

การศึกษาเกี่ยวกับเครื่องรับสัญญาณ GPS
GLOBAL POSITIONING SYSTEM (GPS) RECEIVER STUDY



โดย
นายเมธี มานันตพงศ์
นายอิศรา เพชรเลิศอนันต์

ปฏิญญาฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2541

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน 32584
วัน, เดือน, ปี 18 พ.ค. 2542

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้ไปใช้ประโยชน์ทางการค้า
ผู้ว่ากรณใดๆ พงสน ยักพิงห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่ยื่นออกไปใช้

การศึกษาเกี่ยวกับเครื่องรับสัญญาณ GPS
GLOBAL POSITIONING SYSTEM (GPS) RECEIVER STUDY



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2541

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาโทปีการศึกษา 2541

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การศึกษาเกี่ยวกับเครื่องรับสัญญาณ GPS

GLOBAL POSITIONING SYSTEM (GPS) RECEIVER STUDY

ผู้จัดทำ

1. นายเมธี มานันตพงษ์ 38014402

2. นายอิสรา เพชรเลิศอนันต์ 38014653



(ดร.สุทธิชัย นพนาศิพงษ์)

อาจารย์ที่ปรึกษา



(รศ.ณรงค์ เหมกรณ์)

อาจารย์ที่ปรึกษา



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การศึกษาเกี่ยวกับเครื่องรับสัญญาณ GPS

GLOBAL POSITIONING SYSTEM (GPS) RECEIVER STUDY

โดย นายเมธี มานันตพงศ์ 38014402
นายอิศรา เพชรเลิศอนันต์ 38014653

อาจารย์ที่ปรึกษา ดร.สุทธิชัย นพนาลีพงษ์
รศ.ณรงค์ เหมกรณ์

บทคัดย่อ

ระบบ GPS เป็นระบบการหาดำแหน่งที่ได้รับความนิยมอย่างแพร่หลายและมีประสิทธิภาพสูง สามารถนำไปประยุกต์ใช้ได้หลายๆแบบ เช่น ระบบการบอกตำแหน่ง, ระบบนำร่อง, งานสำรวจ ตลอดจนงานด้านการทหาร เป็นต้น โดยมีเครื่องรับสัญญาณ GPS เป็นอุปกรณ์สำคัญสำหรับใช้รับสัญญาณข้อมูลจากดาวเทียมในระบบ GPS เพื่อนำมาประมวลผลและคำนวณหาตำแหน่ง, ความเร็วและเวลา ตามที่ผู้ใช้งานต้องการ การศึกษานี้เป็นการศึกษาในส่วนของการทำงานของเครื่องรับ GPS วิเคราะห์แนวทางการสร้างและจัดทำชุดสายของเครื่องรับสัญญาณ GPS เพื่อเป็นแนวทางในการพัฒนาสร้างเครื่องรับที่สามารถใช้งานได้ต่อไป

ABSTRACT

Global Positioning System is widely used in many applications with high performance; such as positioning, navigation, surveying, military, and etc. The GPS receiver is the most important part for receiving the data stream from GPS satellites. Then, we can bring this data to process and calculate for position, velocity and time to the user. This study concerns about operation of GPS receivers, construction analysis and making a demonstration GPS receiver for understanding and continuous development.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทที่ 1 บทนำ	1
บทที่ 2 ทฤษฎีหรือหลักการ	3
2.1 โครงสร้างของระบบจีพีเอส	3
2.2 การให้บริการจีพีเอส	10
2.3 ทฤษฎีการปฏิบัติงานของระบบจีพีเอส	11
2.4 การทำงานของเครื่องรับจีพีเอส	22
2.5 ระบบพิกัดอ้างอิง	26
2.6 การพิจารณาตำแหน่งของเครื่องรับโดยใช้รหัสPRN	28
2.7 แนวทางการออกแบบและสร้างเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส	35
บทที่ 3 การคำนวณและการสร้าง	41
3.1 หลักการทำงานของวงจรส่วนหน้า	41
3.2 การออกแบบวงจรส่วนหน้าในเครื่องรับจีพีเอส	42
บทที่ 4 การทดลองและผลการทดลอง	48
4.1 ทดสอบการทำงานของไอซี	48
4.2 ทดสอบการทำงานของวงจรมือป้อนสัญญาณ	53
บทที่ 5 บทวิจารณ์และบทสรุป	57
5.1 บทสรุป	57
5.2 บทวิจารณ์	57
ภาคผนวก	
กิตติกรรมประกาศ	
หนังสืออ้างอิง	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

	หน้า
รูป 2.1 กลุ่มดาวเทียมในระบบจีพีเอส	3
รูป 2.2 แสดงภาพภายในระนาบของวงโคจรของดาวเทียม	4
รูป 2.3 ภาพรวมของสถานีควบคุม	5
รูป 2.4 สถานที่ตั้งสถานีควบคุมจีพีเอส	6
รูป 2.5 ส่วนประกอบหลักของเครื่องรับจีพีเอส	7
รูป 2.6 เครื่องรับแบบเอสพีเอสโดยทั่วไป	8
รูป 2.7 โครงสร้างสัญญาณจากดาวเทียมจีพีเอส	11
รูป 2.8 โครงสร้างสัญญาณจีพีเอสสำหรับ L1	12
รูป 2.9 รหัสจีพีเอสผสมกับข้อมูล	13
รูป 2.10 การมอดูเลชันคลื่นพาหะ L1 ของจีพีเอส	14
รูป 2.11 จีพีเอสโค้ดเจเนอเรเตอร์	16
รูป 2.12 C/A โค้ดเจเนอเรเตอร์	18
รูป 2.13 แสดงสเปกตรัมของสัญญาณ L1 และ L2 ที่สายอากาศเครื่องรับ	20
รูป 2.14 ข่าวสารการนำร่อง	21
รูป 2.15 การสร้างสเปกตรัมและการสร้างสัญญาณขึ้นมา	22
รูป 2.16 ระบบการแทรกคิงของเครื่องรับจีพีเอสทั่วไป	23
รูป 2.17 รูปจำลองของโลกที่เป็นวงรี	27
รูป 2.18 รหัส PRN	28
รูป 2.19 เวกเตอร์ตำแหน่งของผู้ใช้	29
รูป 2.20 รหัสที่สร้างขึ้นเพื่อเวลาการเดินทางของคลื่นที่มาจากดาวเทียม	30
รูป 2.21 ความสัมพันธ์ระหว่างเวลาระบบกับเวลาของดาวเทียม	31
รูป 2.22 บล็อกไดอะแกรมโครงสร้างของเครื่องรับจีพีเอสโดยทั่วไป	35
รูป 2.23 บล็อกไดอะแกรมวงจรส่วนหน้าระบบเอสพีเอสและส่วนที่เกี่ยวข้อง	35
รูป 2.24 วงจรส่วนหน้าที่ทำงานโดยใช้ชิปเซต GP2000	36
รูป 2.25 บล็อกไดอะแกรมกระบวนการแคร์เรียร์แทรกคิงรูป	37
รูป 2.26 บล็อกไดอะแกรมกระบวนการโค้ดแทรกคิงรูป	38
รูป 2.27 ข้อมูลข่าวสารการนำร่อง	38
รูป 2.28 บล็อกไดอะแกรมการติดต่อของส่วนแอปพลิเคชันโปรเซสเซอร์กับส่วนที่เกี่ยวข้อง	39
รูป 2.29 ตัวอย่างซอฟต์แวร์การนำร่อง WINMON	40

รูป 3.1 แสดงบล็อกไดอะแกรมหลักการทำงานของวงจรส่วนหน้าในเครื่องรับ

ไม่ว่ากรณีใดๆ ล้วนมีให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จีพีเอสระบบเอสพีเอส

รูป 3.2 บล็อกโคออร์ดิเนตภายในของไอซีGP2010	42
รูป 3.3 วงจรส่วนหน้า	43
รูป 3.4 ลายทองแดงวงจรส่วนหน้า(ด้านบน)	46
รูป 3.5 ลายทองแดงวงจรส่วนหน้า(ด้านล่าง)	47
รูป 4.1 ชุดรับสัญญาณ GPS ที่ใช้ในการทดลอง	48
รูป 4.2 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ LD ขณะอยู่ในสภาวะเฟสล็อก	49
รูป 4.3 สัญญาณอ้างอิงภายนอก 10 MHz จากคริสตอล	49
รูป 4.4 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ PDขณะที่ไอซีไม่ได้อยู่ในสภาวะ Power-down	50
รูป 4.5 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ TEST ขณะที่ไม่ได้ทดสอบปลั๊กคอร์ดวงจรเฟสล็อก	50
รูป 4.6 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ Pref ในระดับที่ไอซีสามารถทำงานได้ตามปกติ	51
รูป 4.7 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ Preset แสดงถึงระดับที่เกินกว่าค่าอ้างอิงของ Pref	51
รูป 4.8 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของค่าศักดาไฟฟ้าที่ Preset กับ Pref	52
รูป 4.9 สัญญาณ clock 40 MHz จากไอซี GP2010	52
รูป 4.10 แสดงสเปกตรัมของสัญญาณอินพุต	53
รูป 4.11 แสดงสเปกตรัมของสัญญาณเอาต์พุตที่ขา IF Out ของ GP2010	53
รูป 4.12 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด +8 dBm	54
รูป 4.13 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด +3 dBm	54
รูป 4.14 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด -2 dBm	55
รูป 4.15 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด -10 dBm	55
รูป 4.16 แสดงสเปกตรัมของสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นที่ IF OUT	56

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

		หน้า
ตาราง 2.1	โครงสร้างสัญญาณจีพีเอส	15
ตาราง 2.2	ค่าเริ่มต้นของขบวนการหัดและค่าไค้คเฟส ประจำตัวดาวเทียมสำหรับรหัสC/A และรหัสP	17
ตาราง 2.3	สถานะเริ่มต้นและพหุนามของจีพีเอสไค้คเจเนอเรเตอร์	18
ตาราง 2.4	สรุปค่าระดับพลังงานค่าสุคติที่ได้รับของสัญญาณ จีพีเอส 3 แบบ โดยใช้สายอากาศต่างๆ	19
ตาราง 2.5	ค่าต่างๆที่เกี่ยวข้องกับสัญญาณ L1และL2	19
ตาราง 2.6	แสดงค่าพารามิเตอร์ต่างๆที่มีอยู่ในข่าวสารอีพีเมอร์ซิสจากดาวเทียม	28
ตาราง 2.7	แสดงสูตรที่ใช้ในการคำนวณหาเวกเตอร์ตำแหน่งของดาวเทียมดวง หนึ่งๆ(x_0, y_0, z_0) ในระบบ ECEF โดยใช้ค่าจากตาราง 2.6	29
ตาราง 2.8	ข้อมูลอีพีเมอร์ซิสของดาวเทียมดวงที่ 15, 27, 31, 7	37
ตาราง 2.9	ตัวอย่างซบเฟรมที่ 1 ของดาวเทียมหมายเลข 8	39

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

ระบบการหาตำแหน่งบนพื้นผิวโลกมีความสำคัญและความจำเป็นต่อมนุษย์มาตั้งแต่อดีตแล้ว เริ่มแรกการอ้างอิงตำแหน่งจะใช้การสังเกตทางดาราศาสตร์เป็นหลัก เพื่อประโยชน์ในการเดินทางทั้งทางบกและทางเรือ เป็นต้น เมื่อมีการพัฒนาทางวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยีมากขึ้น ระบบการหาตำแหน่งก็ถูกพัฒนาขึ้นตามไปด้วย จนกระทั่งเกิดเทคโนโลยีเกี่ยวกับคลื่นวิทยุขึ้น ระบบการหาตำแหน่งจึงอาศัยความรู้เกี่ยวกับคลื่นวิทยุไปประยุกต์ใช้ เพื่อการหาตำแหน่งที่แม่นยำมากยิ่งขึ้น และกลายเป็นพื้นฐานของระบบการหาตำแหน่งที่มีประสิทธิภาพสูงที่นิยมใช้กันอยู่ในปัจจุบัน

ระบบการหาตำแหน่งของวัตถุที่เริ่มใช้คลื่นวิทยุ ที่เกิดขึ้นในระยะแรกๆ เรียกว่า ระบบ Radio direction finding ซึ่งใช้ในการนำร่องทางเรือ โดยมีสถานีส่งสัญญาณวิทยุตั้งอยู่ตามชายฝั่ง และมีเครื่องรับติดตั้งอยู่ในเรือ ดังนั้นจึงสามารถทราบถึงทิศทางของการเดินเรือเทียบกับสถานีส่งสัญญาณแต่ละแห่งได้ ส่วนตำแหน่งของเรือนั้น จะคำนวณจากความแตกต่างของการรับคลื่นวิทยุที่ผ่านอากาศกับน้ำ ระบบที่มีการพัฒนาต่อมา เรียกว่า Different time of arrival of radio signal ซึ่งอาศัยหลักการที่คลื่นวิทยุเดินทางด้วยความเร็วคงที่ หากติดตั้งแหล่งกำเนิดคลื่นวิทยุ 2 แหล่งซึ่งส่งสัญญาณพัลส์ออกมาพร้อมๆกัน เราสามารถทราบถึงระยะทางระหว่างเครื่องรับเครื่องหนึ่งกับแหล่งกำเนิดคลื่นทั้งสองได้ โดยวัดระยะเวลาที่เครื่องรับได้รับพัลส์จากแหล่งกำเนิดแต่ละแหล่งได้ จุดที่มีความแตกต่างระหว่างเวลาที่ได้รับพัลส์ทั้งสองเท่ากันจะวางตัวเป็นแนวไฮเปอร์โบล่า โดยมีแนวที่ระยะห่างระหว่างเครื่องรับกับเครื่องส่งทั้งสองเท่าๆกัน วางตัวเป็นแนวเส้นตรงตั้งฉากกับแนวเส้นตรงระหว่างเครื่องส่งทั้งสอง ดังนั้น หากติดตั้งแหล่งกำเนิดคลื่น 2 จุด ในบริเวณเดียวกัน จะเห็นว่าแนวไฮเปอร์โบล่าที่เกิดจากแหล่งกำเนิดคลื่นแต่ละชุดจะตัดกัน ทำให้ทราบตำแหน่งแน่นอนของเครื่องรับ ระบบที่ใช้หลักการนี้ เช่น ระบบLolan-C ให้ความผิดพลาดของจุดทำนายประมาณ 200 เมตร

อีกระบบหนึ่งที่เกิดขึ้น คือ ระบบ Omega เป็นระบบที่หาตำแหน่งโดยใช้หลักการของ Different phase of arrival of radio signal ซึ่งแหล่งกำเนิดสัญญาณจะกำเนิดสัญญาณเป็นcontinuous wave แทนที่จะเป็นพัลส์ และมีการวัดความแตกต่างของเฟสของสัญญาณทั้งสอง

ระบบการหาตำแหน่งที่มีการใช้ดาวเทียมช่วยเป็นระบบแรก คือ ระบบ Transit ซึ่งเป็นของกองทัพเรือสหรัฐอเมริกา โดยใช้ดาวเทียมโคจรรอบโลกแบบ Polar orbit คือ แนวโคจรจะอยู่ในแนวขั้วโลกเหนือกับขั้วโลกใต้ ดาวเทียมจะส่งสัญญาณซึ่งแสดงตำแหน่งของคนลงมาบนพื้นโลก เครื่องรับที่อยู่บนพื้นโลกจะคำนวณตำแหน่งของคนบนพื้นโลก โดยเทียบจากรูปร่างของDoppler shift curve สัญญาณวิทยุที่ใช้ เป็นความถี่ VHF 2 ความถี่ คือ 150MHz และ 400MHz เพื่อคำนวณหาค่าตัวเลขของสัญญาณที่ผ่านชั้นไอโอโนสเฟียร์

ระบบการหาตำแหน่งที่มีการใช้งานอย่างแพร่หลายมากที่สุดในขณะนี้ คือ ระบบของกระทรวงกลาโหม สหรัฐอเมริกา มีชื่อว่า Navigation System with Time And Range Global Positioning System หรือNAVSTAR GPS ระบบนี้เป็นระบบการบอกตำแหน่งโดยใช้กลุ่มดาวเทียมจีพีเอส ระบบจีพีเอสนี้สามารถแสดงตำแหน่ง ความเร็ว และเวลา (Position , Velocity , Time:PVT) ให้กับผู้ใช้งานทั้งทางบก

ทะเล อากาศ และอวกาศ ตามปกติจีพีเอสจะมีการบรรจุลักษณะพิเศษ ซึ่งจะจำกัดความถูกต้องแม่นยำของการใช้งานไว้ด้วย

สัญญาณจากดาวเทียมจะทำให้เครื่องรับจีพีเอสสามารถคำนวณหาเวลาในการเดินทางของสัญญาณ และสามารถคำนวณระยะทางระหว่างดาวเทียมแต่ละดวงกับเครื่องรับจีพีเอสได้ ส่วนข้อมูลข่าวสารการนำร่องจะทำให้เครื่องรับสามารถคำนวณตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวงในเวลาทีสัญญาณส่งมาได้ ดังนั้นเครื่องรับจะใช้ข้อมูลเหล่านี้เพื่อระบุตำแหน่งของตัวเอง

โดยหลักการแล้ว คือระยะทางที่ได้จากการวัด จะทำให้ได้ทรงกลมที่มีศูนย์กลางที่ดาวเทียมแต่ละดวง จุดตัดของวงกลมที่ได้คือตำแหน่งของเครื่องรับ สำหรับการบอกตำแหน่งโดยใช้จีพีเอส ต้องการดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง ในเวลาเดียวกันเพื่อให้เครื่องรับทำการคำนวณได้สมบูรณ์ ดังนั้นจะได้ระยะทางจากการวัด 4 ค่าซึ่งจะทำให้เครื่องรับคำนวณพารามิเตอร์ไม่ทราบค่า 3 ค่า ซึ่งใช้แทนตำแหน่ง 3 มิติของมัน และค่าที่ 4 ซึ่งใช้แทนค่าความผิดพลาดของสัญญาณนาฬิกาของผู้รับ บางกรณีเครื่องรับสามารถใช้ดาวเทียมน้อยกว่า 4 ดวงได้ ถ้ารู้เวลาหรือความสูงอย่างแม่นยำอยู่แล้ว หรือได้ข้อมูลจากแหล่งข้อมูลภายนอก

ประโยชน์ของการประยุกต์ใช้งานระบบจีพีเอส มีอยู่มากมาย ตัวอย่างเช่น งานหาตำแหน่งที่ตั้ง (Location) ในส่วนของการโทรคมนาคมแบบเคลื่อนที่ (Mobile Telecommunication) และงานบำรุงรักษา (Maintenance) เนื่องจากการออกแบบระบบสื่อสารด้วยวิทยุให้มีคุณภาพดีจะขึ้นอยู่กับความเหมาะสมของสถานที่ตั้งเครื่องส่ง ดังนั้นการติดตั้งอุปกรณ์ระบบวิทยุ เช่น สถานีฐาน (Cellular Base Station) หรือสถานีทวนสัญญาณ (Repeater) จำเป็นต้องทำที่ตำแหน่งที่แน่นอนตามที่ออกแบบไว้ การใช้จีพีเอสช่วยจึงเพิ่มความสะดวกและแม่นยำในการทำงานมากขึ้น เป็นต้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ทฤษฎีหรือหลักการ

2.1 โครงสร้างของระบบจีพีเอส

ระบบจีพีเอส ประกอบด้วย 3 ส่วน คือ

1. ส่วนของกลุ่มดาวเทียม(Space Segment)
2. ส่วนสถานีควบคุม(Operation Control Segment)
3. ส่วนของผู้ใช้(User Equipment Segment)

2.1.1 ส่วนของกลุ่มดาวเทียม

ส่วนของกลุ่มดาวเทียมจีพีเอส ประกอบด้วยดาวเทียม 24 ดวง ในวงโคจรเซมิซิงโครนัส(Semi Synchronous Orbit) ดาวเทียมจะถูกจัดในวงโคจร 6 ระนาบ จะมีดาวเทียม 4 ดวงในแต่ละระนาบ ระนาบวงโคจรจะมีมุมเอียง 55 องศาเทียบกับเส้นศูนย์สูตรของโลก ความสูงของวงโคจรประมาณ 20,200 กิโลเมตรเหนือพื้นผิวโลก แสดงดังรูป 2.1

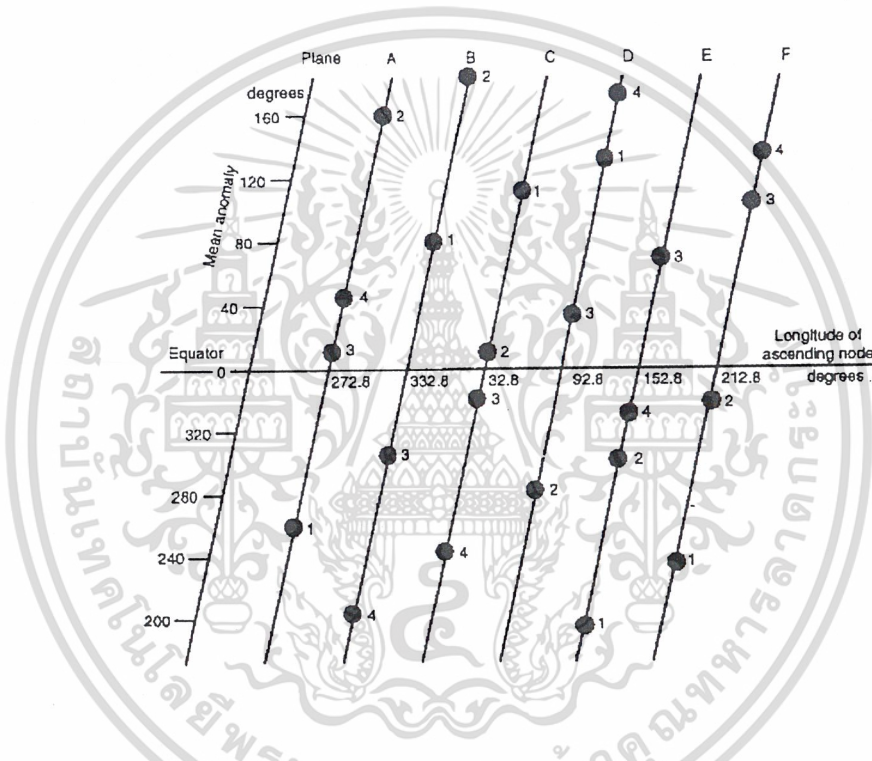


รูป 2.1 กลุ่มดาวเทียมในระบบจีพีเอส

ดาวเทียมจะโคจรครบ 1 รอบ โดยใช้เวลาประมาณ 11 ชั่วโมง 58 นาที ดาวเทียมจึงควรวางในระนาบวงโคจร 4 ดวงขึ้นไป สำหรับการบอกตำแหน่งที่จะต้องสังเกตได้ ณ ทุกๆที่บนโลก

ดาวเทียมจะส่งสัญญาณเพื่อการวัดระยะทาง(ranging signal) บน 2 ความถี่ L-band : Link 1 (L1) ที่ 1575.42 MHz และ Link 2 (L2) ที่ 1227.6 MHz สัญญาณดาวเทียมจะถูกส่งด้วยเทคนิค สเปกตรัมแพร่ (spread spectrum) โดยใช้รหัสที่แตกต่างกัน 2 แบบ คือ รหัส C/A (coarse/Acquisition code) ที่มี

ความถี่ 1.023 MHz บน L1 และรหัส P(Y) (Precision code) ความถี่ 10.23 MHz บนทั้ง L1 และ L2 ทั้งรหัส C/A และ รหัส P(Y) สามารถถูกใช้เพื่อบอกระยะทางระหว่างดาวเทียมกับผู้ใช้งานได้ แต่ตามปกติรหัส P จะถูกเข้ารหัสไว้และสามารถถูกใช้บอกระยะทางระหว่างทางเท่านั้น รหัส P ที่ถูกเข้ารหัสอีกครั้งจะเรียกว่ารหัส Y ส่วนข่าวสารการนำร่อง(navigation message) คือ ข้อมูลไบอัสสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียม (satellite clock bias data) ข้อมูลอีฟิเมอร์ซิส (satellite ephemeris data) สำหรับดาวเทียมที่ส่งสัญญาณ ข้อมูลเพื่อใช้ในการแก้ไขความผิดพลาดที่เกิดจากการเดินทางผ่าน บรรยากาศชั้นไอโอโนสเฟียร์ (ionospheric signal propagation correction data) ข้อมูลอัลมาเนคของดาวเทียม (satellite almanac data) สำหรับดาวเทียมทุกดวงในกลุ่ม



รูป 2.2 แสดงภาพภายในระนาบของวงโคจรของดาวเทียม

2.1.2 ส่วนสถานีควบคุม (Operation Control Segment)

ส่วนสถานีควบคุม มีหน้าที่รับผิดชอบการทำงานของดาวเทียมจีพีเอส เช่น การรักษาค่าตำแหน่งของดาวเทียม(station keeping) ตรวจสอบสภาพและสถานะของระบบต่างๆบนดาวเทียม แผงเซลล์แสงอาทิตย์ ระดับพลังงานของแบตเตอรี่ การเปิดดาวเทียมสำรอง ปรับปรุงข้อมูลเวลา ข้อมูลอีฟิเมอร์ซิส ข้อมูลอัลมาเนคและตัวชี้ค่าอื่นๆในข่าวสารการนำร่อง วันละครั้งหรือตามแต่ความจำเป็น

ค่าอีฟิเมอร์ซิส พารามิเตอร์ คือ ข้อมูลที่แม่นยำของวงโคจรดาวเทียมที่จะปรับปรุงทุกๆ 4 ถึง 6 ชั่วโมง

โมง

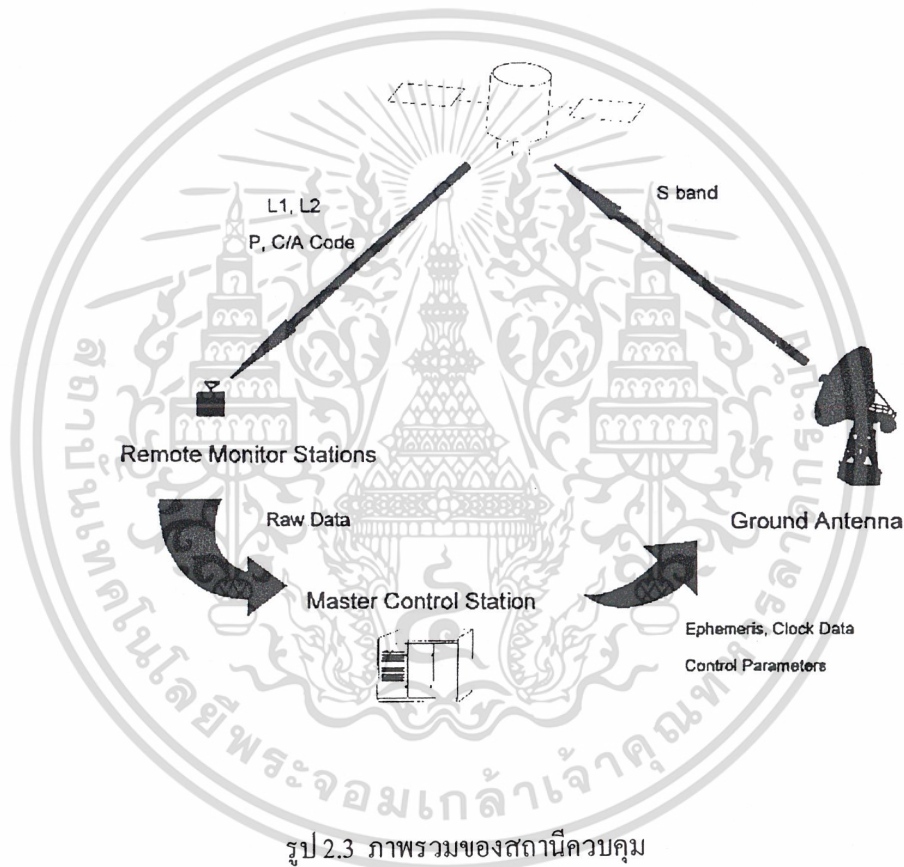
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้ในการเรียนการสอนเท่านั้น ไม่สามารถนำไปใช้เพื่อการค้า
 ข้อมูลข่าวสารการนำร่อง สามารถเก็บไว้ได้อย่างน้อย 14 วัน ถึง 210 วัน ปรับปรุงทุกๆ 4 ถึง 6 ชั่วโมง ขึ้นอยู่กับดาวเทียมแต่ละรุ่น

ข้อมูลอัลมาเนค เป็นซบเซต ของอีพีเมอริสพารามิเตอร์ ที่ไม่เที่ยงตรงมาก จะประกอบไปด้วย 7 พารามิเตอร์จากอีพีเมอริส 15 ตัว ซึ่งใช้ในการทำนายตำแหน่งโดยประมาณของดาวเทียมและการรับสัญญาณ

นอกจากนี้ส่วนสถานีควบคุมจะทำการวัดซุโดเรนจ์(Pseudo Range)และเดลตาเรนจ์(delta Range) เพื่อกำหนดตัวแปรแก้ไขเวลา, ข้อมูลอัลมาเนคและข้อมูลอีพีเมอริส

ส่วนสถานีควบคุมประกอบด้วย 3 ส่วน คือ สถานีควบคุมหลัก (Master Control Station : MCS) สถานีสังเกตการณ์(Monitor Station : MS) งานสายอากาศภาคพื้นดิน (Ground Antenna : GA)

2.1.2.1 การปฏิบัติงานของส่วนสถานีควบคุม

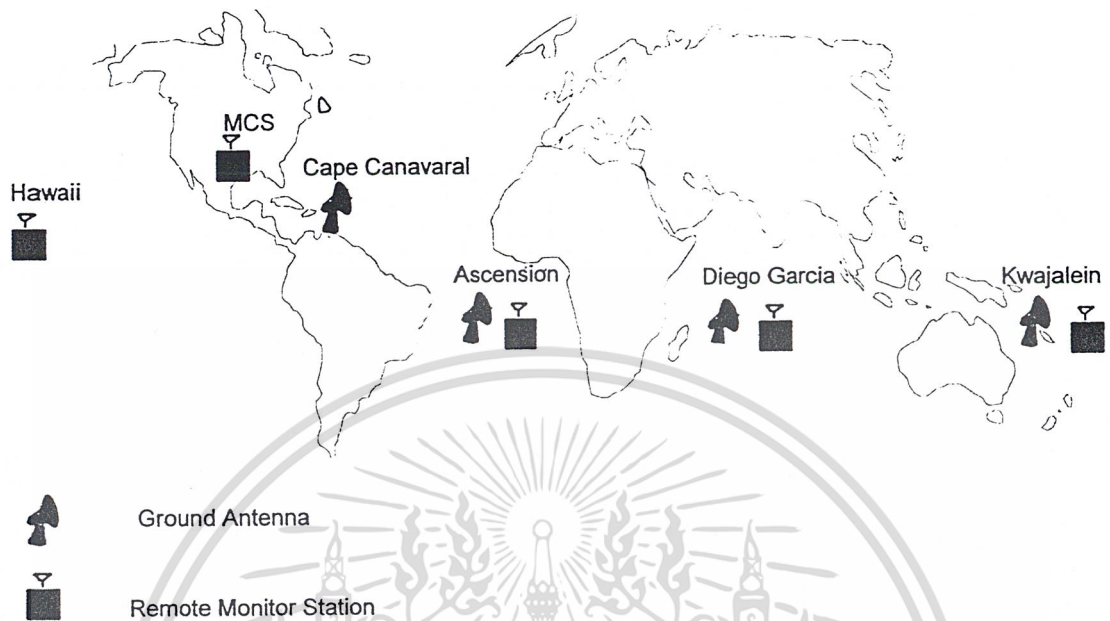


รูป 2.3 ภาพรวมของสถานีควบคุม

พิจารณา รูป 2.3 สถานีควบคุมหลัก(MCS) จะเป็นศูนย์กลางการทำงานในส่วนควบคุม ตั้งอยู่ที่ฐานทัพอากาศ Falcon, Colorado : เมืองSpring ส่วนสถานีสังเกตการณ์จะติดตามดาวเทียมที่ผ่านสถานีโดยการวัดซุโดเรนจ์และเดลตาเรนจ์ การวัดนี้จะทำกับความถี่ของดาวเทียม ทั้งL1และL2 ข้อมูลดิบที่ได้อ่านร่วมกับข่าวสารการนำร่องและข้อมูลสภาพอากาศท้องถิ่น จะถูกส่งไปยังสถานีควบคุมหลัก โดรนผ่านระบบสื่อสารดาวเทียมของทหาร หรือ ระบบสื่อสารอื่นๆ

ส่วนสถานีควบคุมหลัก จะทำการประมวลผลข้อมูลที่ได้จากสถานีสังเกตการณ์ เพื่อกำหนดค่าความถูกต้องของเวลาบนดาวเทียม ข้อมูลอีพีเมอริส และข้อมูลอัลมาเนคของแต่ละดาวเทียม นอกจากนี้ สถานีควบคุมหลักจะตรวจสอบสถานะของดาวเทียมและสถานีภาคพื้นดินจะกระจายอยู่ตามสถานีต่างๆ

ผังรูป 2.4 สถานีควบคุมสำรองตั้งอยู่ที่Gaithersburg,MD



รูป 2.4 สถานที่ตั้งสถานีควบคุมจีพีเอส

2.1.2.2 สถานีสังเกตการณ์

สถานีสังเกตการณ์จะมีเครื่องรับจีพีเอส ทั้งสองความถี่ L1 และ L2 ซึ่งจะทำการวัดชุดโคเรนจ์และเคลตาเรนจ์ ของดาวเทียมแต่ละดวงที่สังเกตเห็นอย่างต่อเนื่อง และมีนาฬิกาซีเซียม (cesium) 2 ตัวอ้างอิงกับเวลาของระบบจีพีเอส

สัญญาณดาวเทียมจะมีการหักเหและล่าช้าในชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโปสเฟียร์ ความล่าช้าจากชั้นไอโอโนสเฟียร์หาได้จากการรับความถี่ทั้งสองของเครื่องรับในสถานีสังเกตการณ์ ส่วนอุณหภูมิ ความดัน ความชื้น จะถูกส่งไปยังสถานีควบคุมหลัก โดยกรมอุตุนิยมวิทยาของสหรัฐอเมริกา เพื่อหาความล่าช้าเนื่องจากโทรโปสเฟียร์ ในแต่ละสถานีสังเกตการณ์

2.1.2.3 สายอากาศภาคพื้นดิน (Ground Antenna)

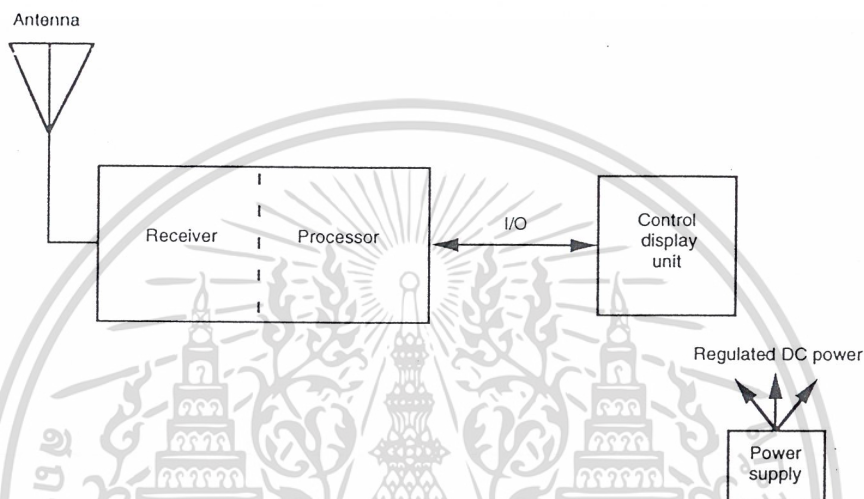
ส่วนของสายอากาศภาคพื้นดิน จะทำหน้าที่ส่งคำสั่งและข้อมูลการนำร่อง รวมทั้งข้อมูลอื่นๆที่เรียกว่า TT&C (Telemetry, Tracking and Command) ซึ่งเตรียมโดยสถานีควบคุมหลัก สำหรับดาวเทียมแต่ละดวง ข้อมูลเหล่านี้จะถูกส่งไปยังสายอากาศภาคพื้นดินและเก็บไว้จนกว่าดาวเทียมจะผ่านไป โดยส่งผ่านคลื่นความถี่ย่าน S-band สายอากาศจะตั้งอยู่คู่กับสถานีสังเกตการณ์

2.1.2.4 การทำงานของสถานีควบคุมหลัก

หน้าที่หลักของสถานีควบคุมหลัก คือ ประมวลผลข้อมูลที่รวบรวมได้จากสถานีสังเกตการณ์ เพื่อกำหนดค่าสัญญาณนำทางของดาวเทียม ข้อมูลอัลติเมตริก ข้อมูลโอเพนโอวิต โดยเริ่มจากการแก้ไขค่าชุดโคเรนจ์ที่เกิดจากความล่าช้าเนื่องจากผ่านชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และโทรโปสเฟียร์ของทุกๆสถานี

สังเกตการณ์ จากนั้นจึงนำไปผ่านคาลมานฟิลเตอร์ (Kalman Filter) เพื่อให้ค่าอิพิเมอร์ซิสและค่าการเหลื่อมของสัญญาณนาฬิกา (Clock Offset) ที่แม่นยำ โดยฟิลเตอร์จะถูกอัปเดตทุกๆ 15 นาทีร่วมกับตำแหน่งของดาวเทียมที่ถูกคำนวณในระบบโคออร์ดิเนตแบบ ECEF (Earth Center Earth Fixed)

หน้าที่สำคัญอีกอย่างหนึ่งของการทำงานของสถานีควบคุมหลัก คือ คอยควบคุมความน่าเชื่อถือของระบบ โดยจะควบคุมดูแลสัญญาณนาฬิกาทั้งหมด การอัปเดตข้อมูลอิพิเมอร์ซิสและการส่งสัญญาณอื่นๆให้ถูกต้อง



รูป 2.5 ส่วนประกอบหลักของเครื่องรับจีพีเอส

2.1.3 ส่วนของผู้ใช้ (User Equipment Segment)

เครื่องรับจีพีเอสจะรับสัญญาณ L-band ที่ถูกส่งมาจากดาวเทียมและนำมาคำนวณหาตำแหน่งความเร็วและเวลาของเครื่องรับ ในปัจจุบันเครื่องรับจีพีเอสมีขนาดเล็กและมีน้ำหนักเบา

2.1.3.1 คุณลักษณะของเครื่องรับจีพีเอส

บล็อกไดอะแกรมของชุดเครื่องรับจีพีเอสจะเป็นไปตามรูป 2.5 ชุดอุปกรณ์รับประกอบไปด้วย 5 ส่วน คือ สายอากาศ , เครื่องรับ , โปรเซสเซอร์ , อุปกรณ์อินพุท/เอาต์พุท และแหล่งจ่ายไฟ

1.สายอากาศ

สัญญาณจากดาวเทียมจะถูกรับเข้ามาผ่านสายอากาศ ซึ่งจะเป็นสายอากาศที่มีโพลาริซชันของคลื่นแบบวงกลมหมุนขวาและรับได้ในช่วงเกือบครึ่งวงกลม โดยทั่วไปจะครอบคลุม 160 องศา โดยมีกำลังขยายต่างๆ ตั้งแต่ประมาณ 2.5 dBic ที่จุดสูงสุดของกำลังขยายไปจนถึง 0 dBic ที่มุมเอเลเวชัน 10 องศาข้างได้มุม 10 องศา กำลังขยายจะเป็นลบ เนื่องจากสัญญาณดาวเทียมเป็นแบบวงกลมหมุนขวา เสาอากาศแบบโคนคอสเฮลิคซ์ (Conical Helix Antenna) หรือรูปแบบอื่นๆที่ใช้งานได้จึงเหมาะสม เครื่องรับ

