ คือ Kf_b บิตต่อวินาที



รูปที่ 2.36 การส่งแพ็คเก็ต โดยเทคนิค ทีดีเอ็มเอ

รูปที่ 2.36 แสดงถึงลักษณะการส่งแบบ เอฟดีเอ็มเอ ข้อมูลจากแต่ละช่องจะถูกส่งไปยังวงจรมอดูเลทแบบคิวพีเอสเค (Quadrant Phase Ship Keying : QPSK) โดยความถี่พาหะของแต่ละช่องสัญญาณจะถูกกำหนดให้ห่างกันเท่ากับ f_b และแต่ละช่องข้อมูลใช้แบนด์วิดธ์ f_b เช่น เดียวกันข้อดีของการส่งแบบ เอฟดีเอ็มเอ คือการที่ผู้ส่งไม่ต้องเสียเวลารอในการส่งแต่ละช่องสามารถส่งข้อมูลได้เป็นอิสระ อีกทั้งจะเป็นการจัดบัฟเฟอร์ออกไป (บัฟเฟอร์เป็นหน่วยความจำที่มีราคาสูง) ทำให้ลดต้นทุนลงได้ ส่วนข้อเสียคือการที่แบนด์วิดธ์ของระบบโดยทั่วไปมีไม่กว้างมากนัก ทำให้จำนวนผู้ใช้งานมีได้จำกัดและในทางปฏิบัติพบว่าการส่งแบบ ทีดีเอ็มเอ จะเป็นที่นิยมมากกว่า เอฟดีเอ็มเอ เนื่องจากผู้ผลิตอุปกรณ์ส่วนใหญ่ให้การสนับสนุนพัฒนาประสิทธิภาพของ ทีดีเอ็มเอ ให้ดีขึ้นอยู่ตลอดเวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.37 การชนกันของแพ็คเก็ตข้อมูลในกรณีที่มีการส่งพร้อมๆกัน

2.15.3 การรับส่งข้อมูลแบบอะโลฮา(ALOHA)

จากข้อจำกัดของการส่งแบบ ทีดีเอ็มเอ ในเรื่องของการรอส่งข้อมูลและของ เอฟดีเอ็มเอ ในเรื่องแบนด์วิดธ์ที่มีจำกัด กลุ่มศาสตราจารย์ที่มาจากมหาวิทยาลัยฮาวายได้พัฒนาการส่งข้อมูลซึ่งใช้โพรโตคอลแบบสุ่ม ตั้งชื่อว่าการส่งข้อมูลแบบ อะโลฮา ซึ่งวิธีการส่งแบบนี้เป็นที่นิยมากในปัจจุบันอีกแบบหนึ่ง

แนวความคิดของการส่งข้อมูลแบบ อะโลฮา เกิดจากการตั้งสมมติฐานว่าโดยธรรมชาติแล้วผู้ใช้งานช่องสัญญาณมักจะไม่ส่งข้อมูลอยู่ตลอดเวลาและทุกคนอาจจะไม่ส่งข้อมูลพร้อมกันได้การส่งโดยวิธีนี้จะกำหนดว่าถ้ามีผู้ใช้อยู่ K คน แต่ละคนจะทำการส่งข้อมูลแพ็คเก็ตที่มีความยาว T_p จากรูปที่ 2.37 $T_p = b/KT_p$ ในทุกช่วงเวลา NT_p โดย N มีค่ามากกว่า K เมื่อเปรียบเทียบการส่งแบบ ทีดีเอ็มเอ และ เอฟดีเอ็มเอ ซึ่งส่งข้อมูลทุกช่วงข้อมูล KT_p จะเห็นว่าอัตราส่งข้อมูลแบบ อะโลฮา มีค่าต่ำกว่าสองแบบแรกมาก

ระบบ อะโลฮา จะมีช่องสัญญาณเดียวคือช่องสัญญาณร่วม ซึ่งโดยปกติจะว่างถ้าไม่มีการส่งข้อมูลจากช่องข้อมูลใดๆ แต่หากมีช่องข้อมูลใดต้องการส่งก็สามารถทำการส่งได้ทันที ด้วยเหตุนี้จึงทำให้แบนด์วิดธ์ของช่องสัญญาณร่วมมีความกว้างเพียง f_b ซึ่งเท่ากับอัตราการส่งข้อมูลจากผู้ส่งรายเดียว จะเห็นว่าผู้ส่งไม่จำเป็นต้องรอส่งข้อมูลเช่นในแบบ ทีดีเอ็มเอ หรือไม่ถูกจำกัดด้วยแบนด์วิดธ์ดังเช่นในแบบ เอฟดีเอ็มเอ

ปัญหาที่จะเกิดขึ้นก็คือในกรณีที่มีการส่งข้อมูลจากผู้ใช้หลายๆ ช่องพร้อมกัน กรณีนี้ที่เครื่องรับจะรับแพ็กเก็ตหลายแพ็กเก็ตในเวลาเดียวกัน โดยไม่สามารถแยกแพ็กเก็ตเหล่านี้ออกจากกันได้ขึ้นอยู่กับพฤติกรรมการส่งข้อมูลของบรรกาผู้ใช้ช่องสัญญาณนั่นเอง เมื่อเกิดการชนกันของข้อมูลขึ้น ข้อมูลขยะเหล่านั้นจะถูกลบออกจากช่องสัญญาณร่วม และเครื่องรับจะส่งสัญญาณให้ผู้ส่งทำการส่งข้อมูลใหม่ จนกว่าจะไม่เกิดการชนกันอีก การขอให้ส่งใหม่จะเกิดขึ้นซ้ำเพียงไม่กี่ครั้งเท่านั้น ทั้งนี้จากความน่าจะเป็นในการส่งข้อมูลออกมาพร้อมกันในครั้งหลังจะต่ำกว่าในครั้งแรกๆ

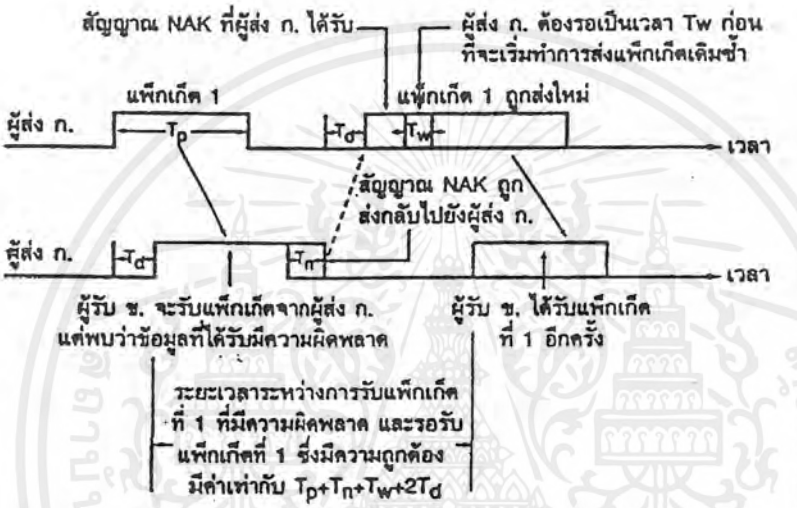
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปแบบการส่งข้อมูลของผู้ใช้ช่องสัญญาณจะเป็นดังรูปที่ 2.38 ซึ่งสังเกตเห็นว่ามีเวลาหน่วงระหว่างผู้ส่งและผู้รับเป็น T_d นี้ได้สมการ

$$T_d = d/c$$

โดยที่ d เป็นระยะห่างระหว่างผู้ส่งและผู้รับ และ c เป็นค่าของความเร็วแสงมีค่า 3×10^8 เมตรต่อวินาที ตัวอย่างเช่น

$$T_d = 1000/3x0^8$$
$$= 3.3 \text{ ms}$$



รูปที่ 2.38 ช่วงเวลาต่างๆ ในการส่งข้อมูลแต่ละแพ็กเก็ตและเวลาที่ใช้ในการแก้ไขโดยการส่งแพ็กเก็ตเดิมอีกครั้ง เมื่อเกิดการผิดพลาดขึ้นในระหว่างการรับส่งข้อมูล

จากรูปที่ 2.38 แพ็กเก็ตจากผู้ส่ง ก. ถูกส่งไปยังผู้รับปลายทางหลังจากการส่งเป็นเวลา T_d หลังจากปลายทางทำการสำรวจข้อมูลที่ได้รับ พบว่าข้อมูลเกิดการผิดพลาดขึ้นซึ่งอาจเกิดจากการชนกันของข้อมูล ปลายทางจะทำการส่งสัญญาณเอ็นเอเค(NAK)ซึ่งมีความยาว T_n ไปยังผู้ส่ง ผู้ส่งจะได้รับแจ้งหลังจากเวลาผ่านไป T_d และทำการเตรียมส่งข้อมูลใหม่โดยใช้เวลาอีก T_w จากนั้นทำการส่งแพ็กเก็ตเดิมใหม่อีกครั้ง ปลายทางจะได้รับแพ็กเก็ตหลังจากนั้นเป็นเวลา T_d ช่วงเวลาที่ใช้ในการส่งข้อมูลใหม่อีกครั้ง Δ จะมีค่าดังสมการ

$$\Delta = T_p+T_n+T_w+2T_d$$

ช่วงเวลา Δ นี้จะมีค่ามากหรือน้อยขึ้นอยู่กับช่วงเวลาทั้งสี่ในสมการข้างต้น ทั้งนี้สามารถลดช่วงเวลา T_d ลงได้โดยการลดระยะห่างระหว่างจุดให้น้อยที่สุดเท่าที่จะเป็นไปได้ ส่วนช่วงเวลาอื่นๆ ขึ้นอยู่กับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

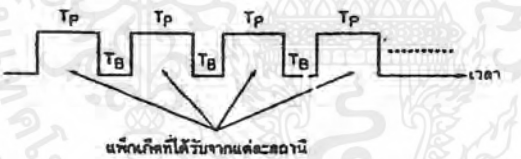
ระบบไม่สามารถทำการปรับเปลี่ยนได้แต่สำหรับประสิทธิภาพโดยรวมแล้ว การส่งข้อมูลแบบ อะโลฮา จะอยู่ในระดับที่เหนือกว่า ทีดีเอ็มเอ และ เอฟดีเอ็มเอ มาก

2.15.4 การรับส่งข้อมูลแบบ ซีเอสเอ็มเอ(CSMA)

สำหรับการส่งแบบ ซีเอสเอ็มเอ (Carrier Sense Multiple Access) ผู้ใช้งานแต่ละคนจะทำการปรับเครื่องรับของตนไปยังความถี่พาหะเดียวกันคือ f_c ก่อนที่จะมีการส่งข้อมูลออกมา ผู้ใช้แต่ละรายจะทำการตรวจสอบการใช้งานช่องสื่อสารเพื่อดูว่ามีผู้ใช้รายใดกำลังทำการส่งข้อมูลอยู่หรือไม่ หากไม่มีสถานีใดส่งข้อมูล จะมีผู้ใช้รายหนึ่งเริ่มทำการส่งแพ็กเก็ตทันที ในชั้นแรกนี้จะไม่คิดเวลาที่ใช้ในการเดินทางของแพ็กเก็ตจากผู้ส่งไปยังผู้รับและสมมติว่าไม่มีการชนกันของข้อมูลเกิดขึ้น

หากมีการกำหนดค่าอัตราการส่งข้อมูล S ของการรับส่งแบบ ซีเอสเอ็มเอ ซึ่งมีรูปแบบการส่งข้อมูลที่ถูกรับ ณ เครื่องรับดังแสดงในรูปที่ 2.39 จากรูปจะเห็นว่าเครื่องรับจะทำการรับแพ็กเก็ตข้อมูลอันมีคาบความกว้างของข้อมูลซึ่งถูกส่งจากสถานีส่งใดๆ เท่ากับ T_p นอกจากนี้ยังมีการระบุคาบเวลาซึ่งไม่มีการส่งข้อมูลจากสถานีงานใดๆ เป็นค่า T_b ค่า T_p มีค่าคงที่แน่นอน แต่ค่า T_b เป็นไปตามพฤติกรรมการส่งข้อมูลจากสถานีงานแต่ละสถานีจึงถือเป็นค่าสุ่ม (random) ชิงสถิติ โดยมีค่าเฉลี่ยเท่ากับ T_b ดังนั้นค่าอัตราการส่งข้อมูล S จะมีค่าเท่ากับ

$$S = 1/T_p+T_b = 1/T_p*(1/(1+T_b/T_p))$$



รูปที่ 2.39 พฤติกรรมการรับส่งข้อมูลของสถานีงานหนึ่งๆ ในกรณีของ ซีเอสเอ็มเอ

สำหรับการส่งแบบ ซีเอสเอ็มเอ ผู้ใช้งาน ณ สถานีงานแต่ละแห่งมิได้ทำการตรวจสอบการใช้งานช่องสื่อสารตลอดเวลา แต่การใช้งานช่องสื่อสารของผู้ใช้งานจะเป็นไปทันทีที่ต้องการใช้ ซึ่งบางครั้งอาจพบว่าช่องสื่อสารกำลังถูกใช้งานอยู่ ในกรณีนี้ผู้ใช้บริการจะทำการรอด้วยช่วงเวลาหนึ่งซึ่งเป็นค่าสุ่มก่อนที่จะทำการส่งข้อมูลสู่ช่องสื่อสารใหม่อีกครั้ง

2.16 การใช้ช่องสื่อสารวิทยุร่วมกัน

แพ็คเก็ตวีดีโอสามารถรองรับการสื่อสารได้หลายการเชื่อมต่อบนช่องสื่อสารวิทยุช่องเดียวกัน ซึ่งต่างจากการสื่อสารเสียงสนทนาทั่วไป ทั้งนี้มิได้หมายความว่าจะไม่มีปัญหาการกวนกันของสัญญาณเมื่อ 2 สถานี ส่งข้อมูลออกมาที่ช่องสื่อสารวิทยุเดียวกันในเวลาเดียวกันซึ่งเหตุการณ์ดังกล่าวเกิดขึ้นได้ดังกล่าวไว้ในหัวข้อที่แล้วในเรื่องการชนกันของข้อมูลสำหรับคำว่า ในเวลาเดียวกัน นั้นมีความหมายในที่นี้ว่าวงจรสื่อสารหลายคู่บนช่องวิทยุเดียวกันสามารถเกิดขึ้นได้ ทั้งนี้โดยการควบคุมให้แต่ละวงจรทำการสื่อ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารเฉพาะเวลาสั้นๆ ทั้งนี้เมื่อพิจารณาถึงสถานีคู่หนึ่งซึ่งทำการสื่อสารกันจะใช้งานช่องสัญญาณได้เมื่อไม่มีสถานีอื่นใดใช้ช่องสัญญาณนั้นแล้ว ทั้งนี้การสื่อสารแบบแพ็คเก็ตเรดิโอจะใช้โพรโตคอลซึ่งเรียกว่า ASX.25 สำหรับใช้ในการแบ่งช่องสื่อสารวิทยุ ใช้งานกับสถานีสื่อสารหลายๆคู่

โพรโตคอล AX.25 กล่าวถึง การเข้าใช้งานช่องสื่อสารเพื่อส่งข้อมูลข่าวสาร โดยใช้การรับส่งข้อมูลแบบ ซีเอสเอ็มเอ ที่ได้กล่าวถึงในหัวข้อที่แล้วโดยเมื่อพิจารณาการทำงานของอุปกรณ์ ทีเอ็นซี ในกรณีที่ผู้ใช้งานต้องการส่งข้อมูล อุปกรณ์ ทีเอ็นซี จะทำการตรวจตราการใช้งานช่องสื่อสารวิทยุเพื่อดูว่ามีสถานีใดใช้งานเพื่อส่งข้อมูลหรือไม่หากพบว่าไม่มีการใช้งานช่องสื่อสารและเริ่มทำการส่งข้อมูลข่าวสาร ในช่วงเวลานี้สถานีส่งอื่นๆ จะตรวจพบว่าไม่มีการใช้ช่องสื่อสารอยู่และไม่ทำการส่งข้อมูลใดๆระหว่างที่สถานีนี้กำลังใช้งานอยู่ในกรณีที่มีสถานีส่งจำนวน 2 แห่งขึ้นไปเริ่มส่งแพ็คเก็ตขึ้นไปพร้อมกันในเวลาเดียวกัน (เกิดการชนกันของข้อมูลขึ้น) จะไม่มีอุปกรณ์ ทีเอ็นซี ของสถานีส่งสถานีใดได้รับสัญญาณตอบรับกลับมาจากแพ็กเก็ตที่เพิ่งส่งออกไป อุปกรณ์ ทีเอ็นซี แต่ละตัวที่เกี่ยวข้องจะใช้เวลารออยู่ช่วงหนึ่งก่อนที่จะเริ่มส่งแพ็กเก็ตใหม่อีกครั้งในทางปฏิบัติจะมีเทคนิคที่ซับซ้อนขึ้นในการพิจารณาการใช้งานช่องสื่อสารของอุปกรณ์ ทีเอ็นซี

2.17 โปรโตคอล AX.25

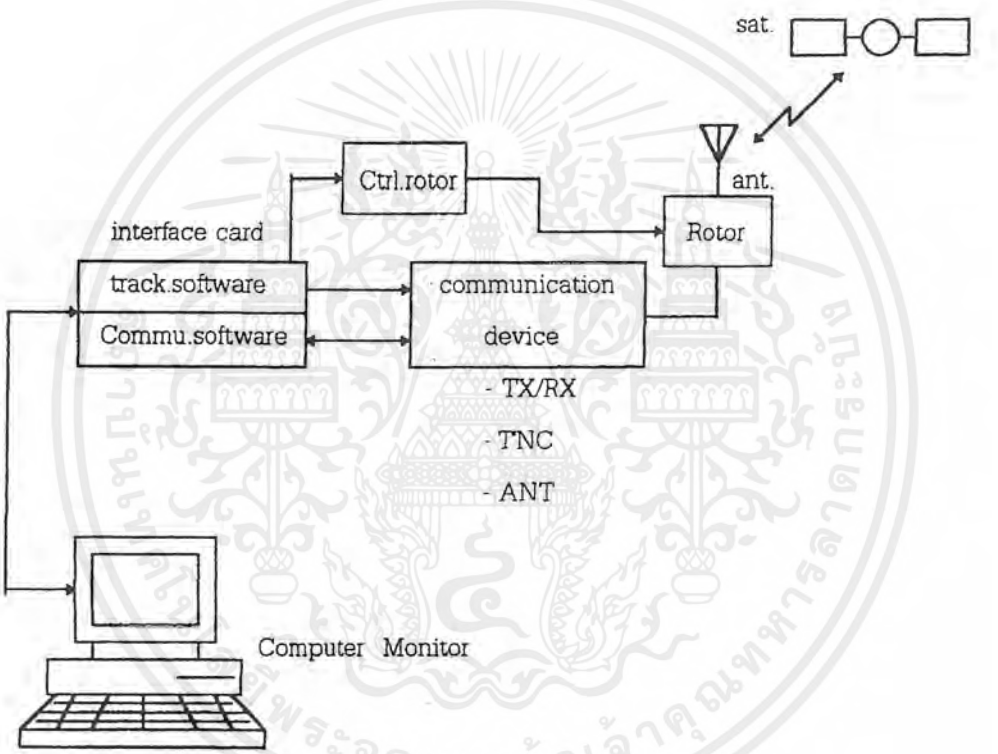
โปรโตคอล AX.25 หรือ Amature X.25 เป็นโปรโตคอลสื่อสารข้อมูลซึ่งถูกออกแบบขึ้นให้ใช้กับงานแพ็กเก็ตเรดิโอโดยได้รับการพัฒนาจากโปรโตคอล X.25 ซึ่งมีใช้งานทั่วไป โปรโตคอล AX.25 เป็นมาตราฐานสำหรับการสื่อสารข้อมูลระหว่างคอมพิวเตอร์ 2 ระบบ AX.25 ถูกพัฒนาขึ้นในปี พ.ศ. 2513 โดยอ้างอิงจากโปรโตคอลเครือข่าย X.25 แต่เนื่องจากความแตกต่างของตัวกลางที่ใช้ในการรับส่งข้อมูล(จากคู่สายในเครือข่ายพื้นฐานเป็นความถี่วิทยุสำหรับแพ็กเก็ตเรดิโอ) และความแตกต่างปนเรื่องของการจัดแอดเดรส โปรโตคอล AX.25 จึงได้รับการพัฒนาให้เหมาะสมกับความต้องการใช้งานแพ็กเก็ตเรดิโอ โดยโปรโตคอล AX.25 มีการเพิ่มฟิลด์แอดเดรสสำหรับการทวนสัญญาณของสถานีงานเพื่อเพิ่มขอบเขตระยะทางในการสื่อสาร ข้อดีประการหนึ่งของ AX.25 ก็คือแพ็กเก็ตทุกแพ็กเก็ตจะมีการระบุ รหัสเรียกขาน (Callsign) ทั้งของผู้ส่งและผู้รับจึงทำให้แยกแยะความแตกต่างระหว่างของสถานีงานได้

ปัจจุบันโปรโตคอล AX.25 ได้ถูกกำหนดให้เป็นมาตราฐานสำหรับการสื่อสารวิทยุสมัครเล่นและถูกกำหนดใช้งานเป็นมาตราฐานหลักในหลายประเทศ อย่างไรก็ตามนอกเหนือจากมาตราฐาน AX.25 แล้วยังมีมาตราฐานอื่นๆ ให้เลือกใช้งานได้ โดยในบางพื้นที่มีการใช้โปรโตคอล TCP/IP บางครั้งอาจมีการใช้โปรโตคอลอื่นที่มีรูปแบบแพ็กเก็ตต่างจากในกรณีของ AX.25 บ่อยครั้งที่มีการใช้โปรโตคอลซึ่งมีรูปแบบการจัดเฟรมในลักษณะที่มีการนำเฟรม AX.25 มาเพิ่มส่วนหัวและส่วนท้ายทั้งนี้เพื่อเป็นการทำให้สอดคล้องกับข้อกำหนดการรับส่งข้อมูลแบบแพ็กเก็ตเรดิโอในรูปแบบของ AX.25 แต่อย่างไรก็ตามรายละเอียดของการเพิ่มข้อมูลดังกล่าวจะมีการเปลี่ยนแปลงในแต่ละประเทศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3
การออกแบบและการสร้าง

ในการดำเนินงานของโครงงานชิ้นนี้เป็นโครงงานที่เป็นการวิจัยเกี่ยวกับการติดตามดาวเทียมวงโคจรต่ำ ซึ่งในการทำการศึกษานั้นขาดไม่ได้ก็คือการทำให้สายอากาศสามารถที่จะทำการติดตามดาวเทียมได้ซึ่งใช้คอมพิวเตอร์ควบคุมการหมุนของโรเตอร์ ในการทำให้คอมพิวเตอร์ติดต่อสื่อสารกับโรเตอร์ได้นั้นจะต้องใช้ชุดเชื่อมต่อหรือชุดอินเตอร์เฟส ซึ่งเมื่อมองภาพโดยรวมแล้วสามารถเขียนเป็นบล็อกไดอะแกรมได้ดังรูป 3.1



