ระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล

เรืออากาศเอก วัชรพงษ์ เข็มเพ็ชร

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญา วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า   ภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ปีการศึกษา 2548

ISBN 974-17-5398-5

ลิขสิทธิ์ของจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

REMOTE FLIGHT MONITORING AND DIAGNOSIS-AIDED SYSTEM

Flt.Lt.Watcharapong Khempet

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements
for the Degree of Master of Engineering Program in Electrical Engineering
Department of Electrical Engineering
Faculty of Engineering
Chulalongkorn University
Academic Year 2005

ISBN 974-17-5398-5

หัวข้อวิทยานิพนธ์	ระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล
โดย	เรืออากาศเอก วัชรพงษ์ เข็มเพ็ชร
สาขาวิชา	วิศวกรรมไฟฟ้า
อาจารย์ที่ปรึกษา	อาจารย์ ดร. สมบูรณ์ จงชัยกิจ

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญามหาบัณฑิต

.... คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์

(ศาสตราจารย์ ดร.ดิเรก ลาวัณย์ศิริ)

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

.... ประธานกรรมการ

(รองศาสตราจารย์ ดร.วาทิต เบญจพลกุล)

.... อาจารย์ที่ปรึกษา

(อาจารย์ ดร.สมบูรณ์ จงชัยกิจ)

.... กรรมการ

(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.สุภาวดี อร่ามวิทย์)

.... กรรมการ

(นาวาอากาศตรี สุนันท์ ชูมาลี)

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

วัชรพงษ์ เข็มเพ็ชร : ระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล. (REMOTE FLIGHT MONITORING AND DIAGNOSIS-AIDED SYSTEM)อ. ที่ปรึกษา : อ.ดร.สมบูรณ์ จงชัยกิจ, 116 หน้า. ISBN 974-17-5398-5

วิทยานิพนธ์นี้กล่าวถึงการศึกษา ออกแบบ และสร้างระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกลซึ่งจะนำไปใช้ควบคุมบ.เป้าบินระยะไกลผ่านหน้าจอมอนิเตอร์โดยควบคุมได้ไกลถึง 8 กิโลเมตรเป็นอย่างน้อย ระบบนี้จะช่วยให้การควบคุมบ.เป้าบินปลอดภัยและสะดวกยิ่งขึ้น

ระบบประกอบด้วยภาคอากาศและภาคพื้น ภาคอากาศประกอบด้วยจีพีเอส ไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิต ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่าง หน่วยจัดการข้อมูลการบิน อุปกรณ์เก็บข้อมูลและภาคส่งโมเด็มไร้สาย ภาคพื้นดินประกอบด้วยภาครับโมเด็มไร้สายและอุปกรณ์แสดงผลซึ่งแสดงตำแหน่งบ.เป้าบินบนแผนที่และเครื่องวัดประกอบการบิน การสื่อสารผ่านโมเด็มไร้สายได้มีการเข้ารหัสรีด-โซโลมอน(14,10)เพื่อแก้ไขความผิดพลาดเนื่องจากสัญญาณรบกวนที่อาจเกิดขึ้น ข้อมูลการบินจะถูกบันทึกไว้ในอุปกรณ์เก็บข้อมูลของภาคอากาศและอุปกรณ์แสดงผลของภาคพื้นเพื่อช่วยในการวิเคราะห์เส้นทางการบินและท่าทางการบิน

การทดสอบแบ่งเป็น 2 ส่วนคือการทดสอบในห้องปฏิบัติการและการทดสอบภาคสนาม โดยการทดสอบภาคสนามได้มีการทดสอบระบบที่ระยะ 10 กิโลเมตรจำนวน 10 รอบเป็นเวลา 2 ชั่วโมง ผลการทดสอบเป็นที่น่าพอใจ ระบบพร้อมที่จะนำไปใช้งาน

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ภาควิชา วิศวกรรมไฟฟ้า ลายมือชื่อนิสิต ...
สาขา วิชา วิศวกรรมไฟฟ้า ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา ...
ปีการศึกษา 2548

4570735721 : MAJOR ELECTRICAL ENGINEERING

KEY WORD: MONITORING / FPGA / REED-SOLOMON / FLIGHT INSTRUMENT / DIAGNOSIS / MAP

WATCHARAPONG KHEMPET:REMOTE FLIGHT MONITORING AND DIAGNOSIS-AIDED SYSTEM. THESIS ADVISOR : SOMBOON CHONGCHAIKIT,D.Ing.,116 pp. ISBN: 974-17-5398-5.

This thesis describes the study, design and development of a Remote Flight Monitoring and Diagnosis-Aided System that will be used to remotely control a target aircraft via monitor at the distance at least 8 kilometers. This system makes target aircraft control safer and easier.

The system consists of air section and ground section. The air section is composed of a GPS, a gyroscope, a static pressure transducer, a different pressure transducer, a flight data management unit, a storage device, and a radio modem transmitter. Ground section is composed of a radio modem receiver, and a display equipment which displays the position of target aircraft on the map and flight instruments. Reed-Solomon(14,10) code is used during data transmission between radio modems to correct the errors due to noise. Flight datas are recorded at the storage device of air section and the display equipment of ground section for flight path and aerobatics diagnosis.

Test in laboratory and field tests were performed. One of the field test was carried out at 10 kilometers ten times for two hours. The results are satisfactory. The system is ready to use.

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

Department ....Electrical Engineering....... Student's signature..............................

Field of study.......Electrical Engineering........ Advisor's signature..............................

Academic year..............2005......................

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้มิอาจสำเร็จได้หากขาดความช่วยเหลืออย่างดียิ่งจากอาจารย์ ดร. สมบูรณ์ จงชัยกิจ ผู้เป็นอาจารย์ที่ปรึกษาของข้าพเจ้าที่ได้ให้คำแนะนำในการทำวิทยานิพนธ์ ตลอดจนคำแนะนำในการดำเนินชีวิตซึ่งข้าพเจ้าใคร่ขอกราบขอบพระคุณอาจารย์เป็นอย่างสูง

ขอขอบพระคุณ รองศาสตราจารย์ ดร.วาทิต เบญจพลกุล ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.สุภาวดี อร่ามวิทย์และน.ต.สุนันท์ ชูมาลี ที่กรุณาสละเวลาอันมีค่าในการเป็นกรรมการในการสอบวิทยานิพนธ์

ขอขอบพระคุณหัวหน้ากองวิจัยและพัฒนาระบบไฟฟ้าอิเล็กทรอนิกส์ ศูนย์วิทยาศาสตร์และพัฒนาระบบอาวุธกองทัพอากาศที่ให้ความอนุเคราะห์ความรู้ เครื่องมือ สถานที่ตลอดจนอนุญาตให้ใช้ บ.เป้าบินเพื่อใช้ในการทดสอบระบบ

ขอกราบขอบพระคุณเจ้ากรมควบคุมการปฏิบัติทางอากาศ กองบัญชาการยุทธทางอากาศ และผู้อำนวยการกองซ่อมบริภัณฑ์ กรมช่างอากาศ กองบัญชาการสนับสนุนทางอากาศ ที่อนุญาตให้ข้าพเจ้าได้ใช้เวลาราชการบางส่วนเพื่อทำการศึกษาและวิจัย

ท้ายนี้ข้าพเจ้าขอกราบขอบพระคุณบิดา มารดาของข้าพเจ้า คุณลุงคำรณและคุณป้าสมทรง สุริรัตน์ที่ได้เลี้ยงดูและสนับสนุนด้านการศึกษาตลอดมา และขอขอบคุณ คุณพ่อทองพูนและคุณแม่ประนอม วันทา อีกทั้งภรรยาและน้องสาวของข้าพเจ้าที่ช่วยเหลือและเป็นกำลังใจตลอดมา

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

สารบัญ

บทที่ หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย........ ง

บทคัดย่อภาษาอังกฤษ........ จ

กิตติกรรมประกาศ........ ฉ

สารบัญ........ ช

สารบัญตาราง........ ฎ

สารบัญภาพ........ ฐ

บทที่ 1. บทนำ........1

1.1.แนวเหตุผลในการทำวิทยานิพนธ์........1

1.2.วัตถุประสงค์ของการวิจัย........2

1.3.ขอบเขตของงานวิจัย........2

1.4.ขั้นตอนการดำเนินงาน........2

1.5.ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ........3

บทที่ 2. ความรู้เบื้องต้นเกี่ยวกับการบิน........4

2.1.แกนการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน........4

2.1.1. แกนขวาง........4

1.1.2. แกนตามยาว........4

2.1.3. แกนตั้ง........5

2.2.อุปกรณ์ควบคุมการบิน........5

2.2.1. ปีกเล็กแก้เอียง........6

2.2.2. แพนหางระดับ........6

2.2.3. หางเสือ........6

2.3.ความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะ(AOA)และแรงยก(Lift)........6

2.4.ระบบเครื่องวัดประกอบการบิน........7

2.4.1. กลุ่มเครื่องวัดปิโต-สแตติก........7

1. เครื่องวัดความเร็วอากาศ........8

2. เครื่องวัดความสูง........8

3. เครื่องวัดอัตราไต่........9

2.4.2. กลุ่มเครื่องวัดไจโรสโคป........9

บทที่ หน้า

1. เครื่องวัดท่าทางการบิน……………………………………………………9

2. เครื่องวัดทิศทาง……………………………………………………………10

2.5.จีพีเอส(GPS)……………………………………………………………………10

2.5.1. ส่วนควบคุม…………………………………………………………………11

2.5.2. ส่วนอวกาศ…………………………………………………………………11

2.5.3. ส่วนผู้ใช้……………………………………………………………………12

บทที่ 3. โครงสร้างของระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล…………………15

3.1.โครงสร้างของระบบ……………………………………………………………15

3.1.1. ภาคอากาศ…………………………………………………………………15

1. จีพีเอส……………………………………………………………………15

2. ไจโรสโคป…………………………………………………………………16

3. ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ……………………………………………16

4. หน่วยจัดการข้อมูลการบิน……………………………………………………16

5. อุปกรณ์เก็บข้อมูลการบิน……………………………………………………16

6. ภาคส่งโมเด็มไร้สาย…………………………………………………………16

3.1.2. ภาคพื้น………………………………………………………………………16

1. ภาครับโมเด็มไร้สาย…………………………………………………………16

2. อุปกรณ์แสดงผล………………………………………………………………16

3.2.คุณสมบัติของระบบ……………………………………………………………17

3.2.1. คุณสมบัติของระบบภาคอากาศ………………………………………………17

1. เซ็นเซอร์……………………………………………………………………17

2. หน่วยจัดการข้อมูลการบิน……………………………………………………17

3. อุปกรณ์เก็บข้อมูล……………………………………………………………17

4. ภาคส่งโมเด็มไร้สาย…………………………………………………………17

3.2.2. คุณสมบัติของระบบภาคพื้น…………………………………………………17

1. ภาครับโมเด็มไร้สาย…………………………………………………………17

2. อุปกรณ์แสดงผล………………………………………………………………18

บทที่ 4. โครงสร้างทางฮาร์ดแวร์และการออกแบบ………………………………………19

4.1.โครงสร้างทางฮาร์ดแวร์…………………………………………………………19

บทที่ หน้า

4.2.รายละเอียดของอุปกรณ์.....20
4.2.1. จีพีเอส.....20
4.2.2. ไจโรสโคป.....20
4.2.3. ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ.....21
4.2.4. วงจรขับ RS-232.....21
4.2.5. คอนโทรลเลอร์.....22
4.2.6. อุปกรณ์เก็บข้อมูล.....22
4.2.7. ภาครับและภาคส่งโมเด็มไร้สาย.....23
4.2.8. วงจรแปลงแรงดัน.....23
1.1.9. คอมพิวเตอร์.....24
บทที่ 5. การออกแบบและพัฒนาโปรแกรม.....25
5.1.การออกแบบโปรแกรมคอนโทรลเลอร์.....25
5.1.1. โมดูลกำเนิดบอดเรต.....26
5.1.2. โมดูลการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส.....27
1. ภาครับของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส.....27
2. ภาคส่งของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส.....28
5.1.3. โมดูลถอดรหัสข้อมูลของไจโรสโคป.....28
5.1.4. โมดูลถอดรหัสข้อมูลของทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ.....30
5.1.5. โมดูลถอดรหัสข้อมูลของจีพีเอส.....31
5.1.6. โมดูลเข้ารหัสรีด-โซโลมอน.....33
5.1.7. โมดูลมัลติเพล็กเซอร์.....35
5.1.8. การควบคุมการส่งข้อมูล.....36
5.2.การออกแบบและพัฒนาโปรแกรมแสดงผล.....37
5.2.1. ส่วนการบันทึกข้อมูล.....37
1. การส่งคำสั่งไปควบคุมการบันทึกข้อมูลในอุปกรณ์เก็บข้อมูล.....37
2. การบันทึกข้อมูลลงในฮาร์ดดิสก์.....38
5.2.2. ส่วนการแสดงผลข้อมูล.....38
1. การอ่านโพรโตคอลของข้อมูลการบิน.....39
2. การประมวลผลข้อมูล.....39

บทที่ หน้า

2.1.ฟังก์ชันแปลงข้อมูล 7 LSBเป็น 8 บิต……………………………39
2.2.ฟังก์ชันการถอดรหัสรีด-โซโลมอน…………………..…………..40
2.2.1. การหาค่าซินโดรม…………………………………..……40
2.2.2. การคำนวณหาพหุนามระบุตำแหน่งความผิดพลาด…….41
2.2.3. การคำนวณหาพหุนามระบุค่าความผิดพลาด…….……..41
2.3.ฟังก์ชันการคำนวณหาค่าพารามิเตอร์จากข้อมูลการบิน…………42
2.3.1. การคำนวณหาค่าพารามิเตอร์จากความดันสถิตและความดันแตกต่าง……….…………………………………………...42
2.3.2. การคำนวณหาค่าพารามิเตอร์จากไจโรสโคป……..……43
5.3.โปรแกรมแสดงผลการบิน……………………………………………………..43
5.3.1. การแสดงแผนที่………………………………………………………44
5.3.2. การแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบิน………………………………45
1. เครื่องวัดท่าทางการบิน…………………………………………...46
2. เครื่องวัดความสูง…………………………………………………47
3. เครื่องวัดความเร็วอากาศ………………………………………….48
4. เครื่องวัดทิศทาง…………………………………………………..48
5. เครื่องวัดความสูงจากระดับน้ำทะเลมาตรฐาน…………………………..49
6. เครื่องวัดความเร็วพื้น……………………………………………..49
บทที่ 6. การทดสอบในห้องทดสอบ……………………………………………………50
6.1.ระบบจำลองสัญญาณเซ็นเซอร์…………………………………………..50
6.2.การทดสอบในห้องปฏิบัติการ…………………………………………….....51
6.2.1. การทดสอบฟังก์ชันรีด-โซโลมอน………………..………………..52
6.2.2. การทดสอบการถอดรหัสจีพีเอสและการแสดงผล…………………………54
6.2.3. การทดสอบการถอดรหัสไจโรสโคป…………….……………...…...55
1. การทดสอบการอ่านค่ามุมม้วนตัว………………………………..55
2. การทดสอบการอ่านค่ามุมเงย…………………………………....56
6.2.4. การทดสอบการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิต……….……...57
6.2.5. การทดสอบการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่าง………………..58
6.2.6. การทดสอบการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบิน…………………………..60

บทที่ หน้า

บทที่ 7. การทดสอบภาคสนาม………………………………………………………………..63
7.1.การทดสอบการสื่อสารไร้สายและจีพีเอส…………………………………………….…..63
7.1.1. การติดตั้งระบบภาคอากาศ………………………………………………..63
7.1.2. การติดตั้งระบบภาคพื้น……………………………………………….…65
7.1.3. ผลการทดสอบ………………………………………………………………..66
7.2.การทดสอบการการใช้งานร่วมกับบ.เป้าบิน………………………………………………...68
7.2.1. การติดตั้งระบบภาคอากาศ………………………………………………..68
7.2.2. การติดตั้งระบบภาคพื้น……………………………………………………72
7.2.3. ผลการทดสอบ……………………………………………………………..73
บทที่ 8. สรุปผลและข้อเสนอแนะ……………………………………………………………....76
8.1.สรุปผล…………………………………………………………………………………..…76
8.2.ปัญหาและข้อเสนอแนะ……………………………………………………………………..77
รายการอ้างอิง…………………………………………………………………………………… 78
ภาคผนวก………………………………………………………………………………………... 80
ภาคผนวก ก รายละเอียดทางเทคนิคของอุปกรณ์…………………………….……….. 81
ภาคผนวก ข รายละเอียดแผนภาพวงจรบอร์ดต้นแบบ…………………………….…...95
ภาคผนวก ค รายละเอียดการเข้ารหัสและถอดรหัสรีด-โซโลมอนด้วยภาษา C………..98
ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์…………………………………………………………………….116

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

สารบัญตาราง

บทที่ หน้า

ตารางที่ 5.1.ตารางสรุปการคำนวณหาจำนวนนาฬิกาเพื่อใช้สร้างบอดเรต.........................26
ตารางที่ 5.2.ความสามารถในการแก้ไขความคลาดเคลื่อนของรหัสแต่ละชนิด......................34
ตารางที่ 5.3.แสดงตำแหน่งของข้อมูลในการเข้ารหัสรีด-โซโลมอน...................................35
ตารางที่ 5.4.แสดงการจัดเรียงข้อมูลตามตำแหน่งแอดเดรส..35
ตารางที่ 5.5.แสดงตำแหน่งของของข้อมูลที่จะทำการส่ง...36
ตารางที่ 5.6.แสดงการจัดเรียงข้อมูลตามตำแหน่งแอดเดรสเมื่อแปลง 7 LSB เป็น 8 บิต..........39

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

สารบัญภาพ

บทที่ หน้า
รูปที่ 2.1.แกนการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน……………………………………………………4
รูปที่ 2.2.อุปกรณ์ควบคุมการบิน……………………………………………………………5
รูปที่ 2.3.มุมปะทะเป็นมุมระหว่างแนวคอร์ดของปีกและความเร็วลมสัมพัทธ์……………………6
รูปที่ 2.4.กราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยก(Characteristic of Lift)และมุมปะทะ…7
รูปที่ 2.5.(ซ้าย)ท่อปิโตถูกติดตั้งที่บริเวณใต้ปีกและ(ขวา)ท่อสแตติกถูกติดตั้งอยู่ด้านข้างลำตัว.7
รูปที่ 2.6.เครื่องวัดความเร็วอากาศ……………………………………………………………8
รูปที่ 2.7.เครื่องวัดความสูง……………………………………………………………………8
รูปที่ 2.8.เครื่องวัดอัตราไต่……………………………………………………………………9
รูปที่ 2.9.เครื่องวัดท่าทางการบิน………………………………………………………………9
รูปที่ 2.10.เครื่องวัดทิศทาง…………………………………………………………………10
รูปที่ 2.11.องค์ประกอบของจีพีเอส……………………………………………………………10
รูปที่ 2.12.ระยะเวลาการเดินทางของสัญญาณ………………………………………………12
รูปที่ 2.13.สัญญาณที่เปล่งออกจากดาวเทียมเป็นรูปทรงกลม…………………………………12
รูปที่ 2.14.การตัดกันของสัญญาณจากดาวเทียมสองดวง……………………………………13
รูปที่ 2.15.การตัดกันของสัญญาณจากดาวเทียมสามดวง……………………………………13
รูปที่ 2.16.การตัดกันของสัญญาณจากดาวเทียมสี่ดวง………………………………………13
รูปที่ 3.1.โครงสร้างของระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล…………………………15
รูปที่ 4.1.โครงสร้างทางฮาร์ดแวร์……………………………………………………………19
รูปที่ 4.2.จีพีเอส รุ่น GPS 35LP ผลิตโดยบริษัท การ์มินท์ จำกัด………………………………20
รูปที่ 4.3.ไจโรสโคป VG400CA ผลิตโดย บริษัท ครอสโบว์เทคโนโลยี จำกัด……………………20
รูปที่ 4.4.ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศรุ่น PPT ผลิตโดยบริษัท ฮันนี่เวลล์ จำกัด…………..21
รูปที่ 4.5.โครงสร้างภายในของชิป MAX-232 ของบริษัท แม็กซิม จำกัด…………………………21
รูปที่ 4.6.บอร์ดเอฟพีจีเอ รุ่น Discovery-III XC3S200 ผลิตโดยบริษัท เอเพ็กอินสทรูเมนท์……22
รูปที่ 4.7.บอร์ดบันทึกข้อมูล Compact Flash รุ่น ET-CFM V1.0 ของบริษัท อีทีที………………22
รูปที่ 4.8.โมเด็มไร้สายรุ่น XTend-PKG-R ผลิตโดยบริษัท แม็กสตรีม จำกัด……………………23
รูปที่ 4.9.คอมพิวเตอร์ที่ใช้เป็นอุปกรณ์แสดงผล………………………………………………24
รูปที่ 5.1.โครงสร้างภายในคอนโทรลเลอร์……………………………………………………25
รูปที่ 5.2.ลักษณะข้อมูลอนุกรมอะซิงโครนัส……………………………………………………27

สารบัญภาพ

บทที่ หน้า

รูปที่ 5.3.โฟลว์ชาร์ตภาครับของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส.......................................27

รูปที่ 5.4.โฟลว์ชาร์ตภาคส่งของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส.......................................28

รูปที่ 5.5.การถอดข้อมูลภายในในโพรโตคอลของไจโรสโคป...29

รูปที่ 5.6.โฟลว์ชาร์ตการถอดข้อมูลไจโรสโคป...29

รูปที่ 5.7.วิธีการคำนวณหาเลขเอกลักษณ์และความดันอากาศ จากโพรโตคอลของทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ...30

รูปที่ 5.8.โฟลว์ชาร์ตการถอดข้อมูลของทรานดิวเซอร์วัดความดันอากาศ..........................31

รูปที่ 5.9.โฟลวชาร์ตการถอดรหัสข้อมูลของจีพีเอส...32

รูปที่ 5.10.ชนิดของรหัสแก้ไขความคลาดเคลื่อน..33

รูปที่ 5.11.แผนภาพการเข้ารหัสรีด-โซโลมอน...34

รูปที่ 5.12.โฟลว์ชาร์ตการส่งโพรโตคอลข้อมูลการบิน..37

รูปที่ 5.13.การส่งคำสั่งไปควบคุมการบันทึกข้อมูลในอุปกรณ์เก็บข้อมูล..............................38

รูปที่ 5.14.ขั้นตอนการแสดงผล...39

รูปที่ 5.15.ขั้นตอนการถอดรหัสรีด-โซโลมอน..40

รูปที่ 5.16.การแสดงผลสัญลักษณ์เครื่องบินบนแผนที่และแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบิน....43

รูปที่ 5.17.การแสดงผลสัญลักษณ์เครื่องบินบนแผนที่..44

รูปที่ 5.18.ทูลบาร์ช่วยเหลือการใช้งานแผนที่...44

รูปที่ 5.19.หน้าปัดเครื่องวัดประกอบการบิน...45

รูปที่ 5.20.เครื่องวัดท่าทางการบินของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument.........................46

รูปที่ 5.21.เครื่องวัดท่าทางการบินเมื่อบ.เป้าบินเงยทำมุม 20 องศากับแนวระดับ..................46

รูปที่ 5.22.เครื่องวัดท่าทางการบินเมื่อบ.เป้าบินม้วนตัวทำมุม –45 องศากับแนวระดับ............47

รูปที่ 5.23.เครื่องวัดความสูงของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument..............................47

รูปที่ 5.24.เครื่องวัดความเร็วอากาศของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument......................48

รูปที่ 5.25.เครื่องวัดทิศทางของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument................................48

รูปที่ 5.26.เครื่องวัดความสูงระดับน้ำทะเลมาตรฐานของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument...49

รูปที่ 5.27.เครื่องวัดความเร็วพื้นของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument..........................49

รูปที่ 6.1.โครงสร้างระบบจำลองสัญญาณเซ็นเซอร์...50

สารบัญภาพ

บทที่ หน้า

รูปที่ 6.2.(ซ้าย)คอมพิวเตอร์จำลองการบิน(กลาง)อุปกรณ์แสดงผลการบินภาคพื้นที่พัฒนาขึ้นและ (ขวา)คอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์.........51

รูปที่ 6.3.ผลการทดสอบครั้งที่ 1 เมื่อยังไม่มีความคลาดเคลื่อน.........52

รูปที่ 6.4.ผลการทดสอบครั้งที่ 2 เมื่อกำหนดความคลาดเคลื่อน 1 ตำแหน่ง.........53

รูปที่ 6.5.ผลการทดสอบครั้งที่ 3 เมื่อกำหนดความคลาดเคลื่อน 2 ตำแหน่ง.........53

รูปที่ 6.6.ผลการทดสอบครั้งที่ 4 เมื่อกำหนดความคลาดเคลื่อน 3 ตำแหน่ง.........53

รูปที่ 6.7.ผลของการแสดงตำแหน่งบนแผนที่.........54

รูปที่ 6.8.ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่ามุมม้วนตัว.........55

รูปที่ 6.9.ผลการทดสอบการอ่านค่ามุมม้วนตัว.........56

รูปที่ 6.10.ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่ามุมเงย.........56

รูปที่ 6.11.ผลการทดสอบการอ่านค่ามุมเงย.........57

รูปที่ 6.12.ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่าความดันสถิต.........57

รูปที่ 6.13.ผลการทดสอบการอ่านค่าความดันสถิต.........58

รูปที่ 6.14.ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่าความดันแตกต่าง.........59

รูปที่ 6.15.ผลการทดสอบการอ่านค่าความดันแตกต่าง.........59

รูปที่ 6.16.เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดท่าทางการบิน.........60

รูปที่ 6.17.เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดท่าทางการบิน.........61

รูปที่ 6.18.เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดความสูง.........61

รูปที่ 6.19.เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดความสูง.........62

รูปที่ 7.1.ลักษณะเครื่องบินฝึกแบบ 19.........63

รูปที่ 7.2.ตำแหน่งติดตั้งจีพีเอสบริเวณด้านบนคอนโซลของนักบินหลัง.........64

รูปที่ 7.3.ตำแหน่งติดตั้งหน่วยจัดการข้อมูลการบินบริเวณด้านข้างภายในห้องนักบิน.........64

รูปที่ 7.4.ตำแหน่งติดตั้งภาคส่งโมเด็มไร้สายบริเวณฝาครอบห้องนักบิน.........65

รูปที่ 7.5.หอบังคับการบินซึ่งใช้ในการติดตั้งระบบภาคพื้น.........65

รูปที่ 7.6.ตำแหน่งที่ใช้ในการติดตั้งภาครับวิทยุไร้สาย.........66

รูปที่ 7.7.ลักษณะอุปกรณ์แสดงผลการบินเมื่อพร้อมใช้งาน.........66

รูปที่ 7.8.เส้นทางการบินของเครื่องบินฝึกแบบ19ในขณะเริ่มบินขึ้นจากสนามบิน.........67

รูปที่ 7.9.เส้นทางการบินของเครื่องบินฝึกแบบ 19 ในขณะบินเข้าสู่สนามบิน.........67

สารบัญภาพ

บทที่ หน้า

รูปที่ 7.10.ให้เห็นเส้นทางการบินทั้งหมดของเครื่องบินฝึกแบบ 19 ที่ทำการทดสอบ…………...68
รูปที่ 7.11.ตำแหน่งการวางจีพีเอส ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศสถิตและความดันแตกต่าง ติดตั้งบริเวณตอนกลางของบ.เป้าบิน………...……………………………………………...69
รูปที่ 7.12.ตำแหน่งการวางไจโรสโคปและหน่วยจัดการข้อมูลการบินติดตั้งบริเวณตอนกลางของบ. เป้าบิน…………………………………………………………………………………..70
รูปที่ 7.13.ภาคส่งโมเด็มไร้สายอยู่บริเวณใต้ฝาปิดสัมภาระของบ.เป้าบิน………………………70
รูปที่ 7.14.ชุดท่อปิโต-สแตติกติดตั้งบริเวณชายปีกด้านซ้ายของเครื่องบิน………………………71
รูปที่ 7.15.บ.เป้าบินเมื่อติดตั้งเข้ากับเครื่องปล่อยบ.เป้าบิน……………………………………...71
รูปที่ 7.16.บ.เป้าบินออกจากเครื่องปล่อยบ.เป้าบิน………………………………………………72
รูปที่ 7.17.ภาครับโมเด็มไร้สายเชื่อมต่อกับอุปกรณ์แสดงผลการบิน……………………………72
รูปที่ 7.18.การแสดงผลของอุปกรณ์แสดงผลการบิน……………………………………………..73
รูปที่ 7.19.ผลการบินครั้งแรกบินตามปกติในระยะ 2 กิโลเมตร…………………………………..73
รูปที่ 7.20.ผลการบินครั้งที่สองบินระยะเกินกว่าระยะสายตาประมาณ 7 กิโลเมตร……………...74
รูปที่ 7.21.ผลการบินครั้งที่สองแสดงแผนที่และเครื่องวัดประกอบการบิน………………………74

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 1

บทนำ

1.1.แนวเหตุผลในการทำวิทยานิพนธ์

ทุกๆปีกองทัพอากาศไทยได้ทำการฝึกซ้อมและทดสอบการใช้จรวดนำวิถีต่อสู้อากาศยานพื้นสู่อากาศ(Ground-to-Air missile)เพื่อให้เจ้าหน้าที่เกิดความชำนาญโดยการฝึกซ้อมด้วยอาวุธจริง จรวด ADATS เป็นจรวดนำวิถีต่อสู้อากาศยานพื้นสู่อากาศประเภทหนึ่งมีระยะยิงหวังผล 6 ถึง 9 กิโลเมตร

อุปกรณ์สำคัญที่ใช้ในการฝึกซ้อมด้วยอาวุธจริงคือเครื่องบินขนาดกลางที่ทำหน้าที่เป็นเป้าบินซึ่งต่อไปนี้จะเรียกว่าบ.เป้าบิน ปัจจุบันกองทัพอากาศมีขีดความสามารถในการผลิตบ.เป้าบินได้ด้วยตัวเองโดยระบบควบคุมสามารถควบคุมได้ไกลถึง 8 กิโลเมตรบ.เป้าบินนี้จะบินอยู่ในระดับความสูงประมาณ 500 ถึง 2,000 ฟุต ด้วยความเร็วสูงสุด 160 นอตต์

ปัจจุบันในการควบคุมการบินผู้บังคับบ.เป้าบินจะใช้สายตามอง ระยะไกลสุดที่สายตาจะมองเห็นได้ชัดเจนมีค่าประมาณ 2 กิโลเมตร หากผู้บังคับบ.เป้าบินจะทำการบินในระยะไกลกว่า 2 กิโลเมตรผู้บังคับบ.เป้าบินจะต้องใช้กล้องส่องทางไกลช่วยในการมอง

เพื่อความปลอดภัยต่อผู้บังคับบ.เป้าบินจากสะเก็ดระเบิดผู้บังคับบ.เป้าบินจะต้องอยู่ห่างจากจุดที่จรวดกระทบบ.เป้าบินอย่างน้อย 1.5 กิโลเมตร อย่างไรก็ตามยิ่งผู้บังคับบ.เป้าบินอยู่ห่างจากวงจรบ.เป้าบินมากเท่าใดก็ยิ่งมีความปลอดภัยมากขึ้นเท่านั้น

นอกจากนั้นในการทดสอบการยิงจรวด ADATS ผู้บังคับบ.เป้าบินต้องติดต่อสื่อสารกับผู้ควบคุมฐานยิงจรวดตลอดเวลาเพื่อจะบอกพิกัดที่จะทำการยิง

ในวิทยานิพนธ์นี้จะทำการศึกษา ออกแบบ และสร้างระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล ซึ่งมีความสามารถในการเก็บข้อมูลและแสดงผลการบินของบ.เป้าบินเช่น ท่าทางการบิน ความเร็ว และตำแหน่งของเครื่อง ซึ่งสามารถช่วยให้ผู้บังคับบ.เป้าบินสามารถที่จะควบคุมบ.เป้าบินผ่านหน้าจอมอนิเตอร์เพื่อทำให้สามารถบังคับบ.เป้าบินในระยะไกลเกินกว่าระยะสายตาระยะประมาณ 2 กิโลเมตรได้ ทำให้ผู้บังคับบ.เป้าบินสามารถอยู่ห่างจากจุดที่จรวดตกกระทบบ.เป้าบินมากกว่าเดิม โดยจุดบังคับการบินอาจจะอยู่ ณ จุดเดียวกับฐานยิงจรวดเพื่อสะดวกต่อการติดต่อสื่อสาร หาก บ.เป้าบินเกิดความผิดพลาดหรือเสียหายขณะทำการบินยังสามารถตรวจจับและเตือนผู้บังคับบ.เป้าบินเพื่อช่วยในการตัดสินใจ นอกจากนั้นยังสามารถนำข้อมูลที่เก็บได้มาทำการวินิจฉัยการบินของ บ.เป้าบินแต่ละครั้งอีกด้วย

งานวิจัยนี้ยังสามารถนำไปพัฒนาเป็นอุปกรณ์ช่วยฝึกบินสำหรับศิษย์การบินโดยติดตั้งกับเครื่องบินฝึกเพื่อทำการเก็บข้อมูล แสดงผล และนำผลที่ได้มาวินิจฉัยเพื่อหาประสิทธิภาพการทำการบินของศิษย์การบินหรืออาจจะนำไปพัฒนาต่อเป็นระบบอากาศยานไร้คนขับ(UAV) ในอนาคตเพื่อใช้ในการลาดตระเวนทางอากาศ แทนการใช้เครื่องบินจริงซึ่งช่วยลดค่าใช้จ่าย และลดความสูญเสียให้กับกองทัพอากาศ

1.2.วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1.2.1. เพื่อศึกษาและออกแบบระบบที่มีความสามารถเก็บข้อมูล แสดงผล และช่วยวินิจฉัยการบิน

1.2.2. สร้างระบบที่มีความสามารถเก็บข้อมูล แสดงผล และช่วยวินิจฉัยการบิน โดยระบบดังกล่าวจะช่วยให้ผู้บังคับเครื่องบินขนาดกลาง(ที่ทำหน้าที่เป็นเป้าบินสำหรับทดสอบขีปนาวุธ)สามารถที่จะบังคับการบินที่ระยะไกลเกินกว่าระยะสายตามองเห็นได้

1.3.ขอบเขตของงานวิจัย

1.3.1. สร้างระบบเก็บข้อมูลการบินระหว่างทำการบิน

1.3.2. สร้างระบบส่งข้อมูล รับข้อมูล และแสดงผลการบินระยะไกล

1.3.3. ทดสอบระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล

1.4.ขั้นตอนการดำเนินงาน

1.4.1. ศึกษารายละเอียดของเครื่องมือที่จะใช้

1.4.2. สร้างระบบเก็บข้อมูลการบินด้วยหน่วยความจำแฟลชและอ่านข้อมูลจากหน่วยความจำแฟลชด้วยคอมพิวเตอร์และทดสอบการเก็บข้อมูลและการอ่านข้อมูล

1.4.3. สร้างระบบส่งข้อมูล และรับข้อมูลการบินด้วยโปรแกรมไฮเปอร์เทอร์มินอล

1.4.4. เชื่อมต่อระบบส่งข้อมูล และรับข้อมูลเข้ากับโมเดมไร้สายภาคส่งและโมเดมไร้สายภาครับและทดสอบการรับข้อมูลโดยใช้โปรแกรมไฮเปอร์เทอร์มินอล

1.4.5. เขียนโปรแกรมแสดงผลจากข้อมูลที่ได้จากหน่วยความจำแฟลช และข้อมูลที่ที่เกิดขึ้น ณ เวลาจริงจากการรับและส่งข้อมูลระยะไกล

1.4.6. ทดสอบระบบ

1.4.7. สรุปผลการใช้งานและเขียนวิทยานิพนธ์

1.5.ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1.5.1. นำไปใช้ร่วมกับการฝึกซ้อมและทดสอบการใช้จรวดนำวิถีต่อสู้อากาศยานพื้นสู่อากาศสำหรับป้องกันภัยทางอากาศ ADATS

1.5.2. สามารถนำไปพัฒนาใช้เป็นอุปกรณ์ช่วยฝึกให้กับศิษย์การบินโดยการติดตั้งอุปกรณ์กับเครื่องบินฝึก

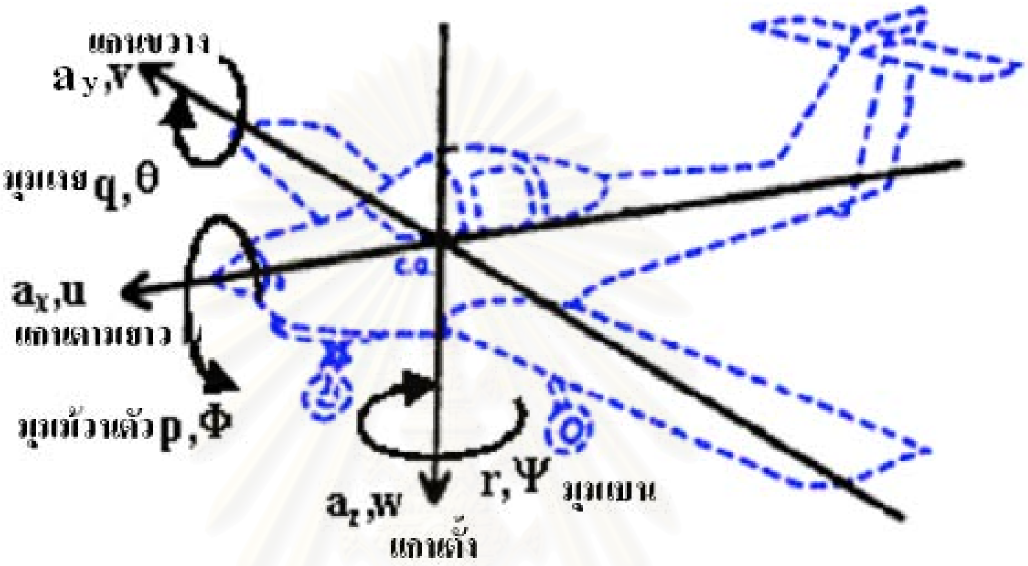
1.5.3. สามารถนำไปพัฒนาเป็นเครื่องบินไร้คนขับเพื่อใช้ในการลาดตระเวนทางอากาศในอนาคต

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 2

ความรู้เบื้องต้นเกี่ยวกับการบิน

2.1. แกนการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน



รูปที่ 2.1 แกนการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน[1]

จากรูปที่ 2.1 แสดงแกนการเคลื่อนที่ของเครื่องบินมีสามแกนคือ แกนขวาง(Lateral Axis) แกนตามยาว(Longitudinal Axis) และแกนตั้ง(Vertical Axis)แต่ละแกนมีทั้งการเคลื่อนที่เชิงมุมและการเคลื่อนที่เชิงเส้นโดยมีตัวแปรสำคัญที่เกี่ยวข้องกับการบินดังนี้

2.1.1. แกนขวาง

แกนขวางคือแกนที่ลากจากปลายปีกด้านหนึ่งไปยังปลายปีกอีกด้านหนึ่ง การเคลื่อนที่เชิงมุมรอบแกนขวางทำให้เกิดมุมเงย(Pitch Angle, q)และอัตราการเงย(Pitch Rate, θ) การเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแกนขวางทำให้เกิดความเร็วทางขวาง(Lateral Velocity, v)และความเร่งทางขวาง(Lateral Acceleration ,a_y)

2.1.2. แกนตามยาว

แกนตามยาวคือแกนที่ลากจากท้ายเครื่องบินไปทางหัวเครื่องบิน การเคลื่อนที่เชิงมุมรอบแกนตามยาวทำให้เกิดมุมม้วนตัว(Roll Angle, p)และอัตราการม้วนตัว(Role Rate, Φ) การเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแกนทางยาวทำให้เกิดความเร็วตามแนวยาว(Axial Velocity, u)และความเร่งตามแนวยาว(Axial Acceleration, a_x)

2.1.2. แกนตั้ง

แกนตั้งคือแกนซึ่งลากจากหลังคาด้านบนทะลุท้องเครื่องบิน การเคลื่อนที่เชิงมุมรอบแกนตั้งทำให้เกิดมุมเบน(Yaw Angle, r)และอัตราการเบน(Yaw Rate, Ψ) การเคลื่อนที่เชิงเส้นในแนวแกนตั้งทำให้เกิดความเร็วแนวตั้ง(Vertical Velocity , w)และความเร่งแนวตั้ง(Vertical Acceleration , a_z)

จากที่กล่าวมาข้างต้นนั้นจึงสรุปได้ว่าเมื่อเครื่องบินเคลื่อนที่จะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงเชิงมุมของมุมเงย มุมม้วนตัวและมุมเบน ความเร็วทางขวาง ความเร็วตามแนวยาวและความเร็วแนวตั้งทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงท่าทางการบิน ดังนั้นสิ่งที่ผู้บังคับการบินต้องทราบก็คือท่าทางการบินและตำแหน่งของเครื่องบินจึงจำเป็นต้องใช้ไจโรสโคปและจีพีเอสในการบอกท่าทางการบินและตำแหน่ง

2.2. อุปกรณ์ควบคุมการบิน [1]

รูปที่ 2.2 อุปกรณ์ควบคุมการบิน[1]

จากรูปที่ 2.2 แสดงอุปกรณ์ควบคุมการบินของเครื่องบินประกอบไปด้วย ปีกเล็กแก้เอียง (Ailerons) แพนหางระดับ(Elevators) หางเสือ(Rudder)และแฟลป(Flaps)