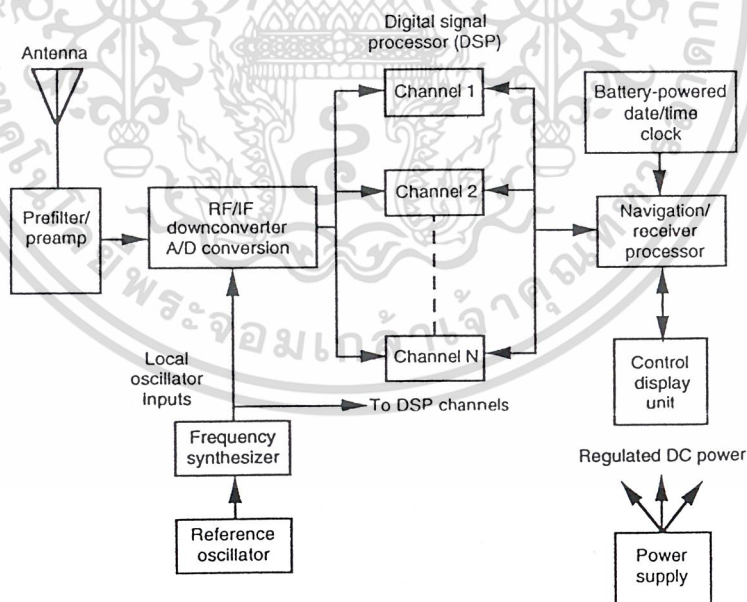
จีพีเอสที่แทรกครหัส P(Y) ที่อยู่ทั้งใน L1 และ L2 ต้องการแบนด์วิดธ์ 20.46 MHz สำหรับทั้งสองความถี่ ถ้าเครื่องรับแทรกเฉพาะรหัส C/A ที่อยู่บน L1 สายอากาศและเครื่องรับจะต้องมีแบนด์วิดธ์อย่างน้อย 2.046 MHz รูปแบบของสายอากาศที่ใช้มีหลายรูปแบบ การเลือกใช้สายอากาศนั้น โดยรวมๆแล้วดูจากค่า

อากาศนั้น โดยรวมๆ แล้วดูจากค่าพารามิเตอร์ต่างๆของสายอากาศ เช่น เกนแพทเทิร์น ขนาดของพื้นที่ติดตั้ง คุณสมบัติทางแอร์โไดนามิก ฯลฯ การเลือกใช้สายอากาศยังต้องคำนึงถึงความต้านทานเนื่องจากการรบกวนจากสัญญาณอื่นๆ ด้วย

2. เครื่องรับ

ชนิดของเครื่องรับพื้นฐานในปัจจุบันมี 2 ชนิด คือ เครื่องรับที่แทรกทั้งรหัส P(Y) และ รหัส C/A และเครื่องรับที่แทรกเฉพาะรหัส C/A ผู้ใช้แบบพีเอส โดยทั่วไปจะใช้เครื่องรับที่แทรกรหัส P(Y) บน L1 และ L2 เครื่องรับแบบนี้จะเริ่มทำงานโดยทำการแทรก รหัส C/A บน L1 แล้วสลับเปลี่ยนมาทำการแทรกรหัส P(Y) บน L1 และ L2 การแทรกรหัส Y นี้จะทำกับเครื่องรับที่มีอุปกรณ์คริปโตกราฟฟิก (Cryptographic Equipmet) เท่านั้น ถ้าสัญญาณที่ส่งมาจากดาวเทียมถูกเอนคริป(Encrypt) และเครื่องรับไม่มีอุปกรณ์คริปโตกราฟฟิกที่เหมาะสม เครื่องรับจะทำการแทรกรหัส C/A บน L1 เป็นหลัก ผู้รับแบบเอสพีเอสจะใช้เครื่องรับที่แทรกรหัส C/A บน L1 เพียงอย่างเดียว เนื่องจาก L1 เป็นเพียงความถี่เดียวที่ส่งรหัส C/A นอกจากเครื่องรับสองชนิดนี้แล้วยังมีเครื่องรับแบบอื่นๆอีก เช่น เครื่องรับแบบ codeless L2 ซึ่งเครื่องรับแบบนี้จะทำการแทรกรหัส C/A บน L1 และเฟสของคลื่นพาหะบนความถี่ L1 และ L2 ทำให้ได้ความถูกต้องจากการวัดสูง

เครื่องรับส่วนใหญ่จะมีช่องสัญญาณหลายช่อง โดยที่แต่ละช่องสัญญาณจะแทรกสัญญาณจากดาวเทียมเพียงดวงเดียว บล็อกโคอะแกรมแบบง่าย ๆ ของเครื่องรับเอสพีเอสแบบหลายช่องสัญญาณเป็นดัง



รูป 2.6 เครื่องรับแบบเอสพีเอสทั่วไป

รูป 2.6 สัญญาณย่านความถี่วิทยุจากดาวเทียมจะถูกกรองผ่านแพสซีฟแบนด์พาสปริฟิลเตอร์ เพื่อลดการรบกวนจากสัญญาณ RF อื่นๆนอกย่านความถี่ ต่อจากฟิลเตอร์นั้นจะตามด้วยปริแอมป์ลิฟายเออร์เพื่อขยายสัญญาณ สัญญาณ RF จะถูกดาวนคอนเวอร์เตอร์เป็นสัญญาณอินเตอร์มีเดียต์ฟริเควนซี หรือ

สัญญาณ IF ในเครื่องรับสมัยใหม่ สัญญาณ IF จะถูกสุ่มตัวอย่าง (Sampling) และทำการดิจิไทซ์ โดย A/D คอนเวอร์เตอร์ อัตราการสุ่มตัวอย่างโดยทั่วไปจะเป็นแปดถึงสิบสองเท่าของอัตราชีพของรหัส PRN (1.023 MHz สำหรับ C/A ใน L1 และ 10.23 MHz สำหรับ P(Y) ใน L1 และ L2) อัตราการสุ่มตัวอย่างน้อยที่สุดจะเป็นสองเท่าของแบนด์วิดท์สูงสุดของข่าวสาร เพื่อเป็นไปตาม Nyquist Criterion สำหรับเครื่องรับที่แทรกเฉพาะรหัส C/A แบนด์วิดท์สูงสุดของข่าวสารจะมากกว่า 2 MHz ในเครื่องรับที่แทรกรหัส P(Y) แบนด์วิดท์สูงสุดของข่าวสารจะมากกว่า 20 MHz

แซมเปิลจะถูกส่งต่อไปยังดิจิตอลซิกแนลโปรเซสเซอร์ (Digital Signal Processor) ดิจิตอลซิกแนลโปรเซสเซอร์จะมี N ช่องสัญญาณที่ขนานกัน เพื่อการแทรกสัญญาณคลื่นพาหะและรหัสพร้อมๆกัน ได้จากความถี่ N ดวง (ในเครื่องรับปัจจุบัน N มีค่าตั้งแต่ 5 ถึง 12) แต่ละช่องสัญญาณจะบรรจุโค้ดแทรคกิ้งลูป (Code Tracking Loop) และแครี่เรียแทรคกิ้งลูป (Carrier Tracking Loop) เพื่อแทรครหัสและคลื่นพาหะ ซึ่งก็คือการตีמודูเลตข่าวสารการนำร่องนั่นเอง ช่องสัญญาณจะคำนวณการวัดที่แตกต่างกัน 3 ชนิด คือ ซูโดเรนจ์, เคลตาเรนจ์ และ อินทิเกรตดอปเปลอร์ (Integrate Doppler) ขึ้นอยู่กับการทำงาน ค่าที่วัดได้และข่าวสารการนำร่องที่ถูกตีמודูเลตออกมาจะส่งต่อไปยังโปรเซสเซอร์

3. โปรเซสเซอร์ของเครื่องรับ

โปรเซสเซอร์ของเครื่องรับ จะทำการควบคุมและสั่งงานให้เครื่องรับทำงานตามลำดับการปฏิบัติงาน เริ่มจากการค้นหาสัญญาณ ตามด้วยการแทรกและการดึงข้อมูลออกมา นอกจากนั้นโปรเซสเซอร์จะให้ผลลัพธ์ของตำแหน่ง ความเร็วและเวลา (PVT) ของเครื่องรับจากค่าที่วัดได้จากเครื่องรับ ในการใช้งานบางอย่างอาจมีโปรเซสเซอร์แยกกัน เพื่อคำนวณหาผลลัพธ์ PVT และใช้งานในการนำร่องอื่นๆ โปรเซสเซอร์ส่วนใหญ่จะให้ผลลัพธ์ PVT ด้วยความถี่ 1 Hz เป็นพื้นฐาน อย่างไรก็ตามเครื่องรับที่ถูกออกแบบสำหรับงานเกี่ยวกับการบินจะต้องการความถูกต้องแม่นยำและการตอบสนองเร็วกว่า โดยทั่วไปแล้วต้องการการคำนวณผลลัพธ์ PVT ที่อัตราอย่างน้อย 5 Hz ผลลัพธ์ที่คำนวณออกมาได้และข้อมูลการนำร่องที่เกี่ยวข้อง จะถูกส่งไปยังอุปกรณ์อินพุท/เอาต์พุท

4. อุปกรณ์อินพุท/เอาต์พุท

อุปกรณ์อินพุท/เอาต์พุท เป็นอุปกรณ์อินเตอร์เฟซระหว่างชุดเครื่องรับจีพีเอสและผู้ใช้ อุปกรณ์อินพุท/เอาต์พุทแบบพื้นฐานอยู่ 2 ชนิด คือ รวมอยู่ในตัวเครื่องและภายนอก อุปกรณ์อินพุท/เอาต์พุทจะเป็นส่วนควบคุมและแสดงผล (Control Display Unit : CDU) CDU จะให้ผู้ใช้ป้อนข้อมูลเข้าและแสดงสถานะ พารามิเตอร์การนำร่องต่างๆ เครื่องรับขนาดมือถือหรือขนาดเล็ก จะมี CDU รวมอยู่ในตัวเครื่อง ในการติดตั้งแบบอื่นๆ อุปกรณ์อินพุท/เอาต์พุทจะถูกรวมไว้ในแผงควบคุมร่วมกับอุปกรณ์อื่นๆ นอกจากนั้นงานบางอย่างต้องทำงานร่วมกับเซนเซอร์อื่นๆ ในการอินเตอร์เฟซเพื่อป้อนอินพุทและส่งออกเอาต์พุทออก อินเตอร์เฟซที่มีอยู่ทั่วไป คือ ARINC 429, MIL-STD-1553B, RS-232 และ RS-422

5. แหล่งจ่ายไฟ

แหล่งจ่ายไฟ มีทั้งแบบที่อยู่ในตัวเครื่องรับเองหรือแบบภายนอก หรือทั้งสองแบบรวมกัน อัลคาไลน์แบตเตอรี่หรือลิเทียมแบตเตอรี่ ใช้สำหรับแหล่งจ่ายภายใน เช่น ในเครื่องรับจีพีเอสแบบมือถือ แหล่งจ่ายไฟภายนอกใช้สำหรับงานที่เครื่องรับจีพีเอสใช้งานร่วมกับอุปกรณ์อื่นๆ เช่น เครื่องรับแบบที่เป็นการใช้

ที่ติดตั้งในเครื่องคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลหรือ ที่ติดตั้งในเรือ , เครื่องบิน นอกจากนี้การใช้แบตเตอรี่ภายในก็เพื่อรักษาข้อมูลที่เกิดขึ้นไว้ในRAM

2.2 การให้บริการจีพีเอส (GPS Services)

มีอยู่ 2 ระดับ คือ บริการบอกตำแหน่งแบบสมบูรณหรือ พีพีเอส (Precise Positioning Service - PPS) และบริการบอกตำแหน่งแบบมาตรฐานหรือ เอสพีเอส (Standard Positioning Service - SPS)

2.2.1 บริการบอกตำแหน่งแบบสมบูรณ(Precise Positioning Service - PPS)

พีพีเอสเป็นบริการที่ให้ตำแหน่ง ความเร็ว และเวลาที่ถูกต้อง เฉพาะผู้ที่ได้รับอนุญาตให้ใช้งานเท่านั้น พีพีเอสจะเน้นไปในทางการทหาร การได้รับอนุญาตให้ใช้ พีพีเอส นั้น จะพิจารณาโดย U.S. Department of Defense (DoD) ผู้ใช้งานที่ได้รับอนุญาตให้ใช้พีพีเอสประกอบด้วย U.S. military user, NATO military user และกองทัพอื่นๆหรือพลเรือน เช่น Australian Defense Forces, U.S. Defense Mapping Agency พีพีเอสจะให้ค่าความคลาดเคลื่อนประมาณ 16 เมตร (16 metres Spherical Error Probable - SEP (3-D,50%) position accuracy) และความผิดพลาดทางด้านเวลาไม่เกิน 100 ns (100 ns (one sigma) Universal Coordinated time (UTC) time transfer accuracy) แก่ผู้ใช้งานที่ได้รับอนุญาต และจะให้ค่าประมาณ 37 เมตร (3-D, 95%) และ 197 ns(95%) ภายใต้เงื่อนไขการทำงานโดยปกติของระบบ เครื่องรับแบบพีพีเอส สามารถให้ความถูกต้องของความเร็ว มีค่าความคลาดเคลื่อนไม่เกิน 0.2 m/s (0.2 m/s 3-D velocity accuracy) ได้ แต่ก็จะขึ้นกับการออกแบบเครื่องรับด้วย

การแอคเซส (access)พีพีเอส ถูกควบคุมโดยเทคนิคคริปโตกราฟฟิก(cryptographic) 2 อย่าง คือ เอสเอ (Selective Availability :SA) และ เอเอส (Anti-Spoofing: A-S) เอสเอจะใช้ในการลดความถูกต้องของจีพีเอส ทั้งการบอกตำแหน่ง ความเร็ว และเวลา แก่ผู้ใช้ที่ไม่ได้รับอนุญาต เอสเอจะทำงานโดยใส่ค่าผิดพลาดซูดโคเรนคอม (Pseudorandom Error)ให้กับสัญญาณดาวเทียม เอสเอจะมีผลบนดาวเทียมทุกดวง เพื่อป้องกันไม่ให้ผู้ใช้ที่ไม่ได้รับอนุญาตนำสัญญาณไปใช้วัฏระยะได้อย่างถูกต้องสมบูรณ์ ซึ่งเทคนิคนี้จะเอนคริปท์(encrypt) รหัส P เป็นรหัส Y ในรหัส C/A จะไม่มีการทำแบบนี้

เอนคริปท์ชั้น คีย์(Encryption Keys) และเทคนิคเฉพาะจะถูกจัดให้กับผู้ใช้พีพีเอส ซึ่งทำให้สามารถขจัดผลของเอสเอ และ เอสเอ ออกไป และทำให้ได้รับความแม่นยำสูงสุดของจีพีเอส พีพีเอสซึ่งไม่มีคริปโตกราฟฟิกคีย์ (Cryptographic Key) ที่ถูกต้องจะมีประสิทธิภาพเหมือนเครื่องรับเอสพีเอส และเครื่องรับพีพีเอสสามารถใช้ได้กับทั้ง รหัส P(Y) หรือ รหัส C/A หรือกับทั้งคู่ ความถูกต้องสูงสุดของจีพีเอสจะได้รับจากการใช้ รหัส P(Y) บนทั้งความถี่ L1 และ L2 เครื่องรับซึ่งสามารถใช้รหัส P(Y) ได้ นั้นมักจะใช้รหัส C/A เพื่อเริ่มต้นการรับสัญญาณดาวเทียมจีพีเอส

2.2.2 บริการบอกตำแหน่งแบบมาตรฐาน(Standard Positioning Service - SPS)

เอสพีเอส เป็นบริการที่ให้ความถูกต้องน้อยกว่า แต่จะใช้ได้กับผู้ใช้งานทั้งหมด ในสภาวะปกติ

ระดับของเอสเอ จะถูกควบคุมเพื่อให้ค่าความถูกต้องในแนวเส้นขอบฟ้า 100 เมตร (100 m (95%) horizontal accuracy) มีค่าประมาณ 156 เมตร (3D-95%) เครื่องรับเอสพีเอสมีความสามารถด้านความถูกต้องของเวลาประมาณ 337 ns (337 ns (95%) UTC time transfer accuracy) การลดความถูกต้องของระบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าในรูปแบบใด ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

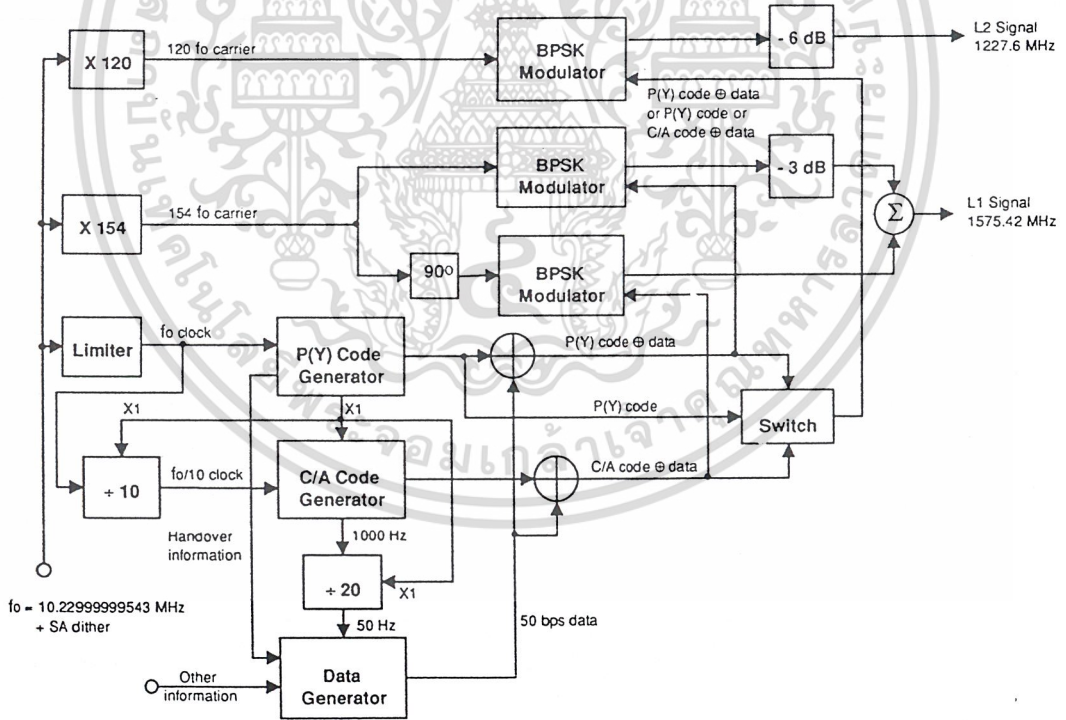
สามารถเพิ่มขึ้นได้ถ้ามีความจำเป็น เช่น ในยามมีศึกสงคราม โดยประธานาธิบดีสหรัฐอเมริกาเท่านั้นที่มีอำนาจสั่งการผ่าน U.S. National Command Authority เพื่อเปลี่ยนระดับของ เอสเอ เป็นระดับอื่นนอกเหนือจากในยามสงบ บริการเอสพีเอสนั้นมีไว้ให้พลเรือนทั่วไปใช้งานและให้กองทัพใช้ในยามสงบ

2.3 ทฤษฎีการปฏิบัติงานของระบบจีพีเอส (GPS Theory of Operation)

สัญญาณวัดระยะทาง(Ranging code)ที่ส่งมาจากดาวเทียมนั้น จะทำให้เครื่องรับจีพีเอสสามารถวัดเวลาการเดินทางของสัญญาณและทราบระยะทางระหว่างดาวเทียมกับผู้ใช้ ข่าวสารการนำร่องจะให้ข้อมูลเพื่อการคำนวณหาตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง ณ เวลาของการส่งสัญญาณ จากข้อมูลเหล่านี้ โคออร์ดิเนตของตำแหน่งผู้ใช้และค่าเหลื่อมล้ำของสัญญาณนาฬิกาของผู้ใช้(user clock offset) จะถูกคำนวณโดยใช้สมการทางคณิตศาสตร์(Simultaneous equation) ซึ่งตามปกติจะต้องการดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวงเพื่อการบอกตำแหน่งในสามมิติ ในวิสัย(in view) ของเครื่องรับในเวลาเดียวกัน

2.3.1 ลักษณะของสัญญาณจีพีเอส

ดาวเทียมจีพีเอสจะส่งสัญญาณมาบนความถี่พาหะ 2 ความถี่ (ย่าน L band) เรียกว่า ความถี่ L1 และ L2 ความถี่พาหะจะถูกมอดูเลตด้วยวิธีสเปกตรัมแพร่(Spread Spectrum) กบรหัสข้อมูลซึ่งประกอบ



รูป 2.7 โครงสร้างสัญญาณจากดาวเทียมจีพีเอส

ไปด้วย ขบวนการรหัส PRN (Pseudorandom Noise) ที่เป็นเอกลักษณ์ของดาวเทียมแต่ละดวง และ ข้อมูลข่าวสารการนำร่อง ดาวเทียมทุกดวงส่งความถี่พาหะที่เหมือนกัน แต่สัญญาณจะไม่รบกวนกันเนื่องจากเพราะว่า

การมอดูเลชันของรหัส PRN ที่เป็นเอกลักษณ์ของดาวเทียมแต่ละดวง และทุกๆบวบนของรหัส PRN ของดาวเทียมแต่ละดวงจะไม่มีความสัมพันธ์กันเลย ที่เครื่องรับสัญญาณดาวเทียมสามารถถูกแยกและตีเทค (detect) ได้ โดยใช้เทคนิคที่เรียกว่า Code Division Multiple Access (CDMA)

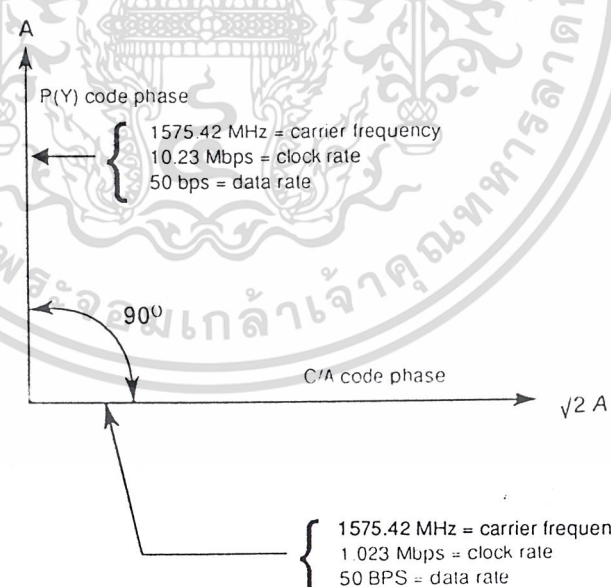
2.3.1.1 รูปแบบของความถี่และการมอดูเลชัน

จากรูป 2.7 ความถี่ L1 (154f₀) ถูกมอดูเลตด้วยรหัส PRN 2 รูปแบบ (รวมทั้งข้อมูลข่าวสารการนำร่อง) คือ Coarse/Acquisition Code (C/A-Code) และ Precision Code (P-Code) ความถี่ L2 (120f₀) ถูกมอดูเลตด้วยรหัส PRN เพียง 1 รูปแบบ ณ ช่วงเวลาหนึ่ง โหมดของรหัส P จะมีโหมดที่ไม่มีการมอดูเลตกับข้อมูล ความถี่อ้างอิง f₀ จะมีค่า 10.23 MHz รหัส C/A จะมี Chipping Rate 1.023 × 10⁶ Chip/sec (f₀/10 = 1.023 MHz) และรหัส P จะมี Chipping Rate 10.23 × 10⁶ Chip/sec (f₀ = 10.23 MHz)

* คำว่า “ Chip” ใช้แทนคำว่า “bit” เพื่อแสดงว่าไม่มีข้อมูลข่าวสารในรหัส PRN *

รหัส P สามารถปฏิเสธผู้ใช้แบบ SPS เมื่อส่วนควบคุมทำให้โหมด Anti-Spoofing (AS) ในดาวเทียมทำงาน เมื่อ AS ทำงานรหัส P จะถูกเข้ารหัสเป็น รหัส Y (รหัส Y จะมี Chipping Rate เดียวกับรหัส P) ดังนั้นเราจึงมักใช้ตัวย่อสำหรับรหัส Precision Code ว่า รหัส P(Y) AS นี้จะปฏิเสธการเข้าถึงรหัส P โดยผู้ใช้แบบ SPS

ทั้งรหัส C/A และรหัส P(Y) ในความถี่พาหะ L1 และ L2 จะถูกรบกวนจาก SA โดย SA จะสร้าง Pseudorandom Doppler Error บนทั้งการวัดซูดเรนจ์ และ เคลตาเรนจ์ ค่า SA Error นี้สามารถขจัดออกไปได้ในผู้ใช้แบบ PPS แต่ผู้ใช้แบบ SPS จะไม่สามารถแก้ไขได้ นอกจากนั้น SA ยังจะทำให้มีความผิด



P(Y) code signal = long secure code with 50 bps data
 C/A code signal = 1023 chip Gold code with 50 bps data

$$L_i(\omega, t) = A[P_i(t) \oplus D_i(t)] \cos(\omega, t) + \sqrt{2} A G_i(t) \oplus D_i(t) \sin(\omega, t)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูป 2.8 โครงสร้างสัญญาณจีพีเอสสำหรับ L1

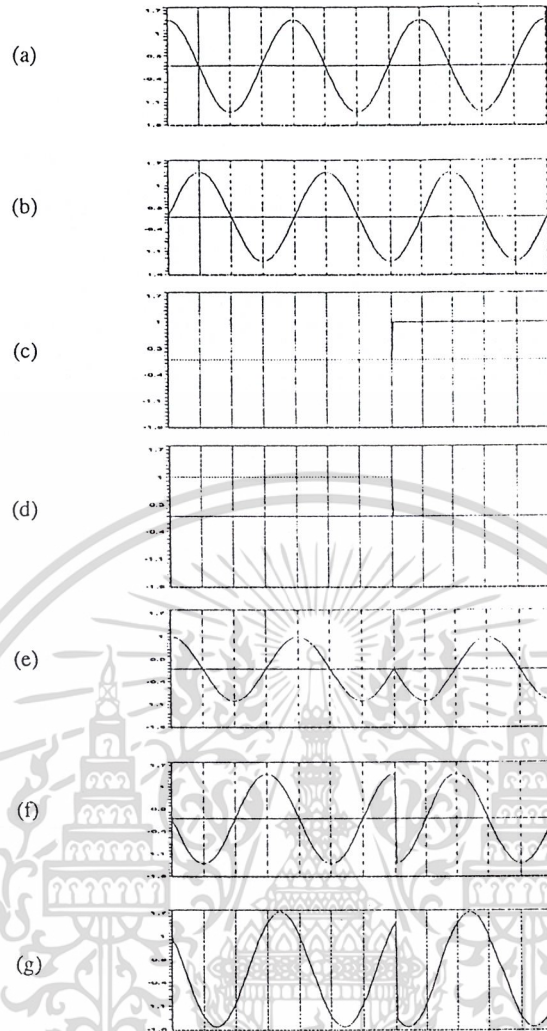
พลาตินข้อมูลพีเอ็มเอริสและ อัลมาเนค ของดาวเทียมที่ส่งมาอีกด้วย ซึ่งจะเป็นสาเหตุให้เกิดความผิดพลาดในการบอกตำแหน่งของผู้ใช้แบบ SPS ในรูป 2.7 จะสังเกตว่าข้อมูล 50 bits per second (bps) จะถูกรวมกับทั้งรหัส C/A และรหัส P(Y) ก่อนการมอดูเลชันกับคลื่นพาหะ L1 การรวมกันนี้ใช้กระบวนการ Exclusive-Or (ใช้สัญลักษณ์ \oplus แทน Exclusive-Or) อัตราการส่งบิตจะไม่สามารถเกินกว่า Chipping Rate ของ PRN Code ได้ เนื่องจาก C/A Code \oplus Data และ P(Y) Code \oplus Data ทำงานแบบซิงโครนัส การมอดูเลชันจะใช้แบบ Biphase Shift Key (BPSK) ใน L1 มีทั้ง P(Y) Code \oplus Data ถูกมอดูเลต In-Phase Quadrature กับ C/A Code \oplus Data ดังนั้น C/A Code \oplus Data modulation กับ P(Y) Code \oplus Data modulation จะต่างเฟสกัน 90 องศา ดังแสดงในรูป 2.8

รูป 2.9 แสดงผลของ C/A Code \oplus Data และ P(Y) Code \oplus Data กระบวนการ Exclusive-Or จะสมมูลกับ Binary Multiplication ของค่า 1 บิต 2 ค่า ด้วยเหตุนี้กระบวนการนี้จึงสมมูลกับกระบวนการมอดูเลชันแบบ BPSK ด้วย มันจะมีช่วงคาบเวลาของรหัส C/A 20,460 ช่วงใน 1 ช่วงคาบเวลาของข้อมูล ดังนั้นจำนวนครั้งที่เฟสสามารถเปลี่ยนในขบวนการรหัส PRN เนื่องจากการมอดูเลตกับข้อมูลจะ Relatively Infrequent



รูป 2.9 รหัสซีพีเอสผสมกับข้อมูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 2.10 การมอดูเลชันคลื่นพาหะ L1 ของจีพีเอส (a) คลื่นพาหะ L1 เฟส 0 องศา (b) คลื่นพาหะ L1 เฟส 90 องศา (c) $P(Y) \text{ Code} \oplus \text{Data}$ (d) $C/A \text{ Code} \oplus \text{Data}$ (e) $P(Y) \text{ Code} \oplus \text{Data}$ มอดูเลชันแบบ BPSK บนคลื่นพาหะ L1 เฟส 0 องศา การลดทอน 3 dB (f) $C/A \text{ Code} \oplus \text{Data}$ มอดูเลชันแบบ BPSK บนคลื่นพาหะ L1 (g) คลื่นพาหะ L1 ที่มอดูเลตเรียบร้อยแล้ว

รูป 2.10 แสดงรูปร่างของคลื่นสัญญาณก่อนและหลังการมอดูเลชันกับ $P(Y) \text{ Code} \oplus \text{Data}$ และ $C/A \text{ Code} \oplus \text{Data}$ ใน L1 จะมีพาหะ 154 ไซเคิลต่อ $P(Y) - \text{Code Chip}$ และ 1,540 ต่อ $C/A - \text{Code Chip}$ ดังนั้นการเลื่อนเฟสใน L1 จะ Relatively Infrequent

คลื่นพาหะความถี่ L2 (1,227.60 MHz) สามารถถูกมอดูเลตโดยทั้ง $P(Y) \text{ Code} \oplus \text{Data}$ และ $C/A \text{ Code} \oplus \text{Data}$ หรือรหัส $P(Y)$ ที่ไม่มี Data ได้ทุกอันขึ้นกับการเลือกของส่วนควบคุม รหัส $P(Y)$ และรหัส C/A จะไม่ปรากฏพร้อมกันบน L2 และ L1 โดยทั่วไปส่วนควบคุมจะเลือก $P(Y) \text{ Code} \oplus \text{Data}$ ใน L2 จะมีพาหะ 120 ไซเคิลต่อ $P(Y) - \text{Code Chip}$ ดังนั้นการเลื่อนเฟสใน L2 จะ Relatively Infrequent. ตาราง 2.1 สรุปโครงสร้างของสัญญาณจีพีเอสบน L1 และ L2

ตาราง 2.1 โครงสร้างสัญญาณจีพีเอส

Signal Priority	Primary	Secondary
Signal designation	L1	L2
Carrier frequency (Hz)	$1,575.42 \times 10^6$	$1,227.60 \times 10^6$
PRN codes (chips/sec)	$P(Y) = 10.23 \times 10^6$ and $C/A = 1.023 \times 10^6$	$P(Y) = 10.23 \times 10^6$ or $C/A = 1.023 \times 10^6$
Navigation message data modulation (bps)	50	50 ¹

*The code usually selected by the control segment on L2 is P(Y)-code.
¹The 50-Hz navigation data message is usually modulated on L2 P(Y)-code, but can be turned off by the control segment to improve jamming performance. There are three possibilities: P(Y)-code with data, P(Y)-code with no data, and C/A-code with data.

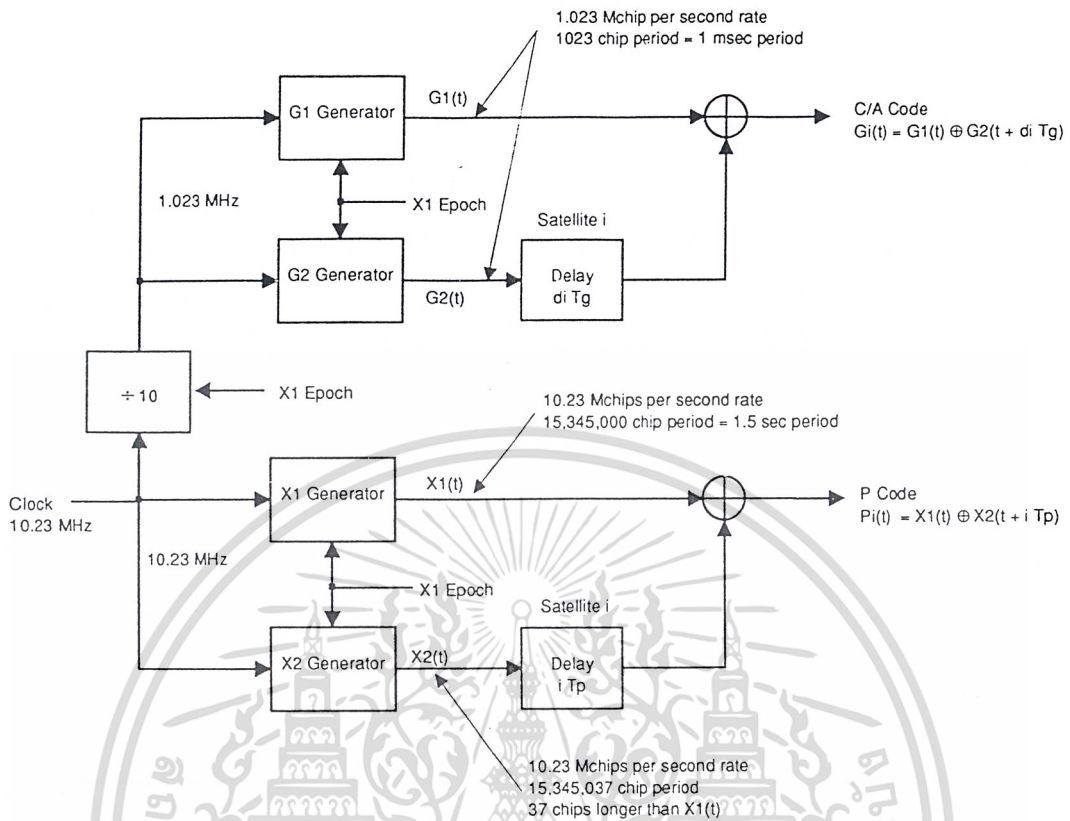
ในดาวเทียมแต่ละดวงจะมีมาตรฐานของ Atomic มากกว่า 1 มาตรฐาน เพื่อช่วยปรับปรุงความน่าเชื่อถือ แต่จะมีเพียงมาตรฐานเดียวเท่านั้นที่จะถูกเลือกจากส่วนควบคุมให้เป็นความถี่อ้างอิงในดาวเทียม ตัวอย่างเช่น ในดาวเทียม Block II และ IIA จะมีมาตรฐาน Cesium 2 อัน และมาตรฐาน Rubidium 2 อัน ผู้ใช้แบบ PPS จะเข้าถึงสัญญาณได้ทั้ง L1 และ L2 ทำให้ได้ความถูกต้องอย่างเต็มที่จากจีพีเอส ผู้ใช้แบบ PPS จะมีอัลกอริทึม คือ มีอุปกรณ์ที่ใช้กับรหัส Y พิเศษคือเซนเนล(เรียกว่า Auxilary Output Chip - AOC) และ Key เพื่อจะได้รับการเข้าถึงรหัส Y

การใช้ AS Y-code จะปฏิเสธการเข้าถึงโดยตรงกับ precision code ของเครื่องรับจีพีเอสแบบ SPS ซึ่งจะทำให้ลดความน่าจะเป็นที่ฝ่ายข้าศึกจะนำสัญญาณไปใช้ได้ แต่อย่างไรก็ตามฝ่ายเดียวกันที่ใช้เครื่องรับแบบ SPS ก็จะถูกปฏิเสธไปด้วย

ใน L2 มักจะไม่มี C/A-Code ทั้งนี้เป็นผลมาจากการปฏิเสธการทำงานแบบ 2 ความถี่ให้กับผู้ใช้แบบ SPS เมื่อส่วนควบคุมสั่งให้ AS ทำงาน ดังนั้นด้วยเหตุนี้ผู้ใช้แบบ SPS จะถูกจำกัดให้ใช้ L1 C/A-Code ทำให้ผู้ใช้แบบ SPS ใช้ความถี่ได้เพียงความถี่เดียว จึงจำเป็นต้องจำลอง ionospheric delay ขึ้นมาแทนที่การวัดค่าโดยตรง ซึ่งทำให้มีความถูกต้องน้อยกว่า

2.3.1.1.1 การสร้างขบวนรหัสโดยตรงของรหัส PRN (Direct Sequence PRN Code Generation)

รูป 2.11 แสดงบล็อกไดอะแกรมของการสร้างขบวนรหัสโดยตรงของรหัส PRN ที่ใช้ในจีพีเอส เพื่อนำไปใช้กับเทคนิค CDMA รหัส PRN แต่ละแบบที่ได้มาจากโค๊ดเจนเนอเรเตอร์ 2 ตัวในแต่ละแบบ โดยโค๊ดเจนเนอเรเตอร์ตัวที่สองของแต่ละแบบจะมีเอาต์พุตที่ delay เมื่อเทียบกับตัวแรก จากนั้นมันจะรวมกันโดยวงจร Exclusive-Or จำนวนของ delay จะแปรผันได้เกี่ยวเนื่องกับ PRN Number ของดาวเทียม ในกรณีของ P-Code Delay จะมีค่าเหมือน PRN number ส่วน C/A Code Delay จะมีค่าเป็นเอกลักษณ์ขึ้นอยู่กับดาวเทียมแต่ละดวง ค่า delay เหล่านี้สรุปไว้ในตาราง 2.2



รูป 2.11 จีพีเอสโค้ดเจเนอเรเตอร์

จีพีเอส C/A Code คือ Gold Code ที่มีความยาวของขบวนการรหัสเป็น 1,023 บิต (chip) มีคาบเวลาเป็น 1 ms (เนื่องจาก chipping rate ของ C/A-Code คือ 1.023 MHz) รูป 2.12 แสดงสถาปัตยกรรมการออกแบบเจเนอเรเตอร์ที่สร้างรหัส C/A มันจะมี 10-bit ชิฟท์รีจิสเตอร์ G1 และ G2 ซึ่งสร้าง Pseudonoise (PN) โค้ดได้สูงสุดมีความยาว $2^{10} - 1 = 1,023$ บิต (สถานะหนึ่งที่ชิฟท์รีจิสเตอร์จะไม่เป็น คือ เป็นศูนย์ทั้งหมด) เราจะอธิบายวิธีการออกแบบลิเนียร์โค้ดเจเนอเรเตอร์โดยใช้วิธีของพหุนามซึ่งมีรูปแบบเป็น $1 + x^i$ เมื่อ x^i คือข้อมูลในช่องที่ i ของชิฟท์รีจิสเตอร์ซึ่งจะถูกนำไปเข้าเป็นอินพุทของ modulo - 2 adder (Exclusive-Or) และ 1 หมายถึงเอาต์พุทของ adder จะถูกป้อนในช่องแรก ใน C/A-Code เจเนอเรเตอร์ จะต้องการให้ Feedback Tap ของ G1 ชิฟท์รีจิสเตอร์ถูกต่อกับสเตจ 3 และ 10 รีจิสเตอร์สเตจนี้จะถูกรวมกับแต่ละสเตจอื่นๆ ด้วยวงจร Exclusive-Or และป้อนกลับมาที่สเตจ 1 พหุนามที่ใช้อธิบายสถาปัตยกรรมของชิฟท์รีจิสเตอร์นี้คือ $G1 = 1 + x^3 + x^{10}$ พหุนามและสถานะเริ่มต้นสำหรับทั้ง C/A-Code และ P-Code เจเนอเรเตอร์ ชิฟท์รีจิสเตอร์ ถูกสรุปเอาไว้แสดงในตาราง 2.3 C/A-Code ซึ่งเป็นเอกลักษณ์ของดาวเทียมแต่ละดวง จะเป็นผลมาจากการ Exclusive-Or กันระหว่างขบวนการเอาต์พุทซึ่ง delay ของ G2 และขบวนการเอาต์พุทโดยตรงของ G1 ผลของ delay ใน G2 PN Code จะเกิดขึ้นโดยการ Exclusive-Or ตำแหน่งที่ถูกเลือกของ tap 2 อื่น ซึ่งเอาต์พุทของมันจะเรียกว่า G21 ทั้งนี้เนื่องจากว่าขบวนการรหัส PRN มีคุณสมบัติที่ว่าเมื่อรวมกับสัญญาณของตัวมันเองที่ชิฟท์เฟสไป จะเกิดเฟสขึ้นมาโดยที่สัญญาณไม่เปลี่ยนแปลง หน้าที่ของ tap 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ว่าเฉพาะของสงวนลิขสิทธิ์ของหน่วยงาน ไม่อนุญาตให้ไปใช้ประโยชน์ในการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น ทั้งนี้ที่จัดทำขึ้นจากเอกสารต้นฉบับที่ส่งมาโดยผู้ส่งเอกสารทุกครั้งเป็นการนำไปใช้