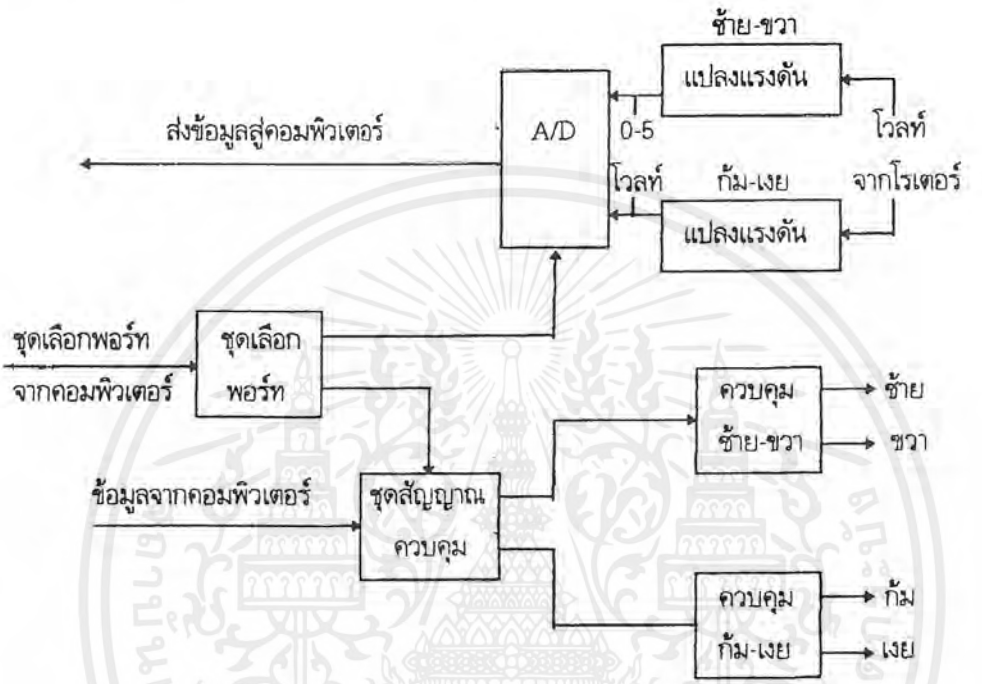
รูปที่ 3.1 บล็อกไดอะแกรมเบื้องต้นในการทำโครงงาน

จากรูปที่ 3.1 จะเห็นว่าชุดเชื่อมต่อหรือชุดอินเตอร์เฟสนั้นจะอยู่ระหว่างคอมพิวเตอร์กับตัวโรเตอร์ ซึ่งในการสร้างชุดอินเตอร์เฟสนั้นก่อนอื่นเราต้องทำการศึกษาเกี่ยวกับภายในของเครื่องคอมพิวเตอร์ก่อนว่าเป็นอย่างไรบ้างและสามารถเชื่อมต่อกับชุดอินเตอร์เฟสได้อย่างไร จากการศึกษาภายในเครื่องคอมพิวเตอร์นั้นจะมี สล็อต ที่ใช้สำหรับเสียบการ์ดอินเตอร์เฟส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1 การสร้างบล็อกไดอะแกรมของการ์ดอินเตอร์เฟส

เมื่อเราทราบถึงรายละเอียดของ สล็อต ภายในเครื่องคอมพิวเตอร์แล้วจึงได้มาทำการ์ดอินเตอร์เฟสขึ้นมาแต่ก่อนที่จะทำการสร้างตัวการ์ดขึ้นมานั้นก็ต้องผ่านกระบวนการสร้างบล็อกไดอะแกรมแสดงการทำงานของการ์ดอินเตอร์เฟสก่อนซึ่งในส่วนนี้เป็นส่วนแสดงการทำงานจริงของตัวการ์ดอินเตอร์เฟสและเพื่อจะได้รู้ว่าจะต้องประกอบด้วยอะไรบ้างซึ่งบล็อกไดอะแกรมแสดงได้ดังรูป 3.2



รูปที่ 3.2 บล็อกไดอะแกรมของการ์ดอินเตอร์เฟส

3.1.1 การทำงานของบล็อกไดอะแกรมของการ์ดอินเตอร์เฟสอย่างคร่าวๆ

3.1.1.1 ชุดแปลงแรงดัน ในการเชื่อมต่อระหว่างการ์ดอินเตอร์เฟสกับตัวโรเตอร์นั้น แรงดันที่ออกมาจากตัวโรเตอร์นั้นจะมีระดับของแรงดันซึ่งไม่เท่ากันในแต่ละรุ่น และบางรุ่นอาจจะมีแรงดันซึ่งมากกว่าแรงดันอ้างอิงของชุด A/D (Analog to Digital) ซึ่งมีระดับแรงดันประมาณ 5 โวลท์ ดังนั้นในการเชื่อมต่อการ์ดอินเตอร์เฟสกับตัวโรเตอร์จึงจำเป็นต้องมีวงจรแปลงแรงดันเพื่อแปลงแรงดันที่รับจากตัวโรเตอร์ให้อยู่ในระดับ 0-5 โวลท์ เพื่อไม่ให้วงจร A/D เสียหายและทำให้การแปลงสัญญาณอนาลอกเป็นดิจิตอลมีความเป็นเสถียรภาพ

3.1.1.2 ชุดแปลงอนาลอกเป็นดิจิตอล (Analog to Digital) ในการเชื่อมต่อระหว่างระดับสัญญาณคอมพิวเตอร์กับระดับสัญญาณอนาลอกภายนอกจำเป็นต้องแปลงสัญญาณอนาลอกที่ได้เป็นระดับสัญญาณดิจิตอลเสียก่อนแล้วจึงนำระดับสัญญาณดิจิตอลที่ได้ส่งเข้าสู่คอมพิวเตอร์ต่อไป วงจร A/D จึงมีหน้าที่แปลงสัญญาณอนาลอกเป็นสัญญาณดิจิตอลเพื่อนำสัญญาณดิจิตอลไปใช้ในการประมวลผลโดยการทำงานนั้นจะได้รับสัญญาณควบคุมจากชุดเลือกพอร์ต

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.1.3 ชุดควบคุมสัญญาณ ทำหน้าที่รับสัญญาณข้อมูลที่ได้จากคอมพิวเตอร์มาทำการควบคุมให้โรเตอร์ทำงานโดยการทำงานนั้นจะได้รับสัญญาณควบคุมจากชุดเลือกพอร์ต

3.1.1.4 ชุดควบคุมซ้ายขวา ก้มเงย ทำหน้าที่รับสัญญาณที่ได้จากชุดสัญญาณควบคุมซึ่งมีระดับสัญญาณที่มีระดับต่ำมาทำการขยายเพื่อนำไปเชื่อมต่อกับโรเตอร์ต่อไป

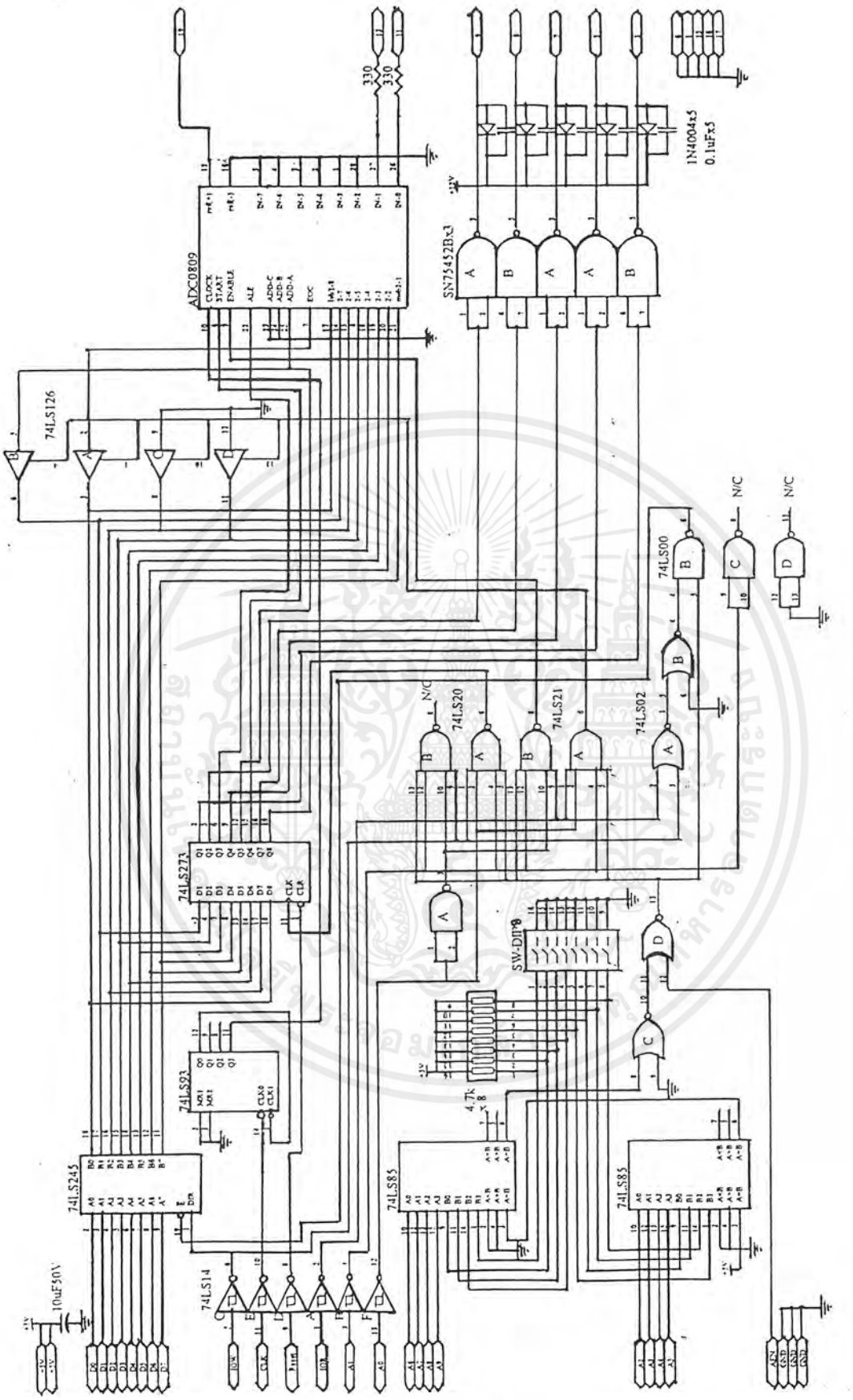
3.1.1.5 ชุดเลือกพอร์ต ทำหน้าที่รับสัญญาณดิจิตอลที่ได้จากคอมพิวเตอร์มาทำการเลือกพอร์ตในการทำงานต่างๆ

3.2 หลักการทำงานของวงจร

การทำงานของการ์ดอินเตอร์เฟสนี้จะประกอบด้วยวงจร เอทูดี (Analog to Digital) โดยมี ไอซี เอดีซี 0809 ทำหน้าที่เป็นตัวแปลงสัญญาณอนาลอกเป็นสัญญาณดิจิตอลผ่านทาง R 330 โอห์ม เข้าทางขา 26 และ 27 ของไอซี โดยมี ไดโอด 1N4004 อยู่ 4 ตัวทำหน้าที่แปลงแรงดันจากโรเตอร์ให้มีค่าอยู่ในช่วง 0-5 โวล์ท เอาต์พุตที่ได้เมื่อแปลงเป็นสัญญาณดิจิตอลแล้วก็จะส่งเข้าสู่คอมพิวเตอร์โดยมี ไอซี 74LS245 เป็นไอซีอินพุท/เอาท์พุท(input/output) โดยมีขา 1 ทำหน้าที่เลือกสภาวะ อินพุท-เอาท์พุท โดยถูกควบคุมโดยสัญญาณ $\overline{IOW}$ จากคอมพิวเตอร์ ในการแปลงสัญญาณอนาลอกเป็นสัญญาณดิจิตอล จะใช้สัญญาณ คล็อก ชุดเดียวกับคอมพิวเตอร์โดยผ่าน ไอซี 74LS93 ทำหน้าที่หารสัญญาณคล็อก ด้วยขา 16 เข้าขา 10 ของไอซี เอดีซี 0809

ส่วนชุดสัญญาณควบคุม ประกอบด้วย ไอซี 74LS85 2 ตัวทำหน้าที่เป็นตัวเปรียบเทียบแอดเดรส SA2SA9 กับ ดิปสวิตช์ เมื่อมีค่าเท่ากันจะมีสัญญาณ “1” ออกมาทางขา 6 ของ ไอซี 74LS02 ต่อร่วมกับ ไอซี 74LS00 ทำหน้าที่เป็น ถอดรหัสแอดเดรส SA0-SA1 และ $\overline{IOR}$, $\overline{IOW}$ โดยจะ ถอดรหัส ให้ ไอซี 74LS245 ทำงานและ ไอซี 74LS21 จะ ถอดรหัส สัญญาณ $\overline{IOR}$ และ SA0-SA1 จะถอดรหัส ให้ ไอซี เอดีซี 0809 แปลงสัญญาณอนาลอกเป็นสัญญาณดิจิตอลส่วน ไอซี 74LS20 จะถอดรหัส สัญญาณ $\overline{IOW}$ และ SA0,SA1 ถอดรหัส ให้ ไอซี 74LS273 ซึ่งเป็น ดี-ฟลิป-ฟลอป(D-Flip-Flop) ส่งค่าที่เก็บไว้ออกมาเข้า ไอซี 75452 ทำหน้าที่เป็นสวิตช์ควบคุม โรเตอร์ โดยภายในตัว ไอซี 75452 จะมีทรานซิสเตอร์ เอ็นพีเอ็น(NPN) ทำหน้าที่สวิตช์โดยขา E ต่อลงกราวน์และขา C ต่อไปใช้งาน ไอซี 74LS14 ทำหน้าที่เป็นบัฟเฟอร์ให้กับวงจรและ ไอซี เบอร์ 7805 ทำหน้าที่แปลงแรงดันจาก 12 โวล์ท เป็น 5 โวล์ทเพื่อเป็นแหล่งจ่ายให้ ไอซี เอดีซี 0809 และแหล่งจ่ายอ้างอิงในการเปรียบเทียบภายใน ไอซี เอดีซี 0809 ด้วย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

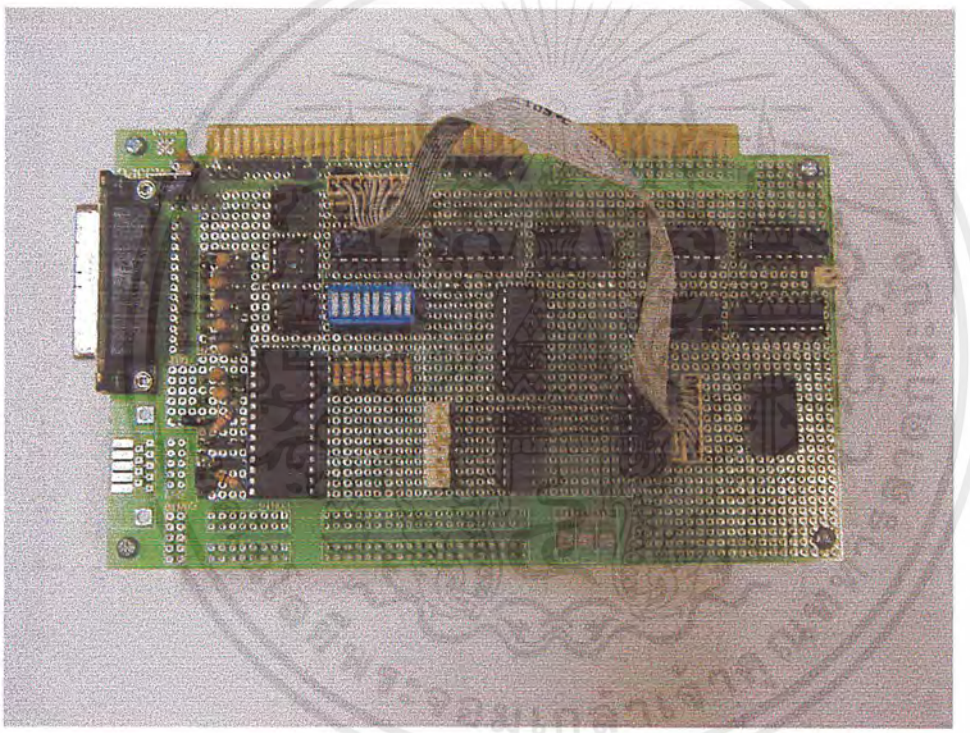


รูปที่ 3.3 วงจรของการต่อินเทอร์เฟส

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 โรเตอร์และตัวควบคุม

ในการทำงานของโรเตอร์นั้น ในส่วนนี้จะต้องมีตัวควบคุมการทำงานเพื่อจะสั่งงานให้โรเตอร์ทำงานได้ตามที่เราต้องการซึ่งโรเตอร์ที่สามารถใช้ทำการหมุนได้ทั้งแนวดิ่งและแนวราบโดยการทำงานแบ่งได้เป็น 2 ส่วน คือ ส่วนที่ 1 จะเป็นส่วนที่รับคำสั่งจากการ์ดอินเตอร์เฟสคือตัวควบคุมการทำงานของโรเตอร์ (ROTOR CONTROLLER) ตัวนี้จะมีการแสดงผลเป็นสเกลบนหน้าปัทม์บอกถึงมุมแนวระดับและมุมเงย ซึ่งมุมที่บอกบนหน้าปัทม์นี้จะสัมพันธ์กับส่วนที่ 2 คือตัวโรเตอร์และตัวสายอากาศโดยที่ตัวโรเตอร์นี้จะรับคำสั่งจากการ์ดอินเตอร์เฟสซึ่งคำสั่งที่พูดในที่นี้คือแรงดันไฟฟ้าซึ่งถูกเปลี่ยนจากสภาวะลอจิกเป็นแรงดันไฟฟ้าตรง และตัวโรเตอร์จะทำงานไปตามที่การ์ดอินเตอร์เฟสสั่งการเพื่อที่จะทำการบังคับทิศทางของสายอากาศให้เป็นไปอย่างถูกต้องตามที่ต้องการซึ่งได้แสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.4 และ 3.5 แสดงให้เห็นตัวการ์ดอินเตอร์เฟสที่ใช้และการติดตั้งการ์ดอินเตอร์เฟสบนเมนบอร์ด



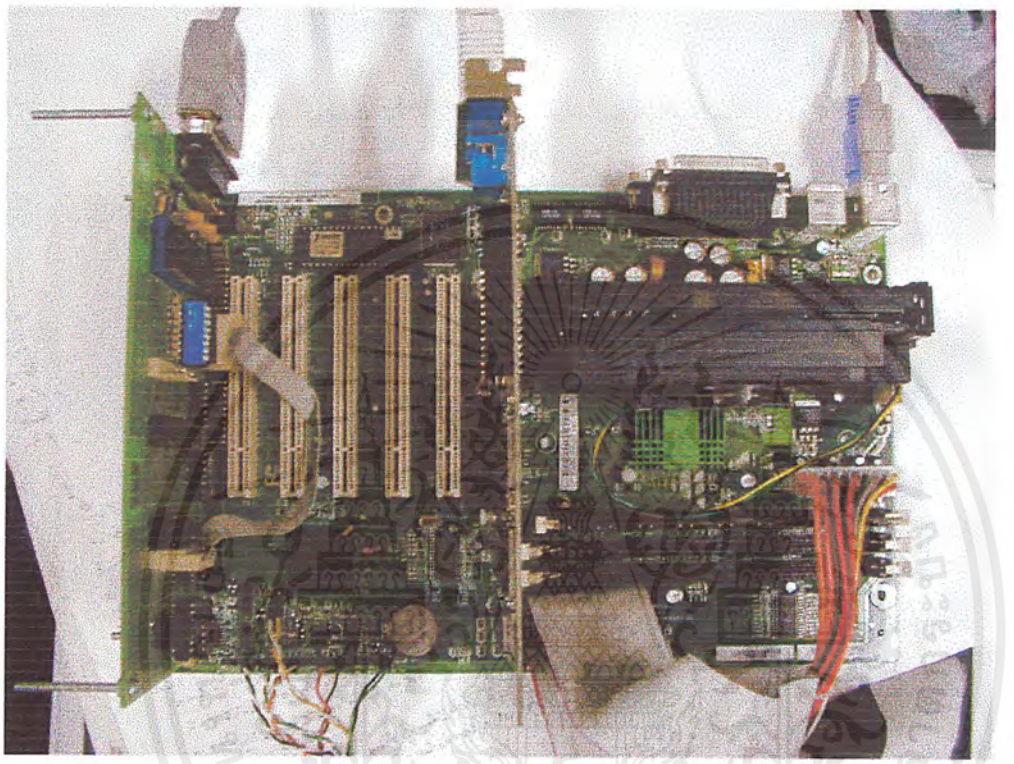
รูปที่ 3.4 แสดงการ์ดอินเตอร์เฟสที่ใช้

3.4 ซอร์ฟแวร์ควบคุมสั่งการ

ในหัวข้อนี้จะนำเสนอข้อมูลทางด้านเทคนิคซึ่งประกอบด้วยการดำเนินงานเพื่อให้เข้าใจในการใช้อุปกรณ์สำเร็จและซอร์ฟแวร์ควบคุมสั่งการซึ่งจะประกอบด้วยโปรแกรมตรวจสอบการทำงานของโรเตอร์และทำการเซ็ทอัพโรเตอร์ให้ทำงานในเบื้องต้นได้อย่างถูกต้องเมื่อมีการทำงานของโปรแกรมถูกต้องและทำการเซ็ทฮาร์ดแวร์ที่ถูกต้องกับตัวควบคุมโรเตอร์โดยโปรแกรมที่ใช้ควบคุมการทำงานของโรเตอร์นี้มีชื่อว่า “ROTOR.EXE” ซึ่งได้มาจากการเขียนโปรแกรมโดยใช้ เทอร์โบ ซี แล้วนำไปแปลงเพื่อให้ใช้งานได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อต้องการใช้งานโปรแกรมทำได้โดย การนำแผ่นที่มีการบันทึกข้อมูลของโปรแกรมมาใส่ในช่องดิสก์ของคอมพิวเตอร์แล้วทำการใส่โปรแกรม "ROTOR.EXE" เพื่อให้โปรแกรมทำงานเมื่อเข้าโปรแกรมแล้วก็จะมีการทำงานตามลำดับต่อไปเมื่อทำการเซ็ทอัพโรเตอร์แล้วก็มาทำการใช้โปรแกรมหลักคืออินสแตนแทรก