ปีกเล็กแก้เอียง แพนหางระดับและหางเสือทำหน้าที่ในการบังคับทิศทางและท่าทางการบินเพื่อทำให้เครื่องบินบินไปตามที่นักบินต้องการ ส่วนแฟลปนั้นจะยื่นออกมาเล็กน้อยขณะบินขึ้นและร่อนลงสนามบินเพื่อเพิ่มแรงยก

2.2.1. ปีกเล็กแก้เอียง

ปีกเล็กแก้เอียงคือส่วนที่ใช้ในการควบคุมเครื่องบินในแนวตามยาวทำให้เกิดการม้วนตัวของเครื่องรอบแกนตามยาวติดตั้งอยู่ที่ชายหลังของปีก ปีกเล็กแก้เอียงด้านขวาและปีกเล็กแก้เอียงด้านซ้ายจะทำงานตรงข้ามกัน

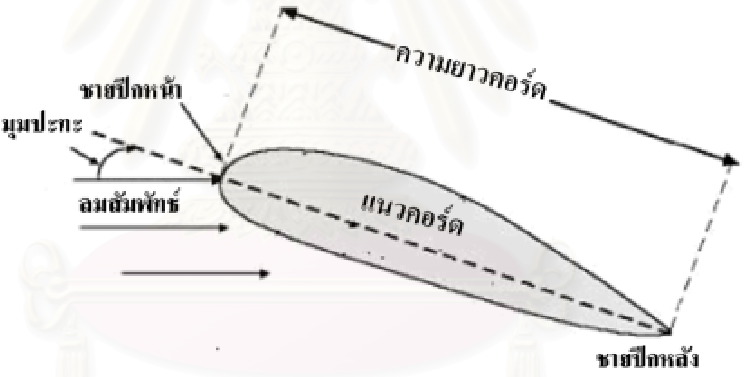
2.2.2. แพนหางระดับ

แพนหางระดับเป็นส่วนที่ใช้ควบคุมในแนวระดับทำให้เกิดการก้มและการเงยของเครื่องบินรอบแกนขวาง แพนหางระดับติดตั้งอยู่ที่ชายหลังของแพนหาง

2.2.3. หางเสือ

หางเสือคือส่วนที่ใช้ในการควบคุมเครื่องบินแนวตั้งซึ่งติดตั้งอยู่ที่ชายหลังของกระโดงหางทำให้เกิดเบนซ้ายและเบนขวาของเครื่องรอบแกนตั้งโดยปกติแล้วในการเลี้ยวจะใช้งานร่วมกับปีกเล็กแก้เอียง

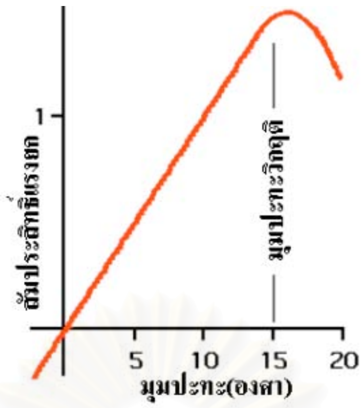
2.3. ความสัมพันธ์ระหว่างมุมปะทะ(AOA)และแรงยก(Lift)



รูปที่ 2.3 มุมปะทะเป็นมุมระหว่างแนวคอร์ดของปีกและความเร็วลมสัมพัทธ์[2]

จากรูปที่ 2.3 มุมปะทะเป็นมุมที่ความเร็วลมสัมพัทธ์ปะทะกับแนวคอร์ดของปีก ขณะทำการบินมุมปะทะจะเปลี่ยนไปตลอดเวลาขึ้นอยู่กับทิศทางของเครื่องบิน มุมปะทะจะสัมพันธ์กับความเร็วของเครื่องบินด้วย

จากรูปที่ 2.4 มุมปะทะสัมพันธ์โดยตรงกับแรงยก การเพิ่มขึ้นของมุมปะทะจะทำให้แรงยกเพิ่มขึ้นมุมปะทะเพิ่มขึ้นจนถึงจุดๆหนึ่ง(ประมาณ 17 องศา[2]) ณ จุดนี้เครื่องบินจะเกิดการสูญเสียแรงยกทำให้เกิดการร่วงหล่น(Stall)เรียกจุดนี้ว่ามุมปะทะวิกฤติ(Critical AOA)



รูปที่ 2.4 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัมประสิทธิ์แรงยก(Characteristic of Lift)และมุมปะทะ [2]

ดังนั้นการที่ผู้บังคับการบินทราบมุมปะทะของเครื่องบินก็เป็นส่วนช่วยให้ลดอันตรายจากเครื่องบินตกได้ โดยควบคุมไม่ให้มุมปะทะเกินกว่ามุมปะทะวิกฤติ

2.4. ระบบเครื่องวัดประกอบการบิน[3],[4],[5]

เนื่องจากเครื่องบินนั้นมีการเคลื่อนไหวในลักษณะของแกนสามแกนในอากาศ ดังนั้นเราจึงจำเป็นต้องใช้เครื่องมือวัดเพื่อใช้บอกถึงท่าทางการบินในขณะนั้นๆ เครื่องมือวัดที่สำคัญได้แก่

2.4.1. กลุ่มเครื่องวัดปิโต-สแตติก

จากรูปที่ 2.5 ปิโต-สแตติกเป็นอุปกรณ์ในการรับค่าและแปลงค่าความดันอากาศเพื่อส่งไปยังเครื่องวัดที่อยู่ในห้องนักบิน(Cockpit)ประกอบด้วยท่อปิโตและท่อสแตติก

ความดันอากาศปิโตคือความดันอากาศที่เข้าทางท่อปิโต โดยท่อปิโตนี้มักจะติดตั้งอยู่ที่ปีกเครื่องบิน หรืออยู่ที่ส่วนหัวเครื่องบิน ที่ปลายท่อปิโตจะมีรูเพื่อรับความดันอากาศที่เกิดจากความเร็วลมสัมพัทธ์ก่อนที่จะผ่านไปยังโครงสร้างของเครื่องบินเมื่อเกิดความเร็วอากาศสัมพัทธ์ก็จะทำให้เกิดการเพิ่มขึ้นของความดันอากาศปิโตด้วย

รูปที่ 2.5 (ซ้าย)ท่อปิโตถูกติดตั้งที่บริเวณใต้ปีกและ(ขวา)ท่อสแตติกถูกติดตั้งอยู่ด้านข้างลำตัว

ศูนย์วิทยทรัพยากร จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ความดันสถิตคือความดันอากาศที่เข้าทางท่อสแตติกซึ่งติดตั้งอยู่ทางด้านข้างลำตัวของเครื่องบิน โดยความดันอากาศที่เข้าไปทางท่อสแตติกนี้จะเป็นความดันอากาศที่คงที่ ณ ความสูงใดๆ

เครื่องวัดที่อยู่ในกลุ่มเครื่องวัดปิโต-สแตติกได้แก่ เครื่องวัดความเร็วอากาศ (Airspeed Indicator) เครื่องวัดความสูง(Altimeter)และเครื่องวัดอัตราไต่(Vertical Speed Indicator)ซึ่งมีหลักการทำงานดังต่อไปนี้

1. เครื่องวัดความเร็วอากาศ

รูปที่ 2.6 เครื่องวัดความเร็วอากาศ

จากรูปที่ 2.6 แสดงเครื่องวัดความเร็วอากาศเป็นเครื่องวัดที่แสดงถึงความเร็วของอากาศที่ไหลผ่านเครื่องบินซึ่งมีค่าเท่ากับความเร็วของเครื่องบินที่ผ่านอากาศโดยใช้หลักการเปรียบเทียบระหว่างความดันอากาศปิโตกับความดันสถิต ความแตกต่างของความดันอากาศทั้งสองนี้จะนำมาคำนวณหาค่าของความเร็วอากาศ มีเครื่องวัดความเร็วอากาศอีกชนิดหนึ่งคือความเร็วพื้น(Ground Speed)คือความเร็วของเครื่องบินเมื่อเทียบกับเงาของเครื่องบินกับพื้นโลก โดยการปรับค่าความเร็วของลมที่มีผลต่อความเร็วที่เทียบกับพื้นโลกนี้ เช่น ถ้าเป็นลมตรงหน้าเครื่องก็จะช้าลง หากมีลมที่มาทางด้านท้ายเครื่องบินก็จะทำให้ความเร็วนี้เพิ่มขึ้น

2. เครื่องวัดความสูง

รูปที่ 2.7 เครื่องวัดความสูง

จากรูปที่ 2.7 แสดงเครื่องวัดความสูงสามารถทำงานโดยการรับรู้ความเปลี่ยนแปลงของความดันสถิตแล้วนำมาคำนวณความสูงโดยทั่วไปแล้วเครื่องวัดความสูงจะมีเข็มอยู่ 3 เข็ม เข็มยาวสุดจะแสดงความสูงในหลัก 100 ฟุต เข็มสั้นจะแสดงหลัก 1,000 ฟุตและเข็มสั้นที่สุดจะแสดงหลัก 10,000 ฟุต นอกจากนี้ยังมีปุ่มปรับความดันอากาศของเครื่องวัดเพื่อให้มีค่าที่ตรงกับค่าความดันสถิตบริเวณนั้นๆ เนื่องจากในแต่ละพื้นที่ความดันสถิต หรืออุณหภูมิจะไม่เท่ากันเสมอ ดังนั้นเราจึงต้องมีการปรับค่าความดันอากาศนี้ให้ถูกต้อง

3. เครื่องวัดอัตราไต่

รูปที่ 2.8 เครื่องวัดอัตราไต่

จากรูปที่ 2.8 แสดงเครื่องวัดอัตราไต่จะต่ออยู่กับท่อสแตติกโดยเครื่องวัดนี้จะรับรู้การเปลี่ยนแปลงของความดันสถิตแล้วแสดงค่าออกมาให้ทราบถึงท่าทางของเครื่องว่าขณะนี้กำลังอยู่ท่าไต่ขึ้น หรือร่อนลงโดยหน่วยที่แสดงออกมานี้จะมีหน่วยเป็นฟุตต่อนาที เช่น ขณะนี้กำลังไต่อยู่ที่ 500 ฟุตต่อนาที หรือหากเรารักษาท่าทางนี้ไว้ในทุก 1 นาที เราจะได้ความสูงเพิ่มขึ้นมา 500 ฟุต แต่เนื่องจากเครื่องวัดนี้อาศัยหลักการถ่ายเทความดันอากาศ ดังนั้นค่าที่อ่านได้จะช้ากว่าค่าที่เกิดขึ้นจริงอยู่ประมาณ 6-9 วินาที

2.4.2. กลุ่มเครื่องวัดไจโรสโคป

กลุ่มเครื่องวัดไจโรสโคปเป็นกลุ่มเครื่องวัดที่ทำงานโดยอาศัยหลักการการหมุนของลูกข่างที่พยามรักษาจุดเดิมของมันไว้ขณะหมุนอยู่ เมื่อมีแรงจากภายนอกมากระทำ กลุ่มเครื่องวัดไจโรสโคปประกอบด้วยเครื่องวัดทิศทางการบินและเครื่องวัดท่าทางการบิน

1. เครื่องวัดท่าทางการบิน

รูปที่ 2.9 เครื่องวัดท่าทางการบิน

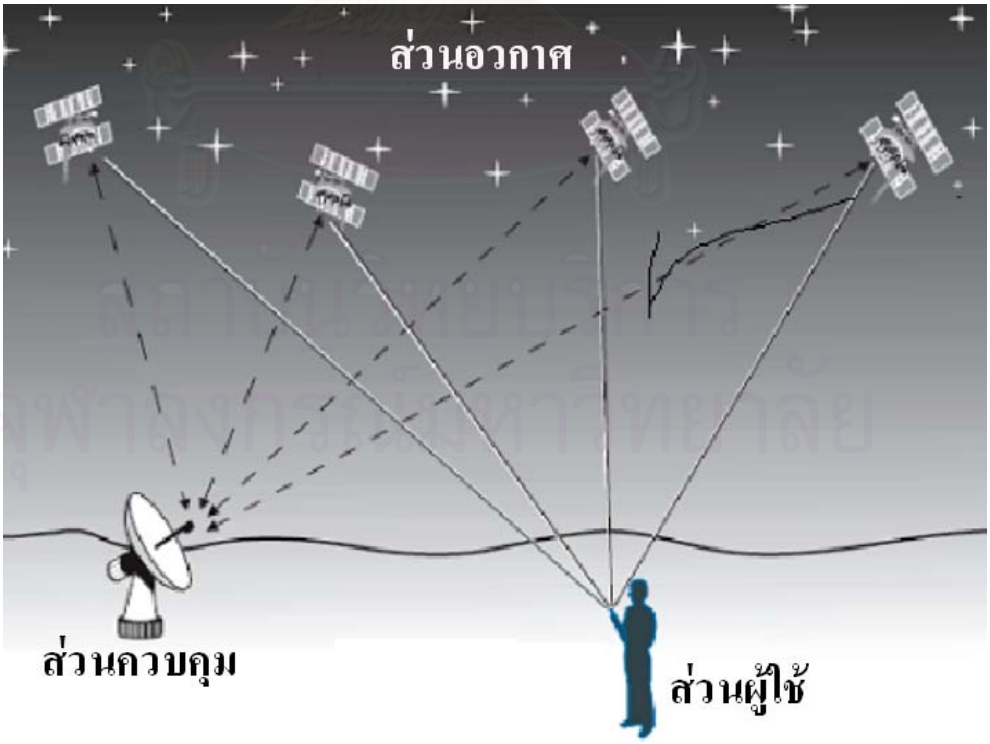
จากรูปที่ 2.9 แสดงเครื่องวัดท่าทางการบินจะแสดงท่าทางของเครื่องบิน โดยภายในจะมีขอบฟ้าจำลองที่ใช้แทนขอบฟ้าจริงเพื่อให้ใช้แสดงในกรณีที่ต้องบินในขณะที่มีหมอก หรือ เวลากลางคืน ที่ไม่สามารถมองเห็น ภายในเครื่องวัดจะแสดงมุมเงยและมุมม้วนตัว

2. เครื่องวัดทิศทาง

รูปที่ 2.10 เครื่องวัดทิศทาง

จากรูปที่ 2.10 แสดงเครื่องวัดทิศทางเป็นเครื่องวัดการเคลื่อนไหวทางด้านข้างคือการเบนของเครื่องบินรอบแกนดิ่ง เครื่องวัดทิศทางนี้จะแสดงมุมต่างๆในช่วง 360 องศา โดยค่าที่ได้นี้จะเป็นค่าที่บอกถึงทิศที่หัวเครื่องบินอยู่ ตัวเลขที่แสดงอยู่บนหน้าปัดจะแสดงโดยการตัดเลขศูนย์ออก เช่น เลข 6 หมายถึง 60 องศา หรือ 12 หมายถึง 120 องศา

2.5. **จีพีเอส**(GPS)[6],[7],[8]



รูปที่ 2.11 องค์ประกอบของจีพีเอส

จากรูปที่ 2.11 จีพีเอสเป็นระบบที่ทำหน้าที่กำหนดตำแหน่งบนโลก โครงสร้างของจีพีเอสมีองค์ประกอบอยู่ด้วยกันสามส่วนได้แก่ ส่วนควบคุม ส่วนอวกาศและส่วนผู้ใช้

2.5.1. **ส่วนควบคุม**(Control Segment)

ส่วนควบคุมประกอบด้วยสถานีควบคุมและสถานีรับสัญญาณ สถานีควบคุมตั้งอยู่ที่ฐานทัพอากาศแฟลคอน มลรัฐโคโลราโด ส่วนสถานีรับสัญญาณตั้งกระจายอยู่ทั่วโลกเช่น ที่ฐานทัพแฟลคอน เกาะฮาวายในมหาสมุทรแปซิฟิก เกาะแอสเซนชั่นในมหาสมุทรแอตแลนติก หมู่เกาะดิเอโกกาเซีย ในมหาสมุทรอินเดียและบนเกาะในมหาสมุทรแปซิฟิกแถบใต้ สถานีรับสัญญาณเป็นระบบอัตโนมัติไม่มีเจ้าหน้าที่ประจำ อุปกรณ์จะส่งสัญญาณที่รับจากดาวเทียมไปยังสถานีควบคุมเพื่อแก้ไขวงโคจรเวลาแก้ไขหรือสลับเปลี่ยนกับดาวเทียมอะไหล่กรณีดาวเทียมหลักเสีย

2.5.2. **ส่วนอวกาศ**(Space Segment)

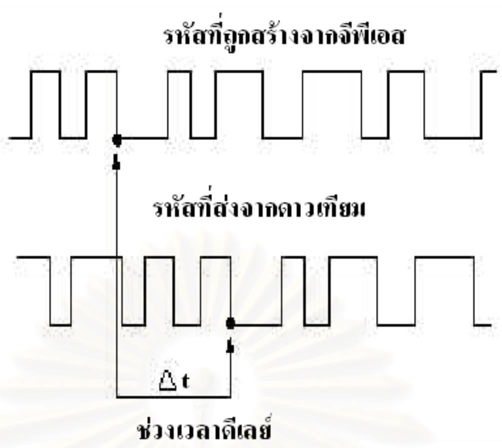
ในอวกาศมีดาวเทียมจีพีเอสทั้งสิ้น 24 ดวง ใช้งานจริง 21 ดวง ที่เหลืออีก 3 ดวงเป็นอะไหล่เผื่อดวงอื่นเสีย ดาวเทียมจีพีเอสแต่ละดวงมีอายุการใช้งานประมาณ 10 ปี โคจรในระดับสูง (High Orbit) ที่ระดับ 20,100 กิโลเมตร หมุนรอบโลกใช้เวลา 12 ชั่วโมง ดาวเทียมใช้กระแสไฟฟ้าจากแผ่นพลังงานแสงอาทิตย์และทุกดวงมีนาฬิกาปรมาณู 4 เรือน

ดาวเทียมจีพีเอสส่งสัญญาณคลื่นวิทยุหลัก 2 ช่อง เรียกว่า L1 L2 พลเรือนจะสามารถรับได้เฉพาะช่อง L1 ที่ความถี่ 1575.42 เม็กกะเฮิร์ตซ์ จัดอยู่ในช่องย่านความถี่สูงยิ่ง (UHF) ส่วน L2 กระจายเสียงที่ 1227.6 เม็กกะเฮิร์ตซ์ ใช้ในงานทหารสหรัฐเท่านั้น สัญญาณที่ส่งจากดาวเทียมระยะทางไกลมีกำลังส่งเพียงแค่ 20-50 วัตต์เท่านั้น

คลื่นวิทยุ L1 ประกอบด้วยข้อมูล 3 ส่วนด้วยกันได้แก่

- รหัสสุ่มแฝง(Pseudorandom Code) เป็นรหัสประจำตัวแจ้งให้ทราบว่าดาวเทียมดวงไหนส่งข้อมูลให้กับเครื่องรับจีพีเอส
- อัลมาแนค (Almanac) เป็นสัญญาณข้อมูลที่ดาวเทียมแต่ละดวงและทุกๆดวงส่งให้กับเครื่องรับจีพีเอสบนโลกแจ้งถึงตำแหน่งคร่าวๆในวงโคจรของดาวเทียมทั้งหมดตลอดระยะเวลาของแต่ละวัน เครื่องรับจีพีเอสจะจัดเก็บข้อมูลเหล่านี้ซึ่งมีอายุใช้งานได้เป็นเดือนไว้ในหน่วยความจำ แต่หากเครื่องรับจีพีเอสปิดไม่ได้ใช้งานเป็นเวลานานจนกระทั่งอัลมาแนคหมดอายุก็จะต้องรอเป็นเวลานานกว่าจะรับข้อมูลใหม่บางครั้งอาจใช้เวลาถึงเกือบครึ่งชั่วโมง
- อีเฟเมอริส (Ephemeris) คือข้อมูลจำเพาะที่มีความแม่นยำสูงจึงมีอายุการใช้งานไม่เกิน 6 ชั่วโมงส่งอย่างต่อเนื่องจากดาวเทียมแต่ละดวง ประกอบไปด้วยข้อมูลวงโคจร สถานภาพของดาวเทียมและวันเวลาจากนาฬิกาปรมาณู สัญญาณนี้ถูกนำมาใช้ในการคำนวณหาตำแหน่งของเครื่องรับจีพีเอสบนโลก

2.5.3. ส่วนผู้ใช้(User Segment)

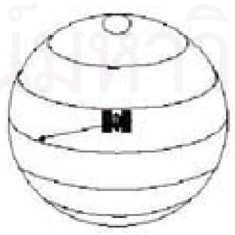


รูปที่ 2.12 ระยะเวลาการเดินทางของสัญญาณ

จากรูปที่ 2.12 เครื่องรับจีพีเอสสามารถคำนวณหาระยะห่างจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ (Pseudo-Range) ได้จากการนำระยะเวลาการเดินทางของสัญญาณคูณกับการเคลื่อนที่ของสัญญาณวิทยุซึ่งเท่ากับความเร็วของแสงมีค่าเท่ากับ 186,000 ไมล์หรือ 300,000 กิโลเมตรต่อวินาทีดังสมการที่ 2.1

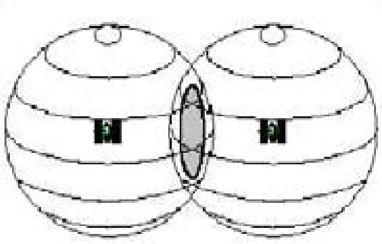
ระยะทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับ = ความเร็วของแสง x ระยะเวลาการเดินทางของสัญญาณ ………………..…(2.1)

เมื่อเราเปิดเครื่องรับจีพีเอสเครื่องรับจีพีเอสได้รับข้อมูลอีเฟเมอริสที่ส่งต่อเนื่องซึ่งเป็นข้อมูลที่แสดงวันและเวลา เครื่องรับจีพีเอสจะนำเวลาภายในมาเปรียบเทียบกับเวลาที่เครื่องรับจีพีเอสได้รับ ส่วนต่างก็คือระยะเวลาการเดินทางของสัญญาณโดยเมื่อนำไปคูณกับความเร็วของแสงก็จะได้ระยะทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับจีพีเอส



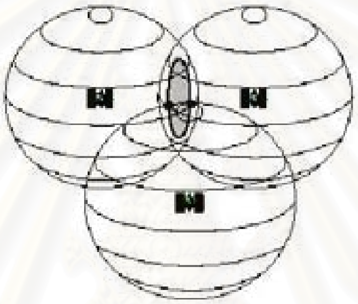
รูปที่ 2.13 สัญญาณที่เปล่งออกจากดาวเทียมเป็นรูปทรงกลม

จากรูปที่ 2.13 สมมุติว่าสัญญาณที่เปล่งออกจากดาวเทียมเป็นรูปทรงกลม โดยดาวเทียมอยู่ที่จุดศูนย์กลางมีรัศมีเท่ากับระยะทางจากดาวเทียมถึงเครื่องรับจีพีเอส



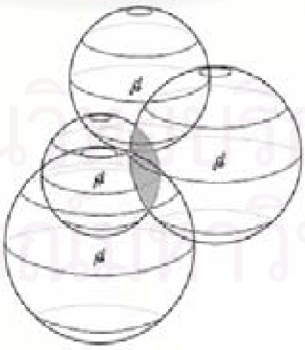
รูปที่2.14 การตัดกันของสัญญาณจากดาวเทียมสองดวง

จากรูปที่ 2.14 เมื่อมีสัญญาณจากดาวเทียมสองดวงตำแหน่งของเราบนผิวโลกจะอยู่ที่ใดที่หนึ่งในบริเวณที่สัญญาณตัดกัน



รูปที่2.15 การตัดกันของสัญญาณจากดาวเทียมสามดวง

จากรูปที่ 2.15 สัญญาณจากดาวเทียมสามดวงมีจุดตัดของวงกลมสองตำแหน่งเครื่องรับจีพีเอสสามารถหาพิกัดสองมิติได้



รูปที่2.16 การตัดกันของสัญญาณจากดาวเทียมสี่ดวง

จากรูปที่ 2.16 กรณีที่เครื่องรับจีพีเอสได้รับสัญญาณจากดาวเทียม 4 ดวง เครื่องรับจีพีเอสสามารถคำนวณพิกัดสามมิติได้ โดยเมื่อได้รับสัญญาณจากดาวเทียมมากกว่า 4 ดวงความแม่นยำในการคำนวณก็ยิ่งเพิ่มขึ้น หากเครื่องรับจีพีเอสรับสัญญาณได้สามดวงจะสามารถหาพิกัด

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

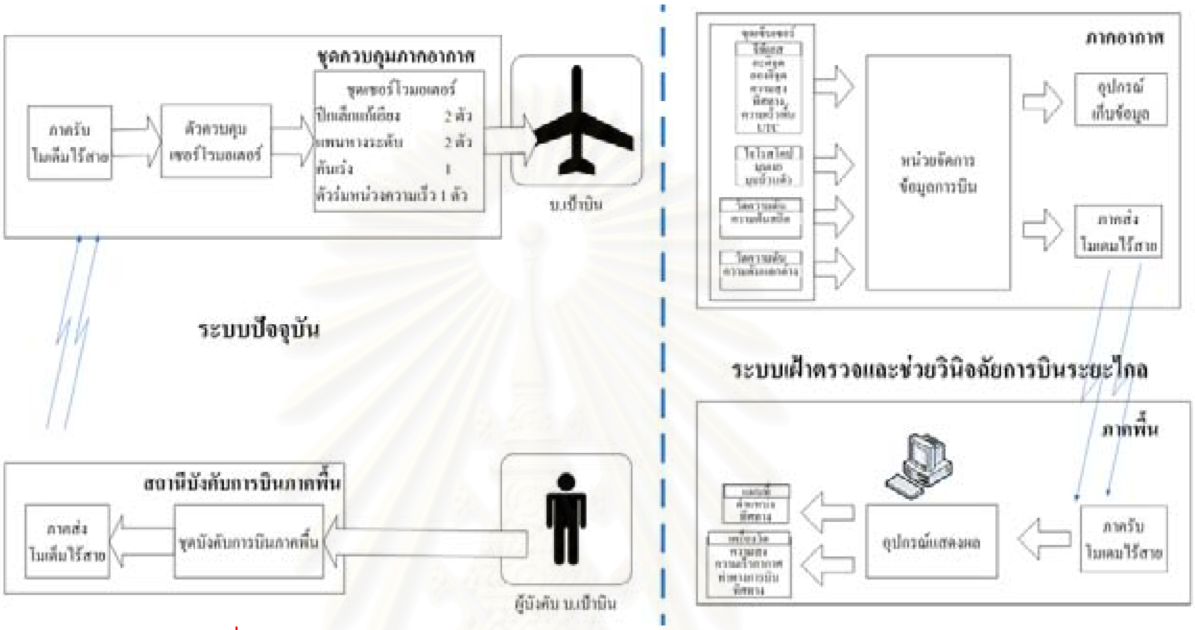
ได้เพียงสองมิติโดยความแม่นยำมีค่าประมาณ ±50 เมตรไม่มีความสูง พอจับสัญญาณดวงที่สี่ได้ เครื่องรับจีพีเอสจะสามารถแสดงมิติที่สามคือความสูงได้ ยิ่งสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมมากกว่า 4 ดวงมากเท่าใด ความแม่นยำจะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆจนกระทั่งเครื่องรับจีพีเอสสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมทุกดวงที่อยู่เหนือหัวและทำมุมยกจากขอบฟ้าไม่ต่ำกว่า 15 องศา จะมีความแม่นยำสูงสุด ความแม่นยำไม่ใช่ขึ้นอยู่กับจำนวนดาวเทียมที่รับสัญญาณได้เท่านั้นตำแหน่งของดาวเทียมบนฟากฟ้าก็มีผลด้วยเรียกว่าการเจือจางของความแม่นยำ(PDOP)หรืออัตราการคลาดเคลื่อน ยิ่งดาวเทียมห่างกันเท่าไรยิ่งดีเพราะจะทำให้การเจือจางของความแม่นยำน้อยลง ตำแหน่งที่ดีที่สุดได้แก่ดวงแรกอยู่เหนือหัว ที่เหลือกระจายห่างกัน 120 องศา

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 3

โครงสร้างของระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล

3.1. โครงสร้างของระบบ



รูปที่ 3.1 โครงสร้างของระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล

จากรูปที่ 3.1 แสดงระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกลซึ่งพัฒนาขึ้นใหม่โดยเพิ่มขีดความสามารถในการควบคุมบ.เป้าบินให้กับผู้บังคับบ.เป้าบิน โดยจะเพิ่มขีดระยะทางการควบคุมให้ไกลขึ้นจากเดิมที่สามารถควบคุมได้เพียงระยะที่ตาผู้บังคับบ.เป้าบินมองเห็นประมาณ 2 กิโลเมตรและยังมีการเก็บข้อมูลการบินเพื่อช่วยในการวินิจฉัยการบินได้อีกด้วย ระบบแสดงผลและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกลประกอบด้วย 2 ภาคคือ ภาคอากาศและภาคพื้น

3.1 .1. ภาคอากาศ

ในภาคอากาศประกอบด้วยชุดเซ็นเซอร์ หน่วยจัดการข้อมูลการบิน(Flight Data Management Unit) อุปกรณ์เก็บข้อมูล(Data Storage Device)และภาคส่งโมเด็มไร้สาย(Radio Modem Transmitter) ชุดเซ็นเซอร์ประกอบด้วย จีพีเอส ไจโรสโคปและทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศจำนวน 2 ตัว

1. จีพีเอส

จีพีเอสทำหน้าที่รับสัญญาณจากดาวเทียมแล้วคำนวณหาตำแหน่งเพื่อส่งให้กับหน่วยจัดการข้อมูลการบินข้อมูลที่ได้รับได้แก่ ละติจูด ลองจิจูด ความเร็วพื้น ทิศทางการบินและความสูง

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

2. ไจโรสโคป

ด้วยคุณสมบัติของไจโรสโคปที่พยามรักษาจุดเดิมของมันไว้เมื่อแกนภายในหมุนอยู่ เมื่อเกิดการเปลี่ยนแปลงของท่าทางการบินจึงทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงมุมม้วนตัวและมุมเงย ไจโรสโคปจะส่งค่ามุมม้วนตัวและมุมเงยไปยังหน่วยจัดการข้อมูลการบิน

3. ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ

ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศตัวแรกให้ข้อมูลของค่าความดันสถิตหน่วยเป็นนิ้วปรอท ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศตัวที่สองจะให้ข้อมูลของค่าความดันแตกต่างคือความแตกต่างระหว่างความดันอากาศปิโตและความดันสถิตหน่วยเป็นนิ้วปรอท

4. หน่วยจัดการข้อมูลการบิน

หน่วยจัดการข้อมูลการบินจะนำข้อมูลที่ได้จากชุดเซ็นเซอร์มาสร้างโพรโตคอลใหม่เรียกว่าว่าโพรโตคอลข้อมูลการบิน(Flight Data Protocol)โพรโตคอลข้อมูลการบินที่ได้ส่วนหนึ่งจะถูกเก็บลงในอุปกรณ์เก็บข้อมูล อีกส่วนหนึ่งจะถูกส่งไปยังภาคส่งโมเด็มไร้สาย

5. อุปกรณ์เก็บข้อมูลการบิน

เพื่อให้สามารถวินิจฉัยการบินของผู้บังคับบ.เป้าบินได้จึงได้ติดตั้งอุปกรณ์เก็บข้อมูลการบินเพื่อทำหน้าที่เก็บข้อมูลการบินที่ส่งมาจากหน่วยจัดการข้อมูลการบินและอุปกรณ์เก็บข้อมูลนี้ยังสามารถเก็บข้อมูลได้ในกรณีที่การสื่อสารไร้สายขัดข้องซึ่งมีผลให้อุปกรณ์แสดงผลซึ่งอยู่ภาคพื้นไม่สามารถรับโพรโตคอลข้อมูลการบินได้

6. ภาคส่งโมเด็มไร้สาย

ภาคส่งโมเด็มไร้สายทำหน้าที่แปลงข้อมูลการบินให้กลายเป็นสัญญาณวิทยุเพื่อให้สามารถส่งข้อมูลแบบไร้สายได้

3.1 .2. ภาคพื้น

ภาคพื้นประกอบด้วยภาครับโมเด็มไร้สาย(Radio Modem Receiver)และอุปกรณ์แสดงผล

1. ภาครับโมเด็มไร้สาย

ภาครับโมเด็มไร้สายจะแปลงสัญญาณวิทยุที่รับได้จากภาคส่งโมเด็มไร้สายกลับไปเป็นข้อมูลการบินเพื่อส่งไปประมวลผลในอุปกรณ์แสดงผล

2. อุปกรณ์แสดงผล

อุปกรณ์แสดงผลทำหน้าที่ในการแสดงผลโดยจะแสดงเป็นแผนที่และเครื่องวัดประกอบการบิน ส่วนของแผนที่จะแสดงตำแหน่งและทิศทาง ส่วนของเครื่องวัดประกอบการบินจะแสดงเป็นเครื่องวัดความสูง เครื่องวัดความเร็วอากาศ เครื่องวัดท่าทางการบินและเครื่องวัดทิศทางการบินเพื่อเป็นเครื่องช่วยในการบังคับบ.เป้าบินให้กับผู้บังคับบ.เป้าบิน

3.2. คุณสมบัติของระบบ

3.2 .1. คุณสมบัติของระบบภาคอากาศ

1. เซ็นเซอร์

เนื่องจากขณะทำการบินค่าตัวแปรที่ต้องการวัดมีการเปลี่ยนแปลง ดังนั้น เซ็นเซอร์ต้องตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงทางกายภาพของบ.เป้าบินได้ไวพอ เซ็นเซอร์ต่างๆที่เลือกใช้ต้องมีคุณสมบัติสำคัญดังนี้

- ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่างต้องให้ความแม่นยำของการอ่านค่าความดันอากาศอย่างน้อย 0.02 psi และความถี่ในการอัพเดตข้อมูลอย่างน้อย 100 เฮิร์ตซ์
- ไจโรสโคปต้องมีความละเอียดในการอ่านค่ามุมเงยและมุมม้วนตัวอย่างน้อย 0.01 องศา และความถี่ในการอัพเดตข้อมูลอย่างน้อย 50 เฮิร์ตซ์
- จีพีเอสจะต้องให้ความแม่นยำของตำแหน่งอย่างน้อย $\pm$20 เมตร

2. หน่วยจัดการข้อมูลการบิน

- สามารถเชื่อมต่อกับเซ็นเซอร์ โมเด็มไร้สายและอุปกรณ์เก็บข้อมูลซึ่งมีลักษณะการสื่อสารที่แตกต่างกันได้
- มีการเข้ารหัสแก้ไขความผิดพลาด (Forward Error Correcting Code) เพื่อแก้ไขความผิดพลาดที่อาจเกิดขึ้นในการสื่อสารไร้สาย โดยรหัสจะต้องสามารถตรวจจับความความผิดพลาดและสามารถแก้ไขข้อมูลที่ผิดพลาดได้ไม่น้อยกว่า 2 สัญลักษณ์เมื่อแต่ละสัญลักษณ์มีขนาด 4 บิต

3. อุปกรณ์เก็บข้อมูล

- ในการทำการบินนั้นใช้เวลาประมาณ 1 ถึง 2 ชั่วโมง การเก็บข้อมูลจึงควรจะเก็บข้อมูลได้ทีละมากๆไม่ต่ำกว่า 2 ชั่วโมง

4. ภาคส่งโมเด็มไร้สาย

- สามารถสื่อสารได้ไกลกว่าระยะสายตาโดยจะต้องสื่อสารในระยะไม่น้อยกว่า 8 กิโลเมตร

3.2 .2. คุณสมบัติของระบบภาคพื้น

1. ภาครับโมเด็มไร้สาย

- สามารถรับสัญญาณจากภาคส่งโมเด็มไร้สายในระยะไม่น้อยกว่า 8 กิโลเมตร

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

2. อุปกรณ์แสดงผล

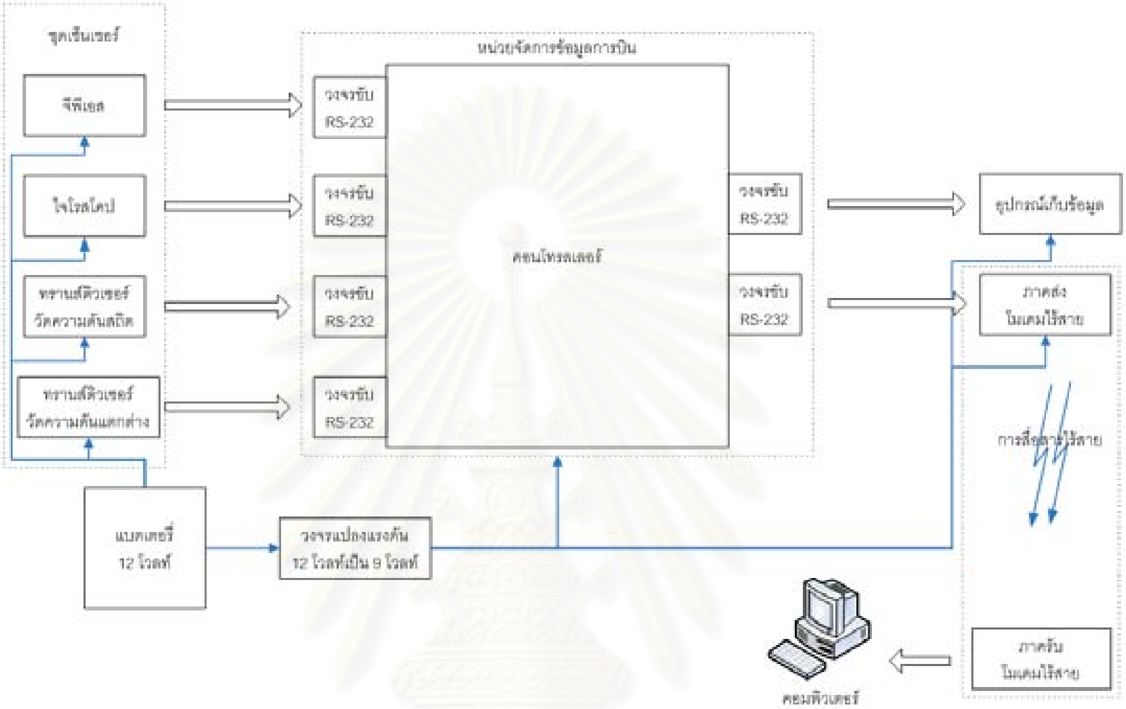
- แสดงผลผ่านจอมอนิเตอร์โดยแบ่งเป็น 2 ส่วนคือการแสดงแผนที่และการแสดงเครื่องวัดประกอบการบิน
- แผนที่ต้องมีความละเอียดอย่างน้อย 100 X 100 จุดต่อนิ้ว
- การแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินประกอบด้วย เครื่องวัดความสูง เครื่องวัดความเร็วอากาศ เครื่องวัดท่าทางการบินและเครื่องวัดทิศทางการบินเป็นต้น
- มอนิเตอร์ของอุปกรณ์แสดงผลจะต้องมีขนาดอย่างน้อย 15 นิ้ว
- ความละเอียดการแสดงผลกราฟฟิกส์อย่างน้อย 800 X 600 พิกเซลล์
- สามารถเก็บข้อมูลการบินลงในฮาร์ดดิสก์เพื่อใช้ในการวิเคราะห์การทำงานได้
- สามารถอ่านข้อมูลที่ถูกบันทึกจากอุปกรณ์เก็บข้อมูลการบินที่อยู่ในภาคอากาศ

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 4

โครงสร้างทางฮาร์ดแวร์และการออกแบบ

4.1. โครงสร้างทางฮาร์ดแวร์



รูปที่ 4.1 โครงสร้างทางฮาร์ดแวร์

จากรูปที่ 4.1 แสดงโครงสร้างทางฮาร์ดแวร์ของระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกลประกอบด้วย จีพีเอส. ไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่าง วงจรขับ RS-232 คอนโทรลเลอร์ อุปกรณ์เก็บข้อมูล ภาคส่งโมเด็มไร้สาย ภาครับโมเด็มไร้สาย และคอมพิวเตอร์นอกจากนี้ภาคอากาศยังต้องมีวงจรแปลงแรงดันและแบตเตอรี่

เนื่องจากจีพีเอส ไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ อุปกรณ์บันทึกข้อมูล และภาคส่งโมเด็มไร้สายเชื่อมต่อกับคอนโทรลเลอร์ด้วยการติดต่อสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส ระดับสัญญาณ ±12 โวลท์แต่เนื่องจากชิปคอนโทรลเลอร์สามารถรับแรงดันได้ในช่วง 0 ถึง 3 โวลท์ ดังนั้นจึงต้องมีวงจรขับ RS-232 เพื่อทำหน้าที่ในการปรับแรงดันไฟให้เข้ากัน แรงดันไฟที่เลี้ยง จีพีเอส ไจโรสโคปและทรานส์ดิวเซอร์ใช้แรงดันไฟฟ้า จากแบตเตอรี่ 12 โวลท์ ส่วนอุปกรณ์บันทึกข้อมูลคอนโทรลเลอร์และภาคส่งโมเด็มไร้สายใช้แรงดันไฟฟ้า 9 โวลท์จึงต้องสร้างวงจรแปลงแรงดันไฟฟ้า 12 โวลท์ เป็น 9 โวลท์ ส่วนการแสดงผลใช้คอมพิวเตอร์รับสัญญาณจากโมเด็มไร้สายโดยผ่านการสื่อสารอะนุกรมอะซิงโครนัส