อันบน G2 ชิฟท์รีจิสเตอร์ ในรูป 2.12 คือใช้ชิฟท์เฟสของโค้ดใน G2 เมื่อเทียบกับเฟสของโค้ดใน G1 โดยไม่ต้องการชิฟท์รีจิสเตอร์เพิ่มเติมในการทำ delay นี้ แต่ละค่าของ C/A-Code PRN number จะเกี่ยวเนื่องกับตำแหน่งของ tap 2 อันบน G2

ตาราง 2.2 ค่าเริ่มต้นของขบวนการรหัสและค่าโค้ดเฟสประจำตัวดาวเทียมสำหรับรหัส C/A และรหัส P

SV PRN Number	C/A-Code Tap Selection	C/A-Code Delay (Chips)	P-Code Delay (Chips)	First 10 C/A-Chips (Octal)*	First 12 P-Chips (Octal)
1	2 ⊕ 6	5	1	1440	4444
2	3 ⊕ 7	6	2	1620	4000
3	4 ⊕ 8	7	3	1710	4222
4	5 ⊕ 9	8	4	1744	4333
5	1 ⊕ 9	17	5	1133	4377
6	2 ⊕ 10	18	6	1455	4355
7	1 ⊕ 8	139	7	1131	4344
8	2 ⊕ 9	140	8	1454	4340
9	3 ⊕ 10	141	9	1626	4342
10	2 ⊕ 3	251	10	1504	4343
11	3 ⊕ 4	252	11	1642	"
12	5 ⊕ 6	254	12	1750	"
13	6 ⊕ 7	255	13	1764	"
14	7 ⊕ 8	256	14	1772	"
15	8 ⊕ 9	257	15	1775	"
16	9 ⊕ 10	258	16	1776	"
17	1 ⊕ 4	469	17	1156	"
18	2 ⊕ 5	470	18	1467	"
19	3 ⊕ 6	471	19	1633	"
20	4 ⊕ 7	472	20	1715	"
21	5 ⊕ 8	473	21	1746	"
22	6 ⊕ 9	474	22	1763	"
23	1 ⊕ 3	509	23	1063	"
24	4 ⊕ 6	512	24	1706	"
25	5 ⊕ 7	513	25	1743	"
26	6 ⊕ 8	514	26	1761	"
27	7 ⊕ 9	515	27	1770	"
28	8 ⊕ 10	516	28	1774	"
29	1 ⊕ 6	859	29	1127	"
30	2 ⊕ 7	860	30	1453	"
31	3 ⊕ 8	861	31	1625	"
32	4 ⊕ 9	862	32	1712	"
33†	5 ⊕ 10	863	33†	1745	"
34‡	4 ⊕ 10	950‡	34	1713‡	"
35‡	1 ⊕ 7	947	35	1134	"
36‡	2 ⊕ 8	948	36	1456	"
37‡	4 ⊕ 10	950‡	37	1713‡	4343

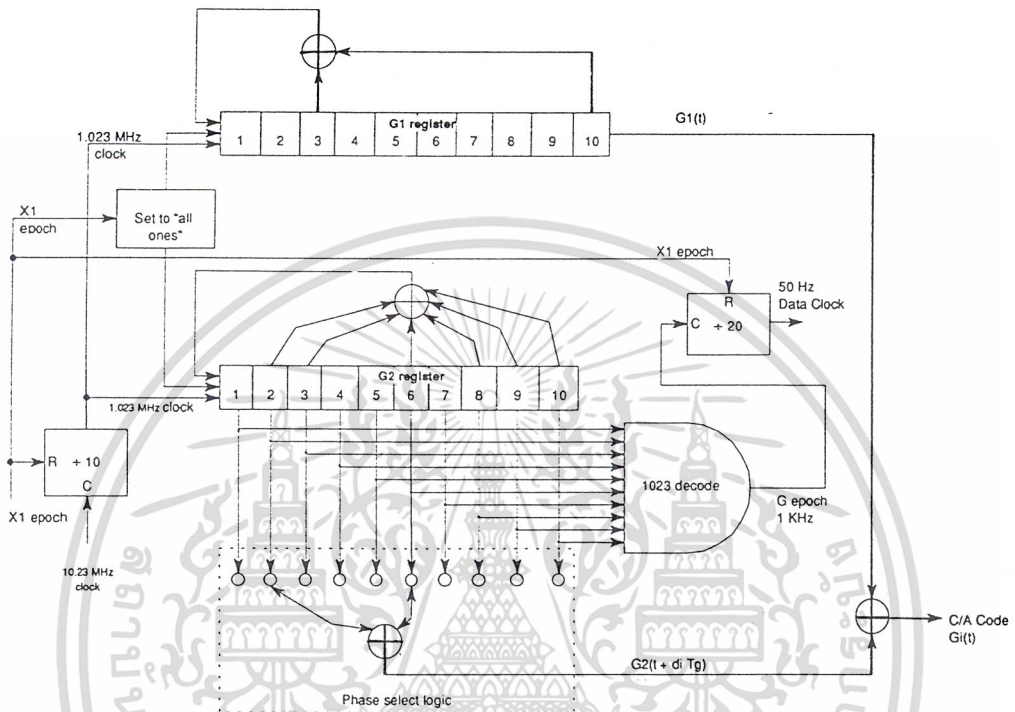
*In the octal notation for the first 10 chips of the C/A-code as shown in this column, the first digit (1) represents a "1" for the first chip and the last three digits are the conventional octal representation of the remaining 9 chips. For example, the first 10 chips of the SV PRN number 1 C/A-code are 1100100000.
 †PRN codes 33 through 37 are reserved for other uses (e.g., ground transmitters).
 ‡C/A-codes 34 and 37 are identical.

ตาราง 2.2 จะอธิบายการรวมกันของ tap ในแต่ละค่าของ PRN Number และแสดงค่า delay ของ C/A Code (chip) PRN Number 32 ค่าแรกจะใช้สำหรับส่วนของดาวเทียม(Space Segment) PRN 33 ถึง PRN 37 ถูก

ใช้สำหรับด้านอื่น เช่น Ground Transmitters (GTs) GTs จะถูกใช้ระหว่างเฟส I (concept demonstration phase) ของจีพีเอส เพื่อยืนยันการทำงานและความถูกต้องของระบบก่อนที่จะปล่อยดาวเทียม และในการ

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างถึงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้ร่วมกันกับดาวเทียมดวงล่าสุด GT C/A-Code 34 และ 37 จะเหมือนกัน

ตาราง 2.2 ยังแสดง 10 chip แรกของรหัส C/A และ 12 chip แรกของรหัส P ในแบบเลขฐานแปด โดยเริ่มที่จุดเริ่มของสัปดาห์ ตัวอย่างเช่น ขบวนการไบนารีสำหรับ 10 chip แรกของรหัส C/A ที่มี PRN หมายเลข 5 คือ 1001011011 และสำหรับ 12 chip แรกของรหัส P ที่มี PRN หมายเลข 5 คือ 100011111111



รูป 2.12 C/A โค้ดเจเนอเรเตอร์

ตาราง 2.3 สถานะเริ่มต้นและพหุนามของจีพีเอสโค้ดเจเนอเรเตอร์

Register	Polynomial	Initial State
C/A-code G1	$1 + X^3 + X^{10}$	1111111111
C/A-code G2	$1 + X^2 + X^3 + X^6 + X^8 + X^9 + X^{10}$	1111111111
P-code X1A	$1 + X^6 + X^8 + X^{11} + X^{12}$	001001001000
P-code X1B	$1 + X^1 + X^2 + X^5 + X^8 + X^9 + X^{10} + X^{11} + X^{12}$	010101010100
P-code X2A	$1 + X^1 + X^3 + X^4 + X^5 + X^7 + X^8 + X^9 + X^{10} + X^{11} + X^{12}$	100100100101
P-code X2B	$1 + X^2 + X^4 + X^8 + X^9 + X^{12}$	010101010100

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3.1.2 ระดับพลังงาน

ในตาราง 2.4 จะสรุปค่าระดับพลังงานต่ำสุดที่ได้รับของสัญญาณจีพีเอสทั้ง 3 แบบ โดยใช้สายอากาศแบบต่างๆ และในตาราง 2.5 จะแสดงค่าต่างๆที่เกี่ยวข้องกับสัญญาณ L1 และ L2

การมอดูเลตแบบ BPSK จะกระจายสัญญาณ RF โดย code bandwidth ผลที่ได้คือการกระจายที่สมมาตรกันของสัญญาณรอบคลื่นพาหะ L1 และ L2 รหัส C/A จะกระจายกำลังของสัญญาณ L1 บนแถบความกว้างความถี่(Bandwidth) 2.046 MHz ที่ศูนย์กลางที่ 1575.42 MHz รหัส P(Y) จะกระจายกำลังของสัญญาณทั้ง L1 และ L2 บนแถบความกว้างความถี่ 20.46 MHz มีศูนย์กลางที่ 1575.42 MHz บน L1 และ 1227.6 MHz บน L2

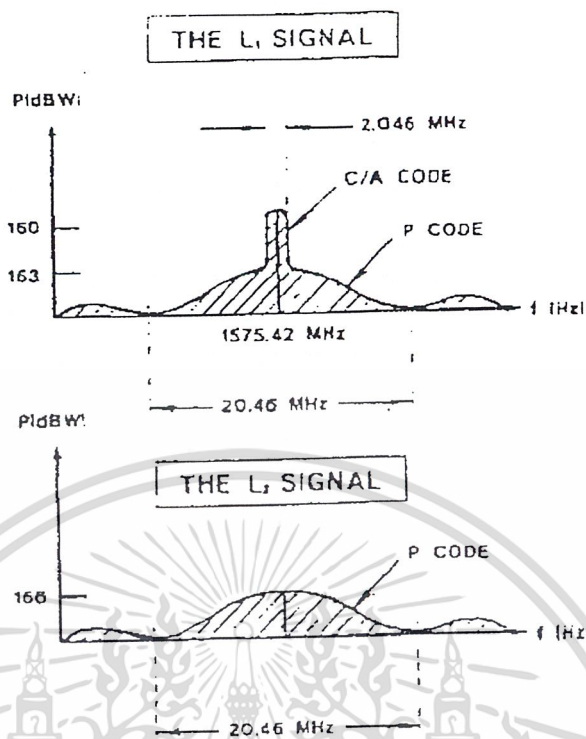
ตาราง 2.4 สรุปค่าระดับพลังงานต่ำสุดที่ได้รับของสัญญาณจีพีเอส 3 แบบโดยใช้สายอากาศต่างๆ

Parameter	L1 C/A-Code	L1 P(Y)-Code	L2 P(Y)-Code or C/A-Code
User minimum received power at 3-dB gain linearly polarized antenna (dBw)	-160.0	-163.0	-166.0
Adjustment for unity gain antenna (dB)	-3.0	-3.0	-3.0
Adjustment for typical RHCP antenna vs. linearly polarized antenna (dB)	3.4	3.4	3.8
User minimum received power at unity gain RHCP antenna (dBw)	-159.6	-162.6	-165.2

ตาราง 2.5 ค่าต่างๆที่เกี่ยวข้องกับสัญญาณ L1 และ L2

Parameter	L1 P-Code	L1 C/A-Code	L2
User minimum received power	-163.0 dBw	-160.0 dBw	-166.0 dBw
Users linear antenna gain	3.0 dB	3.0 dB	3.0 dB
Free-space propagation loss	184.4 dB	184.4 dB	182.3 dB
Total atmospheric loss	2.0 dB	2.0 dB	2.0 dB
Polarization mismatch loss	3.4 dB	3.4 dB	4.4 dB
Required satellite EIRP	+23.8 dBw	+26.8 dBw	+19.7 dBw
Satellite antenna gain @ 14.3° worst case BLK II off-axis angle	13.5 dB	13.4 dB	11.5 dB
Required minimum satellite antenna input power	+10.3 dBw 10.72W	+13.4 dBw 21.88W	+8.2 dBw 6.61W

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 2.13 แสดงสเปกตรัม(Spectrum)ของสัญญาณ L1 และ L2 เมื่อปรากฏที่เสาอากาศของเครื่องรับที่ gain 0 dB บนพื้นผิวโลก องค์ประกอบรหัส C/A ของสัญญาณ L1 มีกำลัง -160 dBW รหัส P(Y) บนสัญญาณ L1 มีกำลัง -163 dBW และรหัส P(Y) บนสัญญาณ L2 มีกำลัง -166 dBW

2.3.1.3 ข่าวสารการนำร่อง (Navigation Data Message)

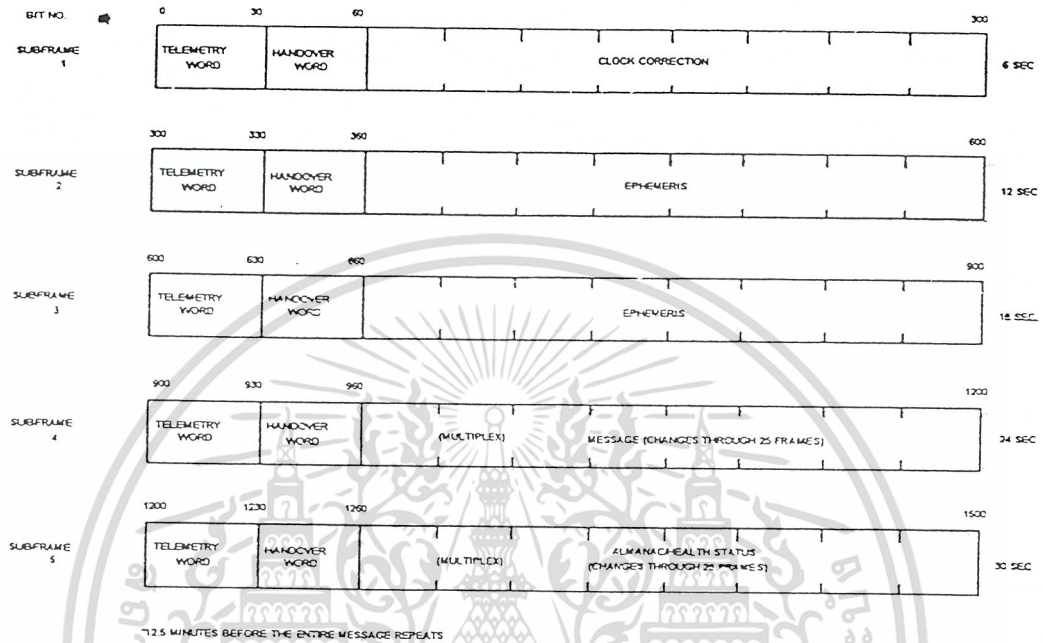
ข่าวสารการนำร่องมีความถี่ 50 Hz จะขึ้นอยู่กับทั้งรหัส P(Y) และรหัส C/A มันจะมีข้อมูลที่เป็นเอกลักษณ์ของดาวเทียมที่ส่งสัญญาณและข้อมูลทั่วไปของดาวเทียมทุกดวง ข้อมูลที่บรรจุอยู่ในข้อมูลข่าวสารการนำร่องมีดังนี้

- เวลาของการส่งข้อมูล (Time of transmission of the message)
- แฮนด์โอเวอร์ เวิร์ด (HandOver Word (HOW) for the transition from C/A-code to P(Y)-code tracking)
- ข้อมูลการแก้ไขสัญญาณนาฬิกา (Clock Correction)
- ข้อมูลอีพีมอริส
- ข้อมูลสุขภาพของดาวเทียมส่งสัญญาณ (Health data for the transmitting satellite)
- ข้อมูลอัลมาเนค (Almanac and health data for all satellite)
- ค่าโคเอฟฟิเชียนต์สำหรับแบบจำลองชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์ (Coefficients for the ionospheric delay model)
- ค่าโคเอฟฟิเชียนต์เพื่อการคำนวณเวลายูทีซี (Coefficients to calculate UTC)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างถึงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อมูลข่าวสารการนำร่องจะประกอบด้วย 25 เฟรมของข้อมูล แต่ละเฟรมมี 1500 บิต แต่ละเฟรมจะถูกแบ่งออกเป็น 5 เฟรมย่อย(subframe) ซึ่งมี 300 บิตต่อ 1 เฟรมย่อย มีอัตราส่ง 50 Hz จะใช้เวลา 6 นาทีในการรับ มีรูปแบบเหมือนกันทั้ง 25 เฟรม และใช้เวลา 12.5 นาทีเพื่อที่จะรับทั้ง 25 เฟรม เฟรมย่อยที่ 1, 2, 3 มีรูปแบบของข้อมูลเหมือนกันทั้ง 25 เฟรม



รูป 2.14 ข่าวสารการนำร่อง

เฟรมย่อยที่ 1 บรรจุข้อมูลการแก้ไขสัญญาณนาฬิกาสำหรับดาวเทียมที่ส่ง และมีพารามิเตอร์ที่อธิบายถึงความแม่นยำและสุขภาพของสัญญาณ

เฟรมย่อยที่ 2,3 บรรจุพารามิเตอร์ (Ephemeris parameter) เพื่อที่จะใช้คำนวณหาตำแหน่งของดาวเทียม สำหรับใช้ในสมการบอกตำแหน่ง

เฟรมย่อยที่ 4 และ 5 มีข้อมูลซึ่งจะเปลี่ยนแปลงตลอด 25 เฟรม เป็นข้อมูลซึ่งเป็นข้อมูลสามัญของดาวเทียมทั้งหมด และเครื่องรับไม่จำเป็นต้องรับอย่างรวดเร็ว ข้อมูลเหล่านี้คือ

- ข้อมูลอัลมาเนค (Almanac data and low-precision clock correction)
- ข้อมูลสุขภาพแบบง่ายและสถานะ โครงสร้าง (Simplified health and configuration status for every satellite)
- ข่าวสารที่เป็นตัวอักษร (User text message)
- ค่าโคเอฟฟิเชียนต์สำหรับแบบจำลองชั้นบรรยากาศไอโอโนสเฟียร์และการคำนวณเวลายูทีซี (Coefficient for the ionospheric model and UTC calculation)

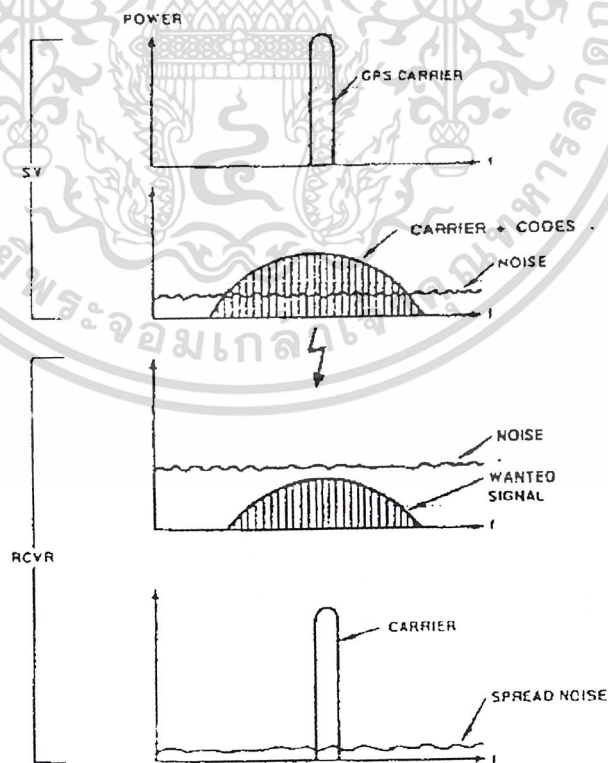
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 การทำงานของเครื่องรับจีพีเอส

2.4.1 การเลือกดาวเทียม(Satellite Selection)

กระบวนการแทรค(Tracking)จะเริ่มขึ้นโดย เครื่องรับจะหาว่าดาวเทียมดวงไหนที่เป็นไปได้ในการแทรค ถ้าเครื่องรับสามารถตัดสินใจมองเห็นดาวเทียมได้ทันที มันจะเล็งดาวเทียมเป้าหมายเพื่อจะทำการแทรคและเริ่มกระบวนการรับสัญญาณ การมองเห็นดาวเทียม(Satellite Visibility) จะตัดสินใจจากข้อมูลอัลมาแนค(GPS satellite almanac) และค่าการประมาณ(หรือ user input)เริ่มต้นของเวลาและตำแหน่งของเครื่องรับ ซึ่งถ้าเครื่องรับไม่มีค่าเหล่านี้เก็บไว้ มันจะเริ่มทำการสำรวจท้องฟ้า(search the sky) ซึ่งจะค้นหาชุดโคเรนคอมม่อนซ์ซึ่งก็คือ รหัส C/A จนล็อก(lock)ได้จากดาวเทียมดวงหนึ่งที่อยู่ในวิสัย(in view) เมื่อดาวเทียมถูกแทรคเรียบร้อยแล้ว เครื่องรับจะสามารถดึงข้อมูลการนำร่อง และได้รับค่าปัจจุบันของข้อมูลอัลมาแนค เช่นเดียวกับสถานะสุขภาพของดาวเทียมที่เหลือทั้งหมดในกลุ่ม การเลือกดาวเทียมนั้นขึ้นอยู่กับสภาวะการทำงานของเครื่องรับ มันอาจจะเลือกกลุ่มที่ดีที่สุดที่มองเห็น หรือใช้ดาวเทียมที่มีสุขภาพดีทั้งหมดเพื่อใช้พิจารณาหาตำแหน่ง ความเร็ว และเวลา ผลจากการคำนวณมักจะมีผลถูกต้องมากกว่าการใช้ดาวเทียม 4 ดวง ถึงแม้ว่ามันจะต้องการความซับซ้อนของเครื่องรับและการประมวลผลมากกว่า

เครื่องรับส่วนใหญ่จะแทรคดาวเทียมมากกว่า 4 ดวง แต่น้อยกว่าที่เห็นในวิสัยทั้งหมด(all-in-view) ซึ่งเนื่องจากการประนีประนอมระหว่างความซับซ้อน ความถูกต้อง และความแข็งแกร่ง(Robustness) เครื่องรับที่วิธีเลือกกลุ่มที่ดีที่สุดก็ทำเช่นเดียวกัน โดยขึ้นอยู่กับการประมาณความถูกต้อง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่ข้อมูลนี้โดยไม่ได้รับอนุญาตของเจ้าของสิทธิ์ทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูป 2.15 การสร้างสเปกตรัมและการสร้างสัญญาณขึ้นมา

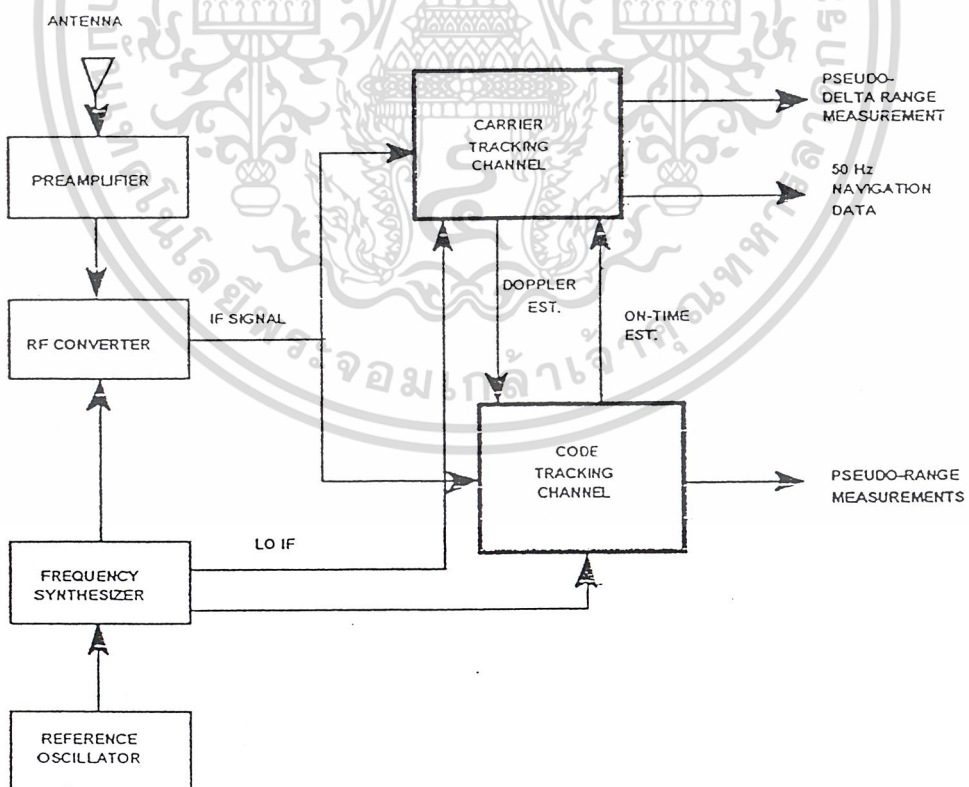
2.4.2 การรับสัญญาณดาวเทียม (Satellite Signal Acquisition)

กำลังของสัญญาณดาวเทียมที่พื้นผิวโลกจะมีค่าต่ำกว่าระดับของเสียงรบกวน เนื่องจากการมอดูเลตสัญญาณโดยวิธีสเปกตรัมแปรผัน ความสูงของวงโคจร และกำลังส่งของดาวเทียม

เพื่อที่จะนำสัญญาณกลับมา เครื่องรับจะใช้เทคนิคโค๊ดคอร์เรลชัน(code correlation) โดยจะสร้างสัญญาณเลียนแบบสัญญาณที่จะรับเข้ามา และนำมาจัดให้ตรงกับสัญญาณที่ได้รับ โดยเครื่องรับจะเลื่อนสัญญาณเลียนแบบให้ตรง(match)กับสัญญาณดาวเทียม เมื่อโค๊ดเกิดการตรงกัน(code match) สัญญาณก็จะถูกคอมเพรส(compressed)กลับเป็นความถี่พาหะต้นกำเนิด ดังแสดงในรูป 2.15

ความล่าช้า(delay)ในรหัสของเครื่องรับ คือ เวลาที่ใช้ในการเดินทางของสัญญาณระหว่างดาวเทียมกับเครื่องรับ ทำให้ได้ระยะทางออกมา(ระยะทางจากค่าความล่าช้านี้ เรียกว่าซูโดเรนจ์ (pseudorange) เพราะว่ามันยังไม่ใช่ระยะทางที่แท้จริง เนื่องจากยังไม่ได้ลบค่าไบอัสของสัญญาณนาฬิกา(clock bias)ของเครื่องรับออกไป)

เครื่องรับโดยปกติจะใช้เทคนิค เฟสล็อกคิปลูป(phase-locked-loop) เพื่อซิงค์โคโรไนซ์สัญญาณที่เครื่องรับสร้างขึ้นภายในกับสัญญาณที่ได้รับจากดาวเทียม โค๊ดแทรคกิ้งลูป(Code tracking loop)จะใช้แทรคสัญญาณรหัส C/A และรหัส P ขณะที่แคริเออร์แทรคกิ้งลูป(Carrier tracking loop)ใช้เพื่อแทรคความถี่พาหะ แทรคกิ้งลูป(Tracking loop)ทั้งสองจะช่วยกันและกันเพื่อที่จะได้รับและแทรคสัญญาณดาวเทียม แสดงดังรูป 2.16



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อจุดประสงค์เฉพาะเท่านั้น ไม่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ระบุว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญญาณ RF ที่ได้รับจะถูกควมค่านคอนเวิร์ต ผ่านความถี่ IF 2 ค่า ลงจนเป็นความถี่ที่ใกล้เคียงกับเบสแบนด์ ซึ่งจะสามารถถูกแซมปลิงโดย A/D Converter

อินเฟสแซมเปิลและควอดราเจอร์แซมเปิล(Inphase and quadrature digital samples) จะถูกใช้เพื่อรักษาข้อมูลของเฟสในสัญญาณที่ได้รับ แซมเปิลมักจะมี 2 บิตเพื่อลดค่าการสูญเสีย(loss)ของคอนเวิร์ต อัตราการแซมปลิงต้องมีค่ามากกว่าอัตราการชิปของรหัส สำหรับรหัส NRZ คือ มีค่ามากกว่า 10.23 MHz สำหรับรหัส P(Y) เพื่อให้แน่ใจว่า เฟสของสัญญาณที่ได้รับจะยังรักษาไว้ได้ Local Oscillator ทั้งหมดจะมาจากกลุ่มของตัวสังเคราะห์สัญญาณที่ได้มาจาก Master Oscillator ของเครื่องรับ

ใน A/D Conversion ที่ตามมา มี final phase rotation circuit ซึ่งทำให้สามารถแทรก doppler ในความถี่ได้อย่างแม่นยำ

2.4.3 ไล่คัทแทรคกิ้ง (Code Tracking)

ไล่คัทแทรคกิ้งลูป(Code Tracking Loop)จะใช้เพื่อกำหนดการวัดชูดอเรนจ์ระหว่างความถี่จริงที่เอสกับเครื่องรับ โดยมันจะสร้างสัญญาณเลียนแบบรหัส C/A ของความถี่เป้าหมาย ค่าประมาณคอปเปลอร์(Doppler)จะถูกนำออกไปโดยวงจรเฟสโรเตชัน(Phase Rotation Circuit)ก่อนถึงคอร์รีเลเตอร์(Correlator)

เพื่อที่จะจับสัญญาณที่ได้รับให้ตรงกับสัญญาณเลียนแบบที่สร้างขึ้น สัญญาณเลียนแบบจะถูกนำมาเทียบกับสัญญาณที่ได้รับมาอย่างเป็นระบบ ตามปกติผลลัพธ์ของคอร์รีเลเตอร์จะถูกรวม over 1 to 10 ms ถ้าไม่สามารถจับการคอร์เรเลตได้ เฟสของรหัสที่สร้างขึ้นจะถูกล่องหน้าไป 1 chip ถ้าไม่สามารถจับการคอร์เรเลตได้หลังจากรหัสทั้งหมดถูกค้นหาแล้ว คอปเปลอร์จะถูกปรับและการประมวลผลจะกระทำซ้ำต่อไปเรื่อยๆ จนกระทั่งทำการคอร์เรเลตสำเร็จ การชิ่งโคโรไนเซชันรหัสจะถูกเริ่มรักษาไว้ โดยจะคอร์เรเลตสัญญาณที่ได้รับกับรหัสที่เกิดขึ้นเร็วกว่าปกติ(with chip early and codes) ระบบป้อนกลับง่ายๆนี้จะรักษา รหัสให้ตรงไว้ที่ตำแหน่งที่ถูกต้อง

ในการที่จะนำคลื่นพาหะซึ่งยังคงมอดูเลตอยู่กับข้อมูลการนำร่องกลับมา prompt code จะถูกหักออกไปจากสัญญาณที่เข้ามา ความล่าช้าที่เครื่องรับต้องเพิ่มให้กับสัญญาณเลียนแบบเพื่อให้การชิ่งโคโรไนเซชันสำเร็จ(correlation) คู่กับ ความเร็วของแสง คือ การวัดชูดอเรนจ์ (pseudorange measurement)

เมื่อกลิ้นพาหะถูกสร้างขึ้นใหม่อีกครั้งหนึ่ง ความถี่ศูนย์กลางของ code เลียนแบบ จะถูกปรับโดยใช้การวัดทาง Doppler จาก แครเรียร์แทรคกิ้งลูป เพื่อให้ได้ความถี่ที่แม่นยำ lock กับสัญญาณที่รับเข้ามา ซึ่งจะทำให้ได้ pseudorange measurement ที่แม่นยำมากกว่า

Bandwidth ของ code tracking loop โดยปกติมีค่า 0.1 Hz ซึ่งแสดงว่า การวัดอย่างอิสระ (Independent measurement) จะสามารถทำได้ในช่วงเวลาประมาณ 10 s

2.4.4 การแทรคคลื่นพาหะและการตีเทคข้อมูล (Carrier Tracking and Data Detection)

เครื่องรับแทรคคลื่นพาหะของความถี่ โดยปรับตัวสังเคราะห์ความถี่ให้สร้างเฟสที่คงที่ ที่ผลลัพธ์ของ code tracking loop นั้น inphase และ quadrature component จะถูกใช้เพื่อคำนวณเฟสของคลื่นพาหะและ Doppler บิตข้อมูลจะถูกจับเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงอย่างทันทีทันใดของเฟสของสัญญาณที่จับ

ได้ Bandwidth ของ carrier tracking loop โดยปกติเท่ากับ 6 Hz สำหรับเครื่องรับทางทหารในการขนส่งทางอากาศ, independent measurement available every 150 ms

Doppler ถูกวัดเพื่อที่จะหาค่าประมาณของความเร็วสัมพัทธ์ระหว่างเครื่องรับและดาวเทียม เครื่องรับใช้การวัดทาง Doppler จากดาวเทียม 4 ดวง (หรือมากกว่า) เพื่อหาความเร็วของเครื่องรับ(ใน 3 มิติ) บวกกับ receiver's master oscillator frequency bias Deltarange Measurement ของ Carrier tracking loop จะใช้ช่วย Code tracking loop เพื่อให้แน่ใจว่าการแทรก code จะสามารถรักษาไว้ได้ระหว่าง Dynamic maneuvers ซึ่งระบบการแทรก code แบบง่ายจะไม่สามารถที่จะ lock ไว้ได้

2.4.5 การดีมอดูเลตข้อมูล (Data Demodulation)

เมื่อ Carrier tracking loop ถูก lock ข้อมูลการนำร่อง 50 Hz จะสามารถถูกอ่านออกมาได้ แต่ละ subframe ของข้อมูลการนำร่องจะเริ่มด้วย Preamble ซึ่งอยู่ใน Telemetry Word ที่จะทำให้เครื่องรับสามารถ detect ส่วนเริ่มต้นของแต่ละ subframe ซึ่งแต่ละ subframe จะถูกชี้ด้วยบิตที่อยู่ใน Handover Word (HOW) ที่จะทำให้เครื่องรับ decode ข้อมูลใน subframe ได้

2.4.6 P(Y)-code Signal Acquisition

รหัส C/A ซึ่งยาว 1 ms จะทำให้ search window สำหรับ code correlation แคบ ถึงแม้ว่าเครื่องรับต้อง “search the sky” เพื่อจะหาดาวเทียมดวงแรก อย่างไรก็ตามรหัส P(Y) ซึ่งมีความยาวมาก (the week long P(Y)-code sequence at 10.23 MHz) ไม่สามารถใช้เทคนิคเดียวกันได้ เครื่องรับต้องรู้เวลาที่แม่นยำ เพื่อจะเริ่มการทำงานของ code generator ภายในไม่กี่ร้อย chips ของ correlation point ของสัญญาณที่รับเข้ามา HOW ซึ่งอยู่ในข้อมูลการนำร่องจะบอกเวลาของดาวเทียมและ P(Y)-code phase information เครื่องรับรหัส P(Y) อาจพยายามจะรับรหัส P(Y) โดยตรง โดยไม่มีการรับรหัส C/A ในตอนแรก ถ้ามันมีข้อมูลที่ยอมรับได้ของตำแหน่ง เวลา และ Satellite Ephemeris จากข้อมูลการนำร่องใหม่ การช่วยเหลือจากภายนอกหรือเทคนิคการรับสัญญาณที่เพิ่มขึ้น มักจะต้องการเพื่อใช้ในการรับรหัส P(Y) โดยตรง

2.4.7 การคำนวณหา PVT (PVT Calculation)

เมื่อเครื่องรับเก็บข้อมูล pseudorange measurement, deltarange measurement และข้อมูลการนำร่องจากดาวเทียม 4 ดวง (หรือมากกว่า) ได้แล้ว มันจะคำนวณหา PVT ข้อมูลการนำร่องแต่ละอันจะบรรจุ precise orbital (ephemeris) parameter ของดาวเทียมที่ส่ง ซึ่งจะทำให้เครื่องรับสามารถคำนวณตำแหน่งของดาวเทียมแต่ละดวง ณ เวลาที่สัญญาณถูกส่งออกมาได้ Ephemeris data จะใช้ได้ประมาณ 4 ชั่วโมง จะมี data ใหม่ถูกส่งมาจากดาวเทียมตามมา ซึ่งจะส่งทุกๆ 2 ชั่วโมง เครื่องรับจะแก้สมการของ pseudorange 4 ค่าพร้อมกัน ซึ่งจะมีตำแหน่งใน 3 มิติและ clock offset เป็นตัวไม่ทราบค่า 4 ค่า แต่ละสมการมาจากหลักที่ว่า ระยะจริง(true range) (ผลต่างระหว่าง pseudorange และ clock offset ของเครื่องรับ) จะเท่ากับระยะทางระหว่างดาวเทียมที่รู้ตำแหน่ง กับตำแหน่งที่ไม่ทราบของเครื่องรับ ซึ่งแสดงดังสมการข้างล่าง

$$R = c\Delta t - C_B = \sqrt{(X - U_X)^2 + (Y - U_Y)^2 + (Z - U_Z)^2}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการข้างต้นคือสมการแบบง่ายที่ใช้ได้จริงในเครื่องรับจีพีเอส เครื่องรับจะได้รับการแก้ไขความถูกต้องจากข้อมูลการนำร่อง ซึ่งจะนำไปใช้กับ pseudorange คือ การแก้ไขความถูกต้องของ Satellite clock offset, relativistic effect, ionospheric signal propagation delay

เครื่องรับแบบ Dual Frequency สามารถวัด Delay ระหว่าง L1 และ L2 P(Y)-Code เพื่อคำนวณ ionospheric correction เครื่องรับแบบ Single Frequency (ทั้งรหัส C/A และรหัส P(Y)) จะใช้พารามิเตอร์ที่ถูกส่งมาในข้อมูลการนำร่องเพื่อใช้ใน ionospheric model ความเร็ว (ใน 3 มิติ) ของเครื่องรับและ Frequency offset จะถูกคำนวณโดยใช้สมการคล้ายๆกัน โดยใช้ Deltarange แทน Pseudorange

2.5 ระบบพิกัดอ้างอิง

ในการที่จะได้มาซึ่งค่าต่างๆจากการนำร่องด้วยดาวเทียม จำเป็นจะต้องมีระบบพิกัดอ้างอิงเพื่อความเป็นหนึ่งเดียวของทั้งดาวเทียมและเครื่องรับ ซึ่งโดยทั่วไปจะบอกด้วยเวกเตอร์ของตำแหน่งและความเร็วของเครื่องรับในระบบพิกัดคาร์ทีเซียน ซึ่งใช้กันมี 2 แบบ คือ inertial และ rotating

2.5.1 ระบบโคออร์ดิเนตแบบEarth Centered Inertial(ECI)