รูปที่3.5 แสดงการติดตั้งการ์ดอินเตอร์เฟสบนเมนบอร์ด

3.5 การติดตั้งโรเตอร์โดยซอร์ฟแวร์ แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์

3.5.1 การเซ็ท ดิปสวิตซ์

เซ็ท ดิปสวิตซ์ บนการ์ดอินเตอร์เฟสจำนวนตั้งแต่ 1ถึง 8 ปิด-ปิด-ปิด-ปิด-ปิด-เปิด-เปิด-เปิด- ตามลำดับ

3.5.2 การเชื่อมต่อ

ต่อสายเคเบิลที่คอมพิวเตอร์อินเตอร์เฟสการ์ดแต่ยังไม่ต้องต่อตัวควบคุมโรเตอร์ยึดสายลงบนการ์ดอินเตอร์เฟสให้แน่น ปัญหาต่างๆเราสามารถแก้ไขได้ด้วยตัวเองภายหลังโดยทำการเชื่อมต่ออย่างแน่ใจปลอดภัยยึดไว้ให้แน่นด้วยกัน

3.5.3 เริ่มลงโปรแกรม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เริ่มจากทุกๆ TSR'S จากไฟล์ AUTOEXEC.BAT ทำการเปิดเครื่องใหม่ ใส่แผ่น แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ ลงใน DRIVE A

Type : A : INSTALL ◄.....นี้คือการเซ็ทที่ DRIVE A: และ รัน (runs) โปรแกรมที่กำหนด ไฟล์ ROTER.DAT ลงในดิสก์เก็ต

3.5.4 ไดเรกทอรี่ เคซีที

หลังจากทำการติดตั้งโปรแกรมเรียบร้อยแล้ว สร้าง ไดเรกทอรี่ เรียกว่า เคซีที ลงบนฮาร์ดดิสก์ และ ทำการคัดลอก ขนาดไฟล์ของ แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ ในแผ่นดิสก์เก็ต ลงไปที่ ไดเรกทอรี่

3.5.5 Batch Commands

แก้ไขไฟล์ AUTOEXEC.BAT ของเราแล้วเพิ่มคำสั่งเหล่านี้

CD\KCT

DRV/local = 7

OSC/hot = $18

CD\

NOTE : คำสั่งตัวแปรบรรยายไว้ในส่วนของ DRV.COM

3.5.6 รีบูท(Reboot)

ทำการรีบูท ระบบของเครื่องและอย่าพึ่งกดคีย์ใดๆ สำหรับสถานะของป๊อปอัพ(POP-UP) อาจจะ ALT O

3.6 คำแนะนำ

ขั้นตอนของการเซ็ท คอนโทรล โรเตอร์ กับโปรแกรม แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์

3.6.1 เมื่อใดก็ตามที่ติดตั้งโปรแกรมแล้วเราจะต้องทำการเซ็ท โรเตอร์ โดยเลื่อน โรเตอร์ทางด้านมุมเงย ให้สูงสุดที่ 90 องศา

3.6.2 เมื่อแกนโรเตอร์ทางด้านมุมเงย อยู่ที่ 90 องศา และ อินสตอล(install) โปรแกรมจะถามว่าเซ็ทโรเตอร์ไว้ที่กี่องศา เราบอกแล้ว :เซ็ทค่า 90 องศาไนโปรแกรม

3.6.3 เมื่อมีคำถามต่อไปจะต้องเซ็ทระดับ เอาท์พุทโวลท์เตจ แอดจัส ให้ปรับเปลี่ยนจนได้ค่าประมาณ 250-240

เราดูที่ตำแหน่งมุมแนวระดับ โรเตอร์จะเคลื่อนที่แต่จะไม่หมุนไปทางซ้ายและทางขวาและที่ที่มุมแนวระดับโรเตอร์จะเคลื่อนไหว ถ้ามีปัญหาเกี่ยวกับการติดตั้งโปรแกรมหรือเกี่ยวกับการทำงานของโรเตอร์ในกรณีนี้ ควรเช็คก่อนที่จะเรียกโหมดช่วยเหลือ(help) ออกมาเหล่านี้คือขั้นตอนที่จะช่วยตัดสินแก้ไขปัญหาที่เกิดขึ้นให้ถูกต้อง

3.6.3.1 ทำการย้ายส่วนที่เชื่อมต่อ แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ จากการควบคุม โรเตอร์ของเรา เลื่อนเข็มบนหน้าปัดของแต่ละโรเตอร์มาไว้ที่กึ่งกลาง

3.6.3.2 ใช้สายต่อในช่วงระยะเวลาหนึ่ง ควบคุมอินพุท ขึ้น ลง ซ้าย ขวา ที่กราวด์แต่ละอินพุทควรจะทำให้โรเตอร์เคลื่อนไหวให้ถูกทิศทาง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.6.3.3 ต่อโวลท์มิเตอร์ ระหว่าง เอาท์พุทสัญญาณอนาลอกมุมเงย และกราวด์ เลื่อนโรเตอร์ทางด้านมุมเงย ทำให้แรงดันเปลี่ยน แรงดันนี้ไม่ควรจะเปลี่ยนแปลงเมื่อโรเตอร์ทางด้านอนาลอกมุมแนวระดับ เลื่อน

3.6.3.4 ต่อโวลท์มิเตอร์ทางด้านอนาลอกมุมแนวระดับที่เอาท์พุทและกราวด์เลื่อนโรเตอร์ทางด้าน มุมเงย เลื่อน

3.7 ไฟล์ บน แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์

READ.ME	เอกสารแสดงการบันทึก
RVAVC.DOC	เอกสารที่อธิบายระหว่างอินเตอร์เฟสกับไดรเวอร์(DRV.COM)และวิธีใช้อื่นๆ ของโปรแกรม
INSTALL.EXE	การติดตั้งโปรแกรม
ROTOR.DAT	ไฟล์โรเตอร์ตัวแปรทางสถิติค้นฉบับเมื่อทำการคัดลอก
DRV.COM	TSR rotor ไดร์เวอร์
OSC.COM	TSR การประยุกต์ใช้โรเตอร์สถานะ ป๊อปอัพ ทีเอสอาร์ จูนเนอร์วิทยุ ไดร์เวอร์ และจูนเนอร์สถานะป๊อปอัพ
MOVENOW.COM	การประยุกต์ใช้งานโปรแกรมดอส เริ่มแรกโรเตอร์ทำการเคลื่อน/คำสั่งบนส่วนของคำสั่ง
BBSROTOR.COM	ดอสโปรแกรมนั้นอนุญาติให้ผู้ใช้ บีบีเอส(BBS) โรเตอร์ที่ไฟล์ไดร์เวอร์โปรแกรม
DEPH.COM	นี่คือโปรแกรมที่จะรวบรวมไดร์เวอร์ เวลา/ตาราง เรียกไฟล์ SATLST ไฟล์นี้สามารถที่จะแก้ไขและสามารถที่จะบรรจุรายละเอียดของโปรแกรม
LEPT.EXE	คือโปรแกรมที่จะต่อข้อมูลแทรกกิ้ง(tracking) ไฟล์นี้จัดทำโดย DEHP.COM และโดยซิลิคอน อธิบายโดย เอสอีพีเอช แทรกกิ้ง(SEPH tracking) โปรแกรมอ่านข้อมูลจากไฟล์เหล่านี้จะทำการโหลดข้อมูลเข้ามาภายในไดร์เวอร์ ตาราง เวลา/เป้าหมาย
SCANCODE.COM	โปรแกรมนี้อนุญาติให้ผู้จัดตัดสินใจคีย์รหัสของคีย์ที่จะใช้สถานะป๊อปอัพ
POTNT.EXE	นี่คือโปรมแกรมที่จะบอกหรือบ่งชี้ตำแหน่งของคู่สถานี
TEST.EXE	นี่คือโปรแกรมให้ผู้ใช้ควบคุมบนคีย์บอร์ดทดสอบหรือแสดงผลของตำแหน่ง
TTTEST.EXE	นี่คือโปรแกรมที่ใช้ง่ายสร้างจำลอง OSCAR-10 ผ่านที่ตารางแทรกเกอร์

3.8 การติดตั้งการ์ดอินเตอร์เฟส

การติดตั้งการ์ดอินเตอร์เฟสในพีซีของเรานั้น ควรที่จะใส่ใน สล็อต ที่ไม่ได้ใช้งานในพีซี มันต้องการแรงดันและกระแสจำนวนน้อยประมาณ 150 มิลลิแอมป์ ที่ 5 โวลท์และ 7 มิลลิแอมป์ ที่ 12 โวลท์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดิปสวิตช์ บนการ์ดควรจะ เซ็ทอินพุท/เอาท์พุท แอดเดรส ก่อนที่จะใส่เข้าไปโดยเซ็ท ดิปสวิตช์ และ อินพุท/เอาท์พุท แอดเดรส ให้ตรงกัน

โดยทั่วไปแล้วที่ อินพุท/เอาท์พุท แอดเดรส กำหนดให้ อินพุท/เอาท์พุท แอดเดรส ดิปสวิตช์ ใช้ที่ 200 –3FF(hex) เราต้องการเลือก แอดเดรส ที่ไม่ได้ใช้ในเบอร์อื่นๆในระบบแนะนำให้ใช้ 3E0(hex) สลับกันกับ 1E0(hex)

3.2 การใช้งานอินเตอร์เฟสการ์ด

การต่อสายเคเบิลการอินเตอร์เฟสจะต่อสายเคเบิลของอินเตอร์เฟสเข้ากับคอมพิวเตอร์อินเตอร์เฟสการ์ดที่ตัวควบคุมโรเตอร์ ยาอีสุ/เคนโปร

การต่อที่จุดต่อ 8 PIN แสดงหมายเลขและมีลักษณะรูปแบบที่เป็นมาตรฐานดังรูปข้างล่าง

การต่อ	ยาอีสุ/เคนโปร (8-PIN DIN)	การต่อคอมพิวเตอร์การ์ด (DB-25)
1	เอาท์พุททางแนวตั้ง	11
2	อินพุทควบคุมทางด้านขวา	7
3	อินพุทควบคุมทางด้านขึ้น	3
4	อินพุทควบคุมทางด้านซ้าย	9
5	อินพุทควบคุมทางด้านลง	5
6	เอาท์พุททางแนวนอน	13
7	ควบคุมแรงดัน(ไม่ต่อ)	
8	กราวด์(สายชีลด์)	1

LLGO2 โรเตอร์อินเตอร์เฟส

ขา	คำอธิบาย
1	กราวด์
3	ควบคุมเอาท์พุททางด้านขาขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5	ควบคุมเอาท์พุททางด้านขาลง
6	Rev B boards: ไม่ต้องต่อ; Rev C boards: กราวด์
7	ควบคุมเอาท์พุททางด้านขวา
8	ห้ามปล่อย มุมแนวระดับ
9	ควบคุมเอาท์พุททางด้านซ้าย
10	พอร์ต –เอ อินพุท อนุกรม
11	อินพุทอนาลอกทางแนวตั้ง
12	พอร์ต –บี อินพุท อนุกรม
13	อินพุทอนาลอกทางแนวนอน
14	เร็คกูเลท + 12 โวลท์จากคอมพิวเตอร์
15	Rev B boards: ไม่ต้องต่อ; Rev C boards: กราวด์
16	Rev B boards: ไม่ต้องต่อ; Rev C boards: กราวด์
17	Rev B boards: ไม่ต้องต่อ; Rev C boards: กราวด์
18	พอร์ต – เอ เอาท์พุท อนุกรม
19	เร็คกูเลท + 5 โวลท์จาก Analog to Digital
20	พอร์ต – บี เอาท์พุท อนุกรม
21	เร็คกูเลท + 12 โวลท์จากคอมพิวเตอร์
22	พอร์ต C กด – ลง
23	พอร์ต C กด – ขึ้น
24	พอร์ต D กด – ลง
25	พอร์ต D กด – ขึ้น

การเชื่อมจุดต่อของการ์ดอินเตอร์เฟส

LLG 01 โรเตอร์ อินเตอร์เฟส

ขา	คำอธิบาย
1	กราวด์
3	ควบคุมเอาท์พุททางด้านขาขึ้น
5	ควบคุมเอาท์พุททางด้านขาลง
7	ควบคุมเอาท์พุททางด้านขวา
9	ควบคุมเอาท์พุททางด้านซ้าย
11	อินพุทอนาลอกทางแนวตั้ง 0 ถึง +5โวลท์
13	อินพุทอนาลอกทางแนวนอน 0 ถึง +5โวลท์
19	เร็คกูเลท + 5 โวลท์จากคอมพิวเตอร์
21	เร็คกูเลท + 12 โวลท์จากคอมพิวเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.9 การใช้งานเมื่อเข้าสู่โปรแกรมอินสแตนแทรก (Instantrack)

3.9.1 หน้าจอหลัก

เมนู คือ ฉากแรกที่ปรากฏขึ้น เมื่อเราเรียก อินสแตนแทรก ขึ้นมาหน้าจอนี้ คือตัวอย่างของเมนูซึ่งอนุญาตให้ทำการเลือกใช้หน้าที่ต่างๆดังแสดงไว้ใน อินสแตนแทรก แต่ละส่วนของหน้าที่เหล่านั้นจะบรรยายไว้ภายหลังส่วนของไฟล์ .DOC นี้

ส่วนที่อยู่บนด้านหน้าของจอเมนูหลักของจอเหล่านี้คือ เส้นสีแดงแนวนอนซึ่งปรากฏตำแหน่ง มุม ปัจจุบัน แสดงดาวเทียมที่เลือกใช้ 5 ดวงรวมทั้งดวงอาทิตย์และดวงจันทร์ ส่วนของสีเหลืองคือส่วนที่ยังไม่ได้ผ่านที่ตั้งเรา (สีเหล่านี้จะอยู่ในส่วนของการแสดงผลใน อินสแตนแทรก)

3.9.2 เวลา, โซนเวลา , อื่นๆ...

อินสแตนแทรก ต้องรู้เวลาที่ถูกต้องก่อนที่กำหนดดาวเทียม โปรแกรมจะอ่าน ดอส คล็อก ที่คอมพิวเตอร์ของเรา (ซึ่งเราสมมุติ คือการเซ็ทสถานที่ตั้งและเวลาในเขตของสถานีที่ต้องการ) เวลาท้องถิ่นในขณะนั้นจะต้องเปลี่ยนเป็น ยูทีซี(UTC) (ใช้เวลากรีนิชเป็นหลัก) ซึ่งใช้ในการคำนวณวงโคจรของดาวเทียม ดังนั้นคือ 2 สิ่งที่จำเป็น

สิ่งแรกคือต้องเซ็ท ดอส คล็อก ของเครื่องเราให้ถูกต้อง

อันดับที่สองคือเราต้องบอกเวลาปัจจุบันหรือ โซนเวลา ใน อินสแตนแทรก

3.9.3 การเซ็ทเวลาอย่างแม่นยำ

ทำอย่างไรจึงถูกต้องแม่นยำ เราต้องเซ็ท ดอส คล็อก ในคอมพิวเตอร์ของเรา คำตอบขึ้นอยู่กับที่เกี่ยวกับการโคจรและการศึกษาทางเรขาคณิต การสมมุติ จุดมุ่งหมายที่ตำแหน่ง ของสายอากาศที่ดาวเทียมเราสามารถตัดสินใจเวลามากน้อยผิดพลาดอย่างไร จะทำให้เกิดความแน่นอนเพิ่มขึ้น

3.9.4 การเซ็ทโซนเวลา

เราต้องเซ็ท ดอส คล็อก ในคอมพิวเตอร์เพื่อที่จะใช้เวลามาเป็นเวลาอ้างอิงในการติดตามดาวเทียมให้โปรแกรมสามารถคำนวณเวลาได้อย่างถูกต้อง และทำให้เกิดความผิดพลาดน้อยที่สุด ตัวอย่างการเซ็ท โซนเวลา ก็แสดงให้เห็นได้ดังนี้

SET – TZ = PST-7PDT

3.9.5 เวลาในการติดตามดาวเทียมจริง(Realtime Tracking satellite)

ใน เวลาจริงในการติดตามเมื่อเข้ามาแล้วจะแสดงข้อมูลที่เกี่ยวกับมุมต่างๆ (มุมแนวระดับ/มุมเงย) มันจะทำการคำนวณและแสดงออกมาเป็นข้อมูลรวมถึงค่าทางด้านละติจูดและลองติจูด แสดงระยะทางโหมดการทำงานและเมืองที่ผ่าน

SPACE	=	หยุดการทำงาน
B	=	แสดงผลทางด้านล่าง
C	=	แสดงตำแหน่งชื่อเมืองที่ดาวเทียมผ่าน
E	=	แสดงในส่วนของคู่มือดาวเทียม
I	=	แสดงแกนร่วมกันของ x y z
O	=	การสังเกตการณ์คู่สถานี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

W = แสดงเวลาถัดไปที่ดาวเทียมจะผ่าน

R = การควบคุมโรเตอร์โดยผ่านโปรแกรม อินสแตนแทรก

S = แสดง RA / DEC / T sky

T = การเซ็ทเวลาโปรแกรม

Q = ออกโปรแกรม

Z = การเปลี่ยนเวลามาตราฐาน ยูทีซี เป็นเวลาท้องถิ่น

3.9.6 ฉากแผนที่

ใน เวลาจริง แผนที่จะแสดงการจำลองแผนที่โลกและข้อมูลดาวเทียมซึ่งอยู่ทางด้านล่างของแผนที่ แผนที่นี้จะแสดงบนจอ อีจีเอ(EGA) และ วีจีเอ(VGA) เท่านั้น มันจะแสดง การโคจรสถานที่ตั้งของสถานที่และดาวเทียมนั้นๆ

3.9.7 แผนที่โลก

แผนที่โลกสามารถที่จะแสดงส่วนต่างๆของโลก ทวีป ประเทศ แต่ไม่สามารถแสดงได้ทั้งหมด ให้ใช้คำสั่ง S เพื่อจะเลื่อนดูส่วนที่ไม่ปรากฏบนจอในส่วนทางด้านล่างนั้น สีแดงแสดงตำแหน่งละติจูด , ลองติจูด , ความสูง , พีเอชเอส โหมด(Phs Mode) ระยะทาง ในส่วนของสีเขียวแสดงถึงมุมที่ต้องใช้หมุนสายอากาศของสถานีรับ ในขณะที่ดาวเทียม ยังไม่ผ่านสถานีที่ตั้ง บริเวณที่เป็นสีเขียวก็จะเป็นสีเหลืองมันจะแสดงว่าขณะนั้นแสดง เวลา วัน เดือน ปี ที่เป็นเวลาท้องถิ่น ถ้าเราต้องการให้เป็นเวลามาตรฐาน ให้ใช้คำสั่ง Z จะเป็นเวลามาตรฐาน ยูทีซี ในส่วนอื่นของแบบที่จะมีการแสดงรูปโลกในลักษณะ 3 มิติ แสดงรายละเอียด 3 มิติ ในส่วนหรือด้านที่ดาวเทียมผ่านเท่านั้น รวมถึงการแสดงเส้นลองติจูด เส้นละติจูดและยังสามารถดูการโคจรของตำแหน่งดาวเทียมและสถานที่ตั้งของสถานีรวมถึงการแสดงถึงเส้นขอบฟ้าตำแหน่งที่มองขึ้นไปบนฟ้า โดยใช้คำสั่ง P เพื่อที่จะเข้าไปดูรูปโลก 3 มิติ และวงโคจรได้ด้วย

C = แสดงเมืองหลวงต่างๆหรือเมืองสำคัญปรากฏขึ้นบนแผนที่

E = แสดงส่วนของคู่มือของดาวเทียม

F = แสดงช่วงเวลา ฟุตปริ้น ที่ดาวเทียมผ่าน

O = การสังเกตการณ์คู่สถานี

P = แสดงรูปโลก 3 มิติ วงโคจร และเส้นขอบฟ้า

Q = ออกจาก อินสแตนแทรกแผนที่

R = ควบคุมโรเตอร์โดยผ่านโปรแกรม อินสแตนแทรก

S = เลื่อนหน้าจอแผนที่

T = การเซ็ทเวลาโปรแกรม

W = แสดงเวลาถัดไปที่ดาวเทียมจะผ่าน

Z = การเปลี่ยนเวลามาตราฐานยูทีซี เป็นเวลาท้องถิ่น

3.9.8 ตารางตำแหน่งดาวเทียม(Satellite Position Table)

ในส่วนนี้จะแสดงถึง วัน เดือน ปี เวลา ทั้งเวลามาตรฐานยูทีซี และเวลาท้องถิ่น มุม แนวระดับ/มุมเงย ตำแหน่ง ละ ลอง ดอปเปอร์(Lat Long Droppler) ของความถี่และ พีเอชเอส โหมด การใช้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

งานซึ่งอยู่ในรูปของตารางสามารถที่จะดูหมายกำหนดการล่วงหน้า ของแต่ละวัน แต่ละเดือน ได้โดยการกดปุ่ม เอ็นเทอร์(Enter) มันจะปรากฏมาเรื่อยๆ เพื่อที่จะให้เรานั้นได้กำหนดการณ์ล่วงหน้าไว้ก่อน

S = คือการสแกนในแต่ละเดือนไปเรื่อยๆ จนกด S มันก็จะหยุด

C = แสดงชื่อเมืองที่ดาวเทียมผ่าน

Z = การเปลี่ยนเวลามาตราฐานยูทีซีเป็นเวลาท้องถิ่น

3.9.9 ตารางการสังเกตดาวเทียม(Satellite visibility Schedule)

เมื่อเข้ามาในส่วนนี้จะปรากฏเมนูย่อยให้เลือกดังนี้

1) คือเป็นการเลือกดาวเทียมเพียงดวงเดียวแต่เป็นเวลาหลายวัน

2) คือการแสดงภายในวันเดียวมีดาวเทียมหลายดวงเมื่อเมนูปรากฏมันจะแสดงหรือปรากฏขึ้นมาเป็นแนวยาวและมีดอกจันทร์นั้นแสดงถึงจำนวนหรือเวลาที่ดาวเทียมผ่านในแต่ละวัน แต่ละชั่วโมงโดยใช้เวลายูทีซี หรือเวลาท้องถิ่น แล้วแต่ความต้องการของผู้ใช้

3.9.10 อัพเดทองค์ประกอบดาวเทียม(Update Satellite Element)