4.2. รายละเอียดของอุปกรณ์

4.2.1. จีพีเอส

รูปที่ 4.2 จีพีเอส รุ่น GPS 35LP ผลิตโดยบริษัท การ์มินท์ จำกัด

คุณสมบัติที่สำคัญในการเลือกใช้จีพีเอสคือความแม่นยำในบอกตำแหน่งซึ่งเป็นผลมาจากจำนวนช่องสัญญาณซึ่งเป็นความสามารถของจีพีเอสแต่ละตัว จีพีเอสที่เลือกใช้จะต้องมีความสะดวกในการที่จะนำมาพัฒนาโปรแกรมและมีโพรโตคอลที่เป็นมาตรฐานคือเมื่อผู้พัฒนาเปลี่ยนเป็นจีพีเอสรุ่นอื่นก็ยังสามารสามารถที่จะใช้ซอฟต์แวร์ที่พัฒนามาใช้งานโดยไม่ต้องเปลี่ยนแปลงมากนัก จากรูปที่ 4.2 แสดงจีพีเอสรุ่น GPS35LP ผลิตโดยบริษัท การ์มิน จำกัด(ดูภาคผนวก ก.1) สามารถรับสัญญาณดาวเทียมได้มากถึง 12 ดวงทำให้มีความแม่นยำของตำแหน่งถึง ±15 เมตร และ ± 5 เมตรดิฟเฟอเรนเชียลจีพีเอส ความแม่นยำในการวัดความเร็ว ±0.2 เมตรต่อวินาที อัพเดตข้อมูลทุกๆ 1 วินาที ขีดจำกัดความเร็ว 999 น็อตต์ ขีดจำกัดความเร่ง 6g เอาต์พุตเป็นสัญญาณดิจิตอลมาตรฐาน RS-232 บอดเรต 4,800 บิตต่อวินาที รูปแบบโพรโตคอลตามมาตรฐาน NMEA-0183 ใช้แรงดันไฟฟ้าสูงสุด 6 โวลท์

4.2.2. ไจโรสโคป

รูปที่ 4.3 ไจโรสโคป VG400CA ผลิตโดย บริษัท ครอสโบว์เทคโนโลยี จำกัด

เนื่องจากในการทำการบินนั้นบ.เป้าบินมีการเปลี่ยนแปลงลักษณะท่าทางตลอดเวลาดังนั้นคุณสมบัติที่สำคัญในการเลือกใช้ไจโรสโคปก็คือการให้การตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงทางพลวัต การส่งข้อมูลจากไจโรสโคปจะต้องมีความถี่ในการส่งข้อมูลในแต่ละเฟรมที่ความถี่สูง ต้อง

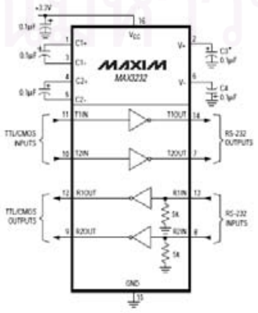
ให้ความละเอียดต่อการเปลี่ยนแปลงค่าต่างๆสูงและต้องสะดวกต่อการนำมาพัฒนาโปรแกรมเชื่อมต่อ จากรูปที่ 4.3 แสดงไจโรสโคปรุ่น VG400CA ผลิตโดยบริษัท ครอสโบว์เทคโนโลยี จำกัด(ดูภาคผนวก ก.2)ซึ่งมีอัตราการอัพเดทข้อมูลมากกว่า 70 เฮิร์ตซ์ หรือ 15 มิลลิวินาทีเป็นโซลิดสเตตไจโรสโคปแนวดิ่งอ่านค่ามุมเงยในช่วง ±90 องศา อ่านค่ามุมม้วนตัวในช่วง ±180 องศาโดยข้อมูลแต่ละชนิดเป็นแบบดิจิตอลขนาด 16 บิตให้ความละเอียดในการอ่านค่ามุม 0.00549 องศา การสื่อสารข้อมูลแบบอนุกรมอะซิงโครนัส บอดเรต 38,400 บิตต่อวินาทีใช้แรงดันสูงสุด 30โวลท์

4.2.3. ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ

รูปที่ 4.4 ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศรุ่น PPT ผลิตโดยบริษัท ฮันนี่เวลล์ จำกัด

เนื่องจากในการทำการบินนั้นบ.เป้าบินมีการเปลี่ยนแปลงความดันอากาศตลอดเวลาดังนั้นคุณสมบัติที่สำคัญในการเลือกใช้ทรานส์ดิวเซอร์ความดันอากาศคือการการตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงทางพลวัต การส่งข้อมูลจากทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศจะต้องมีความถี่ในการส่งข้อมูลในแต่ละเฟรมที่ความถี่สูง ต้องให้ความละเอียดต่อการเปลี่ยนแปลงค่าต่างๆสูงและต้องสะดวกต่อการนำมาพัฒนาโปรแกรมเชื่อมต่อ จากรูปที่ 4.4 แสดงทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศรุ่น PPT ผลิตโดยบริษัท ฮันนี่เวลล์ จำกัด(ดูภาคผนวก ก.3)ทำงานด้วยเซ็นเซอร์แบบซิลิคอนเปียโซรีซิสตีฟ อัตราการอัพเดตข้อมูล 8.33 มิลลิวินาที ความแม่นยำ 0.05% FS (FS=20 psi)การสื่อสารแบบอนุกรมอะซิงโครนัส บอดเรต 19,200 บิตต่อวินาที แรงดันสูงสุด 30 โวลท์

4.2.4. วงจรขับ RS-232(ดูภาคผนวก ข.1)



รูปที่ 4.5 โครงสร้างภายในของชิป MAX-232 ของบริษัท แม็กซิม จำกัด

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ในการติดต่อสื่อสารระหว่าง เซ็นเซอร์ อุปกรณ์เก็บข้อมูลและโมเด็มไร้สายนั้นใช้การสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัสดังนั้นจึงต้องสร้างวงจรขับ RS-232 โดยใช้ ชิปเบอร์ MAX-232 ดังรูปที่ 4.5 ผลิตโดย บริษัท แม็กซิม จำกัด(ดูภาคผนวก ก.4)ชิปหนึ่งตัวสามารถบริการได้ทั้งรับและส่งข้อมูล ใช้แรงดันไฟฟ้าจากบอร์ดพัฒนาเอฟพีจีเอ 3 โวลท์

4.2.5. คอนโทรลเลอร์

รูปที่ 4.6 บอร์ดเอฟพีจีเอ รุ่น Discovery-III XC3S200 ผลิตโดยบริษัท เอเพ็กอินสทรูเมนท์ จำกัด

เนื่องจากชิปเอฟพีจีเอเมื่อเปรียบเทียบกับไมโครคอนโทรลเลอร์แล้วมีข้อดีมากกว่าในหลายด้านคือมีความเร็วในการทำงานสูง ใช้พลังงานน้อย การใช้ภาษา VHDL ในการพัฒนาซึ่งผู้ใช้สามารถเลือกได้ว่าจะออกแบบเชิงดิจิตอลหรือออกแบบเชิงซอฟต์แวร์และสามารถตรวจสอบการทำงานแต่ละฟังก์ชันได้ง่ายด้วยโปรแกรมที่มีอยู่มากและทำให้ผู้พัฒนามีความรู้ลงลึกถึงระดับการสร้างชิพมากกว่า แต่ชิพเอฟพีจีเอก็มีข้อเสียคือเมื่อไม่มีไฟเลี้ยงโปรแกรมที่ถูกสร้างขึ้นก็จะหายไป แต่ปัจจุบันมีบอร์ดพัฒนาบางรุ่นมีชิพ Serial PROM ทำหน้าที่เก็บข้อมูลที่อยู่ภายในเอฟพีจีเอเมื่อไม่มีไฟเลี้ยง จากรูปที่ 4.6 แสดงบอร์ดเอฟพีจีเอ รุ่น Discovery-III XC3S200 ผลิตโดยบริษัทเอเพ็กอินสทรูเมนท์ จำกัด(ดูภาคผนวก ก.5) ซึ่งภายในบรรจุชิพเอฟพีจีเอรุ่น XC3S200 ของบริษัทไซลิงก์ จำกัด ขนาดความจุวงจร 200,000 เกตและยังมีชิพ Serial PROM เบอร์ XCF01Sใช้แรงดันเลี้ยงในวงจร 9 โวลท์ ออสซิเลเตอร์ภายในความถี่ 25 เมกกะเฮิร์ตซ์

4.2.6. อุปกรณ์เก็บข้อมูล

รูปที่ 4.7 บอร์ดบันทึกข้อมูล Compact Flash รุ่น ET-CFM V1.0 ของบริษัท อีทีที

ในการทำการบินจะต้องมีอุปกรณ์ในการเก็บข้อมูลการบิน ซึ่งในบางครั้งต้องใช้เวลาในการทำการบินประมาณ 2 ชั่วโมง(7,200 วินาที)ซึ่งข้อมูลที่ส่งจากหน่วยจัดการข้อมูลการบินจะถูกส่งด้วยบิดเรต 9,600 บิตต่อวินาที ข้อมูลการบินมีขนาด 50 ไบต์ หรือ 550 บิต ดังนั้นในการส่งข้อมูล 1 ครั้งใช้เวลาประมาณ 57 มิลลิวินาที ดังนั้น 2 ชั่วโมงสามารถส่งได้ 126316 ครั้ง เป็นจำนวน 6 เมกกะไบต์ ซึ่งไม่เหมาะกับการใช้ชิปหน่วยความจำ อุปกรณ์เก็บข้อมูลควรจะสามารถเก็บข้อมูลได้มากและควรจะง่ายต่อการติดต่อสื่อสารกับคอนโทรลเลอร์ อุปกรณ์เก็บข้อมูลที่นำมาใช้พัฒนาจึงเลือกที่จะบันทึกข้อมูลด้วยการ์ดหน่วยความจำแฟล็ช จากรูปที่ 4.7 แสดงบอร์ดบันทึกข้อมูล Compact Flash รุ่น ET-CFM V1.0 ของบริษัท อีทีที จำกัด(ดูภาคผนวก ก.6) สามารถใช้งานร่วมกับหน่วยความจำแบบ Compact Flash ได้สูงสุดถึง 4กิกะไบต์ บันทึกข้อมูลในระบบไฟล์ FAT16 ติดต่อสื่อสารแบบอนุกรม ผ่านทางพอร์ต RS-232 บอดเรต 9,600 บิตต่อวินาที ใช้แรงดันเลี้ยงในวงจร 9 ถึง 12 โวลท์

4.2.7. ภาครับและภาคส่งโมเดมไร้สาย

รูปที่ 4.8 โมเด็มไร้สายรุ่น XTend-PKG-R ผลิตโดยบริษัท แม็กสตรีม จำกัด

ในการทำการบินของบ.เป้าบินนั้นจะต้องไปไกลสุดประมาณ 8 กิโลเมตรซึ่งถ้าใช้โมเด็มไร้สายมีคุณภาพการรับส่งข้อมูลที่ไม่ดีก็จะมีผลต่อข้อมูลที่ได้รับเพื่อนำมาแสดงผลที่อุปกรณ์แสดงผลการบิน ดังนั้นโมเด็มไร้สายที่จะนำมาใช้ควรจะมีความสามารถในการรับและส่งข้อมูลได้ไกลไม่ต่ำกว่า 8 กิโลเมตร จากรูปที่ 4.8 แสดงโมเด็มไร้สายรุ่น XTend-PKG-R ผลิตโดยบริษัท แม็กสตรีม จำกัด(ดูภาคผนวก ก.7) โดยทำงานด้วย ความถี่ย่าน 902 ถึง 928 เมกกะเฮิร์ตซ์ มอดดูเลตแบบ FSK รับส่งข้อมูลกับอุปกรณ์ภายนอกด้วยมาตรฐาน RS-232 อัตราบอด 9,600 บิตต่อวินาที ส่งข้อมูลด้วยกำลังสูงสุด 1 วัตต์ หากส่งข้อมูลบริเวณกลางแจ้ง ด้วยเสาสัญญาณแบบไดโพล สามารถรับส่งข้อมูลได้ไกลถึง 22 กิโลเมตร ความไวต่อการรับสัญญาณที่ –110 dBm

4.2.8. วงจรแปลงแรงดัน(ดูภาคผนวก ข.2)

เนื่องจากแรงดันที่ใช้เลี้ยงในอุปกรณ์ทุกตัวได้จาก แบตเตอรี่ ขนาดแรงดัน 12 โวลท์ แต่ในอุปกรณ์เก็บข้อมูลและบอร์ดเอฟพีจีเอต้องการแรงดันเลี้ยงวงจรขนาด 9 โวลท์ จึงต้องสร้างวง

จรปรับแรงดันไฟกระแสตรงจาก 12 โวลท์ไปเป็น 9 โวลท์ โดยวงจรขาออกสามารถขับกระแสได้สูงสุด 1 แอมแปร์

4.2.9. คอมพิวเตอร์

เนื่องจากในการทดสอบบ.เป้าบินต้องใช้เวลาทดสอบเป็นเวลานานและต้องแสดงผลเป็นกราฟฟิกส์ ดังนั้นคอมพิวเตอร์ที่จะใช้ในการทดสอบจึงต้องมีความจุฮาร์ดดิสก์มาก มีความสามารถในการแสดงผลกราฟฟิกส์สูง

รูปที่ 4.9 แสดงคอมพิวเตอร์ที่ใช้เป็นอุปกรณ์แสดงผล

จากรูปที่ 4.9 แสดงคอมพิวเตอร์ที่ใช้สำหรับพัฒนาซอฟต์แวร์ระบบซึ่งมีคุณสมบัติดังนี้

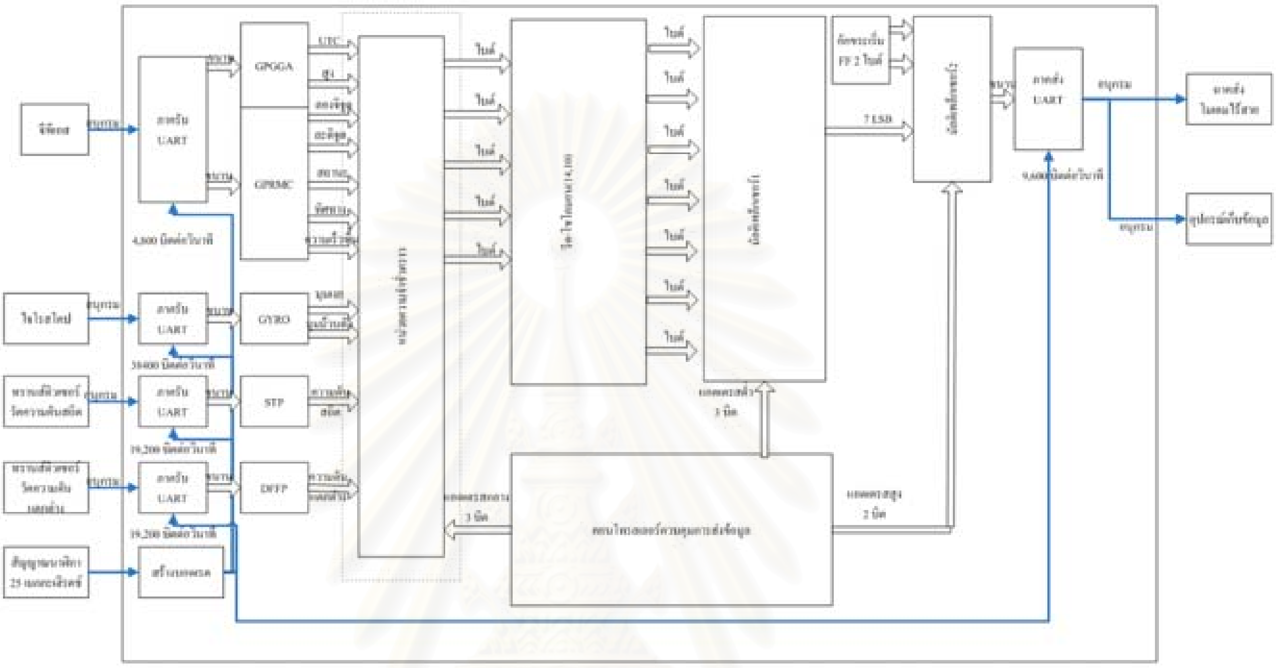
- สถาปัตยกรรม Pentium IV
- หน่วยความจำแรม 256 เมกะไบต์
- ฮาร์ดดิสก์ความจุ 20 กิกะไบต์
- ขนาดจอภาพ 17 นิ้ว
- ความละเอียดของจอภาพ 1,024 x 768 พิกเซลล์
- อุปกรณ์ต่อพ่วงเช่น เมาส์ คีย์บอร์ด
- ระบบปฏิบัติการ Windows XP
- ซอฟต์แวร์แสดงผลแผนที่ MapInfo MapX
- ซอฟต์แวร์แสดงผลเครื่องวัดประกอบการบิน GMS Aircraft Instrument
- การ์ดจอรุ่น จีฟอร์ส

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 5

การออกแบบและพัฒนาโปรแกรม

5.1. การออกแบบโปรแกรมคอนโทรลเลอร์



รูปที่ 5.1 โครงสร้างภายในคอนโทรลเลอร์

จากรูปที่ 5.1 แสดงโครงสร้างภายในคอนโทรลเลอร์ โดยคอนโทรลเลอร์ที่ใช้เป็นบอร์ดเอฟพีจีเอรุ่น Discovery-III XC3S200 ข้อมูลจากจีพีเอส ไจโรสโคปและทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศถูกส่งให้กับคอนโทรลเลอร์ด้วยการสื่อสารอนุกรม อะซิงโครนัสที่มีบอดเรต 4,800 38,400 และ 19,200 บิตต่อวินาทีตามลำดับผ่านวงจรขับ RS-232 ซึ่งจะส่งต่อสัญญาณไปยังภาครับของโมดูล UART ข้อมูลที่เข้ามาแบบอนุกรมมีขนาด 10 บิตคือ บิตเริ่ม 1 บิต บิตข้อมูล 8 บิตและบิตหยุด 1 บิต จากนั้นคอนโทรลเลอร์จะตัดบิตเริ่มและบิตหยุดทิ้งแล้วส่งเฉพาะบิตข้อมูลเป็นข้อมูลแบบขนานขนาด 8 บิต โดยมีโมดูลกำเนิดบอดเรตเป็นตัวควบคุมเวลาของโมดูล UART ข้อมูลขนาด 8 บิตนี้จะส่งไปยังโมดูล GPGGA GPRMC GYRO STP DFFP โมดูล GPGGA และ GPRMC เป็นโมดูลถอดรหัสจีพีเอสแบบ GGA และ RMC โดยโมดูล GPGGA รับข้อมูล ความสูงและค่าเวลามาตรฐาน โมดูล GPRMC รับข้อมูลของ ละติจูด ลองจิจูด ทิศทางการบิน ความเร็วพื้น โมดูล GYRO เป็นโมดูลถอดรหัสไจโรสโคปโดยรับข้อมูล มุมม้วนตัวและมุมเงย โมดูล STP เป็นโมดูลถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและโมดูล DFFP เป็นโมดูลถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่าง ข้อมูลที่ถอดได้ทั้งหมดจะถูกพักไว้ที่หน่วยความจำชั่วคราวสำหรับเก็บ

ข้อมูลการบิน จากนั้นโมดูลคอนโทรลเลอร์ควบคุมการส่งข้อมูลจะควบคุมให้หน่วยความจำชั่วคราวส่งข้อมูลทีละ 5 ไบต์ไปยังโมดูลเข้ารหัสรีด-โซโลมอน(14, 10)ข้อมูลที่ออกจะมีจำนวน 7 ไบต์ คือข้อมูลที่เข้ามาจำนวน 5 ไบต์และไบต์ตรวจสอบจำนวน 2 ไบต์ จากนั้นคอนโทรลเลอร์ควบคุมการส่งข้อมูลจะควบคุมให้ข้อมูล 7 ไบต์ผ่านโมดูลมัลติเพล็กเซอร์เพื่อแยกข้อมูลให้ส่งออกมา 1ไบต์ไปยังภาคส่งของโมดูล UART โดยผ่านวงจรขับ RS-232 ภาคส่งของโมดูล UART จะเปลี่ยนข้อมูลขนานขนาด 8 บิต เป็นข้อมูลอนุกรมขนาด 11 บิตคือบิตเริ่ม 1 บิต บิตข้อมูล 8 บิตและบิตหยุด 2 บิต ในการส่งข้อมูลการบินนั้นโพรโตคอลจะขึ้นต้นไบต์เริ่มด้วยค่า FF ซึ่งเป็นเลขฐานสิบหกจำนวน 2 ไบต์ ข้อมูลการบินตามโพรโตคอลนี้จะส่งไปยังโมเดมไร้สายและอุปกรณ์เก็บข้อมูล

การพัฒนาซอฟต์แวร์เอฟพีจีเอในวิทยานิพนธ์นี้พัฒนาจากภาษาวีเอชดีแอล รายละเอียดของโปรแกรมมีดังนี้

5.1.1. โมดูลกำเนิดบอดเรต

ในการรับส่งข้อมูลอนุกรมแบบอะซิงโครนัสนั้นต้องใช้บอดเรตจำนวน 4 อัตราเพื่อใช้ในการควบคุมการรับส่งข้อมูลโดยบอร์ดพัฒนา เอฟพีจีเอ ที่นำมาใช้พัฒนานี้ได้ติดตั้งคริสตัลออสซิลเลเตอร์ให้ความถี่ของสัญญาณนาฬิกาที่ 25 เมกกะเฮิร์ต(คาบเวลาของสัญญาณนาฬิกามีค่าเท่ากับ 40 นาโนวินาที) การสร้างโมดูลสร้างบอดเรตสามารถสร้างขึ้นได้จากสมการ 5.1 และสามารถสรุปเป็นตารางการคำนวณหาจำนวนนาฬิกาดัง

$$\text{จำนวนนาฬิกา} = \frac{\text{คาบเวลาของบอดเรต}}{\text{คาบเวลาของสัญญาณนาฬิกา}} \qquad ....(5.1)$$

สรุปเป็นตารางการคำนวณหาจำนวนนาฬิกาเพื่อใช้สร้างบอดเรตดังตารางที่ 5.1

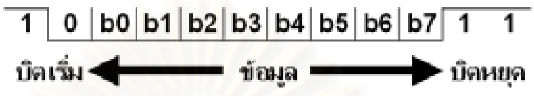
สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ตารางที่ 5.1 ตารางสรุปการคำนวณหาจำนวนนาฬิกาเพื่อใช้สร้างบอดเรต

บอดเรต(บิตต่อวินาที)	คาบเวลาของบอดเรต(มิลลิวินาที)	จำนวนนาฬิกา(พัลส์)
4, 800	0.208333	5208
9, 600	0.104167	2604
19, 200	0.052083	1302
38, 400	0.026042	651

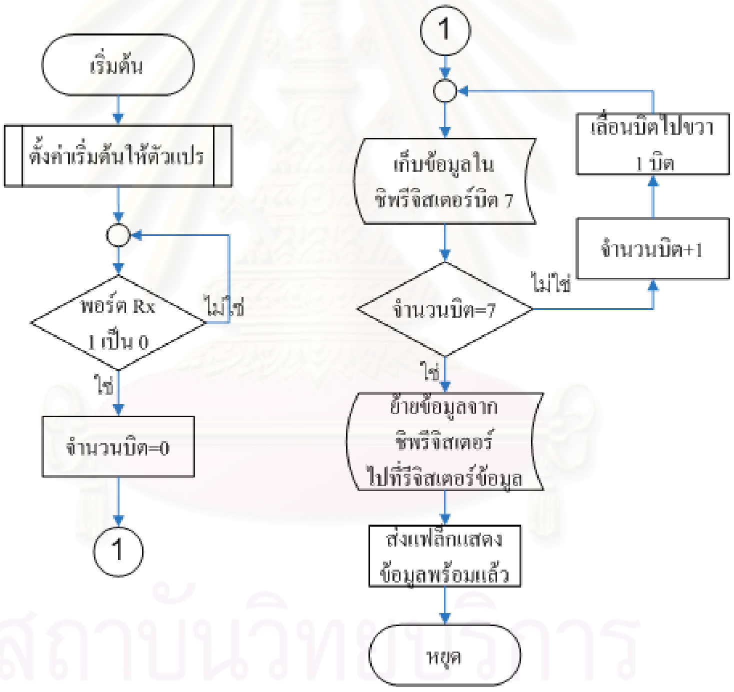
5.1.2. โมดูลการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส(UART)[9]

โมดูลการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัสแบ่งออกเป็น ภาครับและภาคส่ง โดยลักษณะข้อมูลอนุกรมอะซิงโครนัสประกอบด้วย บิตเริ่ม บิตข้อมูลและบิตปิด โดยบิตเริ่มคือบิตที่เปลี่ยนจากสถานะ 1 เป็น 0และบิตหยุดมีสถานะเป็น 1 บิตที่อยู่ระหว่าง บิตเริ่มและบิตหยุดจำนวน 8 บิตเป็นบิตข้อมูลดังรูปที่ 5.2



รูปที่ 5.2 ลักษณะข้อมูลอนุกรมอะซิงโครนัส

1. ภาครับของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส

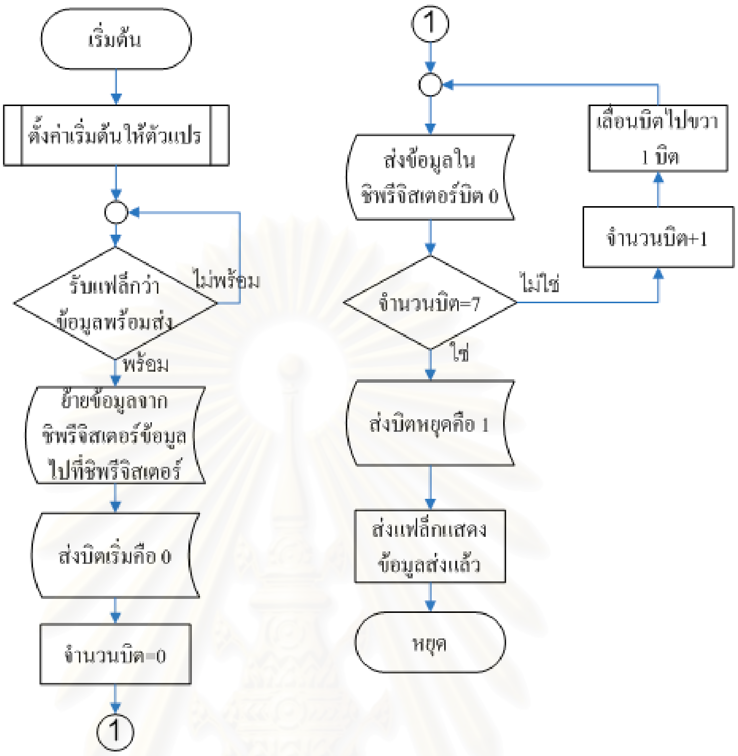


รูปที่ 5.3 โฟลว์ชาร์ตภาครับของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

จากรูปที่ 5.3 ภาครับของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัสเริ่มต้นจากการหาบิตเริ่มด้วยการตรวจสอบอินพุตเปลี่ยนสถานะจาก 1 เป็น 0 จากนั้นรับข้อมูลมาเก็บไว้ที่ชิฟรีจิสเตอร์(Shift Register)บิตที่ 7และเลื่อนบิตไปทางขวาจนครบ 8 บิต จากนั้นตรวจสอบบิตถัดไปคือบิตหยุดว่ามีสถานะเป็น 1 หรือไม่ ถ้าใช่หมายความว่าข้อมูลที่ได้รับถูกต้องให้ย้ายข้อมูลจากชิฟรีจิสเตอร์ไปไว้ที่รีจิสเตอร์ข้อมูล(Data Register)และกำหนดแฟล็กเป็น 1 เพื่อแสดงข้อมูลพร้อมแล้ว

2. ภาคส่งของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส



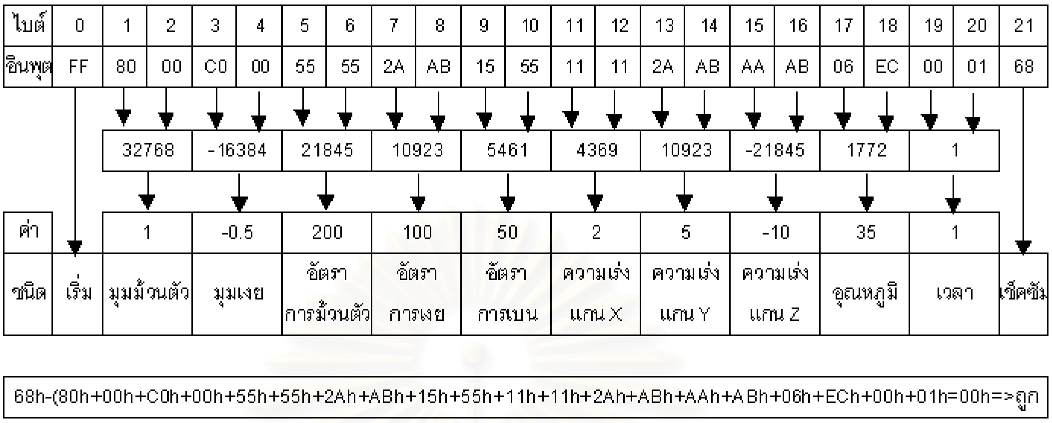
รูปที่ 5.4 โฟลว์ชาร์ตภาคส่งของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัส

จากรูปที่ 5.4 ภาคส่งของการสื่อสารอนุกรมอะซิงโครนัสเริ่มต้นจากการตรวจสอบสถานะแฟล็กว่าข้อมูลพร้อมที่จะส่งหรือยัง ถ้าแฟล็กเปลี่ยนสถานะเป็น 1 แสดงว่าพร้อมแล้วให้ย้ายข้อมูลจากรีจิสเตอร์ข้อมูลไปเก็บที่ชิฟรีจิสเตอร์ จากนั้นส่งบิตเริ่มต้นคือสถานะ 0 ออกไปที่เอาต์พุต จากนั้นส่งข้อมูลบิต 0 ออกไปที่เอาต์พุตพร้อมทั้งเลื่อนบิตไปทางขวา ทำขั้นตอนนี้ซ้ำกันจนกว่าข้อมูล 8 บิตถูกส่งไปหมด จากนั้นส่งบิตหยุดคือสถานะ 1 พร้อมทั้งส่งแฟล็กกลับไปเพื่อบอกให้ทราบว่าข้อมูลได้ถูกส่งเรียบร้อยแล้ว ในภาคส่ง UART ของคอนโทรลเลอร์ในวิทยานิพนธ์นี้เลือกที่จะส่งบิตหยุดจำนวน 2 บิต

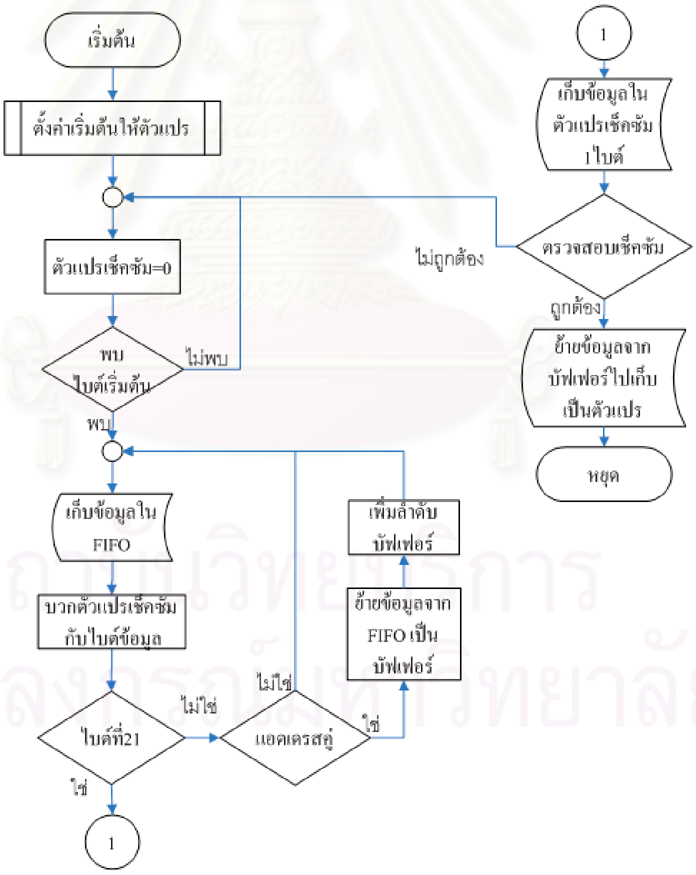
5.1.3. โมดูลถอดรหัสข้อมูลของไจโรสโคป[10]

จากรูปที่ 5.5 โพรโตคอลของข้อมูลที่ได้รับจากไจโรสโคปขึ้นต้นด้วยอักขระเริ่มคือ FF ในเลขฐานสิบหก จากนั้นตามด้วยไบต์ข้อมูล 20 ไบต์และจบด้วยไบต์ที่ 21 ซึ่งเก็บค่าเช็คซัมไว้เพื่อใช้ในการตรวจสอบโพรโตคอล โดยข้อมูลที่จะส่งแต่ละชนิดจะมีขนาด 2 ไบต์ ข้อมูลที่จะส่งจำนวนทั้งสิ้น 10 ข้อมูลได้แก่ มุมม้วนตัว มุมเงย ความเร็วเชิงมุม 3 มุมคือความเร็วมุมม้วนตัว ความเร็ว

มุมเงยและความเร็วมุมเบน ความเร่งเชิงเส้น 3 แกนคือ แกน X แกนYและแกน Z อุณหภูมิและเวลา



รูปที่ 5.5 การถอดข้อมูลภายในในโพรโตคอลของไจโรสโคป



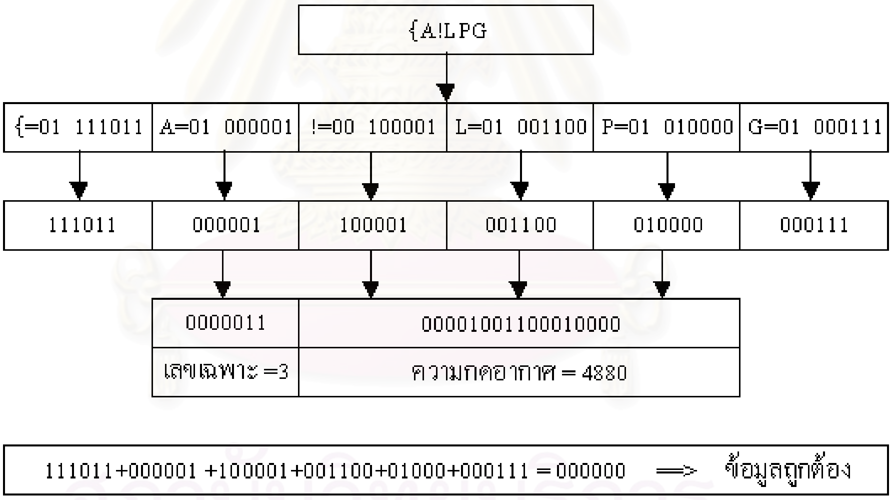
รูปที่ 5.6 โฟลว์ชาร์ตการถอดข้อมูลไจโรสโคป

จากรูปที่ 5.6 การถอดรหัสข้อมูลไจโรสโคปเริ่มจากการหาไบต์เริ่มคืออักขระ FF ในเลขฐานสิบหก หากพบไบต์เริ่มต้นให้ตั้งค่าตัวแปรเช็คซัมเท่ากับ FF จากนั้นเก็บข้อมูลลงใน FIFOและ

เช็คว่าเป็นไบต์คู่หรือไม่ หากเป็นไบต์คู่ให้ย้ายข้อมูลจาก FIFO มาเก็บเป็นหน่วยความจำชั่วคราวของข้อมูลแต่ละชนิด ในวิทยานิพนธ์นี้เลือกเก็บเฉพาะค่ามุมม้วนตัวและมุมเงยเนื่องจากบ.เป้าบินไม่มีหางเสือ ทุกครั้งที่รับไบต์ข้อมูลเข้ามาจะบวกค่าไบต์ข้อมูลเข้ากับตัวแปรเช็คซัมและเช็คว่าเป็นไบต์ที่ 21 หรือไม่ หากเป็นไบต์ที่ 21 ให้เช็คไบต์ที่ 21 กับตัวแปรเช็คซัมหากมีค่าเท่ากันหมายความว่าข้อมูลที่ถอดได้นั้นถูกต้อง แล้วจึงย้ายข้อมูลจากหน่วยความจำชั่วคราวมาเก็บเป็นตัวแปรของข้อมูลแต่ละชนิดในชิฟรีจิสเตอร์ข้อมูล

5.1.4. โมดูลถอดรหัสข้อมูลของทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ [11]

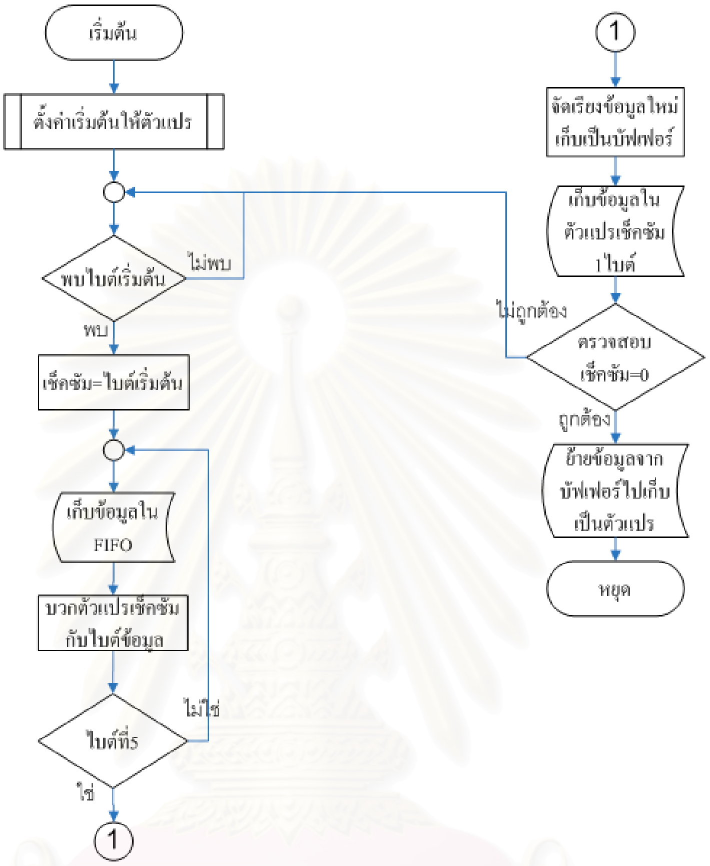
จากรูปที่ 5.7 โพรโตคอลของข้อมูลที่ได้รับจากทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศมีความยาว 6 ไบต์ ขึ้นต้นด้วยไบต์เริ่มคือตัวอักขระปีกกาเปิด '{' จากนั้นตามด้วยข้อมูลอีก 4 ไบต์ และไบต์ตรวจสอบเช็คซัม 1 ไบต์ ซึ่งลักษณะไบต์เป็นแบบ 6 LSB(Least Significant Bit)โดยตัด 2 บิตบนของแต่ละไบต์ทิ้ง ข้อมูล 4 ไบต์นี้มีขนาดรวมกัน 24 บิตซึ่งข้อมูล 24 บิตประกอบไปด้วย เลขเอกลักษณ์ของทรานส์ดิวเซอร์แต่ละตัว(ID)7 บิตและค่าความดันอากาศ 17 บิต



รูปที่ 5.7 วิธีการคำนวณหาเลขเอกลักษณ์และความดันอากาศ ตามโพรโตคอลของข้อมูลของทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ

จากรูปที่ 5.8 การถอดรหัสข้อทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศเริ่มจากการหาไบต์เริ่มคืออักขระปีกกาเปิด '{' หากพบไบต์เริ่มแล้วให้ตั้งค่าตัวแปรเช็คซัมเท่ากับค่าของไบต์เริ่มต้นหลังจากนั้นรับข้อมูลที่เข้ามาจำนวน 5 ไบต์ซึ่งเป็นไบต์ข้อมูล และไบต์ตรวจสอบเช็คซัม โดยไบต์ข้อมูลที่เข้ามานำไปเก็บเป็น FIFO พร้อมทั้งบวกค่าตัวแปรเช็คซัมด้วยค่าของไบต์อักขระเมื่อถึงไบต์ที่ 5 ซึ่งเก็บค่าของไบต์เช็คซัมจัดเรียงข้อมูลใน FIFO ใหม่แล้วเก็บเป็นหน่วยความจำชั่วคราวจากนั้น

นำค่าตัวแปรเช็คซัมมาเทียบกับค่าในไบต์ที่ 5 ถ้าเท่ากันก็หมายความว่าโพรโตคอลของข้อมูลที่เข้ามาถูกต้องให้ย้ายข้อมูลจากหน่วยความจำชั่วคราวไปเป็นตัวแปรในรีจิสเตอร์ข้อมูล



รูปที่ 5.8 โฟลว์ชาร์ตการถอดข้อมูลของทรานดิวเซอร์วัดความดันอากาศ

5.1.5. โมดูลถอดรหัสข้อมูลของจีพีเอส[12]

โพรโตคอลของข้อมูลของจีพีเอสเป็นโพรโตคอลมาตรฐาน NMEA-0183 โดยลักษณะโพรโตคอล NMEA-0183 ขึ้นต้นด้วย '$'และจบด้วย [CR][LF] ตัวอย่างเช่น