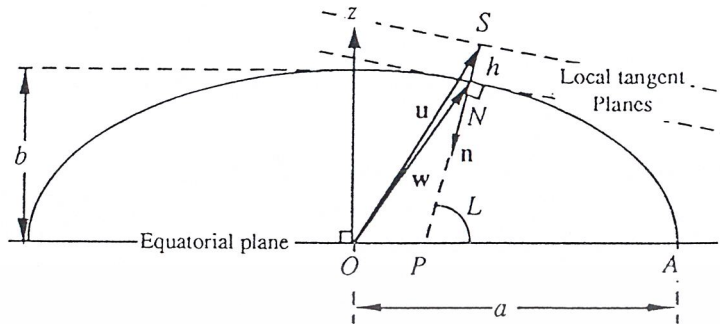
ในระบบนี้กำหนดให้จุดเริ่มต้นอยู่ที่จุดศูนย์กลางมวลของโลกและเป็นระบบเฉื่อย ดังนั้นสมการการเคลื่อนที่ของดาวเทียมที่โคจรรอบโลกจึงอยู่ในรูปแบบที่สมมติว่าระบบ ECI ไม่มีความเร่ง เป็นไปตามสมการของนิวตัน โดยทั่วไปจะกำหนดให้ระนาบ xy เป็นระนาบศูนย์สูตร โดยทิศทาง +x จะชี้ไปยังทิศ vernal equinox แกน+z ตั้งฉากกับระนาบ xy ในทิศขั้วโลก N และแกน+y จะเลือกให้เป็นไปตามกฎมือขวา ปัญหาที่เกิดขึ้นกับระบบนี้เกิดจากการเคลื่อนที่ที่ผิดปกติของโลก แรงดึงดูดของดวงอาทิตย์และดวงจันทร์ต่อการหมุนออกที่เส้นศูนย์สูตรของโลก ทำให้ระนาบศูนย์สูตรมีการเคลื่อนที่เทียบกับทรงกลมท้องฟ้า ส่งผลให้แกน+z เคลื่อนที่ไปด้วย การแก้ปัญหานี้โดยกำหนดทิศทางแกนที่ค่าเฉพาะต่างๆ กันตามเวลา(epoch) ระบบ ECI ของจีพีเอสกำหนดการหันของระนาบศูนย์สูตรที่ 1200 hr. UTC ในวันที่ 1 ม.ค. 2000 เป็นอ้างอิง

2.5.2 ระบบโคออร์ดิเนตแบบEarth Center Earth Fixed(ECEF)

เป็นระบบพิกัดซึ่งจะมีการหมุนไปพร้อมกับโลกและสามารถแปลงเป็นค่าละติจูด ลองจิจูดและความสูง ได้โดยง่ายโดยกำหนดให้ระนาบศูนย์สูตรเป็นระนาบ xy เช่นเดียวกับระบบ ECI แต่ทิศทาง+x จะชี้ไปยังเส้นลองจิจูด 0 องศา และทิศทาง+y ชี้ไปยังลองจิจูด 90 องศา ดังนั้นทั้งแกน x และแกน y จะหมุนไปพร้อมๆกับโลก ส่วนแกน z จะตั้งฉากกับระนาบ xy (ขั้วโลกเหนือ) ซึ่งเป็นไปตามกฎมือขวา ด้วยวิธีนี้ก่อนที่จะคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับจึงต้องทำการแปลงข้อมูลลิฟิเมอร์สของดาวเทียม จาก ECI เป็น ECEF เมื่อได้ค่าโคออร์ดิเนตของเครื่องรับในระบบ ECEF แล้ว จึงทำการแปลงพิกัดให้อยู่ในรูปละติจูด ลองจิจูดและความสูง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5.3 ระบบWorld Geodetic System(WGS-84)



รูป 2.17 รูปจำลองของโลกที่เป็นวงรี

ก่อนที่จะทำการแปลง x, y, z ให้อยู่ในรูปละติจูด ลองจิจูด และความสูง จำเป็นต้องกำหนดแบบจำลองของโลกขึ้นมาก่อน ซึ่งแบบจำลองมาตรฐานของโลกที่ใช้ในระบบจีพีเอส คือ WGS-84 ของกระทรวงกลาโหม สหรัฐอเมริกา ที่จะกำหนดให้โลกเป็นวงรีดังแสดงในรูป 2.17 โดยมีรัศมีที่ระนาบศูนย์สูตร $a = 6378.137$ km. เรียกว่า semimajor axis แกนที่ตั้งฉากกับระนาบศูนย์สูตรเรียกว่า semiminor axis $b = 6356.7523142$ km. ดังนั้นค่าความรีของโลก (Eccentricity, e) และค่าความแบน (Flattening, f) จะกำหนดโดย

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

$$f = 1 - \frac{b}{a}$$

พารามิเตอร์อีกชนิดหนึ่งที่ใช้ในการอธิบายลักษณะของรูปโลกวงรี คือ second eccentricity, e' กำหนดโดย

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

2.5.3.1 การกำหนดพิกัดของผู้ใช้ : ลองจิจูด ละติจูด และความสูง

ระบบพิกัด ECEF ใช้แบบจำลองของโลกในแบบ WGS-84 ดังแสดงข้างต้น โดยมีจุด 0 เป็นจุดศูนย์กลางของโลก ทำให้เราสามารถหาค่า ลองจิจูด ละติจูด และความสูง เมื่อเทียบกับแบบจำลองนี้ได้ ซึ่งค่าต่างๆนี้เรียกว่า จีโอเดติก เมื่อทราบเวกเตอร์ตำแหน่งของ receiver $u = (x_u, y_u, z_u)$ ในระบบ ECEF เราจะคำนวณค่าจีโอเดติกลองจิจูด (λ) ซึ่งมุมระหว่างผู้ใช้กับแกน x วัดตามระนาบ xy ได้ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

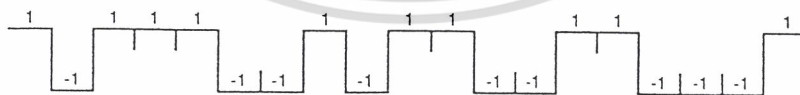
$$\lambda = \begin{cases} \arctan\left(\frac{y_u}{x_u}\right) & , x_u \geq 0 \\ 180^\circ + \arctan\left(\frac{y_u}{x_u}\right) & , x_u < 0 \text{ and } y_u \geq 0 \\ -180^\circ + \arctan\left(\frac{y_u}{x_u}\right) & , x_u < 0 \text{ and } y_u < 0 \end{cases}$$

ตาราง 2.6 แสดงค่าพารามิเตอร์ต่างๆที่มีอยู่ในข่าวสารอีพีเมอร์สจากดาวเทียม

t_{0e}	Reference time of ephemeris
\sqrt{a}	Square root of semimajor axis
e	Eccentricity
i_0	Inclination angle (at time t_{0e})
Ω_0	Longitude of the ascending node (at weekly epoch)
ω	Argument of perigee (at time t_{0e})
M_0	Mean anomaly (at time t_{0e})
di/dt	Rate of change of inclination angle
$\dot{\Omega}$	Rate of change of longitude of the ascending node
Δn	Mean motion correction
C_{uc}	Amplitude of cosine correction to argument of latitude
C_{us}	Amplitude of sine correction to argument of latitude
C_{oc}	Amplitude of cosine correction to orbital radius
C_{os}	Amplitude of sine correction to orbital radius
C_{ic}	Amplitude of cosine correction to inclination angle
C_{is}	Amplitude of sine correction to inclination angle

2.6 การพิจารณาค่าแห่งของเครื่องรับโดยใช้รหัส PRN

ในการส่งสัญญาณมาจากดาวเทียมนั้นจะมีโครงสร้างของการส่งสัญญาณ คือ จะประกอบไปด้วยสัญญาณเพื่อการวัดระยะทาง(Ranging Signal)และข้อมูลข่าวสารการนำร่อง(Navigation data message) รหัส PRN ถูกมอดูเลตแบบ BSK มาทกับคลื่นพาหะ ดังแสดงในรูป 2.18

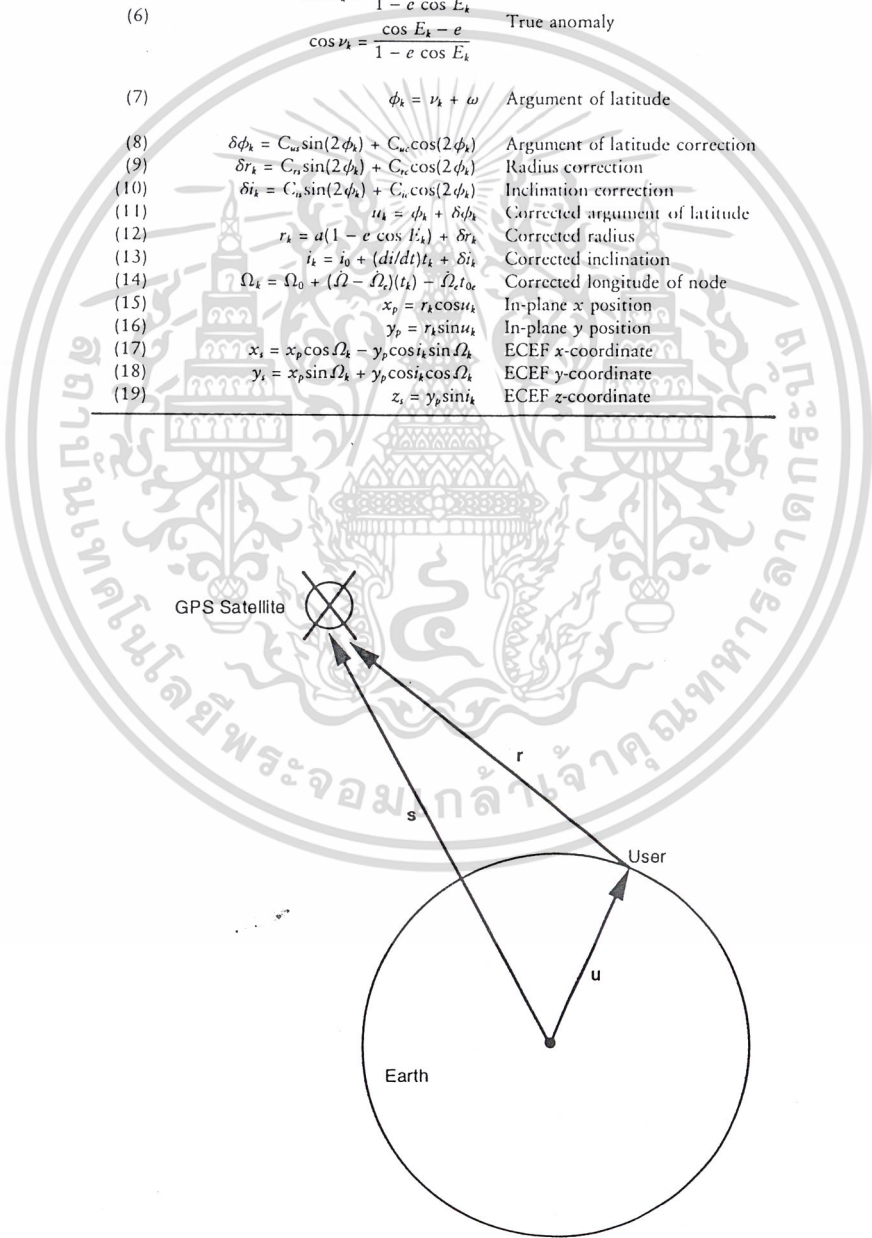


รูป 2.18 รหัส PRN

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตาราง 2.7 แสดงสูตรที่ใช้ในการคำนวณหาเวกเตอร์ตำแหน่งของดาวเทียมดวงหนึ่งๆ(x₀,y₀,z₀) ในระบบ ECEF โดยใช้ค่าจากตาราง 2.6

(1)	$a = (\sqrt{a})^2$	Semimajor axis
(2)	$n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \Delta n$	Corrected mean motion
(3)	$t_k = t - t_{0e}$	Time from ephemeris epoch
(4)	$M_k = M_0 + n(t_k)$	Mean anomaly
(5)	$M_k = E_k - e \sin E_k$	Eccentric anomaly (must be solved iteratively for E_k)
(6)	$\sin \nu_k = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E_k}{1 - e \cos E_k}$ $\cos \nu_k = \frac{\cos E_k - e}{1 - e \cos E_k}$	True anomaly
(7)	$\phi_k = \nu_k + \omega$	Argument of latitude
(8)	$\delta\phi_k = C_{\phi} \sin(2\phi_k) + C_{\phi_0} \cos(2\phi_k)$	Argument of latitude correction
(9)	$\delta r_k = C_r \sin(2\phi_k) + C_{r_0} \cos(2\phi_k)$	Radius correction
(10)	$\delta i_k = C_i \sin(2\phi_k) + C_{i_0} \cos(2\phi_k)$	Inclination correction
(11)	$u_k = \phi_k + \delta\phi_k$	Corrected argument of latitude
(12)	$r_k = a(1 - e \cos E_k) + \delta r_k$	Corrected radius
(13)	$i_k = i_0 + (di/dt)t_k + \delta i_k$	Corrected inclination
(14)	$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_0)t_k - \dot{\Omega}_0 t_{0e}$	Corrected longitude of node
(15)	$x_p = r_k \cos u_k$	In-plane x position
(16)	$y_p = r_k \sin u_k$	In-plane y position
(17)	$x_k = x_p \cos \Omega_k - y_p \cos i_k \sin \Omega_k$	ECEF x-coordinate
(18)	$y_k = x_p \sin \Omega_k + y_p \cos i_k \cos \Omega_k$	ECEF y-coordinate
(19)	$z_k = y_p \sin i_k$	ECEF z-coordinate



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและตัวอักษรถึงแม้จะดัดแปลงเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้
 รูป 2.19 เวกเตอร์ตำแหน่งของผู้ใช้

2.6.1 การหาระยะทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับ

โดยทางทฤษฎีนั้น การคำนวณหาระยะทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับนั้นจะสมมติว่าสัญญาณนาฬิกาของดาวเทียมและของเครื่องรับนั้น ซิงโครนัสกับเวลา แต่ในความเป็นจริงไม่ได้เป็นเช่นนั้น

เราให้ u เป็นเวกเตอร์ตำแหน่งของเครื่องรับบน โคออร์ดิเนตแบบ ECEF

r เป็นระยะทางทางจากเครื่องรับไปยังดาวเทียม

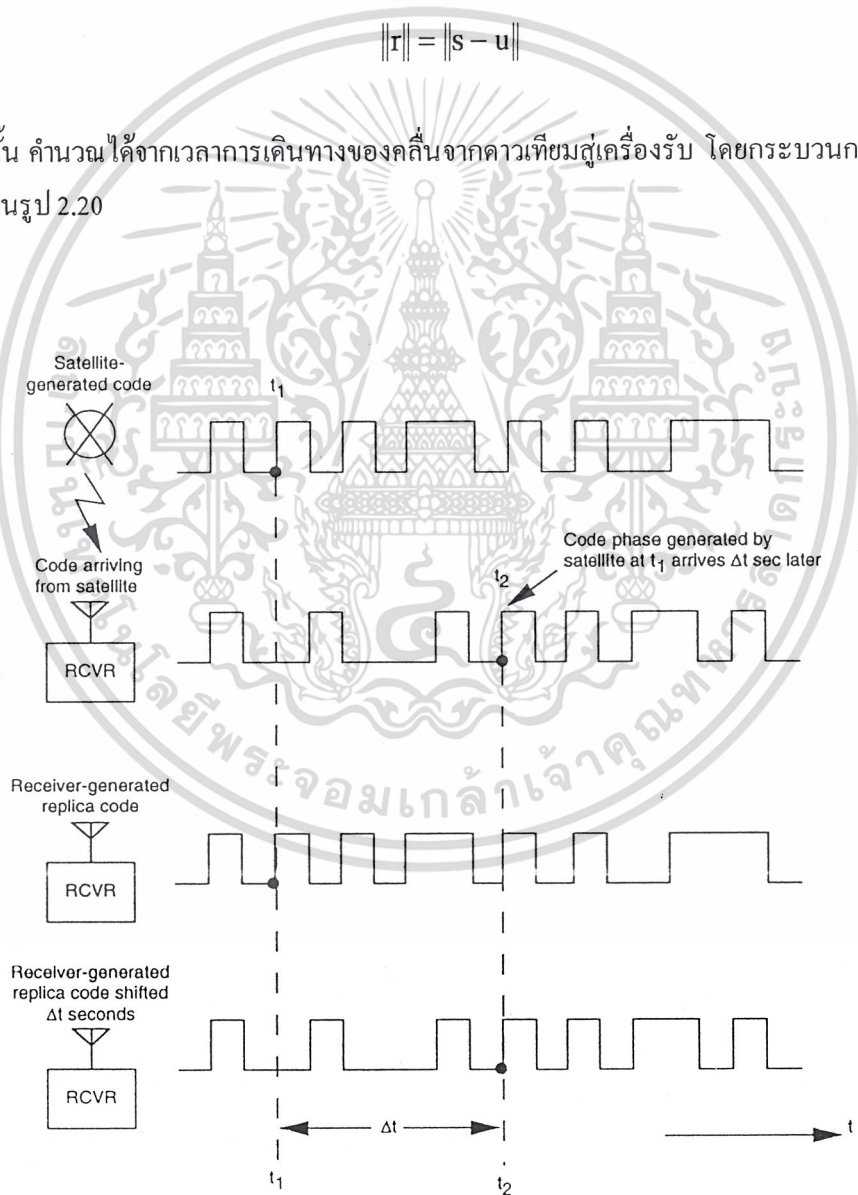
s เป็นเวกเตอร์ตำแหน่งของเครื่องรับบน โคออร์ดิเนตแบบ ECEF

u, r, s แสดงดังในรูป 2.19 ดังนั้นเราจะได้

$$r = s - u \tag{2.1}$$

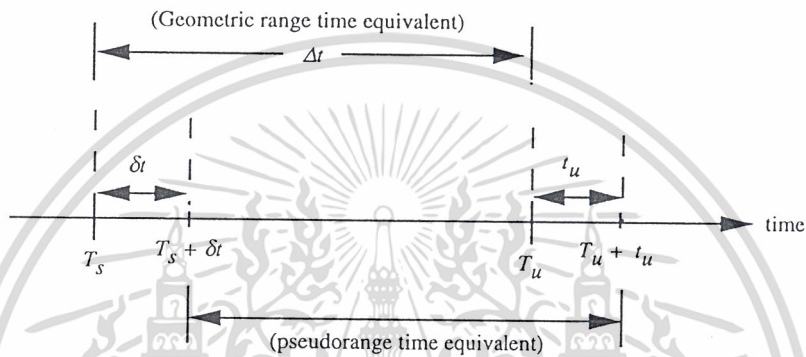
$$\|r\| = \|s - u\| \tag{2.2}$$

ระยะ r นั้น คำนวณได้จากเวลาการเดินทางของคลื่นจากดาวเทียมสู่เครื่องรับ โดยกระบวนการวัดเวลานั้น จะแสดงในรูป 2.20



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้
รูป 2.20 รหัสที่สร้างขึ้นเพื่อหาเวลาการเดินทางของคลื่นที่มาจากดาวเทียม

เวลาของรหัสที่เกิดขึ้นในดาวเทียม ที่เวลา t_1 จะมาถึงเครื่องรับที่เวลา t_2 ดังนั้นเวลาการเดินทางจะ
ได้เป็น Δt ในเครื่องรับรหัสที่มีลักษณะเหมือนกับที่ส่งมาจากดาวเทียมจะถูกสร้างและนำไปเทียบกับ
สัญญาณที่ได้รับจากดาวเทียม โดยทำการเลื่อนเฟสของรหัสไปจนเกิดการคอร์ริเลต ถ้าสัญญาณนาฬิกา
ของทั้งเครื่องรับและดาวเทียมซิงโครนัสกับเวลาของระบบ Δt ที่ได้จะมีความถูกต้อง แต่เวลาของเครื่อง
รับโดยทั่วไปจะมีค่าผิดพลาดกับเวลาระบบรวมถึงเวลาบนดาวเทียมก็มีความผิดพลาดด้วยเช่นกัน ดังนั้น
ระยะเวลาที่ได้จากการคำนวณโดยใช้เวลาที่ได้ในสภาวะจริงนั้นจะไม่ถูกต้อง จึงเรียกว่าซุโดเรนจ์ ดังรูป
2.21



รูป 2.21 ความสัมพันธ์ระหว่างเวลาระบบกับเวลาของดาวเทียมและของผู้ใช้

จากรูป 2.21 เราจะได้ความสัมพันธ์ดังสมการ

$$\begin{aligned} \text{Geometric range, } r &= c(T_u - T_s) = c\Delta t \\ \text{Pseudorange, } \rho &= [(T_u + t_u) - (T_s + \delta t)] \\ &= c(T_u - T_s) + c(t_u - \delta t) \\ &= r + c(t_u - \delta t) \end{aligned} \tag{2.3}$$

และจะได้ความสัมพันธ์กับสมการ 2.2 โดยจะได้สมการ

$$\rho - c(t_u - \delta t) = \|s - u\| \tag{2.4}$$

นาฬิกาบนดาวเทียมจะถูกปรับให้ตรงกับเวลาระบบ โดยสถานีภาคพื้นดินส่งค่าการแก้ไขให้กับ
ดาวเทียม δt จึงถูกตัดออกไป และจะได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\rho - ct_u = \|s - u\| \tag{2.5}$$

2.6.2 การคำนวณ

ในการหา x_u, y_u, z_u และ t_u ของเครื่องรับ ต้องใช้ความเทียม 4 ดวงในการแก้สมการหาค่าตอบ จากความสัมพันธ์ในหัวข้อก่อน

$$\rho_i = \|s - u\| + ct_u \quad 2.6$$

เราสามารถกระจายได้ดังนี้

$$\rho_1 = \sqrt{(x_1 - x_u)^2 + (y_1 - x_u)^2 + (z_1 - z_u)^2} + ct_u \quad 2.7$$

$$\rho_2 = \sqrt{(x_2 - x_u)^2 + (y_2 - x_u)^2 + (z_2 - z_u)^2} + ct_u \quad 2.8$$

$$\rho_3 = \sqrt{(x_3 - x_u)^2 + (y_3 - x_u)^2 + (z_3 - z_u)^2} + ct_u \quad 2.9$$

$$\rho_4 = \sqrt{(x_4 - x_u)^2 + (y_4 - x_u)^2 + (z_4 - z_u)^2} + ct_u \quad 2.10$$

โดย ρ_i คือ ระยะชูโคเรนจ์ที่ได้จากดาวเทียมดวงที่ i

สมการ non liner เหล่านี้มีวิธีการแก้หลายวิธี เช่น การใช้การทำซ้ำและการทำให้เป็นลิเนียร์ โดยใช้ตามาลทิคเตอร์ ในการทำให้เป็นลิเนียร์นั้นจะมีขั้นตอนดังต่อไปนี้ คือ จะใช้ตำแหน่ง x_u, y_u, z_u จากการประมาณการเข้าช่วย ชูโคเรนจ์ของตำแหน่งจริงและชูโคเรนจ์ของตำแหน่งที่ได้จากการประมาณ จะได้ดังนี้

$$\begin{aligned} \rho_i &= \sqrt{(x_i - x_u)^2 + (y_i - y_u)^2 + (z_i - z_u)^2} + ct_u \\ &= f(x_u, y_u, z_u, t_u) \end{aligned} \quad 2.11$$

$$\begin{aligned} \hat{\rho}_i &= \sqrt{(x_i - \hat{x}_u)^2 + (y_i - \hat{y}_u)^2 + (z_i - \hat{z}_u)^2} + ct_u \\ &= f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u) \end{aligned} \quad 2.12$$

ความสัมพันธ์ระหว่างตำแหน่งและเวลาจริง ตำแหน่งและเวลาที่เกิดจากการประมาณจะเป็นดังนี้

$$\begin{aligned} x_u &= \hat{x}_u + \Delta x_u \\ y_u &= \hat{y}_u + \Delta y_u \\ z_u &= \hat{z}_u + \Delta z_u \end{aligned} \quad 2.13$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นสามารถเขียนได้ว่า

$$f(x_u, y_u, z_u, t_u) = f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u) \quad 2.14$$

ฟังก์ชันนี้ สามารถกระจายออกมาได้โดยใช้อนุกรมเทเลอร์ จะได้

$$\begin{aligned} f(\hat{x}_u + \Delta x_u, \hat{y}_u + \Delta y_u, \hat{z}_u + \Delta z_u, \hat{t}_u + \Delta t_u) &= f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u) + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{x}_u} \Delta x_u + \\ &\frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{y}_u} \Delta y_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{z}_u} \Delta z_u + \frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{t}_u} \Delta t_u + \dots \end{aligned} \quad 2.15$$

$$\frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{x}_u} = \frac{x_i - \hat{x}_u}{\hat{r}_i}$$

$$\frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{y}_u} = \frac{y_i - \hat{y}_u}{\hat{r}_i}$$

$$\frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{z}_u} = \frac{z_i - \hat{z}_u}{\hat{r}_i}$$

$$\frac{\partial f(\hat{x}_u, \hat{y}_u, \hat{z}_u, \hat{t}_u)}{\partial \hat{t}_u} = c$$

2.16

แทนที่ 2.12 และ 2.16 ใน 2.15 จะได้

$$\hat{\rho}_i - \rho_i = \frac{x_i - \hat{x}_u}{\hat{r}_i} \Delta x_u + \frac{y_i - \hat{y}_u}{\hat{r}_i} \Delta y_u + \frac{z_i - \hat{z}_u}{\hat{r}_i} \Delta z_u - c \Delta t_u \quad 2.17$$

และจะจัดให้อยู่ในรูปต่างๆ โดยใช้ความสัมพันธ์ต่อไปนี้

$$\Delta \rho_i = \hat{\rho}_i - \rho_i$$

$$a_{xi} = \frac{x_i - \hat{x}_u}{\hat{r}_i}$$

$$a_{yi} = \frac{y_i - \hat{y}_u}{\hat{r}_i}$$

$$a_{zi} = \frac{z_i - \hat{z}_u}{\hat{r}_i}$$

2.18

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และจะได้สมการที่อยู่ในรูปต่างๆดังนี้

$$\begin{aligned}
 \Delta\rho_1 &= a_{x1}\Delta x_u + a_{y1}\Delta y_u + a_{z1}\Delta z_u - c\Delta t_u \\
 \Delta\rho_2 &= a_{x2}\Delta x_u + a_{y2}\Delta y_u + a_{z2}\Delta z_u - c\Delta t_u \\
 \Delta\rho_3 &= a_{x3}\Delta x_u + a_{y3}\Delta y_u + a_{z3}\Delta z_u - c\Delta t_u \\
 \Delta\rho_4 &= a_{x4}\Delta x_u + a_{y4}\Delta y_u + a_{z4}\Delta z_u - c\Delta t_u
 \end{aligned}
 \tag{2.19}$$

จะแก้สมการหา $\Delta x_u, \Delta y_u, \Delta z_u$ และ Δt_u โดยวิธีทางเมตริกซ์ ดังนี้ ซึ่งจะทำให้เราสามารถนำไปใช้หา
ระยะจริงได้ต่อไป

$$\Delta\rho = \begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ \Delta\rho_3 \\ \Delta\rho_4 \end{bmatrix} \quad H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ a_{x3} & a_{y3} & a_{z3} & 1 \\ a_{x4} & a_{y4} & a_{z4} & 1 \end{bmatrix} \quad \Delta x = \begin{bmatrix} \Delta x_u \\ \Delta y_u \\ \Delta z_u \\ -c\Delta t_u \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}
 \Delta\rho &= H\Delta x \\
 \Delta x &= H^{-1}\Delta\rho
 \end{aligned}
 \tag{2.20}$$

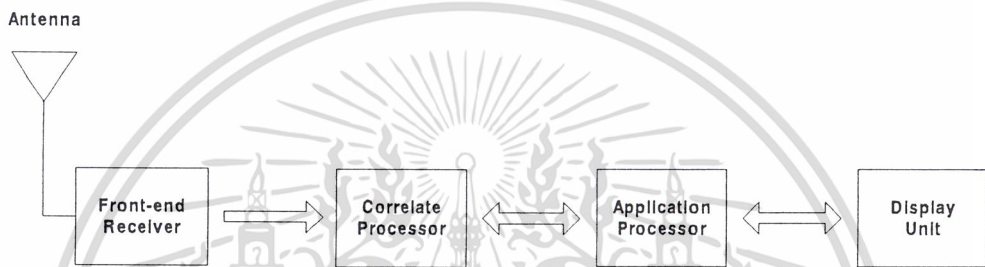
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7 แนวทางการออกแบบและสร้างเครื่องรับสัญญาณจีพีเอส

2.7.1 โครงสร้างของเครื่องรับจีพีเอสโดยทั่วไป

การทำงานของเครื่องรับจีพีเอสโดยทั่วไป คือ แบบที่ใช้บริการจีพีเอส ที่แทรกรหัส P(Y) และรหัส C/A หรือแบบที่ใช้บริการเอสพีเอส ที่แทรกเฉพาะรหัส C/A จะประกอบไปด้วยส่วนต่างๆ ดังนี้

1. สายอากาศ (Antenna)
2. วงจรส่วนหน้า (Front-end Receiver)
3. วงจรคอร์รีเลต โปรเซสเซอร์ (Correlate Processor) หรือ ดิจิตอลซิกแนล โปรเซสเซอร์ (DSP)
4. วงจรแอปพลิเคชัน โปรเซสเซอร์ (Application Processor)
5. วงจรส่วนแสดงผล (Display Unit)



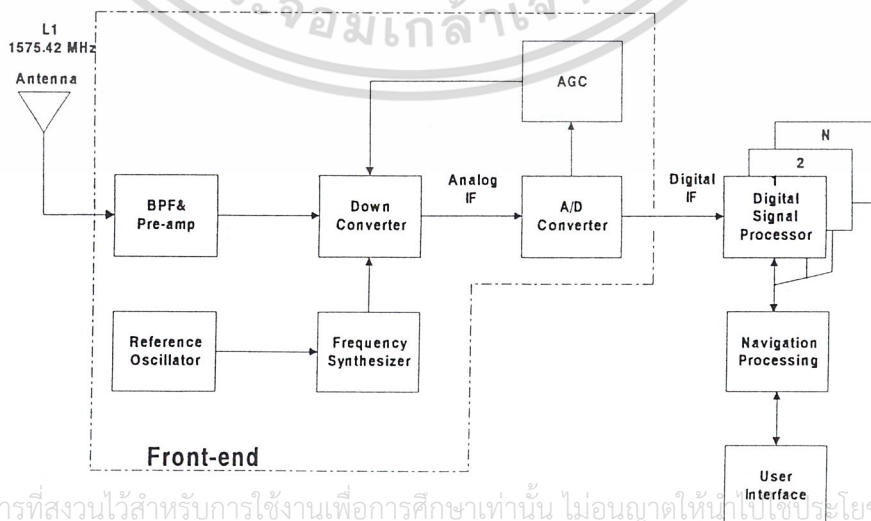
รูป 2.22 บล็อกไดอะแกรมโครงสร้างของเครื่องรับจีพีเอส โดยทั่วไป

สำหรับเครื่องรับระบบเอสพีเอส จะมีหลักการดังนี้

1. สายอากาศ

สายอากาศต้องสามารถรับความถี่ย่าน L band ที่มีแบนด์วิดธ์ประมาณ 2 MHz คุณลักษณะอื่นๆ เป็นดังตาราง 2.4 และตาราง 2.5

2. วงจรส่วนหน้า

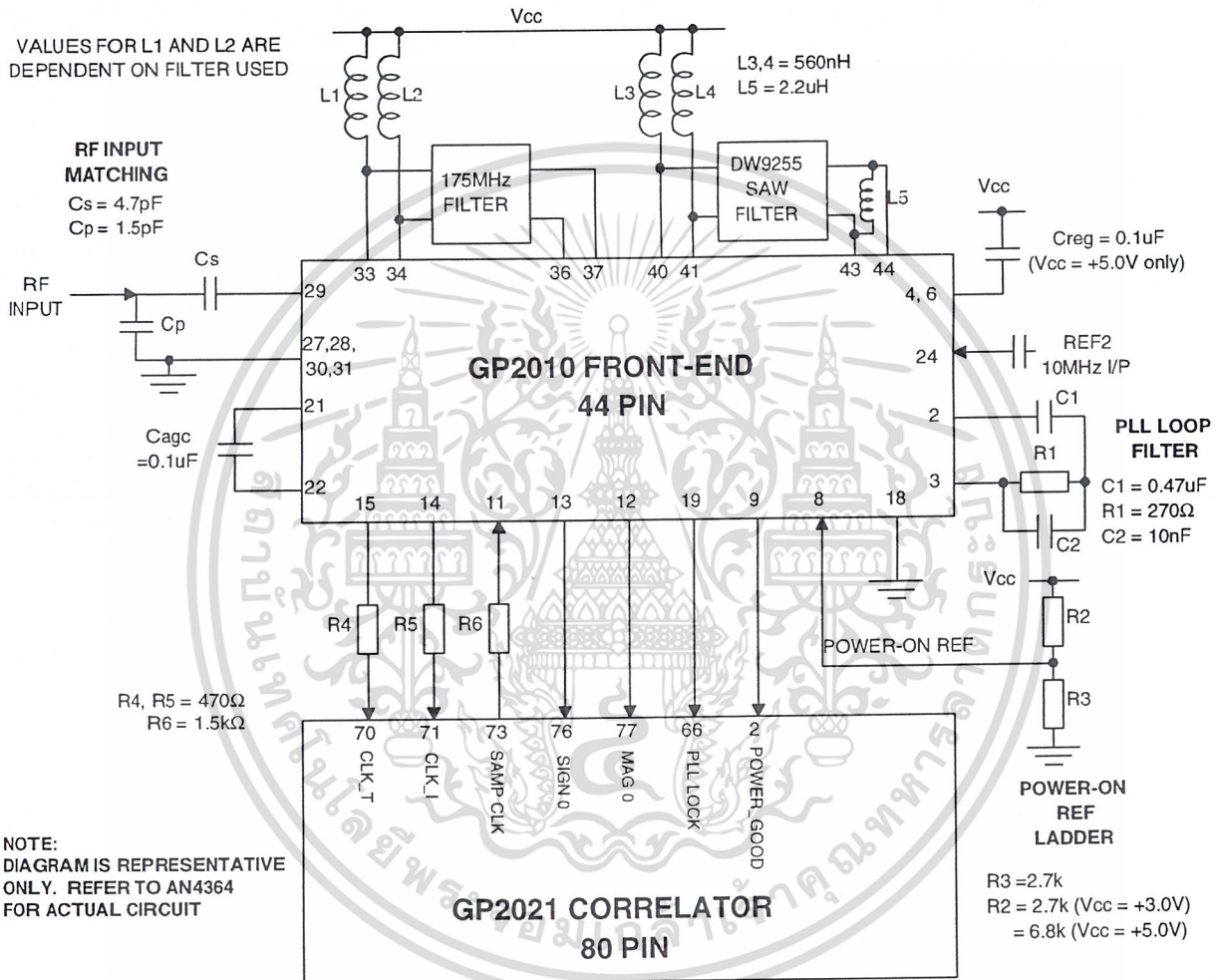


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งยังขอให้ดูแลปกป้องเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูป 2.23 บล็อกไดอะแกรมวงจรส่วนหน้าระบบเอสพีเอสและส่วนที่เกี่ยวข้อง

วงจรส่วนหน้าทำหน้าที่รับสัญญาณจากดาวเทียมเพื่อทำการแปลงสัญญาณความถี่ RF เป็นสัญญาณความถี่ IF จากนั้นทำการแอมพลิงสัญญาณ IF ก่อนเปลี่ยนให้อยู่ในรูปแบบสัญญาณดิจิทัลเพื่อส่งต่อไปยังส่วนคอร์รีเลเตอร์ต่อไป

การทำงานของวงจรส่วนหน้าสามารถใช้วงจรข้างล่างนี้ได้ สำหรับหลักการการทำงานโดยละเอียดจะแสดงไว้ในบทที่ 3 โดยชุดสาธิตวงจรส่วนหน้านี้เป็นส่วนหนึ่งของโครงการนี้ด้วย



รูป 2.24 วงจรส่วนหน้าที่ทำงานโดยใช้ชิปเซต GP2000

3. คอร์รีเลเตอร์โปรเซสเซอร์

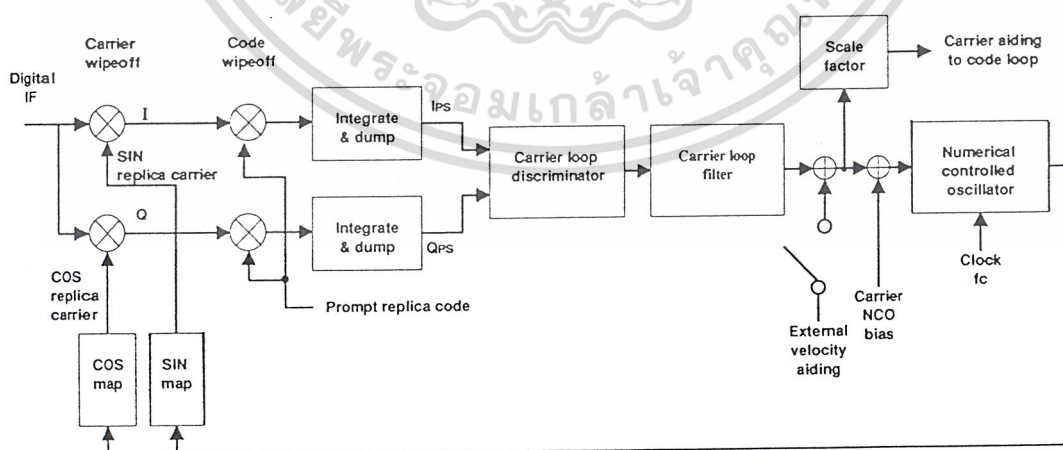
คอร์รีเลเตอร์โปรเซสเซอร์ จะทำหน้าที่หาค่าความสัมพันธ์สัญญาณจากดาวเทียมที่ถูกส่งมาแบบสเปกตรัมสเปกตรัม ด้วยกระบวนการแทรกคั้งสัญญาณ คือ แครร์เรียเรแทรกคั้งรูปและโด้คแทรกคั้งรูป เพื่อให้ได้ข้อมูลข่าวสารการนำร่องที่มีข้อมูลตำแหน่งของดาวเทียมที่อยู่ในรูปแบบตำแหน่งวงโคจร (Satellite Orbit) ที่เรียกว่าข้อมูลโพซิชั่นและคำนวณหาคาบเวลา Δt ที่สัญญาณใช้เดินทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับ ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การคอร์รีเลเตอร์จะทำตามแผนการคอร์รีเลตที่กำหนดไว้(SV selection strategy) คือ เป็นการเลือกระหว่างดาวเทียมดวงที่สามารถรับสัญญาณได้แรงกว่าหรือดาวเทียมดวงที่มีข้อมูลทันสมัยมากกว่า ข้อมูลข่าวสารการนำร่องและค่าเวลา Δt จะถูกส่งไปยังส่วนแอฟลิเคชันโปรเซสเซอร์ต่อไป

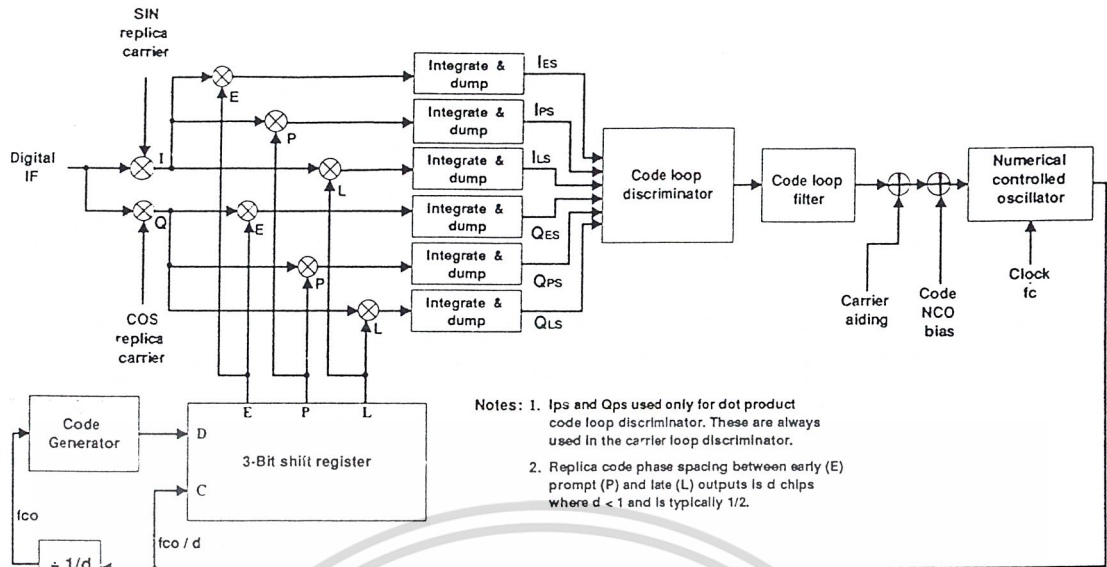
ตาราง 2.8 ข้อมูลอีพิเมอร์ซิสของดาวเทียมดวงที่ 15 , 27 , 31 , 7