ในส่วนขององค์ประกอบ(Element) ของดาวเทียมนั้นได้จากโทรศัพท์แพคเก็ตเรดิโอ หรือ ทางสมาคมวิทยุสมัครเล่นเหล่านั้นได้มาจาก ฮัมเนท(HAMNET) ทางอินเตอร์เนทโดยมีรูปแบบ 2 ส่วน เหล่านี้รูปแบบซึ่งในส่วนของวงโคจรเหล่านั้นได้รับมาเรียกว่า นาซา ฟอร์แมท(NASA FORMATS) และ อัมแซท ฟอร์แมท(AMSAT FORMATS) ทั้งคู่เป็นภาษาแอสกี้(ascii) ไฟล์ทั้งคู่มนุษย์และคอมพิวเตอร์อ่านได้ง่ายแม้ว่านาซา ฟอร์แมท จะเป็นรูปแบบที่มนุษย์อ่านได้ยากลำบากแต่ว่า อินสแตนแทรกสามารถอ่านในรูปแบบอย่างใดอย่างหนึ่งก็ได้

1. A11 : อ่านใน องค์ประกอบ สำหรับทุกๆไฟล์ในดาวเทียม
2. ONE : อ่านใน องค์ประกอบ สำหรับดาวเทียมหนึ่งดวง
3. UPDATE : อ่านใน องค์ประกอบ สำหรับดาวเทียมทุกๆดวง
4. OLD : ลบข้อมูลดาวเทียมซึ่งหมดอายุการใช้งาน
5. CRASH : ลบข้อมูลดาวเทียมนั้นที่เกิดการชำรุดเสียหาย
6. DELETE : ลบข้อมูลชื่อดาวเทียมในเมนู
7. SQUISH : ข้อมูลหลักของดาวเทียมขนาดเล็ก
8. EDIT : ตรวจสอบ / แก้ไขรายละเอียดของดาวเทียมด้วยตัวเอง

ในส่วนนี้ให้เราเลือกในส่วนที่ 3 คือการอัพเดท อินสแตนแทรก อ่านในองค์ประกอบสำหรับดาวเทียมแต่ละดวง โดยเมื่อเข้ามาใน ไฟล์ฟอร์แมท แล้วจะมีเมนูให้เลือกคือ อัมแซท ฟอร์แมท และ นาซา ฟอร์แมทแล้วให้ใส่ค่าหรือชื่อไฟล์ที่ต้องการอัพเดท ลงไปเมื่อทำการอัพเดทเรียบร้อยแล้วข้อมูลของดาวเทียมในแต่ละดวงก็เป็นข้อมูลที่ทันสมัย และเป็นปัจจุบันตลอดเวลา เมื่อต้องการออกจากส่วนที่ 3 ให้พิมพ์ Q เพื่อออกจากโปรแกรม

3.9.11 อัพเดทองค์ประกอบสถานี(Update Station element)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เราต้องบอก อินสแตนแทรก ว่าที่ตั้งของสถานีส่งอยู่ที่ไหน หรือตั้งสถานีรับอยู่ที่ไหน เลือก อัพเดทองค์ประกอบสถานีที่เมนเมนูโดยมีให้เราใส่ค่าที่ตั้งของสถานีส่งและคู่สถานีของเราได้ถึง 50 สถานีทำการเลือกหมายเลขหรือลำดับ ที่ต้องการของเราแล้วใส่ค่าเข้าไปก็จะปรากฏองค์ประกอบสถานี การใส่ค่าให้ใส่เครื่องหมาย(=)แล้วใส่ค่าลงไปเมื่อใส่ชื่อ ละติจูด ลองติจูด และค่าความสูง และข้อมูลที่คำนวณ ก็จะเปลี่ยนค่าตามที่กำหนดไว้ที่ องค์ประกอบสถานี วิธีการเลือกให้ใช้ลูกศรเลื่อนขึ้นเลื่อนลงขั้นตอนต่างๆเราสามารถที่ทดลองใส่ค่าลงไปและลองเปรียบเทียบค่าที่เปลี่ยนแปลง เมื่อต้องการออกจากโปรแกรมอินสแตนแทรก และกลับเข้าเมนเมนูโดยพิมพ์ Q Exit

3.9.12 การสังเกตกลุ่มดาวเทียมร่วม

ในเมนเมนูส่วนนี้ได้แสดงกลุ่มของดาวเทียมต่างๆทั้งหมดตั้งแต่ดาวเทียมดวงแรกไปจนถึงดวงสุดท้าย มันจะแสดงตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง

3.9.13 อัพเดทเวลา(Update Time : NBS Via modem)

นี้คือการอัพเดทข้อมูลโดยผ่านทางโมเดมให้โดยตรงในส่วนนี้ต้องต่อโมเดมเพื่อนำข้อมูลมาอัพเดทโดยตรง

3.9.14 สถานะ ทีเอสอาร์(TSR Status)

เป็นการแสดงสถานะ ทีเอสอาร์ โดยเมื่อเข้ามาใน สถานะ ทีเอสอาร์ จะปรากฏโรเตอร์ไดรว์ ทีเอสอาร์สเตตัส(Rotor DRV TSR Status) ถ้ายังไม่ได้รับการติดตั้ง มันจะปรากฏ ไม่แสดง (not present)

3.9.15 Q Quit

คือคำสั่งที่ใช้ในการออกจากโปรแกรมอินสแตนแทรก เข้าสู่โปรแกรม คอส ต่อไป

3.9.16 ไฟล์ที่ใช้ในโปรแกรม อินสแตนแทรก

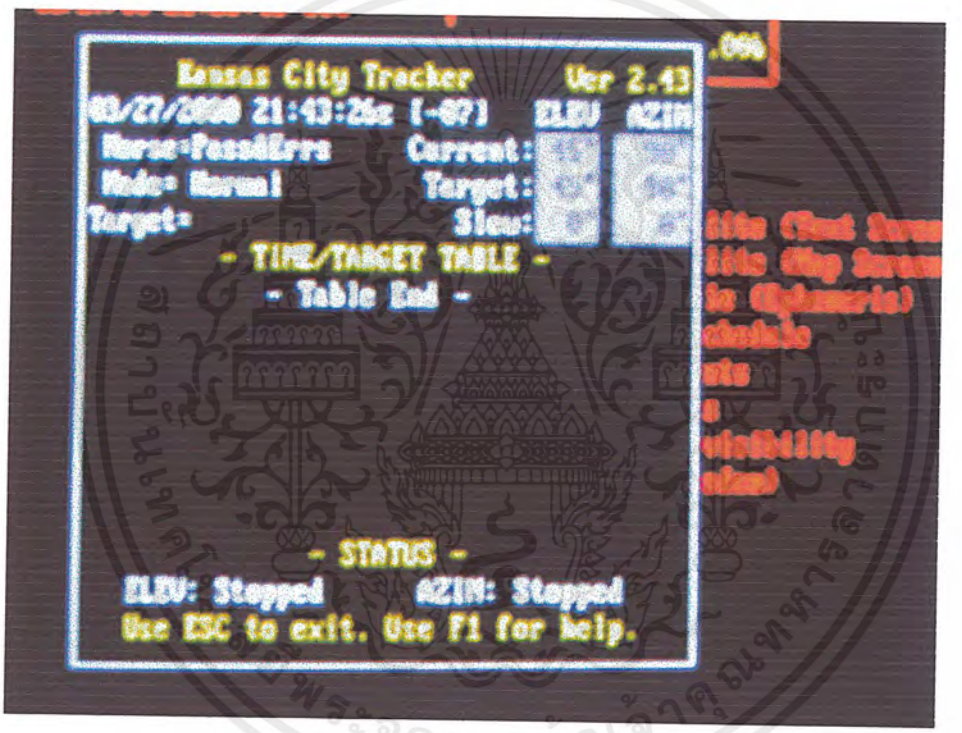
IT.EXE	เป็นโปรแกรมที่ เอ็คซีคิวเทเบิ้ล(Executable) แล้ว
ITNCP.EXE	เป็นโปรแกรม เอ็คซีคิวเทเบิ้ลถ้าไม่มี หน่วยประมวลผลร่วม ในการคำนวณ
IT.ORB	เป็นส่วนที่เก็บองค์ประกอบ วงโคจรของดาวเทียม
IT.OTH	เป็นส่วนที่เก็บ องค์ประกอบ ของสถานี
IT.MP?	แผนที่ของโลก
IT.STR	แผนที่ของ 790
IT.HLB	ข้อมูลที่ช่วยในการศึกษาโปรแกรม
IT.DOC	ไฟล์เอกสารที่ต้องการศึกษา
IT.UPD	รายละเอียดที่เกี่ยวกับการเปลี่ยนแปลงค่าใหม่ๆ
NBSCOM.INT	การจัดสารระบบภายใน เอ็นบีเอส แอ็ค(NBS ACTS)
ORBITDRV.DOC	คือเอกสารสำหรับ ออบิทไดรว์(Orbit DRV)
ITRACK.DOC	คือไฟล์เอกสารสำหรับการติดตามดาวเทียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4
ผลการทดลอง

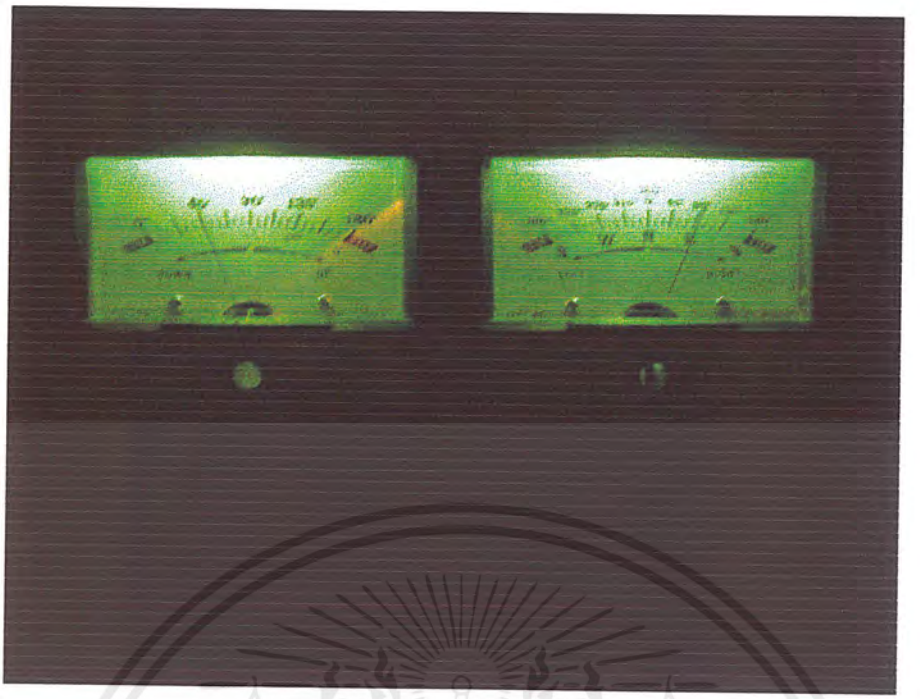
4.1 ผลการทดลองจากการใช้การ์ดอินเตอร์เฟสเชื่อมต่อระหว่างอุปกรณ์ควบคุมโรเตอร์กับเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล

การทดลองและบันทึกผลการทดลองในส่วนของการปรับมุมแนวระนาบและมุมเงย โดยทำการสั่งตำแหน่งของมุมผ่านทางโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ ดังรูปที่ 4.1 ซึ่งจะทำการสั่งตำแหน่งมุมแนวระนาบและมุมเงยผ่านทางการ์ดอินเตอร์เฟสไปยัง อุปกรณ์ที่ทำการควบคุมโรเตอร์ ให้ทำการปรับตำแหน่งของมุมแนวระนาบกับมุมเงยให้มีตำแหน่งตรงกับที่สั่ง โดยโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์จากคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล ดังรูปที่ 4.2

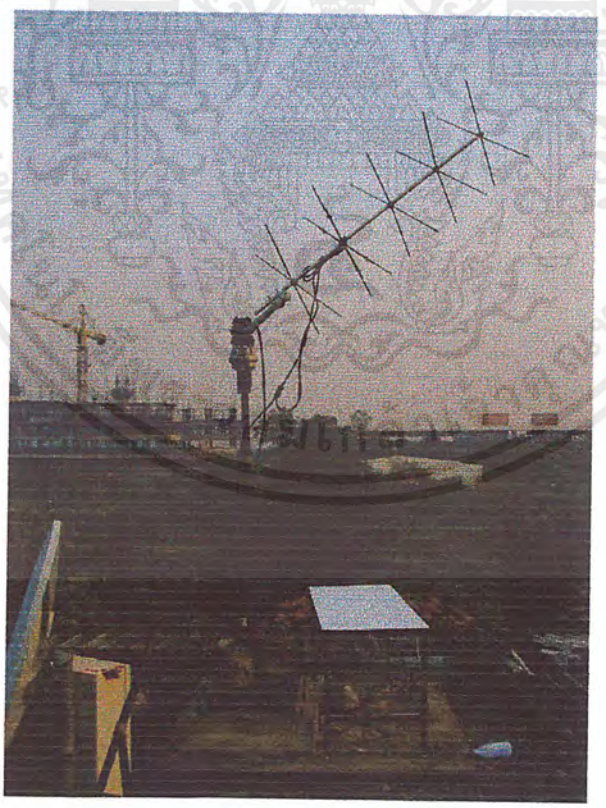


รูปที่ 4.1 แสดงหน้าจอของโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ ที่กำหนดตำแหน่งมุมในแนวระนาบเท่ากับ 90° และมุมเงยเท่ากับ 45°

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.2 แสดงหน้าจอขนาดของมุมแนวระนาบกับมุมเงยของอุปกรณ์ควบคุมโรเตอร์ที่สั่งจากเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลโดยโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์

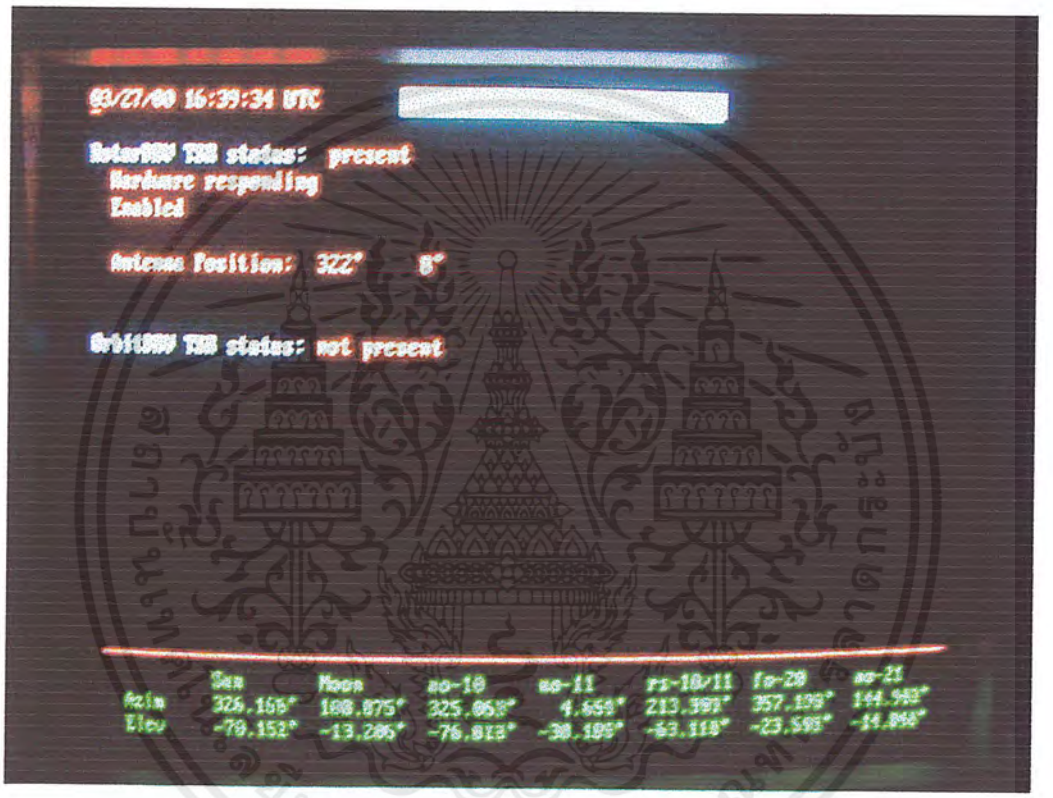


รูปที่ 4.3 แสดงตำแหน่งของสายอากาศรับที่ มุมแนวระนาบ = 90° , มุมเงย = 45° โดยการสั่งงานจากเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2 ผลจากการทดลองของการทำงานร่วมกันระหว่าง การ์ดอินเตอร์เฟส ,โปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ และ โปรแกรมอินสแตนแทรก v1.00b

การทดลองคือการทำการสั่งตำแหน่งมุมแนวระนาบและมุมเงยผ่านการ์ดอินเตอร์เฟสออกไปควบคุมตำแหน่งของโรเตอร์ จากผลการทดลองดังรูปที่ 4.4 แสดงให้เห็นว่าโปรแกรมอินสแตนแทรก v1.00b สามารถทำงานร่วมกันได้อย่างสอดคล้องคือสามารถตรวจสถานะของการ์ดอินเตอร์เฟสได้ตลอดเวลา



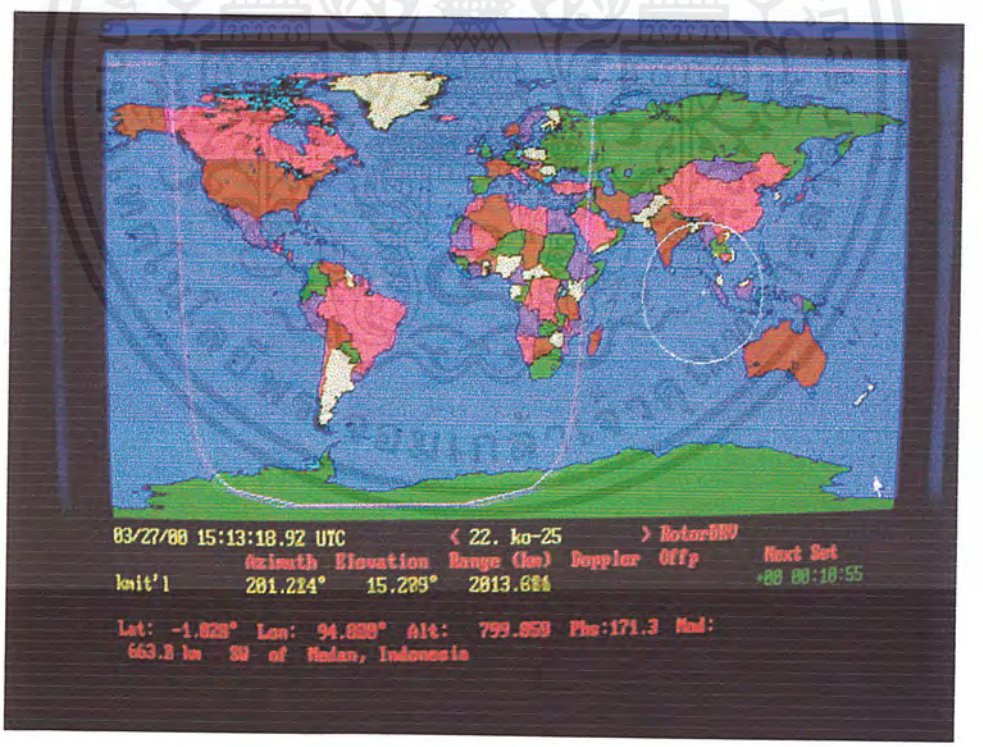
รูปที่ 4.4 แสดงการตรวจสอบสถานะและตำแหน่งของมุมแนวระนาบและมุมเงยของโปรแกรมอินสแตนแทรก v1.00b

4.3 ผลจากการใช้ โปรแกรมอินสแตนแทรกเพื่อทำการคำนวณวงโคจรของดาวเทียม

การทดลองและผลการทดลองคือ การเริ่มต้นโดยทำการเปลี่ยนค่า เคปเปอร์เรียน(Keplerian) ที่อยู่ในโปรแกรมให้ตรงกับค่าเคปเปอร์เรียนในปัจจุบัน แล้วค่าของวงโคจรที่คำนวณได้จะถูกต้องตามเวลาในขณะนั้น โดยผลของการใช้โปรแกรมอินสแตนแทรกv1.00b ดังแสดงได้โดยรูปที่ 4.5-4.8

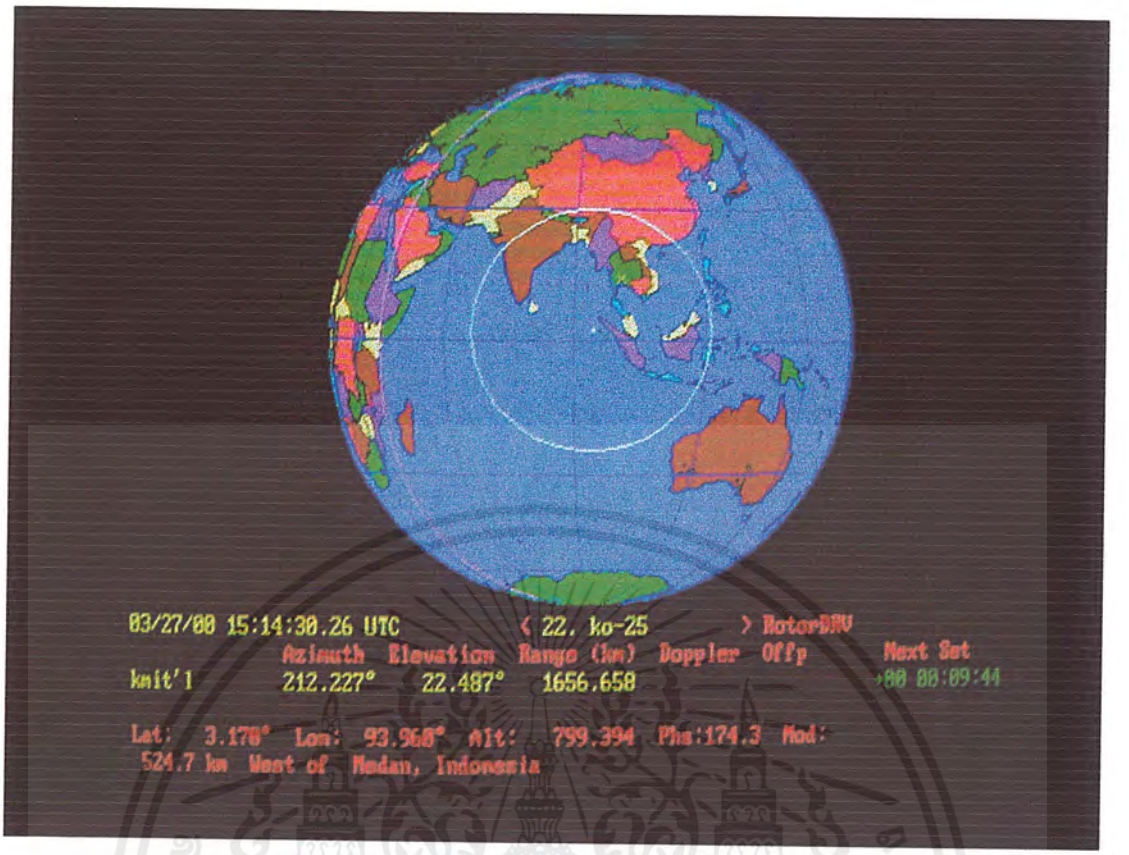
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 4.5 แสดงหน้าจอหลักของ โปรแกรมอินสแตนแทรก v1.00b