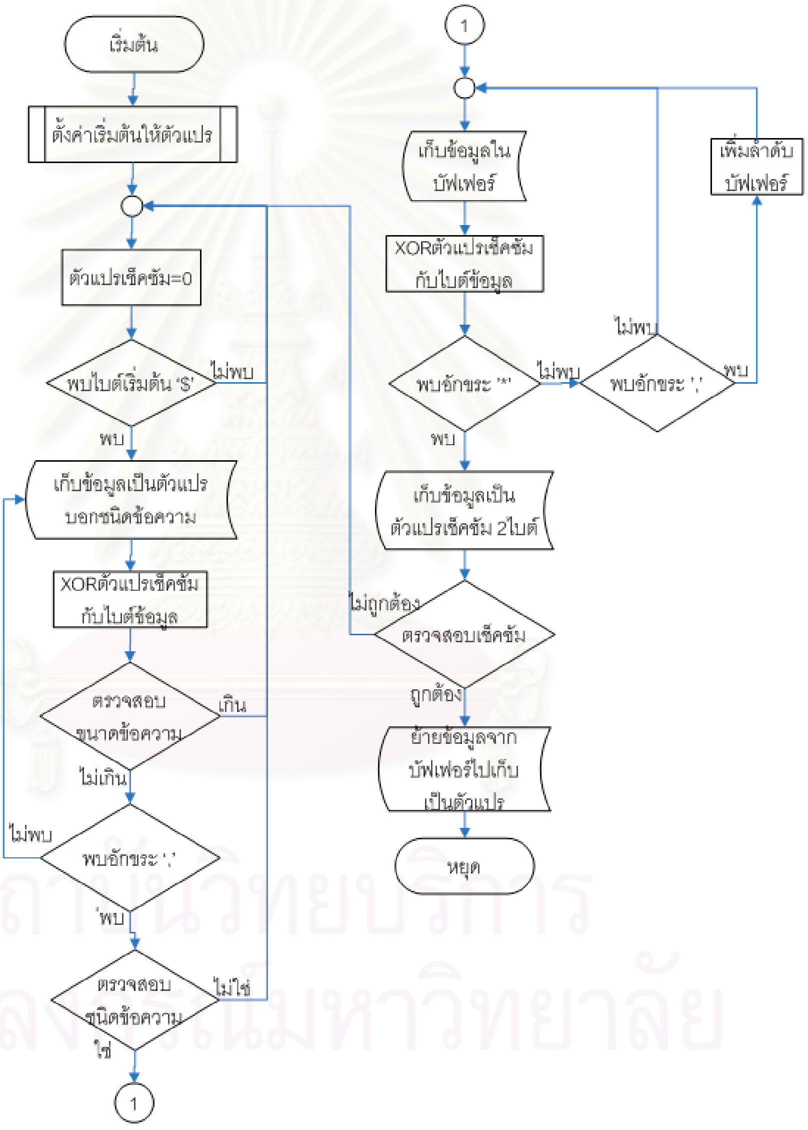
$GPRMC, 154232, A, 2758.612, N, 08210.515, W, 085.4, 084.4, 230394, 003.1, W*43[CR][LF]

อักขระ 5 ตัวแรกที่ตามหลัง '$' เรียกว่า ฟิลด์แอดเดรส(Address Field)โดย 2 อักขระแรกของฟิลด์แอดเดรสจะแสดงถึงชนิดของอุปกรณ์ที่ส่งเรียกว่า Talker-ID ตัวอย่างเช่น GP หมายความว่าเป็นอุปกรณ์จีพีเอส หลังจาก Talker-ID จะตามด้วยชนิดของข้อความจำนวน 3 อักขระ ส่วนฟิลด์ข้อมูลจะตามหลังฟิลด์แอดเดรสโดยถูกแบ่งด้วยอักขระลูกน้ำ ‘, ’ หากไม่มีการกำหนดค่าให้กับข้อมูลจะไม่มีข้อมูลระหว่างอักขระลูกน้ำ 2 ตัว จากนั้นจะตามด้วยอักขระดอกจันทร์ ‘* โดย

ศูนย์วิทยทรัพยากร
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

การตรวจสอบเช็คซัมหลังจากพบอักขระดอกจันทร์ '*' จะใช้การเอ็กครูซีฟออร์อักขระทั้งหมดที่อยู่ระหว่าง '$'และ'* โดยฟิลด์ขนาด 2 ฟิลด์ ที่ตามหลังอักขระดอกจันทร์ '*' จะบอก ค่าเช็คซัม

ในงานวิทยานาพนธ์นี้เลือกใช้ชนิดข้อความ RMCและGGA โดย RMC เลือกเฉพาะสถานะสัญญาณจีพีเอส ละติจูด ลองจิจูด ความเร็วพื้นและทิศทาง ซึ่งอยู่ในฟิลด์ที่ 2 3 5 7 และ8 ตามลำดับส่วน GGA เลือกเฉพาะ เวลามาตรฐาน(UTC)และความสูง ซึ่งอยู่ในฟิลด์ที่ 1 และฟิลด์ที่ 9 ตามลำดับ



สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

รูปที่ 5.9 โฟลวชาร์ตการถอดรหัสข้อมูลของจีพีเอส

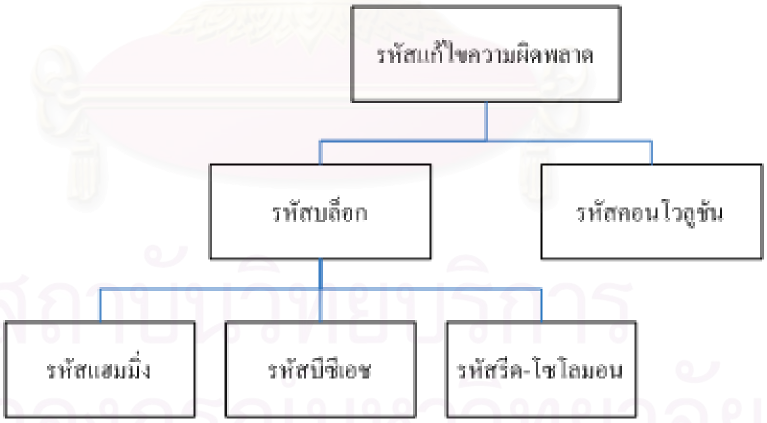
จากรูปที่ 5.9 การถอดรหัสข้อมูลของจีพีเอส เริ่มต้นด้วยการหาอักขระ '$' เมื่อพบจะทำการเก็บฟิลด์แอดเดรสจนกว่าจะพบอักขระลูกน้ำ ', ' แล้วทำการตรวจสอบ Talker-ID ถ้าตรงกับ Talker-ID ที่ต้องการให้ทำการเก็บไบต์ข้อมูลลงในหน่วยความจำชั่วคราว พร้อมทั้งทำการเอ็กครู

ซีฟออร์ไบต์ข้อมูลและตรวจสอบอักขระ ‘, ’ ทุกครั้งที่พบอักขระ ‘, ’ การเก็บข้อมูลจะเปลี่ยนไปเก็บในหน่วยความจำชั่วคราวถัดไป ในขณะเดียวกันทำการเช็คอักขระ ‘*’ ถ้าหากเจออักขระ ‘*’ ให้ทำการเช็คผลจากเอ็กครูซีฟออร์กับ 2 ไบต์ที่อยู่หลังอักขระ ‘*’ ซึ่งแสดงตัวอักษรของค่าตรวจสอบเช็คซัม ถ้าค่าที่เอ็กครูซีฟออร์ตรงกับค่าตรวจสอบเช็คซัมให้ย้ายข้อมูลจากหน่วยความจำชั่วคราวไปเก็บเป็นตัวแปรเพื่อส่งให้กับโปรแกรมถัดไป

5.1.6. โมดูลเข้ารหัสรีด-โซโลมอน [13],[14],[15],[16]

เนื่องจากการสื่อสารไร้สายนั้นอาจจะเกิดการรับข้อมูลที่ผิดพลาดเนื่องจากสัญญาณรบกวนจากภายนอก ซึ่งสามารถแบ่งลักษณะความผิดพลาดได้เป็น 2 ลักษณะคือ ความผิดพลาดแบบสุ่ม(Random Error)และความผิดพลาดแบบเบิรสต์(Burst Error) การเลือกใช้รหัสขึ้นอยู่กับความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาด

จากรูปที่ 5.10 รหัสแก้ไขความผิดพลาด(Error correcting codes)แบ่งได้เป็น 2 ชนิดคือ รหัสบล็อก(Block Codes) และรหัสคอนโวลูชัน(Convolutional Codes)ข้อแตกต่างระหว่างรหัสบล็อกและรหัสคอนโวลูชันคือ รหัสบล็อกนั้นมีขนาดเอาต์พุตที่ขึ้นกับขนาดของอินพุต แต่รหัสคอนโวลูชันนั้นมีขนาดเอาต์พุตไม่ขึ้นกับขนาดของอินพุต โดยรหัสบล็อกนั้นสามารถเข้ารหัสได้ง่ายกว่ารหัสคอนโวลูชัน ตัวอย่างของรหัสบล็อกได้แก่ รหัสแฮมมิ่ง(Hamming Code) รหัสบีซีเอช(Bose-Chaudhuri-Hocqueaghem) และรหัสรีดโซโลมอน



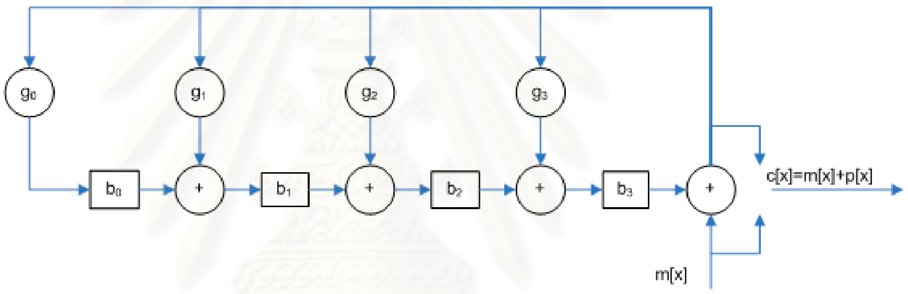
รูปที่ 5.10 ชนิดของรหัสแก้ไขความผิดพลาด

จากตารางที่ 5.2 รหัสแฮมมิ่งและรหัสบีซีเอชสามารถแก้ไขความผิดพลาดแบบสุ่ม รหัสแฮมมิ่งแก้ไขได้ 1 บิต รหัสบีซีเอชแก้ไขได้มากกว่า 1 บิต ส่วนรหัสรีด-โซโลมอนสามารถแก้ไขความผิดพลาดแบบเบิรสต์แก้ไขได้มากกว่า 1 สัญลักษณ์ ดังนั้นเมื่อเทียบกันแล้วรหัสรีด-โซโลมอนเป็นรหัสที่มีความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาดดีกว่าชนิดอื่นๆ

ตารางที่ 5.2 ความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาดของรหัสแต่ละชนิด

รหัส	ชนิดความผิดพลาด	จำนวนข้อมูลที่แก้ไขได้
แฮมมิ่ง	ความผิดพลาดแบบสุ่ม	1 บิต
บีซีเอช		มากกว่า 1 บิต
รีด-โซโลมอน	ความผิดพลาดแบบเบิรสต์	มากกว่า 1 สัญลักษณ์

จากข้อดีของรหัสรีด-โซโลมอนที่กล่าวมาในวิทยานิพนธ์จึงเลือกใช้รหัสรีดโซโลมอนเพื่อแก้ไขความผิดพลาดที่อาจเกิดขึ้นขณะส่งสัญญาณจากภาคอากาศไปยังภาคพื้น โดยแบ่งการทำงานเป็น 2 ส่วนคือส่วนการเข้ารหัสกระทำในคอนโทรลเลอร์ภาคอากาศและส่วนการถอดรหัสกระทำในโปรแกรมแสดงผล โดยเลือกใช้ รหัสรีด-โซโลมอน(14,10)ประกอบด้วย 10 สัญลักษณ์ข้อมูล และ 4 สัญลักษณ์พาริตี้ แก้ไขความผิดพลาดได้ 2 สัญลักษณ์



รูปที่ 5.11 แผนภาพการเข้ารหัสรีด-โซโลมอน

จากรูปที่ 5.11 รหัสรีด-โซโลมอน $c(x)$ ประกอบด้วยสองส่วนคือ สัญลักษณ์พาริตี้ $p(x)$ และสัญลักษณ์ข้อมูล $m(x)$ ซึ่งสามารถเขียนในรูปของพหุนามได้ดังสมการ 5.1

$$c(x) = p(x) + x^{n-k}m(x) \qquad \text{...............(5.1)}$$

จากสมการ 5.1 จะเห็นว่าถ้าเราทราบค่าสัญลักษณ์พาริตี้ $p(x)$ เราก็สามารถทราบค่ารหัสรีดโซโลมอน $c(x)$ ฉะนั้นการเข้ารหัสรีด-โซโลมอนก็คือการหาค่าของพหุนามสัญลักษณ์พาริตี้ $p(x)$ นั่นเอง โดยการนำพหุนาม $x^{n-k}m(x)$ ไปหารด้วยพหุนามตัวกำเนิด $g(x)$ ดังสมการ 5.2

$$x^{n-k}m(x) = a(x)g(x) + b(x) \qquad \text{...............(5.2)}$$

ผลที่ได้จากการหารประกอบด้วยสองส่วนคือ ผลหาร $a(x)$ และเศษจากการหาร $b(x)$ โดย $b(x)$ ก็คือพหุนามสัญลักษณ์พาริตี้ $p(x)$ วิทยานิพนธ์นี้ใช้พหุนามตัวกำเนิดบนฟีลด์กาลัว GF(16) คือ $g(x) = x^4 + \alpha^{13}x^3 + \alpha^6 x^2 + \alpha^3 x + \alpha^{10}$

โพรโตคอลข้อมูลการบินที่สร้างขึ้นสร้างจากบล็อกของรหัสรีด-โซโลมอนจำนวน 6 บล็อก แต่ละบล็อกประกอบด้วย 14 สัญลักษณ์ แต่ละสัญลักษณ์มีขนาด 4 บิต ดังแสดงในตารางที่ 5.3

ตารางที่ 5.3 ตำแหน่งของข้อมูลในการเข้ารหัสรีด-โซโลมอน

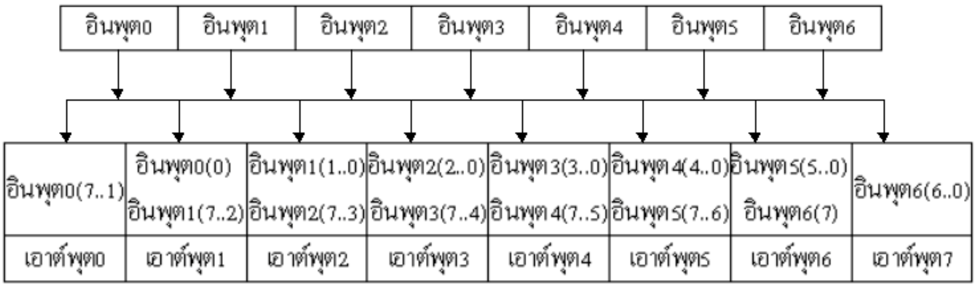
	RS13	RS12	RS11	RS10	RS9	RS8	RS7	RS6	RS5	RS4	RS3	RS2	RS1	RS0
บล็อก 0	พาริตี้01		พาริตี้00		มุมม้วนตัว		มุมม้วนตัว		มุมเงย		มุมเงย		ความดันสแตติก	
บล็อก 1	พาริตี้11		พาริตี้10		ความดันสแตติก		ความดันสแตติก		ความดันต่าง		ความดันต่าง		ความดันต่าง	
บล็อก 2	พาริตี้21		พาริตี้20		ละติจูด(deg)		ละติจูด(min)		ละติจูด(dec)		ละติจูด(dec)		ลองจิจูด(Deg)	
บล็อก 3	พาริตี้31		พาริตี้30		ลองจิจูด(min)		ลองจิจูด(dec)		ลองจิจูด(dec)		ทิศทาง		ทิศทาง	
บล็อก 4	พาริตี้41		พาริตี้40		ความเร็วพื้น		ความเร็วพื้น		สถานะ		ความสูง		ความสูง	
บล็อก 5	พาริตี้51		พาริตี้50		ความสูง		เครื่องหมายสูง		utc		utc		utc	

5.1.7. โมดูลมัลติเพล็กเซอร์

ในการบันทึกโพรโตคอลข้อมูลการบินลงในอุปกรณ์เก็บข้อมูลนั้นไม่สามารถบันทึกอักขระในช่วง 00 ถึง 1F ได้เนื่องจากอุปกรณ์เก็บข้อมูลบันทึกข้อมูลแบบเท็กซ์จึงมองอักขระในช่วง 00 ถึง 1F เป็นอักขระควบคุมจึงต้องหลีกเลี่ยงการใช้อักขระในช่วง 00 ถึง 1F โดยในคอนโทรลเลอร์ได้สร้างมัลติเพล็กเซอร์ไว้ 2 ตัวเพื่อใช้ในการควบคุมการส่งข้อมูล มัลติเพล็กเซอร์ตัวแรกนั้นจะทำการลดขนาดความกว้างไบต์จาก 8 บิตเป็น 7 LSB โดยการจัดเรียงข้อมูล 8 บิต จำนวน 7 ไบต์ใหม่แล้วเลือกเอาเฉพาะ 7 บิตโดยกำหนดบิต 7 เป็น 0 หากเมื่อจัดข้อมูลใหม่แล้วมีข้อมูลใดน้อยกว่า 20 จะกำหนดบิต 7 ของข้อมูลให้เป็น 1 ซึ่งจะได้ 8 ไบต์ ดังนั้นอักขระที่จัดขึ้นมาใหม่จะอยู่ในช่วง 20 ถึง 9F โดยการจัดเรียงข้อมูลตามตำแหน่งแอดเดรสดังตารางที่ 5.4

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ตารางที่ 5.4 การจัดเรียงข้อมูลตามตำแหน่งแอดเดรส



มัลติเพล็กเซอร์อีกตัวหนึ่งทำหน้าที่แยกการส่งไบต์เริ่มต้นและไบต์ข้อมูล เมื่อนำข้อมูลจากตาราง 5.3 มาจัดเรียงข้อมูลใหม่ตามตำแหน่งข้อมูลหลังจากได้ผ่านการแปลงไบต์ขนาด 8 บิต เป็นไบต์ขนาด 7 LSBได้ดังตาราง 5.5

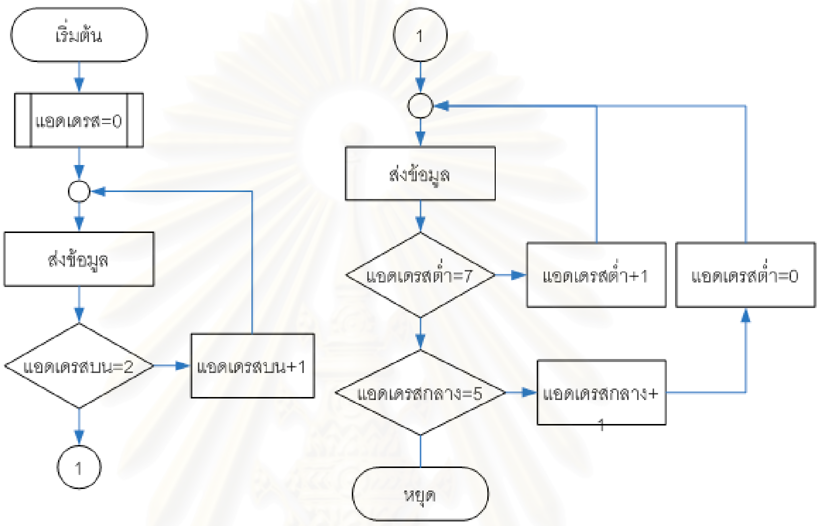
ตาราง 5.5 ตำแหน่งของของข้อมูลที่จะทำการส่ง

Address			ข้อมูล	Address			ข้อมูล
High	Med	Low		High	Med	Low	
0	0	0	ไบต์เริ่ม 1 (FF)	2	3	0	ลองจิจูด(min)(7..1)
1	0	0	ไบต์เริ่ม 2 (FF)	2	3	1	ลองจิจูด(min)(0)ลองจิจูด(Dec)(15..10)
2	0	0	มุมม้วนตัว(15..9)	2	3	2	ลองจิจูด(Dec)(9..3)
2	0	1	มุมม้วนตัว(8..2)	2	3	3	ลองจิจูด(Dec) (2..0)ทิศทาง(15..12)
2	0	2	มุมม้วนตัว(1..0)มุมเงย(15..11)	2	3	4	ทิศทาง(11..5)
2	0	3	มุมเงย(10..4)	2	3	5	ทิศทาง(4..0)พาริตี้31(7..6)
2	0	4	มุมเงย(3..0)ความดันสถิต(23..21)	2	3	6	พาริตี้31(5..0)พาริตี้30(7)
2	0	5	ความดันสถิต(20..16)พาริตี้01(7..6)	2	3	7	พาริตี้30(6..0)
2	0	6	พาริตี้01(5..0)พาริตี้00(7)	2	4	0	ความเร็วพื้น(15..9)
2	0	7	พาริตี้00(6..0)	2	4	1	ความเร็วพื้น(8..2)
2	1	0	ความดันสถิต(15..9)	2	4	2	ความเร็วพื้น(1..0)สถานะ(7..3)
2	1	1	ความดันสถิต(8..2)	2	4	3	สถานะ(2..0)ความสูง(23..20)
2	1	2	ความดันสถิต(1.0)ความดันแตกต่าง(23.19)	2	4	4	ความสูง(19..13)
2	1	3	ความดันแตกต่าง(18..12)	2	4	5	ความสูง(12..8)พาริตี้41(7..6)
2	1	4	ความดันแตกต่าง(11..5)	2	4	6	พาริตี้41(5..0)พาริตี้40(7)
2	1	5	ความดันแตกต่าง(4..0)พาริตี้11(7..6)	2	4	7	พาริตี้40(6..0)
2	1	6	พาริตี้11(5..0)พาริตี้10(7)	2	5	0	ความสูง(7..1)
2	1	7	พาริตี้10(6..0)	2	5	1	ความสูง(0)เครื่องหมายสูง(7..2)
2	2	0	ละติจูด(deg)(7..1)	2	5	2	เครื่องหมายสูง(1..0)UTC(23..19)
2	2	1	ละติจูด(deg)(0)ละติจูด(min)(7..2)	2	5	3	UTC(18..12)
2	2	2	ละติจูด(min)(1..0)ละติจูด(dec)(15..11)	2	5	4	UTC(11..5)
2	2	3	ละติจูด(dec)(10..4)	2	5	5	UTC(4..0)พาริตี้51(7..6)
2	2	4	ละติจูด(dec)(3..0)ลองจิจูด(Deg)(7..5)	2	5	6	พาริตี้51(5..0)พาริตี้50(7)
2	2	5	ลองจิจูด(Deg)(4..0)พาริตี้21(7..6)	2	5	7	พาริตี้50(6..0)
2	2	6	พาริตี้21(5..0)พาริตี้20(7)				
2	2	7	พาริตี้20(6..0)				

5.1.8. การควบคุมการส่งข้อมูล

จากรูปที่ 5.12 ข้อมูลที่ส่งให้กับโมเดมไร้สายภาคอากาศมีขนาด 50 ไบต์ เริ่มต้นส่งด้วยไบต์เริ่มคืออักขระ FF จำนวน 2 ไบต์ซึ่งอยู่ในตำแหน่งแอดเดรสบนเป็น 0 และ1 ส่วนไบต์ข้อมูลการบินมีจำนวน 44 ไบต์ณ.ตำแหน่งแอดเดรสบนเป็น 2 แอดเดรสกลางจะบอกถึงหมายเลขบล็อกและ

แอดเดรสต่ำบอกตำแหน่งไบต์ข้อมูลภายในบล็อก การส่งไบต์ข้อมูลเริ่มต้นจากไบต์กลางเป็น 0 คือการส่งข้อมูลในบล็อก 0 จากนั้นเพิ่มไบต์ต่ำทีละ 1 ไบต์จนกว่าไบต์ต่ำเป็น 7 ซึ่งก็คือการส่งข้อมูลในบล็อก 7 ไบต์ จากนั้นทำการเพิ่มไบต์กลาง 1 แอดเดรสคือส่งข้อมูลในบล็อกถัดไป ทำเช่นนี้จนถึงแอดเดรสที่ 5 คือบล็อกที่ 5 โฟลว์ชาร์ตอธิบายโพรโตคอลของการส่งข้อมูลการบินดังรูปที่ 5.12



รูปที่ 5.12 โฟลว์ชาร์ตการส่งโพรโตคอลของข้อมูลการบิน

5.2.การออกแบบและพัฒนาโปรแกรมแสดงผล

โปรแกรมแสดงผลทำหน้าที่ในการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินและแผนที่ ให้ผู้ใช้สามารถบันทึกและอ่านข้อมูลการบินขณะทำการบินจากคอมพิวเตอร์ หรือในหน่วยความจำแฟล็ชซึ่งอยู่ในคอนโทรลเลอร์ของชุดภาคอากาศ การออกแบบซอฟต์แวร์เพื่อให้ใช้งานสะดวกและเป็นมาตรฐานจึงเลือกใช้ระบบปฏิบัติการ Windows และพัฒนาโปรแกรมด้วยภาษา Visual C++

โปรแกรมแสดงผลประกอบด้วย 2 ส่วนคือส่วนการบันทึกข้อมูลและส่วนการแสดงผล

5.2.1. ส่วนการบันทึกข้อมูล

การบันทึกข้อมูลสามารถทำได้ 2 รูปแบบคือการบันทึกด้วยอุปกรณ์เก็บข้อมูลและการบันทึกลงในฮาร์ดดิสก์

1. การส่งคำสั่งไปควบคุมการบันทึกข้อมูลในอุปกรณ์เก็บข้อมูล

จากรูปที่ 5.13 ในการบันทึกข้อมูลด้วยหน่วยความจำแฟล็ชด้วยอุปกรณ์เก็บข้อมูลจะสั่งงานด้วยการส่งอักขระ ‘W’ หลังจากนั้นจะคอยเป็นเวลา 100 มิลลิวินาทีจึงส่งชื่อไฟล์นามสกุล FLG ไปยังอุปกรณ์เก็บข้อมูลโดยชื่อไฟล์จะต้องมีขนาด 8 ตัวอักษร ข้อมูลในไฟล์เป็นชนิดไบนารี่

รูปที่ 5.13 การส่งคำสั่งไปควบคุมการบันทึกข้อมูลในอุปกรณ์เก็บข้อมูล

2. การบันทึกข้อมูลลงในฮาร์ดดิสก์

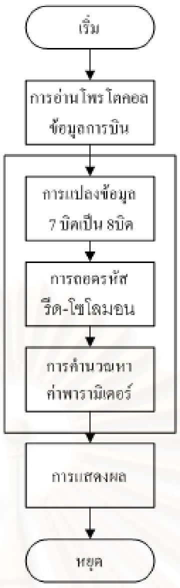
การบันทึกข้อมูลลงในฮาร์ดดิสก์จะใช้นามสกุล PLT โดยไฟล์นี้จะบรรจุข้อมูลที่โปรแกรมแสดงผลสามารถคำนวณได้ เพื่อใช้ในการตรวจสอบการบินข้อมูลในไฟล์เป็นชนิดเท็กท์โดยผู้ใช้จะต้องเลือกว่าจะบันทึกข้อมูลของอุปกรณ์ใด ตัวอย่างข้อมูลภายในไฟล์ PLT สามารถแสดงได้ดังนี้

```
index,Time,Roll,Pitch,Alt,STP,TAS,DFFP,Latitude,Longitude,distance,GC,GS,GPSHigh,RMC_STS, UTC
',B0_Err,B1_Err,B2_Err ,B3_Err,B4_Err,B5_Err,Byte Tm,Frame Tm
        0,11:31:10, , , , , , ,14.1222,99.9249,2.1412,23.0000,76.0000,2096.4504,A,4:31:4 ,0,0,0,0,0,0,144,3*
        1,11:31:10, , , , , , ,14.1222,99.9249,2.1412,23.0000,76.0000,2096.4504,A,4:31:4 ,0,0,0,0,0,0,16,0*
```

ลักษณะข้อมูลที่บันทึกในไฟล์ PLT ในบรรทัดแรกจะบอกให้ทราบถึงชนิดข้อมูลที่บันทึกโดยข้อมูลแต่ละชนิดจะถูกขั้นด้วยอักขระลูกน้ำ ', ' เพื่อบอกให้ทราบว่าข้อมูลที่เก็บเป็นข้อมูลของอะไรบ้าง จากนั้นในบรรทัดถัดไปจะเป็นข้อมูลที่เก็บโดยขึ้นต้นด้วยอักขระแท็บ(Tab)และจบลงด้วยอักขระดอกจันทร์ '*' โดยสามารถเปิดไฟล์ PLT นี้ได้ด้วยโปรแกรมเอ็กเซลล์ โดยเลือกตัวแบ่งข้อมูลเป็นอักขระลูกน้ำ ', 'และดอกจันทร์ '*'

5.2.2. ส่วนการแสดงผลข้อมูล

จากรูปที่ 5.14 ขั้นตอนในการแสดงผลข้อมูลประกอบด้วยการอ่านโพรโตคอลข้อมูลการบิน การประมวลผลข้อมูลและการแสดงผล



รูปที่ 5.14 ขั้นตอนการแสดงผล

1. การอ่านโพรโตคอลของข้อมูลการบิน

การอ่านโพรโตคอลของข้อมูลการบินสามารถอ่านได้ 2 ทางคือการอ่านข้อมูลจากพอร์ตอนุกรมและการอ่านข้อมูลจากไฟล์นามสกุล FLG ซึ่งบันทึกจากอุปกรณ์เก็บข้อมูล โดยโพรโตคอลของข้อมูลการบินประกอบด้วยไบต์เริ่มคืออักขระ FF จำนวน 2 ไบต์ จากนั้นเป็นไบต์ข้อมูล 48 ไบต์

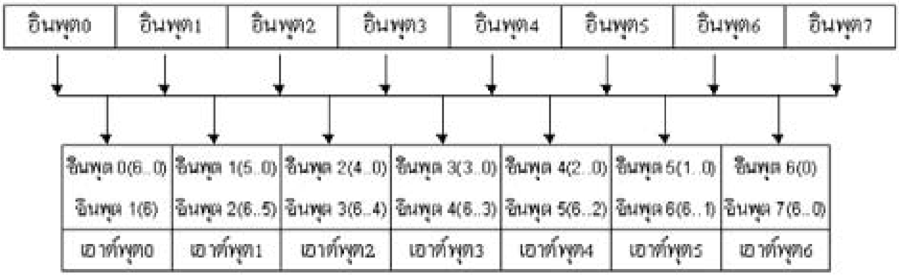
2. การประมวลผลข้อมูล

การประมวลผลข้อมูลประกอบด้วย 3 ฟังก์ชั่นคือฟังก์ชันการแปลงข้อมูล 7 LSBเป็น 8 บิต ฟังก์ชันการถอดรหัสรีด-โซโลมอนและฟังก์ชันการคำนวณหาค่าพารามิเตอร์ทางการบิน

2.1. ฟังก์ชันแปลงข้อมูล 7 LSBเป็น 8 บิต

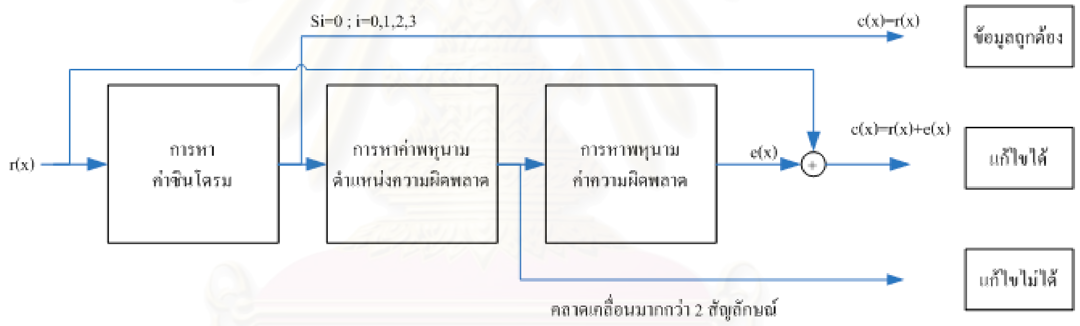
เนื่องจากโพรโตคอลการบินที่ภาคอากาศส่งมายังภาคพื้นดินเป็นข้อมูลที่แปลงจากข้อมูล 8 บิตเป็นข้อมูลขนาด 7 LSB ดังนั้นในฝั่งโปรแกรมแสดงผลจะต้องแปลงกลับจากข้อมูล 7 LSBเป็นข้อมูล 8 บิตเสียก่อนซึ่งการจัดเรียงข้อมูลดังตารางที่ 5.6

ตาราง 5.6 การจัดเรียงข้อมูลตามตำแหน่งแอดเดรสเมื่อแปลง 7 LSB เป็น 8 บิต



2.2. ฟังก์ชันการถอดรหัสรีด-โซโลมอน[13],[14],[15],[16]

โพรโตคอลข้อมูลการบินที่ส่งจากภาคอากาศได้ถูกเข้ารหัสรีด-โซโลมอน(14,10)เพื่อใช้ในการแก้ไขความผิดพลาดจากการอ่านข้อมูลในฝั่งขารับประกอบด้วย 10 สัญลักษณ์ข้อมูล และ 4 สัญลักษณ์พาริตี้ แก้ไขความผิดพลาดได้ 2 สัญลักษณ์ ดังนั้นสิ่งแรกที่ภาคพื้นต้องกระทำเมื่อได้รับข้อมูลจากภาคอากาศคือต้องทำการถอดรหัสรีด-โซโลมอนเพื่อแก้ไขความผิดพลาดที่อาจเกิดขึ้นได้ รหัสรีด-โซโลมอนที่ภาคพื้นได้รับ $r(x)$ คือรหัสข้อความต้นทาง $c(x)$ บวกกับค่าความผิดพลาด $e(x)$ ดังนั้นหากต้องการให้ได้ข้อความต้นทาง $c(x)$ ที่ถูกต้องจึงต้องนำรหัสรีด-โซโลมอนที่ภาคพื้นได้รับ $r(x)$ มาแก้ไขด้วยค่าผิดพลาด $e(x)$ หรืออาจจะสรุปได้ว่าการถอดรหัสรีดโซ-โลมอนก็คือการหาค่าความผิดพลาด $e(x)$ นั่นเอง การถอดรหัสรีด-โซโลมอนสามารถที่จะตำแหน่งและขนาดของความผิดพลาด และยังสามารถแก้ไขความผิดพลาดที่เกิดขึ้นได้ จากรูปที่ 5.15 แสดงขั้นตอนการถอดรหัสรีดโซโลมอนประกอบด้วย การหาค่าซินโดรม การหาค่าพหุนามตำแหน่งความผิดพลาดและการหาพหุนามค่าความผิดพลาด โดยรายละเอียดมีดังนี้



รูปที่ 5.15. ขั้นตอนการถอดรหัสรีด-โซโลมอน

2.2.1. การหาค่าซินโดรม

การหาค่าซินโดรมคือการหาฟังก์ชันที่บอกถึงตำแหน่งและขนาดของความผิดพลาดที่มีโอกาสที่จะเกิดขึ้นและแก้ไขได้โดยความสัมพันธ์ระหว่างค่าซินโดรม ตำแหน่งและขนาดความผิดพลาดสามารถเขียนในรูปสมการได้ดังสมการ 5.3

$$s(x) = \sum_{k=0}^{n-1} e_k (\alpha^j)^k \qquad \text{.........(5.3)}$$

โดย $\alpha^{j_1}, \alpha^{j_2}, ..., \alpha^{j_4}$ คือตัวแปรตำแหน่งที่เกิดความผิดพลาด และ $e_{j_1}, e_{j_2}, ..., e_{j_{14}}$ คือตัวแปรค่าความผิดพลาด

การหาค่าซินโดรมกระทำโดยการหารชุดสัญลักษณ์ $r(x)$ ที่รับได้ด้วยพหุนามที่เป็นตัวประกอบของพหุนามตัวกำเนิด $g(x)$ แต่ละตัวได้แก่ $(x+\alpha),(x+\alpha^2),...,(x+\alpha^4)$ ซึ่งได้กำหนดไว้ตั้งแต่การเข้ารหัสรีด-โซโลมอน ดังสมการ 5.4

$$r(x) = a_i(x)(x+\alpha^i) + b_i(x) \qquad ,i = 1,2,3,4 \quad \text{.............(5.4)}$$

ผลที่ได้จากการหารประกอบด้วยสองส่วนคือ ผลหาร $a(x)$ และเศษจากการหาร $b(x)$ โดยเศษที่เหลือจากการหาร $b_i(x)$ ก็คือค่าซินโดรม s_i นั่นเองซึ่งสามารถเขียนได้ดังสมการ 5.5

$$s_i = rem\left[\frac{r(x)}{x+\alpha^i}\right] \qquad ,i = 1,2,3,4 \qquad \text{...............(5.5)}$$

หากไม่มีความผิดพลาดเกิดขึ้นเศษที่เหลือจากการหาร $b_i(x)$ หรือค่าซินโดรม s_i ทั้งหมดจะมีค่าเป็น 0

2.2.2. การคำนวณหาพหุนามตำแหน่งความผิดพลาด

หลังจากที่ได้ค่าซินโดรมแล้วขั้นตอนต่อไปคือการคำนวณหาตัวแปรตำแหน่งความผิดพลาดโดยการนำตัวแปรตำแหน่งความผิดพลาด $\alpha^{j_1},\alpha^{j_2},...,\alpha^{j_4}$ มาสร้างสมการพหุนามขึ้นมาเรียกว่าพหุนามตำแหน่งความผิดพลาด $\Lambda(x)$ ดังสมการ 5.6

$$\Lambda(x) = \prod_{k=1}^{v}(1+\alpha^{l_k}x) \qquad \text{...............(5.6)}$$

เมื่อ v คือจำนวนตำแหน่งที่ผิดพลาด

เมื่อได้พหุนามตำแหน่งความผิดพลาดแล้ว ให้หาสัมประสิทธิ์ของพหุนามนี้ สัมประสิทธิ์ของพหุนามที่ได้คือส่วนกลับของตำแหน่งความผิดพลาด

2.2.3. การคำนวณหาพหุนามค่าความผิดพลาด

หลังจากที่ได้ค่าซินโดรมแล้วขั้นตอนต่อไปคือการคำนวณหาตัวแปรค่าความผิดพลาด $e_{j_1},e_{j_2},...,e_{j_{14}}$ มาสร้างสมการพหุนามขึ้นมาเรียกว่าพหุนามค่าความผิดพลาด $\Omega(x)$ ซึ่งสามารถสร้างพหุนามค่าความผิดพลาด $\Omega(x)$ ได้จากการนำพหุนามตำแหน่งความผิดพลาด $\Lambda(x)$ มาคูณกับพหุนามซินโดรม $s(x)$ ดังสมการ 5.7

$$\Omega(x) = \Lambda(x)s(x) \qquad \text{................(5.7)}$$

จากนั้นจึงคำนวณหาค่าความผิดพลาด $e_{j_1}, e_{j_2}, ..., e_{j_v}$ ด้วยสมการ 5.8

$$e_{j_m} = \frac{\Omega(\alpha^{-j_m})}{\prod_{\substack{l=1 \\ l \neq m}}^{v} (1 + \alpha^{j_l} \alpha^{-j_m})} \qquad \text{...............(5.8)}$$

หลังจากได้ค่าความผิดพลาดและตำแหน่งที่ผิดพลาด $e(x)$ แล้วจึงนำค่าที่ได้ไปแก้ไขข้อมูลที่ได้รับ $r(x)$ ให้ได้ชุดรหัสที่ถูกต้อง $c(x)$

จากขั้นตอนการถอดรหัสรีด-โซโลมอนข้างต้นสามารถแสดงให้เห็นว่ารหัสรีด-โซโลมอนมีความสามารถในการตรวจหาตำแหน่งความผิดพลาดอีกทั้งยังสามารถแก้ไขความเคลื่อนเคลื่อน ณ ตำแหน่งนั้นๆได้อีกด้วย

2.3. ฟังก์ชันการคำนวณหาค่าพารามิเตอร์จากข้อมูลการบิน

2.3.1. การคำนวณหาค่าพารามิเตอร์จากความดันสถิตและความดันแตกต่าง[17]

การคำนวณความสูง h หน่วยเป็นฟุตจากความดันสถิต p หน่วยเป็นนิ้วปรอทนั้นคำนวณได้จากสมการ 5.9

$$h = 145442.1570 \times \left[1 - \frac{p}{29.92126}\right]^{0.1902631} \qquad \text{...............(5.9)}$$