Ephemeris Data Set Used in Pseudo-Range Navigation Example (GPS Time = 150000 seconds)

Ephemeris Data Parameter	Value	Value	Value	Value
SV	15	27	31	7
Issue of Data Ephemeris	196	200	125	125
Cosine Correction to Inclination	-9.313225746E-08	1.136213541E-07	2.793967724E-08	-1.285225153E-07
Sine Correction to Inclination	-3.725290298E-09	-1.061707735E-07	9.126961231E-08	-1.322478056E-07
Cosine Correction to Radius	146.09375	148.84375	306.28125	322
Sine Correction to Radius	-69.9375	79.09375	-130.71875	-128.5
Cosine Correction to Latitude	-3.630295396E-06	4.122033715E-06	-6.921589375E-06	-6.720423698E-06
Sine Correction to Latitude	1.228414476E-05	1.15185976E-05	3.74391675E-06	2.983957529E-06
Mean Motion Difference	4.023024718E-09	4.513045129E-09	4.656622538E-09	4.650550857E-09
Eccentricity	0.006778693292	0.01127019501	0.005836840719	0.006999379606
Rate of Inclination Angle	1.817932867E-10	-5.928818388E-11	-5.418082828E-10	-4.207318109E-10
Orbital Inclination	0.9721164968	0.9459886628	0.9633626261	0.963950905
Mean Anomaly at Reference Time	-0.8856059028	0.1225249	-0.6775731485	3.019737078
Argument of Perigee	1.738558535	2.601538834	0.6715504011	-2.568758665
Rate of Right Ascension	-7.783538501E-09	-8.143553497E-09	-8.411421798E-09	-8.25355808E-09
Longitude of Ascending Node	-2.8654714	0.2200327977	2.320031302	2.317137898
Square Root of Semi-Major Axis	5153.618444	5153.653282	5153.789852	5153.644896
Reference Time Ephemeris	151200	151200	136800	151200



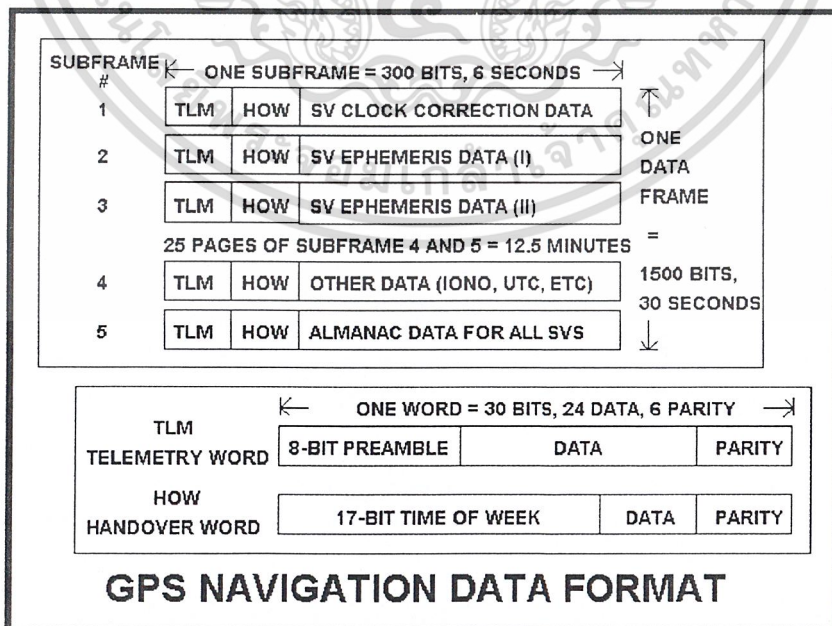
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้รูป 2.25 บล็อกไดอะแกรมกระบวนการนำแคร์เรียร์เรย์แทรกคิงลงไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 2.26 บล็อกโคโอสแอมระบวนกร โค้ดแทรคกิ้งลูป

4. แอปพลิเคชันโปรเซสเซอร์

แอปพลิเคชันโปรเซสเซอร์ ทำหน้าที่ถอดรหัส(Decode)ข้อมูลข่าวสารการนำร่องเพื่อให้ได้ข้อมูลลิฟิเมอร์ส(ตำแหน่งวงโคจรของดาวเทียม)แต่ละดวง พร้อมทั้งข้อมูลต่างๆที่จำเป็น ซึ่งมีแสดงไว้อยู่ในหัวข้อ 2.3.1.3 จากนั้นจะนำข้อมูลลิฟิเมอร์สมาเปลี่ยนให้อยู่ในรูปแบบพิกัดECEFของตำแหน่งดาวเทียมทั้ง 4 ดวงโดยอาศัยความสัมพันธ์ในตาราง 2.6 และตาราง 2.7 แล้วจึงค่อยมาคำนวณหาพิกัดเครื่องรับตามหัวข้อ 2.6 จะได้ตำแหน่งเครื่องรับระบบพิกัดECEF(x_u, y_u, z_u) ซึ่งยังไม่สามารถใช้งานได้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดต่อ, โจมตี, ใช้งานซ้ำ และต้องอ้างถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูป 2.27 ข้อมูลข่าวสารการนำร่อง

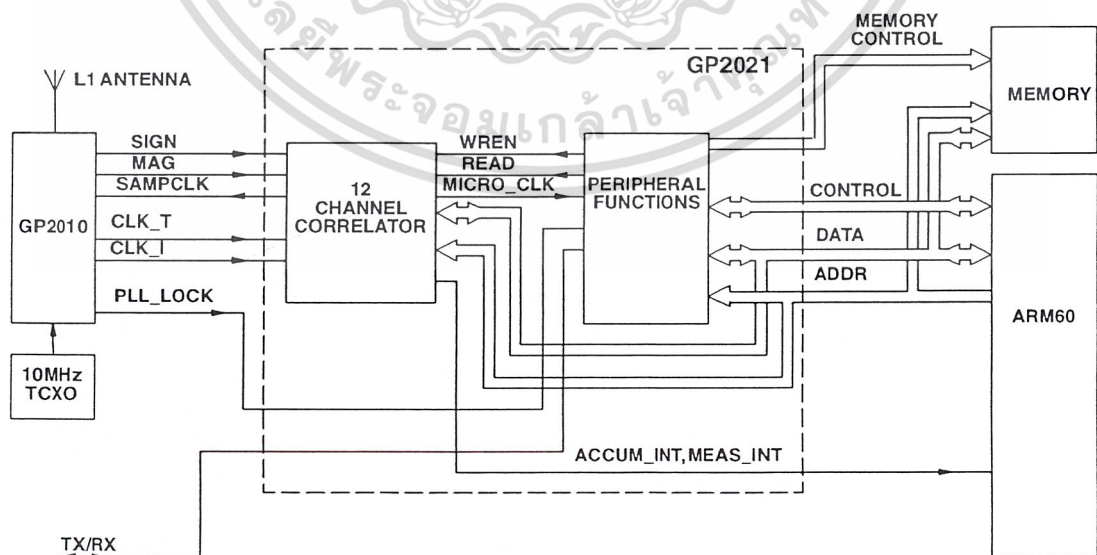
ตาราง 2.9 ตัวอย่างซับเฟรมที่ 1 ของดาวเทียมหมายเลข 8

SV 8: SUBFRAME 1

WORD	BITS	#1-8	#9-16	#17-24	#25-30
1	1-30	10001011	11000000	00111111	101000
2	31-60	00110101	10110001	10000100	110000
3	61-90	00111010	01010011	00000000	011000
4	91-120	01011000	01001101	11111100	010101
5	121-150	11011010	10110101	10100010	000101
6	151-180	00001111	10001111	01101010	010100
7	181-210	00111010	00111000	11111101	001001
8	211-240	00101001	00101001	01001111	010100
9	241-270	00000000	00000001	10110000	011101
10	271-300	01010010	10100111	01110000	001100↑

PREAMBLE: 10001011
 TIME OF WEEK: 00110101 10110001 1 = 27491 subframes = 164946 seconds = 1 day, 21 hours 49 minutes, 06 seconds = SV time at end of bit 300 (↑)
 t_{oc} : 00101001 01001111 = 169200
 af_1 : 00000001 10110000 = 4.91127138959 E-11
 af_0 : 01010010 10100111 011100 = 6.30600377918E-04
 (Δt_r = relativistic correction)
 $\Delta T_{sv} = af_0 + af_1 (t - t_{oc}) + af_2 (t - t_{oc})^2 + \Delta t_r = 630.392 \text{ microseconds} + \Delta t_r$

เครื่องรับจะต้องทำการเปลี่ยนพิกัด ECEF ที่ได้เป็นพิกัด WGS-84 เสียก่อน เพื่อให้ได้ค่าพิกัดตำแหน่งเครื่องรับในรูปละติจูด, ลองจิจูดและความสูง ตามความสัมพันธ์ในหัวข้อ 2.5.3 หัวใจสำคัญของส่วนนี้คือ ไมโครโปรเซสเซอร์ความเร็วสูง, หน่วยความจำและโปรแกรมที่ใช้ประมวลผล สำหรับตัวอย่างการคำนวณตำแหน่งและการแปลงพิกัดตำแหน่ง ได้แสดงไว้ในภาคผนวก หน้าที่อยู่อย่างหนึ่งของแอปพลิเคชันโปรเซสเซอร์ คือควบคุมส่วนคอร์ริเลเตอร์ เพื่อการเลือกและตั้งให้คอร์ริเลเตอร์แทรกคิ่งดาวเทียมดวงที่ต้องการ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้ รูป 2.28 บล็อกไดอะแกรมการติดต่อของส่วนแอปพลิเคชันโปรเซสเซอร์กับส่วนที่เกี่ยวข้อง

5. ส่วนแสดงผล

ส่วนแสดงผลทำหน้าที่ติดต่อระหว่างผู้ใช้กับส่วนแอปพลิเคชันโปรเซสเซอร์ ส่วนแสดงผลนี้สามารถทำได้หลายรูปแบบ คืออยู่ร่วมกับตัวเครื่องรับเองหรืออาจออกแบบเป็นการแสดงผลผ่านไมโครคอมพิวเตอร์ โดยมีซอฟต์แวร์การนำร่องเป็นตัวช่วย โดยแบบเป็นการครั้งนี้จะมีทั้งแบบที่มีไมโครโปรเซสเซอร์รวมอยู่ด้วยและแบบที่ไม่มีไมโครโปรเซสเซอร์รวมอยู่คืออาศัยโปรเซสเซอร์ของไมโครคอมพิวเตอร์ช่วยในการประมวลผล ทั้งนี้ขึ้นอยู่กับ การออกแบบ

การส่งข้อมูลระหว่างส่วนแสดงผลกับส่วนแอปพลิเคชันโปรเซสเซอร์ ทำได้หลายวิธี เช่น NMEA Mode หรือ RTCM Differential Correction

The screenshot shows the WINMON software interface with the following sections:

NAVIGATION DATA

Lat	N 51°34.7838'	Spd	0.19	GDOP	1.4	SUs	11	HE	2.5	Date	04/02/97
Lon	W 1°46.1167'	Hdg	348.3°	PDOP	1.3	3D Nav	VE	-2.1	UTC	15:45:10	
Hgt	161.97	ROC	-0.01	VDOP	1.0	DGPS	DO	149.1	OscErr	-0.09	

CHANNEL STATUS

CH	SU	ELU	AZI	DOPP	NC0	UERE	SF	PRerr	PRRerr	ICPerr	DiffC	LOCK	SNR
1	1	25	226	-2928	-2780	32	3	0.1	0.0	0.0	29.6	CCBF	16.2
2	4	9	26	-2479	-2334	32	3	-3.9	0.2	0.0	-42.8	CCBF	11.1
3	25	48	295	2106	2254	32	3	-4.2	-0.1	0.0	-7.9	CCBF	17.1
4	6	64	187	1568	1714	32	3	-0.6	-0.1	0.0	63.6	CCBF	20.2
5	5	36	88	-2680	-2532	32	3	-0.4	0.0	0.0	5.4	CCBF	15.9
6	24	29	60	-385	-236	32	3	2.7	0.0	0.0	35.3	CCBF	16.8
7	29	14	324	1887	2035	32	3	-0.2	0.2	0.0	-21.3	CCBF	12.1
8	14	0	323	-1585	-1437	32	5	0.3	0.3	0.0	-10.0	CCBF	6.1
9	9	2	139	-3702	-3555	32	3	-3.6	0.1	0.0	-23.0	CCBF	7.0
10	16	2	350	-317	-162	32	1	-2.9	-1.1	0.0	-46.2	CCBF	6.5
11	30	70	77	-1105	-958	32	3	-3.5	0.0	0.0	-0.8	CCBF	18.7
12	22	0	272	3428	3576	0	0	0.0	0.0	0.0	0.0		3.0

SYSTEM STATUS

3-D NAVIGATION IN PROGRESS (11 PSEUDO-RANGES)

รูป 2.29 ตัวอย่างของซอฟต์แวร์การนำร่อง WINMON

สำหรับการเชื่อมต่อส่วนต่างๆของเครื่องรับจีพีเอส ได้แสดงไว้ในภาคผนวกท้ายเล่ม

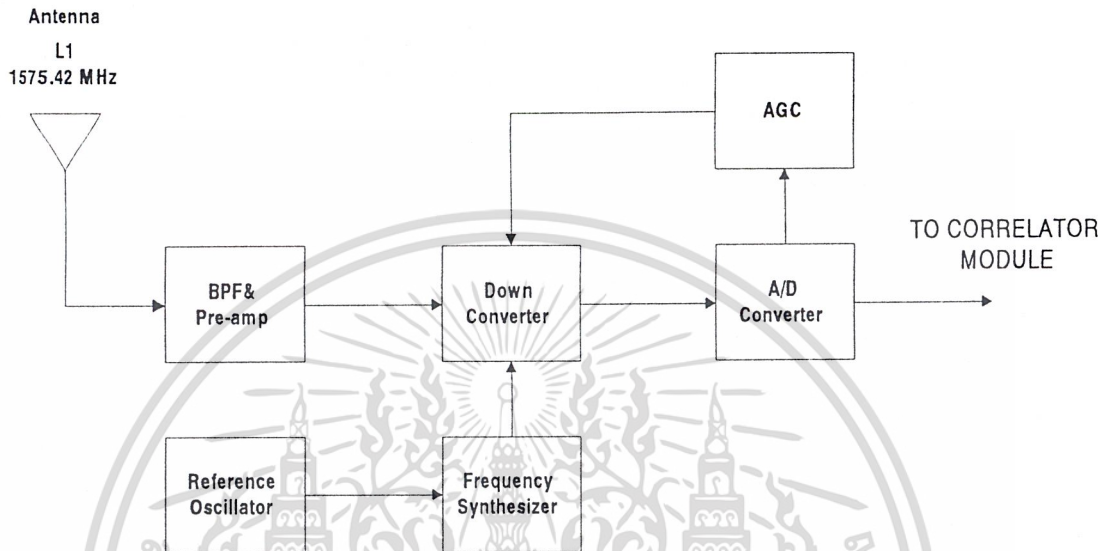
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

การคำนวณและการสร้าง

3.1 หลักการทำงานของวงจรส่วนหน้า(Front-end Module)ในเครื่องรับจีพีเอสระบบเอสพีเอส

หลักการทำงานของวงจรส่วนหน้าแสดงได้ดังบล็อกไดอะแกรม ดังนี้



รูป 3.1 แสดงบล็อกไดอะแกรมหลักการทำงานของวงจรส่วนหน้า
ในเครื่องรับจีพีเอสระบบเอสพีเอส

บล็อกไดอะแกรมของวงจรส่วนหน้าในรูป 3.1 ประกอบไปด้วย

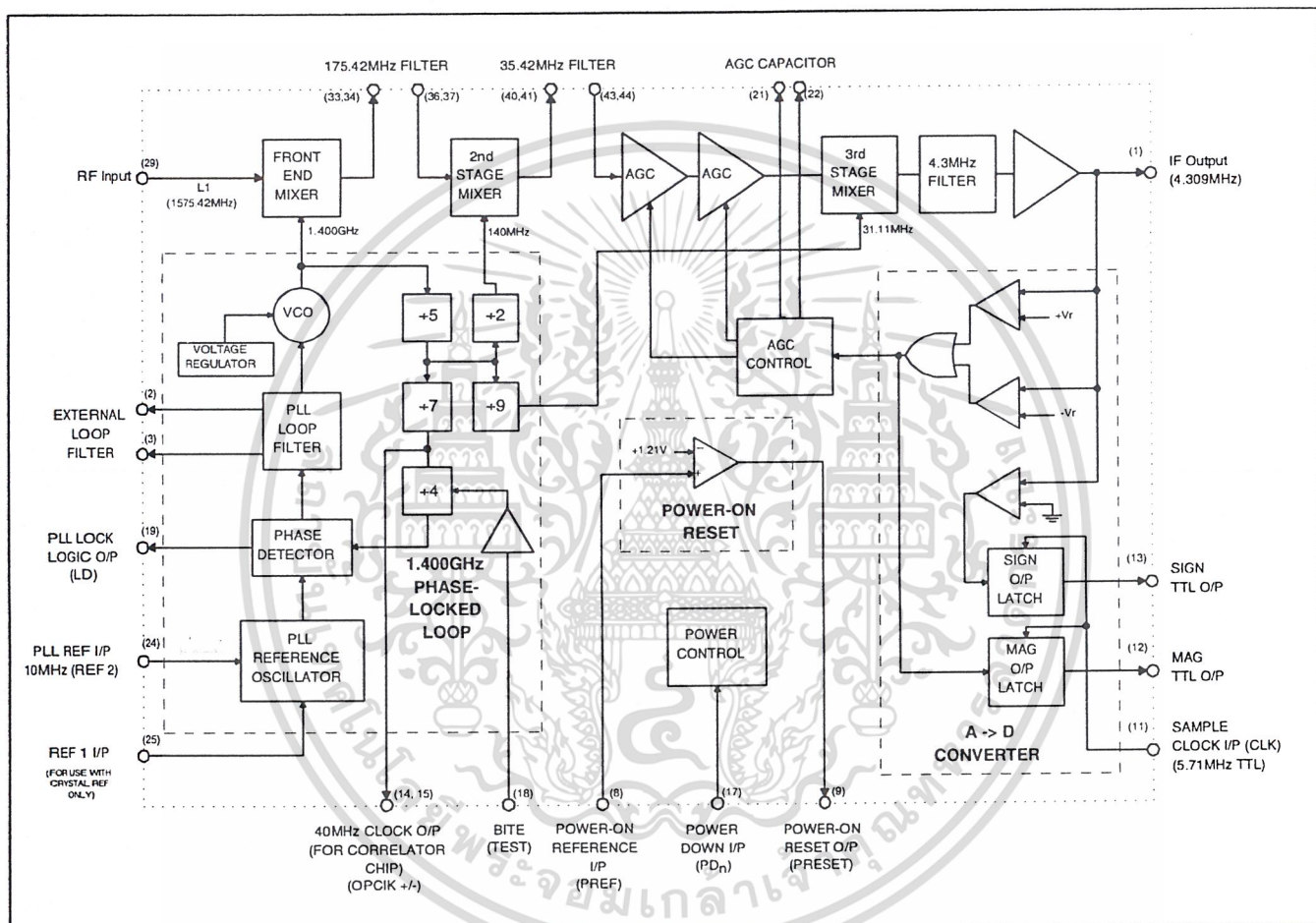
1. วงจรแบนด์พาสฟิลเตอร์และพรีแอมพลิไฟเออร์(Band Pass filter and Pre Amplifier)
2. วงจรแปลงความถี่ลง(Down Converter)
3. วงจรเปลี่ยนสัญญาณอนาลอกเป็นดิจิตอล(Analog to Digital Converter)
4. วงจรควบคุมอัตราขยายอัตโนมัติ(Automatic Gain Control)
5. วงจรสังเคราะห์ความถี่(Frequency Synthesizer)
6. ความถี่อ้างอิง(Reference Oscillator)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2. การออกแบบวงจรส่วนหน้าในเครื่องรับจีพีเอสระบบเอสพีเอส

3.2.1 ไอซี GP2010

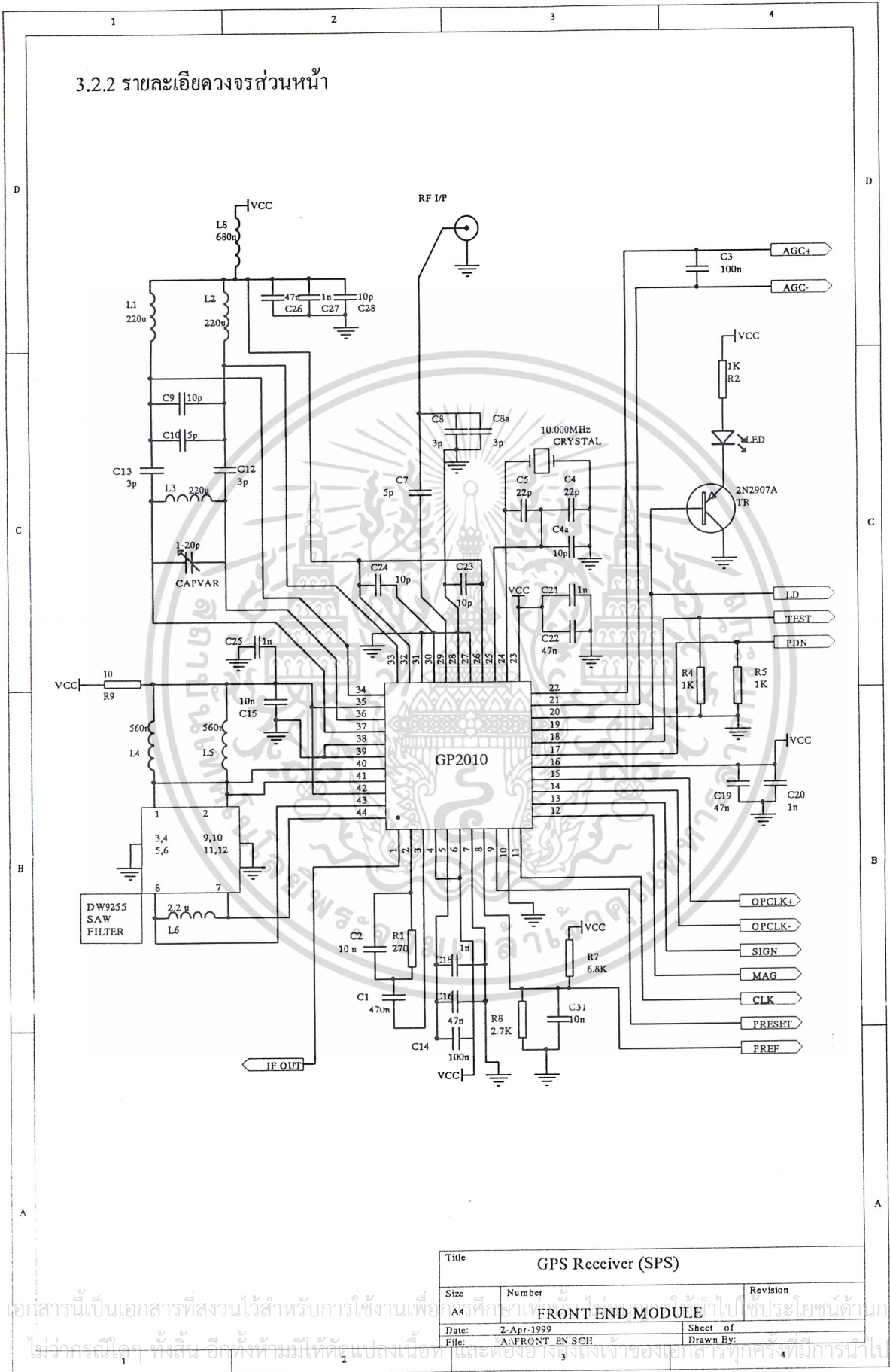
การออกแบบเครื่องรับจีพีเอสระบบเอสพีเอสในส่วนของวงจรส่วนหน้า โดยใช้ไอซีเบอร์ GP2010 ของ Mitel Semiconductor เป็นอุปกรณ์หลัก บล็อกโคอะแกรมไอซี GP 2010 แสดงได้ดังนี้



รูป 3.2 บล็อกโคอะแกรมภายในไอซี GP2010

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.2 รายละเอียดวงจรส่วนหน้า



รูป 3.3 วงจรส่วนหน้า

ชิ้นส่วนอุปกรณ์ที่ติดตั้งลงในบอร์ด

SAW FILTER

DW 9255	35.42 MHz – 2MHz Passband
ตัวต้านทาน	
R1	270Ω
R2,4,5	1kΩ
R8	2k7Ω
R7	6k8Ω
R9	10Ω
ตัวเหนี่ยวนำ	
L1,2,3	220μH
L4,5	560nH
L6	2μ2H
L8	680nH
ตัวเก็บประจุ	
C1,29	0.47μF
C2,15	10nF
C3,18	0.1μF
C4,5	22pF
C19,22,26	47nF
C7,10,11,12	5pF
C8,8a	3pF
C4a,9,23,24,28	10pF
C16,20,21,25,27,31	1nF
C30	10μF
C vary	1-20pF
C14	100nF
อื่นๆ	
คริสตอล	10.000MHz
LED	Yellow –LED
TR	2N2907A

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หลักการทํางาน

สายอากาศของเครื่องรับจีพีเอสแบบเอสพีเอส จะทำหน้าที่รับสัญญาณ L1 1575.42 MHz จากดาวเทียมดวงที่มองเห็น ซึ่งมีโพลาไรซ์ของสายอากาศแบบวงกลมหมุนขวา (RHCP) แบนด์วิดธ์ของสายอากาศมีค่า 2.046 MHz เพื่อแทรกครอส C/A สัญญาณดาวเทียมจะต้องถูกขยายโดยพรีแอมป์แบบ low noise amplifier (LNA) ที่สายอากาศเนื่องจากสัญญาณดาวเทียมที่รับได้มีค่าน้อยมาก จากนั้นสัญญาณดาวเทียมจะผ่านเข้าสู่วงจรส่วนหน้า เริ่มจากพาสซีฟแบนด์พาสฟิลเตอร์ เพื่อกรองให้เฉพาะความถี่ย่าน 1575.42 MHz ผ่านเท่านั้น จากนั้นสัญญาณจึงถูกส่งต่อไปยังวงจรแปลงความถี่ถึง

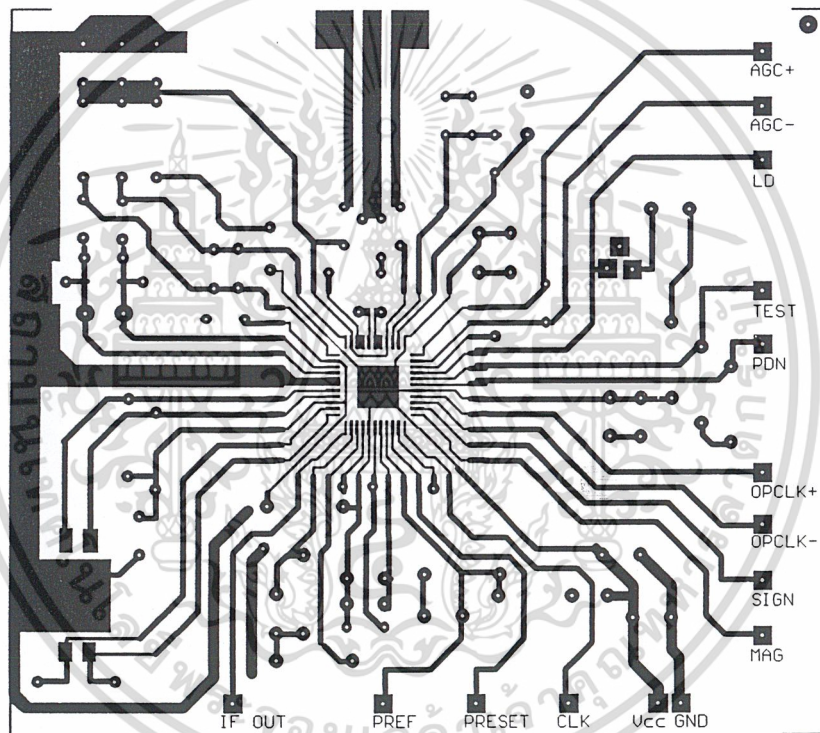
วงจรแปลงความถี่ถึง ทำหน้าที่แปลงความถี่ถึง 3 ครั้ง คือ ขั้นที่ 1 จะทำการมิกซ์สัญญาณ L1 ความถี่ 1575.42 MHz ด้วยความถี่ 1400 MHz จากโลคอลลอสซิลเลเตอร์ จะได้ความถี่ IF แรกเท่ากับ 175.42 MHz ขั้นที่ 2 จะทำการมิกซ์ความถี่ 175.42 MHz ด้วยความถี่ 140 MHz จะได้ความถี่ IF ที่สองเป็น 35.42 MHz ขั้นที่ 3 จะทำการมิกซ์ความถี่ 35.42 MHz ด้วยความถี่ 31.111 MHz จะได้ความถี่ IF ที่สามเท่ากับ 4.309 MHz

วงจร A/D converter จะเปลี่ยนสัญญาณอนาล็อกความถี่ 4.309 MHz ให้เป็นสัญญาณดิจิทัล โดยการแซมปลิงสัญญาณอนาล็อกด้วยแซมเปิลคล็อก ความถี่ 5.714 MHz จะได้ความถี่ IF ของสัญญาณดิจิทัลเท่ากับ 1.405 MHz โดยเอาท์พุทเป็น 2 bit คือ ค่า SIGN และ MAG

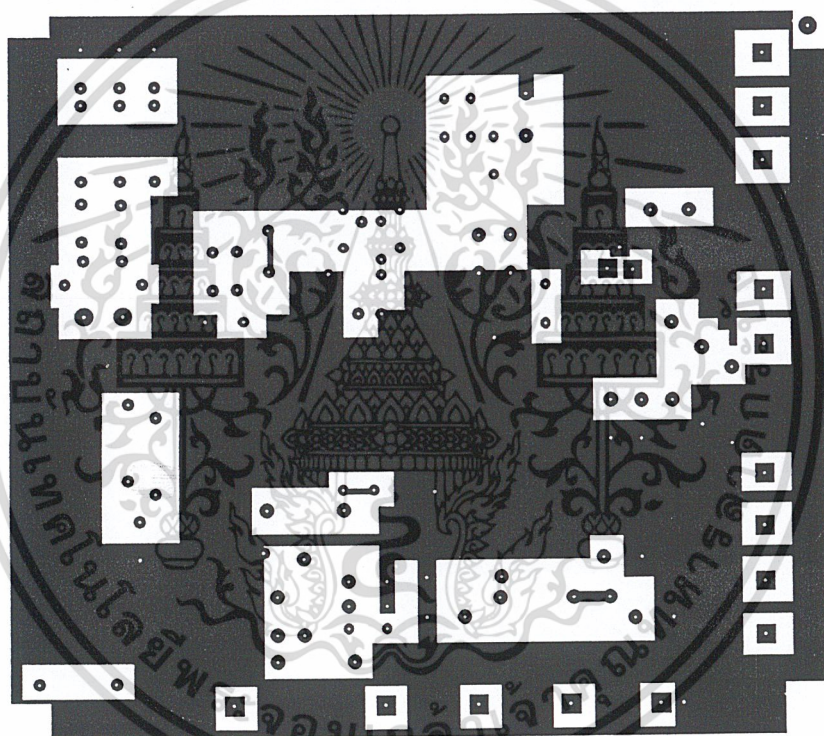
AGC ทำหน้าที่ควบคุมอัตราขยาย เพื่อให้เอาท์พุทของวงจรแปลงความถี่ถึงขั้นที่ 3 คือความถี่ IF ที่สาม มีค่าคงที่และมีค่าควิตี้ไซเคิลของ MAG คงที่เท่ากับ 30% โดยทำการป้อนกลับเอาท์พุทวงจรแปลงความถี่ถึงขั้นที่ 3 ไปเป็นอินพุทร่วมของ AGC ที่อยู่ระหว่างวงจรแปลงความถี่ถึงขั้นที่ 2 กับขั้นที่ 3

วงจรความถี่อ้างอิงและวงจรสังเคราะห์ความถี่ ทำหน้าที่ร่วมกันในการผลิตความถี่ เพื่อใช้ในการมิกซ์ความถี่ของวงจรแปลงความถี่ถึง ความถี่ที่สร้างขึ้น คือ 1400 MHz, 140 MHz, และ 31.111 MHz ความถี่อ้างอิงที่ใช้มีค่า 10.00 MHz

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้
 รูป 3.4 ลายทองแดงวงจรส่วนหน้า(ด้านบน)

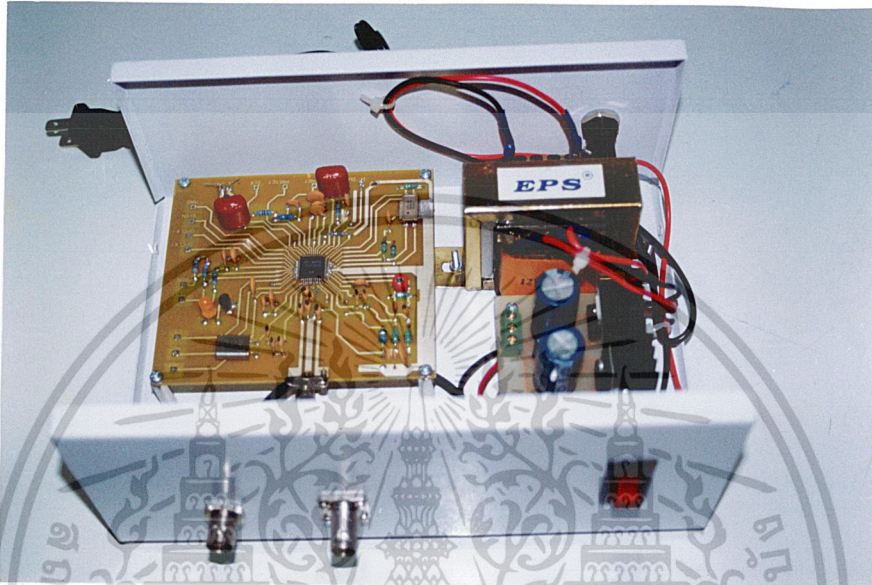


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงผู้เจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้
รูป 3.5 ลายทองแดงวงจรส่วนหน้า(ค่านล่าง)

บทที่ 4

การทดลองและผลการทดลอง

นำชุดรับสัญญาณ GPS ที่จัดสร้างเสร็จสมบูรณ์ดังแสดงในรูป 4.1 ซึ่งเป็นส่วนของวงจร Front-End GPS Receiver มาทำการทดสอบการทำงานตามขั้นตอนต่างๆ ดังต่อไปนี้



รูป 4.1 ชุดรับสัญญาณ GPS ที่ใช้ในการทดลอง

4.1 ทดสอบการทำงานของไอซี GP2010

4.1.1 ขั้นตอนการทดลอง

ต่อแหล่งจ่ายไฟ(Vcc) +5 โวลต์กับชุดรับสัญญาณ GPS เพื่อทดสอบการทำงานของไอซีว่าสามารถทำงานได้หรือไม่ โดยวัดผลที่จุดทดสอบต่างๆดังนี้

- 1) LD – PLL Lock-Detect (ขา 19 ของไอซี GP2010) ควรมีค่ามากกว่า $V_{cc} - 0.5$ โวลต์
- 2) PDN – Power-down control i/p (ขา 17 ของไอซี GP2010) ควรมีค่าประมาณ 0 โวลต์
- 3) TEST – PLL Unlock Control i/p (ขา 18 ของไอซี GP2010) ควรมีค่าประมาณ 0 โวลต์
- 4) Pref – Power-on Reset Reference i/p (ขา 8 ของไอซี GP2010) ควรมีค่ามากกว่า 1.21 โวลต์
- 5) Preset – Power-on Reset o/p (ขา 9 ของไอซี GP2010) ควรมีค่ามากกว่า $V_{cc} - 0.5$ โวลต์
- 6) OPCLK- - 40 MHz clock o/p (ขา 14 ของไอซี GP2010) สัญญาณควรมีลักษณะเป็น Square-wave ที่มีแอมพลิจูดมากกว่า 100 mV P-P
- 7) OPCLK+ - 40 MHz clock o/p (ขา 15 ของไอซี GP2010) สัญญาณควรมีลักษณะเดียวกับสัญญาณในข้อ 5) แต่กลับเฟสกัน

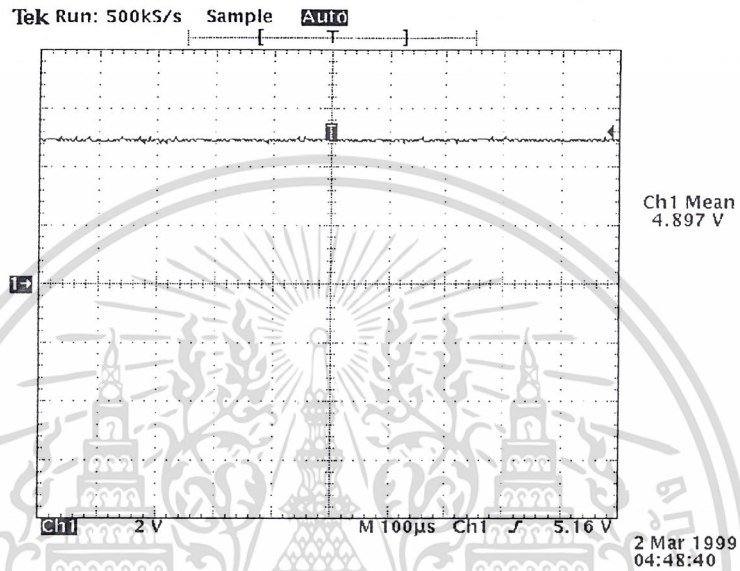
- 8) สัญญาณอินพุตอ้างอิงจากคริสตอล (ขา 24 ของไอซี GP2010) ควรจะเรโซแนนซ์ที่ความถี่ 10 MHz และมีแอมพลิจูดอยู่ระหว่าง 0.1 ถึง 1.2 V P-P

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่ไปใช้ประโยชน์ทางการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่ลงบนสื่อออนไลน์และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

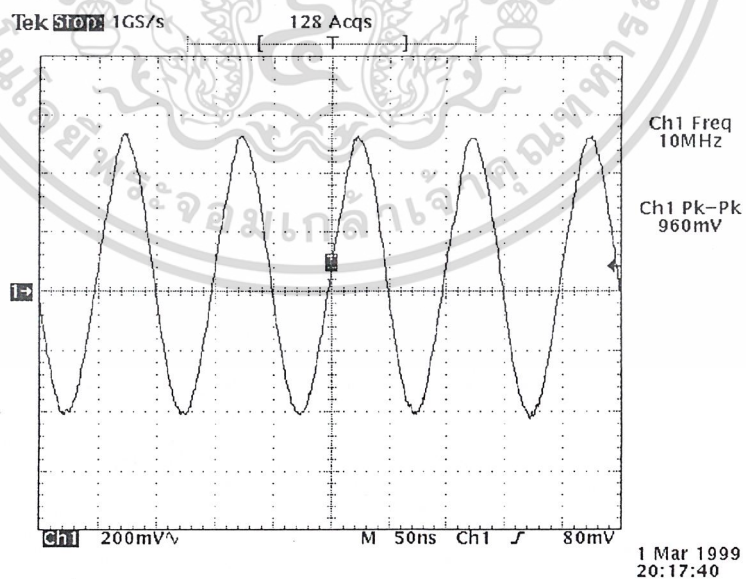
4.1.2 ผลการทดลอง

ผลการวัดที่จุดทดสอบต่างๆเป็นดังนี้

1) LD – PLL Lock-Detect มีค่าประมาณ 4.897 โวลต์ ดังรูป 4.2 แสดงถึงสภาวะ “ล็อก” ของวงจรเฟสล็อกอยู่ ภายในไอซี GP2010 นั่นคือจะได้รับความถี่โรแซนซ์คงที่ที่ 10 MHz จากคริสตอลอ้างอิงภายนอก ดังรูป 4.3