รูปที่ 4.6 แสดงในส่วนของแผนที่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



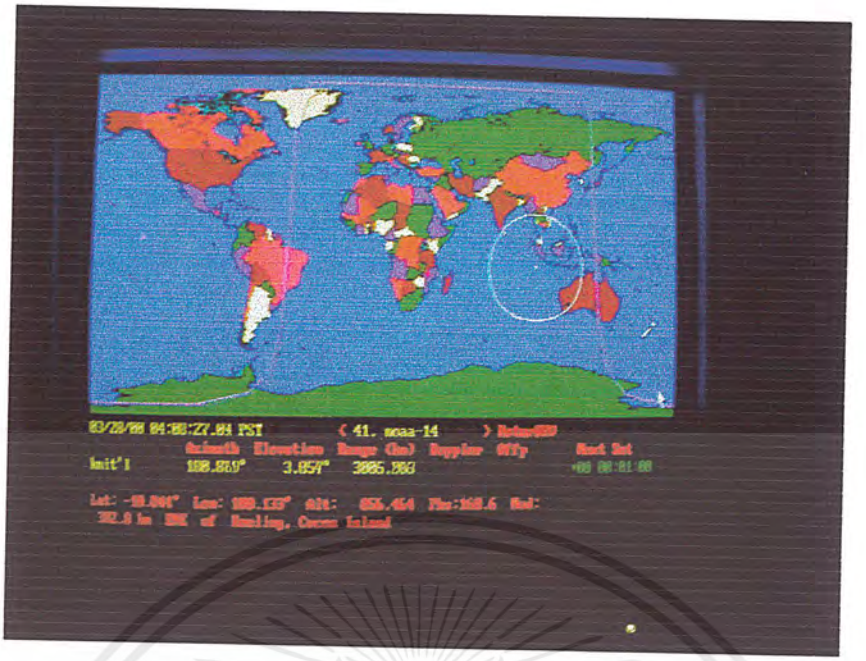
รูปที่ 4.7 แสดงในส่วนของทรงสามมิติ

4.4 ผลการทดลองจากการเปลี่ยนตำแหน่งมุมแนวระนาบและมุมเงย ตามดาวเทียมที่มีวงโคจรผ่านประเทศไทย

การทดลอง โดยทำการแทรกกิ้ง แบบอัตโนมัติตามค่ามุมแนวระนาบและมุมเงยที่คำนวณได้จากโปรแกรมอินสแตนแทรก v1.00b ที่มีการเปลี่ยนแปลงของตำแหน่งของดาวเทียมตลอดเวลาโดยในการทดลองได้ทำการแทรกกิ้ง ตามดาวเทียม 3 ดวง คือ

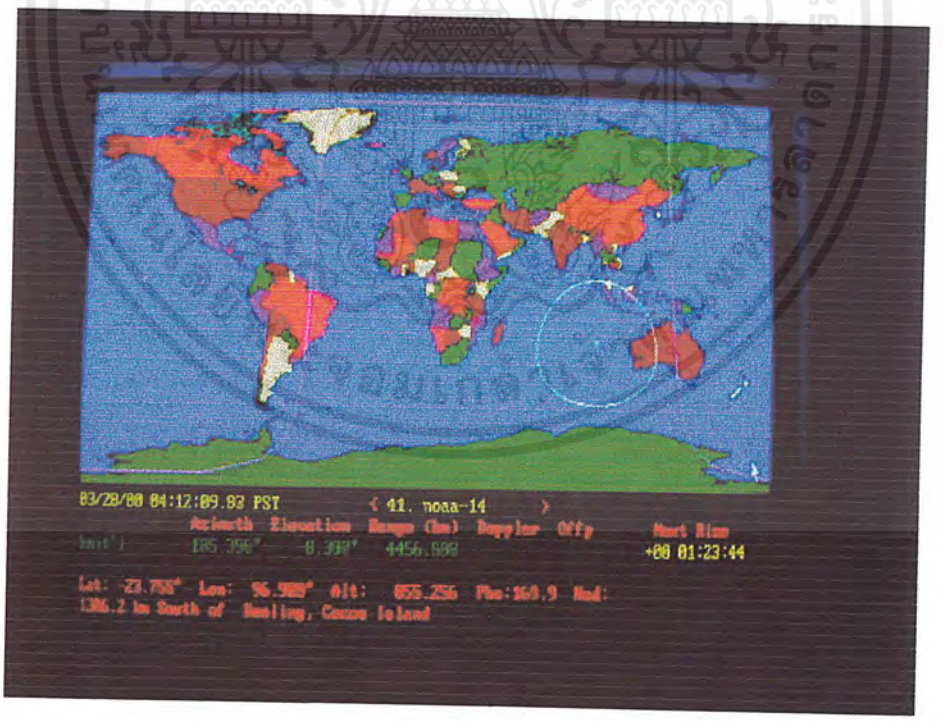
4.4.1 ดาวเทียม NOAA-14 ซึ่งเป็นดาวเทียมตรวจสภาพอากาศ(Weather , Search & Rescue)โดยมีความถี่ที่ส่งลงมาเท่ากับ 137.62 MHz โดยจากผลการทดลองได้แสดงให้เห็นถึงเวลาขณะหนึ่งซึ่งฟุตปริ้นท์(Footprint) ของมันคลอบคลุมประเทศไทยดังรูปที่ 4.8

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.8 แสดงตำแหน่งของดาวเทียม NOAA-14 ณ เวลาหนึ่งซึ่ง ฟุตปริ้นท์(Footprint) ของมันคลอบคลุมประเทศไทย

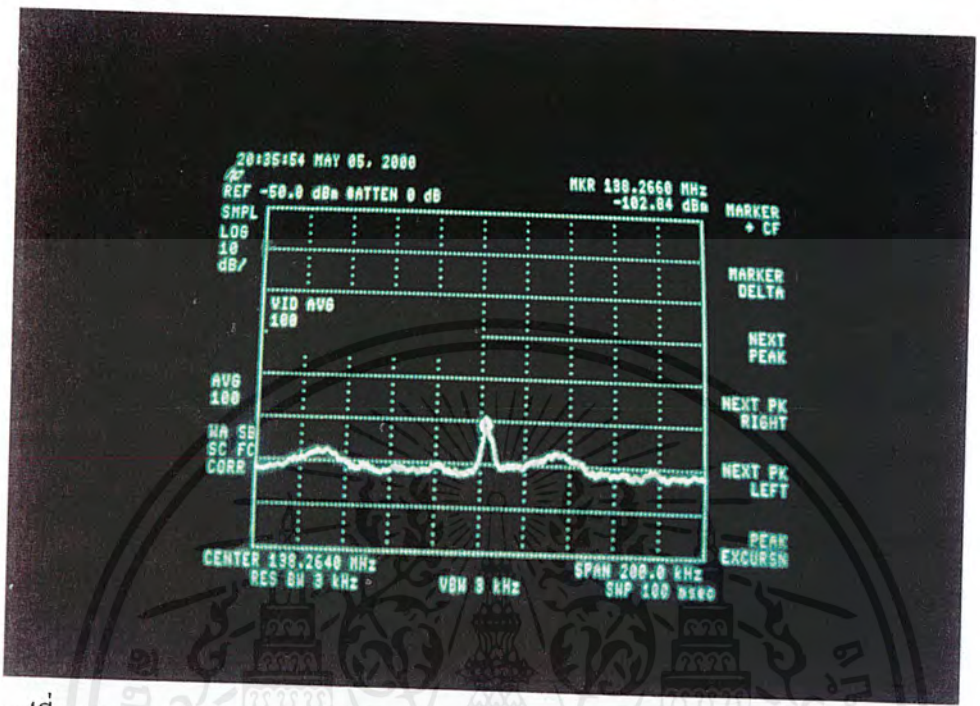
จากผลการทดลองโดยทำการรับสัญญาณจากดาวเทียม NOAA-14 ในขณะที่ฟุตปริ้นท์(Footprint) ของมันไม่ได้คลอบคลุมประเทศไทย ดังภาพที่ 4.9



รูปที่ 4.9 แสดงตำแหน่งของดาวเทียม NOAA-14 ณ เวลาหนึ่งซึ่ง ฟุตปริ้นท์(Footprint) ของมันไม่ได้คลอบคลุมประเทศไทย

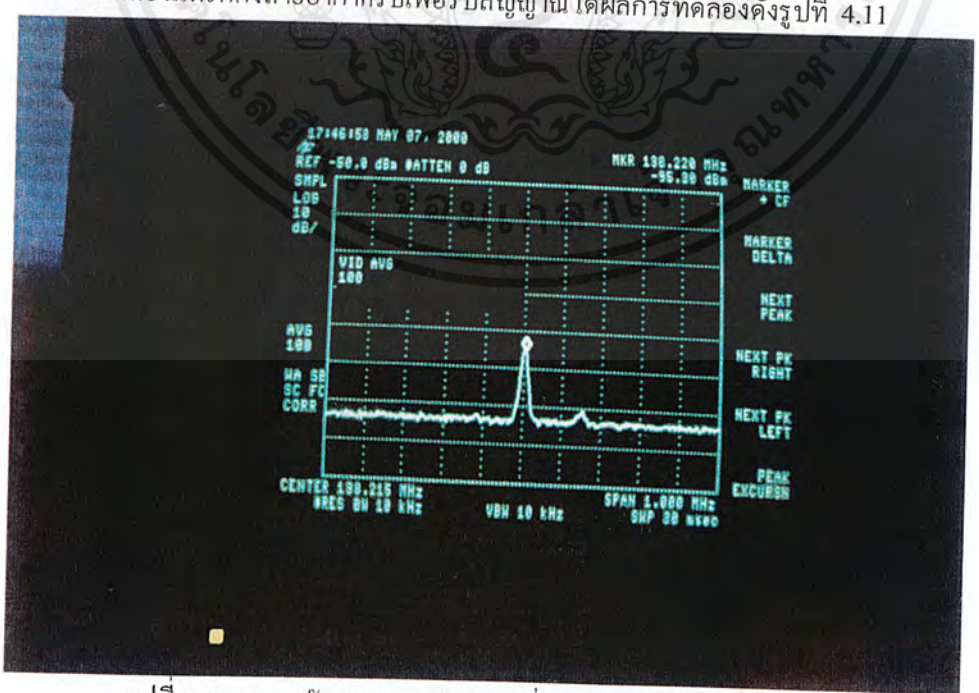
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.4.2 ดาวเทียม NOAA-12 ซึ่งมีความถี่ที่ส่งลงมามีค่าเท่ากับ 137.50 MHz และสัญญาณบีค่อนมีค่าเท่ากับ 136.770 MHz และ 137.770 MHz โดยได้ทำการทดลองแทรกกิ้งสายอากาศรับเพื่อรับสัญญาณบีค่อนที่ 137.770 MHz ของดาวเทียม NOAA-12 ได้ผลการทดลองดังรูปที่ 4.10



รูปที่ 4.10 แสดงลักษณะของสัญญาณบีค่อนที่ 137.770 MHz ที่รับจากดาวเทียม NOAA-12

4.4.3 ดาวเทียม NOAA-14 ซึ่งเป็นดาวเทียมในกลุ่มของดาวเทียมตรวจสภาพอากาศซึ่งมีความถี่ที่ส่งลงมามีค่าเท่ากับ 137.620 MHz และสัญญาณบีค่อนมีค่าเท่ากับ 136.770 MHz และ 137.770 MHz โดยได้ทำการทดลองแทรกกิ้งสายอากาศรับเพื่อรับสัญญาณได้ผลการทดลองดังรูปที่ 4.11



รูปที่ 4.11 แสดงลักษณะของสัญญาณที่รับจากดาวเทียม NOAA-14

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5
บทสรุปและบทวิจารณ์

จากเป้าหมายของโครงงานนี้มีความต้องการที่จะทำการสร้างในส่วนของอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์ซึ่งก็คือ การ์ดอินเตอร์เฟส และทำการศึกษาในส่วนของซอร์ฟแวร์ซึ่งก็คือ โปรแกรม แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ และโปรแกรม อินสแตนแทรก v1.00bโดยจากการที่ได้ติดตั้งและศึกษาระบบและซอร์ฟแวร์ตามที่กล่าวมาแล้วนั้น เห็นได้ชัดเจนว่า ในส่วนของอุปกรณ์ทางด้านฮาร์ดแวร์ยังต้องการการพัฒนาให้มีความแม่นยำมากขึ้น เนื่องจากโครงสร้างของอุปกรณ์ฮาร์ดแวร์นี้มีความละเอียดและความถูกต้องไม่มากพอ เนื่องมาจากการใช้ สล็อตไอซ่า(Slot ISA) เป็นสล็อตในการเชื่อมต่อระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลกับอุปกรณ์ควบคุมโรเตอร์ ซึ่งเป็นสล็อตที่มีการใช้งานแบบ 8 บิททำให้มุมแนวระดับ ซึ่งมี 360 ระดับ จะต้องถูกแทนด้วยข้อมูล 8 บิท ซึ่งมี 256 ระดับ จึงทำให้การปรับเปลี่ยนมุมแนวระดับมีความคลาดเคลื่อนจากความเป็นจริง และจากการศึกษาในส่วนของโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ซึ่งจะเป็นตัวควบคุมการทำงานของการ์ดอินเตอร์เฟสทั้งหมด ได้พบว่ามีความผิดพลาดในการปรับเปลี่ยนมุมแนวระดับและมุมเงยอยู่บ้าง เนื่องมาจากตำแหน่งของดาวเทียมนั้นจะมีการเปลี่ยนแปลงอยู่ตลอดเวลา แต่การสั่งงานของโปรแกรม แคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ นั่นจะมีการส่งค่าของมุมเป็นช่วงๆเวลา และจากการศึกษาพบว่าโปรแกรมแคนซัส ซิตี้ แทรกเกอร์ นี้จะสามารถทำงานร่วมกับโปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณวงโคจรเช่นอินสแตนแทรก (อัมแซทเป็นผู้สร้าง) , โนวา ฟอร์ วินโดว์(NOVA for Windows) และจากการศึกษาในส่วนของโปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณวงโคจร คือ อินสแตนแทรก v1.00b หรือ วินออร์บิท(winorbit) พบว่าไม่มีความแตกต่างกันมากนักในส่วนการทำงาน แต่จะแตกต่างกันตรงที่เครื่องคอมพิวเตอร์ที่ต้องการจะใช้โปรแกรมเหล่านี้ว่าใช้ ระบบปฏิบัติการประเภทใดอยู่

จากการทดลองทั้งในส่วนของการทดสอบสถานะและการทำงานของการ์ดอินเตอร์เฟส สามารถใช้งานได้ในระดับปานกลาง เนื่องจากการสร้างไม่ได้ทำเป็นลายวงจรแต่ใช้สายไฟทำการเชื่อมต่อเอง และในการทดลองใช้โปรแกรมในการคำนวณวงโคจรนั้นพบว่ามีปัญหาในการเปลี่ยนค่าเคปเปอร์เรียน(Keplerian)ให้กับโปรแกรม และในส่วนของการเซทเวลาของเครื่องที่เราใช้งานอยู่จะต้องให้สอดคล้องกับเวลามาตรฐาน (UTC)อย่างถูกต้องมิฉะนั้นวงโคจรของดาวเทียมที่ออกมาจะผิดจากความเป็นจริง และจากการทดลองใช้สายอากาศรับแทรกกิ้งตามดาวเทียมที่ต้องการในที่นี้คือ NOAA-14,OKEAN4 และ Radio Sputnik –12/13 ซึ่งจากผลการทดลองสรุปได้ว่า สัญญาณของดาวเทียมที่รับได้มีขนาดน้อยอาจจะเนื่องมาจากใช้สายอากาศในย่านที่ไม่ตรงกับย่านความถี่ที่ต้องการ และจากการแทรกกิ้งของสายอากาศมีการเปลี่ยนเป็นช่วงๆไม่ได้เปลี่ยนตลอดเวลาตามเหตุผลที่กล่าวมาข้างต้นแล้ว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

FCC Frequency Allocations from 30 kHz to 300,000 MHz

The main categories of radio frequencies can be summarized as follows:

Very low frequencies (VLF), below 30 kHz
Low frequencies (LF), 30 to 300 kHz
Medium frequencies (MF), 0.3 to 3 MHz
High frequencies (HF), 3 to 30 MHz
Very high frequencies (VHF), 30 to 300 MHz
Ultra-high frequencies (UHF), 300 to 3000 MHz or 0.3 to 3 GHz
7. Super-high frequencies (SHF), 3000 to 30,000 MHz or 3 to 30 GHz
8. Extra-high frequencies (EHF), 30,000 to 300,000 MHz or 30 to 300 GHz

The gigahertz (GHz) unit is 10^9 Hz or 10^3 MHz. Note that each band covers a range of 10:1 in frequencies. Details of the frequencies assigned by the Federal Communications Commission for specific services are listed below.

Band	Allocation	Remarks
30–535 kHz	Includes maritime communications and navigation, aeronautical radio navigation	Low and medium radio frequencies
535–1605 kHz	Standard radio broadcast band	AM broadcasting
1605 kHz–30 MHz	Includes amateur radio, loran, government radio, international shortwave broadcast, fixed and mobile communications, radio navigation, industrial, scientific and medical, and the CB radio band	Amateur bands 3.5–4.0 MHz and 28–29.7 MHz; industrial, scientific, and medical band 26.95–27.54 MHz; citizen's band class D for voice is 26.965–27.405 MHz in forty 10-kHz channels
30–50 MHz	Government and nongovernment, fixed and mobile	Includes police, fire, forestry, highway, and railroad services; VHF band starts at 30 MHz
50–54 MHz	Amateur	6-m band
54–72 MHz	Television broadcast channels 2 to 4	Also fixed and mobile services
72–76 MHz	Government and nongovernment services	Aeronautical marker beacon on 75 MHz
76–88 MHz	Television broadcast channels 5 and 6	Also fixed and mobile services
88–108 MHz	FM broadcast	Also available for facsimile broadcast; 88–92 MHz educational FM broadcast
108–122 MHz	Aeronautical navigation	Localizers, radio range, and airport control
122–174 MHz	Government and nongovernment, fixed and mobile, amateur broadcast	144–148 MHz amateur band
174–216 MHz	Television broadcast channels 7 to 13	Also fixed and mobile services
216–470 MHz	Amateur, government and nongovernment, fixed and mobile, aeronautical navigation, citizen's radio band	Radio altimeter, glide path, and meteorological equipment; citizen's radio band 462.5–465 MHz; civil aviation 225–400 MHz; UHF band starts at 300 MHz
470–890 MHz	Television broadcasting	UHF television broadcast channels 14 to 83
890–3000 MHz	Aeronautical radio navigation, amateur broadcast, studio-transmitter relay, government and nongovernment, fixed and mobile	Radar bands 1300–1600 MHz
3000–30,000 MHz	Government and nongovernment, fixed and mobile, amateur broadcast, radio navigation	Super-high frequencies (SHF); communications satellites at 3.7–4.2 GHz, 5.9–6.4 GHz, 12.2–12.7 GHz, and 17.3–17.8 GHz
30,000–300,000 MHz	Experimental, government, amateur	Extra-high frequencies (EHF)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Thailand.