การคำนวณหาความเร็วอากาศ tas หน่วยเป็นน็อตต์จากความดันสถิต p และความดันแตกต่าง dp หน่วยเป็นนิ้วปรอทสามารถคำนวณได้ตามสมการ 5.10 5.11และ5.12

$$m = \sqrt{(5 \times ((\frac{dp}{p} + 1)^{\frac{2}{7}} - 1))} \qquad \text{...............(5.10)}$$

$$cs = 38.967854\sqrt{(t + 273.15)} \qquad \text{...............(5.11)}$$

$$tas = m \times cs \qquad \text{................(5.12)}$$

โดย cs คือความเร็วเสียง ณ ความสูงใดๆหน่วยเป็นน็อตต์

m คือเลขมัค

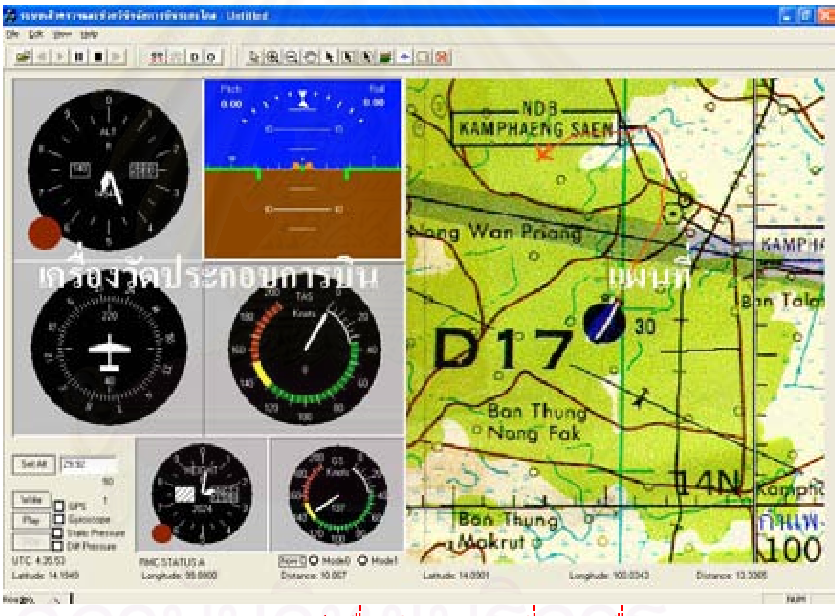
t คืออุณหภูมิ

2.3.2. การคำนวณหาค่าพารามิเตอร์จากไจโรสโคป [10]

เนื่องจากในการรับข้อมูลจากไจโรสโคปนั้น ข้อมูลมีขนาด 16 บิต(data)จะต้องแปลงกลับมาเป็นค่ามุม (angle)หน่วยเป็นองศาของมุมม้วนตัวและมุมเงยด้วยสมการ 5.13

$$angle = \frac{data \times 180}{32768} \quad \text{.............(5.13)}$$

5.3.โปรแกรมแสดงผลการบิน



รูปที่ 5.16 การแสดงผลสัญลักษณ์เครื่องบินบนแผนที่และเครื่องวัดประกอบการบิน

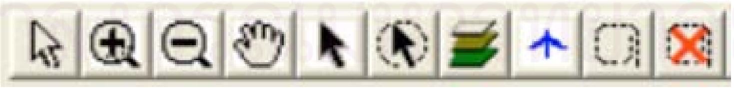
ในการควบคุมบ.เป้าบินผ่านหน้าจอมอนิเตอร์ กรณีที่บ.เป้าบินอยู่ห่างเกินกว่าระยะ 2 กิโลเมตร ผู้บังคับบ.เป้าบินจำเป็นต้องได้รับข้อมูลต่างๆ จากรูปที่ 5.16 สามารถแบ่งการแสดงผลเป็น 2 ประเภทคือ การแสดงแผนที่และการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบิน ลักษณะสำคัญดังนี้

5.3.1. การแสดงแผนที่

รูปที่ 5.17 การแสดงผลสัญลักษณ์เครื่องบินบนแผนที่

จากรูปที่ 5.17 การแสดงแผนที่พัฒนาขึ้นโดยโปรแกรม MapInfo MapX ซึ่งเป็นโปรแกรมแอกทีฟเอ็กพัฒนาโดยบริษัท แม็พอินโฟ จำกัด โดยไฟล์ที่เก็บรายละเอียดของแผนที่เป็นไฟล์นามสกุล TAB ความละเอียดแผนที่ 130x130 จุดต่อนิ้ว บนพิกัดมาตรฐาน WGS84

คุณสมบัติการแสดงแผนที่คือ แสดงไอคอนของเครื่องบินโดยสามารถเปลี่ยนทิศทางของไอคอนตามทิศทางของเครื่องบินที่เกิดขึ้นจริง อีกทั้งยังแสดงเส้นทางการบินตามเส้นทางการบินของ บ.เป้าบินที่เกิดขึ้นจริงนับตั้งแต่จุดเริ่มต้น



รูปที่ 5.18 ทูลบาร์ช่วยเหลือการใช้งานแผนที่

จากรูปที่ 5.18 การแสดงแผนที่มีทูลบาร์สำหรับช่วยเหลือการใช้งานแผนที่ ภายในประกอบไปด้วย 10 ปุ่มคือปุ่มลูกศร ปุ่มเพิ่มขนาดแผนที่ ปุ่มลดขนาดแผนที่ ปุ่มเลื่อนแผนที่ ปุ่มเซ็ตกึ่งกลาง ปุ่มหาระยะห่างปุ่มรูปแบบไอคอน ปุ่มเพิ่ม/ลดไฟล์แผนที่ ปุ่มรูปแบบเส้นทางบิน และปุ่มลบเส้นทางบิน ซึ่งแต่ละปุ่มมีลักษณะการใช้งานตามลำดับดังนี้

- ปุ่มลูกศร ปุ่มนี้ใช้กับงานทั่วไป
- ปุ่มเพิ่มขนาดแผนที่ ผู้ใช้สามารถเห็นรายละเอียดของแผนที่มากขึ้นแต่พื้นที่ในการมองลดลง
- ปุ่มลดขนาดแผนที่ ผู้ใช้สามารถเห็นพื้นที่ในการมองมากขึ้น แต่รายละเอียดแผนที่จะลดลง
- ปุ่มเลื่อนแผนที่ ผู้ใช้สามารถเลื่อนแผนที่ไปยังที่ที่ต้องการได้เพื่อให้ทราบรายละเอียดของแผนที่ในพื้นที่นั้น
- ปุ่มเซ็ตกึ่งกลาง กำหนดตำแหน่งปัจจุบันเป็นจุดกึ่งกลางกรอบแผนที่
- ปุ่มหาระยะห่างเมื่อกดปุ่มนี้แล้วลากเมาส์ออกไปโดยคลิกเมาส์ค้างไว้จะแสดงระยะรัศมีที่ห่างออกไปหน่วยเป็นกิโลเมตร
- ปุ่มรูปแบบไอคอน สามารถเปลี่ยนรูปแบบ ขนาดและสีไอคอนเครื่องบินได้
- ปุ่มเพิ่ม/ลดไฟล์แผนที่สามารถเพิ่มไฟล์แผนที่และลดไฟล์แผนที่เพื่อแสดงผลในการแสดงแผนที่
- ปุ่มรูปแบบเส้นทางบินสามารถเปลี่ยนรูปแบบ ขนาดและสีเส้นทางบินได้
- ปุ่มลบเส้นทางบินสามารถลบเส้นทางบินที่มีอยู่ในขณะนั้น

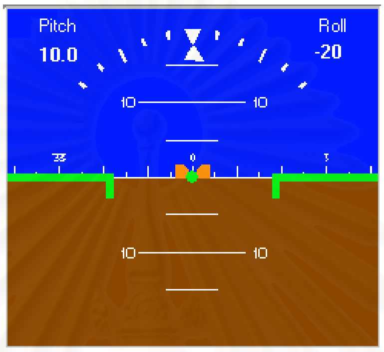
5.3.2. การแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบิน

รูปที่ 5.19 หน้าปัดเครื่องวัดประกอบการบิน

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

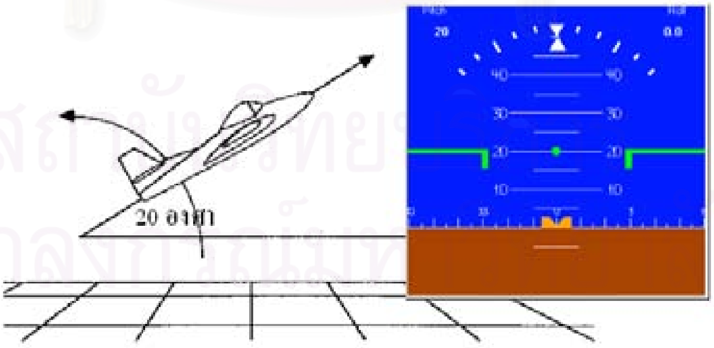
จากรูปที่ 5.19 การแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินพัฒนาขึ้นโดยโปรแกรม GMS Aircraft Instruments เป็นโปรแกรมแอกทีฟเอ็กพัฒนาโดยบริษัท โกลบอลเมจิคซอฟท์แวร์ จำกัด ประกอบด้วยเครื่องวัดความสูง เครื่องวัดท่าทางการบิน เครื่องวัดทิศทาง เครื่องวัดความเร็วอากาศ เครื่องวัดความสูงจากระดับน้ำทะเลมาตรฐานและเครื่องวัดความเร็วพื้น เครื่องวัดประกอบการบินแต่ละชนิดมีลักษณะดังนี้

1. เครื่องวัดท่าทางการบิน



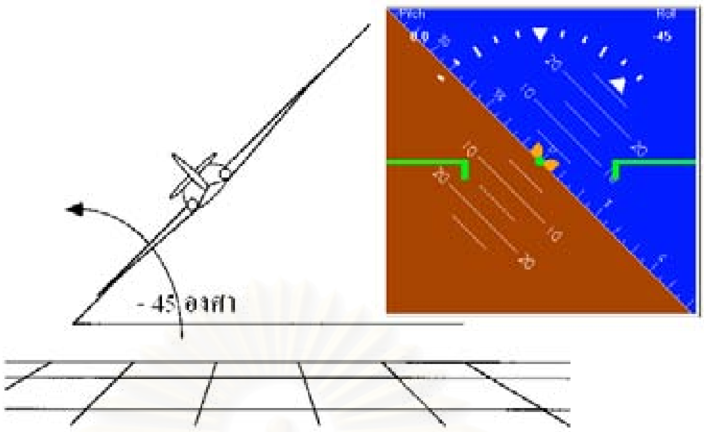
รูปที่ 5.20 เครื่องวัดท่าทางการบินของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument

จากรูปที่ 5.20 เครื่องวัดท่าทางการบินของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument มีลักษณะกรอบภายนอกเป็นสี่เหลี่ยมแล้วแบ่งออกเป็น 2 ส่วนในสภาวะการบินระดับด้านบนจะเป็นสีน้ำตาลหมายถึงท้องฟ้า ด้านล่างเป็นสีน้ำตาลหมายถึงพื้นดินหัวมุมบนด้านขวาจะบอกมุมเงย หัวมุมบนด้านซ้ายจะบอกมุมม้วนตัว โดยค่ามุมเงยและมุมม้วนตัวได้รับจากไจโรสโคป ตัวอย่างการแสดงผลเครื่องวัดท่าทางการบินมีรายละเอียดสำคัญดังนี้



รูปที่ 5.21 เครื่องวัดท่าทางการบินเมื่อบ.เป้าบินเงยทำมุม 20 องศากับแนวระดับ

จากรูปที่ 5.21 เมื่อบ.เป้าบินเงยทำมุม 20 องศากับแนวระดับจะเห็นว่าเครื่องวัดท่าทางการบินจะมีสีน้ำเงินคือท้องฟ้ามากกว่าสีน้ำตาลคือดินและเส้นวัดระดับอยู่ในแนว 20 องศา



รูปที่ 5.22.เครื่องวัดท่าทางการบินเมื่อบ.เป้าบินม้วนตัวทำมุม –45 องศากับแนวระดับ

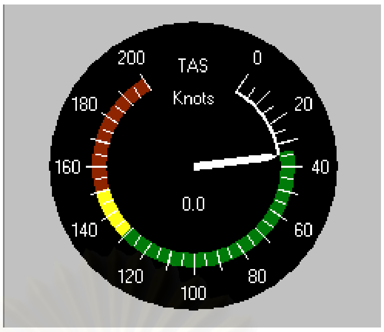
จากรูปที่ 5.22 เมื่อบ.เป้าบินม้วนตัวทำมุม -45 องศากับแนวระดับจะเห็นว่ามุมของเส้นระดับในเครื่องวัดท่าทางการบินจะมีลักษณะการแสดงผลตรงข้ามกับแนวของปีกคือไม่ว่าปีกของบ.เป้าบินทำมุมอย่างไร มุมของเส้นระดับในเครื่องวัดท่าทางการบินจะตรงข้ามกัน

2. เครื่องวัดความสูง

รูปที่ 5.23 เครื่องวัดความสูงของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument

จากรูปที่ 5.23 เครื่องวัดความสูงของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument จะมีเข็มอยู่ 2 เข็ม เข็มยาวสุดแสดงความสูงในหลัก 100 ฟุตและเข็มสั้นแสดงหลัก 1,000 ฟุตและมีช่องตัวเลขด้านซ้ายและขวา 2 ช่อง ช่องซ้ายแสดงหลัก 10,000 ฟุต ช่องขวาแสดงความสูง ณ ตำแหน่งสนามบินค่าความสูงที่แสดงคำนวณจากความดันสถิตซึ่งได้รับจากทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิต

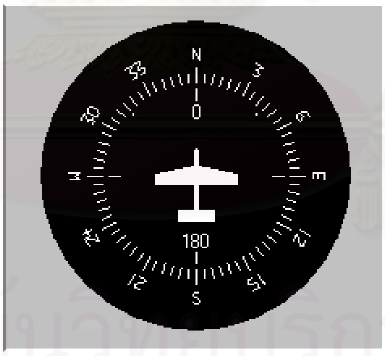
3. เครื่องวัดความเร็วอากาศ



รูปที่ 5.24 เครื่องวัดความเร็วอากาศของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument

จากรูปที่ 5.24 เครื่องวัดความเร็วอากาศของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument มีลักษณะเป็นวงกลมและมีตัวเลขบอกค่าความเร็วอากาศอยู่ในช่วง 0 ถึง 200 น็อตต์ และยังมีแถบสี 3 สี บอกถึงระดับการเตือนในการใช้ความเร็วขณะบินบิน สีเขียวคือปลอดภัยช่วง 0 ถึง 130 น็อตต์ สีเหลืองคือระวังช่วง130 ถึง 150 น็อตต์ และสีแดงคืออันตรายช่วง 150 ถึง 200 น็อตต์ ค่าความเร็วอากาศที่ได้คำนวณจากความดันสถิต และ ความดันแตกต่าง ซึ่งได้รับจากทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่าง

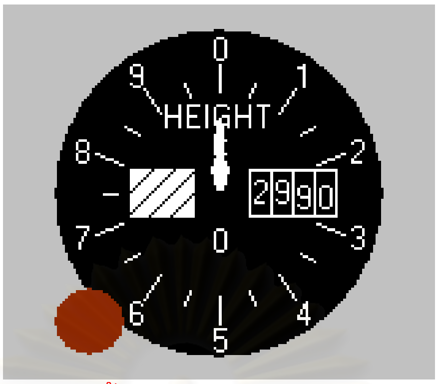
4. เครื่องวัดทิศทาง



รูปที่ 5.25.เครื่องวัดทิศทางของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument

จากรูปที่ 5.25 เครื่องวัดทิศทางของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument มีลักษณะวงกลมโดยมีเครื่องบินอยู่ตรงกลางสามารถหมุนได้โดยรอบตัวเลขที่แสดงอยู่บนหน้าปัดจะแสดงโดยการตัดเลขศูนย์ออก เช่น เลข 6 หมายถึง 60 องศา หรือ 12 หมายถึง 120 องศา หากเครื่องบินหันทิศไปทางเลข 3 หมายถึงกำลังมุ่งหน้าทำมุม 30 องศากับทิศเหนือคือทิศตะวันออก หากเครื่องบินหันทิศไปทางเลข 18 หมายถึงกำลังมุ่งหน้าทำมุม 180 องศากับทิศเหนือคือทิศใต้ โดยค่าทิศทางได้รับจากจีพีเอส

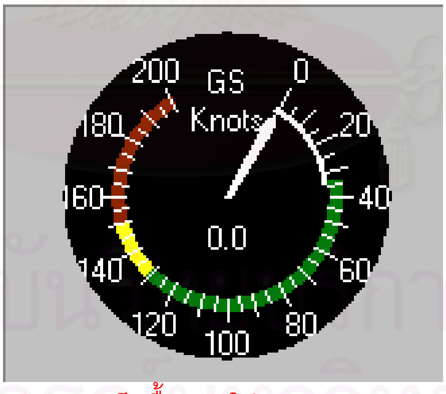
5. **เครื่องวัดความสูงจากระดับน้ำทะเลมาตรฐาน**



รูปที่ 5.26 เครื่องวัดความสูงระดับน้ำทะเลมาตรฐานของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument

จากรูปที่ 5.26 เครื่องวัดความสูงระดับน้ำทะเลมาตรฐานของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument มีเข็มอยู่ 2 เข็ม เข็มยาวสุดแสดงความสูงในหลัก 100 ฟุตและเข็มสั้นแสดงหลัก 1,000 ฟุตและมีช่องตัวเลขด้านซ้ายและขวา 2 ช่อง ช่องซ้ายแสดงหลัก 10,000 ฟุต ช่องขวาจะไม่ใช้งานเพราะไม่ต้องกำหนดความสูง ณ ตำแหน่งสนามบิน ค่าความสูงที่แสดงเป็นค่าความสูงจากระดับน้ำทะเลซึ่งส่งมาจากจีพีเอส

6. **เครื่องวัดความเร็วพื้น**



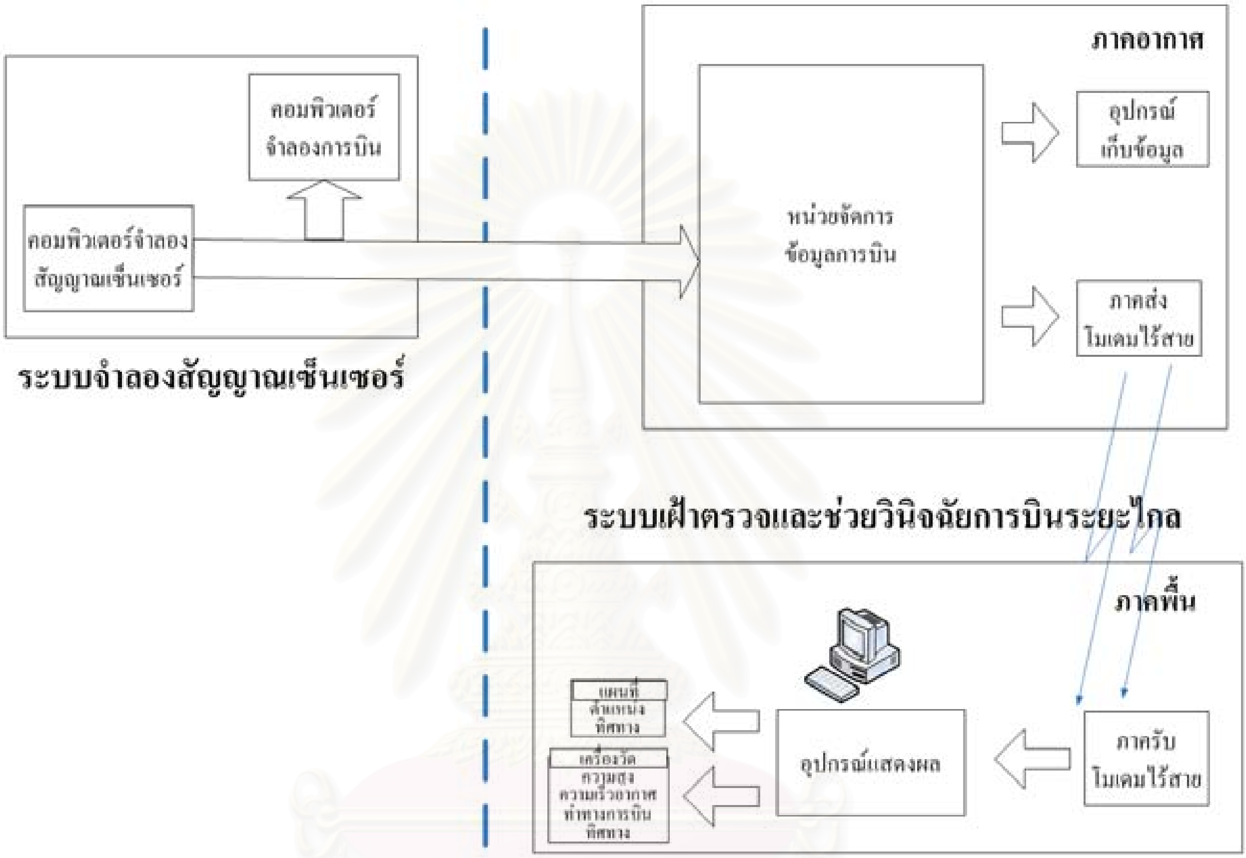
รูปที่ 5.27 เครื่องวัดความเร็วพื้นของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument

จากรูปที่ 5.27 เครื่องวัดความเร็วพื้นของโปรแกรม GMS Aircraft Instrument มีลักษณะเป็นวงกลมและมีตัวเลขบอกค่าความเร็วอากาศอยู่ในช่วง 0 ถึง 200 น็อตต์ และยังมีแถบสี 3 สี บอกถึงระดับการเตือนในการใช้ความเร็วในการบิน สีเขียวคือปลอดภัยช่วง 0 ถึง 130 น็อตต์ สีเหลืองคือระวังช่วง130 ถึง 150 น็อตต์ และสีแดงคืออันตรายช่วง 150 ถึง 200 น็อตต์ ค่าที่แสดงเป็นความเร็วพื้นซึ่งได้รับจากจีพีเอส

บทที่ 6

การทดสอบในห้องปฏิบัติการ

6.1. ระบบจำลองสัญญาณเซ็นเซอร์



รูปที่ 6.1โครงสร้างระบบจำลองสัญญาณเซ็นเซอร์

จากรูปที่ 6.1 การทดสอบในห้องปฏิบัติการเป็นการจำลองสัญญาณของเซ็นเซอร์ชนิดต่างๆโดยอาศัยคอมพิวเตอร์จำลอง เพื่อส่งสัญญาณจำลองไปทดสอบการทำงานของหน่วยจัดการข้อมูลการบินของคอนโทรลเลอร์ในภาคอากาศและทดสอบการทำงานของอุปกรณ์แสดงผลในภาคพื้น อุปกรณ์ทั้งหมดวางไว้บนโต๊ะทดลองในห้องปฏิบัติการวิจัย

ขณะทำการทดสอบจะมีการส่งและรับข้อมูลผ่านโมเด็มไร้สาย แต่เนื่องจากอุปกรณ์ทั้งหมดอยู่ในห้องปฏิบัติการการทดสอบโมเด็มไร้สายจึงทดสอบได้แค่การทำงานทั่วไป การทดสอบระยะทางในการสื่อสารจะทำการทดสอบในการทดสอบภาคสนามซึ่งจะกล่าวถึงในบทต่อไป

ระบบจำลองสัญญาณเซ็นเซอร์จะประกอบด้วยคอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์ซึ่งได้มีการพัฒนาขึ้นในศูนย์วิทยาศาสตร์และพัฒนาระบบอาวุธกองทัพอากาศ คอมพิวเตอร์จำลอง

สัญญาณเซ็นเซอร์ดังกล่าวสามารถจำลองสัญญาณสัญญาณขาออกเซ็นเซอร์ต่างๆได้เช่น ไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่าง นอกจากนั้นศูนย์วิทยาศาสตร์และพัฒนาระบบอาวุธกองทัพอากาศยังได้พัฒนาคอมพิวเตอร์จำลองการบินที่สามารถรับสัญญาณจำลองจากคอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์แล้วนำไปแสดงผลเป็นรูปหน้าปัดเครื่องวัดประกอบการบินบนหน้าจอมอนิเตอร์ดังรูปที่ 6.2

รูปที่ 6.2 (ซ้าย)คอมพิวเตอร์จำลองการบิน(กลาง)อุปกรณ์แสดงผลการบินภาคพื้นที่พัฒนาขึ้นและ(ขวา)คอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์

6.2. การทดสอบในห้องปฏิบัติการ

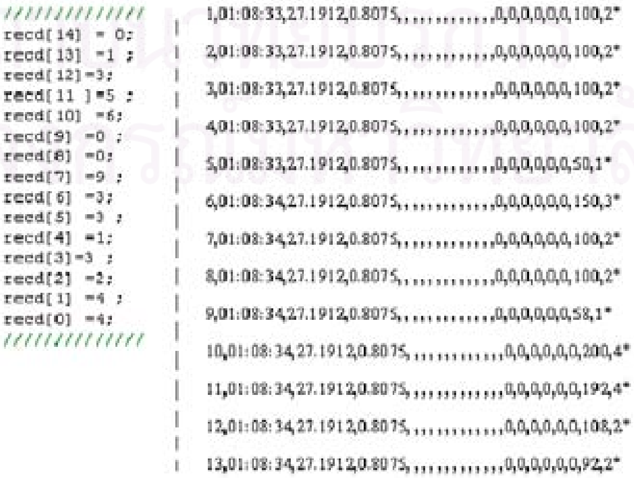
การทดสอบในห้องปฏิบัติการจะเริ่มจากการทดสอบฟังก์ชันรีด-โซโลมอน การทดสอบการถอดรหัสไจโรสโคป การทดสอบการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและการทดสอบการถอดรหัสความดันแตกต่างการทดสอบเหล่านี้จะเริ่มต้นจากการทดสอบการอ่านค่าข้อมูลการบินที่ได้จากหน่วยจัดการข้อมูลการบินได้แก่ การอ่านค่า ละติจูดและลองจิจูดของจีพีเอส การอ่านค่ามุมเงยและมุมม้วนตัวของไจโรสโคป การอ่านค่าความดันสถิตจากทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิต และการอ่านค่าความดันแตกต่างจากทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่าง

จากนั้นจะทำการทดสอบการแสดงผลของอุปกรณ์แสดงผลเพื่อให้ทราบถึงความถูกต้องของการแสดงผล เช่นการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินได้แก่ เครื่องวัดท่าทางการบิน และเครื่องวัดสูง

6.2.1. การทดสอบฟังก์ชันรีด-โซโลมอน

เพื่อแก้ไขความผิดพลาดที่อาจเกิดขึ้นขณะส่งสัญญาณโดยโมเด็มไร้สาย ในวิทยานิพนธ์นี้จึงได้สร้างฟังก์ชันรีด-โซโลมอน(14,10)ซึ่งประกอบด้วยสัญลักษณ์ข้อมูล 10 สัญลักษณ์และสัญลักษณ์พาริตี้ 4 สัญลักษณ์ มีความสามารถในการตรวจหาความผิดพลาดและมีความสามารถแก้ไขความผิดพลาดได้ 2 สัญลักษณ์แต่ละสัญลักษณ์มีขนาด 4 บิต ในการทดสอบนี้เป็นการทดสอบว่าฟังก์ชันรีด-โซโลมอน(14,10)สามารถตรวจหาความผิดพลาดและสามารถแก้ไขความผิดพลาดได้ 2 สัญลักษณ์จริงหรือไม่

การทดสอบการทำงานของฟังก์ชันการถอดรหัสรีด-โซโลมอนในอุปกรณ์แสดงผลเริ่มจากกำหนดข้อมูลถูกต้องที่จะส่งในรหัสรีด-โซโลมอนเป็น {0,1,3,5,6,0,0,9,3,3,1,3,2,4,4} จากนั้นจะทำการทดสอบ 4 ครั้งโดยเริ่มจากการส่งข้อมูลที่ถูกต้องแล้วส่งข้อมูลที่มีความผิดพลาด 1 ตำแหน่ง 2 ตำแหน่งและ 3 ตำแหน่ง ผลลัพธ์ที่ได้จะถูกบันทึกเป็นไฟล์ PLT เนื่องจากโพรโตคอลของข้อมูลการบินประกอบด้วยรหัสรีด-โซโลมอนจำนวน 6 บล็อกโดยเลขแทนตำแหน่งความผิดพลาดของแต่ละบล็อกจะแสดงเป็นเลขฐานสองโดยจะอยู่ในฟิลด์ 16 17 18 19 20 และ 21 ของไฟล์ PLT เมื่อให้อักขระ ',' เป็นตัวคั่น หากพบตำแหน่งความผิดพลาด 1 และ 2 ตำแหน่งสามารถตรวจหาความผิดพลาดและสามารถแก้ไขความผิดพลาดนั้นได้ ส่วนความผิดพลาด 3 ตำแหน่งนั้นสามารถตรวจสอบได้แต่ไม่สามารถแก้ไขความผิดพลาดได้โดยจะแสดงเป็นเลข 16,383 หรือ "11111111111111" ในเลขฐานสองคือกำหนดให้ผิดทั้ง 14 ตำแหน่ง ผลการทดสอบเป็นดังนี้



```
///////////////
recd[14] = 0;
recd[13] =1 ;
recd[12]=3;
recd[11 ]=5 ;
recd[10] =6;
recd[9] =0 ;
recd[8] =0;
recd[7] =9 ;
recd[6] =3;
recd[5] =3 ;
recd[4] =1;
recd[3]=3 ;
recd[2] =2;
recd[1] =4 ;
recd[0] =4;
///////////////
```

```
1,01:08:33,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,100,2*
2,01:08:33,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,100,2*
3,01:08:33,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,100,2*
4,01:08:33,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,100,2*
5,01:08:33,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,50,1*
6,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,150,3*
7,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,100,2*
8,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,100,2*
9,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,58,1*
10,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,200,4*
11,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,192,4*
12,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,108,2*
13,01:08:34,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,0,0,0,0,0,0,92,2*
```

รูปที่ 6.3 ผลการทดสอบครั้งที่ 1 เมื่อยังไม่มีความผิดพลาด

```
////////////////////////////
recd[14] = 0;
recd[13] =1 ;
recd[12]=3;
recd[11 ]=5 ;
recd[10] =6;
recd[9] =0 ;
recd[8] =0;
recd[7] =9 ;
recd[6] =3;
recd[5] =3 ;
recd[4] =1;
recd[3]=3 ;
recd[2] =2;
recd[1] =4 ;
recd[0] =0;//recd[0] =4;
////////////////////////////
```

```
0,01:36:21,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,750,15*
1,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,150,3*
2,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,150,3*
3,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,100,2*
4,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,150,3*
5,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,116,2*
6,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,134,3*
7,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,100,2*
8,01:36:22,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,100,2*
9,01:36:23,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,200,4*
10,01:36:23,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,100,2*
11,01:36:23,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,100,2*
12,01:36:23,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,150,3*
13,01:36:23,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,1,1,1,1,1,1,200,4*
```

รูปที่ 6.4 ผลการทดสอบครั้งที่ 2 เมื่อกำหนดความผิดพลาด1 ตำแหน่งคือตำแหน่ง 0

```
////////////////////////////
recd[14] = 0;
recd[13] =1 ;
recd[12]=3;
recd[11 ]=5 ;
recd[10] =6;
recd[9] =0 ;
recd[8] =0;
recd[7] =0 ;//recd[7] =9 ;
recd[6] =3;
recd[5] =3 ;
recd[4] =1;
recd[3]=3 ;
recd[2] =2;
recd[1] =4 ;
recd[0] =7;//   recd[0] =4;
////////////////////////////
```

```
0,02:02:41,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,242,7*
1,02:02:41,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,76,2*
2,02:02:41,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,50,1*
3,02:02:41,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,50,1*
4,02:02:41,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,50,1*
5,02:02:41,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,40,0*
6,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,18,1*
7,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,74,1*
8,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,50,1*
9,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,34,1*
10,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,42,1*
11,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,42,1*
12,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,50,1*
13,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,58,1*
14,02:02:42,27.1912,0.8075,,,,,,,,,,,,,129,129,129,129,129,129,42,1*
```

รูปที่ 6.5 ผลการทดสอบครั้งที่ 3 เมื่อกำหนดความผิดพลาด 2 ตำแหน่งคือตำแหน่ง 0 และ 7

```
////////////////////////////
recd[14] = 0;
recd[13] =1 ;
recd[12]=3;
recd[11 ]=5 ;
recd[10] =6;
recd[9] =0 ;
recd[8] =0;
recd[7] =0 ;//recd[7] =9 ;
recd[6] =3;
recd[5] =3 ;
recd[4] =1;
recd[3]=3 ;
recd[2] =2;
recd[1] =5 ;//recd[1] =4 ;
recd[0] =7;//   recd[0] =4;
/////////////////////////////
```

```
0,22:59:07,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,232,5*
1,22:59:07,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,64,1*
2,22:59:07,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,48,1*
3,22:59:07,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,72,2*
4,22:59:07,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,40,0*
5,22:59:08,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,72,2*
6,22:59:08,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,40,1*
7,22:59:08,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,32,0*
8,22:59:08,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,48,1*
9,22:59:08,45.0000,35.0000,,,,,,,,,,,,,16383,16383,16383,16383,16383,16383,32,1*
```

รูปที่ 6.6 ผลการทดสอบครั้งที่ 4 เมื่อกำหนดความผิดพลาด 3 ตำแหน่งคือตำแหน่ง 0 1และ7

การทดสอบครั้งที่ 1 ไม่มีการกำหนดความผิดพลาดให้กับอินพุตผลปรากฏว่าตัวเลขระบุตำแหน่งความผิดพลาดเป็น 0 หมายความว่าไม่มีตำแหน่งความผิดพลาดเกิดขึ้นดังรูปที่ 6.3 การทดสอบครั้งที่ 2 กำหนดความผิดพลาด 1 ตำแหน่งคือตำแหน่ง 0 ผลปรากฏว่าตัวเลขระบุตำแหน่งความผิดพลาดเป็น 1 เมื่อนำมาทำเป็นเลขฐานสองได้เป็น “00000001”หมายความว่ามีความผิดพลาดตำแหน่ง 0.คือมีความผิดพลาดในตำแหน่ง 0 ดังรูปที่ 6.4 การทดสอบครั้งที่ 3 กำหนดความผิดพลาด 2 ตำแหน่งคือตำแหน่ง0 และ 7 พบว่าตัวเลขระบุตำแหน่งความผิดพลาดเป็น 129 ซึ่งเมื่อเขียนในรูปเลขฐานสองคือ “10000001” หมายความว่ามีความผิดพลาดในตำแหน่ง 0 และตำแหน่งที่ 7 ดังรูปที่ 6.5 การทดสอบครั้งที่ 4 กำหนดความผิดพลาด 3 ตำแหน่งซึ่งเกินกว่าความสามารถในการแก้ไขความผิดพลาดพบว่าตัวเลขระบุตำแหน่งความผิดพลาดเป็น 16,383หมายความว่าตำแหน่งความผิดพลาดมากกว่าสองตำแหน่งจึงไม่สามารถแก้ไขได้ดังรูปที่ 6.6

จากผลการทดสอบทั้ง 4 ครั้งสามารถสรุปได้ว่าฟังก์ชันการถอดรหัสรีด-โซโลมอน(14,10) นั้นมีความสามารถในการตรวจสอบหาตำแหน่งความผิดพลาดอีกทั้งยังสามารถแก้ไขค่าความผิดพลาดในตำแหน่งนั้นได้แต่ไม่เกิน 2 สัญลักษณ์

6.2.2. การทดสอบการถอดรหัสจีพีเอสและการแสดงผล

การทดสอบการถอดรหัสจีพีเอสและการแสดงผลนี้เพื่อทดสอบความถูกต้องของค่าละติจูดและลองจิจูดที่ได้จากการถอดรหัสจีพีเอสและการแสดงผลตำแหน่งถูกต้อง การทดสอบความแม่นยำของตำแหน่งละติจูดและลองจิจูดที่ได้จะต้องนำตำแหน่งที่ได้เทียบกับตำแหน่งอ้างอิงที่ถูกต้อง จากรูปที่ 6.7 ในการทดสอบนี้ได้ใช้ตำแหน่งของศูนย์วิทยาศาสตร์และพัฒนาระบบอาวุธกองทัพอากาศซึ่งอยู่ในตำแหน่ง ลองจิจูดที่ 100^{0} 35.562’ และ ละติจูดที่ 13^{0} 56.472’ เป็นตำแหน่งอ้างอิง

รูปที่ 6.7 ผลของการแสดงตำแหน่งบนแผนที่

ผลการทดสอบพบว่าข้อมูลที่อ่านได้คือ ตำแหน่ง ลองจิจูดที่ 100^{0} 35.562’ และ ละติจูดที่ 13^{0} 56.472’ ซึ่งตรงกับตำแหน่งอ้างอิง และเมื่อแสดงตำแหน่งบ.เป้าบินบนแผนที่ด้วยโปรแกรมแสดงผลภาคพื้นก็ยิ่งแสดงให้เห็นว่าสามารถที่จะแสดงผลในตำแหน่งที่ถูกต้อง

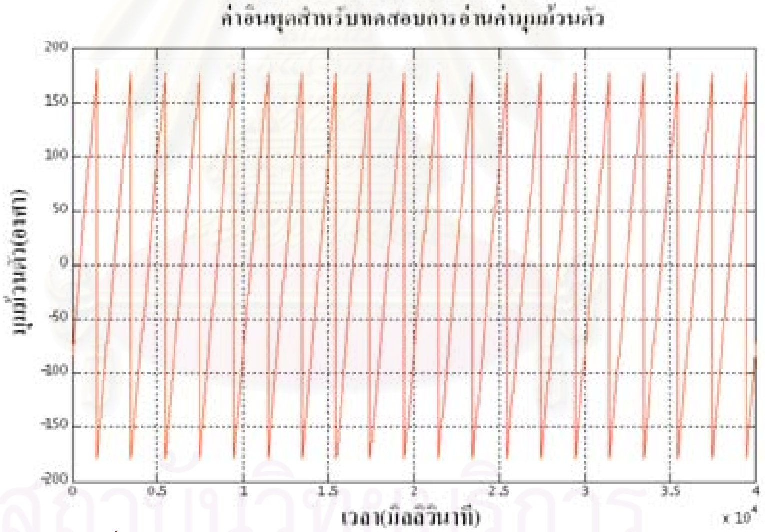
ทั้งหมดที่กล่าวมาสามารถสรุปได้ว่าความถูกต้องของค่าละติจูดและลองจิจูดที่ได้จากการถอดรหัสจีพีเอสและการแสดงผลตำแหน่งสามารถแสดงได้ถูกต้อง

6.2.3. การทดสอบการถอดรหัสไจโรสโคป

การทดสอบการถอดรหัสไจโรสโคปจะทำการตรวจสอบความถูกต้องของค่ามุมเงยและมุมม้วนตัวที่ถอดจากสัญญาณไจโรสโคปว่าถูกต้องหรือไม่

การทดสอบเริ่มต้นด้วยการส่งสัญญาณไจโรสโคปที่สร้างขึ้นจากคอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์ให้กับหน่วยจัดการข้อมูลการบินจากนั้นทำการบันทึกข้อมูลเป็นไฟล์ PLT แล้วนำข้อมูลที่ได้มาจัดเป็นตารางด้วยโปรแกรมไมโครซอฟต์เอ็กเซลล์สุดท้ายวิเคราะห์ค่าที่ได้ด้วยโปรแกรมแม็ทแล็บ

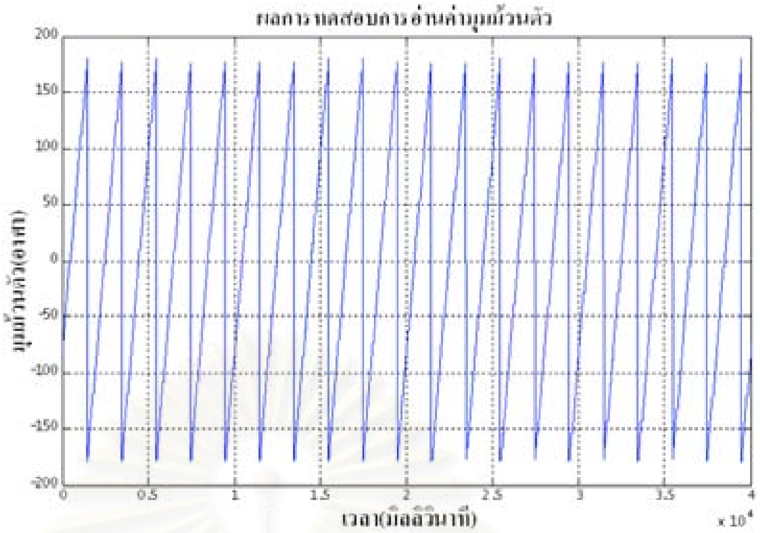
1. การทดสอบการอ่านค่ามุมม้วนตัว



รูปที่ 6.8 ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่ามุมม้วนตัว

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

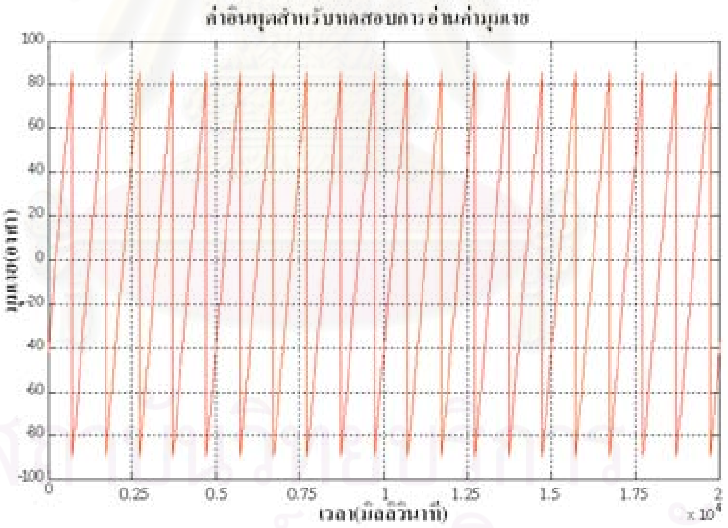
การทดสอบการอ่านค่ามุมม้วนตัว สัญญาณทดสอบจะเป็นสัญญาณที่มีค่าเพิ่มจากค่าต่ำสุดซึ่งมีค่า –180 องศาและค่อยๆเพิ่มขึ้นไปถึงค่าสูงสุดซึ่งมีค่า +180 องศา ไจโรสโคปที่นำมาใช้มีอัตราการเพิ่มของมุมม้วนตัวไม่เกิน 200 องศาต่อวินาที ดังนั้นจึงกำหนดให้อัตราการเพิ่มของสัญญาณมีค่าใกล้เคียงโดยมีค่าเท่ากับ 180 องศาต่อวินาทีซึ่งก็เป็นค่าที่เพียงพอแล้วเนื่องจากในสภาวะการบินจริงหากเกิดการเพิ่มของมุมม้วนตัวมากเกินไปผู้ควบคุมจะไม่สามารถควบคุมบ.เป้าบินได้ สัญญาณทดสอบจะถูกส่งซ้ำๆตลอดเวลาดังรูปที่ 6.8