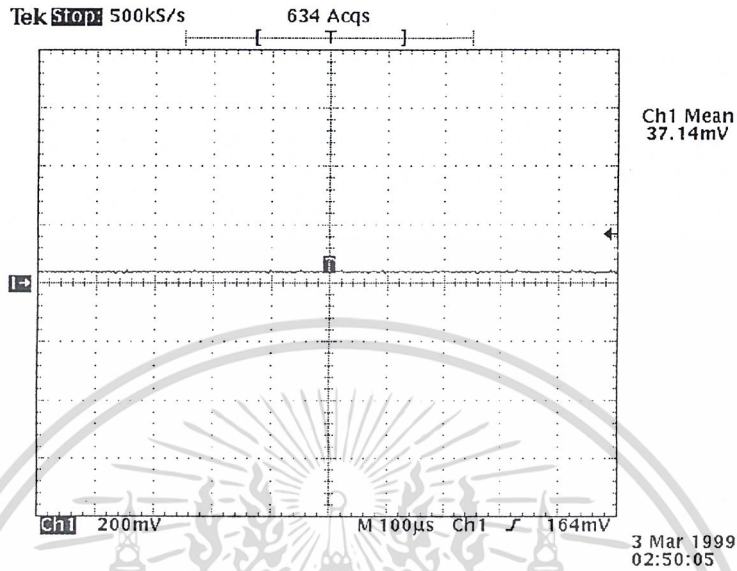
รูป 4.2 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ LD ขณะอยู่ในสภาวะเฟสล็อก



รูป 4.3 สัญญาณอ้างอิงภายนอก 10 MHz จากคริสตอล

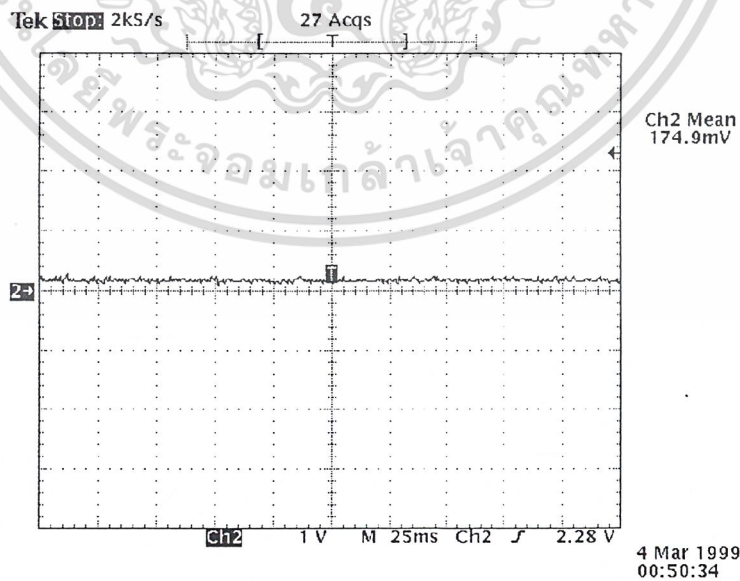
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2) PDN – Power-down Control i/p มีค่าประมาณ 37.14 มิลลิโวลต์ ดังรูป 4.4 นั่นคือไม่ได้มีการ เซ็ตให้อไอซีอยู่ในสภาวะ Power-down



รูป 4.4 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ PDN ขณะที่ไอซีไม่ได้อยู่ในสภาวะ Power-down

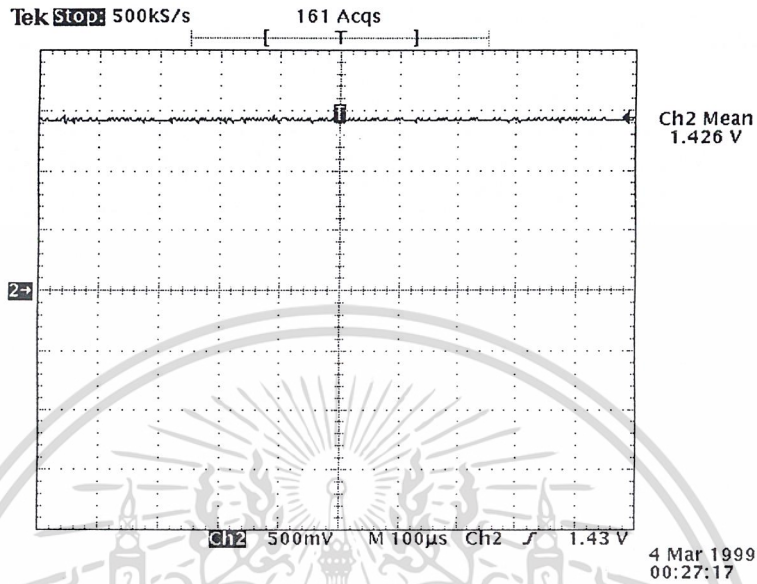
3) TEST – PLL Unlock control i/p มีค่าประมาณ 174.9 มิลลิโวลต์ ดังรูป 4.5 นั่นคือไม่ได้มีการ ทดสอบปลตคี่อวงจรเฟสล็อกคูลุปเพื่อให้อไอซี GP2010 สร้างสัญญาณที่มีความถี่สูงสุด



รูป 4.5 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ TEST ขณะที่ไม่ได้ทดสอบปลตคี่อวงจรเฟสล็อกคูลุป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามใช้เพื่อเผยแพร่ข้อมูลและสิ่งผิดกฎหมายใดๆ ซึ่งการนำออกไปใช้

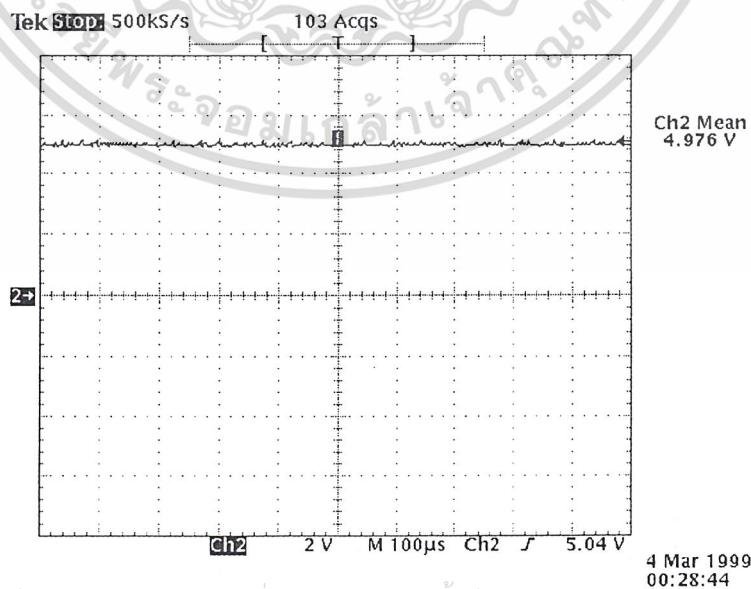
4) Pref – Power-on Reset Reference i/p มีค่าประมาณ 1.42 โวลต์ ดังรูป 4.6 แสดงถึงค่าศักดาไฟฟ้าจากแหล่งจ่ายไฟอยู่ในระดับที่ไอซีสามารถทำงานได้ตามปกติ



รูป 4.6 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ Pref ในระดับที่ไอซีสามารถทำงานได้ตามปกติ

5) Preset – Power-on Reset o/p มีค่าประมาณ 4.97 โวลต์ ดังรูป 4.7 แสดงถึงค่าศักดาไฟฟ้าที่ Preset มีค่าสูงกว่าค่าอ้างอิงที่กำหนดไว้ นั่นคือ

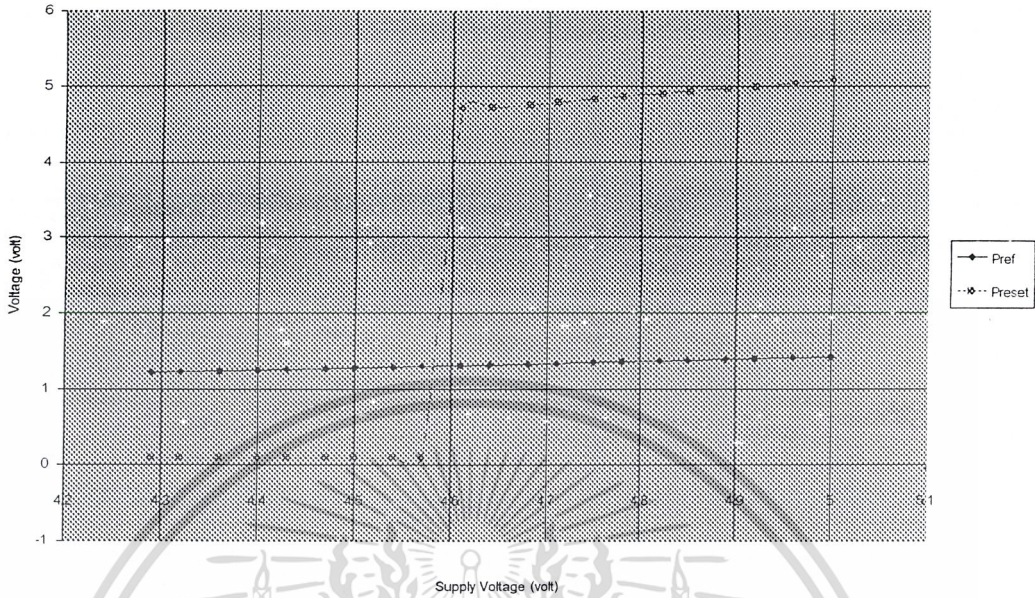
Preset จะอยู่ในสถานะ Hi เมื่อ Pref มีค่าสูงกว่าค่าอ้างอิงที่กำหนดไว้
Preset จะอยู่ในสถานะ Lo เมื่อ Pref มีค่าต่ำกว่าค่าอ้างอิงที่กำหนดไว้
แสดงความสัมพันธ์ดังกราฟที่ 4.1



รูป 4.7 ค่าศักดาไฟฟ้าที่ Preset แสดงถึงระดับที่เกินกว่าค่าอ้างอิงของ Pref

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

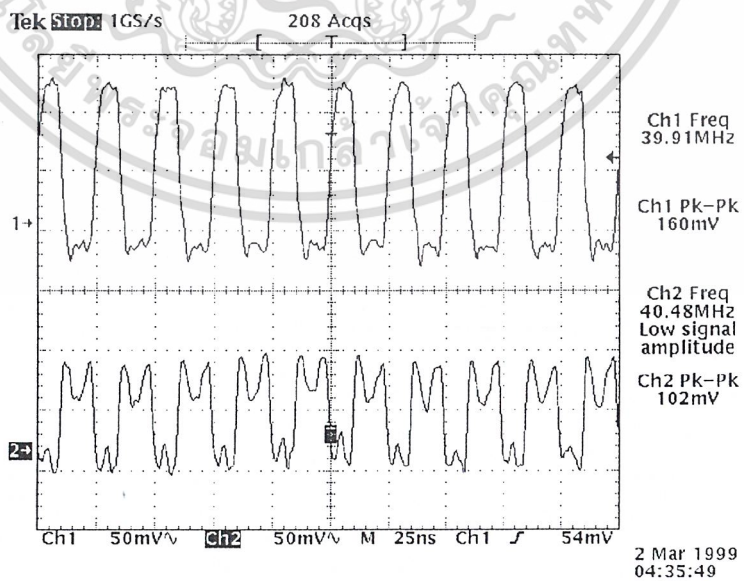
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามใช้ตัดต่อแก้ไขเนื้อหาและต้องแจ้งมติถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 4.8 กราฟแสดงความสัมพันธ์ของค่าศักดาไฟฟ้าที่ Preset กับ Pref

6) ลักษณะของสัญญาณ Clock 40 MHz จากไอซี GP2010 แสดงดังรูป 4.9

โดย ช่องสัญญาณที่ 1 แสดงสัญญาณ clock จาก OPCLK+ (ขา 15 ของไอซี GP2010)
 ช่องสัญญาณที่ 2 แสดงสัญญาณ clock จาก OPCLK- (ขา 14 ของไอซี GP2010)



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ราว 4.9 สัญญาณ clock 40 MHz จากไอซี GP2010
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

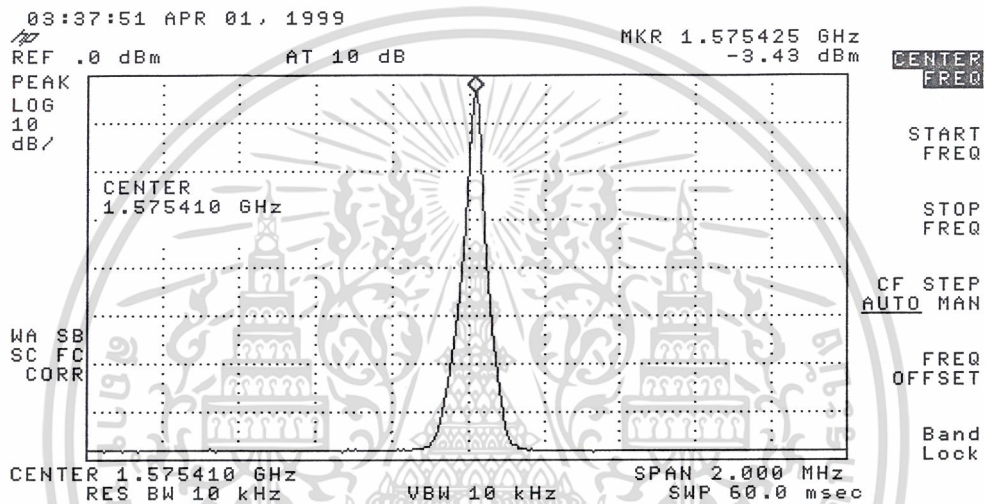
4.2 ทดสอบการทำงานของวงจรเมื่อป้อนสัญญาณ

4.2.1 การทดลองที่ 1

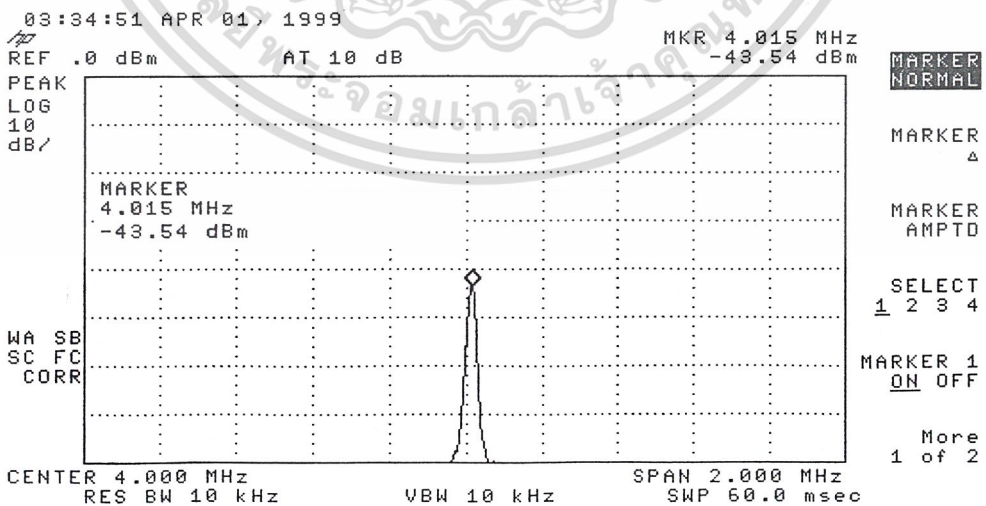
ป้อนสัญญาณจาก Signal Generator โดยตั้งค่าความถี่ศูนย์กลางไว้ที่ 1575.42 MHz และขนาดของสัญญาณ 10 dBm เข้าที่ไปยังชุดรับสัญญาณ GPS (ขา 29 ของไอซี GP2010) ใช้ Spectrum Analyzer วัดสัญญาณอินพุตและสัญญาณเอาต์พุตที่ขา IF OUT (ขา 1 ของไอซี GP2010)

4.2.2 ผลการทดลองที่ 1

ผลจากการวัดสัญญาณ โดย Spectrum Analyzer แสดงได้ดังรูป 4.10 และ รูป 4.11



รูป 4.10 แสดงสเปกตรัมของสัญญาณอินพุต



รูป 4.11 แสดงสเปกตรัมของสัญญาณเอาต์พุตที่ขา IF Out ของ GP2010

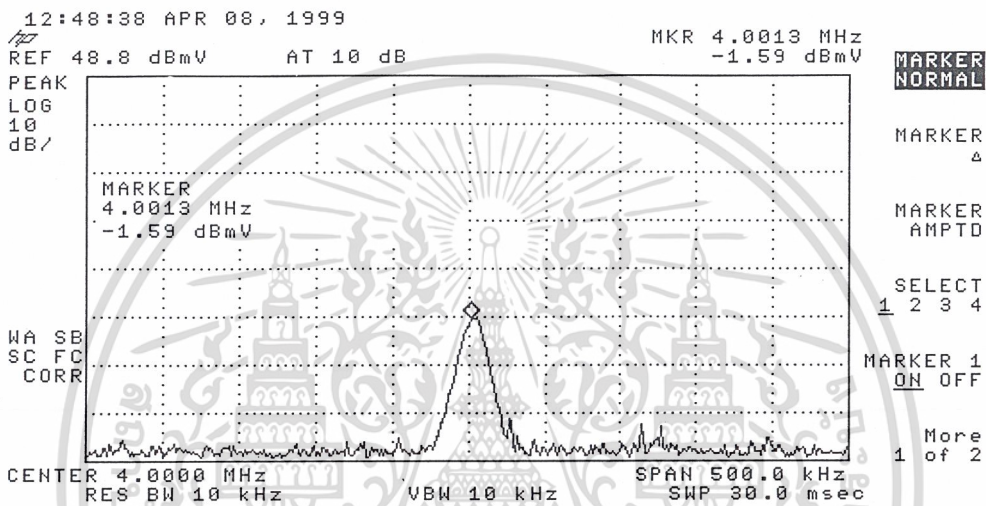
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมีเหตุดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2.3 การทดลองที่ 2

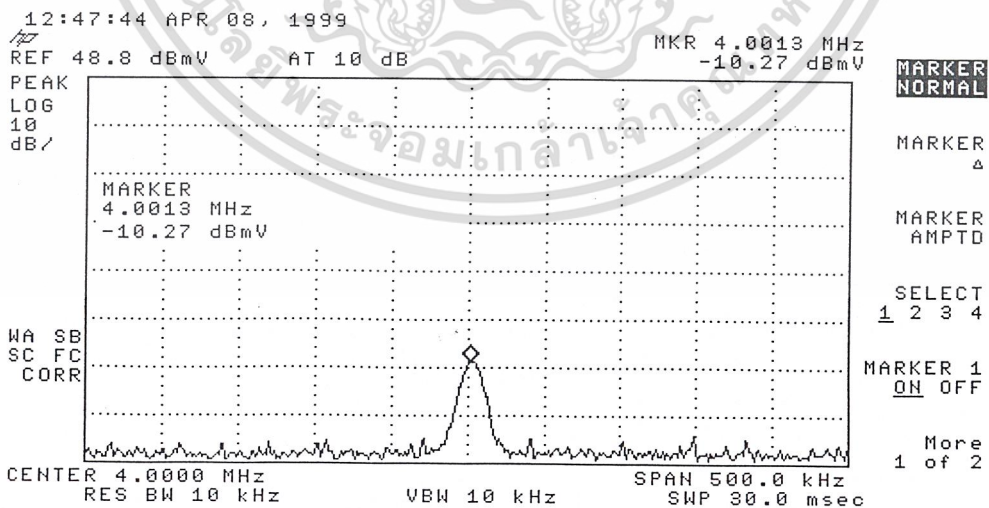
ป้อนสัญญาณจาก Signal Generator ที่มีความถี่ศูนย์กลาง 1575.42 MHz เหมือนการทดลองที่ 1 แต่เปลี่ยนขนาดของสัญญาณ RF IN ไปที่ระดับต่างๆกัน เพื่อดูค่าระดับสัญญาณที่ชุดรับสัญญาณสามารถทำงานได้

4.2.4 ผลการทดลองที่ 2

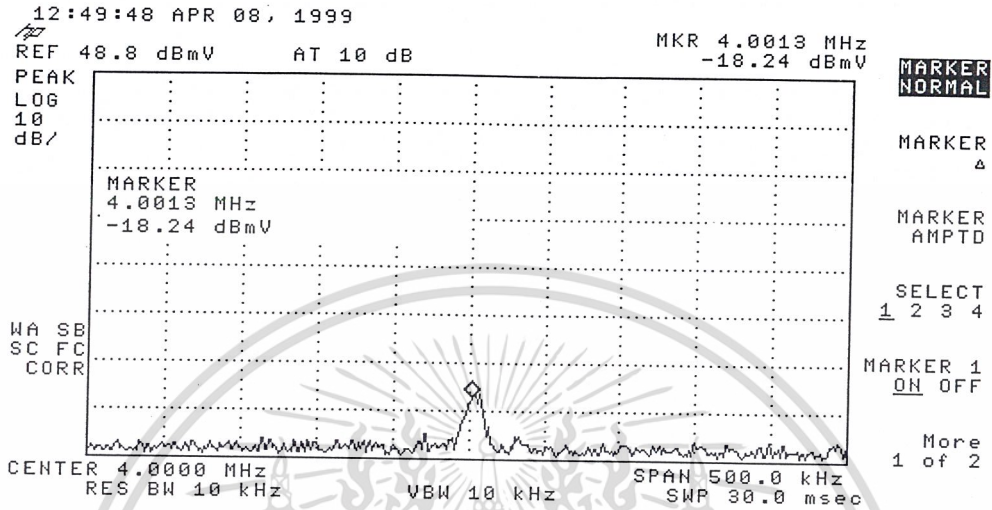
ผลการทดลองแสดงดังรูปต่อไปนี้



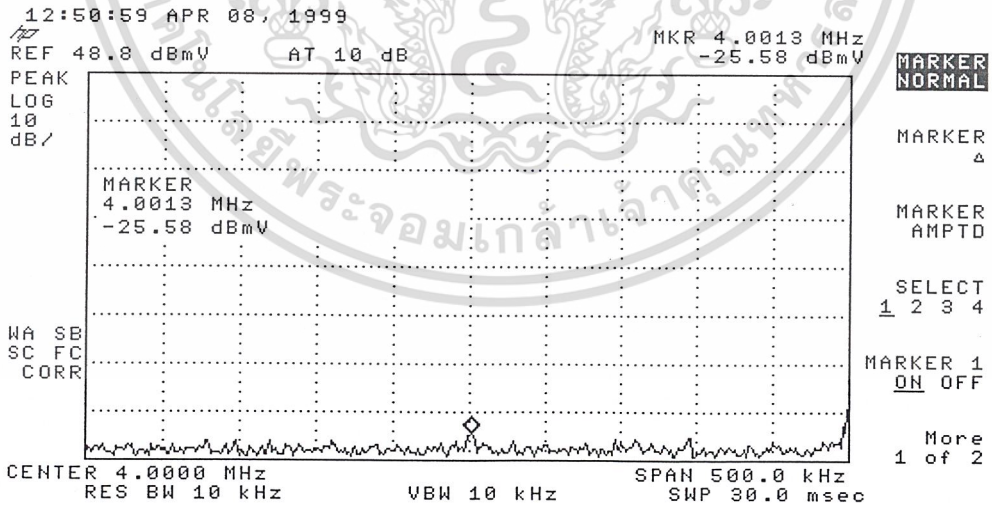
รูป 4.12 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด +8 dBm



เอกสารนี้เป็นเอกสารรูป 4.13 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด +3 dBm โยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูป 4.14 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด -2 dBm



รูป 4.15 แสดงระดับสัญญาณเอาต์พุตเมื่อป้อนสัญญาณอินพุตขนาด -10 dBm

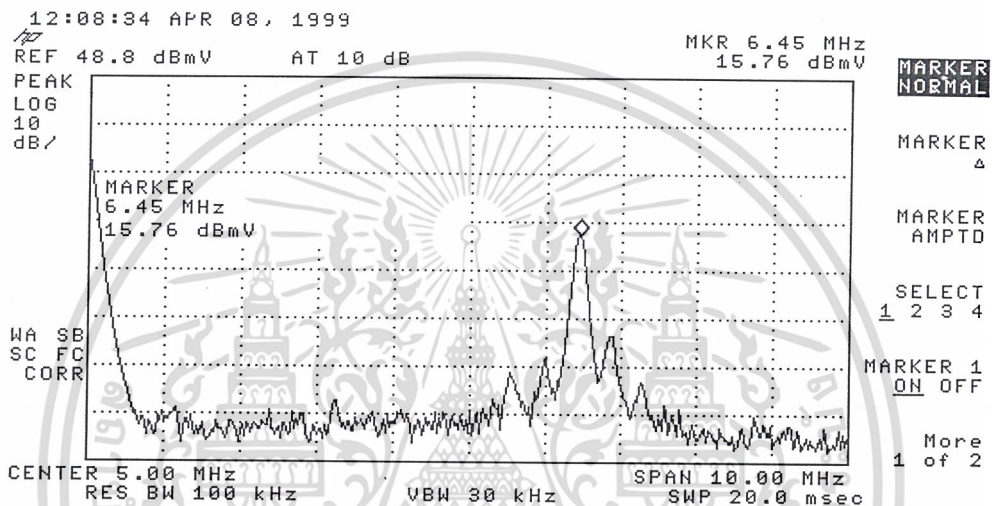
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2.5 การทดลองที่ 3

ตรวจสอบคุณลักษณะการทำงานของวงจรส่วนหน้า โดยไม่ต้องจ่ายสัญญาณอินพุตที่ขา RF IN จากนั้นทำการวัดค่าเอาต์พุตที่ IF OUT เมื่อกำหนดค่าความถี่ศูนย์กลางที่ 5 MHz และระยะ SPAN เท่ากับ 10 MHz

4.2.6 ผลการทดลองที่ 3

ผลการทดลองแสดงดังรูป 4.16 ด้านล่าง ซึ่งจะเห็นว่ามียุสัญญาณความถี่อื่นๆ ปรากฏอยู่ด้วยในช่วง 6.45 MHz



รูป 4.16 แสดงสเปกตรัมของสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นที่ IF OUT

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

บทวิจารณ์และบทสรุป

5.1 บทสรุป

จากการทดลองชุดรับสัญญาณ GPS ซึ่งเป็นวงจร Front-end GPS Receiver ที่ใช้สำหรับรับสัญญาณ GPS ความถี่ 1575.42 MHz แล้วทำการแปลงความถี่ลงมาให้อยู่ในระดับที่จะนำไปประมวลผลต่อไปนั้นปรากฏว่า ชุดรับสัญญาณ GPS สามารถทำการรับสัญญาณในช่วงย่านความถี่สัญญาณ GPS (ประมาณ 1575 MHz) และแปลงความถี่ของสัญญาณลงมาได้ที่ช่วงความถี่ประมาณ 3-4 MHz แต่ยังมีสัญญาณความถี่อื่นซึ่งเป็นสัญญาณที่ไม่ต้องการปะปนมาบ้างและค่าการลดทอนของสัญญาณมีค่อนข้างสูง ในส่วนการทำงานของไอซี GP2010 ซึ่งเป็นไอซีหลักของวงจรนั้นทำงานได้ดี แต่ความมีเสถียรภาพของวงจรโดยรวมในการสร้างสัญญาณขึ้นมาเพื่อที่จะไปทำการแปลงความถี่ของสัญญาณ GPS ลงนั้นยังมีไม่ดึนึน โดยที่เฉพาะการอยู่ในสถานะสล็อตของวงจรเฟสล๊อคคลุ่ปหากไม่ต่อเนื่องทำให้การแปลงสัญญาณทำได้ไม่มีประสิทธิภาพ

5.2 บทวิจารณ์

1. เนื่องจากอุปกรณ์บางตัวที่ใช้ในวงจร Front-End GPS Receiver นั้นไม่สามารถหาได้ตามที่ออกแบบไว้ใช้กับวงจรจึงต้องใช้อุปกรณ์ชนิดอื่นทดแทน ส่งผลให้การทำงานของวงจรเกิดความคลาดเคลื่อนและค่าการลดทอนของสัญญาณค่อนข้างสูง
2. การออกแบบไมโคร สตรีป ที่ความถี่สูงอาจเกิดความผิดพลาดเนื่องด้วยไม่รู้คุณสมบัติที่ถูกต้องของวัสดุที่นำมาทำแผ่นปริ้นท์
3. การประกอบอุปกรณ์ต่างๆลงบนแผ่นปริ้นท์นั้นจะต้องทำด้วยความระมัดระวังโดยเฉพาะไอซีที่มีลักษณะเป็น Surface Mount เนื่องจากเกิดความเสียหายได้ง่าย
4. เนื่องจากสัญญาณที่ความถี่สูงมักเกิดสัญญาณรบกวนได้ง่ายและค่อนข้างสูง ดังนั้นจึงต้องพยายามป้องกันการเกิดการเหนี่ยวนำของสัญญาณอันจะส่งผลให้เกิดการรบกวนได้ เช่น ขาของอุปกรณ์ต่างๆที่ประกอบลงบนแผ่นปริ้นท์ควรทำให้สั้นที่สุด การสร้างกราวด์ที่ดีให้กับวงจร เป็นต้น
5. ชุดรับสัญญาณนี้ต้องอาศัยการทำงานร่วมกับสายอากาศที่มีประสิทธิภาพในการรับสัญญาณสูง ทั้งในด้านกำลังขยายที่สูงและการกำจัดสัญญาณอื่นนอกย่านความถี่ที่ต้องการได้ดี
6. สัญญาณที่ได้จากอุปกรณ์ชุดรับสัญญาณ GPS หากจะนำไปประมวลผลจำเป็นต้องเลือกใช้อุปกรณ์หรือไอซีต่างๆเช่น ไอซีคอร์เรเลเตอร์ ไมโคร โพรเซสเซอร์ มาใช้ให้เหมาะสมกับอุปกรณ์รับสัญญาณ GPS ที่มีอยู่

สำหรับโครงการนี้สามารถพัฒนาเพื่อสร้างเป็นเครื่องรับจีพีเอส(GPS Receiver)ที่สมบูรณ์ได้ โดยแนวทางการสร้างและแนวทางการเลือกใช้อุปกรณ์ได้นำเสนอไว้แล้วในภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The GP2010 is Mitel Semiconductor second generation RF Front-end for Global Positioning System (GPS) receivers. The GP2010 uses many innovative design techniques and a leading-edge bipolar process to offer a low power, low cost and high reliability RF Front End solution. The GP2010 is designed to operate from either 3 or 5 Volt power supplies.

The input to the device is the L1 (1575.42MHz) Coarse-Acquisition (C/A) code Global Positioning signal from an antenna (via a low-noise pre-amplifier). The output is 2-bit quantised for subsequent signal processing in the digital domain. The GP2010 contains an on-chip synthesiser, mixers, AGC and a quantiser which provides Sign and Magnitude digital outputs. A minimum of external components is required to make a complete GPS front-end.

The device has been designed to operate with the GP2021 12-channel Global Positioning Correlator, and DW9255 SAW filter, both also available from Mitel Semiconductor.

FEATURES

- Low Voltage Operation (3V - 5V)
- Low Power - 200mW typ. (3V supply)
- C/A Code Compatible
- On-chip PLL Including Complete VCO
- Triple Conversion Receiver
- 44-Lead Surface Mount Quad Flat-Pack Package
- Sign and Magnitude Digital Outputs
- Compatible with GP2021 CMOS Correlator

APPLICATIONS

- C/A Code Global Positioning by Satellite Receivers
- Time Standards
- Navigation
- Surveying

ORDERING INFORMATION

The GP2010 is available in 44 pin Quad Flat pack (gullwing formed leads) to Industrial (-40°C to +85°C) grade.

ORDERING CODE

GP2010 IG GPBR Industrial - Plastic 44-pin PQFP

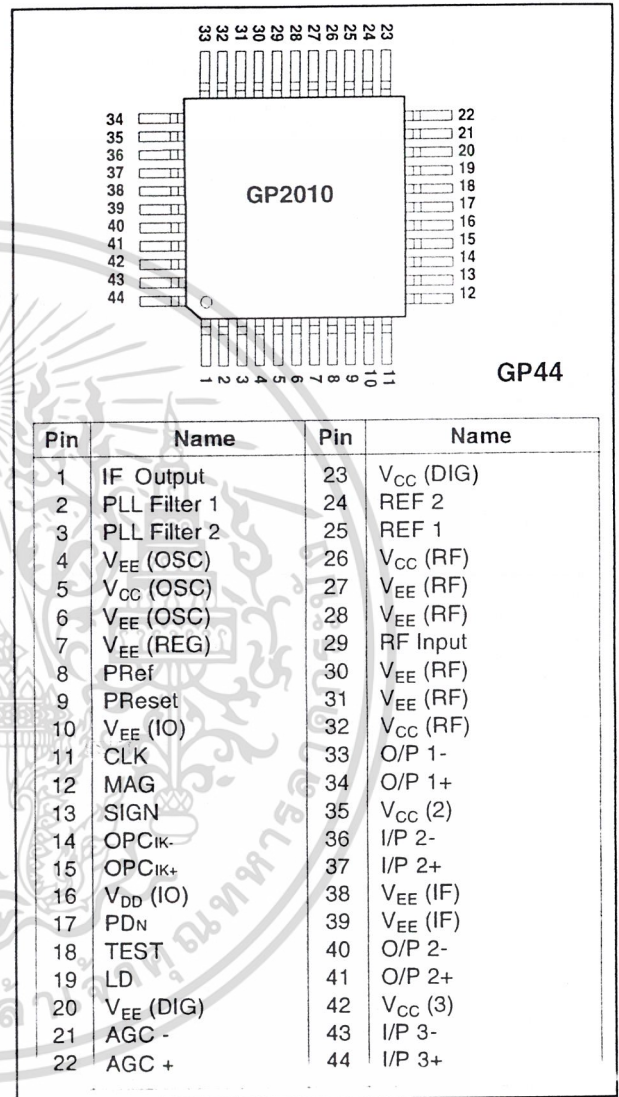


Fig. 1 Pin connections - top view

RELATED PRODUCTS AND PUBLICATIONS

Part	Description	Data Reference
DW9255	35.42MHz SAW Filter	DS3861
GP2021	Twelve-Channel Correlator	DS4057
GPSBuilder-2	Twelve-Channel GPS receiver development system	DS4004
GP2010	Design with the GP2010	AN4364
GP2015	Small RF Format Front End	DS4374
GP2015	Design with the GP2015	AN4533

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ELECTRICAL CHARACTERISTICS

The Electrical Characteristics are guaranteed over the following range of operating conditions (see Fig. 3 for test circuit):

Industrial (I) grade: $T_{AMB} = -40^{\circ}\text{C}$ to $+85^{\circ}\text{C}$
 Supply voltage: V_{CC} and $V_{DD} = +2.7\text{V}$ to $+5.5\text{V}$

Test conditions (unless otherwise stated):

Supply voltages: $V_{CC} = +2.7\text{V}$ and $+5.5\text{V}$, $V_{DD} = +2.7\text{V}$ and $+5.5\text{V}$
 Test temperature: Industrial (I) grade product: $+25^{\circ}\text{C}$

Characteristic	Value			Units	Conditions
	Min.	Typ.	Max.		
SUPPLY CURRENT					
Normal mode - Analog interface		55	77	mA	Pins 5, 23, 26, 32, 35, 42
- Digital interface		9	14.5	mA	Pin 16
Power down mode - Analog interface		3	6	mA	Pins 5, 23, 26, 32, 35, 42
- Digital interface		3	5	mA	Pin 16
Power Supply Differential			100	mV	Between any V_{CC}/V_{DD} pins (Note 7)
Power down Response time		3		μs	(Note 7)
IF STRIP					
Front End/Mixer 1					
Conversion Gain (G1)	11	18	25	dB	$R_O = 600\Omega$ (Note 2) $F_{IN} = 1575.42\text{MHz}$ $Z_S = 50\Omega$ (Note 7)
Noise Figure		9		dB	
Input Compression (1dB)	-22	-16		dBm	
Input Impedance		15		Ω	Pin 29 (Notes 1 and 7)
		3.6		nH	(Notes 1 and 7)
Differential Output Impedance		700		Ω	Pins 33 & 34 (Note 8)
RF Input Image Rejection		8		dB	$F_{IN} = 1224.58\text{MHz}$ (Note 7)
Stage 2/Mixer 2					
Conversion Gain (G2)	22	27	33	dB	$F_{IN} = 175.42\text{MHz}$
Input Compression (1dB)	5	14		mV rms	
Differential Input Impedance		700		Ω	Pins 36 & 37 (Note 8)
Differential Output Impedance		500		Ω	Pins 40 & 41 (Note 8)
Stage 3					
High Gain (In terms of total strip)	106-G1-G2			dB	(Note 6)
High Gain (G3)		75		dB	$F_{IN} = 35.42\text{MHz}$
Gain Control Range		60		dB	(Note 3)
Differential Input Impedance		1		k Ω	Pins 43 & 44 (Note 8)
IF Output amplitude	60	85	120	mV rms	CW input (Note 3)
IF Output impedance		1		k Ω	Pin 1 (Note 8)
4.3MHz Filter Response					
Flatness $4.3 \pm 1\text{MHz}$	-1.5		+1.0	dB	
Rejection @ 0.5MHz		14		dB	(Note 7 and 9)
@ 50MHz	45	70		dB	
2 BIT QUANTISER					
Sign Duty Cycle	40	50	60	%	(Note 10)
Mag Duty Cycle	20	30	40	%	
AGC Time Constant		2		ms	$C_{AGC} = 100\text{nF}$
ON-CHIP PLL SYNTHESISER					
Phase Noise					
$\pm 1\text{kHz}$		-68		dBc/Hz	15kHz Loop Bandwidth (Note 7)
$\pm 10\text{kHz}$		-75		dBc/Hz	
$\pm 100\text{kHz}$		-88		dBc/Hz	
$\pm 1\text{MHz}$		-110		dBc/Hz	
$\pm 5\text{MHz}$		-120		dBc/Hz	
$\pm 50\text{MHz}$		-120		dBc/Hz	
PLL Spurs		-50		dBc	(Note 7)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

4 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Characteristic	Value			Units	Conditions
	Min.	Typ.	Max.		
VCO Maximum Lock Frequency	1414			MHz	
VCO Minimum Lock Frequency			1386	MHz	
VCO regulator output voltage	3	3.3	3.5	V	(Note 4)
VCO Gain	50	150	240	MHz/V	
Phase Detector Gain		5.3		V/rad	(Note 7)
10MHz Reference Input	0.1	0.6	1.2	V pk-pk	Pin 24
10MHz Reference Input Impedance		5		k Ω	(Note 11)
PLL Lockup Time		6		ms	From Power up (Note 7)
PLL Loop Gain		150		dB	(Note 7)
DIGITAL INTERFACES					
Sample Clock, Power Down, Test Inputs.					Pins 11, 17, 18
V _{IH}	2		V _{DD}	V	
V _{IL}	0		0.5	V	
Input Current High I _{IH}			10	μ A	V _{IH} = V _{DD}
Input Current Low I _{IL}	-300			μ A	V _{IL} = V _{EE}
Sign/Mag Outputs					Pins 13, 12
V _{OH}	V _{DD} -1			V	I _O = -0.5mA
V _{OL}			0.5	V	I _O = 0.5mA
Sample Clock to Sign/Mag Delay		20		ns	CL = 15pF, RL = 15k Ω (Note 7)
40MHz Clock Output					
High Level (V _{OH})	V _{DD} -1.25	V _{DD} -1	V _{DD} -0.8	V	Pins 14 & 15
Low Level (V _{OL})		V _{OH} -0.1		V	(Note 5)
Output (differential)		220		mV p-p	CL = 15pF (GND) (Note 7)
					CL = 5pF (Diff) (Note 7)
Duty Cycle		43		%	(Note 7)
LD (PLL Lock)/Preset Outputs					Pins 19 and 9
Low Level (V _{OL})		0.2	0.5	V	I _O = 0.5mA
High Level (V _{OH})	V _{DD} -1	V _{DD}		V	I _O = -10 μ A
Power-on Reset comparator input					Pin 8
Power Reset Reference Level	1.1		1.35	V	
Power Reset Reference Input Current	-10		10	μ A	

Notes On Electrical Characteristics:- All RF measurements are made with appropriate matching to the input or output impedances, such as balun transformers, and levels refer to matched 50ohm ports (see figure 3 for test circuit)

- RF input impedance (series) without input matching components connected - expressed as Real impedance with reactive inductor value. Measured at 1575.42MHz.
- Input matched to 50ohm, output loaded with 600ohms differential
- Maximum Stage 3 input signal amplitude for correct AGC operation = 20mV rms.
- VCO regulator voltage measured with respect to V_{CC} (OSC) - pin 5.
- OPCLK outputs are differential and are referenced to V_{DD}.
- Minimum gain requirement expressions:

$$-7\text{dBm} < -174\text{dBm/Hz} + 19\text{dB} + G1 + G2 + G3 - 21\text{dB} + 63\text{dB}$$

where -7dBm = typical IF Output level with AGC active (equivalent to 100mV rms)

-174dBm/Hz = background noise level at RF input

19dB = sum of LNA gain and noise figure

-21dB = total loss in 175MHz and 35MHz filters

63dB = summation of noise over a 2MHz bandwidth

Rearranging the above expression gives $G1 + G2 + G3 > 106\text{dB}$.

- This parameter is not production tested.
- This impedance is tolerated at +/-30% and is not production tested.
- Roll off occurs in on-chip capacitive coupling IF Output to input of ADC circuit. Not measurable at IF Output.
- CW input on pins 43 & 44 of 35.42MHz at 7mV rms.
- This input impedance applies to the typical input level. The impedance is level dependent and is not tested or guaranteed.

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

PIN DESCRIPTIONS

All V_{EE} and V_{CC}/V_{DD} pins should be connected to ensure reliable operation

Pin No.	Signal Name	Input/Output	Description
1	IFOutput	Output	IF Test output. Connected to output of Stage 3 prior to the A to D converter. A series 1k Ω resistor is incorporated for buffering purposes.
2	PLL Filt1	Output	PLL Filter 1. Connected to the bias network within the on-chip VCO. An external PLL loop filter network should be connected between this pin and PLL Filt 2 (see below).
3	PLL Filt2	Output	PLL Filter 2. Connected to the varactor diodes within the on-chip VCO. An external PLL loop filter network should be connected between this pin and PLL Filt 1 (see above).
4,6	V_{EE} (OSC)	Input	Negative supply to the on-chip VCO. (See Note 1)
5	V_{CC} (OSC)	Input	Positive supply to the on-chip VCO.
7	V_{EE} (REG)	Input	Negative supply to the VCO regulator. This must be connected to GND.
8	PRef	Input	Power-on Reset Reference input. An on-chip comparator produces a logic HI when the PRef input voltage exceeds +1.21V. (Nom) (See Page 3).
9	PReset	Output	Power-on Reset Output. A TTL compatible output controlled by the Power-on reset comparator (See above). This output remains active even when the chip is powered down. (See pin 17 - PDn).
10	V_{EE} (IO)	Input	Negative supply to the Digital Interface. (See Note 2)
11	CLK	Input	Sample Clock input from the correlator chip. A TTL compatible input (which operates at 5.714MHz if used with GP2021 correlator device) used to clock the MAG & SIGN output latches, on the rising edge of the CLK signal.
12	MAG	Output	Magnitude bit data output. A TTL compatible signal, representing the <i>magnitude</i> of the mixed down IF signal. Derived from the on-chip 2-bit A to D converter, synchronised to the CLK input clock signal.
13	SIGN	Output	Sign bit data output. A TTL compatible signal, representing the <i>polarity</i> of the mixed down IF signal. Derived from the on-chip 2-bit A to D converter, synchronised to the CLK input clock signal.
14	OPClk-	Output	40MHz Clock output - inverse phase. One side of a balanced differential output clock, with opposite polarity to Pin 15 - OPClk+. Used to drive a master-clock signal within the correlator chip.
15	OPClk+	Output	40MHz Clock output - true phase. Other side of a balanced differential output clock set, with opposite polarity to Pin 14 - OPClk-. Used to drive a master-clock signal within the correlator chip.
16	V_{DD} (IO)	Input	Positive supply to the Digital Interface. (See Note 2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

6 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Pin No.	Signal Name	Input/Output	Description
17	PDn	Input	Power-Down control input. A TTL compatible input, which when set to logic high, will disable ALL of the GP2010 functions, except the power-on reset block. Useful to reduce the total power consumption of the GP2010. If this feature is not required, the pin should be connected to 0V (V_{EE}/GND).
18	TEST	Input	Test control input - Disable PLL. A TTL compatible input, which when set to logic high, will disable the on-chip PLL, by disconnecting the divided-down VCO signal to the phase-detector. The VCO will free run at its upper range of frequency operation. If this feature is not required, the pin should be connected to 0V (V_{EE}/GND).
19	LD	Output	PLL Lock Detect output. A TTL compatible output, which indicates if the PLL is phase-locked to the PLL reference oscillator. Will become logic high only when phase-lock is achieved.
20	V_{EE} (DIG)	Input	Negative supply to the PLL and A to D converter.
21	AGC-	Output	AGC Capacitor output - inverse phase. One side of a balanced output from the AGC block within IF Stage 3, to which an external capacitor is connected to set the AGC time-constant.
22	AGC+	Output	AGC Capacitor output - true phase. One side of a balanced output from the AGC block within IF Stage 3, to which an external capacitor is connected to set the AGC time-constant.
23	V_{CC} (DIG)	Input	Positive supply to the PLL and A to D converter.
24	REF 2	Input	10.000MHz PLL Reference signal input . Input to which an externally generated 10.000MHz PLL reference signal should be ac coupled, if an external PLL reference frequency source (e.g TCXO) is used (see fig. 6). If no external reference is used, this pin forms part of the on-chip PLL reference oscillator, in conjunction with an external 10.000MHz crystal (see fig. 5).
25	REF 1	Input	PLL reference oscillator auxillary connection. Used in conjunction with Pin 24 (REF 2) to allow a 10.000MHz external crystal to provide the PLL reference signal if no external PLL reference frequency source (e.g TCXO) is used. This pin should NOT be connected if an external TCXO is being used (see fig. 5).
26, 32	V_{CC} (RF)	Input	Positive supply to the RF input and Stage 1 IF mixer. Both pins 26 & 32 (V_{CC} (RF)) are connected internally, but must both be connected to V_{CC} externally, to keep series inductance to a minimum.
27, 28, 30, 31	V_{EE} (RF)	Input	Negative supply to the RF input and Stage 1 IF mixer. Pins 27, 28, 30 & 31 are all connected internally, but must ALL be connected to 0V (V_{EE}/GND) externally, to keep series inductance to a minimum.

Pin No.	Signal Name	Input/Output	Description
29	RF Input	Input	RF input. The GPS RF input signal @ 1575.42MHz from an external antenna with LNA and filter is connected to this pin via an input-matching network (see fig.4).
33	O/P 1-	Output	Stage 1 mixer output @ 175.42MHz - inverse phase. One of a balanced output from first stage IF mixer, to which one input of an external balanced 175MHz bandpass filter is connected. External dc biasing is required via an inductor connected to $V_{CC}(RF)$ - the value of which is dependent on the filter used.
34	O/P 1+	Output	Stage 1 mixer output @ 175.42MHz - true phase. Second of a balanced output from first stage IF mixer, to which the second input of an external balanced 175MHz bandpass filter is connected. External dc biasing is required via an inductor connected to $V_{CC}(RF)$ - the value of which is dependent on the filter used.
35	$V_{CC}(2)$	Input	Positive supply to the Stage 2 IF mixer.
36	I/P 2-	Input	Stage 2 mixer input @ 175.42MHz - inverse phase. One of a balanced input to the second stage IF mixer, to which one of the balanced signal outputs from the external 175MHz bandpass filter is connected.
37	I/P 2+	Input	Stage 2 mixer input @ 175.42MHz - true phase. Second of a balanced input to the second stage IF mixer, to which the second of the balanced signal outputs from the external 175MHz bandpass filter is connected.
38,39	$V_{EE}(IF)$	Input	Negative supply to the Stage 2 IF mixer, and Stage 3 IF block.
40	O/P 2-	Output	Stage 2 mixer output @ 35.42MHz - inverse phase. One of a balanced output from second stage IF mixer, to which one input of an external balanced 35.42MHz bandpass filter is connected. External dc biasing is required via an Inductor connected to V_{CC} . (See Note 3)
41	O/P 2+	Output	Stage 2 mixer output @ 35.42MHz - true phase. Second of a balanced output from second stage IF mixer, to which the second input of an external balanced 35.42MHz bandpass filter is connected. External dc biasing is required via an Inductor connected to V_{CC} . (See Note 3)
42	$V_{CC}(3)$	Input	Positive supply to the Stage 3 IF mixer.
43	I/P 3-	Input	Stage 3 mixer input @ 35.42MHz - inverse phase. One of a balanced input to the third stage IF mixer, to which one of the balanced signal outputs from the external 35.42MHz bandpass filter is connected. (See Note 3)
44	I/P 3+	Input	Stage 3 mixer input @ 35.42MHz - true phase. Second of a balanced input to the third stage IF mixer, to which the second of the balanced signal outputs from the external 35.42MHz bandpass filter is connected. (See Note 3)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

8 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

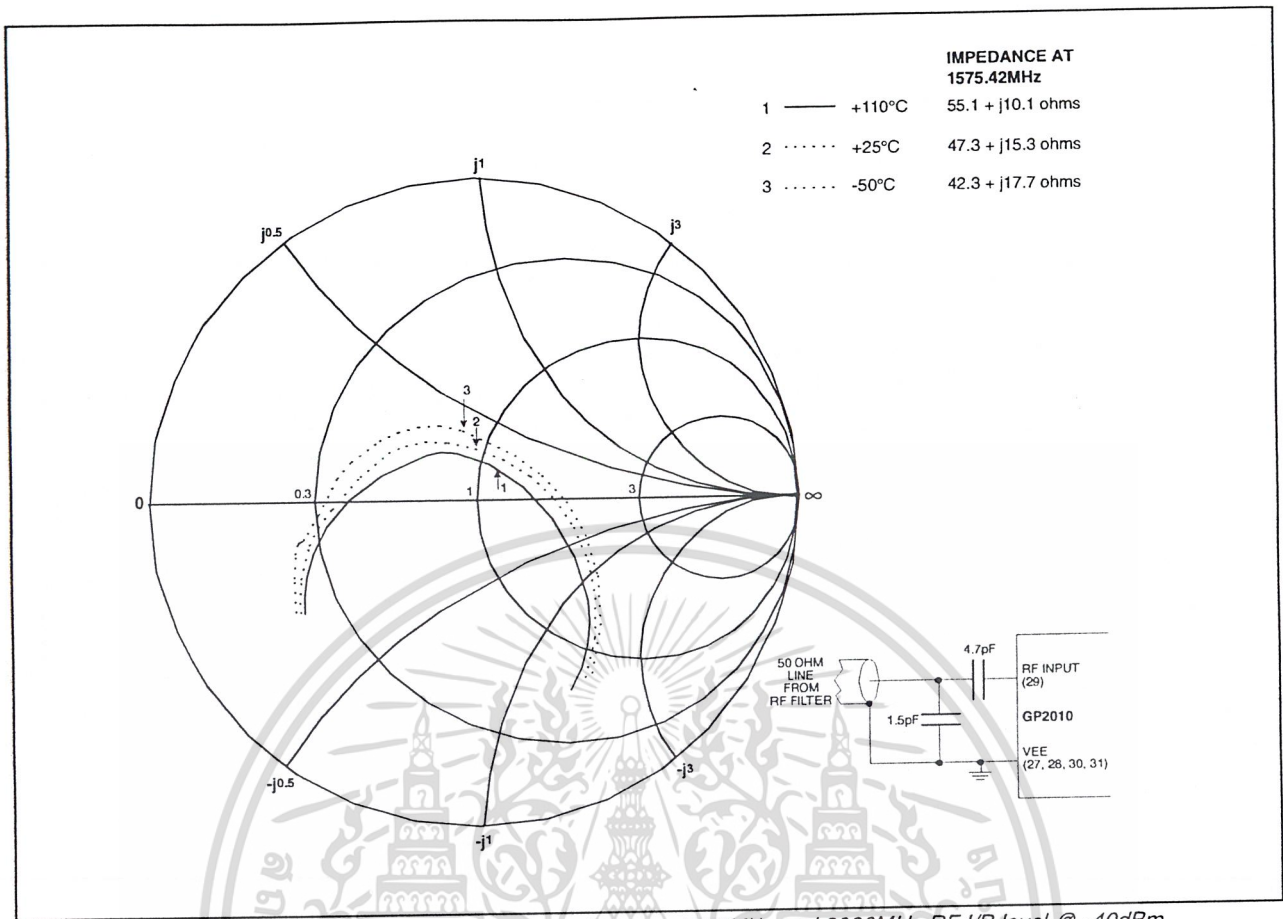


Fig. 28 Typical Matched RF I/P Impedance between 1000MHz and 2000MHz RF I/P level @ -40dBm

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไปกว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The DW9255 is a Surface Acoustic Wave (SAW) bandpass filter for use with the GP2000 Global Positioning System (GPS) receiver chip-set, available from Mitel Semiconductor. It is pre-tuned to the exact 2nd IF filter requirements of the GP2010 & GP2015 RF front-end devices, with a centre-frequency of 35.42MHz. The response is tuned for a flat passband, steep stopband and uniform passband group-delay with 3 external inductors. The device is realised on a Lithium Tantalate substrate and housed in a small leadless ceramic Surface Mount package.

The DW9255 gives significant improvement in correlated GPS Signal-to-Noise Ratio (SNR) performance compared to conventional LC bandpass filter schemes. This aids satellite signal acquisition and tracking capability from the GP2000 GPS chip-set. This device effectively filters out-of-band (unwanted) noise in the GPS signal. The Automatic Gain Control (AGC) within the GP2010 and GP2015 RF Front-end devices will then operate only on in-band noise for optimum gain and superior correlated GPS signal strength.

FEATURES

- Centre Frequency of 35.42MHz
- Insertion Loss of 17dB ±1dB (typical)
- 1dB Bandwidth 1.9MHz (typical)
- Passband Ripple 0.8dB (typical)
- Low Profile Ceramic Surface Mount Package
- Operating Temperature Range -40° to +85°C

APPLICATION

- Commercial Global Positioning

RELATED PRODUCTS AND PUBLICATIONS

Part	Description	Data Reference
GP2010	GPS receiver RF Front end	DS4050
GP2015	Miniature GPS receiver RF Front-end	DS4374

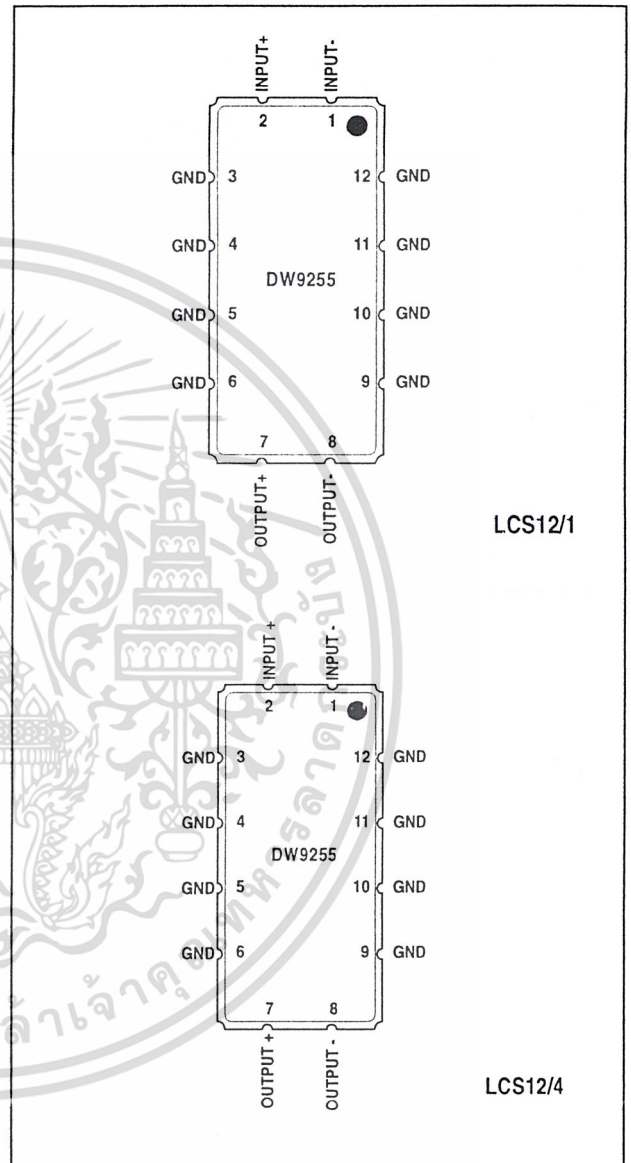


Fig.1 Pinout

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

DW9255

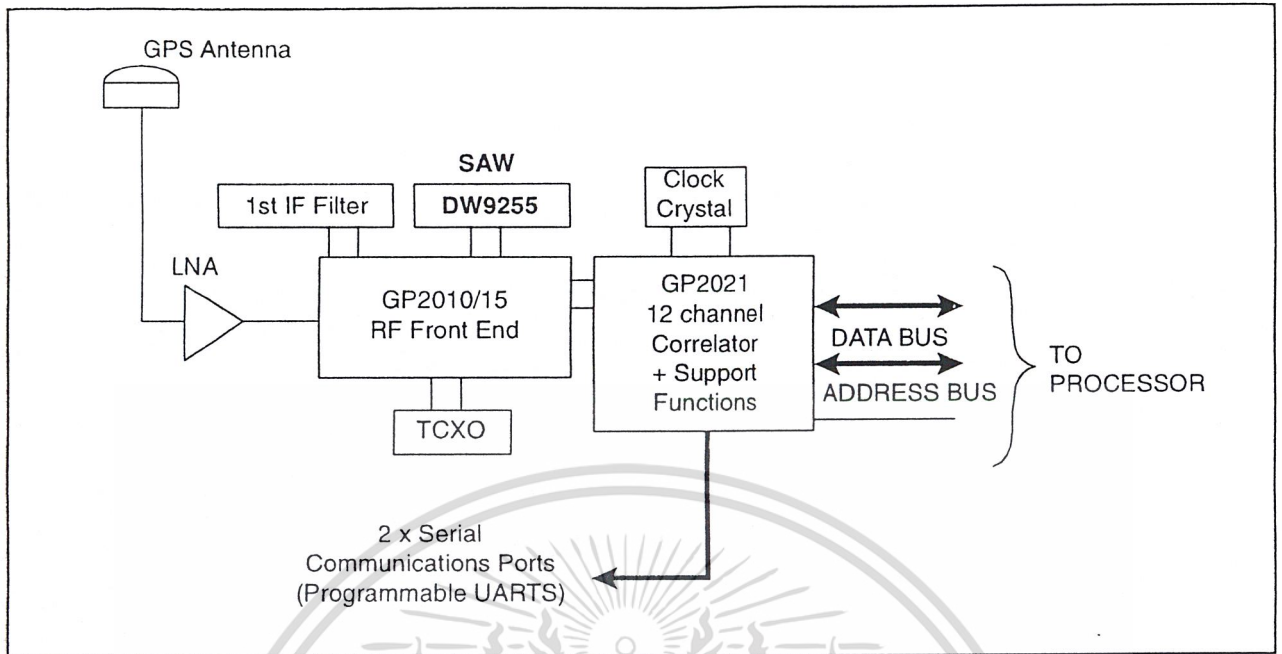


Fig.2 DW9255 used with GPS chipset

ELECTRICAL CHARACTERISTICS (Typ. @ 25°C)

Parameter	Min	Typ	Max	Units
Centre Frequency	-	35.42	-	MHz
1dB Bandwidth	1.6	1.9	-	MHz
Insertion Loss	16	17	18	dB
Amplitude Ripple (34.62 to 36.22MHz)	-	0.8	1.6	dB (pk to pk)
Relative Attenuation (relative to insertion loss)	<28MHz	35	40	dB
	<31MHz	30	35	dB
	<33.5MHz	21	25	dB
	>37.5MHz	21	25	dB
	>40MHz	25	30	dB
	>50MHz	30	40	dB
	>63MHz	28	35	dB
>73 - 110MHz	40	45	dB	
Group Delay Ripple (34.62 to 36.22MHz)	-	190	300	ns
Maximum Group Delay (34.62 to 36.22MHz)	-	1.6	1.7	µs
Operating Temperature Range	-40	-	+85	°C

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 2 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

DW9255 used as 2nd IF filter for GP2010/15

Centre Frequency	35.42MHz
Pass Band	±1.0MHz (within ±1.0dB)
Insertion loss	14-18dB
3rd IF Image frequency at 2nd IF	26.8MHz
Source Impedance	500Ω typical
Load Impedance	1000Ω typical

than 20dB) beyond this bandwidth, and so should have a brick-wall type response at these extremes. The DW9255 SAW filter provides a 1dB Bandwidth of typically 1.9MHz centred on 35.42MHz, with a typical pass band ripple of 0.8dB, when the SAW input and output capacitance is resonantly matched with inductors of optimum value. The out-of-band signal rejection is better than 21dB at ±2.0MHz, and better than ±35dB at ±7.5MHz.

The second external IF filter is connected between the output of Stage 2 and input of Stage 3. It is required to define the bandwidth of the RF section of the GPS receiver, hence it is critical to the receiver performance. The filter should be flat across the 2MHz bandwidth of the GPS Coarse-Acquisition (C/A) code signal. It should also have high rejection (greater

The frequency response of the DW9255 SAW filter with matching components is shown in Fig. 3. The matching components used with the GP2010/15 device are shown in Fig. 4.

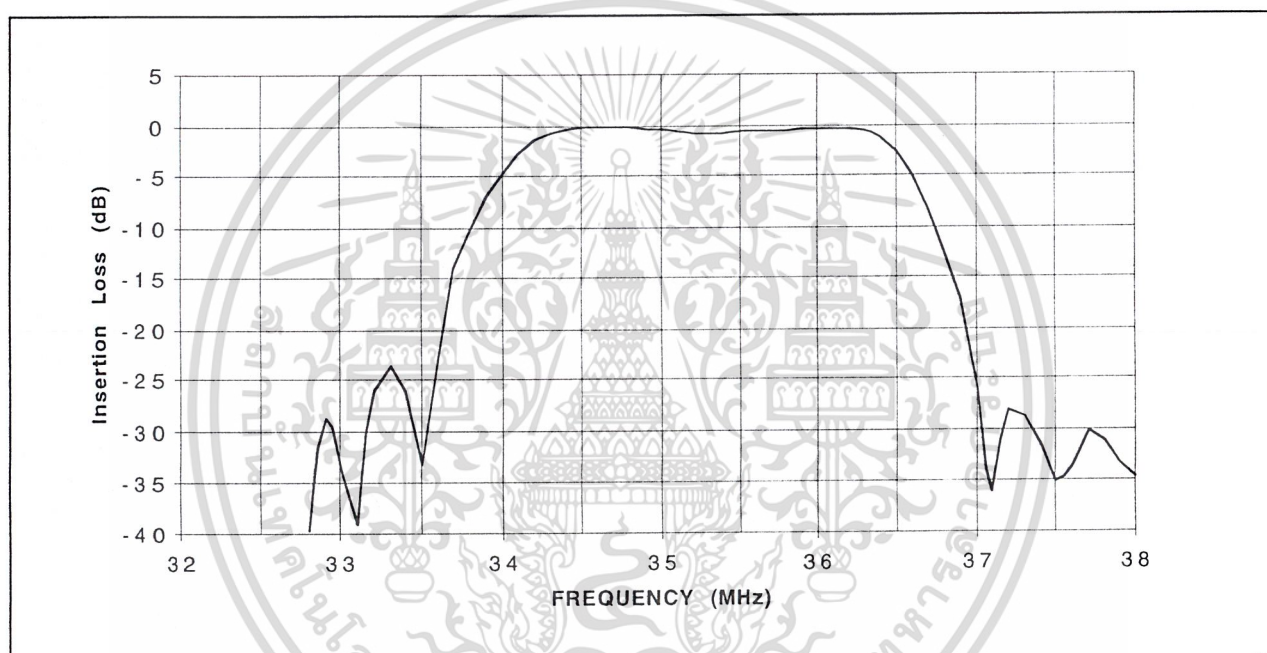
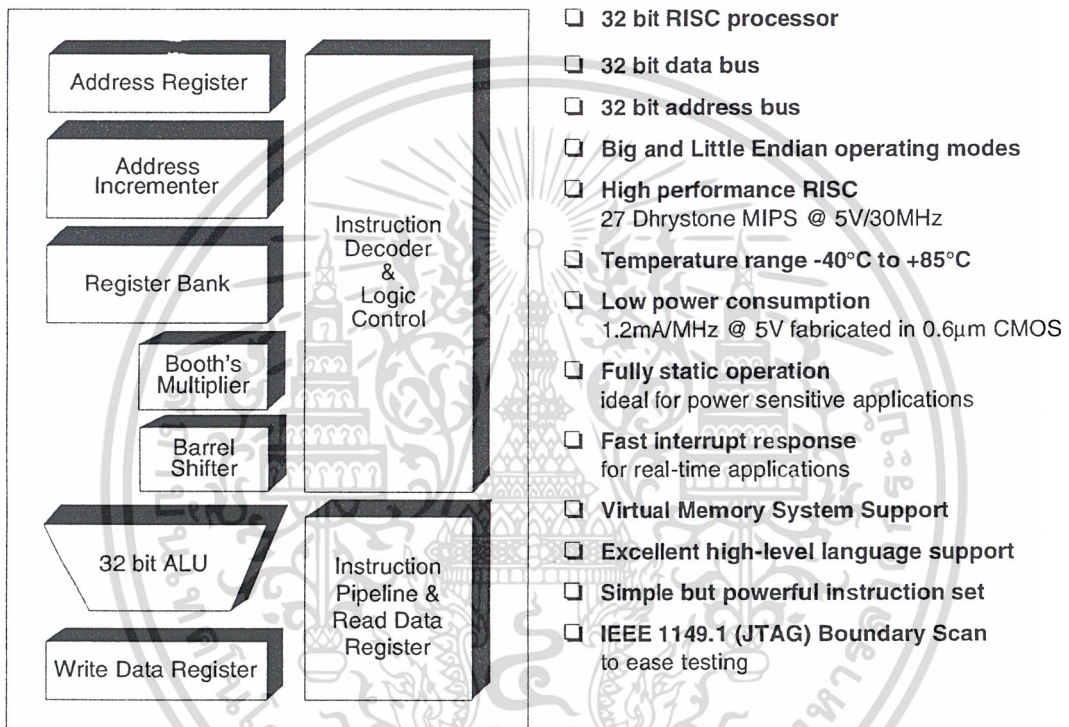


Fig.3 Typical frequency response of DW9255 SAW filter used as 2nd IF filter

The ARM60-B is a low power, general purpose 32-bit RISC microprocessor. It is an implementation of the ARM6 macrocell, packaged in a compact 100 pin Metric Quad Flat Pack. Its simple, elegant and fully static design is particularly suitable for cost and power sensitive applications.



Applications:

The ARM60-B is ideally suited to those applications requiring RISC performance from a compact, power efficient processor. These include:

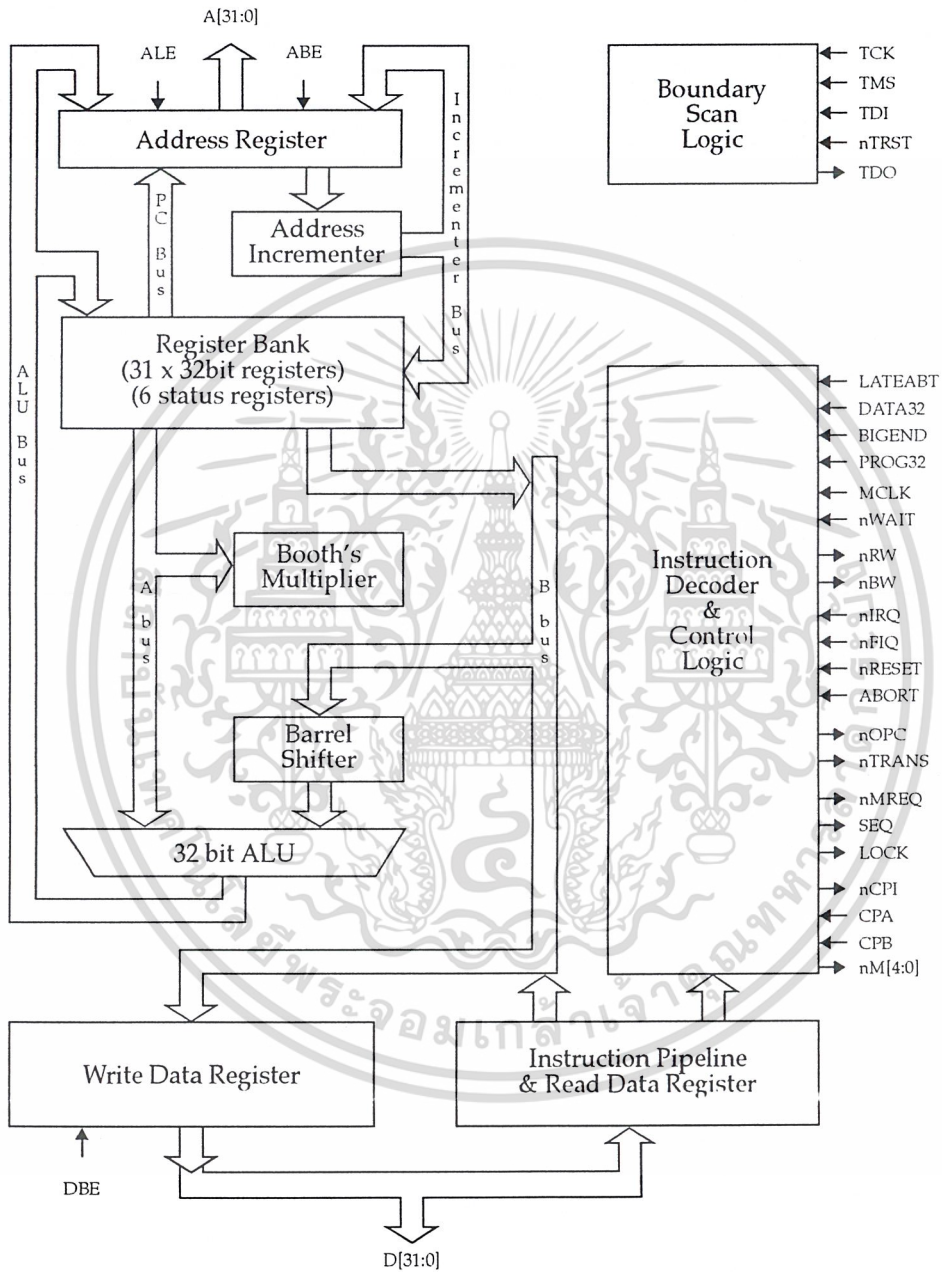
- Telecomms** - eg GSM terminal controller
- Datacomms** - eg protocol conversion
- Portable Computing** - eg palmtop computer
- Portable Instruments** - eg handheld data acquisition unit
- Automotive** - eg engine management unit
- Information Systems** - eg smart cards
- Consumer Multimedia** - low cost controller

Ordering Code
P60ARM-B/IG/GPFR

For full details please contact your local Mitel Semiconductor Customer Service Centres

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ARM60-B Overview



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.2 ARM60 Functional Diagram

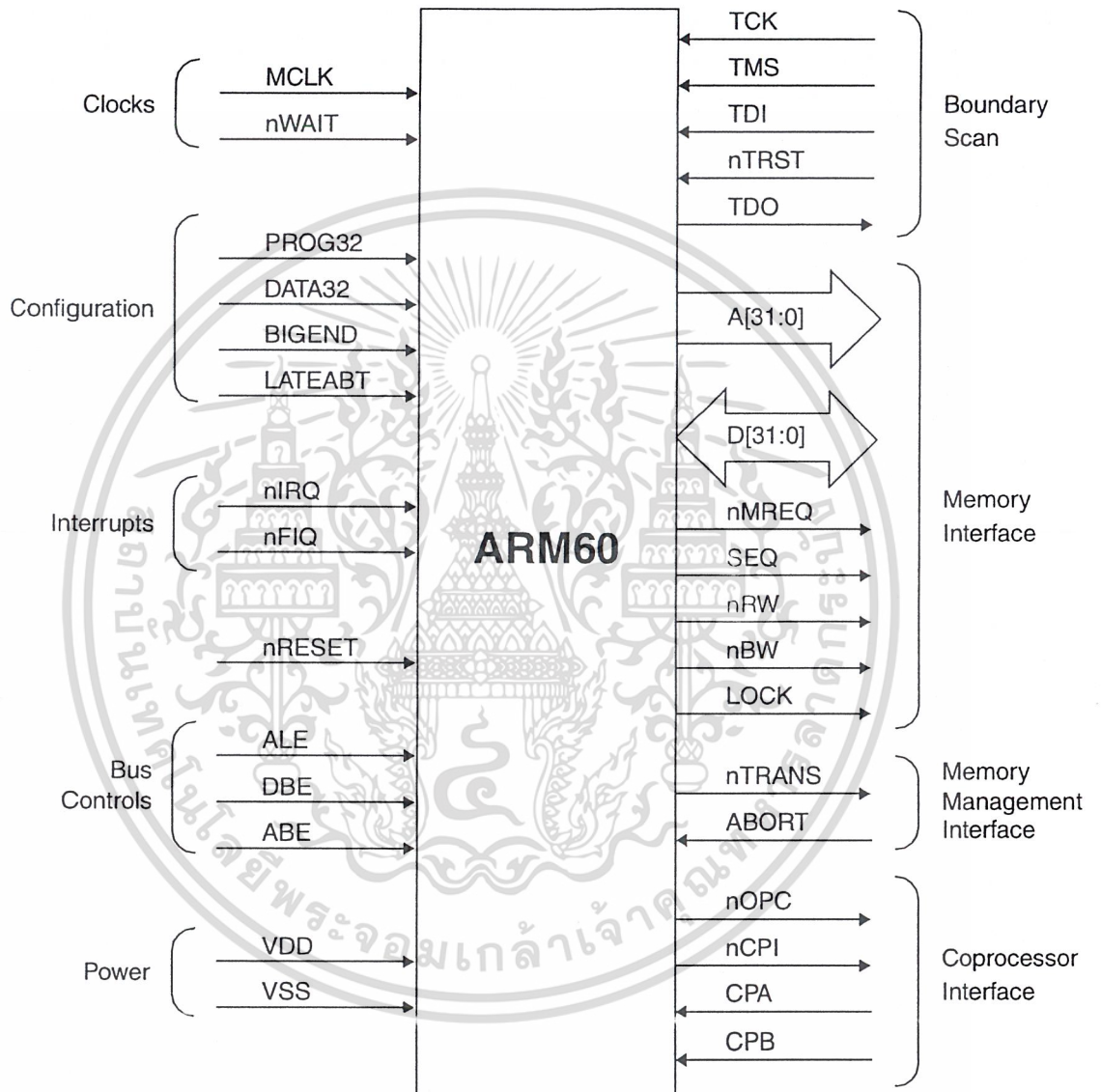


Figure 2: ARM60 Functional Diagram

OVERVIEW

The GPS ARCHITECT (Figure 1) is a development system intended for Global Positioning System (GPS) receiver design where a GPS receiver function needs to be embedded within OEM products at low cost.

GPS Architect operates as a 12 channel 'All-in-View' GPS receiver. Purchase of the product entitles the developer to use or modify the GPS code and to embed into host systems without royalty or extra licence fees.

The product uses the Mitel Semiconductor GP2000 chipset with the P60ARM-B processor (Figure 2). All GPS software (in 'C' source) is supplied for acquiring and tracking satellites. The software may be modified by the developer on a PC, and is compiled using the ARM Development toolkit supplied with the system. Within the source code, all routines have been extensively commented.

In addition to the software, the system contains a 12 channel receiver board with PC interface ports for receiver control and monitoring, and is supplied with active antenna, cables and user manual.

FEATURES

- Complete development system for GPS receiver design using 12 channel architecture
- Optimised acquisition, tracking, and navigation software available in 'C' source, with unrestrictive licence for use
- Differential GPS capability through serial port, giving higher accuracy
- Software and hardware debugging and monitoring facilities
- Up to 50% spare processor capacity using the ARM RISC chip

All software for GPS operation is supplied for a Windows™ V3.1 or Windows™ 95-based PC. It is intended that the developer can use the GPS code 'as-is', or enhance it to make it application-specific. Software is written and compiled on the host PC using the ARM Toolkit. Code development is interactive, with GPS Architect providing a hardware platform to host the compiled code to prove operation.

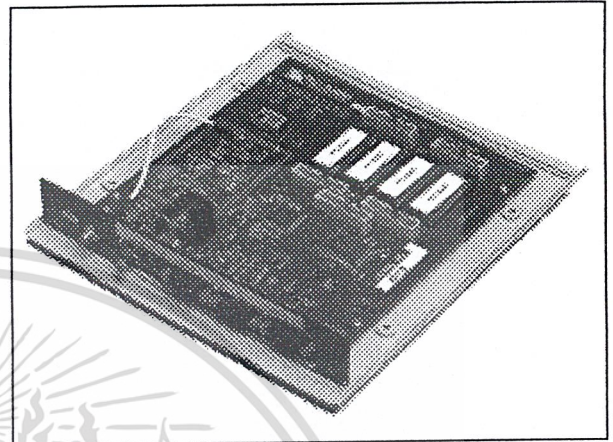


Figure 1 GPS Architect

The full GPS Architect System contains:

- Main board mounted in a plastic case
- Active antenna with magnetic mount and cable
- GPS software (on 3.5 inch floppy disk)
- Software licence agreement
- ARM Toolkit
- User Guide Documentation
- Power Supply
- Two serial cables for connecting GPS Architect to a PC

RELATED PRODUCTS

Part No	Description	Data Sheet Reference
DW9255	35.42 MHz SAW Filter	DS3861
GP2010	GPS RF Front End	DS4056
GP2015	GPS RF Front End	DS4374
GP2021	12 Channel Correlator	DS4057
P60ARM-B	32-bit RISC Processor	DS3553

Data is also available in *Global Positioning Products Handbook, HB4305 - 1.0 August 1996.*

ORDERING CODES

Full GPS Architect:	GPSARCHARM/01/SSTM
Basic GPS Architect:	GPSARCH/01/SSTM
(without ARM Toolkit)	
Hardware only:	GPSARCH/01/HARD
ARM Toolkit only:	GPSWT2PDLC/20/SOFT

GPS ARCHITECT

	Full System (incl Toolkit)	System	Hardware only	ARM Toolkit
Part number	GPSARCHARM/01/SSTM	GPSARCH/01/SSTM	GPSARCH/01/HARD	GPSWT2PDLC/20/SOFT
Main board	Yes	Yes	Yes	No
Antenna & Cable	Yes	Yes	Yes	No
2 PC cables	Yes	Yes	Yes	No
Power supply	Yes	Yes	Yes	No
Documents	Yes	Yes	No	No
GPS Software	Yes	Yes	No	No
ARM Toolkit	Yes	No	No	Yes

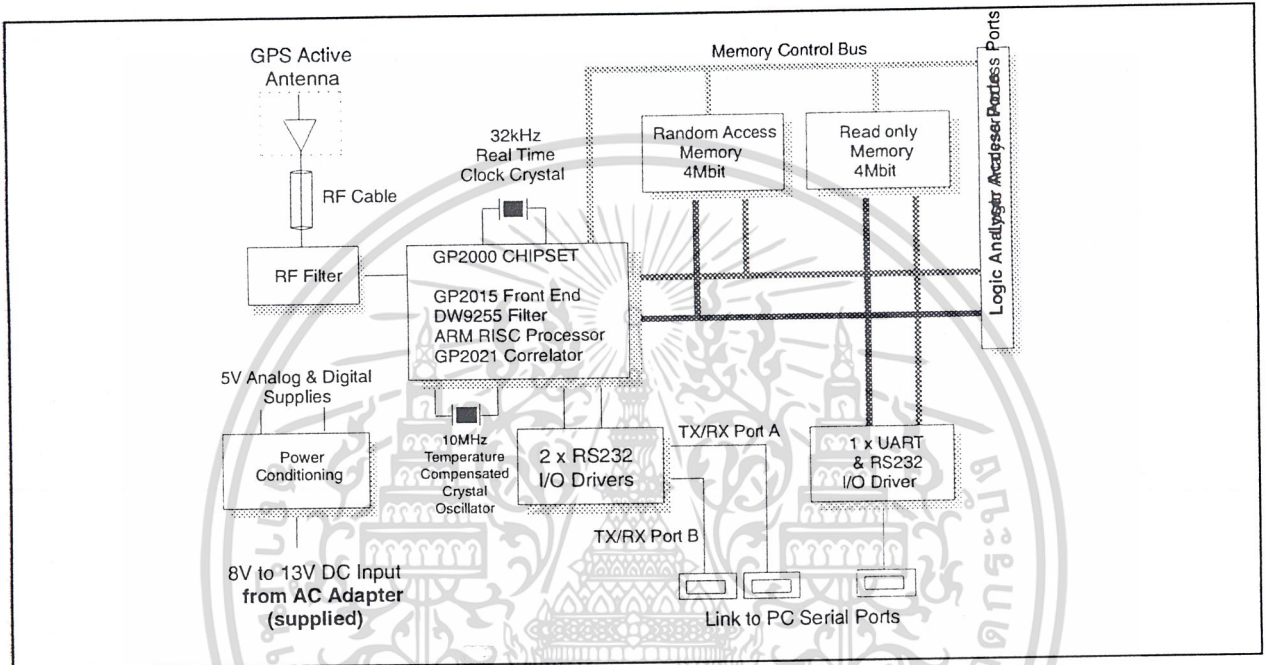


Figure 2 Block diagram of GPS Architect

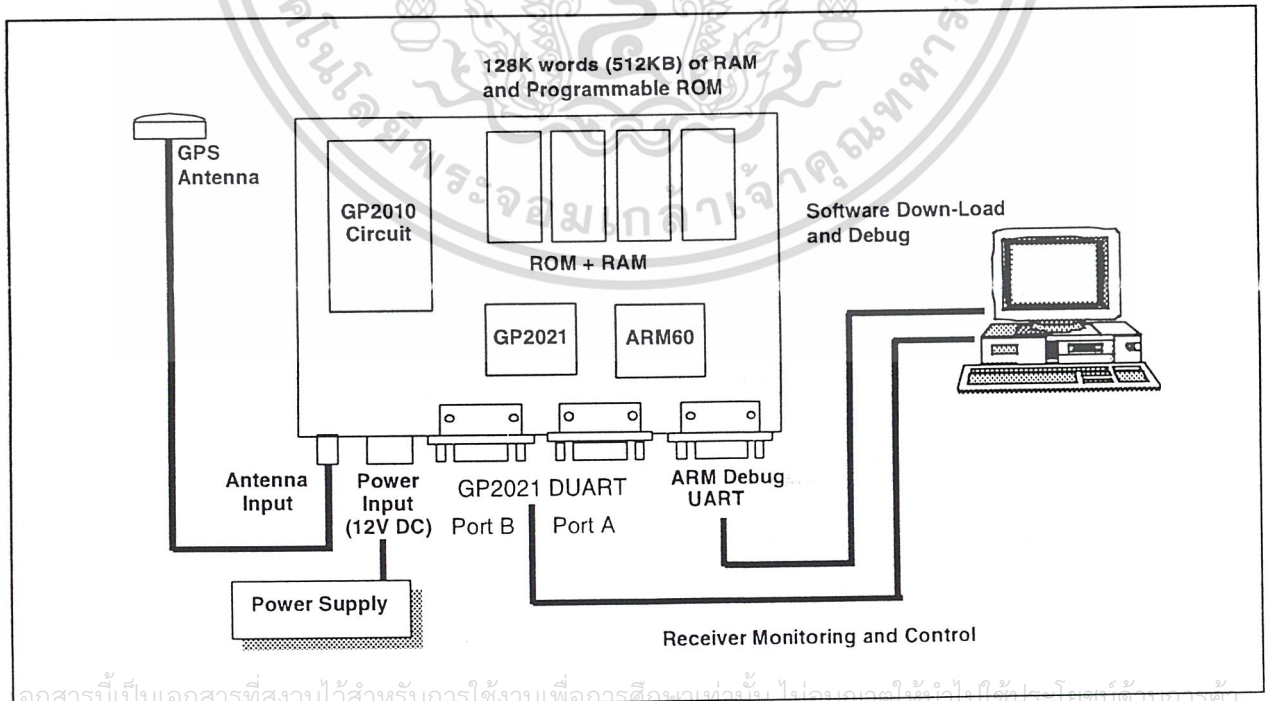


Figure 3 Connection of GPS Architect to other components

2 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

INTERFACING TO THE PC

External interfacing to the GPS Architect is shown in Figure 3.

The GPS Architect uses one of the on-chip Dual UART ports on the GP2021 correlator circuit for communications with the WINMON (WINdows MONitor) program. The other UART port is used for Differential GPS correction data if required for higher navigation accuracy. A third port is provided for software download and interactive debug during code development. This port is accessed via an independent UART (not on the GP2021 chip). All UART ports are RS232 compliant. Only a single PC hosting Windows™ 3.1 or Windows™ 95, with 2 spare COM ports, is required for full interactive software development on the GPS Architect platform.

Figure 4 shows the main screen display under WINMON operation with Differential GPS input enabled. Various other windows may be invoked to show the current navigation fix, satellite tracking information, debug status, processor activity, receiver status etc. as shown in Table 1.

The WINMON interface allows user control of the receiver operation. These commands allow the developer to set a number of conditions, such as number of tracking channels, cold start mode, reference position, initial position, elevation and GDOP masks, toggle altitude aiding; track modes; and commands for data logging etc. as shown in Table 2.

Display	Content
Navigation Data and Status	Latitude, Longitude, Geometric Dilution of Precision (GDOP), Date, Time, etc.
Channel Status	Elevation Indicator, SV (Satellite Vehicle) allocated, SV Elevation, Azimuth, Doppler, Pseudorange Error, Integrated Carrier Phase Error, state of lock, Signal to Noise Ratio (SNR) etc (for each of 12 channels)
Satellite Summary Data	Almanac Health, Almanac Status, SV Elevation, Azimuth & Doppler etc
Processing Status	Accumulations, measurements and subframes pending/missed, PLL lock loss, channels in use etc.
Operating Parameters	Receiver Configuration
Data Logging	Information concerning the logging of receiver data to file
System Status	Navigation status of the receiver (no-fix, 2-D fix, 3-D fix)
Comms Link Status	Status of the PC/GPS Architect communications link
Debug String	Debug information as defined by the developer

Table 1 WINMON display screens

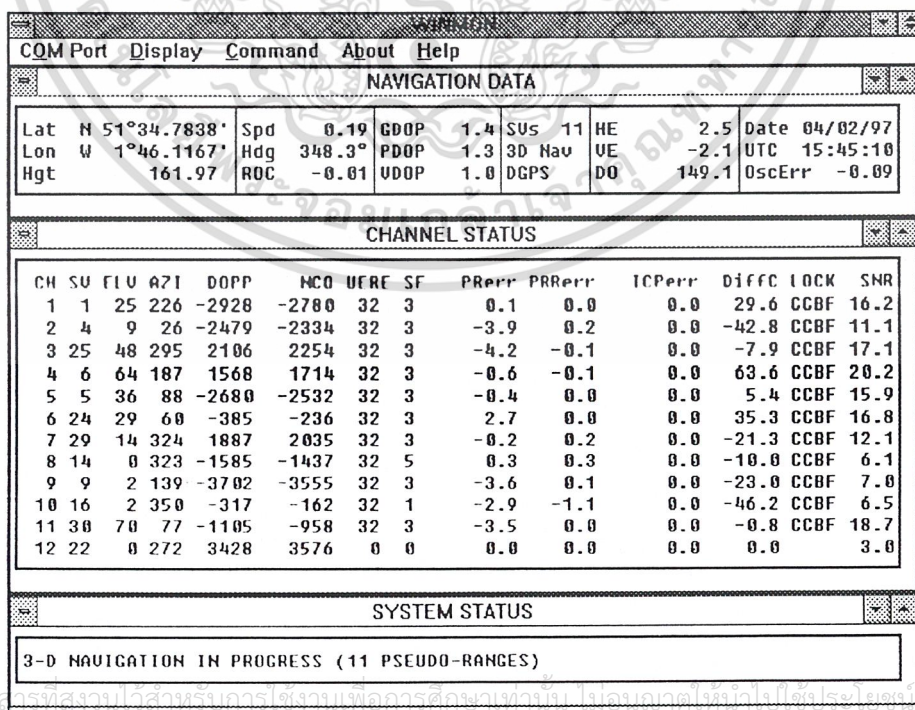


Figure 4 GPS Architect WINMON: Default Display

GPS ARCHITECT

Command	Comment
Active channels	Sets the number of channels (between 1 and 12) that will be used for satellite acquisition and tracking
Altitude aiding	Enables automatic 2-D navigation when applicable
Cold start	Initialises a receiver Cold Start (no initial information).
De-select satellite	Manually de-select the use of specified satellite
Don't move	Determines whether each navigation fix updates the GPS Architect position, or not
Elevation Mask	Sets the elevation mask (-90 to +90°) below which satellites are not used in the navigation solution
Initial Position	Set the receiver initial position estimate
Load almanacs	Load almanac and ephemeris data from a PC file
Log file	Enables saving of navigation fix data and receiver status information to a text file. The data records can be written at an interval of between 1 and 60 seconds
Oscillator Error	Set the estimated receiver oscillator error (ppm)
PDOP Mask	Set the receiver PDOP mask above which navigation will not occur
Reference position	Set the receiver reference position estimate
Reference Position Update	Set the receiver reference position to the current navigation fix position
Re-select Satellite	Re-select satellites which have previously been disabled
Satellite selection mode	Three options are available : - highest elevation - cold start - manual selection
Save Almanacs	Save almanac and ephemeris data to a PC file
Select satellites	Allows satellites to be manually allocated to receiver channels
Set time	Set the receiver time estimate

Table 2 WINMON receiver commands

SPECIFICATION

The specification below is based on the GPS Architect software as supplied and unmodified. It is expected that, during development, developers will optimise the software to meet their specific requirements.

Parameters	Value			Units	Conditions
	Min.	Typ.	Max.		
DC Power Supply	+8		+16	V	See note 1 See note 2, Zero base-line. Real-time differential.
Number of channels			12		
Accuracy		5		m	
Position Fix update rate	0.1		1.0	s	
Time to First Fix					
- cold start		150		s	See note 3
- warm start		45		s	See note 4
- hot start		15		s	See note 5
Signal reacquisition		2		s	See note 6
Velocity			300	km/hr	
Height			5000	m	

NOTES

1. Software selectable to reduce power and processor loading. The use of 12 channels allows for "all in view" tracking.
2. Without DGPS, Selective Availability (SA) reduces the accuracy to 72m 3D SEP.
3. Cold start : when the receiver is started without any accurate initialisation data. The satellite visibility list is considered to be inaccurate, and the almanac is unreliable and cannot be used.
4. Warm start : when the receiver is started from user-supplied information (with exception of ephemerides) with an accurate initial position.
5. Hot start : when the receiver is started from user-supplied information and where the receiver has been reliably tracking previously so that accurate satellite ephemerides are known. Generally this requires battery back-up RAM or some form of non-volatile memory to store the critical data. GPS Architect does not have battery back-up.
6. Satellite reacquisition : when the satellite signal is lost through obstruction following a period of successful navigation. The condition is entire sky blockage for a maximum of 30 seconds.

More information on TTFF (time to first fix) conditions is given below.

	Cold start	Warm start	Hot start
Reference oscillator error	4 ppm Temperature, voltage and ageing	Known to within \pm 0.1ppm	Known to within \pm 0.1ppm
Satellite almanacs	Unknown	1 week old	N/A
Satellite ephemerides	Unknown	Unknown	<4 hours old
Initial position estimate	Unknown	<100km	<100km
Initial time estimate	Unknown	<5 minutes	<5 minutes

Module Connections

Antenna input with 5V supply to antenna

Power Supply input

3 x RS232 connectors - Port A - Differential correction input

(see Figure 3) - Port B - Display information/WINMON

Debug Port - To download and debug programme code from the PC.

GPS ARCHITECT

ARM TOOLKIT

The GPS ARM Toolkit runs on PC platforms (386 and above), and has been developed with special attention to these requirements. It has a Graphical User Interface (GUI) and a multi-window debug environment, which together greatly enhance ease of use and productivity. The GPS ARM Toolkit is easy to install, and is immediately available to develop code for ARM6 and ARM7 based processors. The ARMulator is an instruction set emulator, rather than a logic simulator, and provides acceptably fast execution of code in a PC environment. For example, whereas typical CPU simulators may run thousands of times slower than the target processor, the emulated ARM runs on a 66MHz 486-based PC at 1/100th of the speed achieved by an actual ARM processor at 30MHz.

ARM TOOLKIT FEATURES

- Cross-development environment hosted on PC (386 and above)
- Full Windows support (Windows 3.1 and above)

- Project-based command shell
- Multiple windows - giving full visibility of source code and system state
- Supports all ARM6 and ARM7 RISC-based products from Mitel Semiconductor
- Built-in Emulator for early code development and debug
- Disassembler available for Hewlett Packard Logic Analysers

The Toolkit contains six key components:

- Windows-based Graphical User Interface (GUI) Shell - see Figure 5
- Mature Core Programming Tools (Compiler, Assembler, etc.)
- Full Software Emulation of ARM6 and ARM7 cores
- A powerful Windows-based Source Level Debugger
- A readily retargetable Debug Monitor
- Validated ANSI-compliant C libraries

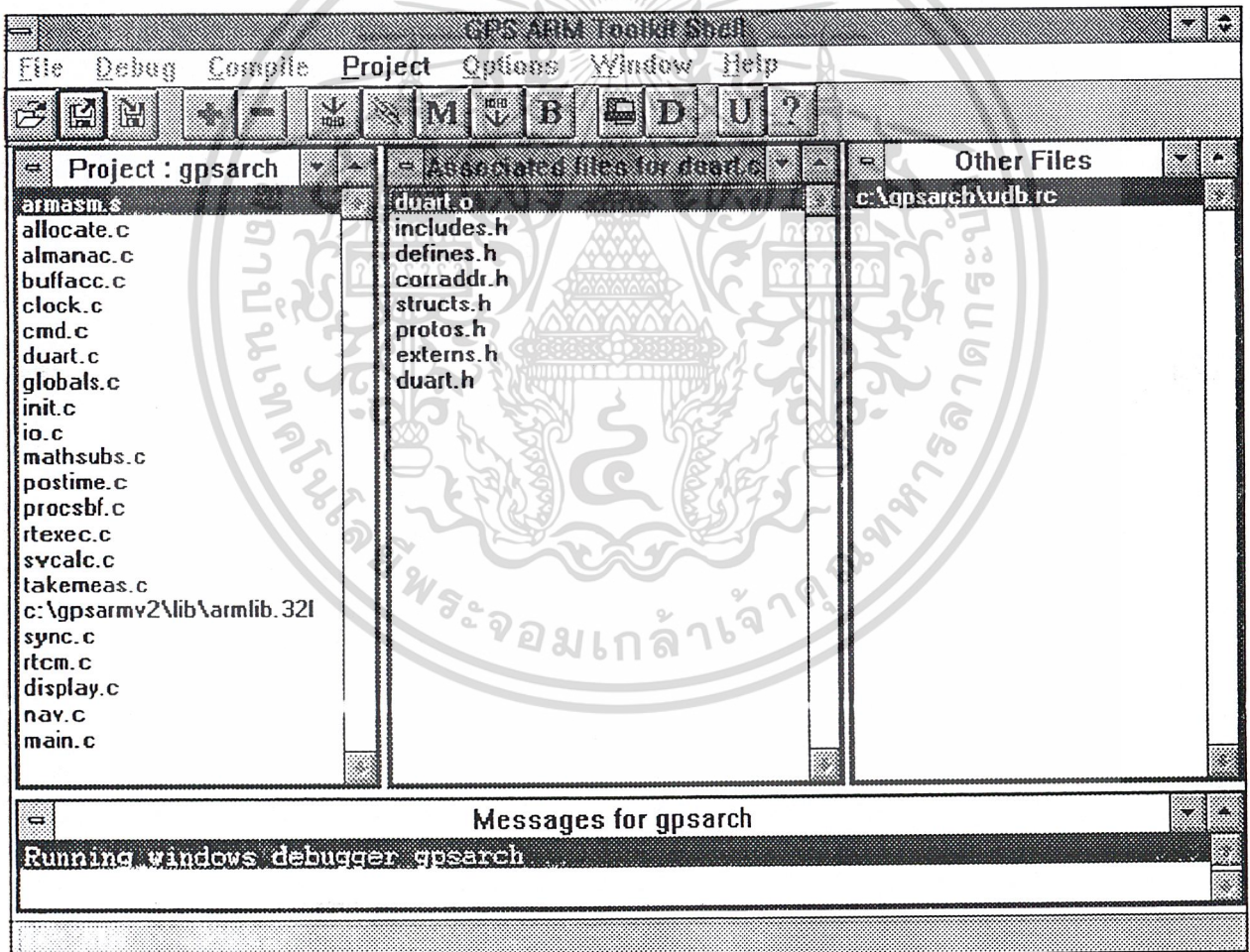


Figure 5 GUI Shell, showing Menu Bar, Tool Bar and the main Project and Message Windows

GRAPHICAL USER INTERFACE (GUI)

The GPS ARM Shell is a full Windows GUI, so new users who are already familiar with popular Windows applications will become productive almost immediately. It allows users to develop their ARM applications easily and efficiently, grouping program elements in Projects to aid the organisation and management of complex systems.

All elements of the Toolkit are invoked from the Shell, generally aided by quick-access buttons, with their options being set using convenient Dialog Boxes. Ease of use has been a key consideration throughout the design of the Shell; for example, double clicking on a file name opens that file for editing, and different editors can be associated with different file types to suit the user's preferences. A source code editor is not supplied with the Toolkit, but links are set initially to Windows Notepad.

The Shell also provides a MAKE utility, which checks for files that have changed, checks inter-dependencies, compiles, assembles and links the code as necessary, and creates symbol tables (if required) for debugging. A single click on the quick-access MAKE button generates a guaranteed up-to-date executable of the whole project under development.

THE UDB DEBUGGER

UDB is a universal source-code level debugger. It runs under Windows, and supports most popular embedded processors and cross compilers.

A typical screen is shown in Figure 6.

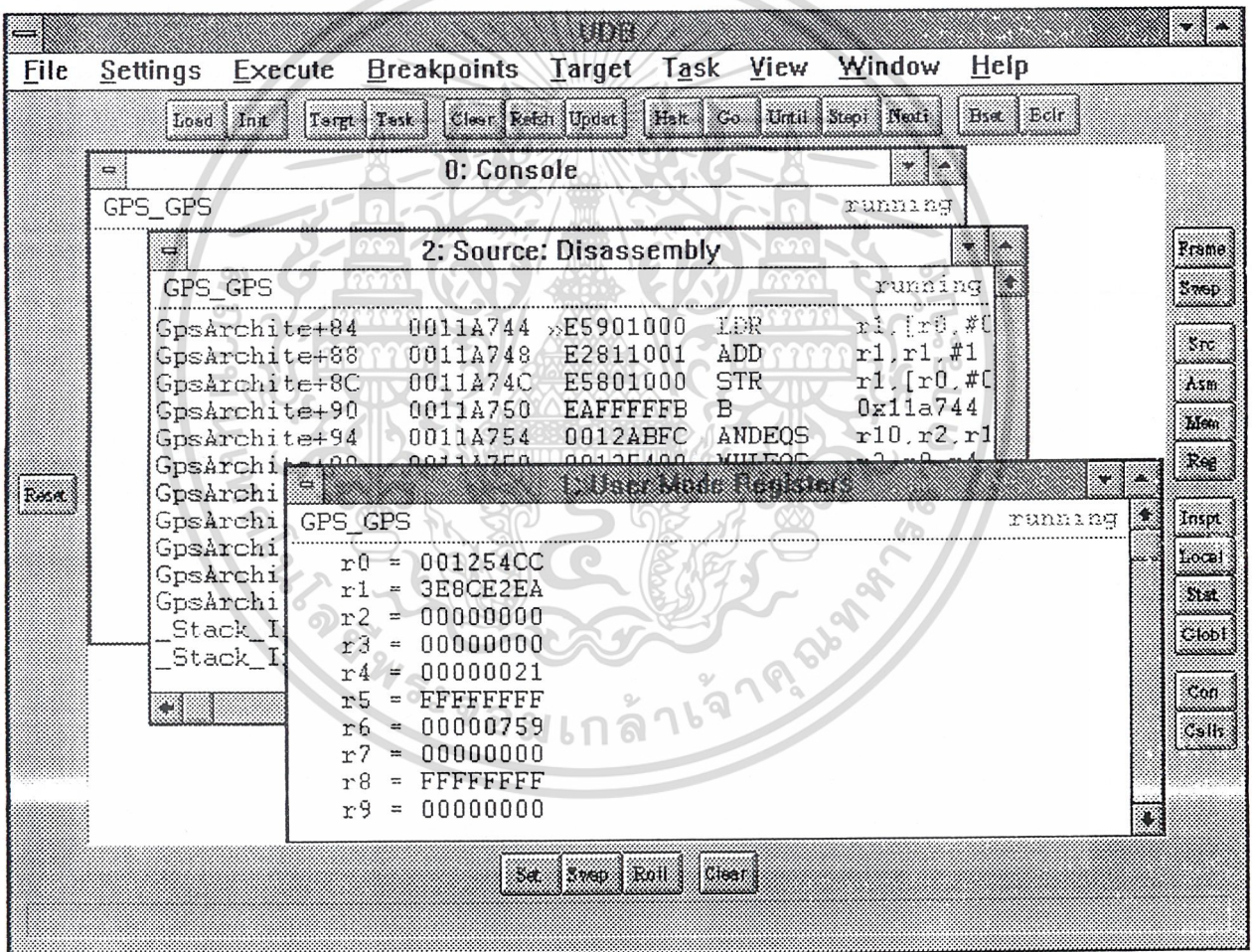


Figure 6 UDB Screen

UMON is the Universal Monitor associated with UDB. It runs on the target hardware and allows UDB to communicate with, and control, the ARM processor or microcontroller.

During a debugging session multiple windows can be opened, providing views of source code, disassembled

code, memory contents, processor registers, variables etc. The information in these windows can be displayed in a variety of formats, selectable by the user. Most windows allow interactive editing of the displayed data.

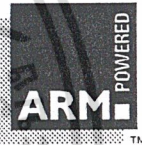
เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์สงวนไว้สำหรับบริการเชิงวิชาการเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

GPS ARCHITECT

GLOSSARY OF TERMS

ARM	Advanced Risc Machines Ltd, UK
C/A code	Coarse/Acquisition code
DGPS	Differential GPS
GDOP	Geometric Dilution of Precision
GPS	Global Positioning System
L1 Band	1.57542 GHz
PDOP	Position Dilution of Precision
RISC	Reduced Instruction Set Computer
RTCM	Radio Technical Commission for Maritime Services
SEP	Spherical Error Probability: The radius of a sphere that would contain 50% of the error
SPS	Standard Positioning Service
TTFF	Time to first fix
VDOP	Vertical Dilution of Precision

The ARM core is manufactured under Licence from Advanced RISC Machines Ltd
ARM and the ARM Powered Logo are trademarks of Advanced RISC Machines Ltd
All trademarks and registered trademarks are the property of their respective companies



HEADQUARTERS OPERATIONS

MITEL SEMICONDUCTOR

Cheney Manor, Swindon,
Wiltshire SN2 2QW, United Kingdom
Tel: (01793) 518000
Fax: (01793) 518411

MITEL SEMICONDUCTOR

1500 Green Hills Road,
Scotts Valley, California 95066-4922
United States of America.
Tel (408) 438 2900
Fax: (408) 438 5576/6231

Internet: <http://www.gpsemi.com>

CUSTOMER SERVICE CENTRES

- FRANCE & BENELUX Les Ulis Cedex Tel: (1) 69 18 90 00 Fax : (1) 64 46 06 07
- GERMANY Munich Tel: (089) 419508-20 Fax : (089) 419508-55
- ITALY Milan Tel: (02) 660/151 Fax: (02) 66040993
- JAPAN Tokyo Tel: (03) 5276-5501 Fax: (03) 5276-5510
- KOREA Seoul Tel: (2) 5668141 Fax: (2) 5697933
- NORTH AMERICA Scotts Valley, USA Tel: (408) 438 2900 Fax: (408) 438 5576/6231
- SOUTH EAST ASIA Singapore Tel:(65) 3827708 Fax: (65) 3828872
- SWEDEN Stockholm Tel: 46 8 702 97 70 Fax: 46 8 640 47 36
- TAIWAN, ROC Taipei Tel: 886 2 25461260 Fax: 886 2 27190260
- UK, EIRE, DENMARK, FINLAND & NORWAY
Swindon Tel: (01793) 726666 Fax : (01793) 518582

These are supported by Agents and Distributors in major countries world-wide.

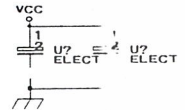
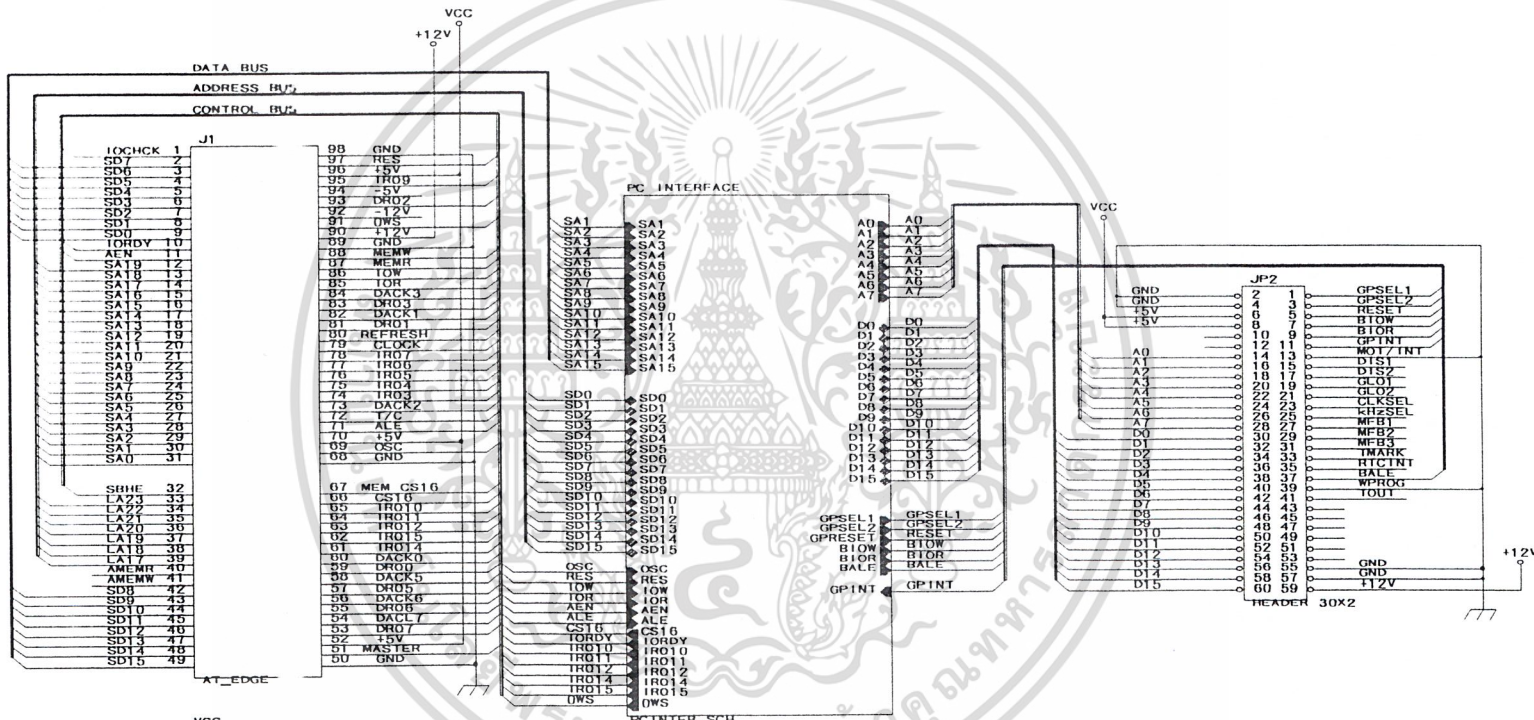
© Mitel Corporation 1998 Publication No. DS4605 Issue No. 2.5 March 1997

TECHNICAL DOCUMENTATION – NOT FOR RESALE. PRINTED IN UNITED KINGDOM

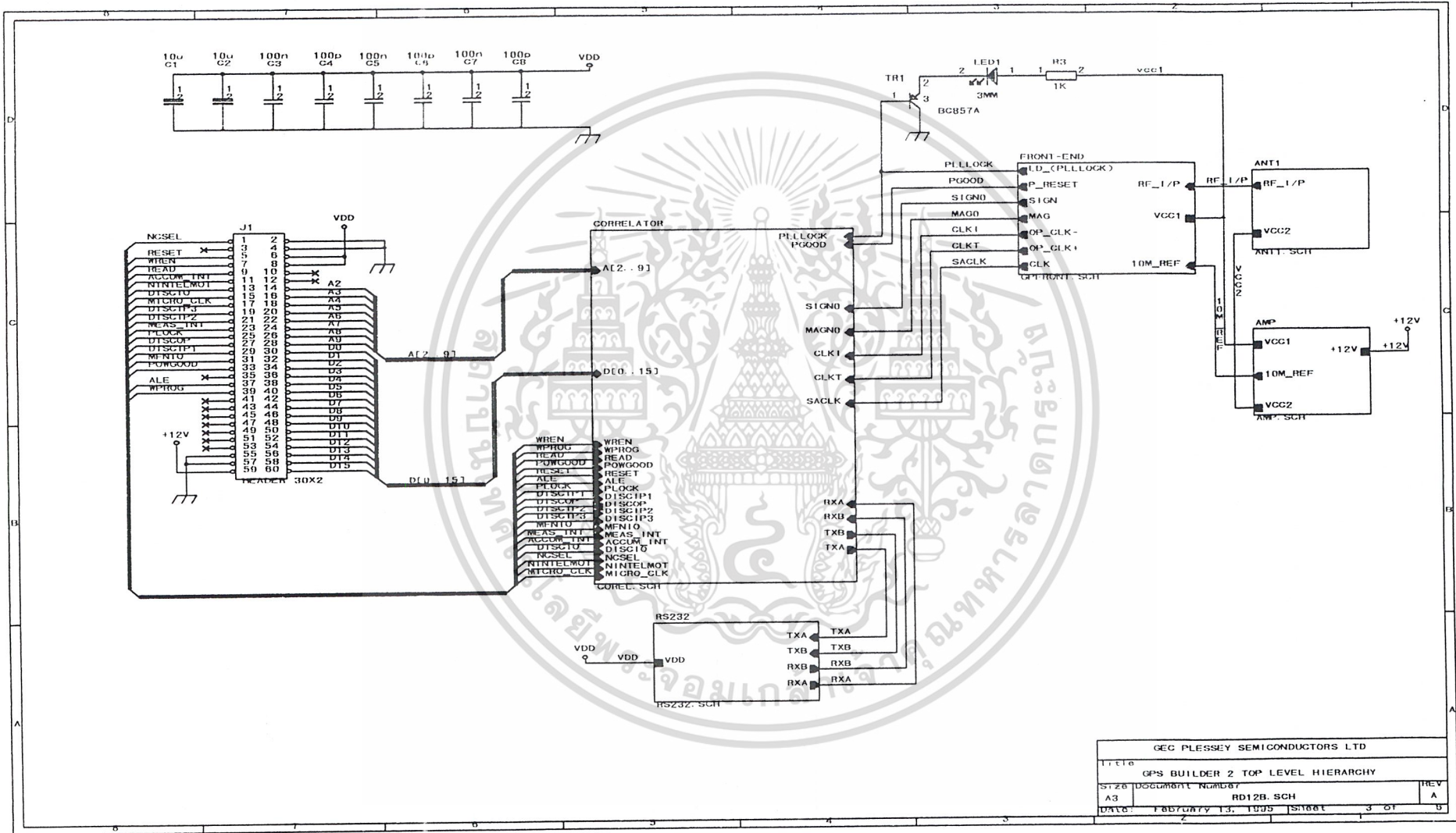
This publication is issued to provide information only which (unless agreed by the Company in writing) may not be used, applied or reproduced for any purpose nor form part of any order or contract nor to be regarded as a representation relating to the products or services concerned. No warranty or guarantee express or implied is made regarding the capability, performance or suitability of any product or service. The Company reserves the right to alter without prior notice the specification, design or price of any product or service. Information concerning possible methods of use is provided as a guide only and does not constitute any guarantee that such methods of use will be satisfactory in a specific piece of equipment. It is the user's responsibility to fully determine the performance and suitability of any equipment using such information and to ensure that any publication or data used is up to date and has not been superseded. These products are not suitable for use in any medical products whose failure to perform may result in significant injury or death to the user. All products and materials are sold and services provided subject to the Company's conditions of sale, which are available on request.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษานี้ ไม่อนุญาตให้ทำซ้ำโดยไม่ขออนุญาต
All brand names and product names used in this publication are trademarks, registered trademarks or trade names of their respective owners.

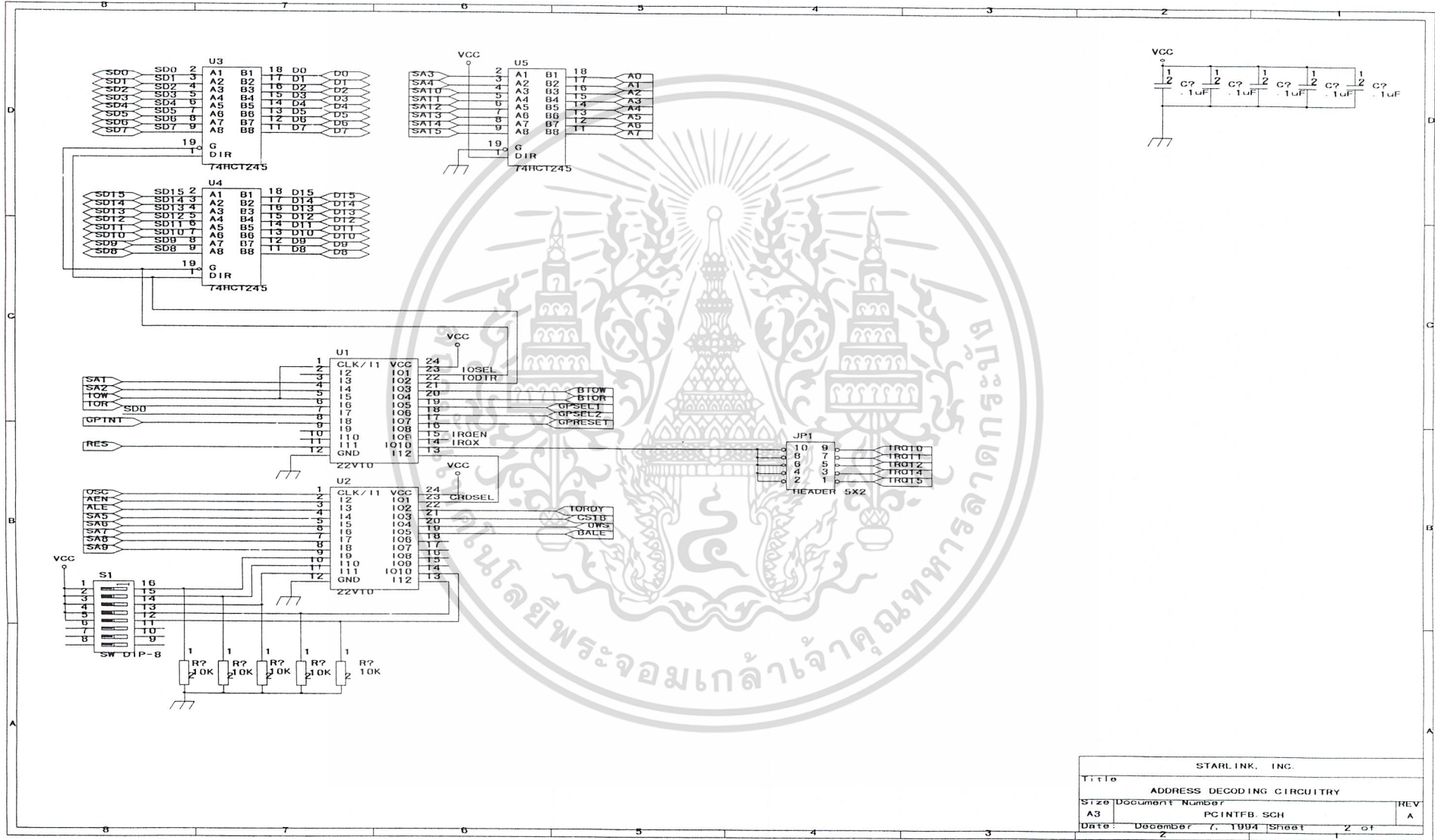
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



STARLINK, INC.		
Title RD12 PC INTERFACE CARD		
Size A3	Document Number PCINTFA, SCH	REV A
Date: December 7, 1994	Sheet 1 of 6	



GEC PLESSEY SEMICONDUCTORS LTD			
Title GPS BUILDER 2 TOP LEVEL HIERARCHY			
SI 26	DCSCM671 NCML67	REV	A
A3	RD12B. SCH		
DATE:	FEBRUARY 13, 1995	SI881	3 OF 5



STARLINK, INC.			
Title ADDRESS DECODING CIRCUITRY			
Size A3	Document Number PCINTFB. SCH	REV A	
Date: December 7, 1994	Sheet 2 of 2		

กิติกรรมประกาศ

โครงการการศึกษาเกี่ยวกับเครื่องรับสัญญาณ GPS นี้ สำเร็จลงได้ก็ด้วยความช่วยเหลือจากบุคคลหลายๆท่าน ที่คอยช่วยทั้งในด้านความรู้ ประสบการณ์ เครื่องมืออุปกรณ์ ตลอดจนเป็นที่ปรึกษา ทั้งยังคอยเป็นกำลังใจในการทำงานให้สำเร็จลุล่วงลงได้ ซึ่งคงต้องขอกล่าวถึงบุคคลเหล่านั้น คือ

อ.สุทธิชัย นพนาศิพงษ์ และ อ.ณรงค์ เหมภรณ์ อาจารย์ที่ปรึกษาโครงการ ที่คอยให้คำแนะนำ ช่วยเหลือและเอาใจใส่ในโครงการ รวมถึงการอำนวยความสะดวกในการใช้ห้องปฏิบัติการ

คุณพ่อ คุณแม่ ที่คอยเป็นกำลังใจให้อยู่เสมอ ทำให้นี้ทำงานชิ้นนี้ได้สำเร็จ

รวมถึงเพื่อนๆ ที่คอยช่วยเหลือ แนะนำ ตลอดจนความรู้สึที่ดีๆที่มีให้ ทำให้โครงการชิ้นนี้ สำเร็จลงด้วยดี



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หนังสืออ้างอิง

- [1] Kaplan Elliot D., *Understanding GPS : Principles and Applications*, Artech House Publisher, Boston, 1996
- [2] ไพศาล อารีประเสริฐกุล และคณะ, ปริญญาโท, การศึกษาระบบบอกตำแหน่งการเคลื่อนที่ของวัตถุโดยใช้ระบบ GPS, ภาควิชาโทรคมนาคม คณะวิศวกรรมศาสตร์ สจล, กรุงเทพฯ, 2540
- [3] Philip Mattos, "Systems Part : GPS", *ELECTRONICS WORLD + WIRELESS WORLD*, December 1992-Mar 1993
- [4] พิชัย ภักดีพานิชเจริญ, *ทฤษฎีและการใช้งานความถี่ย่านไมโครเวฟ*, สำนักพิมพ์ฟิสิกส์เซ็นเตอร์, กรุงเทพฯ, 2536
- [5] ถวิล พึ่งมา, *การออกแบบวงจรโทรคมนาคม*, โครงการตำรา คณะวิศวกรรมศาสตร์ สจล, กรุงเทพฯ
- [6] ทนง โชติสรยุทธ์, "ข้อสงสัยเกี่ยวกับการเลือกใช้สายโคแอกเชียล", *รวมบทความและโครงการวิทยุสมัครเล่น 1*, สำนักพิมพ์ซีอีคยูเคชั่น, กรุงเทพฯ
- [7] Website
<http://www.mitelsemi.com>
<http://www.questlink.com>
<http://www.utexas.edu/depts/grg/gcraft/note/gps/gps.html>
<http://www.ghgcorp.com/wagenx/gps.htm>

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้