EUROPE

fv: Video frequency
fs: Sound frequency

V H F			U H F					
CH	fv [MHz]	fs [MHz]	CH	fv [MHz]	fs [MHz]	CH	fv [MHz]	fs [MHz]
2	48.25	53.75	21	471.25	476.75	55	743.25	748.75
3	55.25	60.75	22	479.25	484.75	56	751.25	756.75
4	62.25	67.75	23	487.25	492.75	57	759.25	764.75
X	69.25	74.75	24	495.25	500.75	58	767.25	772.75
Y	76.25	81.75	25	503.25	508.75	59	775.25	780.75
Z	83.25	88.75	26	511.25	516.75	60	783.25	788.75
S1	105.25	110.75	27	519.25	524.75	61	791.25	796.75
S2	112.25	117.75	28	527.25	532.75	62	799.25	804.75
S3	119.25	124.75	29	535.25	540.75	63	807.25	812.75
S4	126.25	131.75	30	543.25	548.75	64	815.25	820.75
S5	133.25	138.75	31	551.25	556.75	65	823.25	828.75
S6	140.25	145.75	32	559.25	564.75	66	831.25	836.75
S7	147.25	152.75	33	567.25	572.75	67	839.25	844.75
S8	154.25	159.75	34	575.25	580.75	68	847.25	852.75
S9	161.25	166.75	35	583.25	588.75	69	855.25	860.75
S10	168.25	173.75	36	591.25	596.75			
5	175.25	180.75	37	599.25	604.75			
6	182.25	187.75	38	607.25	612.75			
7	189.25	194.75	39	615.25	620.75			
8	196.25	201.75	40	623.25	628.75			
9	203.25	208.75	41	631.25	636.75			
10	210.25	215.75	42	639.25	644.75			
11	217.25	222.75	43	647.25	652.75			
12	224.25	229.75	44	655.25	660.75			
S11	231.25	236.75	45	663.25	668.75			
S12	238.25	243.75	46	671.25	676.75			
S13	245.25	250.75	47	679.25	684.75			
S14	252.25	257.75	48	687.25	692.75			
S15	259.25	264.75	49	695.25	700.75			
S16	266.25	271.75	50	703.25	708.75			
S17	273.25	278.75	51	711.25	716.75			
S18	280.25	285.75	52	719.25	724.75			
S19	287.25	292.75	53	727.25	732.75			
S20	294.25	299.75	54	735.25	740.75			

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

U.S.A.

fv: Video frequency
fs: Sound frequency

V H F			U H F					
CH	fv [MHz]	fs [MHz]	CH	fv [MHz]	fs [MHz]	CH	fv [MHz]	fs [MHz]
2	55.25	59.75	14	471.25	475.75	49	681.25	685.75
3	61.25	65.75	15	477.25	481.75	50	687.25	691.75
4	67.25	71.75	16	483.25	487.75	51	693.25	697.75
5	77.25	81.75	17	489.25	493.75	52	699.25	703.75
6	83.25	87.75	18	495.25	499.75	53	705.25	709.75
A	121.25	125.75	19	501.25	505.75	54	711.25	715.75
B	127.25	131.75	20	507.25	511.75	55	717.25	721.75
C	133.25	137.75	21	513.25	517.75	56	723.25	727.75
D	139.25	143.75	22	519.25	523.75	57	729.25	733.75
E	145.25	149.75	23	525.25	529.75	58	735.25	739.75
F	151.25	155.75	24	531.25	535.75	59	741.25	745.75
G	157.25	161.75	25	537.25	541.75	60	747.25	751.75
H	163.25	167.75	26	543.25	547.75	61	753.25	757.75
I	169.25	173.75	27	549.25	553.75	62	759.25	763.75
7	175.25	179.75	28	555.25	559.75	63	765.25	769.75
8	181.25	185.75	29	561.25	565.75	64	771.25	775.75
9	187.25	191.75	30	567.25	571.75	65	777.25	781.75
10	193.25	197.75	31	573.25	577.75	66	783.25	787.75
11	199.25	203.75	32	579.25	583.75	67	789.25	793.75
12	205.25	209.75	33	585.25	589.75	68	795.25	799.75
13	211.25	215.75	34	591.25	595.75	69	801.25	805.75
J	217.25	221.75	35	597.25	601.75	70	807.25	811.75
K	223.25	227.75	36	603.25	607.75	71	813.25	817.75
L	229.25	233.75	37	609.25	613.75	72	819.25	823.75
M	235.25	239.75	38	615.25	619.75	73	825.25	829.75
N	241.25	245.75	39	621.25	625.75	74	831.25	835.75
O	247.25	251.75	40	627.25	631.75	75	837.25	841.75
P	253.25	257.75	41	633.25	637.75	76	843.25	847.75
Q	259.25	263.75	42	639.25	643.75	77	849.25	853.75
R	265.25	269.75	43	645.25	649.75	78	855.25	859.75
S	271.25	275.75	44	651.25	655.75	79	861.25	865.75
T	277.25	281.75	45	657.25	661.75	80	867.25	871.75
U	283.25	287.75	46	663.25	667.75	81	873.25	877.75
V	289.25	293.75	47	669.25	673.75	82	879.25	883.75
W	295.25	299.75	48	675.25	679.75	83	885.25	889.75

เอกสารนี้สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่อนุญาตให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

CHINA

fv: Video frequency
fs: Sound frequency

V H F			U H F					
CH	fv [MHz]	fs [MHz]	CH	fv [MHz]	fs [MHz]	CH	fv [MHz]	fs [MHz]
1	49.75	56.25	13	471.25	477.75	36	695.25	701.75
2	57.75	64.25	14	479.25	485.75	37	703.25	709.75
3	65.75	72.25	15	487.25	493.75	38	711.25	717.75
4	77.25	83.75	16	495.25	501.75	39	719.25	725.75
5	85.25	91.75	17	503.25	509.75	40	727.25	733.75
6	168.25	174.75	18	511.25	517.75	41	735.25	741.75
7	176.25	182.75	19	519.25	525.75	42	743.25	749.75
8	184.25	190.75	20	527.25	533.75	43	751.25	757.75
9	192.25	198.75	21	535.25	541.75	44	759.25	765.75
10	200.25	206.75	22	543.25	549.75	45	767.25	773.75
11	208.25	214.75	23	551.25	557.75	46	775.25	781.75
12	216.25	222.75	24	559.25	565.75	47	783.25	789.75
			25	607.25	613.75	48	791.25	797.75
			26	615.25	621.75	49	799.25	805.75
			27	623.25	629.75	50	807.25	813.75
			28	631.25	637.75	51	815.25	821.75
			29	639.25	645.75	52	823.25	829.75
			30	647.25	653.75	53	831.25	837.75
			31	655.25	661.75	54	839.25	845.75
			32	663.25	669.75	55	847.25	853.75
			33	671.25	677.75	56	855.25	861.75
			34	679.25	685.75	57	863.25	869.75
			35	687.25	693.75			

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AMSAT-OSCAR 16

Name	Amsat-Oscar 16 (PACSAT)
NASA Catalog Number	20439
Callsign	**Broadcast:** PACSAT-11 / **BBS:** PACSAT-12
Launched	January 22, 1990
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	13.34 kg
Orbit	Sun-Synchronous near-Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98 degrees
Period	100.6 Minutes
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- 1200 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- Dedicated Store-and-Forward File Server
- Whole Orbit Data (WOD) Collection
- Digital Repeater (Digipeater)
- Very Similar in construction and operation to LO-19, IO-26, and MO-30

Digital Transponder:

Uplink **1200 bps Manchester FSK**	145.900 - 145.920 - 145.940 - 145.960 MHz
Downlink **1200 bps BPSK**	437.051 - 437.026 - 2401.143 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

DOVE-OSCAR 17

Name	Dove-Oscar 17 (DOVE)
NASA Catalog Number	20440
Launched	January 22, 1990
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	12.92 kg
Orbit	Sun-Synchronous near-Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98 degrees
Period	100.8 Minutes
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- DOVE - Digital Orbiting Voice Encoder
- Sponsored by AMSAT-Brazil
- Whole Orbit Data (WOD) Collection

Downlink 145.825 MHz FM - 2401.221 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AMSAT-OSCAR 10

Name	Amsat-Oscar 10 (Phase-IIIB)
NASA Catalog Number	14129
Launched	June 16, 1983
Launch vehicle	ARIANE 1-06
Launched piggyback with	European Test Satellite ECS-1
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	90 kg plus fuel
Orbit	High-altitude, elliptical, synchronous-transfer, Molniya, 3997 x 35449 km
Inclination	27 degrees
Period	11 Hours, 39 Minutes
Mode	B
Size	600 x 40 x 200 mm

Features:

- Molniya Orbit - Long Communications Time

Linear Transponder: Inverting (CW, SSB)

Mode B Uplink	435.030 - 435.180 MHz LSB
Mode B Downlink	145.825 - 145.975 MHz USB
Beacon 1	145.810 MHz (General) Unmodulated carrier
Beacon 2	145.987 MHz (Engineering) Switched off

NOTE: First amateur satellite with onboard propulsion (which did not function entirely correctly, due to collision with part of the launch vehicle after separation - hence the not-quite-Molniya-type orbit)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AMRAD-OSCAR 27

Name	Amrad-Oscar 27 (EYESAT-1)
NASA Catalog Number	22825
Launched	September 26, 1993
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	11.8 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98.5 degrees
Period	101 Minutes
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- Amateur payload combined with an experimental payload
- EYESAT-1 is an experimental Microsat satellite built by Interferometrics Inc., of Vienna, Virginia
- The amateur equipment onboard the satellite was built by AMRAD
- For further information about AMRAD contact:

AMRAD
P.O. Drawer 6148
McLean, Virginia, USA, 22106-6148
BBS Phone: (703) 734-1387

FM Repeater

Uplink	145.850 MHz
Downlink	436.800 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Radio Sputnik-10/11

Name	Radio Sputnik (RS) 10/11
NASA Catalog Number	18129
Launched	June 23, 1987
Primary Spacecraft	COSMOS 1861 - Russian Navigation Satellite
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit) 1000 km altitude
Period	105 Minutes
Modes	K, T, A, KT, KA
Beacons	29.357 and 29.403 MHz

Features:

- Linear Communications Transponders
- Robot autotransponder

Linear Transponder:

Mode A Uplink	145.860 - 145.900 MHz
Mode A Downlink	29.360 - 29.400 MHz
Robot Uplink	145.820 MHz
Robot Downlink	29.357 or 29.403 MHz (Beacon frequencies)

NOTE: RS-10 is presently active in Mode A

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

FUJI-OSCAR 20

Name	Fuji-Oscar 20 (JAS-1b)
NASA Catalog Number	20480
Callsign	8J1JBS
Launched	February 7, 1990
Launch vehicle	Japanese H-I
Launch location	Tanegashima Space Center of NASDA, Tanegashima Island, Japan
Weight	50 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	99 degrees
Period	112 Minutes
Size	44 cm wide x 47 cm high

Features:

- BBS Message System (digital store-and-forward)
- Analog communications transponder

Digital Transponder - Mode JD:

Uplink
1200 bps AFSK (FM), AX.25, Manchester 145.850 -145.870 -145.890 -145.910 MHz

Downlink
1200 bps BPSK 435.910 MHz

Analog Transponder - Mode JA:

(FO-20 is now permanently in the analog mode)

Uplink 145.900 - 146.000 MHz

Downlink 435.795 - 435.900 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

KITSAT-OSCAR 23

Name	Kitsat-Oscar 23 (KITSAT-A)
NASA Catalog Number	22077
Callsign	**Broadcast:** HL01-11 / **BBS:** HL01-12
Launched	August 10, 1992
Launch vehicle	ARIANE
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	48.6 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	66 degrees
Period	112 Minutes
Size	350 x 350 x 650 mm

Features:

- 9600 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- High Resolution Earth Imaging System (EIS) Camera
- Enhanced version of UO-22
- Digital Signal Processing Experiment (DSPE)
- Cosmic Ray Experiment (CRE)

Digital Transponder - Mode JD:

Uplink **9600 bps FSK (FM)**	145.850 MHz (Primary) 145.900 MHz (Secondary)
Downlink **9600 bps FSK (FM), AX.25, FM Voice, DSPE Output**	435.175 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AMSAT-OSCAR 16

Name	Amsat-Oscar 16 (PACSAT)
NASA Catalog Number	20439
Callsign	**Broadcast:** PACSAT-11 / **BBS:** PACSAT-12
Launched	January 22, 1990
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	13.34 kg
Orbit	Sun-Synchronous near-Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98 degrees
Period	100.6 Minutes
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- 1200 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- Dedicated Store-and-Forward File Server
- Whole Orbit Data (WOD) Collection
- Digital Repeater (Digipeater)
- Very Similar in construction and operation to LO-19, IO-26, and MO-30

Digital Transponder:

Uplink **1200 bps Manchester FSK**	145.900 - 145.920 - 145.940 - 145.960 MHz
Downlink **1200 bps BPSK**	437.051 - 437.026 - 2401.143 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

MEXICO-OSCAR 30

Name	Mexico-Oscar 30 (UNAMSAT-B)
NASA Catalog Number	24305
Callsign	
Launched	September 5, 1996
Launch vehicle	Russian COSMOS
Launch location	Plesetsk, Russia
Weight	10.7 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	83 degrees
Period	
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- 1200 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- DSP Receiver
- 41.997 MHz Long-Pulse Meteor Radar Transmitter
- Very similar in construction and operation to AO-16, LO-19, and IO-26

Digital Transponder Mode JD:

Uplink
1200 bps Manchester Encoded 145.815 -145.835 -145.855 -145.875 MHz

AFSK AX.25

Downlink
1200 bps BPSK 437.206 - 435.138 MHz (Secondary)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AMRAD-OSCAR 27

Name	Amrad-Oscar 27 (EYESAT-1)
NASA Catalog Number	22825
Launched	September 26, 1993
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	11.8 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98.5 degrees
Period	101 Minutes
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- Amateur payload combined with an experimental payload
- EYESAT-1 is an experimental Microsat satellite built by Interferometrics Inc., of Vienna, Virginia
- The amateur equipment onboard the satellite was built by AMRAD
- For further information about AMRAD contact:

AMRAD
P.O. Drawer 6148
McLean, Virginia, USA, 22106-6148
BBS Phone: (703) 734-1387

FM Repeater

Uplink	145.850 MHz
Downlink	436.800 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ITALY-OSCAR 26

Name	Italy-Oscar 26 (ITAMSAT)
NASA Catalog Number	22826
Callsign	**Broadcast:** ITMSAT-11 / **BBS:** ITMSAT-12
Launched	September 26, 1993
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	11.2 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit), 823 x 799 km
Inclination	98.6 degrees
Period	100 Minutes
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- 1200 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- Packet Radio Store-and-Forward
- Very similar in construction and operation to AO-16, LO-19, and MO-30

Digital Transponder Mode JD:

Uplink **1200 bps Manchester FSK**	145.875 -145.900 -145.925 -145.950 MHz
Downlink **1200 bps BPSK**	437.822 MHz (Secondary - Presently in use) 435.867 MHz (Primary - Degraded from failure)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

LUSAT-OSCAR 19

Name	Lusat-Oscar 19 (LUSAT)
NASA Catalog Number	20442
Callsign	**Broadcast:** LUSAT-11 / **BBS:** LUSAT-12
Launched	January 22, 1990
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	13.76 kg
Orbit	Sun-Synchronous near-Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98 degrees
Period	100.8 Minutes
Size	150 x 150 x 150 mm

Features:

- 1200 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- Coordinated by AMSAT-LU (Argentina)
- Packet Radio Store-and-Forward
- Very similar in construction and operation to AO-16, IO-26, and MO-30

Digital Transponder Mode JD:

Uplink **1200 bps Manchester FSK**	145.840 -145.860 -145.880 -145.900 MHz
Downlink **1200 bps BPSK**	437.153 - 437.125 MHz
CW Beacon	437.127 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

KITSAT-OSCAR 25

Name	Kitsat-Oscar 25 (KITSAT-B)
NASA Catalog Number	22828 (previously thought to be 22830)
Callsign	**Broadcast:** HL02-11 / **BBS:** HL02-12
Launched	September 26, 1993
Launch vehicle	ARIANE
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	48.7 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98.6 degrees
Period	101 Minutes
Size	350 x 350 x 650 mm

Features:

- 9600 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- Similar to KITSAT-OSCAR 23 in construction
- CCD Earth Imaging System (EIS)
- Infrared Sensor Experiment (IREX)
- KASCOM (KAIST Satellite Computer)
- Digital Signal Processing Experiment (DSPE)
- Low Energy Electron Detector (LEED)

Digital Transponder - Mode JD:

Uplink 9600 bps FSK (FM)	145.980 MHz (Presently in use) 145.870 MHz
Downlink 9600 bps FSK (FM)	436.500 MHz (Presently in use) 435.175 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Radio Sputnik-15

Name	Radio Sputnik (RS) 15
NASA Catalog Number	23439
Launched	December 16, 1994
Launch vehicle	Modified SS-19 missile
Launch location	Baykonur Cosmodrome
Weight	70 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit) 2000 km altitude
Inclination	64.6 degrees
Period	128 Minutes
Modes	A
Beacons	29.3525 and 29.3987 MHz

Features:

- Linear Communications Transponders

Linear Transponder:

Mode A Uplink	145.858 - 145.898 MHz
Mode A Downlink	29.354 - 29.394 MHz
Beacon 1	29.3525 MHz
Beacon 2	29.3987 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Radio Sputnik-16

Name	Radio Sputnik (RS) 16
NASA Catalog Number	24744
Launched	March 4, 1997
Launch location	Svobodnyi Cosmodrome in Amur Oblast
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit) 477 km altitude
Inclination	97.3 degrees
Period	94 Minutes
Modes	A
Beacons	29.408 - 29.451 - 435.504 - 435.548 MHz

Features:

- Linear Communications Transponders

Linear Transponder:

Mode A Uplink	145.915 - 145.948 MHz
Mode A Downlink	29.415 - 29.448 MHz
Beacons	29.408 - 29.451 MHz
Beacon 1	435.504 MHz
Beacon 2	435.548 MHz

Power

29 MHz	**Down: 1.2 W / 4 W**
435 MHz	**beacons: 1.6 W**

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AMSAT-OSCAR 13

Re-entered December 1996

Name	Amsat-Oscar 13 (Phase-3C)
NASA Catalog Number	19216
Launched	June 15, 1988
Launch vehicle	ARIANE - 4
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	92 kg plus 50 kg fuel
Orbit	High-altitude, elliptical, synchronous-transfer, Molniya
Inclination	57.4 degrees
Period	11 Hours, 27 Minutes
Mode	B, S
Size	600 x 40 x 200 mm

Features:

- Molniya Orbit - Long Communications Time
- Linear analog transponder

Linear Transponder:

Mode B Uplink	435.423 - 435.573 MHz LSB
Mode B Downlink	145.975 - 145.825 MHz USB
Mode S Uplink	435.602 - 435.638 MHz USB
Mode S Downlink	2400.711 - 2400.747 MHz USB
Beacon 1	145.812 MHz (General) 400 bps PSK, 50 baud RTTY, 10 wpm CW
Beacon 2	145.985 MHz (Engineering) 400 bps PSK
Beacon 3	435.652 MHz (General) 400 bps PSK, 50 baud RTTY, 10 wpm CW (failed)
Beacon 4	2400.664 MHz (Engineering) 400 bps PSK

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Radio Sputnik-16

Name	Radio Sputnik (RS) 16
NASA Catalog Number	24744
Launched	March 4, 1997
Launch location	Svobodnyi Cosmodrome in Amur Oblast
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit) 477 km altitude
Inclination	97.3 degrees
Period	94 Minutes
Modes	A
Beacons	29.408 - 29.451 - 435.504 - 435.548 MHz

Features:

- Linear Communications Transponders

Linear Transponder:

Mode A Uplink	145.915 - 145.948 MHz
Mode A Downlink	29.415 - 29.448 MHz
Beacons	29.408 - 29.451 MHz
Beacon 1	435.504 MHz
Beacon 2	435.548 MHz

Power

29 MHz Down: 1.2 W / 4 W

435 MHz beacons: 1.6 W

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

FUJI-OSCAR 29

Name	Fuji-Oscar 29 (JAS-2)
NASA Catalog Number	24278
Callsign	8J1JCS
Launched	August 17, 1996
Launch vehicle	Japanese H-II No. 4
Launch location	Tanegashima Space Center of NASDA, Tanegashima Island, Japan
Weight	50 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	
Period	
Size	44 cm wide x 47 cm high

Features:

- BBS Message System (digital store-and-forward)
- Analog communications transponder
- Attitude Control
- Digi-Talker
- Testing of newly developed solar cells in space

Beacon:

Telemetry Format	435.795 MHz - CW
(100 milliWatt)	435.910 MHz - PSK digital - Digi-Talker

Digital Transponder - Mode JD (1 Watt):

Uplink	
1200 bps AFSK (FM), AX.25, Manchester Encoded	145.850 -**145.870** -145.890 -145.910 MHz **(the only 9600 bps uplink frequency)**
Downlink	
1200 bps BPSK or 9600 bps FSK	435.910 MHz (also Digi-Talker frequency)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

UoSAT-OSCAR 22

Name	UoSAT-Oscar 22 (UoSAT-5)
NASA Catalog Num.	21575
Callsign	**Broadcast:** UOSAT5-11 / **BBS:** UOSAT5-12
Launched	July 17, 1991
Launch vehicle	ARIANE
Launch location	Kourou, French Guiana
Weight	48.4 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit)
Inclination	98 degrees
Period	100.24 Minutes
Size	350 x 350 x 650 mm

Features:

- 9600 bps AX.25 protocol store-and-forward PACSAT Protocol Suite communications system
- Earth Imaging System (EIS)

Digital Transponder - Mode JD:

Uplink 9600 bps FSK (FM)	145.900 - 145.975 MHz
Downlink 9600 bps FSK (FM)	435.120 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Radio Sputnik-12/13

Name	Radio Sputnik (RS) 12/13
NASA Catalog Number	21089
Launched	February 5, 1991
Primary Spacecraft	COSMOS 2123 - Russian Navigation Satellite
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit) 1000 km altitude
Period	105 Minutes
Modes	K, T, A, KT, KA
Beacons	29.408, 29.454, 145.912, and 145.959 MHz

Features:

- Linear Communications Transponders
- Robot autotransponder

Linear Transponder:

Mode KT Uplink	21.210 - 21.250 MHz
Mode K Downlink	29.410 - 29.450 MHz
Mode T Downlink	145.910 - 145.950 MHz
Robot Uplink	21.129 and 145.830 MHz
Robot Downlink	29.408 or 29.454 MHz and 145.912 or 145.959 (Beacon frequencies)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

UoSAT-OSCAR 11

Name	UoSAT-Oscar 11 (UoSAT-2 or UoSAT-B)
NASA Catalog Number	14781
Launched	March 1, 1984
Launch vehicle	Thor Delta 3920
Launched piggyback with	LANDSAT-5
Launch location	Vandenberg Air Force Base, Lompoc, California
Weight	60 kg
Orbit	Polar LEO (Low Earth Orbit), circular, sun-synchronous 679 x 697 km
Inclination	98.25 degrees
Period	99 Minutes
Size	585 x 355 x 355 mm
Telemetry	1200 bps FM AFSK

Features:

- "Digitalker" Speech Synthesizer
- Earth Imaging Camera
- Space Dust Impact Detectors
- Geiger Counters
- Digital Communications Experiment (DCE)

Downlink
145.825 MHz (most common)
435.025 MHz
2401.5 MHz

First:

- Operational digital Store-and-Forward communications payload
- Prototype CCD camera
- S-band beacon

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

---------- Weather Satellites ----------

Sich 1	137.400	Rus/weather/APT	ON
Okean 1-7	137.400	Rus/weather/APT	ON
NOAA 9	137.620		
NOAA 10			
NOAA 11	137.620		
NOAA 12 !!!	137.500	USA/weather/APT	ON
	137.770	beacon	
	136.770	beacon	
NOAA 14 !!!	137.620	USA/weather/APT	ON
	137.770	beacon	
	136.770	beacon	
NOAA 15 !!!	137.500	USA/weather/APT	ON
	137.770	beacon	
	136.770	beacon	
Meteor 3-5 !!!	137.850	Rus/weather/APT	ON
Meteor 2-21	137.850	Rus/weather/APT	OFF

---------- END ----------

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

---------- Communications Satellites ----------

Orbcomm FM1	137.7075 !!	USA/civ/telecom
Orbcomm FM2	137.6075 (6775?)	USA/civ/telecom
Orbcomm	137.560	telemetory
Orbcomm	400.100	doppler beacon
Orbcomm FM5	137.200	(A1)
Orbcomm FM6	137.225	(A2)
Orbcomm FM7	137.435	(A3)
Orbcomm FM8	137.460	(A4)
Orbcomm FM9	137.3125	(A5)
Orbcomm FM10	137.7375	(A6)
Orbcomm FM12	137.2875	(A8)

---------- END ----------

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

---------- Amateuar Satellites ----------

AO-10	145.810 !!!	Downlink 145.825 - 145.975 CW/USB Mode B
AO-16	437.051	1200 bps BPSK Downlinks
	437.026	1200 bps BPSK Downlinks
	2401.143	1200 bps BPSK Downlinks
AO-27	436.795	Downlink 436.800 FM
DO-17	145.825	FM Downlink (OFF)
FO-20	435.795 !!!	Downlink 435.800 - 435.900 CW/USB Mode JA
FO-29	435.795 !!!	Downlink 435.800 - 435.900 CW/USB Mode JA
IO-26	437.822	Downlinks: 1200 bps BPSK
	435.867	(Primary - Degraded)
KO-23	435.175 !!!	Mode JD 9600 baud FSK (FM)
KO-25	436.500 !!!	Mode JD 9600 baud FSK (FM)
LO-19	437.127	
	437.153	1200 bps BPSK Downlinks
	437.125	
MuSat 1	137.950	CW burst every 90 seconds
RS-10/11	29.357 !!	Downlink 29.360 - 29.400 CW/USB Mode A
		Downlink 29.410 - 29.450 CW/USB Mode KT
	29.357 or	Robot Downlink
	29.403	Robot Downlink
RS-12/13	29.408 !!	Downlink 29.410 - 29.450 CW/USB Mode K
	145.908	Downlink 145.910 - 145.950 CW/USB Mode T
	29.408 or	Robot Downlink
	29.454	Robot Downlink
	145.912 or	Robot Downlink
	145.959	Robot Downlink
RS-15	29.3525	Downlink 29.354 - 29.394 CW/USB Mode A
	29.3987	
	435.504	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