รูปที่ 6.9 ผลการทดสอบการอ่านค่ามุมม้วนตัว

ผลการทดสอบพบว่ามุมม้วนตัวที่อ่านได้อยู่ในช่วง –180 องศาถึง +180 องศาอัตราการเพิ่มของมุมม้วนตัวมีค่าเท่ากับ 180 องศาต่อวินาที ดังรูปที่ 6.9 ซึ่งลักษณะตรงกับสัญญาณอินพุต

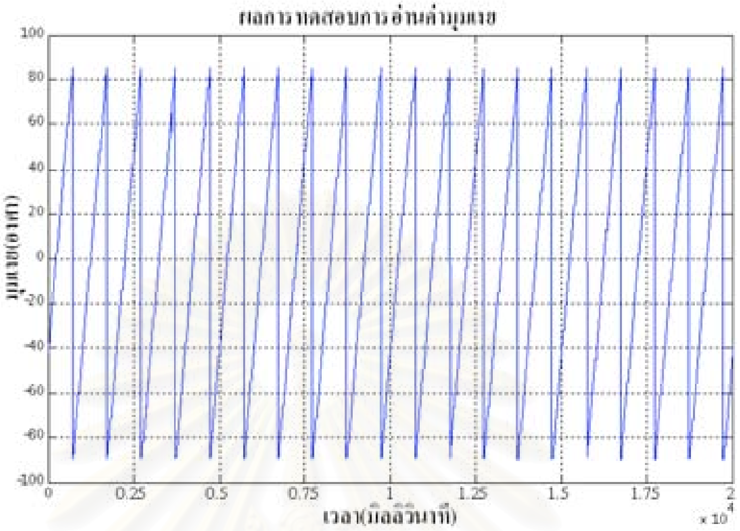
2. การทดสอบการอ่านค่ามุมเงย



รูปที่ 6.10 ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่ามุมเงย

การทดสอบการอ่านค่ามุมเงย สัญญาณทดสอบจะเป็นสัญญาณที่มีค่าเพิ่มจากค่าต่ำสุดซึ่งมีค่า –90 องศาและค่อยๆเพิ่มขึ้นไปถึงค่าสูงสุดซึ่งมีค่า +90 องศา ไจโรสโคปที่นำมาใช้มีอัตราการเพิ่มของมุมเงยไม่เกิน 200 องศาต่อวินาที ดังนั้นจึงกำหนดให้อัตราการเพิ่มของสัญญาณมีค่าใกล้เคียงโดยมีค่าเท่ากับ 180 องศาต่อวินาทีซึ่งก็เป็นค่าที่เพียงพอแล้วเนื่องจากในสภาวะการบิน

จริงหากเกิดการเพิ่มของมุมเงยมากเกินไปผู้ควบคุมจะไม่สามารถควบคุมบ.เป้าบินได้ สัญญาณทดสอบจะถูกส่งซ้ำๆตลอดเวลาดังรูปที่ 6.10



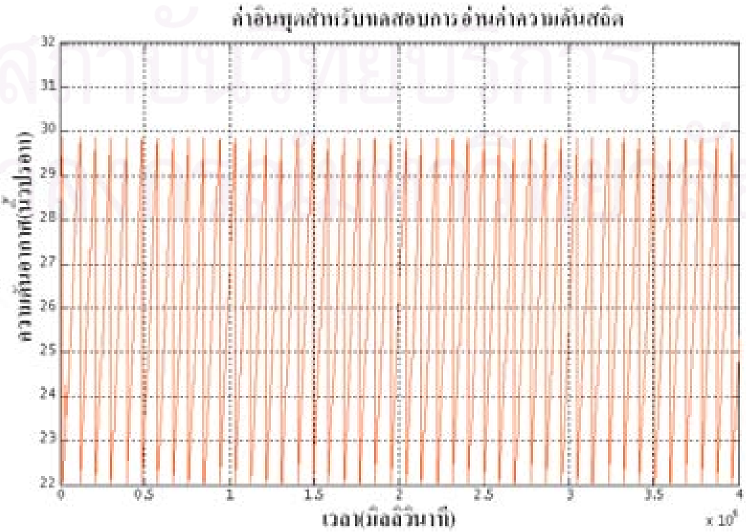
รูปที่6.11 ผลการทดสอบการอ่านค่ามุมเงย

ผลการทดสอบพบว่าค่ามุมเงยที่อ่านได้อยู่ในช่วง –90 องศาถึง 90 องศามีอัตราการเพิ่มของมุมเงยมีค่าเท่ากับ 180 องศาต่อวินาทีดังรูปที่ 6.11 ซึ่งลักษณะตรงกับสัญญาณอินพุต

จากผลการทดสอบการอ่านค่ามุมเงยและมุมม้วนตัวปรากฏว่าเอาต์พุตมีลักษณะตรงกับสัญญาณอินพุตจึงสรุปได้ว่าขบวนการถอดรหัสไจโรสโคปสามารถทำงานได้ถูกต้อง

6.2.4. การทดสอบการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิต

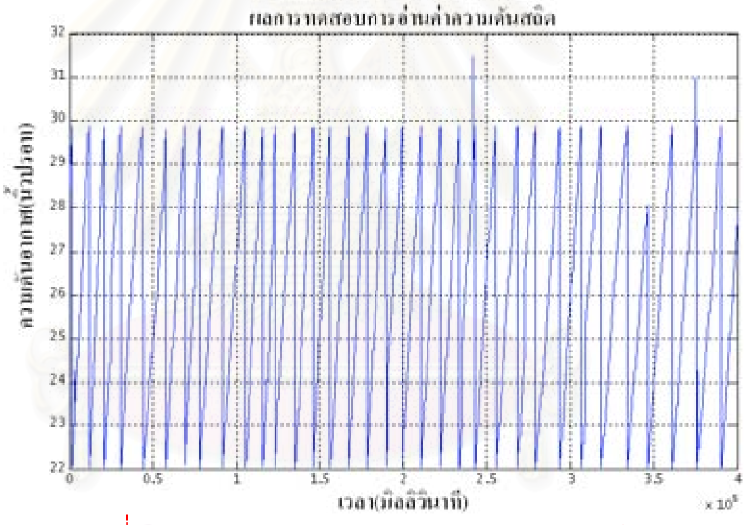
การทดสอบการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตเพื่อทำการตรวจสอบความถูกต้องของค่าความดันสถิตที่ถอดจากสัญญาณทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตว่าถูกต้องหรือไม่



รูปที่ 6.12 ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่าความดันสถิต

การทดสอบเริ่มต้นด้วยการส่งสัญญาณทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตที่สร้างขึ้นจากคอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์ให้กับหน่วยจัดการข้อมูลการบินจากนั้นทำการบันทึกข้อมูลเป็นไฟล์ PLT แล้วนำข้อมูลที่ได้มาจัดเป็นตารางด้วยโปรแกรมไมโครซอฟต์เอ็กเซลล์สุดท้ายวิเคราะห์ค่าที่ได้ด้วยโปรแกรมแม็ทแล็บ

เนื่องจากในการบินของบ.เป้าบินมีค่าความสูงไม่เกิน 3,000 ฟุต โดยความดันอากาศที่ระดับน้ำทะเลมาตรฐานมีค่าเท่า 29.92 นิ้วปรอทและทุกๆ ความสูง 1000 ฟุต ค่าความดันอากาศจะลดลง 1นิ้วปรอทโดยในการทดสอบให้ความสูงมากที่สุดประมาณ 8,000 ฟุตซึ่งมีค่ามากกว่าความสูงมากสุดของบ.เป้าบินซึ่งความสูงนี้วัดความดันได้ 22 นิ้วปรอท โดยสัญญาณทดสอบจะเป็นสัญญาณที่มีค่าเพิ่มจากค่าความดันต่ำสุดคือ 22 นิ้วปรอท ค่อยๆเพิ่มขึ้นไปถึงค่าความดันสูงสุด 29.92 นิ้วปรอทด้วยอัตราการเพิ่มของสัญญาณ 0.792 นิ้วปรอทต่อวินาที หรือความสูงเพิ่มขึ้นด้วยอัตรา 800 ฟุตต่อวินาที สัญญาณทดสอบจะถูกส่งซ้ำๆตลอดเวลาดังรูปที่ 6.12



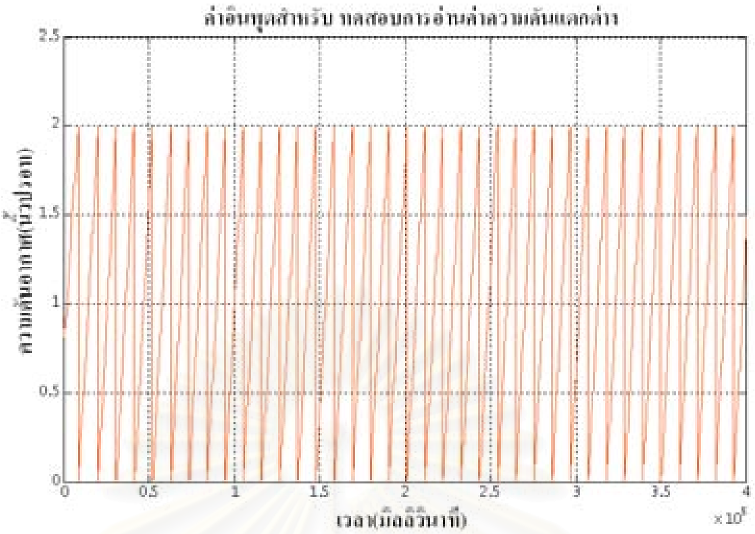
รูปที่ 6.13 ผลการทดสอบการอ่านค่าความดันสถิต

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ผลการทดสอบพบว่าค่าความดันสถิตที่อ่านได้อยู่ในช่วง 22นิ้วปรอทถึง 29.92 นิ้วปรอทด้วยอัตราการเพิ่มของสัญญาณ 0.792 นิ้วปรอทต่อวินาที ดังรูปที่ 6.13 ซึ่งมีลักษณะตรงกับอินพุตจึงสรุปได้ว่าขบวนการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตสามารถทำงานได้ถูกต้อง

6.2.5. การทดสอบการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่าง

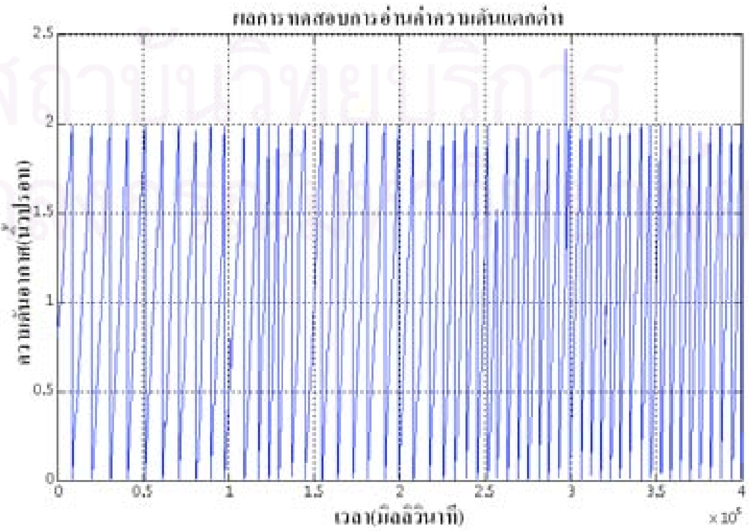
การทดสอบการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่างเพื่อทำการตรวจสอบความถูกต้องของค่าความดันแตกต่างที่ถอดจากสัญญาณทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่างว่าถูกต้องหรือไม่



รูปที่ 6.14 ค่าอินพุตสำหรับทดสอบการอ่านค่าความดันแตกต่าง

การทดสอบเริ่มด้วยการส่งสัญญาณทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่างที่สร้างขึ้นจากคอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์ให้หน่วยจัดการข้อมูลการบินจากนั้นบันทึกข้อมูลเป็นไฟล์ PLT นำข้อมูลที่ได้มาจัดตารางด้วยโปรแกรมเอ็กเซลล์สุดท้ายวิเคราะห์ค่าด้วยโปรแกรมแม็ทแล็บ

เนื่องจากในการบินของบ.เป้าบินมีค่าความเร็วอากาศไม่เกิน 160 นอตต์โดยในการทดสอบให้ความเร็วอากาศมากที่สุดประมาณ 240 นอตต์ซึ่งมีค่ามากกว่าความเร็วอากาศมากที่สุดของบ.เป้าบินโดยสามารถอ่านค่าความดันแตกต่างได้ประมาณ 2 นิ้วปรอท สัญญาณทดสอบจะเป็นสัญญาณที่มีค่าเพิ่มขึ้นจากค่าต่ำสุดคือ 0 นิ้วปรอท ค่อยๆเพิ่มขึ้นไปถึงค่าสูงสุด 2 นิ้วปรอทด้วยอัตราการเพิ่มของสัญญาณ 0.2 นิ้วปรอทต่อวินาที หรือความเร็วอากาศเพิ่มขึ้นด้วยอัตรา 24 นอตต์ต่อวินาที สัญญาณทดสอบจะถูกส่งซ้ำๆตลอดเวลาดังรูปที่ 6.14



รูปที่ 6.15 ผลการทดสอบการอ่านค่าความดันแตกต่าง

ผลการทดสอบพบว่าค่าความดันแตกต่างที่อ่านได้อยู่ในช่วง 0นิ้วปรอทถึง 2 นิ้วปรอท ด้วยอัตราการเพิ่มของสัญญาณ 0.2 นิ้วปรอทต่อวินาทีดังรูปที่ 6.15 ซึ่งมีลักษณะตรงกับอินพุตจึงสรุปได้ว่าขบวนการถอดรหัสทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่างสามารถทำงานได้ถูกต้อง

6.2.6. การทดสอบการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบิน

จากรูปที่ 6.16 6.17 6.18 และ 6.19 แสดงการทดสอบการแสดงผลของอุปกรณ์แสดงผล ทำการทดสอบโดยการจำลองสัญญาณสัญญาณไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่างด้วยคอมพิวเตอร์จำลองสัญญาณเซ็นเซอร์ซึ่งขณะเดียวกันก็จะส่งสัญญาณจำลองทั้งสามไปแสดงค่าที่คอมพิวเตอร์จำลองการบินด้วยเพื่อทำหน้าที่เปรียบเทียบและตรวจสอบการแสดงผลของอุปกรณ์แสดงผล สัญญาณจำลองทั้งสามจะถูกส่งให้หน่วยจัดการข้อมูลการบินของภาคอากาศซึ่งจะถูกส่งต่อไปยังอุปกรณ์แสดงผลภาคพื้น อุปกรณ์แสดงผลจะแสดงสัญญาณจำลองทั้งสามเป็นค่าปรากฏบนหน้าจอโดยแสดงด้วยเครื่องวัดท่าทางการบินและเครื่องวัดความสูง จากนั้นจะทำการอ้างค่าที่ปรากฏบนหน้าจออุปกรณ์แสดงผลเปรียบเทียบและตรวจสอบกับค่าที่อ่านได้จากหน้าจอของคอมพิวเตอร์จำลองการบิน

รูปที่ 6.16 เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดท่าทางการบิน

รูปที่ 6.17 เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดท่าทางการบิน

รูปที่ 6.18 เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดความสูง

รูปที่ 6.19 เปรียบเทียบการแสดงผลเครื่องวัดความสูง

จากผลการทดสอบพบว่าการแสดงผลเครื่องวัดท่าทางการบินและเครื่องวัดความสูงของอุปกรณ์แสดงผลภาคพื้นและคอมพิวเตอร์จำลองการบินซึ่งทำหน้าที่เป็นการแสดงผลอ้างอิงทำงานตรงกัน จึงสรุปได้ว่าอุปกรณ์แสดงผลภาคพื้นที่พัฒนาขึ้นสามารถแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินได้ถูกต้อง

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 7

การทดสอบภาคสนาม

7.1. การทดสอบการสื่อสารไร้สายและจีพีเอส

เพื่อทดสอบความสามารถของการสื่อสารไร้สายและจีพีเอส ว่าสามารถทำงานได้ไกลเกินกว่า 8 กิโลเมตรหรือไม่ จึงทำการการติดตั้งโมเด็มไร้สาย และจีพีเอสติดตั้งเข้ากับเครื่องบินฝึกแบบ 19 (PC-9)ดังรูปที่ 7.1 จากนั้นตรวจสอบคุมภาพสัญญาณการรับข้อมูลตำแหน่งจากจีพีเอส โดยทำการทดสอบ ณ.โรงเรียนการบินฯ กำแพงแสน จ.นครปฐม เมื่อวันที่ 20 มกราคม 2549

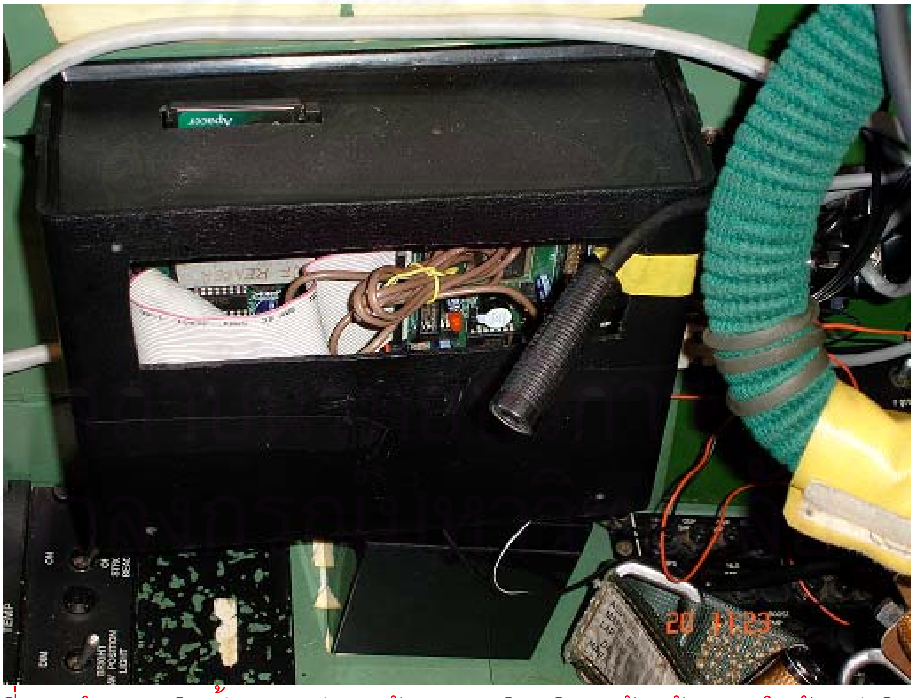
รูปที่ 7.1 ลักษณะเครื่องบินฝึกแบบ 19

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

7.1.1. การติดตั้งระบบภาคอากาศ

ในการติดตั้งระบบภาคอากาศอุปกรณ์ที่นำมาติดตั้งได้แก่ จีพีเอส หน่วยจัดการข้อมูลการบินและภาคส่งโมเด็มไร้สาย โดยจีพีเอสติดตั้งบริเวณด้านบนคอนโซลของนักบินหลังดังรูปที่ 7.2 หน่วยจัดการข้อมูลการบินติดตั้งบริเวณด้านข้างภายในห้องนักบินดังรูปที่ 7.3 และภาคส่งโมเด็มไร้สายติดตั้งบริเวณฝาครอบห้องนักบินดังรูปที่ 7.4

รูปที่ 7.2 ตำแหน่งติดตั้งจีพีเอสบริเวณด้านบนคอนโซลของนักบินหลัง



รูปที่ 7.3 ตำแหน่งติดตั้งหน่วยจัดการข้อมูลการบินบริเวณด้านข้างภายในห้องนักบิน

รูปที่ 7.4 ตำแหน่งติดตั้งภาคส่งโมเด็มไร้สายบริเวณฝาครอบห้องนักบิน

7.1.2. การติดตั้งระบบภาคพื้น

เพื่อให้ภาครับโมเด็มไร้สายภาคพื้นสามารถรับสัญญาณที่ถูกส่งมาจากภาคส่งโมเด็มไร้สายภาคอากาศได้ชัดเจนที่สุดจึงนำภาครับโมเด็มไร้สายและอุปกรณ์แสดงผลไปติดตั้งบนหอบังคับการบินซึ่งมีความสูงเหนือระดับน้ำทะเล 30 ฟุต ดังแสดงในรูปที่ 7.5 7.6 และ 7.7

รูปที่ 7.5 หอบังคับการบินซึ่งใช้ในการติดตั้งระบบภาคพื้น

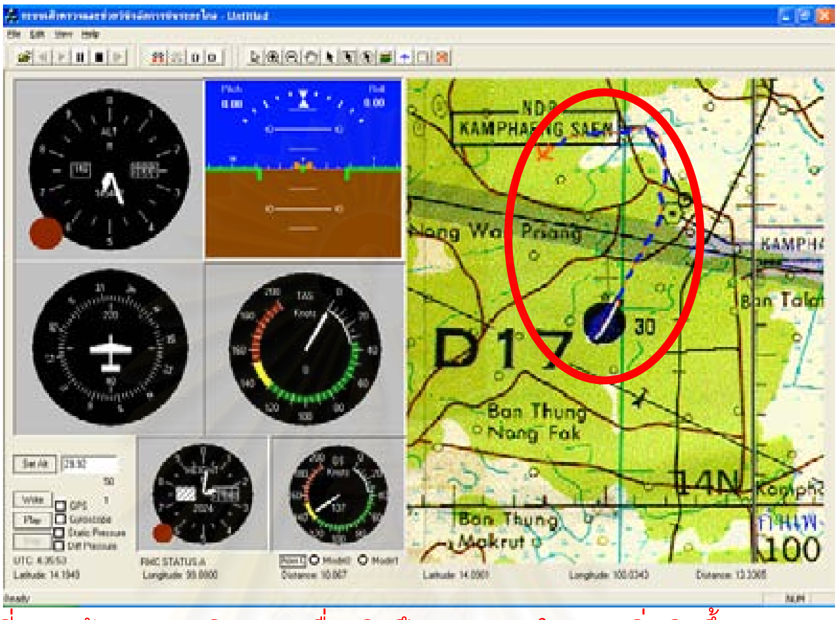
รูปที่ 7.6 ตำแหน่งที่ใช้ในการติดตั้งภาครับวิทยุไร้สาย

รูปที่ 7.7 ลักษณะอุปกรณ์แสดงผลการบินเมื่อพร้อมใช้งาน

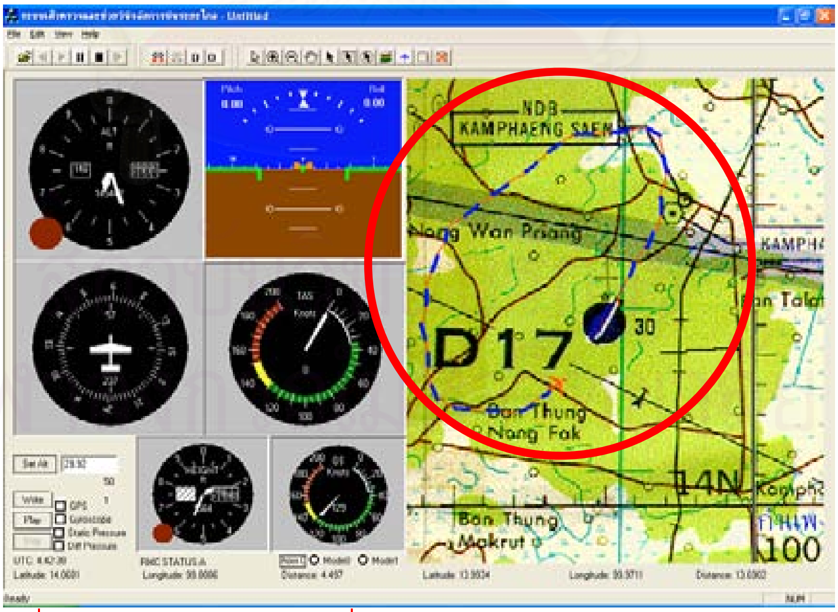
7.1.3. ผลการทดสอบ

ในการทดสอบการบิน เส้นทางการบิน(Flight Path)จะบินอยู่ในบริเวณด้านทิศเหนือของสนามบินในระยะ 10 กิโลเมตรและบินวนกลับเข้าสู่สนามบินคิดเป็น 1 รอบ ทำการบินเช่นนี้ซ้ำกันจำนวน 10 รอบใช้เวลาในการบินทดสอบประมาณ 2 ชั่วโมง การเก็บข้อมูลเก็บค่าตำแหน่ง ระยะ

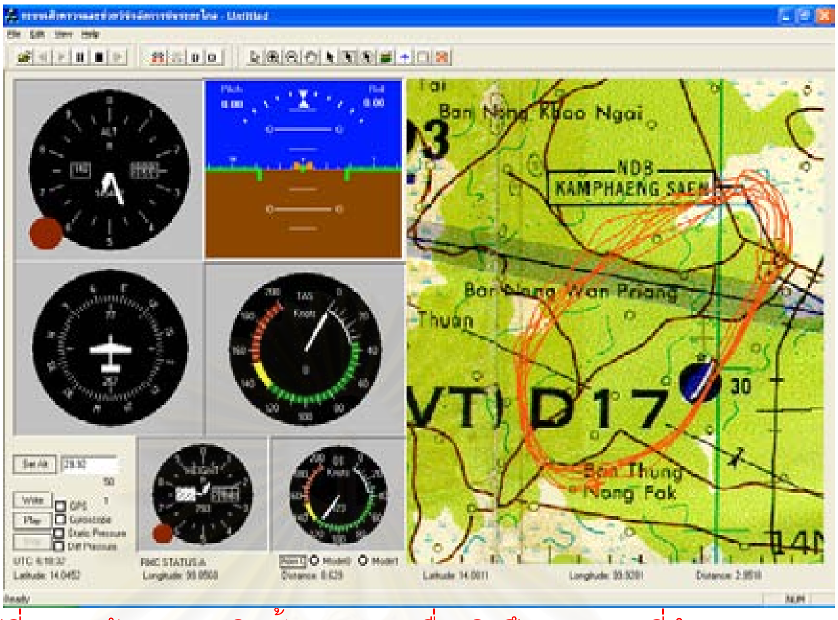
ห่าง จำนวนไบต์ที่ได้รับและจำนวนเฟรมที่ได้รับซึ่งผลการทดสอบพบว่าสามารถรับข้อมูลในระยะ 10 กิโลเมตรได้เป็นอย่างดี และสามารถให้ข้อมูลแผนที่ได้ใกล้เคียงกับตำแหน่งจริง ดังรูปที่ 7.8 รูปที่ 7.9และรูปที่ 7.10



รูปที่ 7.8 เส้นทางการบินของเครื่องบินฝึกแบบ 19 ในขณะเริ่มบินขึ้นจากสนามบิน



รูปที่ 7.9 เส้นทางการบินของเครื่องบินฝึกแบบ 19 ในขณะบินเข้าสู่สนามบิน



รูปที่ 7.10 เส้นทางการบินทั้งหมดของเครื่องบินฝึกแบบ 19 ที่ทำการทดสอบ

ผลการทดสอบปรากฏว่าสามารถแสดงผลเส้นทางการบินและทิศทางการบินได้ถูกต้องและไม่พบข้อขัดข้องจากการสื่อสารไร้สายแต่อย่างใด สรุปได้ว่าระบบสามารถทำงานได้ไกลเกินกว่า 8 กิโลเมตร

7.2. การทดสอบการการใช้งานร่วมกับบ.เป้าบิน

ในการใช้งานบ.เป้าบินนั้นต้องขึ้นกับวงรอบการฝึกของกองทัพอากาศซึ่งในหนึ่งปีอนุญาตให้ทำการฝึกบ.เป้าบินได้ 1 ครั้งเนื่องจากในการฝึกแต่ละครั้งจะต้องมีหน่วยงานรับผิดชอบหลายหน่วยงานและใช้งบประมาณหลายแสนบาท เมื่อวันที่ 24 กรกฎาคม 2548 กองทัพอากาศได้อนุมัติให้ทำการฝึกบิน ณ.กองบิน 2 อ.โคกกระเทียม จ.ลพบุรี ดังนั้นจึงจำเป็นต้องทำการทดสอบในวันดังกล่าวทั้งๆที่ระบบที่พัฒนายังไม่เสร็จสมบูรณ์ วัตถุประสงค์ในการทดสอบนี้เพื่อพิสูจน์ว่าระบบที่พัฒนาขึ้นสามารถช่วยให้ผู้บังคับบ.เป้าบินสามารถที่จะบังคับการบินที่ระยะไกลเกินกว่าระยะสายตามองเห็นประมาณ 2 กิโลเมตร โดยการติดตั้งเซนเซอร์ คอนโทรลเลอร์จัดการข้อมูลการบิน อุปกรณ์บันทึกข้อมูลและภาคส่งโมเด็มไร้สายเข้ากับบ.เป้าบินโดยเซ็นเซอร์ที่ติดตั้งประกอบด้วย จีพีเอส ไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศสถิตและความดันแตกต่าง

7.2.1. การติดตั้งระบบภาคอากาศ

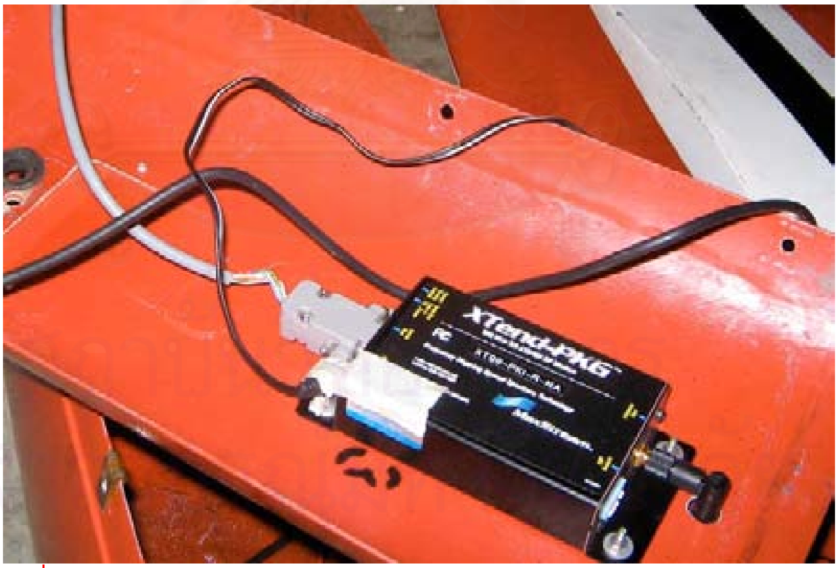
การติดตั้งระบบภาคอากาศได้ทำการติดตั้งอุปกรณ์ทั้งหมดคือ ไจโรสโคป จีพีเอส ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศสถิตและความดันแตกต่าง หน่วยจัดการข้อมูลการบินและภาคส่ง

โมเด็มไร้สายเข้ากับบ.เป้าบินโดยจีพีเอส ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศสถิตและความดันแตกต่าง อยู่บริเวณตอนกลางดังรูปที่ 7.11 ไจโรสโคป และหน่วยจัดการข้อมูลการบิน อยู่บริเวณตอนท้ายดังรูปที่ 7.12 ส่วนภาคส่งโมเด็มไร้สายอยู่บริเวณใต้ฝาปิดสัมภาระของบ.เป้าบินดังรูปที่ 7.13 จากนั้นต่อท่อที่เชื่อมจากจากชุดท่อปิโต-สแตติกซึ่งติดตั้งบริเวณชายปีกด้านซ้ายของเครื่องบินดังรูปที่ 7.14 เข้ากับทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและต่าง โดยทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตต่อเฉพาะท่อปิโต ส่วนทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันแตกต่างต่อทั้งท่อปิโตและท่อสแตติก

รูปที่ 7.11 ตำแหน่งการวางจีพีเอส ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศสถิตและความดันแตกต่างติดตั้งบริเวณตอนกลางของบ.เป้าบิน

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

รูปที่ 7.12 ตำแหน่งการวางไจโรสโคปและหน่วยจัดการข้อมูลการบินติดตั้งบริเวณตอนกลางของบ.เป้าบิน



รูปที่ 7.13 ภาคส่งโมเด็มไร้สายอยู่บริเวณใต้ฝาปิดสัมภาระของบ.เป้าบิน

รูปที่ 7.14 ชุดท่อปิโต-สแตติกติดตั้งบริเวณชายปีกด้านซ้ายของบ.เป้าบิน

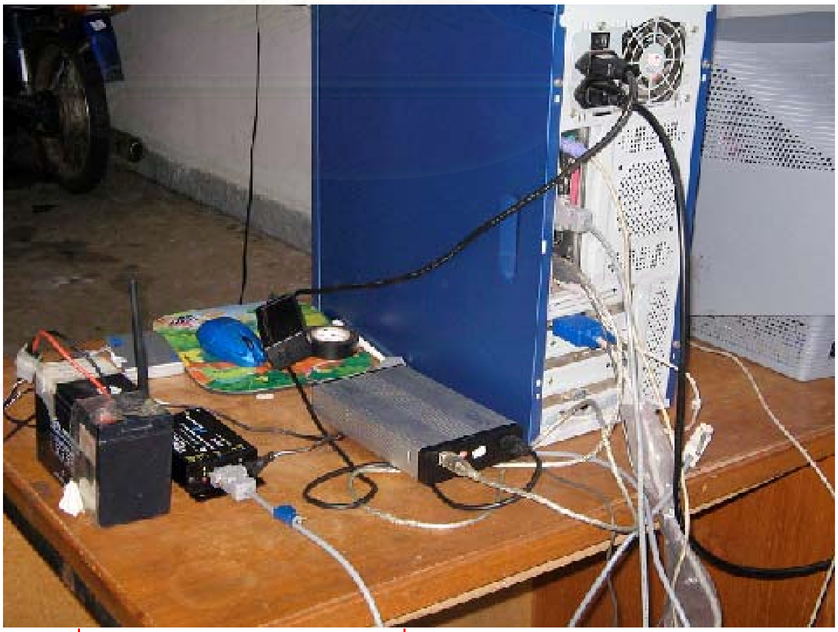
เมื่อติดตั้งอุปกรณ์เข้ากับบ.เป้าบินเรียบร้อยแล้วจึงติดตั้งบ.เป้าบินเข้ากับเครื่องปล่อยบ.เป้าบินดังรูปที่ 7.15 โดยเครื่องปล่อยบ.เป้าบินนี้จะใช้หลักการเดียวกันกับการยิงหนังสติ๊กคือจะมีสายพานรั้งทำหน้าที่เป็นตัวส่งแรงให้กับบ.เป้าบินเพื่อดีดบ.เป้าบินไปข้างหน้า เมื่อลมสัมพัทธ์ปะทะกับปีกทำให้เกิดแรงยกใต้ปีกช่วยให้บ.เป้าบินสามารถบินขึ้นได้ดังรูปที่ 7.16 จากนั้นจึงทำการควบคุมบ.เป้าบินด้วยชุดบังคับการบินภาคพื้น

รูปที่ 7.15 บ.เป้าบินเมื่อติดตั้งเข้ากับเครื่องปล่อยบ.เป้าบิน

รูปที่ 7.16 บ.เป้าบินออกจากเครื่องปล่อยบ.เป้าบิน

7.2.2. การติดตั้งระบบภาคพื้น

จากรูปที่ 7.17 และ 7.18 การติดตั้งระบบภาคพื้นได้ทำการติดตั้งภาครับโมเด็มไร้สายและอุปกรณ์แสดงผลที่บริเวณลานจอดรถเนื่องจากเป็นบริเวณที่ไม่มีสิ่งกำบังที่มีผลทำให้กำลังสัญญาณวิทยุลดลดง

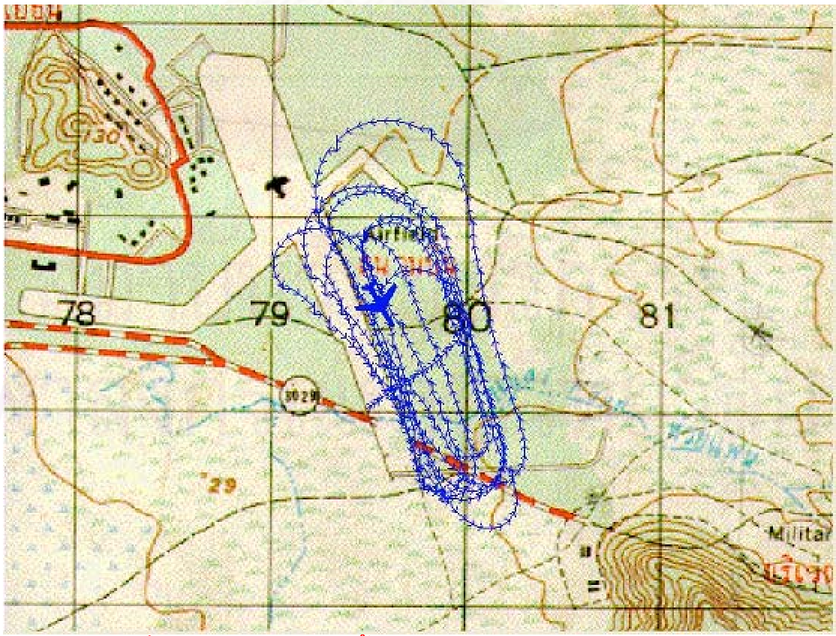


รูปที่ 7.17 ภาครับโมเด็มไร้สายเชื่อมต่อกับอุปกรณ์แสดงผลการบิน

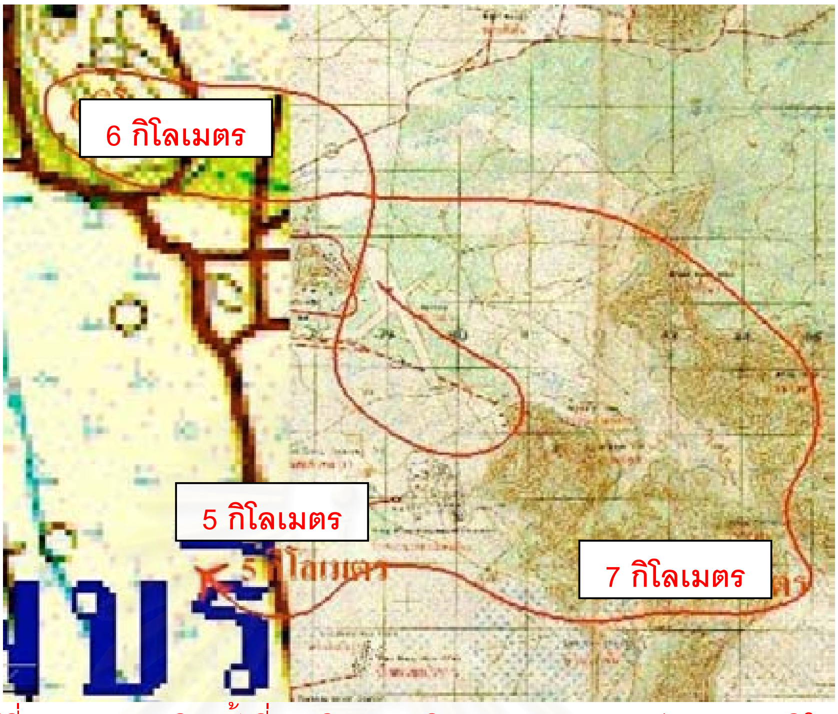
รูปที่ 7.18 การแสดงผลของอุปกรณ์แสดงผลการบิน