RS-16	435.548 29.408 29.451	Downlink 29.415 - 29.448 CW/USB Mode A
RS-17	145.820	OFF
UO-11	145.825 435.025 2401.500	most common 1200 bps FM AFSK
UO-22	435.120 !!!	Mode JD 9600 baud FSK (FM)
WO-18	437.102 437.075	

---------- END ----------

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

---------- Mir Space Station ----------

Mir	121.125	
Mir	121.750 !!	Shuttle/Mir/Soyuz
Mir	130.165	
Mir	139.208	NASA VHF-1 (Uplink)
Mir	143.625	NASA VHF-1 (Downlink)
Mir	130.167	NASA VHF-2 Soyuz (Uplink)
Mir	121.750	NASA VHF-2 Soyuz (Downlink)
Mir	166.000	TLM
Mir	417.000	TLM
Mir	463.000	TLM
Mir	143.625 !!!	Voice Channel
Mir	143.618	EVA Voice Channel
Mir	145.200	Amateur Radio FM (Uplink)
Mir	145.800	Amateur Radio FM (Downlink)
Mir	145.550	Amateur Radio Mir & Shuttle
Mir	145.200 !!	Amateur Radio FM Packet (Uplink)
Mir	145.800 !!	Amateur Radio FM Packet (Downlink)
Mir	144.910	SAFEX FM Repeater (Uplink)
Mir	144.930	SAFEX FM Repeater (Uplink)
Mir	144.950	SAFEX FM Repeater (Uplink)
Mir	145.985 !	Amateur Radio FM VK5MIR (Voice & Packet)
Mir	130.163	Mir/Soyuz
Mir	121.750	Mir/Soyuz(Back up)
Mir	435.750	Voice FM (Uplink)
Mir	437.950	Voice FM (Downlink)
Mir	435.725	Amateur Radio FM (Uplink)
Mir	437.925	Amateur Radio FM (Downlink)
Mir	435.750	Amateur Radio FM Packet (Uplink)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Mir	437.950	Amateur Radio FM Packet (Downlink)
Mir	437.975	Amateur Radio (Downlink)

---------- END ----------

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

---------- Space Shuttle ----------

Space Shuttle	296.800	Primary Voice Channel(AM)
Space Shuttle	259.700 !!	Secondary Voice Channel(AM)
Space Shuttle	279.000	EVA Voice Channel(AM)
Space Shuttle	243.000	Emergency Voice Channel(AM)
Space Shuttle	139.208	Docking with Mir
Space Shuttle	145.550	SAREX FM Voice Downlink (Worldwide)
Space Shuttle	144.910	SAREX FM Voice Uplink
Space Shuttle	144.930	SAREX FM Voice Uplink
Space Shuttle	144.950	SAREX FM Voice Uplink
Space Shuttle	144.970	SAREX FM Voice Uplink
Space Shuttle	144.990	SAREX FM Voice Uplink
Space Shuttle	144.700	SAREX FM Voice Uplink (Europe only)
Space Shuttle	144.750	SAREX FM Voice Uplink (Europe only)
Space Shuttle	144.800	SAREX FM Voice Uplink (Europe only)
Space Shuttle	145.550	SAREX FM Packet Downlink
Space Shuttle	144.490	SAREX FM Packet Uplink
Space Shuttle	145.840	SAREX FM Voice Downlink (Docking with Mir)
Space Shuttle	144.450	SAREX FM Voice Uplink (Docking with Mir)
Space Shuttle	144.470	SAREX FM Voice Uplink (Docking with Mir)
Space Shuttle	2106.4	Primary S-band fowared link
Space Shuttle	2041.9	Secondary S-band fowared link
Space Shuttle	2287.5	Primary S-band return link
Space Shuttle	2217.5	Secondary S-band return link
Space Shuttle	1831.8	Primary DOD S-band fowared link (AFSCF)
Space Shuttle	1775.5	Secondary DOD S-band fowared link (AFSCF)
Space Shuttle	13755.0	Ku-band fowared link (TDRS to Orbiter)
Space Shuttle	15003.0	Ku-band return link (Orbiter to TDRS)

---------- END ----------

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

---------- US Navigation Satellites ----------

NOVA II	400.000	USA/nav
Transit 5	136.650	USA/nav

---------- Russian Navigation Satellites ----------

CAT#	SATELLITE	OPERATING FREQS	STATUS
Military NavSats			
Plane 1			
24953	Cosmos 2346	(150.03, 400.08 MHz)	ACTIVE !!!
24304	Cosmos 2334	(150.03, 400.08 MHz)	Working standby
23773	Cosmos 2327	(149.97, 399.92 MHz)	Failed
22888	Cosmos 2266	(149.97, 399.92 MHz)	Working standby
22006	Cosmos 2195	(149.97, 399.92 MHz)	Off (status unknown)
Plane 2			
24772	Cosmos 2341	(149.91, 399.76 MHz)	ACTIVE
23526	Cosmos 2310	(149.91, 399.76 MHz)	Working standby
21937	Cosmos 2184	(149.91, 399.76 MHz)	Working standby
20577	Cosmos 2074	(149.91, 399.76 MHz)	Failed
Plane 3			
22207	Cosmos 2218	(149.94, 399.84 MHz)	Off
21666	Cosmos 2154	(149.94, 399.84 MHz)	ACTIVE
Plane 4			
24677	Cosmos 2336	(149.97, 399.92 MHz)	ACTIVE
22590	Cosmos 2239	(149.97, 399.92 MHz)	Off (status unknown)
21796	Cosmos 2173	(149.97, 399.92 MHz)	Off (status unknown)
Plane 5			
21230	Cosmos 2142	(150.03, 400.08 MHz)	ACTIVE
22487	Cosmos 2233	(150.03, 400.08 MHz)	Off (status unknown)
Plane 6			
23092	Cosmos 2279	(149.94, 399.84 MHz)	ACTIVE
21875	Cosmos 2180	(149.94, 399.84 MHz)	Off (status unknown)
19826	Cosmos 2004	(149.94, 399.84 MHz)	Off (status unknown)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารนี้ทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

---------- etc ----------

Akebono	400.450	Carrier only FM
ATS-3(ch1)	135.555	
ATS-3(ch2)	135.555	
ATS-3(ch3)	135.600	Antarctica to US linkUSA/GEO/SPoleCom
ATS-3(ch4)	135.555	
ATS-3(ch5)	135.555	
PoSAT-1	429,950 !!!	9600 baud FSK (PACSAT sub-protocol)

---------- END ----------

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Keplerian Elements Formats

Keplerian element sets are generally distributed in one of two formats, usually called NASA format and AMSAT format. A third format, called one-line elements or "Charlie" elements, is sometimes seen in military circles.

NASA 2-Line Format

This is the format used by NASA to distribute satellite elements in their *NASA Prediction Bulletin*. The origin of the format is unknown. Some old NORAD reports refer to this as T-card format.

As used in the amateur community, the format consists of groups of 3 lines: One line containing the satellite's name, followed by the standard Two-Line Orbital Element Set Format identical to that used by NASA and NORAD. Tracking programs are generally unforgiving of anything that doesn't fit this format.

NASA format files look like this...

```
OSCAR 10
1 14129U    88230.56274695 0.00000042     10000-3 0  3478
2 14129 27.2218 308.9614 6028281 329.3891   6.4794 2.05877164 10960
GPS-0008
1 14189U    88230.24001475 0.00000013     0  5423
2 14189 63.0801 108.8864 0128028 212.9347 146.3600 2.00555575 37348
```

Each number is in a specified fixed column. Spaces are significant. The last digit on each line is a mod-10 check digit, which is checked by the program. The program also checks the sequence numbers (first column), and checks each orbital element for reasonable range. This is a very good set of checks, so this format is very safe, and robust.

There seems to be some disagreement about how the "+" character is figured into the check digit. If you have trouble with checksum failures on element sets with "+" signs in them, try replacing all the "+" signs with spaces.

Data for each satellite consists of three lines in the following format:

```
AAAAAAAAAAA
1 NNNNNU NNNNNAAA NNNNN.NNNNNNNN +.NNNNNNNN +NNNNN-N +NNNNN-N N NNNNN
2 NNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NNNNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NN.NNNNNNNNNNNNNN
```

Line 1

Line 1 is a eleven-character name.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Actually, there is some disagreement about how wide the name may be. Some programs allow 12 characters. Others allow 24 characters, which is consistent with some NORAD documents.

Some sources encode additional information on this line, but this is not part of the standard format. One scheme for encoding visual magnitude information is described in Ted Molczan's format description.

There is no checksum on this line.

Line 2

Column	Description
01-01	Line Number of Element Data
03-07	Satellite Number
10-11	International Designator (Last two digits of launch year)
12-14	International Designator (Launch number of the year)
15-17	International Designator (Piece of launch)
19-20	Epoch Year (Last two digits of year)
21-32	Epoch (Day number and fractional portion of the day)
34-43	First Time Derivative of the Mean Motion divided by 2 or Ballistic Coefficient (Depending of ephemeris type)
45-52	Second Time Derivative of Mean Motion divided by 6 (Blank if N/A) Otherwise, radiation pressure coefficient.
54-61	BSTAR drag term if GP4 general perturbation theory was used.
63-63	Ephemeris type
65-68	Element number
69-69	Check Sum (Modulo 10)

The checksum is computed as follows:

1. Start with zero.
2. For each digit in the line, add the value of the digit.
3. For each minus sign, add 1.
4. For each plus sign, add 2 (or maybe 0, depending on who created the element set and when)
5. For each letter, blank, or period, don't add anything.
6. Take the last decimal digit of the result (that is, take the result modulo 10) as the check digit.

All other columns are blank or fixed.

Note that the International Designator fields are usually blank, as issued in the NASA Prediction Bulletins.

Line 3

Column	Description
01-01	Line Number of Element Data
03-07	Satellite Number
09-16	Inclination [Degrees]
18-25	Right Ascension of the Ascending Node [Degrees]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

27-33 Eccentricity (decimal point assumed)
35-42 Argument of Perigee [Degrees]
44-51 Mean Anomaly [Degrees]
53-63 Mean Motion [Revs per day]
64-68 Revolution number at epoch [Revs]
69-69 Check Sum (Modulo 10)

The same checksum algorithm is used.

All other columns are blank or fixed.

AMSAT Format

There are several very similar formats generated by several different people that seem to be called "AMSAT" format. Tracking programs generally try to read all of them. This format is very user-friendly, and can be easily read and/or edited by humans. Spaces are not significant. Each orbital element must appear on a separate line. The order in which orbital elements appear is not significant, except that each element set should begin with a line containing the word "satellite". A blank line is usually interpreted as ending the element set.

This file format does not contain any check digits, but an overall checksum is sometimes used.

AMSAT format elements as distributed by AMSAT look like this:

Satellite: AO-13
Catalog number: 19216
Epoch time: 94311.77313192
Element set: 994
Inclination: 57.6728 deg
RA of node: 221.3174 deg
Eccentricity: 0.7242728
Arg of perigee: 354.2960 deg
Mean anomaly: 0.7033 deg
Mean motion: 2.09727084 rev/day
Decay rate: -5.78e-06 rev/day^2
Epoch rev: 4902
Checksum: 312

The checksum is the same computation as for the NASA 2-line format, except that the whole sum is used instead of just the last digit. Every character on the line is included, so the "2" in "rev/day^2" does count.

One-Line "Charlie" Elements Format

The One Line Element (OLE) format is a somewhat abbreviated set of data used by the Navy at the Naval Research Laboratory (and perhaps others). Some useful information which is included in the 2-Line Element format is omitted, such as the Revolution Number at Epoch. Other information, such as the International Designator, can often be obtained from other sources using the satellite number (NORAD catalog number). The only virtue to this format is its brevity.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```
     1    2    3    4    5    6
1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890
nnnnnyyddddfffffffddddddiiiiiinnnnnnneeeeeeaaaaaammmmmmmxxxxxxxx
20639901907177200001470525182968440076590114633488071520245O
```

Column Definitions

Columns	Description	Format	Units
1 - 5	NORAD catalog number	NNNNN	
6 - 7	Year	NN	years
8 - 10	Day number	NNN	days
11 - 16	Fraction of a day	0.NNNNNN	days
17 - 22	Drag	0.NNNNNN	rev/day^2
23 - 28	Inclination	NNN.NNN	degrees
29 - 34	R.A.A.N.	NNN.NNN	degrees
35 - 40	Eccentricity	0.NNNNNN	dimensionless
41 - 46	Argument of Perigee	NNN.NNN	degrees
47 - 52	Mean Anomaly	NNN.NNN	degrees
53 - 60	Mean Motion	NN.NNNNNN	rev/day

Example

```
20639901907177200001470525182968440076590114633488071520245O
```

The following values are obtained:

20639 catalog number

90 year

190 day number

0.717720 fraction of a day

0.000147 drag term

52.518 inclination

296.844 ascending node

0.007659 eccentricity

011.463 argument of perigee

348.807 mean anomaly

15.202450 mean motion

The input of elements in this form may be terminated by a line which contains a zero for the catalog number.

[One-Line Element format information courtesy Mike McCants.]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Updated 11 March 1999. Feedback to KB5MU.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

*Instant*Track: Frequently Asked Questions

Version 1.13
Updated January 11, 2000
See the change history for details.

- The *Instant*Track FAQ
  - What is this FAQ?
  - Where can I find the latest version of this FAQ?
  - What is *Instant*Track?
  - Who created *Instant*Track?
  - How should *Instant*Track be spelled?
- Versions of *Instant*Track
  - What is the latest version of *Instant*Track?
  - What's the difference between version 1.00 and version 1.00b?
  - Where can I get *Instant*Track Patch #2?
  - What's the difference between version 1.00 and version 1.0V, or 1.00b and 1.0Vb?
  - Where can I get *Instant*Track Patch #4?
  - So what happened to Patch #1 and Patch #3?
  - When will there be a new, improved version of *Instant*Track?
  - I heard there were some more advanced beta test versions.
- Computer Compatibility
  - What's the minimum computer that will run *Instant*Track?
  - Does *Instant*Track run with non-Intel CPUs like AMD, Cyrix, etc?
  - Does *Instant*Track run under Windows 3.1?
  - Does *Instant*Track run under Windows 95?
  - Does *Instant*Track run under Windows 98?
  - Does *Instant*Track run under Windows NT?
  - Does *Instant*Track run under OS/2?
  - Does *Instant*Track run under Linux or other Unix-like systems?
  - Does *Instant*Track run on the Macintosh?
  - Does *Instant*Track run on a Windows CE palmtop?
  - Does *Instant*Track run on a Commodore 64?
  - I upgraded my computer and now the text on the map screens is garbage. What's wrong? What do I do now?
- Map Screen Text Garbage
  - The text on the map screens is garbage.
- Keplerian Elements
  - *Instant*Track generates a bunch of error messages when I try to read in a Keplerian elements file.
  - I don't like editing the NASA 2-line format file after I download it. Is there any other option?
  - I get checksum errors.
  - How do I download Keplerian elements for *Instant*Track?
  - Where do I find Keplerian elements for non-amateur satellites?
  - Where do I find Keplerian elements for the Russian space station Mir?
  - Where do I find Keplerian elements for the Space Shuttle?
  - I get a Floating point exception error when I load a certain element set.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

    - *Instant*Track can't seem to find my Keplerian elements file.
- Timezone Difficulties
    - I can't get my local time to be in the right time zone.
    - My time is ahead of UTC, not behind UTC like the U.S.
    - But where I live the timezone isn't an integer number of hours from UTC!
    - My timezone is an integer number of hours from UTC, but we don't follow U.S. rules for summer time.
    - Windows 95/NT knows about my timezone, can't *Instant*Track use that?
    - Forget all that, I prefer to run my computer on UTC anyway.
    - When Daylight Savings Time ends in the fall, *Instant*Track seems confused for an hour.
- Miscellaneous Problems
    - I get a message that says Floating point exception has occurred. Is this a bug in *Instant*Track?
    - The map screen doesn't show the map.
    - My computer is so fast that the fast-forward mode is too fast.
    - What will happen to *Instant*Track in the Year 2000?
    - I can't get the Update Time (NBS via modem) function to work.
    - Where do I get Attitude information for satellite X?
    - How do I make *Instant*Track print out a report of satellite passes?
- Programmer's Details
    - What language is *Instant*Track written in?
    - Can I get the source code?
    - What's the format of *Instant*Track's database files?
    - What's the interface for rotator controllers?
    - What's the interface for Doppler tuning?
- Obtaining *Instant*Track
    - Where can I get *Instant*Track?
    - Where can I download *Instant*Track?
    - I saw *Instant*Track on the Net, or on a CD-ROM, or in a shareware bin at a hamfest.
- *Instant*Track Add-ons
    - What programs can I get that work with *Instant*Track?

The *Instant*Track FAQ

What is this FAQ?

This FAQ (Frequently Asked Questions) document answers many of the common questions asked about *Instant*Track. It has been compiled by Paul Williamson, KB5MU, kb5mu@amsat.org, who is one of the contributors to the *Instant*Track package (but not the principal author of *Instant*Track). The answers herein are believed to be correct, but if you have better information please send it to me for a future update of this document.

Where can I find the latest version of this FAQ?

This document can be found on the AMSAT-NA Web pages at http://www.amsat.org/amsat/intro/itfaq.html. This document contains many Web links, so if you have only a printed copy you are missing some of the answers.

What is *Instant*Track?

ไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

*Instant*Track is a satellite tracking program. That means that you feed it Keplerian elements (see this tutorial on Keplerian elements if you don't know what they are) and keep your computer's clock set accurately, and it gives you information about where the satellite is located *right now*. It can do a lot more, too. For a list of important features, see the *Instant*Track entry in the AMSAT-NA Software Catalog.

Who created *Instant*Track?

*Instant*Track was written by Franklin Antonio, N6NKF. A few components (notably the OrbitDRV TSR) were written by Paul Williamson, KB5MU. Many beta testers and other users contributed valuable ideas to the development.

How should *Instant*Track be spelled?

OK, so nobody asks that question, but I wish they would. It should be spelled *Instant*Track, with the *Instant* part in italics if possible. Don't leave out any letters, it's not InstaTrac or anything like that.

[index]

Versions of *Instant*Track

What is the latest version of *Instant*Track?

There is really only one released version of *Instant*Track, version 1.00. In addition, there are two approved patches available. Installing Patch #2 converts version 1.00 to version 1.00b. Installing Patch #4 converts version 1.00 to version 1.0V and version 1.00b to version 1.0Vb.

Version 1.50 was planned for release in mid-1999, but is still not available. It should be available "soon".

What's the difference between version 1.00 and version 1.00b?

The difference is *Instant*Track Patch #2. This patch lets *Instant*Track accept NASA 2-line Keplerian elements that use either of two different checksum algorithms. There was some confusion about whether a "+" sign was to be ignored or figured into the checksum. With Patch #2 installed, *Instant*Track will accept elements either way. Everybody will probably want to install this patch. New copies of *Instant*Track ship with the patch pre-installed.

Where can I get *Instant*Track Patch #2?

ITPATCH2.ZIP by anonymous FTP from FTP.AMSAT.ORG in the /amsat/software/PC/InstantTrack directory. You can also order it from AMSAT HQ on diskette for a nominal distribution charge.

What's the difference between version 1.00 and version 1.0V, or 1.00b and 1.0Vb?

The difference is *Instant*Track Patch #4. This patch makes *Instant*Track use plain BIOS video routines to write text onto the graphics screens. This slows things down, but is more likely to work on strange video adapters. In particular, if you see map screens with corrupted text across the bottom, this patch will cure the problem (but see the map screen text garbage section). If you don't have any video problems, you don't need this patch.

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Where can I get *Instant*Track Patch #4?

ITPATCH4.ZIP by anonymous FTP from FTP.AMSAT.ORG in the /amsat/software/PC/InstantTrack directory. You can also order it from AMSAT HQ on diskette for a nominal distribution charge.

So what happened to Patch #1 and Patch #3?

They were buggy, so they were withdrawn. If you have version 1.00a (with Patch #1 installed) you should delete it, re-install version 1.00 from your distribution diskette, and then obtain and run Patch #2.

When will there be a new, improved version of *Instant*Track?

A minor update, Version 1.50, was planned to be available in mid-1999, but it is still not ready for distribution. It is still in the works for release "soon". It will correct the Y2K problems in Version 1.0, improve compatibility with both modern computers and ancient computers, and add a number of small convenience features.

*Instant*Track is a hobby project for its author, and writing good software is incredibly time-consuming.

I heard there were some more advanced beta test versions.

Yes, *Instant*Track development did continue up through a limited beta test of version 1.10. While some significant and useful new functions had already been added, none of these versions was ever ready for release. These beta test versions are not available, are not supported, and should not be distributed to anyone outside the original beta test team. Sorry.

Many of the features that were added between version 1.00 and version 1.10 will be in the release of version 1.50, available "soon". Some additional beta versions numbered from 1.11 will be in limited distribution during a beta test leading up to the release of version 1.50.

[index]

Computer Compatibility

What's the minimum computer that will run *Instant*Track?

*Instant*Track works very well on almost any IBM-type PC. You need:

- At least 512K of RAM (see memory hints below)
- DOS or any environment that can run DOS programs

That's all! But you will probably want:

- An EGA, VGA, or SVGA graphics display if you want to see the maps, but any old video display (even monochrome) will work fine for the text screens. Tiny palmtop displays that can't display 80 columns by 25 lines may have trouble. No matter how fancy your display is, *Instant*Track's maps will be in EGA mode (640 x 350 pixels, 16 colors). Version 1.50 will be better.
- A math coprocessor (8087 or 80287) will speed things up a lot if you have a really old, slow

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

computer, but *Instant*Track really is fast enough to be perfectly acceptable on the slowest old XT with no coprocessor. The fancier maps will take a while to redraw. If you have a 486 or a Pentium, your computer is so fast that you'll never have to wait for *Instant*Track.

- A hard disk makes things faster, but you can run from a floppy if you must. A complete installation of everything takes up 860K. A minimum installation for full function is about 387K. If you don't need maps, city names, stars, or online help, you can get by with just 209K.
- A mouse (any mouse with a DOS driver) can be used on the map screens.
- A modem on COM1 or COM2 can be used to set your computer's clock. Version 1.50 will be able to use other serial ports.

Does *Instant*Track run with non-Intel CPUs like AMD, Cyrix, etc?

Yes. There are no known problems running *Instant*Track on any PC-compatible CPU.

Does *Instant*Track run under Windows 3.1?

Yes. You will probably have to run *Instant*Track in full-screen mode if you want to use the map screens.

If you run the Kansas City Tracker or similar rotor control device that is under the direct control of the computer, you will probably have timing problems running under Windows 3.1. You can reportedly live with this problem if you run *Instant*Track using a PIF file, set the time slice setting under the Advanced Multitasking background section to a value higher than 20/100, and enable the Detect Idle Time checkbox.

Does *Instant*Track run under Windows 95?

Yes.

Depending on your video adapter, Windows 95 may automatically switch your *Instant*Track window into full-screen mode when you use the map screens. As far as I know, the *Instant*Track session is then stuck in full-screen mode until you exit *Instant*Track.

*Instant*Track does not support any of the Windows-specific rotator controller drivers, such as RR.DLL. DOS TSR-based rotator controller drivers may not work reliably under Windows 95.

See also the section on Timezone Difficulties. New users of Windows 95 often run into the map screen text garbage problem, even though this problem has nothing to do with Windows 95.

Does *Instant*Track run under Windows 98?

Yes.

Windows 98 is very similar to Windows 95, so all the comments in the previous question about Windows 95 also apply to Windows 98.

In addition, there have been some reports of problems when the built-in screen saver kicks in. You might need to disable the screen saver while running *Instant*Track to avoid a system lockup. It's also possible that another screen saver program might not have the same problem.

Does *Instant*Track run under Windows NT?

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Yes.

Depending on your video adapter, Windows NT may automatically switch your *Instant*Track window into full-screen mode when you use the map screens. It will stay in full-screen mode until you exit or until you hit Alt-Enter on a text screen to return to windowed mode.

*Instant*Track does not support any of the Windows-specific rotator controller drivers, such as RR.DLL. DOS TSR-based rotator controller drivers probably do not work at all under Windows NT.

See also the section on Timezone Difficulties. New users of Windows NT often run into the map screen text garbage problem, even though this problem has nothing to do with Windows NT.

Does *Instant*Track run under OS/2?

Yes.

Depending on your video adapter, OS/2 may suspend your session if you try to use the map screens in a DOS window. It displays the message

```
The system does not support this session's video mode in a window.
```

If this happens, you can hit Enter to dismiss the message, then hit Alt-Home to switch the session to full-screen mode. *Instant*Track then resumes running normally. After you return to a text screen, you can hit Alt-Home again to return to windowed mode.

DOS TSR-based rotator controller drivers may not work reliably under OS/2.

Does *Instant*Track run under Linux or other Unix-like systems?

Sort of.

Under DOSEmu 0.66 on Debian Linux 2.0 with default options, I found that the text screens were usable but the non-ASCII characters (lines, degrees symbol, etc.) were not shown properly. The graphics screen was not available at all. Enabling console video made the text screens look right, but switching to a graphics screen confuses the video adapter (requiring a reboot unless you know a better way to re-initialize the video adapter under Linux).

I have not attempted anything adventurous like running a DOS TSR rotor controller under DOSEmu. If you have more information on running *Instant*Track and friends under Linux, please let me know.

DOSEmu, like many Linux programs, is constantly improving. A newer version of DOSEmu may do a better job of running *Instant*Track. Check the DOSEmu Home Page for news.

Does *Instant*Track run on the Macintosh?

Amazingly, yes. You can run *Instant*Track under SoftPC on a Macintosh. If you're a hard-core Macintosh fan, though, you'll probably want a native Macintosh program instead. Check the AMSAT-NA Software Catalog or the AMSAT-NA Downloadable Software Index for Macintosh satellite tracking programs.

Does *Instant*Track run on a Windows CE palmtop?

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Yes, in text mode only, under an emulator program such as XT-CE, as long as your screen is capable of displaying 80-column, 25-row text. XT-CE doesn't emulate the math coprocessor, so you'll need to run ITNCP.

Does *Instant*Track run on a Commodore 64?

No. OK, so nobody asks this question either.

I upgraded my computer and now the text on the map screens is garbage. What's wrong? What do I do now?

See the section on map screen text garbage, just below.

[index]

Map Screen Text Garbage

The text on the map screens is garbage.

There's a known problem with certain newer video adapters. The problem is apparently that the BIOS firmware supplied with these video chipsets doesn't provide a certain screen font that was rarely used, following recommendations from the industry organization VESA. Wouldn't you know it, that's the font that *Instant*Track uses for text on its map screens.

Some video adapter manufacturers are supplying a software patch for this problem, that supplies the missing font. Matrox calls this patch FNT8X14.COM. Look for a filename like this on the driver diskette that came with your video card. It might not even be mentioned in the manual or the online documentation. You run this program once when you start your computer (in AUTOEXEC.BAT), and it installs the font that's missing.

If your video card didn't come with a patch file like this, you can probably use one from another video card, even if it isn't made by the same manufacturer. At the Matrox User's Resource Center under Millennium BIOS Updates you can download a copy of their driver disk, which includes FNT8X14.COM.

If that doesn't seem to work for you, or if you can't find the video card patch file, a patch for *Instant*Track is available. Patch #4 modifies the way *Instant*Track puts text on the map screen. Instead of using fast custom screen writing routines, the patched version will use the screen writing routines that are built into the system. These routines are slower, but they are pretty much guaranteed to work. This patch should cure any problem that manifests itself as corrupted text on the map screens, even if it's not the same root problem as the one described above.

Download ITPATCH4.ZIP (or order it on diskette from AMSAT HQ), unzip the archive, and read the documentation. Run the patch program in the directory where your active copy of IT.EXE and/or ITNCP.EXE reside. You must *run* the patch program, just downloading it and unzipping it is not enough.

If this doesn't seem to work, make absolutely sure you're really running the patched version. If you are really running the patched version, the text in the box at the top of the main screen should say

```
InstantTrack V1.0V
```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

or

```
InstantTrack V1.0Vb
```

If that second V is not there, you aren't running the patched version. Look around on your disk for another version of IT.EXE or ITNCP.EXE that didn't get patched. Run the patch program again if necessary.

Version 1.50 is expected to solve this problem.

[index]

Keplerian Elements

*Instant*Track generates a bunch of error messages when I try to read in a Keplerian elements file.

*Instant*Track is pretty picky about the format of elements files, especially the NASA 2-line format. You might find it easier to just use AMSAT format files. For NASA files, you will have to clean up the file after you download it. You can do this with a text editor, by just removing all the junk in the file before and after the element sets. There should be nothing in the file but sets of three lines that look like these:

```
AO-10
1 14129U 83058B    97137.07422430 -.00000173  00000-0  10000-3 0 04812
2 14129 025.8934 147.3240 6070489 117.8457 315.4715 02.05882511104719
```

The first line is the name of the satellite. The second line starts with a '1' and the third line starts with a '2', and these two lines are the same length. For more details on this format, see this explanation of the NASA 2-line format.

I don't like editing the NASA 2-line format file after I download it. Is there any other option?

Yes. There are programs that will automatically clean up a file for you. One such program is NASAWASH. It will clean up almost any file that contains 2-line element sets, as long as the information *and the spaces between the numbers* are intact.

I get checksum errors.

The NASA 2-line format has one digit on each line that's used to detect errors in the element set. It's the last digit on each line. If you want to try using the element set even though it might be corrupted, you can try changing the value of the last digit on the offending line until the error goes away. Beware that if you do this, you're asking for trouble, because the chances are good that the corruption is elsewhere in the line.

Once in a while you'll find an element set that was converted to the 2-line format without computing the checksum. (Please don't ever be guilty of this!) If you need to load this set into *Instant*Track, you'll have to add the checksum. Computing the checksum by hand is extremely error-prone. You will probably find it easier to just try all ten possible values for each line.

How do I download Keplerian elements for *Instant*Track?

เอกสารนี้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

It's hard to answer that question briefly for all cases, because there are many different sources of Keplerian elements and many different programs you might use to download them.

If you have access to the Web, the easiest way might be to go to the AMSAT Keplerian Elements page and download the file (NASA or AMSAT format) using your browser. The exact procedure depends on the browser, but in most browsers you can click on the file to bring it up on the screen, then select Save As from the File menu. In some older browsers, you may need to select "Load to disk" before you click on the file, then un-select "Load to disk" to continue.

You can also FTP the files from FTP.AMSAT.ORG in the /amsat/keps/current directory. These are the exact same files you'll get from the Web page.

You can have the Keplerian elements bulletins emailed to you weekly. See the AMSAT Mailing Lists page for details.

You may be able to find the elements on your local packet radio BBS.

After you download the file, if you use the NASA 2-line format, you will usually have some extra stuff at the top and/or bottom of the file. See above on error messages and on using NASAWASH.

Where do I find Keplerian elements for non-amateur satellites?

There are several sources listed on the AMSAT Keplerian Elements page.

Where do I find Keplerian elements for the Russian space station Mir?

They are in the standard bulletins, see above.

Where do I find Keplerian elements for the Space Shuttle?

On the AMSAT Shuttle Orbital Data page. These elements change too often for the regular weekly bulletins to keep up with.

I get a Floating point exception error when I load a certain element set.

That's a bug in *Instant*Track. It should diagnose the problem instead of crashing. But the element set is bad anyway, so you might as well delete it and not worry about the bug.

The bug will be fixed in version 1.50.

*Instant*Track can't seem to find my Keplerian elements file.

*Instant*Track is a DOS program, so it can't understand filenames or directory names that contain spaces or are longer than 8.3 characters (that is, up to 8 characters, optionally followed by a period and 1 to 3 additional characters). If you're running under Windows 95, Windows 98, Windows NT, or OS/2, you may well have directory names and path names with spaces or long names. Use the Windows Explorer (or whatever method you prefer) to move the file into a directory with a name that would be valid under DOS and/or to rename the file with a valid DOS filename, and *Instant*Track should be able to read it.

*Instant*Track also imposes a maximum limit of 38 characters on the path, including drive letter and directory names if any. If the path to your Keplerian elements file is longer than that, you won't even be allowed to

ไม่วากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของลิขสิทธิ์ทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

type it in.

[index]

Timezone Difficulties

I can't get my local time to be in the right time zone.

*Instant*Track uses the environment variable TZ to determine your timezone. Under DOS, you will probably want to put a SET command in your AUTOEXEC.BAT file. This line should say `SET TZ=xxx0yyy`, where `xxx` is the name of your basic timezone, `0` is the offset in hours between your local time and UTC, and `yyy` is the name of your summer timezone. Typical values for North American locations:

```
SET TZ=PST8PDT
SET TZ=MST7MDT
SET TZ=CST6CDT
SET TZ=EST5EDT
```

If your area doesn't use Daylight Savings Time (summer time), leave off the `yyy` part. For example, users in Arizona probably use this:

```
SET TZ=MST7
```

Be careful not to put any extra spaces in the SET command. The only space should be after the word SET. No spaces around the equals sign.

Under Windows 95 or Windows NT, SET commands in the AUTOEXEC.BAT file won't work. The easiest solution is to create a .BAT file that looks like this:

```
SET TZ=MST7MDT
IT.EXE
```

and run the .BAT file instead of running *Instant*Track directly. This method also works under DOS.

If all this is too much for you, consider relocating to California. If there's no TZ environment variable, *Instant*Track defaults to Pacific Standard Time (with Daylight Savings Time).

My time is ahead of UTC, not behind UTC like the U.S.

Just use a negative offset:

```
SET TZ=CET-1
```

But where I live the timezone isn't an integer number of hours from UTC!

Sorry. This case is not supported by the Microsoft runtime library that *Instant*Track uses to take care of time zones. Your only choice is to run your computer on UTC. If you do this, you may want to disable the default Pacific timezone by using this:

```
SET TZ=UTC0
```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

My timezone is an integer number of hours from UTC, but we don't follow U.S. rules for summer time.

Since the U.S. rules are built into *Instant*Track, you will have to take over manual control of your timezone. Whenever you go on or off summer time, you'll have to change your SET command. Leave off the yyy part so *Instant*Track doesn't try to use the U.S. rules for Daylight Savings Time.

Windows 95/NT knows about my timezone, can't *Instant*Track use that?

Sorry, no. Windows 95 and Windows NT don't make the timezone information available in the TZ environment variable so old DOS programs like *Instant*Track can find it. I have no idea why they don't.

Forget all that, I prefer to run my computer on UTC anyway.

Fine. Just use this command:

```
SET TZ=UTC0
```

When Daylight Savings Time ends in the fall, *Instant*Track seems confused for an hour.

Yes. After you set your clock back from 2:00 AM to 1:00 AM, for one hour *Instant*Track has no way to know whether it is before the transition or after the transition. Don't let this worry you too much. Why are you operating satellites at that hour, anyway?

[index]

Miscellaneous Problems

I get a message that says Floating point exception has occurred. Is this a bug in *Instant*Track?

Maybe so, but more probably you have a hardware problem. This is commonly caused by using a slow math coprocessor in a fast motherboard. Try running ITNCP.EXE (which doesn't use the coprocessor at all) instead of IT.EXE and see if the problem goes away. If it does, the problem is probably your coprocessor.

*Instant*Track may be the only program you run that really exercises the coprocessor extensively. Even if you run other floating-point programs, *Instant*Track may be the only program you have that will actually *notice* when the coprocessor has a problem.

The map screen doesn't show the map.

Probably you don't have enough free low memory.

If you have a recent version of DOS, you can type "mem" at a command prompt to find out how much memory you have available. The "largest executable program size" needs to be about 412000 or higher. If this value is too low, the problem is probably that you have loaded too many resident programs, or TSRs.

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

These are programs that pop up on demand, like Sidekick, or programs that supply services to other programs, like network drivers. Chances are you can get rid of some of these without missing them. Try looking in CONFIG.SYS or AUTOEXEC.BAT for stuff you're not using anymore. (Back up first, and be careful - you can end up with a machine that doesn't boot if you put the wrong things in these files.)

If you're running Windows 95 or Windows NT or OS/2, you shouldn't have this problem.

It's also possible that you don't have the map files; check your directory for IT.MPX and IT.MPY. If they're missing, re-install them from the *Instant*Track distribution diskette.

My computer is so fast that the fast-forward mode is too fast.

Sorry, *Instant*Track was designed when computers were slower. If you're running under Windows or OS/2, you can probably slow it down by running lots of other programs at the same time. There are utility programs available that are designed to slow down other programs; you might try one of those.

*Instant*Track version 1.50 will solve this problem.

What will happen to *Instant*Track in the Year 2000?

There are several known problems with *Instant*Track 1.0 and Keplerian element sets with epoch times in the 2000's. *Instant*Track version 1.50 will be released "soon" to correct these problems.

On the manual entry screen, under Epoch Time, it won't accept "`00`" for 2000 where it accepted "`99`" for 1999. You can work around this problem by entering "`100`" instead. If it gets to be the year 2001 and you're still running version 1.00, you can stop worrying about this problem, since "`1`" or "`01`" works fine for 2001.

Automatic entry of Keplerian elements from a file will depend on what file formatting conventions end up being used. If the files switch from "`99`" to "`00`", everything should work just fine. If the files switch from "`99365.99999999`" to "`00001.00000000`", everything should work just fine. But if they switch from "`99365.99999999`" to "` 1.00000000`", as some people expect, it won't work at all. *Instant*Track 1.00 will read the files, but it will get the wrong dates and the wrong answers.

There is a program floating around that modifies a file of 2-line NASA-format Keplerian elements to work around *Instant*Track's Y2K problems. I have not tested it, but hear that it works. You can find it on the Houston AMSAT Net site.

Once again, *Instant*Track 1.50 (available "soon") will fix these problems. Since a new version is coming out, there will **not** be a patch released for version 1.00.

I can't get the Update Time (NBS via modem) function to work.

Try changing the settings in the file NBSCOM.INI. If you still can't get it to work, your best bet is probably to obtain a separate standalone program to set your computer's clock using your modem. Most of these programs are easier to get working than the feature in *Instant*Track.

This feature will be somewhat more versatile in version 1.50 of *Instant*Track. For instance, it will be able to use other COM ports besides COM1 and COM2. Windows users will probably still find a separate program easier to use.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

If your *Instant*Track computer is on the Internet regularly, you might consider using an NTP (Network Time Protocol) or SNTP (Simple Network Time Protocol) program to set your clock over the net instead of dialing direct to a time server. For Windows 95/98/NT, check out Dimension 4, an easy-to-use freeware SNTP client.

Where do I get Attitude information for satellite X?

First of all, make sure that Attitude makes sense for the satellite you're interested in. *Instant*Track can only do attitude (antenna off-pointing or "squint" angle) calculations for spacecraft that maintain a fixed orientation in inertial space. These spacecraft are almost always spin-stabilized. *Instant*Track cannot calculate the attitude of any of these types of spacecraft:

- Magnetically stabilized spacecraft like AO-16, DO-17, WO-18, LO-19, IO-26, AO-27, or MO-30, because they tumble in the Earth's magnetic field,
- Gravity-gradient stabilized spacecraft like UO-11, FO-20, UO-22, KO-23, KO-25, because they rotate once per orbit so as to stay perpendicular to Earth's gravity field, or
- Phase 3D (assuming its 3-axis stabilization system works) or almost any commercial communications spacecraft because it actively controls its attitude to whatever it pleases.

At this writing (February 1998) the only spacecraft in the amateur radio fleet for which Attitude makes any sense for *Instant*Track is AO-10. Attitude information on AO-10, such as it is, is available in this article by G3RUH. Updated information is available on W4SM's AO-10 page.

*Instant*Track version 1.50 will add support for gravity-gradient nadir-pointing spacecraft.

How do I make *Instant*Track print out a report of satellite passes?

Sorry, *Instant*Track doesn't have that function. About the best you can do with *Instant*Track alone is to bring the information up on the screen (using Main Menu item 3, Satellite Position Table) and then use PrintScreen.

If all you need for each pass is the beginning and ending time and the maximum elevation, you can use the program ITPASS that comes on the *Instant*Track Utilities Disk, available for a donation from AMSAT HQ. ITPASS works with *Instant*Track's satellite database, so it's almost like adding a feature to *Instant*Track. If you need printed reports that list the azimuth and elevation at intervals during the pass (for manual antenna steering), you should think about getting another tracking program that supports that feature.

[index]

Programmer's Details

What language is *Instant*Track written in?

C, with just a little bit of assembly language.

Can I get the source code?

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

The source code is not distributed. If you have a serious commercial requirement for the source code and

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

are willing to pay serious money for an as-is license under non-disclosure with absolutely no technical support, you may contact *Instant*Track's author (n6nkf@amsat.org) to negotiate a license.

What's the format of *Instant*Track's database files?

The format of these files is not documented. It may change from version to version of *Instant*Track.

What's the interface for rotator controllers?

*Instant*Track uses a version of the software interface defined for the Kansas City Tracker, based on software interrupts. The details of which functions are used are provided in the file INTSPEC.TXT, which is also included with *Instant*Track.

What's the interface for Doppler tuning?

*Instant*Track uses an interface for Doppler tuning similar to the Kansas City Tracker interface for rotator control. The details are provided with *Instant*Track in the file INTSPEC.TXT. One extra hint: your radio driver interrupt handler must copy the range rate information into its own memory space, since the information is overwritten immediately after the interrupt handler returns.

[index]

Obtaining *Instant*Track

Where can I get *Instant*Track?

*Instant*Track is available for a donation to any of several AMSAT organizations, including:

AMSAT-NA
850 Sligo Avenue, Suite 600
Silver Spring, MD 20910-4703
Phone: +1 (301) 589-6062.
Fax: +1 (301) 608-3410.

AMSAT-Australia
G.P.O. Box 2141
Adelaide 5001
Phone: (08) 297 5104

AMSAT-UK
40 Downsview
Small Dole
West Sussex, BN5 9YB
U.K.
Phone: +44 (0) 1273 495733
Fax: +44 (0) 1273 492927

AMSAT-DL-Warenvertrieb

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

R. Richter, DJ1KM
Lohfeldweg 40
D-30459 Hannover
Fax: +49 511 411112
email: dj1km@amsat.org

See the *Instant*Track entry in the AMSAT-NA Software Catalog.

Where can I download *Instant*Track?

Nowhere, we hope. *Instant*Track is offered by various AMSAT organizations for a donation to raise funds for the amateur radio satellite program. It is not free.

I saw *Instant*Track on the Net, or on a CD-ROM, or in a shareware bin at a hamfest.

Please notify AMSAT HQ so we can follow up. Usually it's just an honest mistake (or honest carelessness), and we have had fairly good luck getting the unauthorized copies removed.

[index]

*Instant*Track Add-ons

What programs can I get that work with *Instant*Track?

A diskette of utilities for *Instant*Track is available from AMSAT-NA as the *Instant*Track Utilities Disk. Most of these utilities are also downloadable from the *Instant*Track Accessories page on the AMSAT Web.

Rotator driver programs for certain kinds of interface hardware are also available.

Some of the PC Utility Programs on the AMSAT Web are for manipulating Keplerian elements files.

[index]

Feedback to KB5MU.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หนังสืออ้างอิง

1. จิติ หนูแก้ว การเชื่อมต่อ IBM PC กรุงเทพฯ หจก.เอช-เอน การพิมพ์, 2534

2. ผ.ศ. ธีรศิลป์ ทุมวิภาค และ ผ.ศ. สุจินต์ วัฒนาพิทักษ์พงศ์ ระบบการต่อเครื่องพ่วงอัตโนมัติโดยใช้ไมโครคอมพิวเตอร์ เทคโนโลยีไฟฟ้าอุตสาหกรรม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ

3. ยืน ภู่วรวรรณ เทคโนโลยีฮาร์ดแวร์ IBM PC กรุงเทพฯ บริษัทซีเอ็ดยูเคชั่น จำกัด,2533

4. ด.ร. ประสิทธิ์ ทีฆพุฒิ การสื่อสารดาวเทียม วิศวกรรมสถานแห่งประเทศไทยในพระบรมราชูปถัมภ์,2540

5. ไพโรจน์ ไววานิชกิจ และ กมล เขมะรังษี เปิดโลกการสื่อสารไร้สาย กรุงเทพฯ บริษัทซีเอ็ดยูเคชั่น จำกัด,2539

6. ธานินทร์ ถาวรศาสนวงศ์ และ ทินกร คุ๊ก การอินเทอร์เฟส IBM PC กรุงเทพฯ ฟิสิกส์เซ็นเตอร์ การพิมพ์

7. Tri T.Ha. Digital Satellite Communications Navel Postgraduate School McGRAW Hill Publishing Company New York St.Louise San Francisco.

8. Kazimierz Siwiak Radio Propagation and Anttennas for Personal Communications Artech House Boston London

9. F.Antonio. Instantrack 1.0 Satellite Tracking Software , AMSAT , Washington DC ,1989

10.L.L.Grace Kansas city Tracker Introductions V2.43A, Voorhees, NJ 0843 , U.S.A.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้