7.2.3. ผลการทดสอบ

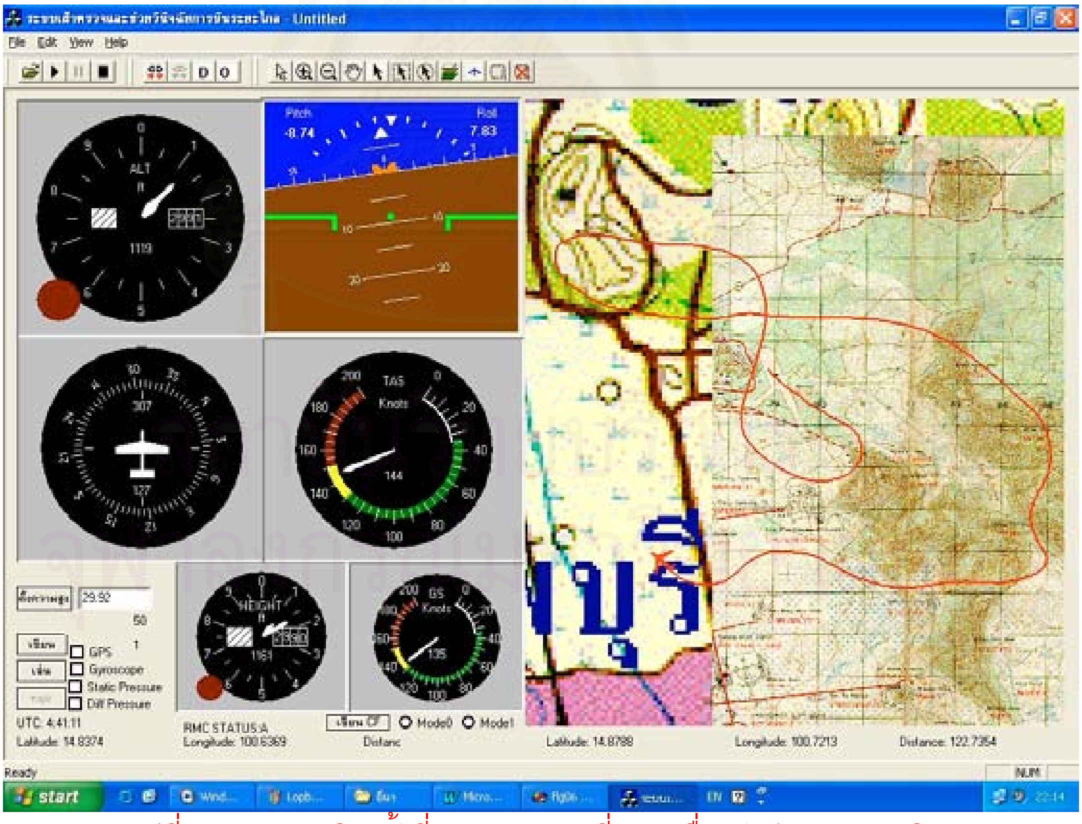
การทดสอบได้ทำการบิน 2 ครั้ง ครั้งแรกบินตามปกติคือบินในระยะสายตาคือ 2 กิโลเมตร เหมือนการบินที่เคยปฏิบัติตามปกติ และครั้งที่สองบินในระยะเกินกว่าระยะสายตาโดยบินในระยะไกลถึง 7 กิโลเมตร



รูปที่ 7.19 ผลการบินครั้งแรกบินตามปกติในระยะ 2 กิโลเมตร



รูปที่ 7.20 ผลการบินครั้งที่สองบินระยะเกินกว่าระยะสายตาประมาณ 7 กิโลเมตร



รูปที่ 7.21 ผลการบินครั้งที่สองแสดงแผนที่และเครื่องวัดประกอบการบิน

จากรูปที่ 7.20 และ 7.21 แสดงผลการทดสอบการบินในครั้งที่สอง โดยทำการบินในระยะ 7 กิโลเมตรนั้นพบว่าการแสดงแผนที่ การแสดงเครื่องวัดความสูงและการแสดงเครื่องวัดความเร็วอากาศซึ่งรับข้อมูลจาก จีพีเอส ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่างทำงานได้ดี คือสามารถแสดงตำแหน่ง ทิศทาง เส้นทางการบิน ความสูงและความเร็วอากาศได้ดี แต่การทำงานของเครื่องวัดท่าทางการบินซึ่งรับสัญญาณจากไจโรสโคปนั้นมีลักษณะภาพกระตุกเป็นบางช่วงใช้งานได้ไม่ดีนัก

การทดสอบภาคสนามได้ทำการทดสอบกับบ.เป้าบินก่อนทั้งๆที่ระบบยังไม่ได้รับการทดสอบในห้องปฏิบัติการจนแน่ใจก่อน เนื่องจากบ.เป้าบินมีกำหนดการบินเพียงปีละครั้งเดียว และแต่ละครั้งใช้เงินดำเนินการจำนวนหลายแสนบาท อย่างไรก็ตามจากผลการทดสอบกับบ.เป้าบินทำให้ทราบว่าระบบมีปัญหาสัญญาณรบกวนระหว่างการส่งและรับสัญญาณด้วยโมเด็มไร้สายขณะทำการทดสอบกับบ.เป้าบินยังไม่ได้มีการเข้ารหัสมีเพียงแต่การทดสอบความผิดพลาด(Error Correcting) ด้วยวิธีการเช็คซัม หลังจากการทดสอบกับบ.เป้าบินได้มีการพัฒนาการเข้ารหัสรีด—โซโลมอนซึ่งนอกจากจะสามารถตรวจสอบความผิดพลาดแล้วยังสามารถแก้ไขความผิดพลาด (Error Correcting)ได้ จากนั้นได้ทำการทดสอบกับเครื่องบินฝึกแบบ 19 ซึ่งให้ผลการทดสอบเป็นที่น่าพอใจ ระบบสามารถทำงานได้อย่างถูกต้อง โดยได้ทดสอบที่ระยะ 10 กิโลเมตร จำนวน 10 รอบ นาน 2 ชั่วโมง

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทที่ 8

สรุปผลและข้อเสนอแนะ

8.1. สรุปผล

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้ได้ทำการออกแบบและพัฒนาระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกล ระบบประกอบด้วยภาคอากาศและภาคพื้น ภาคอากาศประกอบด้วยชุดเซ็นเซอร์ หน่วยจัดการข้อมูลการบิน อุปกรณ์เก็บข้อมูลและภาคส่งโมเด็มไร้สาย ชุดเซ็นเซอร์ประกอบด้วยจีพีเอส ไจโรสโคปและทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศจำนวน 2 ตัว ภาคพื้นดินประกอบด้วยภาครับโมเด็มไร้สายและอุปกรณ์แสดงผล

ส่วนสำคัญที่สุดคือการทำให้หน่วยจัดการข้อมูลการบินสามารถอ่านข้อมูลจีพีเอส ไจโรสโคปและทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่างซึ่งมีโพรโตคอลแตกต่างกัน ขณะทำการส่งและรับข้อมูลด้วยโมเด็มไร้สายอาจเกิดสัญญาณรบกวนได้จึงใช้เทคนิคการเข้ารหัสและถอดรหัสรีด-โซโลมอนเพื่อให้สามารถตรวจหาความผิดพลาดเนื่องจากสัญญาณรบกวนและแก้ไขผิดพลาดที่เกิดขึ้นได้ไม่เกิน 2 สัญลักษณ์

ระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกลที่ออกแบบและพัฒนามีความสามารถในการแสดงแผนที่คือแสดงตำแหน่งและทิศทางการบินและแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินได้แก่ เครื่องวัดท่าทางการบิน เครื่องวัดความเร็วอากาศและเครื่องวัดความสูง อีกทั้งยังมีอุปกรณ์เก็บข้อมูลเพื่อใช้เป็นข้อมูลสำรอง และใช้ภาครับและภาคส่งโมเด็มไร้สายซึ่งตามคุณลักษณะเฉพาะ (Specification)ของเครื่องสามารถสื่อสารได้ไกลถึง 22 กิโลเมตร

ในการทดสอบนั้นได้แบ่งการทดสอบเป็น 2 ส่วนคือส่วนของการทดสอบในห้องปฏิบัติการและการทดสอบภาคสนาม การทดสอบในห้องปฏิบัติการทำการทดสอบการถอดรหัสเซ็นเซอร์ได้แก่ไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตแลความดันแตกต่าง และตรวจสอบการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินของโปรแกรมแสดงผลภาคพื้นโดยเทียบกับการแสดงผลของคอมพิวเตอร์จำลองการบิน ผลปรากฏว่าระบบสามารถถอดรหัสเซ็นเซอร์ได้ถูกต้องและสามารถแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินได้ถูกต้องจึงสามารถสรุปได้ว่าการทำงานของฟังก์ชันถอดรหัสไจโรสโคป ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่าง อีกทั้งการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินสามารทำงานได้จริง ส่วนการทดสอบภาคสนามได้แบ่งเป็น 2 ครั้งครั้งแรกคือวันที่ 24 กรกฎาคม 2548 ได้ทำการทดสอบการใช้งานร่วมกับบ.เป้าบินโดยติดตั้งไจโรสโคป จีพีเอส ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันสถิตและความดันแตกต่าง หน่วยจัดการข้อมูลการบิน อุปกรณ์เก็บข้อมูลและภาคส่งโมเด็มไร้สายเข้ากับบ.เป้าบิน ภาคพื้นประกอบด้วยภาครับโมเด็มไร้สายและ

อุปกรณ์แสดงผลและทำการบินในระยะไกลกว่าระยะสายตาที่ประมาณ 8 กิโลเมตรในการทดสอบครั้งนี้เป็นการทดสอบครั้งแรกโดยที่ยังไม่ได้แก้ไขการถอดรหัสและการแสดงมาก่อนซึ่งผลปรากฏว่าการแสดงแผนที่ได้แก่การแสดงตำแหน่งและเส้นทางการบินสามารถทำงานได้ถูกต้องส่วนการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินได้แก่การแสดงผลเครื่องวัดสูงและเครื่องวัดความเร็วอากาศสามารถทำงานได้ถูกต้องยกเว้นการแสดงผลเครื่องวัดประกอบการบินเกิดการกระตุกของภาพจึงต้องนำระบบไปแก้ไขและทำการทดสอบในห้องปฏิบัติการ ครั้งที่สองคือวันที่ 20 มกราคม 2549 ได้ทำการทดสอบกับเครื่องบินฝึกแบบ 19 ที่ระยะ 10 กิโลเมตรจำนวน 10 รอบนาน 2 ชั่วโมง ในการทดสอบครั้งนี้ได้ทำการแก้ไขข้อขัดข้องจากการทดสอบภาคสนามครั้งแรกโดยการเพิ่มการเข้ารหัสรีด-โซโลมอนที่สามารถแก้ไขความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจากสัญญาณรบกวน ผลปรากฏว่าสามารถแสดงแผนที่ซึ่งได้แก่การแสดงตำแหน่งของเครื่องบินและเส้นทางการบินที่ระยะ 10 กิโลเมตรได้ถูกต้อง

จากผลการทดสอบในห้องปฏิบัติการและในภาคสนามทำให้สามารถสรุปได้ว่าระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกลที่พัฒนาขึ้นสามารถนำไปใช้เป็นอุปกรณ์ช่วยให้ผู้บังคับบ.เป้าบินสามารถควบคุมบ.เป้าบินผ่านหน้าจอมอนิเตอร์ในระยะไกลกว่าระยะสายตาโดยสามารถควบคุมได้ไกลถึง 10 กิโลเมตรเป็นอย่างน้อยทำให้ผู้บังคับบ.เป้าบินสามารถอยู่ห่างจากจุดที่จรวดกระทบบ.เป้าบินมากกว่าเดิมได้ โดยอาจจะอยู่ที่บริเวณฐานปล่อยจรวดเพื่อความปลอดภัยของผู้บังคับบ.เป้าบินและลดความผิดพลาดในการสื่อสารกับผู้ควบคุมการยิงขีปนาวุธ

8.2. ปัญหาและข้อเสนอแนะ

การทดสอบระบบกับบ.เป้าบินเป็นการทดสอบขณะที่ระบบยังไม่มีการเข้ารหัสรีด-โซโลมอนทำให้มีความผิดพลาด แม้ว่าจะได้มีการเข้ารหัสรีด-โซโลมอนในภายหลังแล้วนำไปทดสอบกับเครื่องบินฝึกแบบ 19 และให้ผลทดสอบเป็นที่น่าพอใจ ก่อนที่นำระบบไปใช้งานจริงน่าจะได้นำระบบที่พัฒนาแล้วเสร็จนี้ไปทดสอบกับบ.เป้าบินอีกครั้ง เพื่อความแน่ใจและเพื่อเป็นการฝึกทักษะการควบคุมผ่านหน้าจอมอนิเตอร์ของผู้บังคับบ.เป้าบิน

ระบบเฝ้าตรวจและช่วยวินิจฉัยการบินระยะไกลนี้สามารถนำไปใช้เป็นอุปกรณ์ช่วยฝึกของศิษย์การบินโดยสามารถนำมาใช้วัดและวิเคราะห์ผลการบินของศิษย์การบินได้ และยังสามารถนำไปพัฒนาเป็นอุปกรณ์บันทึกผลการทดสอบการบิน(Flight Test)เพื่อใช้เก็บข้อมูลจากเซ็นเซอร์อื่นๆเพื่อนำไปวิเคราะห์ข้อมูลที่ได้จากเซ็นเซอร์ นอกจากนี้ยังสามารถนำไปพัฒนาเป็นระบบเครื่องบินไร้คนขับ(UAV) เพื่อใช้ในการลาดตระเวนทางอากาศ

รายการอ้างอิง

1 การควบคุมทิศทางการบิน[Online]. แหล่งที่มา :

http://www.thaitechnics.com/fly/control_t.html [2001]

2 AOA [Online]. Available from :

http://www.centennialofflight.gov/essay/Dictionary/angle_of_attack/DI5.htm [2001].

3 Flight Instruments - Level 3 [Online]. Available from :

http://www.allstar.fiu.edu/aero/FlightIns.htm. [2004].

4 เครื่องวัดประกอบการบิน[Online]. แหล่งที่มา :

http://www.rcyaso.com/paper/meter.htm

5 เครื่องวัดประกอบการบิน [Online]. แหล่งที่มา:

http://www.catc.or.th/catcclub/am/story/story_instru/instrument.htm [2003].

6 Global Positioning System Overview [Online]. Available from:

http://www.colorado.edu/geography/gcraft/notes/gps/gps.html [2000].

7 Global Positioning System [Online]. Available from:

http://www.tpub.com/content/USMC/mcr3161a/css/mcr3161a_82.htm .

8 GARMIN.GPS Guide for beginners.Kansas:GARMIN,2000.

9 Michael A. Miller. Introduction to Digital and Data Communications St. Paul : West Publishing, 1992.

10 Crossbow Technology . VG400 Series User's Manual. California : Crossbow Technology , 2002.

11 Solid State Electronics Center. Precision Pressure Transducer PPT and PPTR User's Manual. New York : Honeywell , 2000.

12 GARMIN. GPS 35 TracPak Technical Specification . Kansas : GARMIN, 2000.

13 Stephen B. Wicker. Error Control Systems for Digital Communication and Storage. New Jersey : Prentice-Hall, 1995.

14 K.Sam Shanmugam. Digital and Analog Communication System. New York : John Willey & Sons, 1979.

15 Reed-Solomon Codes [Online]. Available from :

http://www.cs.cmu.edu/afs/cs.cmu.edu/project/pscico-guyb/realworld/www/reedsolomon/reed_solomon_codes.html

16 ลัญฉกร วุฒิสิทธิกุลกิจ. เทคโนโลยีสื่อสารไร้สาย CDMA. กรุงเทพฯ : สำนักพิมพ์แห่งจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย, 2548.

17 Aviation Formulary [Online]. Available from: http://williams.best.vwh.net/avform.htm.

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ภาคผนวก

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ภาคผนวก ก.

รายละเอียดทางเทคนิคของอุปกรณ์

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ก.1. จีพีเอส

GPS35

Specifications

Performance

Receiver: Differential-ready 12 parallel channel receiver tracks and uses up to twelve satellites to compute and update a position.

Acquisition Times:

- 15 seconds warm (all data known)
- 45 seconds cold (initial position, time and almanac known, ephemeris unknown)
- 5 minutes AutoLocate® (almanac known, initial position and time unknown)
- 5 minutes search the sky (no data known)

Update Rate: 1 second, continuous (programmable from 1 second to 15 minutes)

Accuracy:

- Differential GPS (DGPS): 5 meters RMS
- Non-differential GPS: 15 meters RMS (100 meters with Selective Availability at maximum)

Velocity accuracy: 0.1 m/s RMS steady state (subject to Selective Availability)

Dynamics: 999 knots; 6 g's

Interfaces:

- Dual-channel RS-232 compatible with user-selectable baud rate (1200, 2400, 4800, 9600)
- NMEA 0183 version 2.0 ASCII output (GPALM, GPGGA, GPGSA, GPGSV, GPRMC, GPVTG, PGRME, PGRMT, PGRMV, PGRMF, LCGLL, LCVTG)

Inputs:

- Initial position, date, and time (not required)
- Earth datum and differential mode configuration command, almanac

Outputs:

- Position, velocity, and time
- Receiver and satellite status
- Differential reference station ID and RTCM data age
- Geometry and error estimates

Raw measurement output for both psuedorange and phase data

PWR_DN power down power management under logic level control

Real-time Differential Correction input (RTCM format)

PPS (pulse per second) output (does not include the GPS 35 PC or GPS 35 USB)

Antenna: Built in

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

Physical

Size: 2.22" (w) x 3.79" (l) x 1.05" (h) (56.4mm x 96.3mm x 26.7mm)

Weight: 3.88 oz. (110 g), not including cable

Environmental:

- Operating Temperature: -30°C to +80°C (internal temperature)
- Storage Temperature: -40°C to +80°C

Power

Input Voltage:

- 6 to 40 VDC, unregulated
- Typically draws 80 mA @ 12 VDC

Backup Power: Internal rechargeable 3V Lithium coin cell battery, up to 10 year life

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ก.2. ไจโรสโคป

New

Crossbow

VG

SOLID-STATE VERTICAL GYRO

- Roll and Pitch Angle Measurement in High Dynamic Environments
- High Stability MEMS Sensors
- High Range Gyro and Accel Options
- Enhanced Performance Using Kalman Filter Algorithm

Applications

- UAV Control
- Platform Stabilization
- Avionics

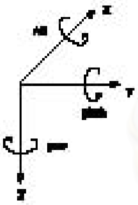
VG400CA (DMU-HDX)

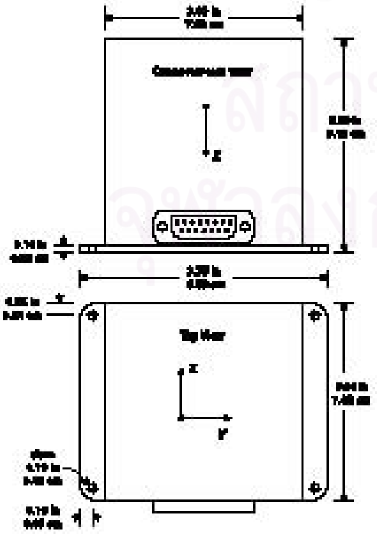
The VG400CA is a high performance, solid-state vertical gyro intended for airborne applications such as UAV control, Avionics, and Platform Stabilization. This high reliability, strap-down inertial subsystem provides attitude measurement with static and dynamic accuracy comparable to traditional spinning mass vertical gyros.

This VG400 series product builds on the performance of the VG300 series. It features higher performance sensors, including silicon MEMS accelerometers and gyroscopes with lower noise and improved bias stability.

The VG400CA achieves its excellent performance by employing proprietary Kalman Filter algorithms to determine stabilized roll and pitch angles in static and dynamic conditions. The Kalman Filter implementation results in a continuous on-line gyro bias calibration, and an adaptive attitude measurement that is stabilized by the long term gravity reference. Output data is provided in both analog and digital (RS-232) formats.

Each Inertial System comes with a User's Manual offering helpful hints on programming, installation, and product information. In addition, Crossbow's GYRO-VIEW software is included to assist you in system development and evaluation, and allows you to perform data acquisition.

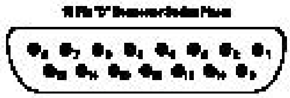




สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

Specifications	VG400CA-100	VG400CA-200	Remarks
Performance			
Update Rate (Hz)	> 75	> 75	Continuous Update Mode
Start-up Time Valid Data (sec)	< 1	< 1	
Fully Stabilized Data (sec)	< 60	< 60	Under static conditions
Attitude			
Range: Roll, Pitch (°)	± 180, ± 90	± 180, ± 90	
Static Accuracy (°)	± 0.5	± 1.0	
Dynamic Accuracy (° rms)	2.0	2.5	
Resolution (°)	< 0.1	< 0.1	
Angular Rate[1]			
Range: Roll, Pitch, Yaw (°/sec)	± 100	± 200	
Bias: Roll, Pitch, Yaw (°/sec)	<± 1.0	<± 1.0	Scaled sensor mode
Bias: Roll/Pitch (°/sec)	<± 0.05	<± 0.05	Angle mode
Scale Factor Accuracy (%)	< 1	< 1	
Non-Linearity (% FS)	< 0.3	< 0.3	
Resolution (°/sec)	< 0.025	< 0.05	
Bandwidth (Hz)	> 10	> 10	-3 dB point
Random Walk (°/hr$^{1/2}$)	< 0.85	< 1.7	
Acceleration			
Input Range: X/Y/Z (g)	± 2	± 10	
Bias: X/Y/Z (mg)	<± 8.5	<± 12	
Scale Factor Accuracy (%)	< 1	< 1	
Non-Linearity (% FS)	< 1	< 1	
Resolution (mg)	< 0.25	< 1.25	
Bandwidth (Hz)	> 10	> 10	-3 dB point
Random Walk (m/s/hr$^{1/2}$)	< 0.1	< 0.5	
Environment			
Operating Temperature (°C)	-40 to +71	-40 to +71	
Non-Operating Temperature (°C)	-55 to +85	-55 to +85	
Non-Operating Vibration (g rms)	6	6	20 Hz - 2 KHz random
Non-Operating Shock (g)	1000	1000	1 ms half sine wave
Electrical			
Input Voltage (VDC)	9 to 30	9 to 30	
Input Current (mA)	< 250	< 250	
Power Consumption (W)	< 3	< 3	at 12 VDC
Digital Output Format	RS-232	RS-232	See "Digital Data Format"
Analog[1] Range (VDC)	± 4.096	± 4.096	Pins 8, 9, 10, 12, 13, 14
	0 to 5.0	0 to 5.0	Pins 5, 6, 7
Physical			
Size (in)	3.0 x 3.75 x 3.20	3.0 x 3.75 x 3.20	Includ. mounting flanges
(cm)	7.62 x 9.53 x 8.13	7.62 x 9.53 x 8.13	Includ. mounting flanges
Weight (lbs)	< 1.3	< 1.3	
(kg)	< 0.59	< 0.59	
Connector	15 pin sub-miniature "D" female		

Notes
[1]All analog output are fully buffered and are designed to interface directly to data acquisition equipment.
Specifications subject to change without notice

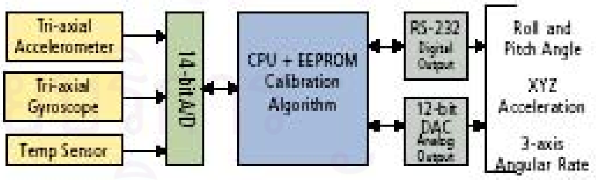


Pin	Signal
1	RS-232 Transmit Data
2	RS-232 Receive Data
3	Input Power
4	Ground
5	X-axis accel voltage[1]
6	Y-axis accel voltage[1]
7	Z-axis accel voltage[1]
8	Roll-axis angular rate[2]
9	Pitch-axis angular rate[2]
10	Yaw-axis angular rate[2]
11	NC – Factory use only
12	Roll angle/X-axis acceleration[3]
13	Pitch angle/Y-axis acceleration[3]
14	Not used/Z-axis acceleration[3]
15	NC – Factory use only

Notes:
1 The accelerometer voltage outputs are taken directly from the accelerometers without compensation or scaling.
2 The angular rate analog outputs are scaled to represent degrees/second. Outputs are created by a D/A converter.
3 Actual output depends on VG measurement mode.

Pin Diagram

Inertial systems



Vertical Gyro Block Diagram

Ordering Information

Model	Previous Model	Description	Gyro (°/sec)	Accel (g)
VG400CA-100	DMU-HDX	Solid-State Vertical Gyro	±100	± 2
VG400CA-200	DMU-HDX	Solid-State Vertical Gyro	± 200	± 10

ก.3. ทรานส์ดิวเซอร์วัดความดันอากาศ

Honeywell

SENSOR PRODUCTS

Precision Pressure Transducer

PPT

APPLICATIONS

- Avionics
- Instrumentation and Analytical Equipment
- Flow and Pressure Calibrators
- Meteorology
- Laboratory and Medical Instruments
- Process Control
- Flight Test

± 0.05% Accuracy from - 40 to 85°C

Digital and Analog

Many Software Features

Honeywell's precision pressure transducer (PPT) offers extraordinary value with high accuracy over a wide temperature range. The PPT combines proven silicon sensor technology with microprocessor-based signal conditioning to provide an extremely smart pressure transducer. Available in a compact, rugged design, the PPT has many software features that support a wide range of applications.

CE Qualified
ISO 9001

FEATURES AND BENEFITS

High Accuracy: ± 0.05% FS typical accuracy from -40 to 85°C	**Simplifies system design**—no additional signal compensation needed to gain the benefits of a very accurate sensor.
Smart, Digital Sensing & Control	**Efficient data acquisition**—connect up to 89 units on a multidrop bus using built-in RS485 capability. **Easily interfaces** directly to a PC via communication ports. **Closes the loop**—smart PPT makes control decisions.
Versatile and Configurable	**Works with existing and new systems**—all units have 0-5V analog and either RS232 or RS485 digital outputs. **Handles most dry gas media.** **Optimizes output**—user-configurable pressure units, sampling, update rate. **Flags problems**—internal diagnostics set flags, provide alarms.
User-Selectable Software Features	Baud Rate, Parity Setting Continuous Broadcast ASCII or Binary Output Temperature Output (°C or °F) Deadband, Sensitivity Tare Value Configurable Analog Output And more...

PPT

SPECIFICATIONS

Performance Specifications[1]

Accuracy: (from -40 to 85°C)
Digital: ± 0.05% FS Typ., ± 0.10% FS Max.
Analog: ± 0.06% FS Typ., ± 0.12% FS Max.
Temperature: ± 1°C (at sensing element)

Temperature Range:
Operating: -40 to 85°C (-40 to 185°F)
Storage: -55 to 90°C (-67 to 194°F)

Sample Rate: 8.33ms to 51.2min

Update Rate: 8.33ms to 12s

Resolution:
Digital: Up to 10 PPM
Analog: 1.22mV steps (12 bits)

Response Delay:
(1000/update rate) + 1ms, maximum 17ms

Long Term Stability: 0.025% FS max per yr

Mechanical Specifications

Pressure Ranges and Type:
See ordering information.

Static Pressure (Differential only):
≤ 150psi: no effect on accuracy of PPT
> 150psi: out of spec, returns spec ≤ 150psi

Media Compatibility:
Suitable for non-condensing, non-corrosive, and non-combustible gases.
PPTR available for other gases and fluids.

Weight: 5 oz. (142gm) without fittings

Electrical Specifications

Power Requirements:
Supply Voltage: 5.5 to 30 VDC

	Standard	CE
Operating Current:	17-30mA	22-35mA
Standby Current:	11mA	16mA

Analog Output: 0-5 V (User adjustable)

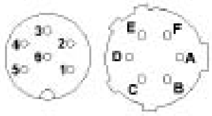
Environmental Features[2]

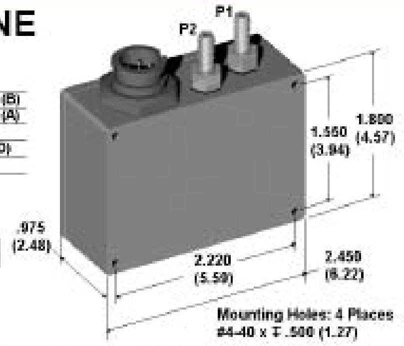
Overpressure: 3x FS, maximum 600 psi
Burst Pressure: 3x FS, maximum 700psi
Mechanical Shock: 1500g, 0.5ms half sine
Temp Shock: 24 1-hr cycles, -40 to 85°C
Vibration: 0.5in or 20G's, 20 Hz - 2K Hz

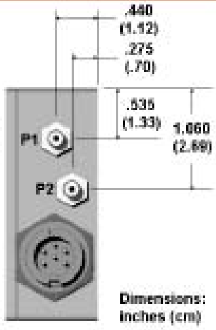
(1) Accuracy is the sum of worst case linearity, repeatability, hysteresis, thermal effects and calibration errors from -40 to 85°C. Typical is the average of absolute value of errors at all pressures and temperatures. Full scale for differential ranges is the sum of + and - ranges. Pressure range 1 psi gauge has digital accuracy of ± 0.10% FS typical, ± 0.20% FS maximum; analog accuracy of ± 0.12% FS typical, ± 0.24% FS maximum.
(2) Exposure to overpressure will not permanently affect calibration or accuracy of unit. Burst pressure is the sum of the measured pressure plus the static pressure and exceeding it may result in media escape. Mechanical Shock tested per MIL-STD-883D, M2002.3, Cond B. Vibration tested per MIL-STD-883D, M2007.2, Cond A.
(3) CE Mark tested per EN50081-1, EN50082-1. Connector Mil-C-26482, Shell Size #10, 6-pin #20 size.

CASE OUTLINE

Std	CE	Signal Name
1	A	RS-232 (TD) / RS-485 (B)
2	B	RS-232 (RD) / RS-485 (A)
3	C	Case Ground
4	D	Common Ground (GD)
5	E	DC Power In
6	F	Analog Output







ORDERING INFORMATION

Example: PPT0100AWN2VA-A

PPT Precision Pressure Transducer

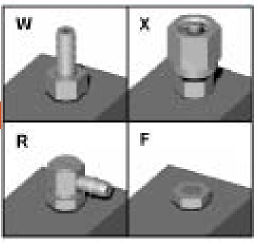
FULL SCALE PRESSURE RANGE

	Absolute	Gauge	Differential
0001	n/a	1 PSI (1)	± 1 PSI
0002	n/a	2 PSI	± 2 PSI
0005	n/a	5 PSI	± 5 PSI
0010	n/a	10 PSI	± 10 PSI
0015	15 PSI	n/a	n/a
0020	20 PSI	20 PSI	± 20 PSI
0050	50 PSI	50 PSI	± 50 PSI
0100	100 PSI	100 PSI	± 100 PSI
0300	300 PSI	300 PSI	± 300 PSI
0500	500 PSI	500 PSI	± 500 PSI

Type		P1 Pressure	P2 Pressure
A	Absolute	0 (vacuum) to FS	N/A
G	Gauge	Reference to FS	Reference
D	Differential	+FS to -FS rel. to P2	+FS to -FS rel. to P1

P1 PRESSURE CONNECTION

Absolute, Gauge, Differential
- W Brass barbed (1/4 inch)
- X Brass Swagelok™ (1/8 inch female)
- R Brass barbed, right angle (1/4 inch)
- F Filter (blocks debris)



P2 PRESSURE CONNECTION

Gauge, Differential
- W Brass barbed (1/4 inch)
- X Brass Swagelok™ (1/8 inch female)
- R Brass barbed, right angle (1/4 inch)
- F Filter (blocks debris)

Absolute
- N Not Applicable

OUTPUTS
- 2V RS-232 digital, 0-5V analog
- 5V RS-485 digital, 0-5V analog

ELECTRICAL CONFIGURATION AND CONNECTION
- A Standard, 6-pin plastic connector
- B CE Mark (3), 6-pin metal connector

OPTIONS
- A Demonstration Kit
- B Mating Connector (See below)
- C Power Supply/Data Cable (See below)

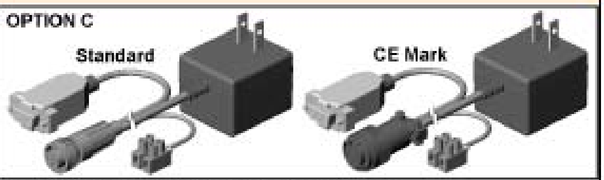
PPT 0100 A W N 2V A -A

OPTION B

Standard CE Mark

OPTION C

Standard CE Mark



Honeywell reserves the right to make changes to any products or technology herein to improve reliability, function or design. Honeywell does not assume any liability arising out of the application or use of any product or circuit described herein; neither does it convey any license under its patent rights nor the rights of others. Covered by one or more of the following US Patents: 4,918,992 and 4,788,521.

Honeywell

ก.4. ชิปเบอร์ MAX-232

19-4323; Rev 14; 8/04

MAXIM

+5V-Powered, Multichannel RS-232 Drivers/Receivers

General Description

The MAX220–MAX249 family of line drivers/receivers is intended for all EIA/TIA-232E and V.28/V.24 communications interfaces, particularly applications where ±12V is not available.

These parts are especially useful in battery-powered systems, since their low-power shutdown mode reduces power dissipation to less than 5μW. The MAX225, MAX233, MAX235, and MAX245/MAX246/MAX247 use no external components and are recommended for applications where printed circuit board space is critical.

Applications

Portable Computers

Low-Power Modems

Interface Translation

Battery-Powered RS-232 Systems

Multidrop RS-232 Networks

AutoShutdown and UCSP are trademarks of Maxim Integrated Products, Inc.

Next-Generation Device Features

- **For Low-Voltage, Integrated ESD Applications**
  MAX3222E/MAX3232E/MAX3237E/MAX3241E/MAX3246E: +3.0V to +5.5V, Low-Power, Up to 1Mbps, True RS-232 Transceivers Using Four 0.1μF External Capacitors (MAX3246E Available in a UCSP™ Package)
- **For Low-Cost Applications**
  MAX221E: ±15kV ESD-Protected, +5V, 1μA, Single RS-232 Transceiver with AutoShutdown™

Ordering Information

PART	TEMP RANGE	PIN-PACKAGE
MAX220CPE	0°C to +70°C	16 Plastic DIP
MAX220CSE	0°C to +70°C	16 Narrow SO
MAX220CWE	0°C to +70°C	16 Wide SO
MAX220C/D	0°C to +70°C	Dice*
MAX220EPE	-40°C to +85°C	16 Plastic DIP
MAX220ESE	-40°C to +85°C	16 Narrow SO
MAX220EWE	-40°C to +85°C	16 Wide SO
MAX220EJE	-40°C to +85°C	16 CERDIP
MAX220MJE	-55°C to +125°C	16 CERDIP

Ordering Information continued at end of data sheet.
**Contact factory for dice specifications.*

Selection Table

Part Number	Power Supply (V)	No. of RS-232 Drivers/Rx	No. of Ext. Caps	Nominal Cap. Value (μF)	SHDN & Three-State	Rx Active in SHDN	Data Rate (kbps)	Features
MAX220	+5	2/2	4	0.047/0.33	No	—	120	Ultra-low-power, industry-standard pinout
MAX222	+5	2/2	4	0.1	Yes	—	200	Low-power shutdown
MAX223 (MAX213)	+5	4/5	4	1.0 (0.1)	Yes	✔	120	MAX241 and receivers active in shutdown
MAX225	+5	5/5	0	—	Yes	✔	120	Available in SO
MAX230 (MAX200)	+5	5/0	4	1.0 (0.1)	Yes	—	120	5 drivers with shutdown
MAX231 (MAX201)	+5 and +7.5 to +13.2	2/2	2	1.0 (0.1)	No	—	120	Standard +5/+12V or battery supplies; same functions as MAX232
MAX232 (MAX202)	+5	2/2	4	1.0 (0.1)	No	—	120 (64)	Industry standard
MAX232A	+5	2/2	4	0.1	No	—	200	Higher slew rate, small caps
MAX233 (MAX203)	+5	2/2	0	—	No	—	120	No external caps
MAX233A	+5	2/2	0	—	No	—	200	No external caps, high slew rate
MAX234 (MAX204)	+5	4/0	4	1.0 (0.1)	No	—	120	Replaces 1488
MAX235 (MAX205)	+5	5/5	0	—	Yes	—	120	No external caps
MAX236 (MAX206)	+5	4/3	4	1.0 (0.1)	Yes	—	120	Shutdown, three state
MAX237 (MAX207)	+5	5/3	4	1.0 (0.1)	No	—	120	Complements IBM PC serial port
MAX238 (MAX208)	+5	4/4	4	1.0 (0.1)	No	—	120	Replaces 1488 and 1489
MAX239 (MAX209)	+5 and +7.5 to +13.2	3/5	2	1.0 (0.1)	No	—	120	Standard +5/+12V or battery supplies; single-package solution for IBM PC serial port
MAX240	+5	5/5	4	1.0	Yes	—	120	DIP or flatpack package
MAX241 (MAX211)	+5	4/5	4	1.0 (0.1)	Yes	—	120	Complete IBM PC serial port
MAX242	+5	2/2	4	0.1	Yes	✔	200	Separate shutdown and enable
MAX243	+5	2/2	4	0.1	No	—	200	Open-line detection simplifies cabling
MAX244	+5	8/10	4	1.0	No	—	120	High slew rate
MAX245	+5	8/10	0	—	Yes	✔	120	High slew rate, int. caps, two shutdown modes
MAX246	+5	8/10	0	—	Yes	✔	120	High slew rate, int. caps, three shutdown modes
MAX247	+5	8/9	0	—	Yes	✔	120	High slew rate, int. caps, nine operating modes
MAX248	+5	8/8	4	1.0	Yes	✔	120	High slew rate, selective half-chip enables
MAX249	+5	6/10	4	1.0	Yes	✔	120	Available in quad flatpack package

+5V-Powered, Multichannel RS-232 Drivers/Receivers

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS—MAX220/222/232A/233A/242/243

Supply Voltage (V_{CC})....................................-0.3V to +6V
V+ (Note 1)....................................(V_{CC} - 0.3V) to +14V
V- (Note 1)....................................+0.3V to +14V
Input Voltages
T_{IN}....................................-0.3V to (V_{CC} - 0.3V)
R_{IN} (Except MAX220)....................................±30V
R_{IN} (MAX220)....................................±25V
T_{OUT} (Except MAX220) (Note 2)....................................±15V
T_{OUT} (MAX220)....................................±13.2V
Output Voltages
T_{OUT}....................................±15V
R_{OUT}....................................-0.3V to (V_{CC} + 0.3V)
Driver/Receiver Output Short Circuited to GND........Continuous
Continuous Power Dissipation (T_A = +70°C)
16-Pin Plastic DIP (derate 10.53mW/°C above +70°C)..842mW
18-Pin Plastic DIP (derate 11.11mW/°C above +70°C)..889mW
20-Pin Plastic DIP (derate 8.00mW/°C above +70°C)..440mW
16-Pin Narrow SO (derate 8.70mW/°C above +70°C)...696mW
16-Pin Wide SO (derate 9.52mW/°C above +70°C)......762mW
18-Pin Wide SO (derate 9.52mW/°C above +70°C)......762mW
20-Pin Wide SO (derate 10.00mW/°C above +70°C)....800mW
20-Pin SSOP (derate 8.00mW/°C above +70°C)..........640mW
16-Pin CERDIP (derate 10.00mW/°C above +70°C).....800mW
18-Pin CERDIP (derate 10.53mW/°C above +70°C).....842mW
Operating Temperature Ranges
MAX2_ _AC_ _, MAX2_ _C_ _............................0°C to +70°C
MAX2_ _AE_ _, MAX2_ _E_ _............................-40°C to +85°C
MAX2_ _AM_ _, MAX2_ _M_ _............................-55°C to +125°C
Storage Temperature Range............................-65°C to +160°C
Lead Temperature (soldering, 10s) (Note 3)..................+300°C

Note 1: For the MAX220, V+ and V- can have a maximum magnitude of 7V, but their absolute difference cannot exceed 13V.
Note 2: Input voltage measured with T_{OUT} in high-impedance state, $\overline{SHDN}$ or V_{CC} = 0V.
Note 3: Maximum reflow temperature for the MAX225_WI and MAX233A_WP is +220°C.

Stresses beyond those listed under "Absolute Maximum Ratings" may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only, and functional operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated in the operational sections of the specifications is not implied. Exposure to absolute maximum rating conditions for extended periods may affect device reliability.

ELECTRICAL CHARACTERISTICS—MAX220/222/232A/233A/242/243

(V_{CC} = +5V ±10%, C1–C4 = 0.1µF, MAX220, C1 = 0.047µF, C2–C4 = 0.33µF, T_A = T_{MIN} to T_{MAX}, unless otherwise noted.)

PARAMETER	CONDITIONS		MIN	TYP	MAX	UNITS
RS-232 TRANSMITTERS						
Output Voltage Swing	All transmitter outputs loaded with 3kΩ to GND		±5	±8		V
Input Logic Threshold Low				1.4	0.8	V
Input Logic Threshold High	All devices except MAX220		2	1.4		V
	MAX220: V_{CC} = 5.0V		2.4			
Logic Pullup/Input Current	All except MAX220, normal operation			5	40	µA
	$\overline{SHDN}$ = 0V, MAX222/MAX242, shutdown, MAX220			±0.01	±1	
Output Leakage Current	V_{CC} = 5.5V, $\overline{SHDN}$ = 0V, V_{OUT} = ±15V, MAX222/MAX242			±0.01	±10	µA
	V_{CC} = $\overline{SHDN}$ = 0V	V_{OUT} = ±15V		±0.01	±10	
		MAX220, V_{OUT} = ±12V			±25	
Data Rate				200	116	kbps
Transmitter Output Resistance	V_{CC} = V+ = V- = 0V, V_{OUT} = ±2V		300	10M		Ω
Output Short-Circuit Current	V_{OUT} = 0V	V_{OUT} = 0V	±7	±22		mA
		MAX220			±60	
RS-232 RECEIVERS						
RS-232 Input Voltage Operating Range					±30	V
		MAX220			±25	
RS-232 Input Threshold Low	V_{CC} = 5V	All except MAX243 $R2_{IN}$	0.8	1.3		V
		MAX243 R2 $_{IN}$ (Note 4)	-3			
RS-232 Input Threshold High	V_{CC} = 5V	All except MAX243 $R2_{IN}$		1.8	2.4	V
		MAX243 R2 $_{IN}$ (Note 4)		-0.5	-0.1	

ศูนย์วิทยทรัพยากร
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ELECTRICAL CHARACTERISTICS—MAX220/222/232A/233A/242/243 (continued)

(V_{CC} = +5V ±10%, C1–C4 = 0.1µF, MAX220, C1 = 0.047µF, C2–C4 = 0.33µF, T_A = T_{MIN} to T_{MAX}, unless otherwise noted.)

PARAMETER	CONDITIONS		MIN	TYP	MAX	UNITS
RS-232 Input Hysteresis	All except MAX220/MAX243, V_{CC} = 5V, no hysteresis in SHDN		0.2	0.5	1	V
	MAX220			0.3		
	MAX243			1		
RS-232 Input Resistance	T_A = +25°C (MAX220)		3	5	7	KΩ
			3	5	7	
TTL/CMOS Output Voltage Low	I_{OUT} = 3.2mA			0.2	0.4	V
	I_{OUT} = 1.6mA (MAX220)				0.4	
TTL/CMOS Output Voltage High	I_{OUT} = -1.0mA		3.5	V_{CC} - 0.2		V
TTL/CMOS Output Short-Circuit Current	Sourcing V_{OUT} = GND		-2	-10		mA
	Shrinking V_{OUT} = V_{CC}		10	30		
TTL/CMOS Output Leakage Current	$\overline{SHDN}$ = V_{CC} or $\overline{EN}$ = V_{CC} ($\overline{SHDN}$ = 0V for MAX222), 0V ≤ V_{OUT} ≤ V_{CC}			±0.05	±10	µA
EN Input Threshold Low	MAX242			1.4	0.8	V
EN Input Threshold High	MAX242		2.0	1.4		V
Operating Supply Voltage			4.5		5.5	V
V_{CC} Supply Current ($\overline{SHDN}$ = V_{CC}), figures 5, 6, 11, 19	No load	MAX220		0.5	2	µA
		MAX222/MAX232A/MAX233A/ MAX242/MAX243		4	10	
	3kΩ load both inputs	MAX220		12		
		MAX222/MAX232A/MAX233A/ MAX242/MAX243		15		
Shutdown Supply Current	MAX222/ MAX242	T_A = +25°C		0.1	10	µA
		T_A = 0°C to +70°C		2	50	
		T_A = -40°C to +85°C		2	50	
		T_A = -55°C to +125°C		35	100	
$\overline{SHDN}$ Input Leakage Current	MAX222/MAX242				±1	µA
$\overline{SHDN}$ Threshold Low	MAX222/MAX242			1.4	0.8	V
$\overline{SHDN}$ Threshold High	MAX222/MAX242		2.0	1.4		V
Transition Slew Rate	C_L = 50pF to 2500pF, R_L = 3kΩ to 7kΩ, V_{CC} = 5V, T_A = +25°C, measured from +3V to -3V or -3V	MAX222/MAX232A/MAX233/ MAX242/MAX243	6	12	30	V/µs
		MAX220	1.5	3	30	
Transmitter Propagation Delay TLL to RS-232 (Normal Operation), Figure 1	t_{PHLT}	MAX222/MAX232A/MAX233/ MAX242/MAX243		1.3	3.5	µs
		MAX220		4	10	
	t_{PLHT}	MAX222/MAX232A/MAX233/ MAX242/MAX243		1.5	3.5	
		MAX220		5	10	

Note 4: MAX243 $R2_{OUT}$ is guaranteed to be low when $R2_{IN}$ is ≥ 0V or is floating.

+5V-Powered, Multichannel RS-232 Drivers/Receivers

ELECTRICAL CHARACTERISTICS—MAX220/222/232A/233A/242/243 (continued)

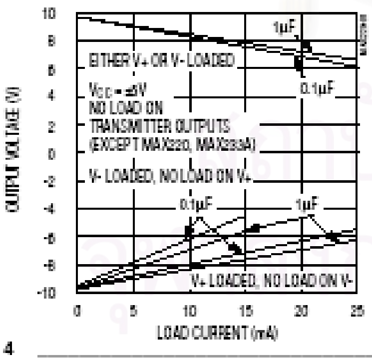
(V_{CC} = +5V ±10%, C1–C4 = 0.1µF, MAX220, C1 = 0.047µF, C2–C4 = 0.33µF, T_A = T_{MIN} to T_{MAX}, unless otherwise noted.)

PARAMETER	CONDITIONS		MIN	TYP	MAX	UNITS
Receiver Propagation Delay RS-232 to TLL (Normal Operation), Figure 2	t_{PHLR}	MAX222/MAX232A/MAX233/ MAX242/MAX243		0.5	1	µs
		MAX220		0.6	3	
	t_{PLHR}	MAX222/MAX232A/MAX233/ MAX242/MAX243		0.6	1	
		MAX220		0.8	3	
Receiver Propagation Delay RS-232 to TLL (Shutdown), Figure 2	t_{PHLS}	MAX242		0.5	10	µs
	t_{PHLS}	MAX242		2.5	10	
Receiver-Output Enable Time, Figure 3	t_{ER}	MAX242		125	500	ns
Receiver-Output Disable Time, Figure 3	t_{DR}	MAX242		160	500	ns
Transmitter-Output Enable Time ($\overline{SHDN}$ Goes High), Figure 4	tET	MAX222/MAX242, 0.1µF caps (includes charge-pump start-up)		250		µs
Transmitter-Output Disable Time ($\overline{SHDN}$ Goes Low), Figure 4	tDT	MAX222/MAX242, 0.1µF caps		600		ns
Transmitter + to - Propagation Delay Difference (Normal Operation)	tPHLT - tPLHT	MAX222/MAX232A/MAX233/ MAX242/MAX243		300		ns
		MAX220		2000		
Receiver + to - Propagation Delay Difference (Normal Operation)	tPHLR - tPLHR	MAX222/MAX232A/MAX233/ MAX242/MAX243		100		ns
		MAX220		225		

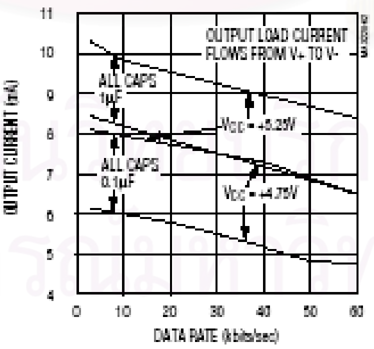
Typical Operating Characteristics

MAX220/MAX222/MAX232A/MAX233A/MAX242/MAX243

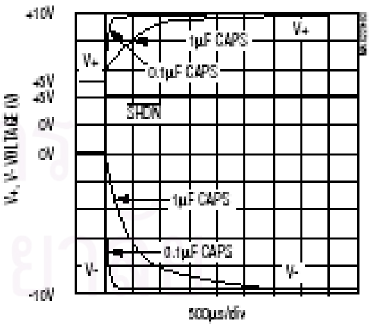
OUTPUT VOLTAGE vs. LOAD CURRENT



AVAILABLE OUTPUT CURRENT vs. DATA RATE



MAX222/MAX242 ON-TIME EXITING SHUTDOWN



ก.5. บอร์ดเอฟพีจีเอ

FPGA Discovery-III XC3S200 Board Manual

Introduction

The FPGA Discovery-III XC3S200 developed Board provides a low-cost, easy-to-use development and evaluation platform for Spartan-3 FPGA designs. It is shown in figure 1

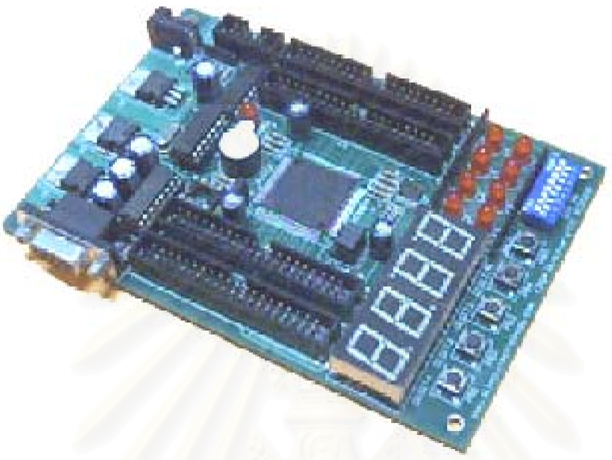


Figure 1 The FPGA Discovery-III XC3S200 developed Board

Features

1.) 200,000-gates Spartan-3 FPGA (XC3S200-4TQ144C)
   - Twelve 18K-bits block RAMs (216Kbits)
   - Twelve 18x18 hardware multipliers
   - Four Digital Clock Managers (DCMs)
2.) 1 Mbits Platform Flash PROM (XCF01SVO20C)
3.) Four Digits, seven-segments LED display
4.) Eight LED outputs
5.) One buzzer output
6.) Eight positions DIP switch
7.) Five momentary-contact push button switch
8.) 9-pin RS-232 Serial Port
9.) I2C socket for serial EEPROM (24LC x x)
10.) Four 40-pins expansion connector ports (80 Bits 3.3V. I/O)
11.) JTAG port for low-cost download cable
12.) 25 MHz crystal oscillator

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ก.6. บอร์ดบันทึกข้อมูล

ET-CFM V1.0

ET-CFM V1.0 ...เป็นบอร์ดที่ถูกออกแบบมาให้ต่อเข้ากับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ต่างๆ ให้สามารถติดต่อเขียนอ่านข้อมูลกับหน่วยความจำประเภท CompactFlash ได้ โดยอยู่ในรูปแบบของ FILES แบบมาตรฐาน สามารถนำไปใช้ได้ในระบบของ DOS หรือของ WINDOWS ก็ได้ สามารถนำไปประยุกต์ใช้งานในการเก็บข้อมูลต่างๆ เช่น งานที่บอร์ดไมโครฯ อ่านข้อมูลต่างๆ เข้ามาหรือ ประมวลผลข้อมูล แล้วก็ทำการส่งข้อมูลนั้นๆ ผ่านทาง PORT RS232 ออกมายังบอร์ด ET-CFM ให้ทำการเก็บข้อมูลนั้นๆ เข้ายัง หน่วยความจำ COMPACTFLASH ที่เป็นหน่วยความจำที่มีราคาถูกที่สุดต่อขนาดของความจุ ทำให้สามารถนำไปใช้งานต่างๆ ได้ เช่น งานระบบ GPS บันทึกข้อมูลรถยนต์, DATA LOGGERS ต่างๆ, เครื่องวัดอุณหภูมิ,เครื่องเก็บข้อมูลต่างๆ

- สามารถใช้งานกับ CompactFlash ได้หลายขนาด เช่น ขนาด 32MB, 64MB, 128MB, 256MB หรือ 1GB
- รองรับหน่วยความจำ CompactFlash ได้สูงสุด 4GB
- บันทึกข้อมูลในระบบมาตรฐาน ไฟล์ FAT 16 ซึ่งสามารถนำไปใช้กับระบบ OS ของ DOS หรือ WINDOWS ได้
- ติดต่อสื่อสารอ่านเขียนข้อมูลเข้า CompactFlash ผ่านทาง PORT RS232, RS422 (OPTION) โดยสามารถตั้งอัตราการติดต่อได้ เช่น 9600, 19200, 38400 และ 57600 บิตต่อวินาที
- ประกอบด้วยคำสั่งทำงานพื้นฐาน ที่ใช้ติดต่อกับ CompactFlash เช่น READ, WRITE, RESET, TIME RTC, DISK EMPTY
- มีระบบ RTC พร้อม BATTERY BACKUP ฐานเวลาพร้อมระบบกู้ข้อมูล กรณี แหล่งจ่ายไฟของตัวบอร์ดดับในขณะบันทึกข้อมูล
- PORT RS232 แบบ DB 9 PIN และแบบ 4 PIN ETT, RS422 ขั้วแบบ 6 PIN ETT
- ใช้ POWER SUPPLY DC 9 - 12VDC (DC ADAPTER 10VDC ของ อีทีที ราคา 130.- ส่วนที่ต้องซื้อเพิ่ม)
- ขนาดบอร์ด ET-CFM V1.0 11.7 x 9 CM
- ET-CFM V1.0 ประกอบด้วย ... บอร์ด ET-CFM V1.0, คู่มือการใช้งาน, CD-ROM ตัวอย่างโปรแกรม, สาย 9 PIN DB RS232, สาย 4 PIN หัวท้าย, DB 9 PIN ตัวผู้, COVER 9 PIN ...

ก.7. โมเด็มไร้สาย

9XTend-PKG-R™ RS-232/485 RF Modem

1 Watt, 900 MHz Radio Modem with built-in RS-232/485/422 Interfacing

XTend-PKG-R RF Modem Specifications

XTend 900 MHz RF Modem Specifications		
Performance	**@ 9600 bps RF Data Rate**	**@ 115,200 bps RF Data Rate**
Transmit Power Output	1 mW - 1 W (software selectable)	1 mW - 1 W (software selectable)
Indoor/Urban Range	Up to 3000' (900 m)	Up to 1500' (450 m)
Outdoor RF line-of-sight Range	Up to 14 miles (22 km) w/ dipole antenna Up to 40 miles (64 km) w/ high-gain antenna	Up to 7 miles (11 km) w/ dipole antenna Up to 20 miles (32 km) w/ high-gain antenna
Actual RF Data Rate (selectable using BR Command)	10,000 bps	120,000 bps
Receiver Sensitivity	-110 dBm	-100 dBm
Receive Current	110 mA	110 mA
Idle Currents: 16 sec cyclic sleep (SM=8)	20 mA	19 mA
Idle Currents: 8 sec cyclic sleep (SM=7)	21 mA	19 mA
Idle Currents: 4 sec cyclic sleep (SM=6)	24 mA	20 mA
Idle Currents: 2 sec cyclic sleep (SM=5)	30 mA	22 mA
Idle Currents: 1 sec cyclic sleep (SM=4)	39 mA	25 mA
Pin Sleep Power Down	17 mA	17 mA
Serial Port Sleep Power Down	45 mA	45 mA
General		
Frequency	902-928 MHz	
Spread Spectrum	FHSS (Frequency Hopping Spread Spectrum)	
Modulation	FSK (Frequency Shift Keying)	
Supported Network Topologies	Peer-to-Peer, Point-to-Point, Point-to-Multipoint & Multidrop	
Channel Capacity	10 hop sequences share 50 frequencies	
I/O Serial Data Rate (Baud)	1200 - 230400 bps (Software selectable)	
Physical Properties		
Size	2.75" x 5.50" x 1.124" (7.90 cm x 13.90 cm x3.80 cm)	
Weight	7.1 oz. (200 g)	
Serial Connector	DB-9	
Operating Temperature	-40 to 85º C (industrial)	
Antenna		
Connector	RPSMA (Reverse-polarity SMA)	
Type	½ wave dipole whip, 6.75" (17.1 cm), 2.1 dBi Gain	
Impedance	50 ohms unbalanced	
Certifications (visit www.maxstream.net for complete list)		
FCC Part 15.247	Pending	
Industry Canada (IC)	Pending	

Specifications – Relative to user-selected TX Power Output

Power Requirements (TX currents relative to each TX Power Output option)					
Transmit Power Output	1 mW	10 mW	100 mW	500 mW	1 W
Transmit Current @9600 baud (9 VDC supply voltage)	110 mA	145 mA	250 mA	510 mA	900 mA
Transmit Current @115K baud (9 VDC supply voltage)	110 mA	140 mA	245 mA	500 mA	800 mA

Long Range

The XTend-PKG-R RF Modem delivers unprecedented range in a low-cost radio modem. Due to modem's 1 W power output & outstanding receiver sensitivity, users can experience up to 40 mile range in RF line-of-sight conditions and up to 20 miles in indoor/urban environments.

AES Encryption

When sending data over-the-air that commands secured wireless links, the XTend RF Modem provides 256-bit AES encryption – the highest encryption standard available.

Receiver Sensitivity

The modem's market-leading receiver sensitivity of -110 dBm (market average is -93 dBm) sets the modem apart from competing radios in terms of range and reliable communications.

XII™

MaxStream's XII (Interference Immunity) Technology filters interference coming from pagers and cellular.

ISO

All MaxStream Radio Modems are manufactured under rigorous ISO 9001:2000 registered standards.

World Class Support

Free and unlimited technical support is included with every MaxStream Radio Modem sold.

Call Today for Volume Pricing and Development Packages!

Volume pricing incentives are available.

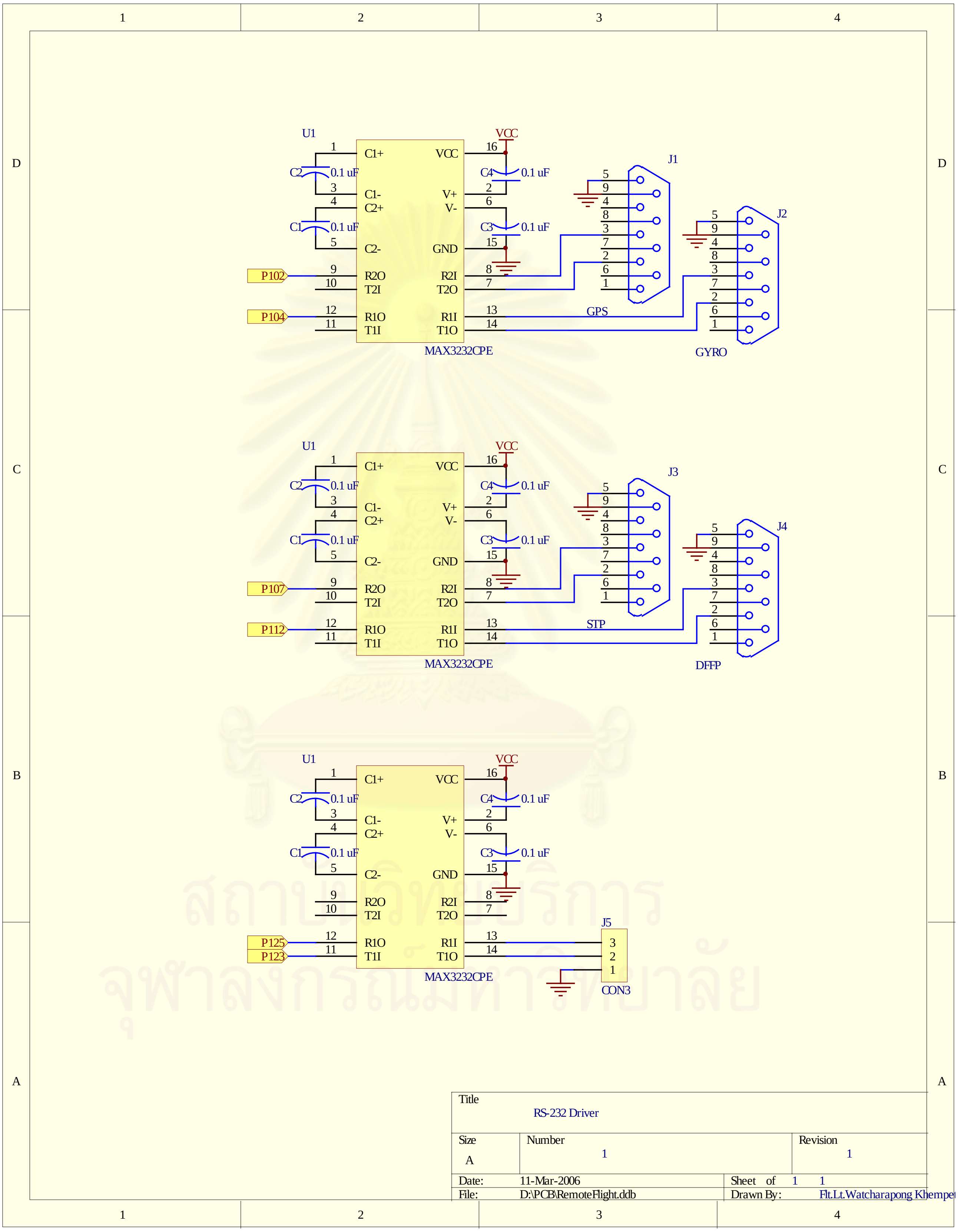
Development packages provide an inexpensive means of experiencing MaxStream performance and support first-hand. The development packages include the hardware and software needed to rapidly create long range wireless links between devices.

ภาคผนวก ข.

รายละเอียดแผนภาพวงจรบอร์ดต้นแบบ

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

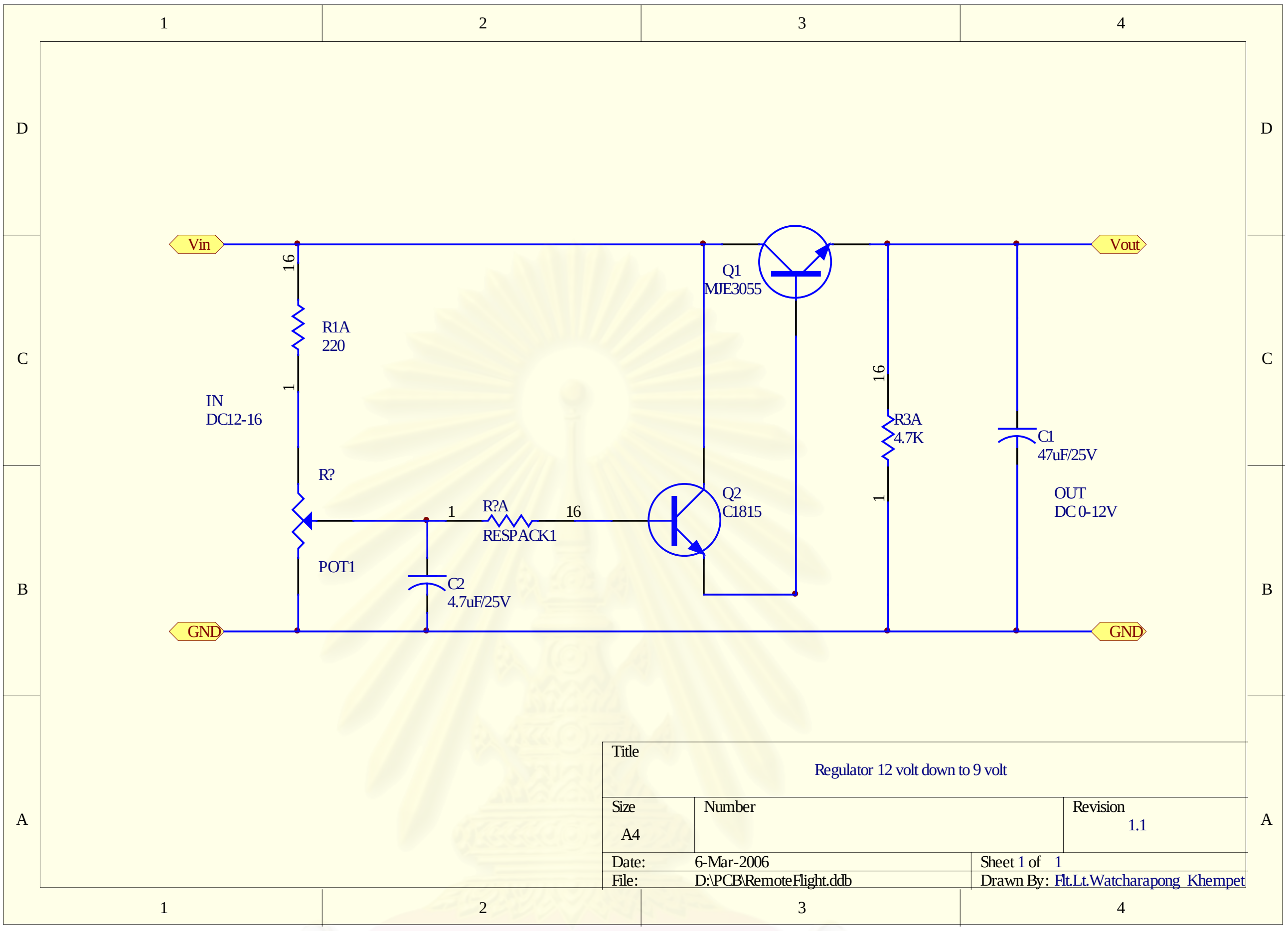
ข.1. วงจรขับ RS-232



รูปที่ ข.1 วงจรขับ RS-232

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ข.2. วงจรแปลงแรงดัน



รูปที่ ข.2 วงจรแปลงแรงดัน

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ภาคผนวก ค.

รายละเอียดการเข้ารหัสและถอดรหัสรีด-โซโลมอนด้วยภาษา C

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

```
/*            rs.c        */

/* This program is an encoder/decoder for Reed-Solomon codes. Encoding is in
   systematic form, decoding via the Berlekamp iterative algorithm.
   In the present form , the constants mm, nn, tt, and kk=nn-2tt must be
   specified  (the double letters are used simply to avoid clashes with
   other n,k,t used in other programs into which this was incorporated!)
   Also, the irreducible polynomial used to generate GF(2**mm) must also be
   entered -- these can be found in Lin and Costello, and also Clark and Cain.

   The representation of the elements of GF(2**m) is either in index form,
   where the number is the power of the primitive element alpha, which is
   convenient for multiplication (add the powers modulo 2**m-1) or in
   polynomial form, where the bits represent the coefficients of the
   polynomial representation of the number, which is the most convenient form
   for addition.  The two forms are swapped between via lookup tables.
   This leads to fairly messy looking expressions, but unfortunately, there
   is no easy alternative when working with Galois arithmetic.
////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////////
#include <math.h>
#include <stdio.h>
#include <conio.h>
#define mm  4          /* RS code over GF(2**4) - change to suit */
```

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

```
#define nn  15          /* nn=2**mm -1   length of codeword */

#define tt  2//3          /* number of errors that can be corrected */

#define kk  11//9          /* kk = nn-2*tt  */



int pp [mm+1] = { 1, 1, 0, 0, 1} ; /* specify irreducible polynomial coeffts */



int alpha_to [nn+1], index_of [nn+1], gg [nn-kk+1] ;

int recd [nn], data [kk], bb [nn-kk] ;

void generate_gf()

/* generate GF(2**mm) from the irreducible polynomial p(X) in pp[0]..pp[mm]

   lookup tables:  index->polynomial form   alpha_to[] contains j=alpha**i;

                   polynomial form -> index form  index_of[j=alpha**i] = i

   alpha=2 is the primitive element of GF(2**mm)

*/

 {

   register int i, mask ;

  mask = 1 ;

  alpha_to[mm] = 0 ;

  for (i=0; i<mm; i++)

   { alpha_to[i] = mask ;

     index_of[alpha_to[i]] = i ;

     if (pp[i]!=0)
```

```
      alpha_to[mm] ^= mask ;
     mask <<= 1 ;
   }
  index_of[alpha_to[mm]] = mm ;
  mask >>= 1 ;
  for (i=mm+1; i<nn; i++)
   { if (alpha_to[i-1] >= mask)
       alpha_to[i] = alpha_to[mm] ^ ((alpha_to[i-1]^mask)<<1) ;
     else alpha_to[i] = alpha_to[i-1]<<1 ;
     index_of[alpha_to[i]] = i ;
   }
  index_of[0] = -1 ;
 }


void gen_poly()
/* Obtain the generator polynomial of the tt-error correcting, length
  nn=(2**mm -1) Reed Solomon code  from the product of (X+alpha**i), i=1..2*tt
*/
 {
   register int i,j ;
gg[0] = 2 ;    /* primitive element alpha = 2  for GF(2**mm)  */
   gg[1] = 1 ;    /* g(x) = (X+alpha) initially */
```

```
  for (i=2; i<=nn-kk; i++)
   { gg[i] = 1 ;
     for (j=i-1; j>0; j--)
       if (gg[j] != 0)  gg[j] = gg[j-1]^ alpha_to[(index_of[gg[j]]+i)%nn] ;
       else gg[j] = gg[j-1] ;
     gg[0] = alpha_to[(index_of[gg[0]]+i)%nn] ;     /* gg[0] can never be zero */
   }
  /* convert gg[] to index form for quicker encoding */
  for (i=0; i<=nn-kk; i++)  gg[i] = index_of[gg[i]] ;
 }


void encode_rs()
/* take the string of symbols in data[i], i=0..(k-1) and encode systematically
  to produce 2*tt parity symbols in bb[0]..bb[2*tt-1]
  data[] is input and bb[] is output in polynomial form.
  Encoding is done by using a feedback shift register with appropriate
  connections specified by the elements of gg[], which was generated above.
  Codeword is   c(X) = data(X)*X**(nn-kk)+ b(X)          */
 {
  register int i,j ;
  int feedback ;
  for (i=0; i<nn-kk; i++)
```

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

```
{
        bb[i] = 0 ;
}
for (i=kk-1; i>=0; i--)
 {  feedback = index_of[data[i]^bb[nn-kk-1]] ;
     if (feedback != -1)
    {
                        for (j=nn-kk-1; j>0; j--)
                        {
                              if (gg[j] != -1)
                               bb[j] = bb[j-1]^alpha_to[(gg[j]+feedback)%nn] ;
                              else
                               bb[j] = bb[j-1] ;
                        }
      bb[0] = alpha_to[(gg[0]+feedback)%nn] ;
    }
   else
    {
                  for (j=nn-kk-1; j>0; j--)
                  {
                              bb[j] = bb[j-1] ;
                  }
```

```
        bb[0] = 0 ;
      } ;
    } ;
 } ;

void decode_rs()
/* assume we have received bits grouped into mm-bit symbols in recd[i],
   i=0..(nn-1),  and recd[i] is index form (ie as powers of alpha).
   We first compute the 2*tt syndromes by substituting alpha**i into rec(X) and
   evaluating, storing the syndromes in s[i], i=1..2tt (leave s[0] zero) .
   Then we use the Berlekamp iteration to find the error location polynomial
   elp[i].   If the degree of the elp is >tt, we cannot correct all the errors
   and hence just put out the information symbols uncorrected. If the degree of
   elp is <=tt, we substitute alpha**i , i=1..n into the elp to get the roots,
   hence the inverse roots, the error location numbers. If the number of errors
   located does not equal the degree of the elp, we have more than tt errors
   and cannot correct them.  Otherwise, we then solve for the error value at
   the error location and correct the error.  The procedure is that found in
   Lin and Costello. For the cases where the number of errors is known to be too
   large to correct, the information symbols as received are output (the
   advantage of systematic encoding is that hopefully some of the information
   symbols will be okay and that if we are in luck, the errors are in the
```

```
  parity part of the transmitted codeword).  Of course, these insoluble cases
  can be returned as error flags to the calling routine if desired.   */
 {
  register int i,j,u,q ;
  int elp[nn-kk+2][nn-kk], d[nn-kk+2], l[nn-kk+2], u_lu[nn-kk+2], s[nn-kk+1] ;
  int count=0, syn_error=0, root[tt], loc[tt], z[tt+1], err[nn], reg[tt+1] ;
/* first form the syndromes */
  for (i=1; i<=nn-kk; i++)
   { s[i] = 0 ;
     for (j=0; j<nn; j++)
       if (recd[j]!=-1)
         s[i] ^= alpha_to[(recd[j]+i*j)%nn] ;      /* recd[j] in index form */
/* convert syndrome from polynomial form to index form  */
     if (s[i]!=0)  syn_error=1 ;        /* set flag if non-zero syndrome => error */
     s[i] = index_of[s[i]] ;
   } ;
  if (syn_error)       /* if errors, try and correct */
   {
/* compute the error location polynomial via the Berlekamp iterative algorithm,
  following the terminology of Lin and Costello :   d[u] is the 'mu'th
  discrepancy, where u='mu'+1 and 'mu' (the Greek letter!) is the step number
  ranging from -1 to 2*tt (see L&C),  l[u] is the
```

```
   degree of the elp at that step, and u_l[u] is the difference between the
   step number and the degree of the elp.
*/
/* initialise table entries */
     d[0] = 0 ;          /* index form */
     d[1] = s[1] ;       /* index form */
     elp[0][0] = 0 ;     /* index form */
     elp[1][0] = 1 ;     /* polynomial form */
     for (i=1; i<nn-kk; i++)
       { elp[0][i] = -1 ;   /* index form */
         elp[1][i] = 0 ;   /* polynomial form */
       }
     l[0] = 0 ;
     l[1] = 0 ;
     u_lu[0] = -1 ;
     u_lu[1] = 0 ;
     u = 0 ;
     do
     {
       u++ ;
       if (d[u]==-1)
         { l[u+1] = l[u] ;
```

```
            for (i=0; i<=l[u]; i++)
             {  elp[u+1][i] = elp[u][i] ;
                elp[u][i] = index_of[elp[u][i]] ;
             }
          }
        else
/* search for words with greatest u_lu[q] for which d[q]!=0 */
          { q = u-1 ;
            while ((d[q]==-1) && (q>0)) q-- ;
/* have found first non-zero d[q]  */
            if (q>0)
             { j=q ;
               do
               { j-- ;
                 if ((d[j]!=-1) && (u_lu[q]<u_lu[j]))
                   q = j ;
               }while (j>0) ;
             } ;
/* have now found q such that d[u]!=0 and u_lu[q] is maximum */
/* store degree of new elp polynomial */
            if (l[u]>l[q]+u-q)  l[u+1] = l[u] ;
            else  l[u+1] = l[q]+u-q ;
```

```
/* form new elp(x) */
            for (i=0; i<nn-kk; i++)    elp[u+1][i] = 0 ;
            for (i=0; i<=l[q]; i++)
              if (elp[q][i]!=-1)
                elp[u+1][i+u-q] = alpha_to[(d[u]+nn-d[q]+elp[q][i])%nn] ;
            for (i=0; i<=l[u]; i++)
              { elp[u+1][i] ^= elp[u][i] ;
                elp[u][i] = index_of[elp[u][i]] ;  /*convert old elp value to index*/
              }
          }
        u_lu[u+1] = u-l[u+1] ;
/* form (u+1)th discrepancy */
        if (u<nn-kk)    /* no discrepancy computed on last iteration */
          {
            if (s[u+1]!=-1)
                   d[u+1] = alpha_to[s[u+1]] ;
            else
              d[u+1] = 0 ;
            for (i=1; i<=l[u+1]; i++)
              if ((s[u+1-i]!=-1) && (elp[u+1][i]!=0))
                d[u+1] ^= alpha_to[(s[u+1-i]+index_of[elp[u+1][i]])%nn] ;
            d[u+1] = index_of[d[u+1]] ;    /* put d[u+1] into index form */
```

```
      }
    } while ((u<nn-kk) && (l[u+1]<=tt)) ;


    u++ ;
    if (l[u]<=tt)        /* can correct error */
     {
/* put elp into index form */
       for (i=0; i<=l[u]; i++)   elp[u][i] = index_of[elp[u][i]] ;


/* find roots of the error location polynomial */
       for (i=1; i<=l[u]; i++)
         reg[i] = elp[u][i] ;
       count = 0 ;
       for (i=1; i<=nn; i++)
        {  q = 1 ;
           for (j=1; j<=l[u]; j++)
            if (reg[j]!=-1)
              { reg[j] = (reg[j]+j)%nn ;
                q ^= alpha_to[reg[j]] ;
              } ;
           if (!q)       /* store root and error location number indices */
            { root[count] = i;
```

```
      loc[count] = nn-i ;
      count++ ;
     };
   } ;
   if (count==l[u])    /* no. roots = degree of elp hence <= tt errors */
   {
/* form polynomial z(x) */
    for (i=1; i<=l[u]; i++)        /* Z[0] = 1 always - do not need */
     { if ((s[i]!=-1) && (elp[u][i]!=-1))
         z[i] = alpha_to[s[i]] ^ alpha_to[elp[u][i]] ;
       else if ((s[i]!=-1) && (elp[u][i]==-1))
            z[i] = alpha_to[s[i]] ;
          else if ((s[i]==-1) && (elp[u][i]!=-1))
               z[i] = alpha_to[elp[u][i]] ;
             else
               z[i] = 0 ;
       for (j=1; j<i; j++)
        if ((s[j]!=-1) && (elp[u][i-j]!=-1))
          z[i] ^= alpha_to[(elp[u][i-j] + s[j])%nn] ;
       z[i] = index_of[z[i]] ;        /* put into index form */
     } ;
```

```
/* evaluate errors at locations given by error location numbers loc[i] */
     for (i=0; i<nn; i++)
       { err[i] = 0 ;
         if (recd[i]!=-1)        /* convert recd[] to polynomial form */
           recd[i] = alpha_to[recd[i]] ;
         else  recd[i] = 0 ;
       }
     for (i=0; i<l[u]; i++)    /* compute numerator of error term first */
      { err[loc[i]] = 1;       /* accounts for z[0] */
        for (j=1; j<=l[u]; j++)
          if (z[j]!=-1)
            err[loc[i]] ^= alpha_to[(z[j]+j*root[i])%nn] ;
        if (err[loc[i]]!=0)
         { err[loc[i]] = index_of[err[loc[i]]] ;
           q = 0 ;     /* form denominator of error term */
           for (j=0; j<l[u]; j++)
             if (j!=i)
               q += index_of[1^alpha_to[(loc[j]+root[i])%nn]] ;
           q = q % nn ;
           err[loc[i]] = alpha_to[(err[loc[i]]-q+nn)%nn] ;
           recd[loc[i]] ^= err[loc[i]] ;  /*recd[i] must be in polynomial form */
         }
```

```
          }
        }
      else    /* no. roots != degree of elp => >tt errors and cannot solve */
        for (i=0; i<nn; i++)        /* could return error flag if desired */
            if (recd[i]!=-1)        /* convert recd[] to polynomial form */
              recd[i] = alpha_to[recd[i]] ;
            else  recd[i] = 0 ;     /* just output received codeword as is */
      }
    else         /* elp has degree has degree >tt hence cannot solve */


     for (i=0; i<nn; i++)       /* could return error flag if desired */
        if (recd[i]!=-1)        /* convert recd[] to polynomial form */
          recd[i] = alpha_to[recd[i]] ;
        else  recd[i] = 0 ;     /* just output received codeword as is */
                  i=i;
          }
  else       /* no non-zero syndromes => no errors: output received codeword */
   for (i=0; i<nn; i++)
     if (recd[i]!=-1)        /* convert recd[] to polynomial form */
       recd[i] = alpha_to[recd[i]] ;
     else  recd[i] = 0 ;
}
```

```
main()
{
  register int i;

/* generate the Galois Field GF(2**mm) */
  generate_gf() ;
  printf("Look-up tables for GF(2**%2d)\n",mm) ;
  printf("  i   alpha_to[i]  index_of[i]\n") ;
  for (i=0; i<=nn; i++)
   printf("%3d      %3d          %3d\n",i,alpha_to[i],index_of[i]) ;
  printf("\n\n") ;

/* compute the generator polynomial for this RS code */
  gen_poly() ;
/* for known data, stick a few numbers into a zero codeword. Data is in
   polynomial form.
*/
for  (i=0; i<kk; i++)   data[i] = 0 ;
/* for example, say we transmit the following message (nothing special!) */
data[0] = 1;
data[1] = 3;
data[2] =3;
```

```
data[3] = 9;

data[4] = 0;

data[5] =0;

data[6] = 6 ;

data[7] = 5 ;

data[8] = 3 ;

data[9]   =1;

/* encode data[] to produce parity in bb[].  Data input and parity output
   is in polynomial form
*/
  encode_rs() ;

/* put the transmitted codeword, made up of data plus parity, in recd[] */
  for (i=0; i<nn-kk; i++)  recd[i] = bb[i] ;
  for (i=0; i<kk; i++) recd[i+nn-kk] = data[i] ;

/* if you want to test the program, corrupt some of the elements of recd[]
   here. This can also be done easily in a debugger. */
/* Again, lets say that a middle element is changed */
  for (i=0; i<nn; i++)
     recd[i] = index_of[recd[i]] ;          /* put recd[i] into index form */

/* decode recv[] */
  decode_rs() ;         /* recd[] is returned in polynomial form */

/* print out the relevant stuff - initial and decoded {parity and message} */
```

```
  printf("Results for Reed-Solomon code (n=%3d, k=%3d, t= %3d)\n\n",nn,kk,tt) ;
  printf("  i  data[i]   recd[i](decoded)   (data, recd in polynomial form)\n");
  for (i=0; i<nn-kk; i++)
    printf("%3d    %3d      %3d\n",i, bb[i], recd[i]) ;
  for (i=nn-kk; i<nn; i++)
    printf("%3d    %3d      %3d\n",i, data[i-nn+kk], recd[i]) ;
}
```

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์

เรืออากาศเอก วัชรพงษ์ เข็มเพ็ชร เกิดวันที่ 24 กรกฎาคม พ.ศ.2519 ณ. กรุงเทพมหานคร สำเร็จการศึกษาปริญญาวิศวกรรมศาสตร์บัณฑิต สาขาวิศวกรรมไฟฟ้า(สื่อสาร) คณะวิศวกรรมศาสตร์ โรงเรียนนายเรืออากาศ เมื่อ พ.ศ.2543 เริ่มต้นปฏิบัติงานตำแหน่ง หัวหน้าหมวดอิเล็กทรอนิกส์ 1 ฝ่ายอิเล็กทรอนิกส์ แผนกซ่อมบริภัณฑ์ 1 กรมช่างอากาศ กองบัญชาการสนับสนุนทางอากาศ จากนั้นได้เข้าศึกษาต่อในระดับวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สังกัดห้องปฏิบัติการวิจัยวัดคุมทางอุตสาหกรรม สาขาวิชาวิศวกรรมไฟฟ้า ภาควิชาวิศวกรรมไฟฟ้า คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย ปัจจุบันปฏิบัติงานตำแหน่งนายทหารคนสนิท เจ้ากรมควบคุมการปฏิบัติทางอากาศ กองบัญชาการยุทธทางอากาศ

สถาบันวิทยบริการ
จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย