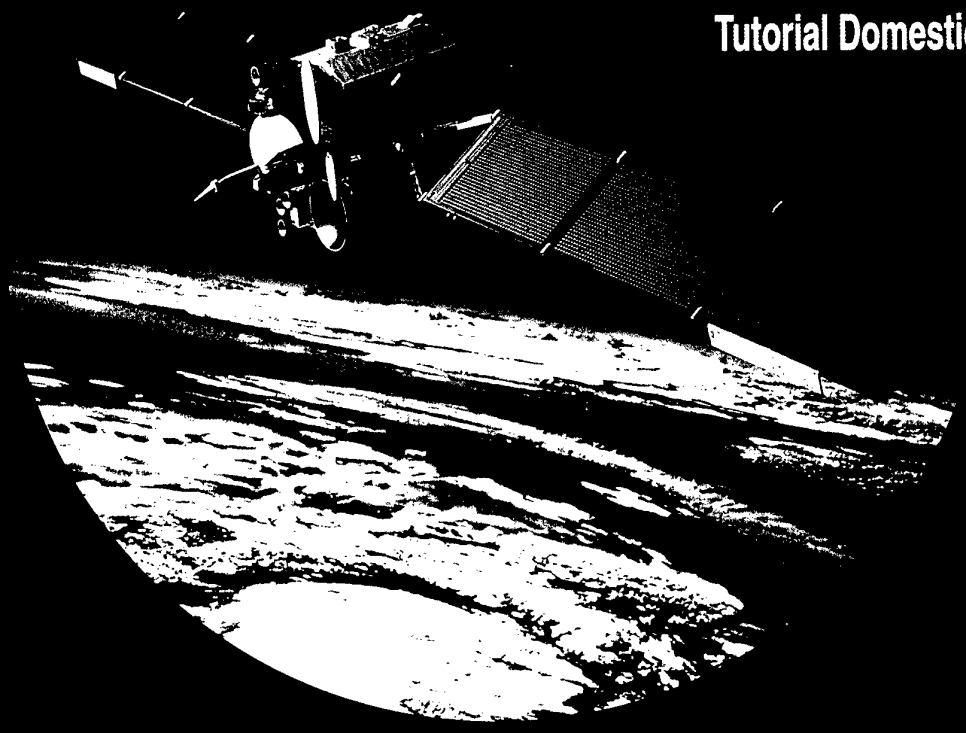
"GNSS Interoperability and Asian WADGPS"

International Symposium on GPS/GNSS

DISTRIBUTION STATEMENT A
Approved for Public Release
Distribution Unlimited



Tutorial Domestic Session

20020405 025

mber 30 ~ December 2, 2000
EX, Seoul, Korea

GNSS Technology Council (GTC)/ Dongchon Science Research Foundation
Institute of Advanced Aerospace Technology, Seoul National University
GPS System Lab (National Lab Reserch), Konkuk University
ITS SRC, Pusan National University
Ministry of Information and Communication, Korea
Asian Office of Aerospace Research and Development (AOARD), USA
The Institute of Navigation (ION), USA
The Electronic Times
http://gnss.or.kr
Email:gnssws@gnss.or.kr

We wish to thank the followings for their contribution to the success of this workshop:
Ministry of Information and Communication, Korea
U.S. Air Force Office of Scientific Research, Asian Office of Aerospace Research and Development (AOARD), USA
The Institute of Navigation (ION), USA

AQ F02-06-1090

REPORT DOCUMENTATION PAGE

Form Approved

OMB No. 0704-0188

The public reporting burden for this collection of information is estimated to average 1 hour per response, including the time for reviewing instructions, searching existing data sources, gathering and maintaining the data needed, and completing and reviewing the collection of information. Send comments regarding this burden estimate or any other aspect of this collection of information, including suggestions for reducing the burden, to Department of Defense, Washington Headquarters Services, Directorate for Information Operations and Reports (0704-0188), 1215 Jefferson Davis Highway, Suite 1204, Arlington, VA 22202-4302. Respondents should be aware that notwithstanding any other provision of law, no person shall be subject to any penalty for failing to comply with a collection of information if it does not display a currently valid OMB control number.

PLEASE DO NOT RETURN YOUR FORM TO THE ABOVE ADDRESS.

1. REPORT DATE *(DD-MM-YYYY)*	2. REPORT TYPE	3. DATES COVERED *(From - To)*
08-03-2002	Conference Proceedings	30 Nov - 2 Dec, 2000

4. TITLE AND SUBTITLE

International Symposium on GPS / GNSS

5a. CONTRACT NUMBER

F6256200M9185

5b. GRANT NUMBER

5c. PROGRAM ELEMENT NUMBER

6. AUTHOR(S)

Conference Committee

5d. PROJECT NUMBER

5e. TASK NUMBER

5f. WORK UNIT NUMBER

7. PERFORMING ORGANIZATION NAME(S) AND ADDRESS(ES)

Department of Aerospace Engineering
Seoul National University
Seoul 151-742
Korea (South)

8. PERFORMING ORGANIZATION REPORT NUMBER

N/A

9. SPONSORING/MONITORING AGENCY NAME(S) AND ADDRESS(ES)

AOARD
UNIT 45002
APO AP 96337-5002

10. SPONSOR/MONITOR'S ACRONYM(S)

AOARD

11. SPONSOR/MONITOR'S REPORT NUMBER(S)

CSP-001030

12. DISTRIBUTION/AVAILABILITY STATEMENT

Approved for public release; distribution is unlimited.

13. SUPPLEMENTARY NOTES

14. ABSTRACT

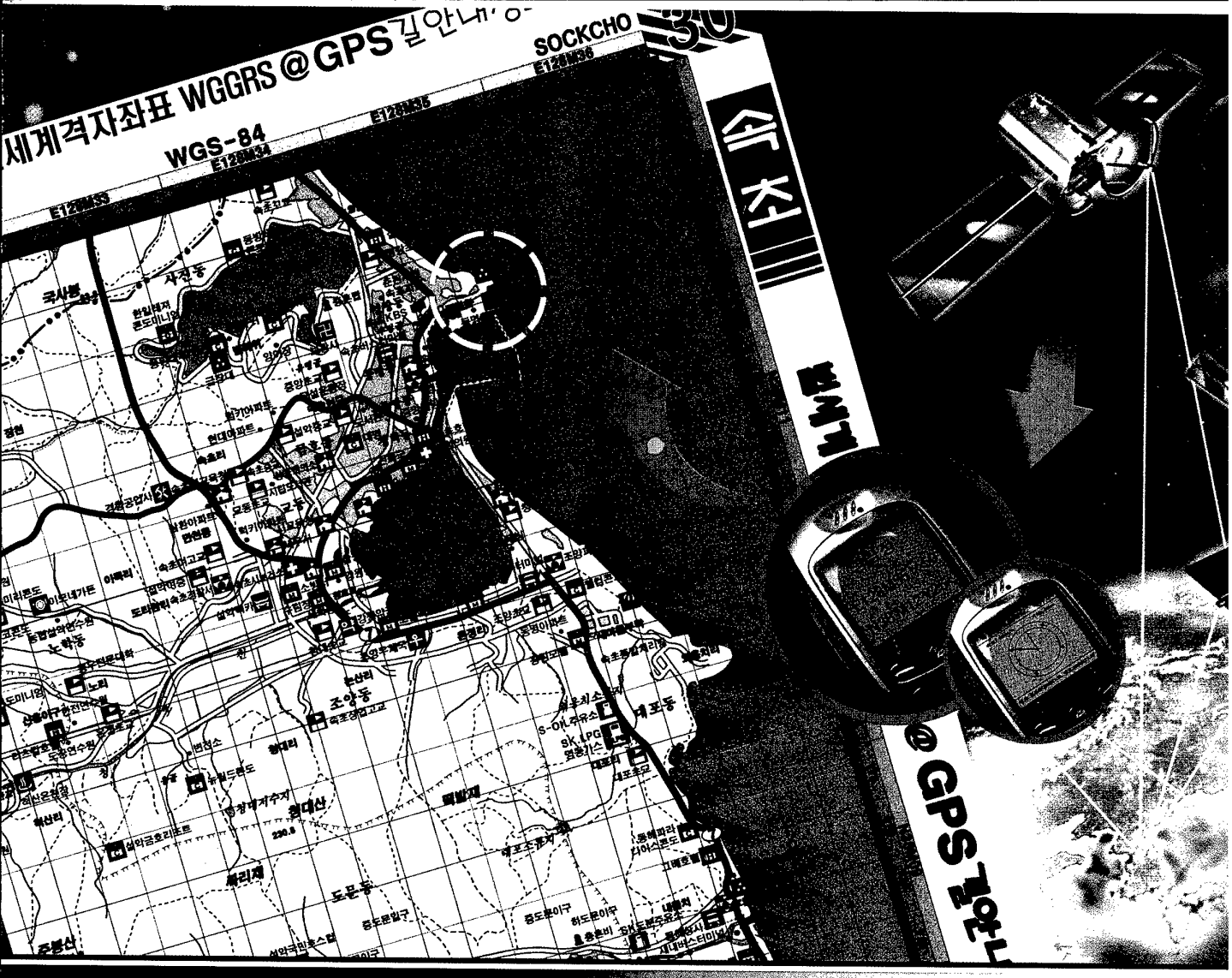
International Symposium on GPS/GNSS was held November 30 – December 2, 2000 in Seoul, Korea. Forty-six papers are included in the proceedings. Topical sessions included: Navigation Technology, DGPS, Timing and IT Applications, GIS and Surveying, and Carrier Phase Technique.

15. SUBJECT TERMS

Guidance, Aerospace, Sensors

16. SECURITY CLASSIFICATION OF:			17. LIMITATION OF ABSTRACT	18. NUMBER OF PAGES	19a. NAME OF RESPONSIBLE PERSON
a. REPORT	b. ABSTRACT	c. THIS PAGE			Joanne H. Maurice
U	U	U	UU	380	19b. TELEPHONE NUMBER *(Include area code)* +81-3-5410-4409

Standard Form 298 (Rev. 8/98)
Prescribed by ANSI Std. Z39.18



아직도 둘어둘어 찾아가십니까?

GPS와 지도의 좌표를 이용하십시요.

세계표준 WGS-84기반의 범세계 격자좌표 (WGGRS)가 표시된 지도책 (@GPS길안내정보)과 한반도전역의 정밀수치지도와 생활 지리정보를 보여주는 인터넷 WebGIS 및 GPS 단말기를 이용하는 새로운 개념의 On-Line, Off-Line 통합 위치정보서비스를 (주) GG21이 제공합니다.

제품소개

지도책 (@GPS 길안내정보)

- *범세계 격자좌표(WGGRS)적용
- *화가 관광그림 작품수록
- *골프장, 낚시터, 레저정보
- *LPG 및 주유소정보
- *장애인, 노약자, 관광정보
- *교차로 이정표
- *백화점, 상가, 음식점, 관공서 등의 생활지리정보 심볼표시
- *풍부한색인표 (주제별분류)

GPS단말기 (ggCompass)

- *휴대/차량 겸용
- *여행경로 입력관리
- *실시간 길안내로 목적지 접근시 경고음
- *그래픽으로 목표, 방향, 거리 안내
- *범세계 격자좌표(WGGRS)지원
- *이동통신연계

인터넷 위치정보서비스 (www.gg21.co.kr)

- *끼리끼리(동호회, 지도보기 기능 연계)
- *실시간 물류차량 관제
- *전자 상거래 고객 위치 좌표 서비스
- *위치 좌표 음성서비스
- *한반도 전역 수치지도 (CVRRG) 서비스
- *GPS 단말기와 연계

Global Generation21 (www.gg21.co.kr)

(주) GG21

대전광역시 유성구 봉명동 538-8
동아 오피스텔 1022호
tel : (042)822-9921
fax : (042)828-7999
e-mail : gg21@gg21.co.kr
WGGRS좌표 : E127 M20 X67, N36 M21 Y31

Neuromobile
Biz Community

Navicom

The Leading Provider of GPS & Mobile Solutions

GPS Sensor / GPS Clock / DGPS Solution /
Versatile Location Devices

www.navicom.co.kr



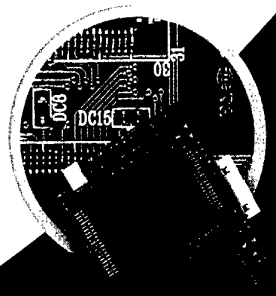
UbiGo™

Nexigate

Mobile Leader of Next Generation

Mobile Solution Provider /
Entertainment for PDA /
UbiGo™ - Personal Navigation System

www.nexigate.com



GPCore™34



VIP



HandyGPS™

Sanion

Wireless Mobile Platforms / Multi-information Platforms /
Power Distribution and Automation Platforms /
Power Plant Monitoring and Control System

www.sanion.com

Nexian

Mobile Communications Device Manufacturing /
Wireless Internet Services /
CDMA Networking Engineering & Consulting Services

www.nexian.com

Navicom
9th Fl., Baiklim Bldg., 823-33, Yeoksam1-dong, Kangnam-gu,
Seoul 135-93, Korea
Tel : +82-2-558-5570 Fax : +82-2-558-3370

Nexigate
2nd Fl., Seoul Bldg., 831-11, Yeoksam-dong, Kangnam-gu,
Seoul 135-080, Korea
Tel : +82-2-561-0501 Fax : +82-2-561-3596

Sanion
9th Fl., Baiklim Bldg., 823-33, Yeoksam1-dong, Kangnam-gu,
Seoul 135-93, Korea
Tel : +82-2-558-7720 Fax : +82-2-558-7730

Nexain
4225 Executive Square Suite 260 La Jolla, CA 92037 USA
Tel : +1-858-623-1555 Fax : +1-858-623-1550

Preface

I am highly honored to welcome you all to the 7th GNSS Workshop – International Symposium on GPS/GNSS on behalf of Korea GPS Technology Council. Thank you for joining us. Your participation is vital to the conference, and your satisfaction is our goal and the best measure of our success.

As many of you may agree, GPS/GNSS is a revolution of navigation which gives us extremely accurate position and timing information than ever obtained. Together with the mobility technology, GPS/GNSS is now creating new challenging technology areas and market, namely L-commerce.

GNSS Workshop – International Symposium on GPS/GNSS is the only navigation conference in Asia sponsored by the ION, the world's leading professional society. The purpose of this International Symposium is to provide the current status and to make clear what should be done next as Steps Forward concerning GPS-related technology through the international cooperative efforts of exchanging knowledge and experience.

There are many people to thank for this symposium. We have had strong support from Ministry of Information and Communication, which sponsored this symposium. The Organizing Committee has provided excellent leadership and an enormous amount of work. They have organized an outstanding technical program, and the symposium would not be possible without the efforts of all the authors. Those who present the tutorials and those who staff the exhibits also deserve great thanks. I am deeply grateful to all the distinguished speakers in the plenary. Finally, I want to acknowledge the support and participation of all the organizations including the commercial ones which permitted and encouraged their employees to spend the time, efforts and resources needed to make this symposium most educational, idea stimulating and contact producing.

Sang Jeong Lee

General Chairman, the 7th GNSS Workshop – International Symposium on GPS/GNSS

The7th GNSS Workshop- International Symposium on GPS/GNSS

준비위원회

General Chair

이상정 교수 (GNSS 기술협의회 회장)
성세진 교수 (동촌과학연구재단 이사장)

Organizing Committee Chair

노오현 교수 (서울대학교 항공우주신기술연구소 소장)

Program Chair

기창돈 교수 (서울대학교)

International Program Committee

이상정 교수 (Chair, 충남대학교)
박형동 교수 (Secretary, 서울대학교)
김종철 박사 (한국항공우주연구소)
이장규 교수 (서울대학교)
노오현 교수 (서울대학교)
Prof. Jingnan Liu (Wuhan University, China)
Mr. Gaylord Green (NavAstro Company, USA)
Mr. Keith McPherson (Airservices Australia, Australia)
Prof. Guenter Hein (University FAF Munich, Germany),
Dr. Kazunobu Koremura (Ministry of Transport, Japan)
Dr. Kees de Jong (Delft University of Technology, The Netherlands)
기창돈 교수 (서울대학교)
김영호 교수 (부산대학교)
이영재 교수 (건국대학교)
서상현 박사 (한국해양연구소)
Mr. Keith McDonald (Consultant, USA)
Mr. Hiroshi Nishiguchi (JGPSC, Japan)
Prof. Bradford Parkinson (Stanford Univ., USA)

Technical Session Committee

박찬식 교수 (Chair, 충북대학교)
황동환 교수 (충남대학교)
이자성 교수 (아주대학교)
박찬국 교수 (광운대학교)
이창복 박사 (한국표준과학연구원)
임삼성 교수 (인하대학교)
성태경 교수 (충남대학교)

Exhibit & Publicity Committee

이상지 박사 (Chair, GG21)
김병연 박사 (㈜네비콤)
고광섭 교수 (해군사관학교)
박영철 박사 (국방과학연구소)
김용일 교수 (서울대학교)
권태환 교수 (국방대학교)

Steering Committee

김영호 교수 (Chair, 부산대학교)
지규인 교수 (건국대학교)
이덕수 교수 (한국해양대학교)
박필호 선임연구원 (한국천문연구원)
곽문규 교수 (동국대학교)
이종훈 박사 (한국전자통신연구원)

목 차

<국내세션>

Session 1 – Navigation Technology I

초청강연 :
GPS/INS 통합항법 ---------- 1
박흥원 박사 (국방과학연구소)

자율항법차량 시스템식별 및 추측항법을 이용한 궤적추종 제어 ---------- 7
정동원, 문관영, 형승용, 김유단, 기창돈 (서울대 기계항공공학부)

GPS/INS 시스템의 Observability에 관한 해석 ---------- 11
홍신표*, 이만형*, Jose Rios**, Jason L. Speyer** (*부산대 기계공학부, **Univ. of California)

단일 안테나 GPS를 이용한 저가형 IMU의 위치 및 자세 보정 ---------- 18
문성재, 조성윤, 노정호, 진 용, 박찬국 (광운대 제어계측공학과)

GPS 반송파 위상 측정치를 이용한 SDINS 초기정렬 ---------- 22
김영선*, 오상헌*, 황동환**, 이상정** (*충남대 전자공학과, **충남대 정보통신공학부)

3차원 자세 측정용 GPS와 저가형 IMU 통합 시스템 설계 ---------- 26
이재호*, 서흥석*, 오천균**, 이기원**, 성태경***, 박찬식***, 이상정***
(*충남대 전자공학과, **충남대 전기공학과, ***충남대 정보통신공학부, ****충북대 전기전자공학부)

Session 2 – Navigation Technology II

GPS 반송파 신호 추적부 성능 향상과 고기동 환경 적용에 관한 연구 ---------- 31
이승용*, 손석보*, 박찬식**, 이상정* (*충남대 전자공학과, **충북대 전기전자공학부)

비동기 네트워크 채널에서의 소프트웨어 상관기 GPS 수신기 알고리즘 개발 ---------- 35
홍진석*, 김 휘*, 지규인*, 이영재**, 박찬국***
(*건국대 전자정보통신공학과, **건국대 항공우주공학과, ***광운대 제어계측공학과)

3차원 자세측정용 GPS 수신기 설계 ---------- 41
남성일*, 손석보*, 박찬식**, 이상정* (*충남대 전자공학과, **충북대 전기전자공학부)

GPS/GLONASS 통합 수신기 개발 ---------- 46
조득재, 김성태, 최일흥, 이상정 (충남대 전자공학과)

실수 미지정수를 이용한 항체의 실시간 동적 정밀 위치 결정 기법 ---------- 50
이영식*, 지규인*, 이영재** (*건국대 전자정보통신공학과, **건국대 항공우주공학과)

GPS/INS 통합항법시스템의 고장 검출 및 분리 ---------- 54
김성태*, 황동환** (충남대 전자공학과, 충남대 정보통신공학부)

우리별3호의 GPS 데이터를 이용하여 궤도 요소 결정을 위한 확장 칼만 필터의 응용 ---------- 59
이대로*, 이영재*, 이은성*, 남명룡**, 이현우** (*건국대 GPS시스템 연구실, **인공위성연구센터)

다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법 ---------- 65
표종선*, 신동호**, 성태경*** (*네비콤, **국방과학연구소, ***충남대 정보통신공학과)

Session 3 – DGPS

초청강연 :
우리나라의 위성측위시스템 이용기술개발 전략 ---------- 71
김종철 박사 (한국항공우주연구소 항공사업부)

초청강연 :
해양용 **DGPS** 운용과 **NDGPS** 계획 ---------- 86
박재현 항로표지담당관 (해양수산부 안전관리실)

이동통신망에서의 **IS-801**을 이용한 **IDGPS** 구현 ----------119
현문필*, 김현수*, 지규인*, 이영재** (*건국대 전자공학과, **건국대 항공우주공학과)

무선 인터넷에 기반한 실시간 **DGPS** 성능평가 ----------123
최선정*, 김정한*, 박성민*, 김도윤*, 윤영선*, 조영수*, 최태호**, 기창돈*
(*서울대 기계항공공학부, **중앙대 컴퓨터공학과)

근거리 오차보정시스템**(LAAS)** - 지상서브시스템의 위치정확성 분석 ----------127
심요한*, 송복섭*, 이상종*, 유창선*, 김종철*, 정진호**, 박용희**
(*한국항공우주연구소, **㈜하이컴 정보통신)

GPS를 이용한 선박자동운항제어시스템 설계에 대한 연구 ----------135
곽문규*, 서상현** (*동국대 기계공학과, **한국해양연구소 선박해양공학분소)

Session 4 – Timing and IT Applications

초청강연 :
정밀 시간 · 주파수 동기 및 이용기술 ----------139
이창복 박사(한국표준과학연구원 정보통신표준센터)

GPS Common-View 방식에 의한 원격지클럭의 동기 ----------144
김영범*, 이창복*, 정낙삼*, 박동철** (*한국표준과학연구원 광기술표준부, **충남대 전파공학과)

시각비교용 **GPS** 수신기의 국제 순회측정 ----------148
양성훈, 이창복, 이호성 (한국표준과학연구원)

INMARSAT-C를 이용한 위치 확인 시스템 ----------151
박영주*, 이명의*, 권오규** 김민호***
(*한국기술교육대 정보기술공학부, **인하대 전기전자컴퓨터공학부, ***㈜넷나루)

돌발상황을 위한 차량항법시스템 설계 ----------155
최회균 (협성대 도시건축공학부)

Network Time Server 오류 요소 분석 ----------159
유동희*, 황소영**, 성순용*, 김영호* (*부산대 전자계산학과, **부산외대 컴퓨터공학과)

양방향 지연 요소 분석을 통한 **NTP** 개선 ----------163
민충식, 유동희, 김영호 (부산대 정보컴퓨터공학부)

Session 5 – GIS and Surveying

초청강연 :
항공레이저측량의 최신 동향 ----------167
서정헌 대표이사 (㈜ 모바일매퍼)

GPS에 의한 한반도 남부와 큐우슈우섬 사이의 지각변위 연구 ----------171
조진동*, 강상윤**, 조흥묵 ***, 민경덕****
(*한국자원연구소 탐사개발연구부, **인하대 지구환경공학부, ***국립지리원 지리정보과,
****연세대 지구시스템과학과)

GPS와 TS측정량의 통합조정에 관한 연구 ----------175
이영진*, 이준환**, 정의훈***, 차상헌** (*경일대 측지공학과, **경일대 대학원, ***대한측량협회)

GPS에 의한 대삼각점 성과분석 ----------179
이영진*, 최규성**, 양근우*** (*경일대 측지공학과, **대한지적공사 지적재조사부, ***행정자치부 지적과)

RTK-GPS 측량기법에 의한 지적측량 실험성과 ----------183
양철수*, 김상수**, 김용호* (*대한지적공사 지적기술교육연구원, **행정자치부 지적과)

GPS를 이용한 항공 레이저 측량 DTM의 정확도 분석 ----------197
임삼성*, 김영배*, 서정헌** (*인하대 지리정보공학과, **㈜ 모바일 매퍼)

GIS 자료 정확도 향상을 위한 GPS 자료처리 모듈 개발 ----------202
임삼성, 김영진, 변수윤 (인하대 지리정보공학과)

LIDAR 데이터의 Pass Adjustment 기법에 관한 연구 ----------209
이병길, 김용일 (서울대 지구환경시스템공학부)

Session 6 – Carrier Phase Technique

초청강연 :
GPS 초기미지정수 추정과 검증: 접근방법, 연구동향 및 현안과제 ----------213
김동현 박사, Richard B. Langley (Univ. of New Brunswick)

GPS 반송파를 이용한 이동체의 3차원 위치 및 자세 측정 ----------222
신명주*, 박종성*, 김찬호*, 이대로*, 이영재*, 지규인**, 박찬국***
(*건국대 항공우주공학과, **건국대 전자정보통신공학과, ***광운대 제어계측공학과)

GPS 반송파를 이용한 모니터링 시스템 개발 ----------226
이준호*, 신명주*, 박종성*, 김찬호*, 이대로*, 이영재*, 지규인**, 박찬국***
(*건국대 항공우주공학과, **건국대 전자정보통신공학과, ***광운대 제어계측공학과)

LSAST를 이용한 실시간 자세결정법 연구 ----------230
장재규, 기창돈 (서울대 기계항공공학부)

반송파 정밀 측위의 미지정수 검색 범위 결정 방법 ----------234
이기원*, 오천균*, 신동호**, 박찬식***, 성태경****
(*충남대 전기공학과, **국방과학연구소, ***충북대 전기전자공학부, ****충남대 정보통신공학부)

실내항법시스템을 이용한 모형차량 자동 제어 시스템 개발 ----------239
윤두희, 전해영, 김도윤, 기창돈 (서울대 기계항공공학부)

이동전화와 인터넷을 이용한 실시간 정밀측위시스템 개발 ----------243
고선준, 원종훈, 이자성 (아주대 전자공학과)

<튜토리알>

튜토리알 1 :

GPS의 기본원리와 응용 ---------- 247
이자성 교수 (아주대 전자공학과)

튜토리알 2 :

GPS 수신기 기술과 동향 ---------- 275
정도형 박사 (삼성전자 무선사업부)

튜토리알 3 :

DGPS 원리와 응용 ---------- 312
이영재 교수 (건국대 항공우주공학과)

튜토리알 4 :

무선측위 원리 및 동향 ---------- 361
성태경 교수 (충남대 정보통신공학부)

The7th GNSS Workshop- International Symposium on GPS/GNSS

Session 1 – Navigation Technology I

초청강연 :
GPS/INS 통합항법 ---------- 1
박흥원 박사 (국방과학연구소)

자율항법차량 시스템식별 및 추측항법을 이용한 궤적추종 제어 ---------- 7
정동원, 문관영, 형승용, 김유단, 기창돈 (서울대 기계항공공학부)

GPS/INS 시스템의 Observability에 관한 해석 ---------- 11
홍신표*, 이만형*, Jose Rios**, Jason L. Speyer** (*부산대 기계공학부, **Univ. of California)

단일 안테나 GPS를 이용한 저가형 IMU의 위치 및 자세 보정 ---------- 18
문성재, 조성윤, 노정호, 진 용, 박찬국 (광운대 제어계측공학과)

GPS 반송파 위상 측정치를 이용한 SDINS 초기정렬 ---------- 22
김영선*, 오상헌*, 황동환**, 이상정** (*충남대 전자공학과, **충남대 정보통신공학부)

3차원 자세 측정용 GPS와 저가형 IMU 통합 시스템 설계 ---------- 26
이재호*, 서흥석*, 오천균**, 이기원**, 성태경***, 박찬식***, 이상정***
(*충남대 전자공학과, **충남대 전기공학과, ***충남대 정보통신공학부, ****충북대 전기전자공학부)

GPS/INS 통합항법

GPS/INS Integrated Navigation

박홍원

국방과학연구소(Tel:042-821-4497; Fax: 042-821-2225)

Abstract: This paper presents the technologies to make up a GPS/INS integrated system. Based on the fundamental backgrounds of INS and GPS systems, such as the configurations, fundamental principles and error characteristics, it describes how to configure a GPS/INS integrated system. And the performance of the integrated system is analyzed by the simulation. In addition the technology trends and processes of a GPS/INS integrated navigation system are also presented.

Keywords: INS, GPS, Integrated Navigation

1. 서 론

항법이란 자유공간에서 항체의 위치를 찾아내는 것으로 항체가 한 장소에서 다른 장소로 이동할 때 필수적으로 소요되는 기술이다. 고전적인 항법은 항체의 위치를 찾아내는 방식에 따라 추측항법, 천측항법, 파일롯팅 등 크게 3가지로 나뉘어질 수 있다[1]. 추측항법은 항체의 속도 및 방향각 측정치를 이용하여 초기 위치로부터 항체의 현재 위치를 계산하며, 천측항법은 별의 위도 및 고도를 측정하여 항체의 위치를 계산한다. 그리고 파일롯팅은 지상 표지점이나 시각패턴을 이용하여 항체의 위치를 계산한다. 이러한 고전적인 항법은 배나 지상차량과 같이 속도가 느린 항체에서는 매우 유용한 방식이었으나 비행기나 유도무기와 같이 속도가 빠른 항체에서는 보다 빠르고 다양하며, 보다 정확한 항법정보가 필요하게 된다.

이와 같은 필요성은 1940년대부터 대두되어 개발된 관성항법시스템(INS : Inertial Navigation System)이 독일의 V계열 로켓 등에 응용되기 시작하여 현재까지 급속한 발전이 이루어지고 있으며, 각종 선박, 잠수함, 항공기, 무인비행기, 위성발사체, 지상차량, 무인로봇, 유도무기 등 다양한 분야에서 응용되고 있다. INS는 추측항법의 보다 발전된 방식으로 간주될 수 있으며, 관성센서라 불리우는 항체의 각속도를 측정하는 자이로와 선형가속도를 측정하는 가속도계 출력을 이용하여 외부의 도움없이 기준항법좌표계에 대한 항체의 위치 및 속도, 그리고 자세에 대한 정보를 제공한다.

INS는 관성센서가 장착되는 감지기 뭉치의 하드웨어 구성 측면에서 볼 때 크게 김블형 INS(GINS : Gimbaled INS)와 스트랩다운 INS(SDINS : Strapdown INS)로 나뉘어진다. GINS는 3~4개의 김블구조를 같은 플랫폼 안정대위에 관성센서가 장착되어 있으며, 이러한 자이로를 이용한 김블 안정화 시스템은 항체의 자세변화에 관계없이 관성센서 축이 물리적으로 항상 일정한 항법좌표계를 유지하도록 외부의 각운동을 차단하는 역할을 한다. 그리고 항법컴퓨터는 이러한 일정한 항법좌표계상에서 측정된 선형가속도 출력을 이용하여 항법정보를 계산한다. 한편 SDINS는 기계적인 안정대 구조를 사용하지 않고 감지기 뭉치가 직접 동체에 장착되어 있으며 자이로에 의해서 측정된 각속도 출력을 이용하여 기준항법좌표계에 대한 항체의 자세를 실시간 계산한다. 그리고 이렇게 계산된 자세정보를 이용하여 동체좌표계에서 측정된 가속도계 출력을 실시간 기준항법좌표계로 좌표변환한 후 GINS와 동일하게 항법정보를 계산한다.

SDINS는 GINS에 비해 소형, 저렴한 가격, 저중량, 저전력 소비, 고신뢰성, 정비유지 용이 등의 장점을 가지고 있으며, 최근에는 링레이저 자이로(RLG), 광섬유 자이로(FOG) 등 각속도 측정범위가 넓고 정확도가 높은 스트랩다운용 자이로 개발 및 고속 마이크로 컴퓨터의 발달로 인하여 응용분야가 점점 확대되고 있는 추세이다. 장기적으로는 특별히 높은 정확도를 요구하는 대륙간 탄도탄이나 핵잠수함 등에 사용되는 GINS를 제외하고는 SDINS로 대체될 것으로 예상되며, 보다 정확도가 높은 마이크로 자이로 및 마이크로 가속도계가 개발되어 기존의 RLG 및 FOG를 대체할 것으로 예상된다 [2]. 이러한 INS는 단독으로 사용하는 경우 장시간 사용함에 따라 항법오차가 누적되어 크게 증가하는 특성이 있다. 특히 수평축 위치오차는 슐러(Schuler)주기를 가지고 점진적으로 증가하며 고도오차는 기하급수적으로 증가하는 특성을 가지고 있다.

최근에는 전파항법장치의 일종인 GPS나 GLONASS와 같은 위성항법장치가 개발되어 사용되고 있으며 시각이나 기상조건에 관계없이 항체의 위치 및 속도 정보가 제공된다. 위성항법장치는 사용자가 별대신 지구상의 약 2만 Km 상공에 떠 있는 위성으로부터 거리신호를 받아서 항체의 위치를 계산하는 방식으로, 저렴한 비용으로 사용자가 이용할 수 있으며 항법오차가 누적되는 현상은 없으나 지형조건이나 항체의 자세 등에 의하여 항법정확도가 떨어질 수 있다. 그러므로 고주파 특성이 좋은 INS와 저주파 특성이 좋은 위성항법장치를 통합하여 보정항법시스템을 구성하면 서로 보완적인 발전된 형태의 시스템을 구성할 수 있다. 본 논문에서는 INS 및 GPS의 구성 및 기본원리, 오차특성 등을 살펴보고 GPS/INS 통합항법시스템 설계를 위한 기본개념 및 특성 등을 살펴보고 시뮬레이션 예를 통하저 성능을 분석한다. 추가로 GPS/INS 통합항법시스템의 군사적 응용 및 발전추세 등을 살펴본다.

2. 관성항법시스템

2.1 INS 항법

항체가 지구 근처에서 항법을 수행하는 경우 관성좌표계의 중심이 지구중심과 일치하는 것으로 정의하고 지구 및 항체에 대한 다른 별들에 의한 중력가속도를 무시하면, 관성좌표계상에서 가속도계가 측정하는 비중력 가속도인 비력은 다음과 같이 나타내어진다[3].

$$f^a = C_i^a \ddot{r}^i - g^a \tag{1}$$

여기서 g는 지구중력가속도를 나타낸다.

INS의 항법방정식은 사용되는 항법좌표계에 따라 관성좌표계를 사용하는 SSINS(Space Stabilized INS)와 지리좌표계를 사용하는 LLINS(local level INS)로 나뉘어지며 일반화된 LLINS의 항법방정식은 다음과 같이 나타내어진다.

$$f^n = C_b^n \dot{v}^b + (\Omega_{en}^n + 2\Omega_{ie}^n) V^n - g^n \tag{2}$$

식(2)에서 항법을 계산하기 위해서는 지구 중력가속도 모델에 의하여 위치변화에 따른 중력가속도를 계산하여야 하며, 식(2)를 적분하여 얻어진 항체의 속도를 이용하여 항체의 위치는 다음과 같이 계산된다.

$$L = \int_0^t V_N/(R_m + h)\, dt + L(0) \tag{3.a}$$

$$l = \int_0^t V_E/(R_t + h)\cos L\, dt + l(0) \tag{3.b}$$

식(2)에서 좌표계 변환행렬은 GINS인 경우에는 항등행렬이 되며 SDINS인 경우에는 동체좌표계에서 항법좌표계로의 변환행렬이 된다. GINS에서는 각 김블축마다 자이로와 서보모터로 구성된 김블 안정화 루우프에 의하여 관성센서가 장착된 감지기 뭉치가 물리적으로 일정한 항법좌표계 유지가 가능하게 된다. 그러나 SDINS에서는 김블 안정대 구조가 없으므로 자이로 출력을 이용하여 항체의 자세를 실시간 계산하여야 한다. 자세계산 알고리즘에는 오일러각 미분방정식, 방향코싸인 미분방정식, 쿼터니온 미분방정식 등이 있는데, 오일러각 알고리즘에 비하여 삼각함수 계산이 필요없고 특이점이 없으며 , 방향코싸인 알고리즘에 비하여 정규화가 용이하고 매개변수수가 작은 쿼터니온 알고리즘이 많이 사용된다. 쿼터니온 성분을 이용한 좌표계 변환행렬 및 쿼터니온 미분방정식은 다음과 같이 나타내어진다.

$$C_b^n = \begin{bmatrix} q0^2+q_1^2-q_2^2-q_3^2 & 2(q_1q_2-q_0q_3) & 2(q_1q_3+q_0q_2) \\ 2(q_1q_2+q_0q_3) & q_0^2-q_1^2+q_2^2-q_3^2 & 2(q_2q_3-q_0q_1) \\ 2(q_1q_3-q_0q_2) & 2(q_2q_3+q_0q_1) & q_0^2-q_1^2-q_2^2+q_3^2 \end{bmatrix} \tag{4.a}$$

$$\dot{Q} = \frac{1}{2}[\omega_{ib}^b]Q - \frac{1}{2}[\omega_{in}^n]Q \tag{4.b}$$

한편 SDINS 항법방정식은 항체의 동적오차인 원추운동오차를 보상하기 위해 회전벡터 샘플해 개념을 적용하며, 스컬링오차를 보상하기 위해 속도방정식과 자세방정식을 연동하는 방법도 사용된다[4].

2.2 INS 정렬

정렬은 관성센서가 장착된 감지기 뭉치축과 항법좌표계 축사이의 상관 관계를 정립하는 과정으로 항법모우드로 진입하기 전에 수행되는 필수적인 과정이다. 정렬 정확도는 항법오차에 큰 영향을 줄 수 있으므로 보다 빠르고 정확한 정렬 알고리즘이 요구된다. 정렬을 할 때 GINS에서는 물리적으로 감지기 뭉치축과 항법좌표계를 일치시키며 SDINS에서는 항법좌표계와 동체좌표계 사이의 초기 자세각을 찾아내게 된다. 정렬의 기본원리를 살펴보면 수평축 자세각는 주로 수평축 가속도계 성분을 이용하여 찾아내며 방위각은 수평축 자이로의 지구회전각속도 측정치를 이용하여 찾아낸다. 이러한 정렬 알고리즘은 대개 개회로 형태의 개략정렬을 수행한 후 폐회로 형태의 정밀정렬을 수행한다. 정렬 알고리즘은 정지시에는 외부 보조센서의 도움없이 관성센서만을 이용하는 자기정렬을 수행하며, 이동중이나 항체의 운동이 심한 경우에는 외부 보조센서의 도움을 받는 보조정렬이나 전달정렬을 수행한다. 정렬성능을 높히기 위한 방법으로는 가속도계 오차나 자이로 오차 등 정렬오차요소를 적절한 필터링을 통하여 추정하고 보상하는 방법을 사용한다. 정렬알고리즘 설계시에는 정렬시스템에 대한 가관측성을 분석하고 가관측성을 높힐 수 있는 적합한 정렬위치[5], 항체의 운동 및 궤도를 선정하여 정렬을 수행한다. 특히 정지시 고정위치에서 자기정렬을 수행하고 나면 관성센서오차에 의해 다음과 같이 정렬오차가 유발되며 항법모우드에서는 이들 관성센서 오차와 정렬오차는 서로 상관관계가 유지되는 특성이 있다[6].

$$\psi_N = \Delta_E(0)/g(0) \tag{5.a}$$

$$\psi_E = -\Delta_N(0)/g(0) \tag{5.b}$$

$$\psi_D = -\varepsilon_E(0)/\Omega_N(0) - \Delta_E(0)\tan(L)/g(0) \tag{5.c}$$

2.3 INS 교정 및 성능시험

INS 항법오차는 주로 관성센서인 자이로 오차 및 가속도계 오차에 의해 유발되며 관성센서 오차는 크게 정규오차와 랜덤오차로 나뉘어진다. 정규오차는 임무궤도에 대해 항상 일정한 오차를 유발하게 되며 다위치 시험, 각속도 시험, 가속도 시험을 수행하고 최소자승법 등을 적용한 식별기법을 통하여 오차를 추정하여 보상한다[7]. 랜덤오차는 시스템이 동작/비동작을 할 때나 시스템이 동작할 때에 따라 다르게 나타나며 불규칙오차 식별기법을 통하여 적절한 수학적 모델 및 오차크기를 추정하여 항법필터 설계시 적용하여 보상한다. 자이로 오차는 바이어스 오차, 척도계수오차, 질량불균형오차, 비정렬오차 등이 있으며 가속도계 오차는 바이어스오차, 척도계수오차, 비정렬오차 등이 있다. 랜덤오차 모델로는 랜덤상수, 랜덤워크, n차 마코프, 백색잡음 등이 있다. INS 교정후 성능을 평가하기 위해서는 성능시험이 필요하며 INS가 적용되는 항체에 따라 적절한 성능평가 방법 및 성능평가 기준을 정한다.

2.4 INS 오차모델

INS의 시스템 모델은 고유치가 복소평면에서 허수축이나 허수축 오른쪽에 위치하는 불안정한 시스템을 포함하고 있으며 비선형성 및 시변성을 가지고 있다. 이러한 비선형 시스템 모델은 지구주위에서의 항법시스템과 같이 시스템오차 전파특성이 선형적이라고 가정할 수 있는 경우 섭동방법에 의해 선형화된 오차모델을 사용할 수 있다. INS 오차모델은 자세오차 모델에 따라 Psi각 오차모델, Phi각 오차모델, 쿼터니온 오차모델[8], 회전벡터 오차모델[9] 등으로 나뉘어진다. 이들중 시스템의 비선형성을 포함하는 오차모델로는 최근에 제시된 회전벡터 오차모델이 있다.

2.5 관성센서

관성센서는 회전 각속도를 측정하는 자이로와 선형가속도를 측정하는 가속도계가 있다. 자이로는 INS 개발 초기에는 주로 회전체와 베어링구조를 가지는 기계식 자이로를 사용하였다. 기계식 자이로의 동작원리는 회전자 관성과 세차운동 효과에 의해 항체의 회전각속도를 측정하도록 되어 있다. 최근에는 레이저 광의 Sagnac 효과를 이용한 광학자이로가 개발되어 기계식 자이로를 대체하고 있는 추세이다. 링레이저 자이로의 동작원리를 살펴보면 외부에서 입력되는 회전과 동일한 방향으로 회전하는 빛과 반대방향으로 진행하는 빛을 레이저 공진기 내에서 발생시킬 수 있도록 구성하면 회전이 있는 경우 서로 다른 주파수의 빛이 발생한다. 이 두 빛을 간섭시키면 주파수 차이에 의하여 맥놀이 주파수가 발생하며 이를 펄스로 전환하여 카운터로 측정하면 입력된 회전각속도를 측정할 수 있다. 링레이저 자이로의 공진기는 헬륨 및 네온 가스가 채워져 있고 3개 또는 4개의 반사경으로 레이저 빔을 가두어 둔다. 공진기는 삼각형 또는 사각형 모서리의 반사경을 이용하여 빔의 방향을 변화시키는 데 반사경의 산란에 의하여 서로 반대방향으로 진행하는 빔간에 간섭이 발생된다. 이 현상에 의하여 입력각속도가 작은 영역에서 lock-in 현상이 발생되며 이를 보상하기 위해서 대게 몸체를 진동시킨다. 반면 이러한 몸체진동에 의하여 링레이저 자이로의 랜덤워크 오차가 크게 발생된다. 한편 광섬유자이로도 유사한 원리이며 단지 레이저 빔을 광섬유안에 가두어 두고 입력각속도가 위상차에 비례하게 된다. 이러한 광학자이로는 기계식 자이로에 비하여 회전체가 없고 부품수가 작으므로 질량불균형오차가 없으며 신뢰성이 높다는 장점이 있다.

3. GPS

3.1 GPS 항법

GPS 위성을 이용하여 위치를 결정하는 방법은 사용되는 정보에 따라 코드를 이용하는 방법과 반송파를 이용하는 방법이 있으나 일반적으로는 코드정보의 의사거리 측정치를 이용하여 구한다. 의사거리 측정치를 이용한 위치 결정 알고리즘은 최소자승법, Direct method, 칼만필터 등이 사용되며 최소자승법의 경우 일반적으로 반복적으로 최소자승법을 적용하여 위치해를 구한다. 의사거리 측정 모델은 다음과 같이 나타내어지며 최소자승법은 이을 선형화하여 반복적으로 최소자승법을 적용하여 해를 구하면 된다[10,11].

$$\rho_i = \sqrt{(x_i-x_u)^2+(y_i-y_u)^2+(z_i-z_u)^2} + cb_u + \varepsilon_i \qquad (6)$$

위식을 선형화 기준점에서 테일러 급수로 전개하면 2차이상항을 무시하고 정리하면 다음과 같이 나타내어진다.

$$\rho_i = \hat{\rho}_i - \frac{x_i-x_u}{r_i}\Delta x - \frac{y_i-y_u}{r_i}\Delta y - \frac{z_i-z_u}{r_i}\Delta z + c\Delta b_u + \varepsilon_i \qquad (7)$$

여기서 $r_i = \sqrt{(x_i-x_u)^2+(y_i-y_u)^2+(z_i-z_u)^2}$

위식을 다시 N개의 위성에 대하여 정리하면 다음과 같이 되며

$$\Delta\rho = H\Delta X + \varepsilon \qquad (8)$$

여기서 $\Delta\rho = \begin{bmatrix} \Delta\rho_1 \\ \Delta\rho_2 \\ . \\ . \\ \Delta\rho_N \end{bmatrix}$, $H = \begin{bmatrix} a_{x1} & a_{y1} & a_{z1} & 1 \\ a_{x2} & a_{y2} & a_{z2} & 1 \\ . & . & . & . \\ . & . & . & . \\ a_{xN} & a_{yN} & a_{zN} & 1 \end{bmatrix}$,

$$\Delta X = \begin{bmatrix} \Delta X_u \\ \Delta Y_u \\ \Delta Z_u \\ -c\Delta b_u \end{bmatrix}$$

$$a_x = \frac{x_i-x_u}{r_i}, \quad a_y = \frac{y_i-y_u}{r_i}, \quad a_z = \frac{z_i-z_u}{r_i}$$

이에 대해 최소자승법을 적용하면 다은과 같다.

$$\Delta X = (H^T H)^{-1} H^T \Delta\rho \qquad (9)$$

위식에서 공분산오차는 의사거리 측정오차와 위성배열에 관련이 있음을 알 수 있다.

3.2 GPS 오차

GPS 오차는 크게 위성오차와 수신기오차, 전파매체오차로 나뉘어진다. 위성에 의한 오차는 궤도(ephemeris)오차, 위성시계오차, SA(Selective Availability)오차 등이 있다. 궤도오차는 지상제어국과 GPS 위성에 의해 발생되는 오차이다. 궤도오차는 GPS 위성으로부터 보내어 지는 궤도데이터를 이용하여 계산된 위성 위치와 실제 위성의 위치와의 차에 의해 유발되며 약 3m(1σ) 정도이다. 위성시계오차는 위성에 탑재된 시계와 GPS 기준 시각과의 차이에 의해 발생되며 일반적으로 3m(1σ) 정도인 것으로 알려져 있다. SA오차는 미 국방성 정책의 일환으로 상용 C/A 코드를 사용하여 위치 해를 구했을 때 100m(2drms) 정도의 위치 오차가 유발되도록 의사잡음을 섞어서 고의적으로 정확도를 떨어지게 하였으나 현재는 SA를 제거한 상태이다. 수신기에 의한 오차는 수신기 시계 바이어스오차, 다중경로오차, 수신기 안테나 위상중심 이동오차, 수신기 측정잡음 등이 있다. 수신기 시계 바이어스오차는 수신기 내부에 사용된 기준 시계와 GPS 기준 시각과의 차이에 의해 나타나는 오차이며 이를 보상하기 위하여 일반적으로 GPS 수신기에서 항법해를 구할 때 수신기 시계 바이어스 값을 미지수로 두어 계산한다. 다중경로오차는 안테나가 위치한 주위 환경에 영향을 받아 GPS 신호가 반사되어 안테나에 전달되기 때문에 나타나는 신호 지연 현상이며 모델링에 의한 오차 보상이 거의 불가능하며 초크링 안테나를 사용하여 다중 경로에 의해 유입되는 신호를 하드웨어적으로 차단하기도 한다. C/A코드인 경우 최대 5m(1σ) 정도이다. 안테나의 위상중심 이동오차은 안테나의 특성에 따라 위상중심이 움직여 발생하는 측정오차이며, 정확한 모델링이 거의 불가능하고 안테나의 종류에 따라 그 크기가 다르나 오차크기가 매우 작으므로 무시할만 하다. 수신기 측정잡음은 수신된 GPS 신호로부터 의사거리를 측정할 때 수신기의 신호 분해능에 따라 나타나는 오차이며 일반적으로 칩(chip) 길이의 1% 정도에 해당하는 분해능을 측정 오차로 나타낸다. 따라서 C/A 코드는 칩 길이가 300m이므로 3m의 분해능을 가지며, P 코드의 경우는 30m의 칩 길이를 가지므로 30cm의 분해능을 갖는다. L1 반송파의 경우 파장 길이가 약 19cm이므로 0.19cm의 분해능을 측정 오차로 갖는다. 전파매체에 의한 오차는 이온층(ionospheric) 지연오차와 대류층(tropospheric) 지연오차가 있다. 이온층 지연오차는 GPS 위성으로부터 송신된 신호가 지구상 50~1000 km 상공에 있는 이온층을 통과하면서 발생되는 신호지연에 의해 나타나는 오차이다. 이온층 지연오차는 SA를 제외하고 GPS 위성항법에서 가장

큰 위치 오차로 나타난다. 이온층 지연오차는 이온층 활동이 심한 낮에는 20~30m(1σ), 밤에는 3~6m(1σ) 정도 유발되며, 고각이 작을수록 크게 나타나며 태양 흑점 활동과 상관관계가 있는 것으로 알려져 있다. 이 오차를 제거하기 위하여는 L1과 L2 주파수를 사용하는 수신기나 차분위성항법을 사용하는 수신기를 이용하면 완전히 제거가 가능하며, L1 반송파만 사용하는 수신기의 경우 Klounchar 모델 등에 의해 보상하면 50% 정도 제거가 가능하다고 알려져 있다. 대류층 지연오차는 GPS 위성신호가 대류층을 통과할 때 전파의 시간지연에 의해 발생되는 오차로서 공기중의 기온, 온도, 습도에 의해 크게 영향을 받으며, 특히, 고도와 시간에 의해 가장 큰 영향을 받으며 10m(1σ) 정도 오차가 유발된다. 이온층 지연오차와 마찬가지로 모델링에 의해 대류층 지연을 완전히 제거한다는 것은 거의 불가능하며 대류층 지연오차 보상 모델에는 Total delay 모델, Two Quatric 모델, Black & Eisner 모델, AFGRL 모델과 Vapor Zenith delay 모델 등이 있다. 이러한 오차중 궤도오차, 이온층 지연오차, 대류층 지연오차, 다중경로오차는 시정수가 각각 1800초, 1800초, 3600초, 600초인 마코프오차로 간주하기도 한다.

4. GPS/INS 통합항법

위성항법시스템과 INS를 통합하여 보정항법 시스템을구성하는 경우 위성항법수신기와 INS사이의 신호결합 방식에 따라 비결합 방식과 결합 방식으로 나뉘어진다. 비결합 방식은 INS의 항법출력이 GPS 신호처리에 전혀 사용되지 않으나 결합방식은 INS 항법출력이 GPS의 신호처리 안정화에 사용된다. 또한 결합 방식은 항법계산 방식에 따라 약결합 방식과 강결합 방식으로 나뉘어진다. 약결합 방식은 GPS의 항법해인 GPS의 위치나 속도를 INS에 전송하고 이를 이용한 통합필터를 구성하나 강결합 방식은 GPS의 의사거리나 의사거리증분율을 INS에 전송하여 통합필터를 구성한다. 강결합방식은 약결합방식에 비해 다소 복잡하나 위성수가 3개이하인 경우도 통합필터가 동작되어 성능이 향상된다는 잇점이 있다. 한편 위성항법수신기에서 계산된 항법정보는 항체의 운동조건이나 지형조건, 위성 배열상태 등 환경조건에 따라 불안정한 출력을 제공할 수 있다. 이러한 불안정한 항법정보를 그대로 이용하여 INS 보정항법을 수행하면 보정항법 성능저하가 예상된다. 그러므로 이에 대비하여 불안정한 위성항법신호에 대한 적절한 신호처리가 필요하다. 특히 다리밑이나 터널 등을 지나갈 때 GPS 신호를 일부 사용하거나 위성신호 수신상태가 모두 비정상인 경우에는 수신기 자체에서 점프형태의 항법출력을 제공하는 경우도 있다. 그러므로 본 논문에서는 이러한 수신기의 신호처리에 적합하도록 시스템의 공정잡음 및 측정잡음을 실시간으로 추정하여 보상하는 적응필터를 포함한 그림 1과 같은 비결합방식의 GPS/INS 통합필터를 살펴보기로 한다. 이때 INS는 SDINS를 가정하였으며 GPS수신기는 GPS/GLONASS 동시수신기를 가정하였다. GPS적응필터 개념을 살펴보면 시스템 모델의 공정잡음 모델은 기존의 백색잡음 모델이 아닌 입력외란 모델을 사용하고 이를 일정 구간별로 최소자승법에 의해 추정하고 측정잡음 추정을 위해서는 잉여치를 이용한 추정방법을 다음과 같이 적용한다[12,13].

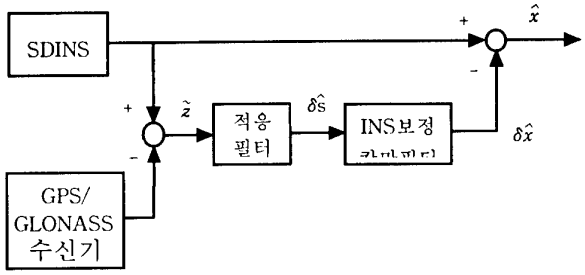


그림 1 GPS/INS 통합필터 구성도

$$P_{k/k-1} \simeq P_{k-1/k-1} + c\widehat{q_k} \tag{10}$$

여기서, $\widehat{q_k} = E[\delta\widehat{v_k^2}]T^2$ (11)

식(10)에서 c는 1보다 큰 값을 가지며 시뮬레이션을 통하여 적절한 값을 선정하며 $\delta\hat{v}$는 위치측정치로부터 샘플 갯수 N에 해당되는 NT구간에서 최소자승법으로 추정한다. 이때 NT구간은 샘플 한 개가 추가될 때마다 구간을 이동시킨다. 한편 측정잡음을 추정하기 위하여 다음과 같이 잉여치를 고려하고

$$\nu_k = z_k - \delta\hat{s}_{\,k/k-1} \tag{12}$$

식(11)에 공분산 정합방법을 적용하여 측정잡음을 다음과 같이 추정한다.

$$\widehat{R_k} \simeq \nu_k^2 - P_{k/k-1} \tag{13}$$

보정칼만필터의 측정치는 적응필터를 이용하여 필터링된 위성항법 위치정보를 사용한다. 이를 위해 우선 시스템 오차모델을 다음과 같이 가정한다.

$$\dot{\delta x} = F\delta x + w \tag{14}$$

위식에서 상태변수 δx는 수평채널만을 고려한 다음과 같은 12차의 SDINS 오차 상태변수로 구성한다.

$$\delta x = [\delta p_N \ \delta p_E \ \delta v_N \ \delta v_E \ \psi_N \ \psi_E \ \psi_D \ \Delta_x \ \Delta_y \ \varepsilon_x \ \varepsilon_y \ \varepsilon_z]^T \tag{15}$$

여기서 δp_N, δp_E는 수평축 위치오차, δv_N, δv_E는 수평축 속도오차, ψ_N, ψ_E, ψ_D는 자세오차, Δ_x, Δ_y는 수평축 가속도계 바이어스, ε_x, ε_y, ε_z는 자이로 바이어스를 각각 의미하며 관성센서 오차모델은 랜덤상수로 가정한다. N, E, D는 항법좌표계의 북쪽, 동쪽, 수직아랫쪽 성분을 나타내며 x, y, z는 동체좌표계 성분을 나타낸다. 또한 시스템 행렬 F는 다음과 같이 나타내어진다.

$$F = \begin{bmatrix} F_{11} & I_{2\times2} & 0_{2\times3} & 0_{2\times2} & 0_{2\times3} \\ F_{21} & F_{22} & F_{23} & F_{24} & 0_{2\times3} \\ F_{31} & F_{32} & F_{33} & 0_{3\times2} & F_{35} \\ 0_{2\times2} & 0_{2\times2} & 0_{2\times3} & 0_{2\times2} & 0_{2\times3} \\ 0_{3\times2} & 0_{3\times2} & 0_{3\times3} & 0_{3\times2} & 0_{3\times3} \end{bmatrix} \tag{16}$$

위식에서 F_{24} 및 F_{35}는 동체좌표계에서 항법좌표계로의 좌표변환행렬을 나타낸다. 한편 위성항법시스템과 같은 비관성 보조센서를 이용하여 SDINS의 보정항법 칼만필터를 설계하는 경우 우선 시스템의 가관측성을 고려하여 설계하는 것이 시스템의 성능을 보장할 수 있는 한가지 방법이 될 수 있다. 특히 보조 관성항법장치의 가관측성은 사용되는 비관성 보조센서의 종류나 시스템 행렬 변화에 따라 다르게 나타날 수 있다.

표 1 12차 SDINS 오차모델에 대한 SOM의 랭크

항체 운동 유무 / 보조 센서 종류	자세변화가 없는 경우		자세변화가 있는 경우		
	가속도변화가 없는 경우	가속도변화가 있는 경우	roll 축	pitch 축	yaw 축
위치	9	10	≤12	≤10	12
속도	7	8	≤10	≤8	11
위치+속도	9	10	≤12	≤10	12

SDINS와 같이 서서히 변하는 시변 시스템 모델은 항체가 정지하거나 가속도 운동 또는 자세변화가 있는 경우 시불변 또는 구간별 시불변 시스템으로 간주될 수 있다. 이러한 구간별 시불변 시스템에 대한 가관측성 분석을 위해 Goshen-Meskin과 Bar-Itzhack[14]에 의해 제안된 SOM(Stripped Observability Matrix)을 이용한다. 구간별 시불변 시스템에 대한 TOM(Total Observability Matrix)을 이용한 가관측성 판별은 복잡하므로 해석적인 판별이 어려운 반면 TOM과 SOM의 핵이 일치되는 조건이 만족되면 TOM V 대신 SOM V_s의 핵을 판별하여 가관측성을 판별하는 것이 효과적이다. 이러한 SOM을 이용하여 위치 및 속도 보조센서 종류에 따른 SDINS 보정항법 시스템에 대한 가관측성을 분석한 결과는 표 1과 같다. 표 1을 살펴보면 위치센서가 속도센서에 비해 보다 가관측성을 향상시킬 수 있으며 자세변화가 없는 경우 위치나 속도 보조센서를 사용하더라도 관측가능한 시스템이 되지 못하는 것으로 나타났다. 또한 위치나 속도 보조센서를 사용하는 경우 가속도 운동이 있게 되면 방위각 상태변수가 관측 가능하게 되어 가관측성이 향상되는 것으로 나타났다. 또한 항체의 자세변화시 기수축 회전은 항상 관측 가능한 시스템이 되며, 항체가 북쪽을 향했을 때 피치축 회전은 관측 불가능한 시스템이 되며 롤축 회전은 부분적으로 관측 불가능한 시스템이 되는 것으로 나타났다. 그러므로 GPS의 위치 보조정보를 사용하고 자세변화가 있는 경우 보조 SDINS 시스템은 관측 가능한 시스템이 되는 것으로 분석되었다, 이를 토대로 GPS를 이용한 보정항법 칼만필터 설계를 위해서 위치정보를 보조센서로 사용하는 12차 SDINS 보정항법 오차모델을 이용한 칼만필터를 구성하고 그림 1과 같은 GPS/INS 통합항법 시스템에 대해 시뮬레이션을 통하여 항법성능을 분석한다.

시뮬레이션시 사용된 주행궤도는 시속 45 km/hr의 속력으로 정지하지 않고 30분간 주행하되 출발 후 10분간 북쪽으로 주행하고 10분마다 기수각을 90도, 45도로 바꾸어서 주행한다. 주행시 고도변화는 없는 것으로 간주하며 출발전에 정지상태에서 10분간 정렬을 수행한다. SDINS 오차모델은 12차 오차모델을 사용하며 관성센서 오차요소는 중급 SDINS에 해당되는 0.01deg/hr급 자이로 및 50ug급 가속도계 오차모델 및 오차크기를 가정하고 위성항법수신기는 미국 Ashtech사의 상용 GPS/GLONASS 동시수신기(GG-24모델, 24채널)을 이용하여 실제 주행시 측정된 위치정보와 차분 GPS/GLONASS로부터 얻어진 위치정보와의 차이를 이용한다. GG-24 위성항법수신기의 수평축 위치오차는 7~25m(C.E.P.) 정도인 것으로 규격서에 나타

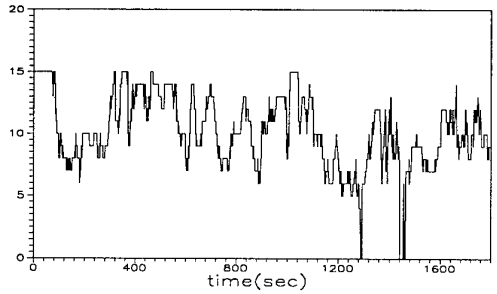


그림 2.a 주행시의 GPS+GLONASS 가시위성 수

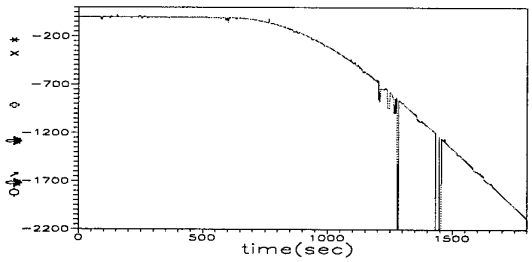


그림 2.b 주행시의 N축 위치오차(INS-GPS/GLONASS)

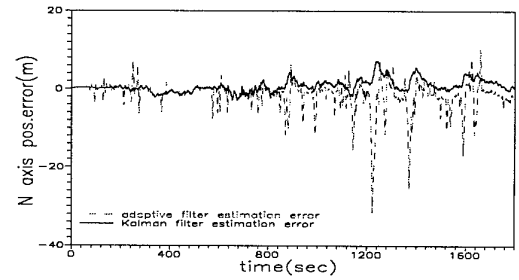


그림 2.c 적응필터 및 칼만필터의 N축 위치 추정오차 (1 - 1800초)

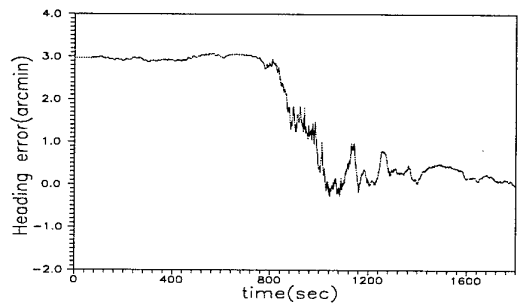


그림 2.d 방위각 추정오차

나 있으며 관측되는 GLONASS 위성의 갯수가 영이고 GPS 위성신호만 사용하는 경우 위치오차가 가장 나쁜 것으로 나타나 있다. 주행시 측정된 GG-24 위성항법수신기의 가시위성의 수는 그림 2.a와 같다. 그림 2.a를 살펴보면 1279~1284초 및 1232~1454초 구간에서 각각 위성수가 영이며 이것은 주행시 차량이 터널이나 다리아래등을 통과할 때 생기는 Shading효과 때문인 것으로 판단된다. 시뮬레이션시 적응필터의 이득 c는 3으로 가정하였으며 추정된 위치오차로부터 최소자승법을 이용하여 공정잡

음 $\hat{q}$를 추정하기 위한 샘플링 구간은 10초로 가정하였다. 그리고 보정항법 칼만필터의 측정잡음은 백색잡음으로 간주하며 20m(1σ)로 가정한다. 시뮬레이션시 보정항법 칼만필터의 갱신주기는 1초로 가정하였다. 시뮬레이션 결과 SDINS 위치오차에서 위성항법 위치오차를 뺀 오차는 그림 2.b와 같으며 위성신호 수신이 불량인 경우에는 위성항법 위치오차가 급격하게 큰 위치오차를 유발하는 것으로 나타났다. 이러한 위성항법 위치오차를 포함한 측정치에 대해 적응필터를 이용하여 필터링한 결과는 그림 2.c와 같이 나타났다. 그림 2.c를 살펴보면 적응필터에 의해 위성신호가 수신불량인 경우에도 항법오차가 크게 발산하지 않는 것으로 나타났으며 1800초 동안의 RMS(Root Mean Square) 위치추정오차는 N축인 경우 3.9m E축인 경우 4.6m로 각각 나타났다. 또한 이러한 적응필터에 의해 필터링된 위치정보를 이용한 SDINS 보정항법 칼만필터의 위치추정오차는 그림 2.c와 같으며 적응필터에 의한 위치정보를 보다 스무딩시키는 것으로 나타났다. 보정항법 칼만필터에 의한 위치오차는 1800초 동안 N축인 경우 1.8m(RMS), E축인 경우 2.5m (RMS)인 것으로 나타났다. 그리고 방위각오차에 대한 보정항법 칼만필터의 추정오차 전파는 그림 2.d와 같으며 항체의 방위각 변화가 있는 경우 추정성능이 급격히 좋아지는 것으로 나타났다. 이것은 항체의 자세변화에 의해 시스템의 가관측성이 향상되기 때문인 것으로 분석되었다.

5. 발전추세 및 응용현황

INS에 사용되는 관성센서인 경우 현재 광학자이로의 응용이 점차 확대되어 가고 있으며 반도체 공정기술을 적용한 마이크로 자이로 및 가속도계의 연구가 활발히 진행되어 가고 있다. 장기적으로 마이크로 관성센서는 단일기판에 다자유도의 관성센서를 집적하는 SOC(System on a chip) 개념으로 발전될 것으로 전망되며 이러한 초소형, 저가, 고정밀의 마이크로 자이로 및 가속도계의 실용화가 이루어지면 초소형 비행체, 휴대용 항법장치, 지능포탄 등 INS 응용분야가 획기적으로 확대될 수 있을 것으로 예상된다. GPS 수신기는 현재 어느정도 소형화가 이루어 있으며 앞으로도 안테나를 제외한 부분은 소프트웨어화 되어 보다 초소형화 될 것으로 예상된다. 상용 GPS는 현재 S/A 오차가 없어짐으로 인하여 S/A 오차가 있을 때의 위치오차인 100m(2drms)에서 25m(2drms)로 정확도가 향상되었으며 2000년대 중반에 기존의 L1 주파수에 L5 주파수가 추가되면 정확도가 보다 향상될 것으로 전망된다. 또한 러시아의 GLONASS 위성수가 보다 확장되고 2000년대 후반에 유럽의 Galileo가 동작되면 2개 또는 3개의 위성시스템을 동시에 수신할 수 있고 RAIM 기능이 강화된 다채널 수신기가 보편화될 것으로 전망된다. GPS 수신기는 민수용 뿐 아니라 군수용으로 널리 사용되고 있으며 특히 현재 고가의 INS를 사용하고 있는 유도무기인 경우 저가의 INS와 연동되는 GPS 통합항법을 적용하여 유도무기의 단가를 낮추려고 하고 있다. 이를 위해 선진국에서는 재밍방지가 가능하고 격심한 군용환경에 적합한 GPS 수신기를 개발하고 있다[15]. 그리고 GPS/INS 통합항법필터 설계시에는 성능 및 신뢰성 향상을 위해 다중센서를 사용하고 고장검출 및 진단기능을 포함하는 분산형 또는 연합형필터 등을 개발하고 있다.

6. 결론

본 논문에서는 GPS/INS 통합항법 시스템를 구성하기 위한 필요한 기술을 살펴보았다. 이를 위해 우선 INS 및 GPS의 구성 및 기본원리, 오차특성 등을 살펴보고 이를 토대로 GPS/INS 통합항법시스템 설계시의 시스템 구성방법 및 고려사항 등에 대해 살펴보았으며, 이를 토대로 GPS/INS 통항항법 시뮬레이션 예를 통하여 성능을 분석하였다. 추가로 GPS/INS 통합항법분야의 최근의 기술동향 및 발전추세, 응용분야 등을 살펴보았다.

참고문헌

[1] G.M. Siouris, *Aerospace Avionics Systems*, Academic Press, Inc., 1993

[2] N. Barbour, and G. Schmidt, "Inertial Sensor Technology Trends," 1998 Workshop on Autonomous Underwater Vehicles, 20-21 August 1998

[3] K.R. Britting, *Inertial Navigation Systems Analysis*, Wiley Interscience, New York, 1971

[4] P.G. Savage, "Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2," *J. Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 21, No. 2, 1998

[5] J.G. Lee, C.G. Park, and H.W. Park, "Multiposition Alignment of Strapdown Inertial Navigation System," IEEE Trans. on AES, Vol. AES-29, No. 4, 1993

[6] H.W. Park, J.G. Lee, and C.G. Park, "Covariance Analysis of Strapdown INS Considering Gyrocopass Characteristics," *IEEE Trans. on AES*, Vol. AES-31, NO. 1, 1995

[7] U. Krogmann, "Identification Procedures for Strapdown Sensor Parameter by Laboratory Testing," *Symposium Gyro Technology*, Germany, 1978

[8] 박홍원, 이장규, "칼만필터를 이용한 스트랩다운 관성항법장치의 영속도 보정 항법 알고리즘 설계," *한국항공우주학회지*, 제19권, 제3호, 1991

[9] M.J. Yu, J.G. Lee, and H.W. Park, "Comparison of SDINS In-Flight Alignment Using Equivalent Error Models," *IEEE Trans. on AES*, Vol. AES-35, NO. 3, 1999

[10] B.W. Parkinson and J.J. Spilker Jr., *Global Positioning System: Theory and Applications*, AIAA Inc., 1996

[11] D.K. Elliot, *Understanding GPS: Principles and Application*, Artech house, 1996

[12] O. Salychev, *Inertial Systems in Navigation and Geophysics*, Bauman MSTU, 1998

[13] 박홍원, 제창해, 정태호, 박찬빈, "GPS/GLONASS 보정 관성항법시스템의 적응필터 설계," *한국군사과학기술학회지*, 제1권, 제1호, 1998

[14] D.G. Meskin and I.Y. Bar-Itahack,"Observability Analysis of Piece-wise Constant Systems-Part I," *IEEE Trans. on AES*, Vol. AES-28, NO. 4, 1992

[15] G. T. Schmidt, "GPS/INS Technolgy Trends for Military Systems," AIAA-97-3826, 1997

자율항법차량 시스템식별 및 추측항법을 이용한 궤적추종 제어

Dead Reckoning Navigation System for Autonomous Mobile Robot Trajectory Following

°정동원,문관영,형승용*,김유단**,기창돈***

*서울대학교 기계항공공학부(Tel:880-8919; Fax:887-2662; E-mail:marlon@hitel.net)
**서울대학교 기계항공공학부(Tel:880-7398; Fax:887-2662; E-mail:ydkim@snu.ac.kr)
***서울대학교 기계항공공학부(Tel:880-1912; Fax:887-2662; E-mail:kee@snu.ac.kr)

Abstract: Dead reckoning navigation system is designed to make the autonomous mobile robot follow the desired trajectory. Sensor-based autonomous navigation architecture is composed of gyroscope, and odometer using digital rotary encoder. Steering controller and the speed controller are used to change the direction and the speed of the mobile robot. One embeded computer is used as a main processor, and radio frequency modem is used to transmit the command as well as to monitor the status of the mobile robot. Two-dimensional planar dynamics is considered in this study. The mobile robot is considered as a rigid body, and the dynamics of the actuator is approximated as first delay filter. System identification experiments are performed to obtain the dynamic model of the mobile robot system, and the identified model is analyzed through time domain analysis with feed-forward control law.

Keywords: Dead reckoning, autonomous mobile robot, system identification

1. 서 론

차세대자동차는 항법장치, 자동조종장치 그리고 충돌방지장치 등 자율항법관리 시스템을 탑재하여, 현재 위치에서 목적지까지 안전하면서 동시에 최소한의 시간에 운행하도록 하는 제반 시스템이 구축된 자동차로 개발될 것으로 예측된다. 가장 발전된 형태의 시스템은 실시간으로 제공되는 교통정보와 도로정보를 통합한 시스템으로 개발되어, 운전자 없이 자동차가 자율적이고 안전하게 운행을 할 수 있는 시스템이 될 것이다. 이러한 차세대자동차를 구현하기 위해서는 차량이 미리 결정된 궤적을 정확하게 추종하도록 유도할 수 있는 시스템의 구축이 필수적으로 요구된다. 현재 항공우주분야에서 개발되어 사용되고 있는 관성항법장치(INS)와 위성항법장치(GPS) 관련기술, 주어진 궤적을 최적의 조건으로 추종할 수 있도록 명령을 제공하는 유도제어기술을 차량항법제어시스템에 통합 적용시킴으로써 최적의 성능을 발휘할 수 있는 것이다. 특히, 위성항법장치가 직접적으로 적용이 불가능한 지역에서는 관성항법장치만이 단독적으로 사용되어지므로 이에 대한 최적유도제어기술을 개발하는 것은 매우 중요하다.

본 논문에서는 무인자동차와 같은 자율이동체의 궤적제어를 위한 유도제어 알고리듬을 제안하였다. 이를 위해 소형 모형차량을 제작하고, 각종 정보를 얻어내고 제어명령을 가하기 위한 인터페이스를 설치하여 실험적인 데이터를 얻도록 하였다. 자율이동차량은 시스템 식별과정을 통해서 근사적인 수학적인 모델이 얻어지고, 얻어진 수학적 모델은 실험적인 결과와 비교하여 가장 적합한 모델로 결정되었다. 이러한 수학적인 모델링을 통하여 2차원 평면에서 원하는 궤적을 추종할 수 있는 유도제어 알고리듬을 개발하고, 수치 시뮬레이션을 통해 제안된 유도제어 알고리듬에 대한 성능을 평가하였다. 개발한 유도제어 알고리듬은 제작된 소형 자율이동 모형차량에 적용하여 주어진 궤적에 대한 추종성능을 평가하였다.

2. 시스템구성

2.1 실험용 모형차량 구성

본 논문에서 사용된 모형차량은 탑재될 관성항법장비, 전원을 공급하기 위한 충전지, 그리고 기타 장비를 싣고도 원활히 임무를 수행할 수 있는 10:1 축소 모형트럭으로 구성되어 있다. 모형차량은 두 개의 DC모터를 사용하여 네 바퀴로 동력을 전달하는 구조로 되어 있어, 속도는 빠르지 않지만 강한 출력을 발생시킨다. 차량의 속도는 모터를 구동하는 속도제어기를 통해 미세한 단계로 변화시킬 수 있다. 모형차량은 우수한 조향성능을 위해서 4륜조향(Four Wheel Steering) 메커니즘을 채택하고 있으며, 이는 중앙에 설치된 DC 서보모터의 변위가 전후 바퀴로 동일한 양만큼 전달되도록 막대로 연결된 구조를 갖는다. 각각의 전후륜 바퀴는 일반적인 차량에서 쓰이는 Ackerman's steering 조건을 통해 좌우의 조향각을 다르게 하여, 차량의 회전운동시 한쪽바퀴의 미끄러짐이 발생하지 않는 구조로 되어있다.[1] [그림 1]에 사용되어진 모형차량을 보이고 있다.

2.2 관성항법장치용 센서

모형차량의 자세에 대한 정보를 얻기 위해서 Murata 사의 압전방식 자이로스코프를 사용하여 모형차량의 요(yaw)축에 대한 회전각속도를 측정하였다. 본 논문에 사용된 자이로스코프는 바이어스 오프셋이 존재하고 이 값은 반복적인 실험의 경우마다 같지 않으므로, 정밀한 항법정보를 얻기 위해서 자이로스코프의 출력은 미리 측정되어 보정값을 얻어 센서 출력신호를 보정하여 사용하였다. 모형차량의 속도는 뒷차축(rear axle)의 구동피니언에 평행하게 부착된 엔코더를 통해 구동축의 회전수를 측정하여 알려진 기어비를 통해 차량속도를 계산하였다. 또한 모형차량의

가로, 세로방향으로 가속도계를 부착하여 모형차량의 가속도를 측정할 수 있도록 하였다.

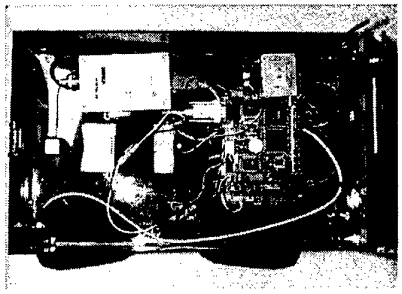


그림 1. 실험에 사용된 모형차량
Fig. 1 Experimental mobile robot

2.3 자율이동차량 작동기

모형차량의 운동을 조종하기 위해서 차량의 속도와 바퀴조향각을 제어하게 된다. 차량 구동모터의 속도를 제어하는 속도제어기(Speed controller)는 50Hz의 PWM 신호를 입력받아, 5~10% 듀티비(Duty ratio)의 범위에서 모터의 속도를 선형적으로 제어하게 된다. 또한 조향서보에 연결된 링크의 기구학적 관계에 의해서 50Hz의 PWM 신호에 대한 조향서보의 회전각이 바퀴의 조향각으로 변환되어 차량의 방향을 바꾸게 된다.

2.4 유도제어용 컴퓨터와 인터페이스

실시간으로 관성항법장치로부터 얻어진 정보를 처리하고, 유도제어 알고리듬에 따른 제어명령을 계산하여 작동기에 제공하는 역할을 수행하기 위해, 486계열의 산업용 컴퓨터와 데이터 인터페이스보드를 사용하였다. 산업용 컴퓨터는 하나의 보드위에 133MHz로 작동되는 Intel사의 486DX 프로세서와 32MB의 내장메모리, 그리고 20MB의 플래시롬을 사용한 하드디스크로 구성되어 있어, 이를 통해 유도제어 명령을 계산하고 임무수행 중에 측정된 정보와 계산된 위치정보를 기록하게 된다. 데이터 인터페이스보드는 각종 센서출력을 읽어들이기 위한 A/D변환기, 신호처리를 위한 필터링회로, 작동기인 서보를 구동하기 위한 PWM 신호생성기, 그리고 전체시스템의 전원을 공급하기 위한 전원회로들로 구성되어 있다. 또한, 산업용 컴퓨터의 직렬포트를 통해 연결된 RF 무선모뎀을 사용하여 원격기지국으로 모형차량의 상태 혹은 현재 계산된 위치정보를 송신하거나, 원격기지국으로부터 항법제어명령을 수신하도록 하여 원격제어 가능한 시스템을 구성하였다. [그림 2]에 전체적인 시스템의 구성을 보이고 있다.

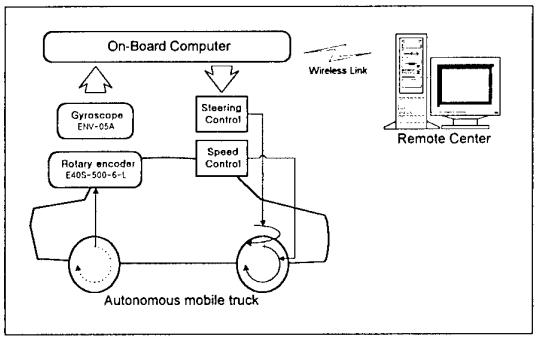


그림 2. 실험용 시스템 구성도
Fig. 2 Experimental setup

3. 시스템 식별

3.1 시스템 식별을 위한 가정

모형차량의 운동방정식을 유도하기 위해서는 다음과 같은 가정이 필요하다. 첫째, 모형차량은 평면상에서 움직인다. 즉, 2차원 평면 관성좌표계에서 볼 때, 직선운동과 회전운동이 합쳐진 형태로 운동을 표현할 수 있다. 이로부터 모형차량은 2차원 관성좌표계에서 무게중심의 위치좌표(position)와 자세각(orientation)으로 모형차량의 상태를 표현할 수 있다. 둘째, 모형차량은 완전한 강체모델이다. 차량은 중앙몸체에 네 개의 변형이 일어나지 않는 바퀴가 부착된 형태로 볼 수 있다. 이때 차량에 부착된 바퀴는 중앙몸체에 대해 조향축에 대한 회전운동과 구동축에 대한 회전운동을 하는 원통모델로 단순화 할 수 있다. 셋째, 모형차량은 작은 크기의 가속도와 속도를 가지고 운동한다. 이로부터 회전하는 바퀴는 지면에 대해 미끄러짐이 일어나지 않고, 차량이 회전운동을 할 경우에 구심력에 의한 바퀴와 지면과의 마찰효과를 무시할 수 있다

실험에 사용된 모형차량은 속도명령과 조향명령이 분리되어 있고, 이 명령들로 인하여 각각 차량의 속도와 각속도가 변하게 된다고 가정할 수 있다. [그림 3]에서 계단형식의 속도제어명령을 주었을 때 실제 차량의 측정된 속도를 보이고 있다. 그래프에서 차량은 정지하고 있다가 속도가 증가하여 나중에는 주어진 속도명령으로 수렴함을 보인다. 이 경우 차량은 가속구간에서 바퀴로부터 구동되는 힘을 받으면서 속도가 증가한 것으로 볼 수 있다. 바퀴로부터 구동되는 힘은 속도제어명령과 모형차량의 속도의 함수형태로 결정되어 지며, 모형차량의 속도가 속도제어명령에 이르면 더 이상 힘이 작용하지 않는 것으로 볼 수 있다.

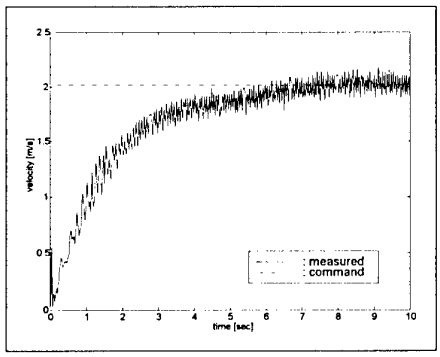


그림 3. 속도제어 명령에 대한 실제반응
Fig. 3 Robot response of speed command

모형차량의 각속도는 일정한 속도로 차량이 움직이고 있을 경우, 바퀴의 조향각과 직접적인 비례관계가 있다고 가정할 수 있다. 따라서 위와 같은 방법을 적용하기 위해 조향서보의 명령을 모형차량의 각속도 명령으로 바꾸어 생각하면, 각속도명령과 측정된 모형차량의 각속도로 모형차량에 가해지는 회전토크로 고려할 수 있다.

3.2 시스템 식별

3.2.1 물리적 변수

모형차량의 질량은 8.124 kg 이고, 질량관성모멘트를 알고 있는 원판을 이용한 실험[2]에서 측정된 모형차량의 질량관성모멘트는 0.2333 kgm^2 이다.

3.2.2 작동기 전달함수의 최적화 수치모델

모형차량의 속도 제어명령과 각속도 제어명령은 [그림 3]에서와 같이 1차 필터형태의 반응을 보이고 있다. 따라서 이에 가장 적합한 수치모델은 식(1)과 같은 형태로 주어지는 불연속적인 전달함수이다. 전달함수에 영향을 미치는 매개변수는 시상수 a, 이득 b 이다.

$$G(z^{-1}) = \frac{bz^{-1}}{1+az^{-1}} \tag{1}$$

각각의 작동기의 수치모델의 전달함수를 구하기 위해서 [그림 4]와 같은 알고리듬을 사용하였다. 그림에서 기준입력(arbitrary command)은 시스템의 동특성을 잘 나타낼 수 있도록 설계하였고, 이 기준입력을 제어명령으로 하여 실험모델과 수치모델에 입력을 주어서 입출력 반응을 얻었다. 얻은 입출력시간반응은 최적화방법을 통하여 수치모델이 실험모델을 잘 모사할 수 있도록 수치모델의 매개변수를 설정하였다. 이와 같은 방법을 통하여 결정된 작동기의 전달함수의 파라메타는 [표 1]과 같다.

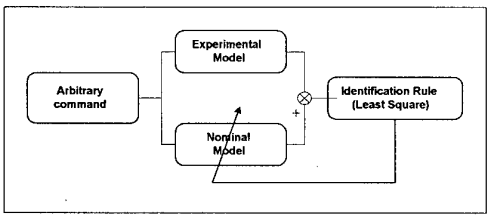


그림 4. 시스템식별 흐름도
Fig. 4 Flowchart for system identification

표 1 결정된 전달함수 파라메타
Table 1 Parameter of identified transfer function

	시상수(a)	이득(b)
속도 작동기	0.6243	0.616
각속도 작동기	5.2779	5.9668

3.2 모형차량의 운동방정식

[그림 4]와 같이 주어진 자유물체도에서 앞서 세운 가정을 사용한 2차원 평면운동을 하는 모형차량의 운동방정식은 다음과 같다.

$$M\dot{v} = F_v \tag{2}$$

$$J\dot{\omega} = F_\theta \tag{3}$$

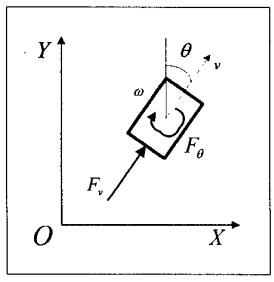


그림 5 자유물체도
Fig. 5 Freebody diagram

여기서 M은 모형차량의 질량이고, J는 모형차량의 관성모멘트 값이다. 샘플링 시간 [t_1,t_2]사이에 제어입력은 일정하다고 가정하고, 위의 식(2),(3)을 적분하면 다음과 같다.

$$v(t_1) = v(t_0) + \frac{F_v}{M} \cdot \Delta t \tag{4}$$

$$\omega(t_1) = \omega(t_0) + \frac{F_\theta}{J} \cdot \Delta t \tag{5}$$

앞서의 가정을 고려하여 외부에서 차체에 가해지는 힘을 다음과 같이 모델링 하였다.

$$F_v = k_1(u_1 - v_k) \tag{6}$$

$$F_\theta = k_2(u_2 - \omega_k) \tag{7}$$

여기서 v_k, ω_k는 각각 모형차량의 속도와 각속도이고, u_1, u_2는 각각 속도제어명령과 각속도제어명령을 의미한다. 식(6), (7)을 식(4), (5)에 대입하고 정리하면 다음과 같다.

$$v(t_1) = v(t_0) + \frac{k_1}{M}(u_1 - v(t_0)) \cdot \Delta t \tag{8}$$

$$\omega(t_1) = \omega(t_0) + \frac{k_2}{J}(u_2 - \omega(t_0)) \cdot \Delta t \tag{9}$$

식(8), (9)는 근사적으로 다음과 같은 선형미분방정식으로 쓰여질 수 있다.

$$M\dot{v} + k_1 v = k_1 u_1 \tag{10}$$

$$J\dot{\omega} + k_2 \omega = k_2 u_2 \tag{11}$$

식별된 작동기 파라메타값과 연속적인 수학모델의 관계는 다음 식과 같이 주어진다. [3,4]

$$\frac{k_i}{M} = \frac{1+a_i}{\Delta t} \tag{12}$$

$$\frac{k_i}{M} = \frac{b_i}{\Delta t} \tag{13}$$

다음과 같이 상태변수를 선택하면, 모형차량의 운동방정식은 식(15)와 같은 상태방정식 형태로 주어지게 된다.

$$X = [x, v, \theta, \dot{\theta}]^T \quad Y = [\dot{x}, \dot{\theta}]^T \tag{14}$$

$$\dot{X} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{k_1}{m} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\frac{k_2}{J} & 0 \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{k_1}{m} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{k_2}{J} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} \tag{15}$$

$$Y = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} X$$

4. 시뮬레이션 및 실험결과

4.1 개회로 시뮬레이션 및 실험결과

[그림 6]에서 8자 모양의 기준궤적에 대한 수치시뮬레이션과 실험결과를 보이고 있다. 그림에서 점선으로 표시된 궤적은 수치모델을 통하여 계산된 궤적을 나타내고, 실선은 실제 모형차량의 이동궤적을 실험을 통해 측정된 모형차량의 각속도와 속도를 사용하여 얻은 결과이다. [그림 7]에서는 굴절형태의 기준궤적에 대한 결과를 보이고 있다. 앞서의 8자 모양의 기준궤적과 달리 실험결과가 수치시뮬레이션결과와 크게 다르게 나타남을 보이고 있다. 이는 모형차량의 방향을 전환하기 위해서 서보를 통해 조향명령을 줄 경우, 차량의 조향 메커니즘에서 발생하는 유격과

좌우방향의 비대칭, 트림을 정확하게 알 수 없기 때문에 생기는 문제로 생각되어 진다. 기본적으로 개회로 제어에서는 수치모델이 완벽하게 실험모델을 모사한다고 하여도 마찰력과 같은 외란에 의한 효과를 무시할 수가 없기 때문에 ,폐회로 제어방식으로 사용하여야만 원하는 궤적을 추종할 수가 있음을 알 수 있다.

4.2 폐회로 시뮬레이션 및 실험결과

[그림 8]과 [그림 9]는 앞서 수행한 시스템 식별기법 방법을 응용하여 제어기를 구성한 후의 실험한 결과이다.

5. 결론

본 논문에서는 관성항법장치를 장착한 모형차량 시스템을 구축하고, 동역학 관계식을 통해서 모형차량의 2차원 평면상에서의 운동방정식을 유도하였다. 유도된 운동방정식은 모형차량 시스템의 제어방식을 고려하여 측정된 속도와 제어명령의 관계로부터 모형차량에 가해지는 힘을 계산하는 방법으로 유도되었으며, 반복적인 시스템 식별실험을 통해서 운동방정식의 매개변수들을 조정하여 수학적 모델이 실험적인 결과에 근접하도록 하였다. 이러한 수학적인 모델은 기준궤적을 추종하기 위한 개회로 유도명령을 생성하는데 사용되었다. 제안된 수치모델을 검증하기 위해서 수치시뮬레이션 결과와 실험 결과를 비교하였다.

추 신

본 연구는 정보통신부 지원 '99-국제공동연구 본격연구개발 "의사위성을 이용하는 위성항법 제반기술 개발" 과제의 일부로 수행되었으며, 이에 연구를 지원하여 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고 문헌

[1] G. S. Sukhatme, S. brizius, and G. A. Bekey, "Mobility Evaluation of a Wheeled Microrover using a Dynamic Model," Proceedings of the 1997 IEEE on Intelligent Robotic Systems, Grenoble, France, 1997, pp. 1506-1512.

[2] Daniel J. Inman, *Engineering Vibration*, Prentice-Hall, New Jersey, 1996.

[3] J. C. Alvarez, A. Shkel, and V. Lumelsky, "Accounting for Mobile Robot Dynamics in Sensor-Based Motion Planning: Experimental Results," Proceedings of the 1998 IEEE on International Conference on Robotics and Automation, Leuven, Belgium, May 1998, pp. 2205-2210.

[4] Ferdinand P. Beer and E.Russell Johnston Jr, *Vector Mechanics for Engineers*, McGraw-Hill, 1990

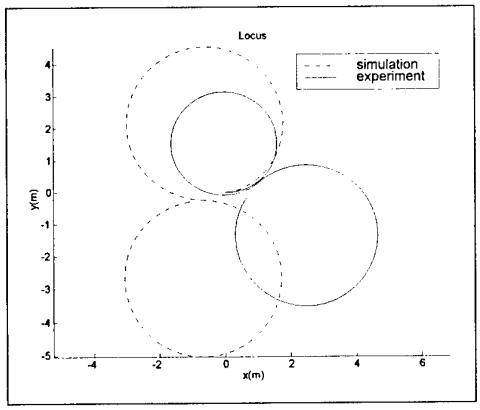


그림 6. 8자 형태의 기준궤적
Fig. 6 8-shaped reference trajectory

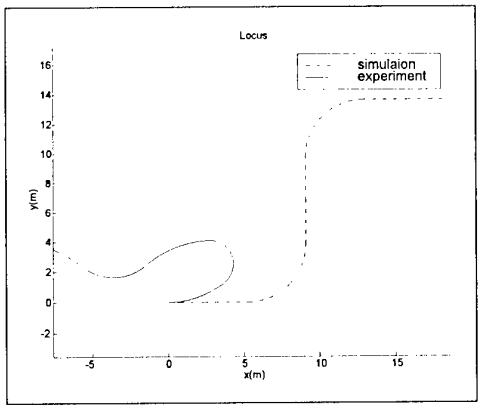


그림 7. S자 형태의 기준궤적
Fig. 7 S-shaped reference trajectory

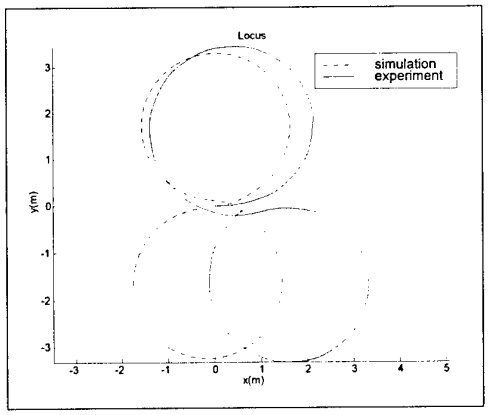


그림 8. 8자 형태의 폐회로 기준궤적 추종
Fig. 8 8-shaped reference tracking

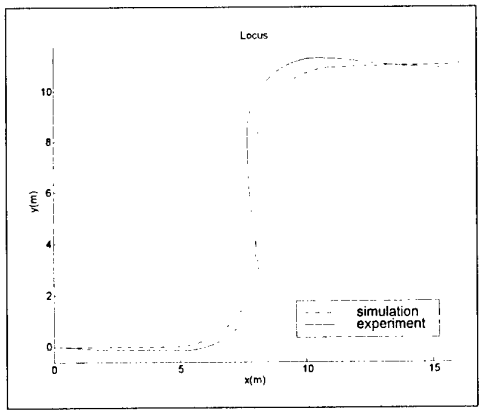


그림 9. S자 형태의 폐회로 기준궤적 추종
Fig. 9 S-shaped reference tracking

Observability Analysis of GPS Aided INS

Sinpyo Hong and Man-Hyung Lee, *Pusan National University, Pusan, Korea*
Jose Rios and Jason L. Speyer, *University of California, Los Angeles*

ABSTRACT

This paper investigates observability properties of strapdown inertial navigation system (INS) aided by the Global Positioning System (GPS). Observability analysis is made on a linear error dynamics model of navigation equations in the Earth-centered Earth-fixed (ECEF) frame for both loosely-coupled and tightly-coupled integrations. Position and velocity measurements are given from multiple GPS antennas mounted on the vehicle. The motivation to consider multiple GPS antennas is that the lever-arms of them play an important role in observing vehicle attitude and biases of inertial motion unit (IMU) during navigation. Biases of IMU are assumed to be constant. Necessary and sufficient conditions for the instantaneous observability on the GPS/INS integrations are given.

A numerical simulation is given to show the effectiveness of multiple GPS antennas in estimating vehicle attitude and biases of IMU when IMU has considerable magnitude of biases.

INTRODUCTION

Improved navigation can be realized by the integration of GPS and INS. GPS receivers provide position and velocity of vehicle with bounded accuracy. The accuracy is independent of elapsed time from the start of measurement. However, GPS receivers can be considered as discrete-time sensors; in many cases, their sampling period is about one second. Occasionally, measurement is not available during loss of lock on satellites due to shading of GPS antennas or radio-frequency (RF) interference. The INS is a continuous-time measurement system. It offers short-term stability, but has poor long-term stability because of bias of IMU which consists of gyros and accelerometers. Using the above complementary properties of GPS and INS, various integration schemes are under development to overcome shortcomings of each sensor system.

An attractive scheme of the integration is to estimate biases of IMU in strapdown INS during navigation with GPS measurement. With this integration scheme, an accurate, low-cost navigation system that provides long-term stability and continuous measurement can be constructed with relatively low-accurate inertial sensors.

There have been several approaches to the estimation of biases of IMU using GPS measurements. A technique to determine attitude of a vehicle by GPS antennas without IMU was developed in [1]. The attitude measured by GPS in [1] was employed in [2] and [3] to estimate gyro bias. A nonlinear observer for attitude and IMU bias was suggested in [4]. The observer was proven to be exponentially convergent for the IMU biases that were modeled as Markov processes. A sensor fusion technique is introduced in [5] to estimate attitude and IMU biases with GPS, IMU, and air-data sensors.

In this paper, observability properties of strapdown INS aided by GPS are investigated. The biases of IMU are assumed to be constant. The time-constant model could be useful for biases that change very slowly compared with vehicle dynamics. Velocity and position measurements are given from multiple GPS antennas on the vehicle. Observability analysis is made on a linear error dynamics model in the Earth-centered Earth-fixed (ECEF) frame. The state in the error model consists of 3-dimensional biases of gyro and accelerometer, and errors for position, velocity, and attitude. Analysis is made on both loosely-coupled and tightly-coupled GPS/INS integrations.

NOMENCLATURE

Throughout this paper, the following notations are given:

ω_{ab}^{c}: column vector of angular velocity of frame b relative to frame a, decomposed in frame c.

P^{a}: position vector decomposed in frame a.

V^{a}: velocity vector decomposed in frame a.

R_{a}^{b}: rotation matrix from frame a to frame b.

Ω_{ab}^{c}: skew-symmetric cross product matrix of ω_{ab}^{c}.

$\hat{(\,)}$: estimated value of $(\,)$.

$\delta(\,)$: estimation error of $(\,)$.

$\dot{(\,)}$: time derivative of $(\,)$.

$|(\,)|$: absolute value of $(\,)$.

( )×( ) : cross product of two vectors

The navigation frames used in the paper are :
i-frame : Earth-centered inertial (ECI) frame.
e-frame : ECEF frame.
b-frame : Body-frame.

NAVIGATION ERROR PROPAGATION MODEL

The navigation equations in the ECEF frame are [6]

$$\dot{P}^e = V^e \tag{1.1}$$

$$\dot{V}^e = R_b^e f^b - 2\omega_{ie}^e \times V^e + g^e \tag{1.2}$$

$$\dot{R}_b^e = R_b^e \Omega_{eb}^b \tag{1.3}$$

where f^b is specific force in body frame and g^e is gravity in the ECEF frame. The corresponding INS mechanization differential equations are

$$\dot{\hat{P}}^e = \hat{V}^e \tag{1.4}$$

$$\dot{\hat{V}}^e = \hat{R}_b^e \hat{f}^b - 2\omega_{ie}^e \times \hat{V}^e + \hat{g}^e \tag{1.5}$$

$$\dot{\hat{R}}_b^e = \hat{R}_b^e \hat{\Omega}_{eb}^b \tag{1.6}$$

$$\hat{\omega}_{eb}^b = \hat{\omega}_{ib}^b - \hat{R}_e^b \omega_{ie}^e \tag{1.7}$$

where $\hat{f}^b$ and $\hat{\omega}_{ib}^b$ are measurements from accelerometer and gyro, respectively. Let the mechanization errors are modeled as

$$\hat{P}^e = P^e + \delta P \tag{1.8}$$

$$\hat{V}^e = V^e + \delta V \tag{1.9}$$

$$\hat{R}_b^e = R_b^e (I + [\gamma\times]) \tag{1.10}$$

$$\hat{f}^b = f^b + \varepsilon_a + w_a \tag{1.11}$$

$$\hat{\omega}_{ib}^b = \omega_{ib}^b + \varepsilon_g + w_g \tag{1.12}$$

where γ is attitude error, $[\gamma\times]$ is the cross product matrix of γ, ε_a is accelerometer bias vector, ω_a is accelerometer noise, ε_g is gyro bias vector, and ω_g is gyro noise. Bias vectors ε_g and ε_a are assumed to be constant. Then the linearized error propagation equations are

$$\delta\dot{P} = \delta V \tag{1.13}$$

$$\delta\dot{V} = G\delta P - \Omega_e \delta V - RF\gamma + R\varepsilon_a \tag{1.14}$$

$$\dot{\gamma} = -\Omega\gamma + \varepsilon_g + w_g \tag{1.15}$$

$$\dot{\varepsilon}_g = 0 \tag{1.16}$$

$$\dot{\varepsilon}_a = 0 \tag{1.17}$$

where $G = \frac{\partial g^e}{\partial P^e}$, F is the cross product matrix of f^b, $\Omega_e = 2\Omega_{ie}^e$, R and Ω are the simplified notations of R_b^e and Ω_{ib}^b, respectively.

GPS MEASUREMENT ERROR MODEL

LOOSELY-COUPLED GPS/INS SYSTEMS

Measurements from GPS receivers are modeled as

$$P_j^e = P^e + Rl_j + v_{pj} \tag{2.1}$$

$$V_j^e = V^e + R\Omega_b l_j + v_{vj},\ j = 1,2,\cdots m \tag{2.2}$$

where P_j^e and V_j^e are position and velocity measurements from the jth GPS receiver antenna, respectively, l_j, which is called level arm of jth GPS antenna, is the position of jth GPS receiver antenna relative to that of IMU decomposed in the body frame, Ω_b is the simplified notation of Ω_{eb}^b, v_{pj} and v_{vj} are position and velocity measurement error of the jth GPS receiver antenna, respectively, and m is the number of GPS receiver antennas. Estimation for measurements is given as

$$\hat{P}_j^e = \hat{P}^e + \hat{R}_b^e l_j \tag{2.3}$$

$$\hat{V}_j^e = \hat{V}^e + \hat{R}_b^e \hat{\Omega}_{eb}^b l_j. \tag{2.4}$$

The estimation errors for measurements are defined as

$$\hat{P}_j^e = P_j^e + \delta P_j^e \tag{2.5}$$

$$\hat{V}_j^e = V_j^e + \delta V_j^e. \tag{2.6}$$

Then, the linearized measurement estimation errors can be shown as

$$\delta P_j^e = \delta P - RL_j\gamma - v_{pj} \tag{2.7}$$

$$\delta V_j^e = \delta V + R\{[L_j\Omega - \Omega_b L_j]\gamma - L_j\varepsilon_g\} - RL_j w_g - v_{vj} \tag{2.8}$$

where L_j is the cross product matrix of l_j.

TIGHTLY-COUPLED GPS/INS SYSTEMS

Measurements from GPS receivers are modeled as

$$\rho_j^{(i)} = \left| P^{e(i)} - P_j^e \right| + ct_j + \eta_j^{(i)} \tag{2.9}$$

$$\dot{\rho}_j^{(i)} = \left| V^{e(i)} - V_j^e \right| + c\dot{t}_j + \zeta_j^{(i)}, i = 1,2,3,4 \tag{2.10}$$

where. $\rho_j^{(i)}$ is the pseudorange of the ith satellite from the jth GPS receiver antenna, $P^{e(i)}$ is position of the ith satellite decomposed in the ECEF frame, c is the speed of light, t_j is clock bias of the jth GPS receiver, $\eta_j^{(i)}$ is the composite of errors produced by atmospheric delays, satellite ephemeris mismodeling, receiver tracking error, etc., $\dot{\rho}_j^{(i)}$ is the pseudorange rate of the ith satellite from jth GPS receiver antenna, $V^{e(i)}$ is velocity of the ith satellite in the ECEF frame, $\dot{t}_j$ is clock drift of the jth GPS receiver, $\zeta_j^{(i)}$ is the measurement error. Estimation for measurements is given as

$$\hat{\rho}_j^{(i)} = \left| P^{e(i)} - \hat{P}_j^e \right| + c\hat{t}_j \tag{2.11}$$

$$\hat{\dot{\rho}}_j^{(i)} = \left| V^{e(i)} - \hat{V}_j^e \right| + c\hat{\dot{t}}_j. \tag{2.12}$$

The estimation errors for measurements are defined as

$$\hat{\rho}_j^{(i)} = \rho_j^{(i)} + \delta\rho_j^{(i)} \tag{2.13}$$

$$\hat{\dot{\rho}}_j^{(i)} = \dot{\rho}_j^{(i)} + \delta\dot{\rho}_j^{(i)} \tag{2.14}$$

$$\hat{t}_j = t_j + \delta t_j \tag{2.15}$$

$$\hat{\dot{t}}_j = \dot{t}_j + \delta\dot{t}_j. \tag{2.16}$$

Let

$$\delta\rho_j = \begin{bmatrix} \delta\rho_j^{(1)} \\ \delta\rho_j^{(2)} \\ \delta\rho_j^{(3)} \\ \delta\rho_j^{(4)} \end{bmatrix}, \delta\dot{\rho}_j = \begin{bmatrix} \delta\dot{\rho}_j^{(1)} \\ \delta\dot{\rho}_j^{(2)} \\ \delta\dot{\rho}_j^{(3)} \\ \delta\dot{\rho}_j^{(4)} \end{bmatrix}, \eta_j = \begin{bmatrix} \eta_j^{(1)} \\ \eta_j^{(2)} \\ \eta_j^{(3)} \\ \eta_j^{(4)} \end{bmatrix}, \zeta_j = \begin{bmatrix} \zeta_j^{(1)} \\ \zeta_j^{(2)} \\ \zeta_j^{(3)} \\ \zeta_j^{(4)} \end{bmatrix}. \tag{2.17}$$

Then, the measurement estimation errors can be shown as

$$\delta\rho_j = H_j \begin{bmatrix} \delta P_j^e \\ c\delta t_j \end{bmatrix} - \eta_j \tag{2.18}$$

$$\delta\dot{\rho}_j = H_j \begin{bmatrix} \delta V_j^e \\ c\delta\dot{t}_j \end{bmatrix} - \zeta_j \tag{2.19}$$

where

$$H_j = \begin{bmatrix} \frac{\partial\rho_j^{(1)}}{\partial P_j^e} & 1 \\ \frac{\partial\rho_j^{(2)}}{\partial P_j^e} & 1 \\ \frac{\partial\rho_j^{(3)}}{\partial P_j^e} & 1 \\ \frac{\partial\rho_j^{(4)}}{\partial P_j^e} & 1 \end{bmatrix}. \tag{2.20}$$

OBSERVABILITY PROPERTIES OF GPS/INS

LOOSELY-COUPLED GPS/INS SYSTEMS

Let

$$x = \begin{bmatrix} \delta P' & \delta V' & \gamma' & \varepsilon_g' & \varepsilon_a' \end{bmatrix}' \tag{3.1}$$

$$y_m = \begin{bmatrix} \delta P_1^{e'} & \cdots & \delta P_m^{e'} & \delta V_1^{e'} & \cdots & \delta V_m^{e'} \end{bmatrix}' \tag{3.2}$$

$$C_{pi} = \begin{bmatrix} I & 0 & -RL_i & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{3.3}$$

$$C_{vi} = \begin{bmatrix} 0 & I & -R(\Omega_b L_i - L_i\Omega) & -RL_i & 0 \end{bmatrix} \tag{3.4}$$

where $(\,)'$ denotes transpose of a vector or a matrix. Then, the equations of errors for INS mechanization and measurement estimation are

$$\dot{x} = Ax + w \tag{3.5}$$

$$y_m = C_m x + v \tag{3.6}$$

where y_m is estimation error for measurement from m GPS receiver antennas, w and v are the first order approximation errors, and

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ G & -\Omega_e & -RF & 0 & R \\ 0 & 0 & -\Omega & I & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, C_m = \begin{bmatrix} C_{p1} \\ \vdots \\ C_{pm} \\ C_{v1} \\ \vdots \\ C_{vm} \end{bmatrix}. \tag{3.7}$$

Let

$$T_0 = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Omega & I & 0 \\ 0 & 0 & F & 0 & I \end{bmatrix} \tag{3.8}$$

$$T_2 = \begin{bmatrix} I & 0 & RL_1 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & RL_1 & 0 \\ 0 & 0 & I & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \Omega & I & 0 \\ -R^{-1}G & R^{-1}\Omega_c & F - R^{-1}GRL_1 & R^{-1}\Omega_c RL_1 - L_1\Omega & I \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$$\bar{x}_{\gamma 0} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ I \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \bar{x}_{\gamma 1} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ l_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \bar{x}_{\gamma 2} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ l_2 - l_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \bar{x}_{g2} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ l_2 - l_1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$x_{\gamma 0} = T_0 \bar{x}_{\gamma 0}, \; x_{\gamma 1} = T_2 \bar{x}_{\gamma 1}, \; x_{\gamma 2} = T_2 \bar{x}_{\gamma 2}, \; x_{g2} = T_2 \bar{x}_{g2}. \quad (3.11)$$

Then, we have the following theorem:

Theorem 1: Suppose l_1 , l_2 , and l_3 are linearly independent. Then:

i) (C_m, A) is observable for $m \geq 3$

ii) If ω_{eb}^b and $(l_1 \times l_2)$ are linearly independent and $\omega_{eb}^b \neq 0$, then (C_2, A) is observable. Otherwise, $x_{\gamma 2}$ is an unobservable mode of (C_2, A).

iii) The following three conditions,

(1) ω_{eb}^b is parallel with $l_1 \times l_2$ or $\omega_{eb}^b = 0$,

(2) ω_{ib}^b is parallel with $l_2 - l_1$ or $\omega_{ib}^b = 0$,

(3) $GRl_1 \times l_2 = RF(l_2 - l_1)$,

are the only conditions for (C_2, A) to have two unobservable modes. In this case, $x_{\gamma 2}$ and x_{g2} are the unobservable modes.

iv) x_{v1} is an unobservable mode of (C_1, A)).

v) If $l_1 = 0$, then (C_1, A) has three unobservable modes, $x_{\gamma 0}$.

Proof: See Appendix.

TIGHTLY-COUPLED GPS/INS SYSTEMS

For simplicity of expression, it is assumed that the multiantenna measurement system is implemented by means of a single multiantenna receiver, so that

$$l_1 = l_2 = \cdots = l_m = l, \; \dot{l}_1 = \dot{l}_2 = \cdots = \dot{l}_m = \dot{l}.$$

Let

$$x_\rho = \begin{bmatrix} x' & c\delta t & c\delta \dot{t} \end{bmatrix}' \quad (3.12)$$

$$y_{\rho m} = \begin{bmatrix} \delta\rho_1' & \cdots & \delta\rho_m' & \delta\dot{\rho}_1' & \cdots & \delta\dot{\rho}_m' \end{bmatrix}' \quad (3.13)$$

$$A_t = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \; C_t = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix}, \; C_{\delta t} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$C_{\rho pi} = H_j \begin{bmatrix} C_{pi} & 0 \\ 0 & C_t \end{bmatrix}, \; C_{\rho vj} = H_j \begin{bmatrix} C_{vj} & 0 \\ 0 & C_{\delta t} \end{bmatrix}. \quad (3.15)$$

Then,

$$\dot{x}_\rho = A_\rho x_\rho + w_\rho \quad (3.16)$$

$$y_{\rho m} = C_{\rho m} x_\rho \quad (3.17)$$

where

$$A_\rho = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & A_t \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

$$C_{\rho m} = \begin{bmatrix} C_{\rho p1}' & \cdots & C_{\rho pm}' & C_{\rho v1}' & \cdots & C_{\rho vm}' \end{bmatrix}'. \quad (3.19)$$

Let

$$x_{\rho\gamma 0} = \begin{bmatrix} x_{\gamma 0} \\ 0 \end{bmatrix}, \; x_{\rho\gamma 1} = \begin{bmatrix} x_{\gamma 1} \\ 0 \end{bmatrix}, \; x_{\rho\gamma 2} = \begin{bmatrix} x_{\gamma 2} \\ 0 \end{bmatrix}, \; x_{\rho g2} = \begin{bmatrix} x_{g2} \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (3.20)$$

Then, the following theorem on the observability of tightly coupled GPS/INS system can be inferred from the above Theorem 1.

Theorem 2: Suppose l_1, l_2 and l_3 are linearly independent and H_j is of full rank. Then, the observability conditions for $(C_{\rho m}, A_\rho)$ are the same as (C_m, A) with $x_{\rho\gamma 0}$, $x_{\rho\gamma 1}$, $x_{\rho\gamma 2}$, and $x_{\rho g2}$ instead of $x_{\gamma 0}$, $x_{\gamma 1}$, $x_{\gamma 2}$, and x_{g2}, respectively.

Remark 1: Let the level arms l_1 , l_2 , and l_3 are linearly independent. Then, it can be shown that GPS/INS system is instantaneously observable with only position measurement from the three GPS antennas for both loosely-coupled and tightly-coupled systems.

SIMULATION RESULTS

A numerical example is given to demonstrate the behavior of multiantenna GPS measurement system in estimating attitude of vehicle and biases of IMU. Responses of multi-rate extended Kalman filter is simulated on a simple vehicle trajectory. Estimation of navigation state is updated with the IMU measurement at 10Hz. The error of the estimation is corrected with position measurement from four GPS antennas at 1Hz. It

is assumed that positions of GPS antennas are obtained from the double differenced carrier phase measurement. Integer ambiguity problem is assumed solved so that GPS position measurement has cm level accuracy. Length of each level arm of GPS antennas is about 1.7m. All the noises in the GPS receiver and IMU are assumed to be Gaussian white. Standard deviation of each component of GPS position measurement noise is set to 5cm. Bias and standard deviation of each component of accelerometer noise are approximately [0.06 -0.03 0.02] and 0.01 in m/s^2. Bias and standard deviation of each component of Gyro noise are [-0.06 0.1 -0.15] and 0.036 in degree/s. Initial estimation errors for roll, pitch, and yaw in degrees are 0.5, -0.5, and 1.0, respectively.

The path and attitude of vehicle in the simulation are given in Fig. 4.1 and Fig 4.2. Estimation errors for attitude and biases are given in Fig 4.3, Fig 4.4, and Fig 4.5. These figures show that the GPS/INS system estimates attitude of vehicle and biases of IMU quite accurately.

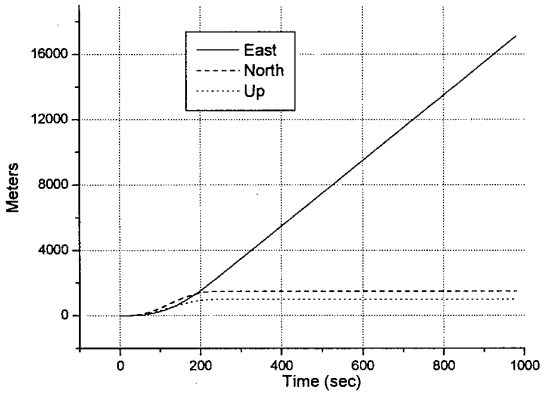


Fig 4.1: Vehicle trajectory

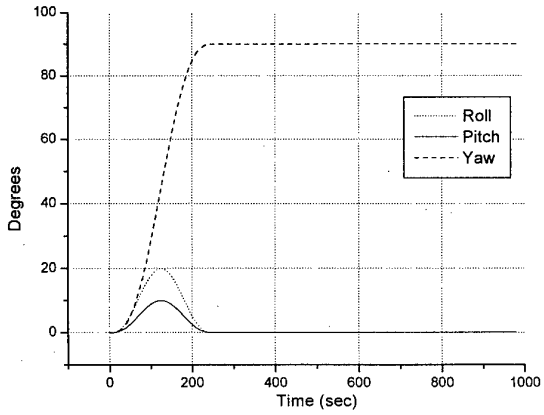


Fig 4.2: Vehicle attitude

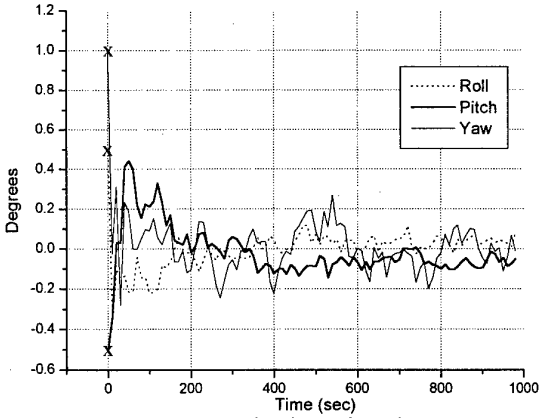


Fig 4.3: Attitude estimation error

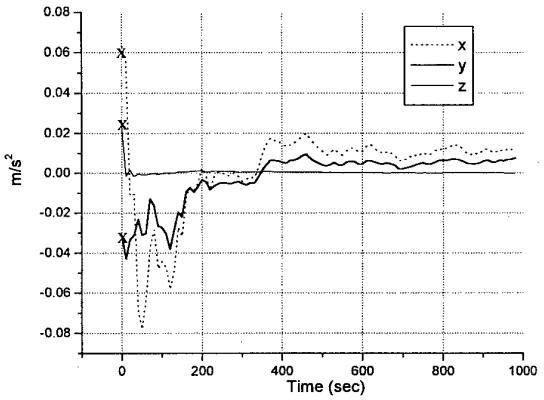


Fig 4.4: Accelerometer bias estimation error

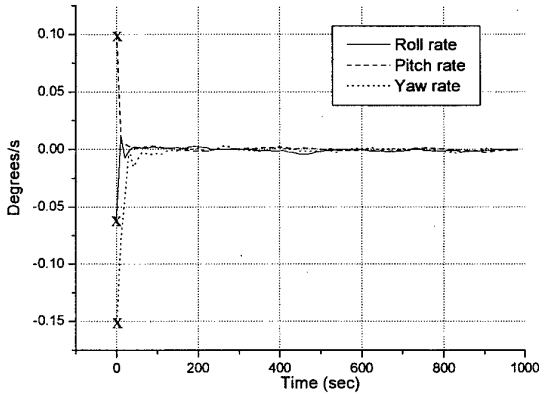


Fig 4.5: Gyro bias estimation error

CONCLUSIONS

In this paper conditions for the instantaneous observability of linear error model of navigation equation are given. It is shown that the error model is instantaneously observable for all conditions of motion with measurement from at least three GPS antennas.

With three or more GPS antennas, velocity measurement is not required and only position measurement is enough for the system to have instantaneous observability. There is at least one unobservable mode with one GPS antenna. If the location of the GPS antenna coincides with inertial sensor position, there exist at least three unobservable modes. The error model is instantaneously observable with measurement from two GPS antennas unless the vehicle angular velocity is zero or parallel with the cross product of the two position vectors of the GPS antennas. A numerical simulation shows that low-cost IMU with carrier phase differential GPS system that has cm-level accuracy can be an accurate and reliable navigation sensor system.

ACKNOWLEDGEMENTS

This work was supported by the Brain Korea 21 Project.

APPENDIX

Proof of Theorem 1: Introduce a new state $\bar{x}$ by a linear transformation such that

$$x = T_2\bar{x}\ .$$

Then, we have

$$\dot{\bar{x}} = \bar{A}\bar{x},\ \bar{A} = T_2^{-1}AT_2$$
$$y_m = \bar{C}_m\bar{x},\ \bar{C}_m = C_mT_2.$$

Let

$$\bar{C}_m^k = \bar{C}_m\bar{A}^k = \left[\left(\bar{C}_m^k\right)_1\ \left(\bar{C}_m^k\right)_2\ \left(\bar{C}_m^k\right)_3\ \left(\bar{C}_m^k\right)_4\ \left(\bar{C}_m^k\right)_5\right]$$

with $k = 0,\mathrm{L}\ ,n-1$ where n (=15) is the size of x. Then, the proof of i) can be obtained from the relation

$$\bar{C}_3^0 = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ I & 0 & -R(L_2-L_1) & 0 & 0 \\ I & 0 & -R(L_3-L_1) & 0 & 0 \\ 0 & I & -R\Omega_bL_1 & 0 & 0 \\ 0 & I & -R\Omega_bL_2 & -R(L_2-L_1) & 0 \\ 0 & I & -R\Omega_bL_3 & -R(L_3-L_1) & 0 \end{bmatrix}$$

$$\bar{C}_3^1 = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & -R(L_2-L_1) & 0 \\ 0 & I & 0 & -R(L_3-L_1) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -R\Omega_bL_1 & R \\ 0 & 0 & 0 & -R[\Omega_bL_1-(L_2-L_1)\Omega] & R \\ 0 & 0 & 0 & -R[\Omega_bL_1-(L_3-L_1)\Omega] & R \end{bmatrix}.$$

The proof of ii) and iii) follows from the relation

$$\bar{C}_2^0 = \begin{bmatrix} I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ I & 0 & -R(L_2-L_1) & 0 & 0 \\ 0 & I & -R\Omega_bL_1 & 0 & 0 \\ 0 & I & -R\Omega_bL_2 & -R(L_2-L_1) & 0 \end{bmatrix}$$

$$\bar{C}_2^1 = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 & 0 & 0 \\ 0 & I & 0 & -R(L_2-L_1) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -R\Omega_bL_1 & R \\ 0 & 0 & 0 & -R[\Omega_bL_2-(L_2-L_1)\Omega] & R \end{bmatrix}$$

$$\bar{C}_2^2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & R \\ 0 & 0 & 0 & R(L_2-L_1)\Omega & R \\ 0 & G & 0 & c_{34} & -\Omega_eR \\ 0 & G & 0 & c_{44} & -\Omega_eR \end{bmatrix}$$

$$\left(\bar{C}_2^k\right)_4 = -\left(\bar{C}_2^{k-1}\right)_4\Omega + \left(\bar{C}_2^{k-1}\right)_5\{R^{-1}(GRL_1+\Omega_eRL_1\Omega) - L_1\Omega^2 - F\},\ k = 3,\mathrm{L}\ ,n-1$$

where

$$c_{34} = GRL_1 - RF + R(\Omega_bL_1 - L_1\Omega)\Omega + \Omega_eRL_1\Omega$$
$$c_{44} = GRL_1 - RF + R(\Omega_bL_2 - L_2\Omega)\Omega + \Omega_eRL_1\Omega.$$

iv) can be proved with $\bar{C}_1^k$ which can be obtained in the same way as before for $k = 0,\mathrm{L}\ ,n-1$. The proof of v) can be obtained using T_0 in stead of T_2 in the above state transformation equation. W

REFERENCES

[1] C.E. Cohen, "Attitude Determination Using GPS," *Dessertation for Ph.D.* from Stanford University, Dec. 1992.

[2] R. C. Hayward, D. Gebre-Egziabher, M. Schwall, J. D. Powell and J. Wilson, "Inertially Aided GPS Based Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Aircraft," Proceedings of ION-GPS-97, Kansas City, MO, Sep. 1997, pp.289-298.

[3] D. Gebre-Egziabher, R. C. Hayward and J. D. Powell, "A Low-Cost GPS/Inertial Attitude Heading Reference System (AHRS) for General Aviation Applications," Proceedings of 1998 *IEEE* Position, Location and Navigation Symposium, Palm Springs, CA,1998, pp.518-25.

[4] B. Vik, A. Shiriaev and T. I. Fossen, "Nonlinear Observer Design for Integration of DGPS and INS," in *New Directions in Nonlinear Observer Design* (H. Nijmeijer et al.), London, Springer-Verlag Ltd., 1999, pp.135-159.

[5] M. Sadaka, "Tightly coupled relative differential

GPS, INS, Airdata fusion filter Applied to Formation Flight," Master's Thesis, UCLA, 1998.

[6] M. Wei and K. P. Schwarz, "A Strapdawn Inertial Algorithm Using an Earth-Fixed Cartesian Frame," *Navigation*, Vol. 37, No. 2, 1990, pp.153-67.

단일 안테나 GPS를 이용한 저가형 IMU의 위치 및 자세 보정

Position and Attitude Compensation of a Low-cost IMU Using Single Antenna GPS

°문성재*, 조성윤**, 노정호***, 진용****, 박찬국*****

*광운대학교 제어계측공학과(Tel:942-7950; Fax:942-7950; E-mail: rogue@orgio.net)
**광운대학교 제어계측공학과(Tel:940-7950; Fax:942-7950; E-mail: Syuni@shinbiro.com)
***광운대학교 제어계측공학과(Tel:940-7950; Fax:942-7950; E-mail: rojh9990@netian.com)
***광운대학교 제어계측공학과(Tel:940-7950; Fax:942-7950; E-mail: kwugncl@shinbiro.com)
****광운대학교 제어계측공학과(Tel:940-5157; Fax:942-7950; E-mail: cgpark@daisy.kwangwoon.ac.kr)

Abstract: In this paper, the error compensation method of the low-cost IMU is proposed. In general, the position and attitude error calculated by accelerometers and gyros grows with time. Therefore the additional information is required to compensate the drift. The attitude angles can be bound by accelerometer mixing algorithm and the heading angle can be aided by single antenna GPS velocity information. The Kalman filter is used for error compensation. The result is verified by comparing with the attitude calculated by medium-grade IMU, LP-81.

Keywords: integration, single antenna, GPS, heading, AHRS

1. 서 론

관성항법장치(INS : Inertial Navigation System)는 관성센서인 자이로와 가속도계를 사용하여 항체의 자세 및 속도, 위치 정보를 주위 환경에 영향받지 않고 연속적으로 제공한다[2][3]. 관성항법장치는 고가이어서 유도무기, 항공기 등에 한정되어 사용되었다. 그러나 최근에 MEMS기술의 발달로 저가의 반도체형 관선센서가 개발되면서 관성센서의 사용 범위가 넓어지고 있다. 반도체형 관성센서의 경우 기존의 관성센서에 비하여 성능이 떨어지므로 항법장치용 보다는 제어 및 소형 움직임 측정용으로 적합하다. 그러나 차량용 항법장치(CNS : Car Navigation Systems) 및 개인 휴대 항법장치(PNS : Personal Navigation Systems)의 필요성이 증가함에 따라 반도체형 관성센서로 이루어진 저급 IMU(Inertial Measurement Unit)와 GPS를 결합하여 성능을 향상시키는 연구가 많이 진행되고 있다.

관성항법장치가 제공하는 항법정보는 짧은 시간 안에는 정확하지만 시간이 경과함에 따라 관성센서의 오차 및 초기 자세 오차가 누적되어 발산하게 된다[1][2][3]. 따라서 비관성 센서인 GPS나 속도계 등의 정보를 이용하여 주기적으로 오차를 추정, 보정해야한다. 특히 저급 IMU를 사용하는 관성항법장치는 현재 상용화된 반도체형 자이로의 성능이 떨어져서 지구자전 각속도를 측정하지 못하며, 이는 초기 정렬 시 항체의 요각을 계산하지 못하므로 DR(Dead Reckoning)시스템으로도 사용하기 어렵다. 이를 해결하기 위하여 보조정보를 이용하여 주기적으로 정보를 제공해야 한다. 또한 시간에 따라 오차가 커지는 롤, 피치각의 보상도 필요하다.

본 논문에서는 저급 IMU의 위치 및 자세 보정을 위한 많은 방법 중에서도 저가로 구현 가능한 IMU의 가속도계 출력과 단일 안테나 GPS를 이용하여 보조 정보를 계산하고 이를 칼만 필터를 이용하여 결합하였다. 제시한 알고리즘은 차량 시험을 통하여 중급 IMU인 LP-81로 계산된 결과와 비교하여 검증하였다.

2. 보정 기법

관성항법장치에서 자세 정보는 초기 정렬에 의하여 계산된 초기 자세에서 자이로의 출력을 사용하여 연속적으로 갱신한다. 이때 사용되는 자세 계산 알고리즘은 오일러각, 방향코사인 또는 쿼터니언 미분방정식 등이 있으며 이 중 계산량이 적고 특이점이 없는 쿼터니언 미분방정식이 많이 사용된다[3]. 그러나 가속도계와 자이로는 바이어스 등의 많은 오차를 포함하고 있으며, 이 오차에 의하여 위치, 속도, 자세 오차는 시간이 지남에 따라 발산하게 된다. 특히 저급 IMU를 사용하는 항법장치에서는 지구 자전 각속도를 측정할 수 없어 항체의 초기 요각을 계산하지 못하므로 잘못된 위치와 자세를 계산할 수밖에 없다. 이러한 문제점을 해결하기 위하여 가속도계와 GPS의 속도정보를 이용하여 보조자세를 계산하고 항체의 위치 및 자세를 칼만필터로 보정하는 방법을 제시하며 구성도는 그림 1과 같다.

2.1 GPS속도정보를 이용한 요각 계산

GPS는 도플러효과를 이용하여 지구 고정 좌표계에서의 속도정보를 제공한다. 이를 항법 좌표계에서의 속도정보로 변환하여 항체가 운항하는 경우 다음 식(1)을 이용하여 항체의 요각을 계산할 수 있다[5].

$$\psi_{GPS} = \tan^{-1}\left(\frac{V_E}{V_N}\right) \tag{1}$$

GPS의 속도정보를 이용하여 계산된 요각의 정확도는 항체의 속도 및 속도 오차에 영향을 받는다. 식(2)는 속도와 속도 오차에 의한 요각 오차와의 관계를 나타낸 것이며, 오차의 제곱 항은 무시한 것이다.

$$\delta\psi_{GPS} = \frac{V^E_{GPS} + \delta V^E_{GPS} - (V^N_{GPS} + \delta V^N_{GPS})\tan\psi_{GPS}}{V^N_{GPS} + V^E_{GPS}\tan\psi_{GPS}} \tag{2}$$

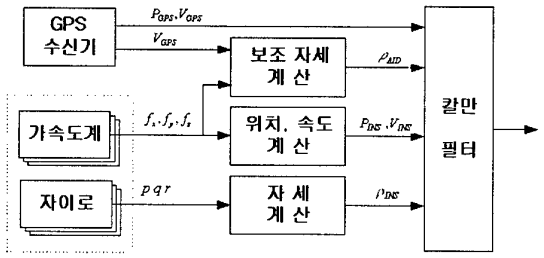


그림 1. 오차 보정 구성도

Fig 1. Block diagram of error correction

2.2 가속도계를 이용한 롤, 피치각 계산

항체의 자세에 따라서 중력의 영향이 가속도계에 다르게 반영되므로 동체 좌표계에서의 속도 미분방정식으로부터 가속도계의 출력을 이용하여 항체의 롤, 피치각을 계산할 수 있다. 식(3)은 속도 미분 방정식을 나타낸 것이다.

$$f^b = \dot{V}^b + \omega^b_{nb} \times V^b + g^b$$

$$\begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} g\sin\theta \\ -g\sin\phi\cos\theta \\ -g\cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

여기서 f^b는 가속도계 출력, V^b는 동체 좌표계에서의 항체의 속도, ω^b_{nb}는 동체의 항법 좌표계에 대한 각속도 그리고 g^b는 동체 좌표계에서의 중력 가속도를 나타낸 것이다. 식(3)으로부터 식(4)와 같이 롤, 피치각을 계산할 수 있다[7].

$$\theta_a = \sin^{-1}((f_x - \dot{u} + rv - qw)/g)$$
$$\phi_a = \sin^{-1}((-f_y + \dot{v} + ru - pw)/g\cos\theta) \quad (4)$$

식(3)을 이용하여 롤, 피치를 구할 때 가속도계 출력 및 항체의 전진 방향속도외의 성분은 구할 수 없고, 지상차량과 같은 운항체의 경우 그 값이 매우 작기 때문에 전진방향속도를 제외한 나머지 성분을 무시하여 식(5)와 같이 간략화 할 수 있으며, 피치각 계산과정에서의 전진 방향 속도는 GPS의 속도정보를 이용하여 계산한다.

$$\theta_a = \sin^{-1}(f_x/g)$$
$$\phi_a = \sin^{-1}((-f_y + ru)/g\cos\theta) \quad (5)$$

그러나 식에서 무시된 성분은 항체의 움직임이 큰 경우 무시할 수 없어 계산된 자세각은 식(6)과 같은 오차를 포함하게 된다.

$$\delta\theta = \frac{-\dot{u} + rv - qw}{\sqrt{g^2 - f_x^2}}$$
$$\delta\phi = \frac{\dot{v} - pw}{\sqrt{g^2\cos^2\theta - (-f_y + ru)^2}} \quad (6)$$

2.3 칼만필터

관성항법장치는 적분 연산과정에 의하여 시간이 경과함에 따라 오차가 누적되게 된다. 본 논문에서는 저급 IMU의 위치 및 자세오차를 보정하기 위하여 GPS의 위치, 속도정보와 앞에서 계산한 보조 자세 정보를 이용하여 칼만필터를 구성하였다. 이때 오차 보정은 간접 되먹임(indirect feedback) 방식으로 하였으며 필터구성을 위한 모델 구성은 다음과 같다[4].

$$\dot{x} = F_{INS}x + \omega \quad , \omega \sim N(0, Q)$$
$$z = Hx + \upsilon \quad , \upsilon \sim N(0, R)$$
$$H = [I_{7\times7} : 0_{7\times5}] \quad (7)$$
$$x = [\ \delta L\ \ \delta l\ \ \delta V_N\ \ \delta V_E\ \ \phi_N\ \ \phi_E\ \ \phi_D\ \ \nabla_x\ \ \nabla_y\ \ \varepsilon_x\ \ \varepsilon_y\ \ \varepsilon_z]$$

여기서, 시스템 행렬 F_{INS}는 INS 오차 모델을 사용하여 구성하였고, 상태변수는 위치오차 및 속도오차, 자세오차, 가속도계 바이어스, 자이로 바이어스로 구성하였다. 칼만필터의 측정치는 식(8)과 같이 구성하여 INS의 위치 ,속도, 자세, 가속도계 바이어스 및 자이로 바이어스 오차를 추정, 보정하였다.

$$z = [L_{INS}\ l_{INS}\ V_{N(INS)}\ V_{E(INS)}\ \phi_g\ \theta_g\ \psi_g] - [L_{GPS}\ l_{GPS}\ V_{N(GPS)}\ V_{E(GPS)}\ \phi_a\ \theta_a\ \psi_{GPS}] \quad (8)$$

3. 시험 및 결과 분석

제시한 오차 보정 기법의 성능을 확인하기 위하여 차량 시험을 수행하여 결과를 분석하였다. 위치의 경우 GPS와 비교하였고, 자세의 경우 지구 자전 각속도를 측정할 수 있는 중급 IMU인 LP-81과 GPS를 결합하여 계산된 결과와 비교하였다.

3.1 차량 시험

시험에 사용하기 위하여 sumitomo사의 3축 가속도계 C3A-02-32와 muRata사의 반도체형 자이로 ENV-05D 3개를 사용하여 저급 IMU를 설계, 제작하였다. 자이로의 경우 분해능이 0.1deg/sec으로 지구 자전 각속도가 측정 불가능하다[6][8]. GPS 수신기는 1~10Hz 주기의 속도정보에 따른 성능분석을 위하여 Novatel사의 Millen3151R를 사용하였으며. IMU와 GPS수신기간의 시각동기를 맞추기 위하여 Motorola사의 VP-Oncore 수신기를 사용하여 1초마다 동기를 맞추었다[9].

IMU는 20Hz로 데이터를 출력하며, GPS는 10Hz로 데이터를 출력한다. 위치 및 자세계산은 IMU의 데이터 출력주기에 맞추어 20Hz로 하였으며 가속도계를 이용하여 항체의 롤, 피치각을 계산하는 주기는 20Hz, GPS의 속도정보를 이용하여 요각을 계산하는 주기는 10Hz로 하였다. 그리고 칼만필터 주기는 1Hz로 하였다.

그림 2는 차량시험 구성도를 나타낸 것이고. 표 1은 IMU 제작시 사용된 관성센서의 사양을 나타낸 것이다. 차량시험의 운항궤적은 그림 3과 같으며 393초 동안 광운대학교 주변도로를 1회 주행하였다.

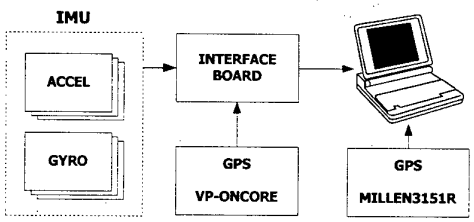


그림 2 . 차량 시험 구성도

Fig 2. Block diagram of van test

표 1. 관성센서 사양

Table 1. Inertial Sensor Specification

Murata ENV-05DB		SUMITOMO C3A-02-32	
Input range	±80deg/sec	Input range	±2g
Scale factor	22.2mV/deg/sec	Scale factor	1V/g±2%
Resolution	0.1deg/sec	Resolution	1mg
Linearity	±5% FS	Linearity	1% FS
Offset drift	9deg/sec max	Non linearity	X, Y: 1% FS Z: 1.5% FS
Noise level	20mv rms max	Bias drift	0.2mg
Bandwidth	7Hz	Bandwidth	X, Y: 30Hz Z: 7Hz

3.2 위치 결과 분석

GPS만 사용하는 경우와 저급 IMU와 GPS를 결합하여 사용하는 경우의 위치 계산 결과이다. 시험 구간 중 350초 부근에서 약 10초간 위성의 가시성이 악화되고 DOP값이 10이상이어서 GPS만을 사용하는 경우 오차가 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 그러나 저급 IMU와 GPS를 결합한 경우에는 짧은 시간동안 GPS의 위성의 가시성이 악화되는 구간에서도 저급 IMU로부터 계산된 위치를 이용하여 안정된 위치해를 얻을 수 있었다. 그림 4는 GPS의 위성가시성 및 배열이 좋지 않은 부분을 확대한 것이다.

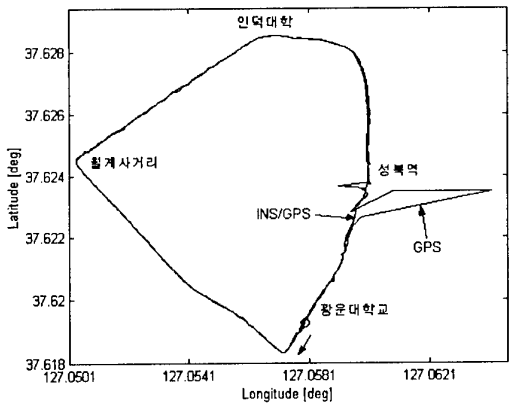


그림 3. 운항 궤적
Fig 3. Maneuver trajectory

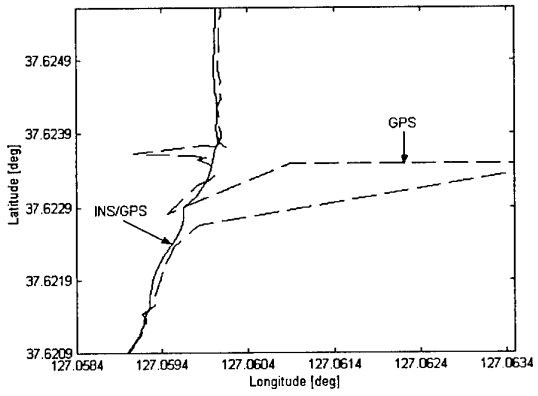


그림 4. 위성가시성이 안 좋은 경우의 궤적
Fig 4. Trajectory in case that bad GPS visibility

3.3 자세 결과 분석

그림 5, 6은 자이로를 이용한 경우와 가속도계와 GPS속도정보를 이용한 경우의 자세이다. 그림 5에서 자이로를 이용하여 계산된 자세의 초기 값은 짧은 시간동안 초기정렬을 수행하여 계산된 롤, 피치각과 GPS속도정보를 이용하여 계산한 요각의 초기값을 사용하였다. 자이로를 이용하여 계산된 자세는 시간이 지남에 따라 오차가 누적되어 롤과 피치는 위쪽으로 요각은 아래쪽으로 흘러가는 것을 볼 수 있다. 그림 6의 가속도계와 GPS속도정보를 사용하여 계산된 보조자세는 자이로를 이용하여 계산된 자세에 비하여 순간적인 오차는 크지만 전체적인 경향은 시간이 지남에 따라 누적되는 현상 없이 안정한 자세를 보였다.

이러한 자세정보들을 칼만필터를 사용하여 결합하여 그림 7과 같은 결과를 얻을 수 있다. 그림 7로부터 의하여 칼만필터를 사용하여 자세를 보정하는 경우 자이로를 통한 항체의 움직임을 반영하면서 오차가 발산을 하지 않는 것을 볼 수 있다.

그림 8은 보정 기법의 성능을 비교하기 위하여 중급 IMU인 Litton사의 LP-81과 Novatel사의 Millen3151R을 결합하여 계산된 자세를 나타낸 것으로 본 논문에서 칼만필터를 사용하여 오차를 추정, 보상한 자세결과와 유사한 것을 확인할 수 있다.

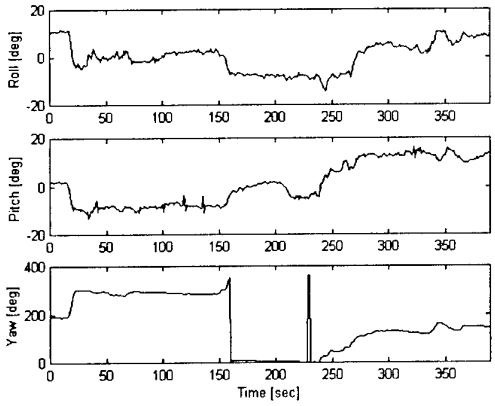


그림 5. 자이로 출력을 이용하여 계산된 자세
Fig 5. Calculated attitude with gyro data

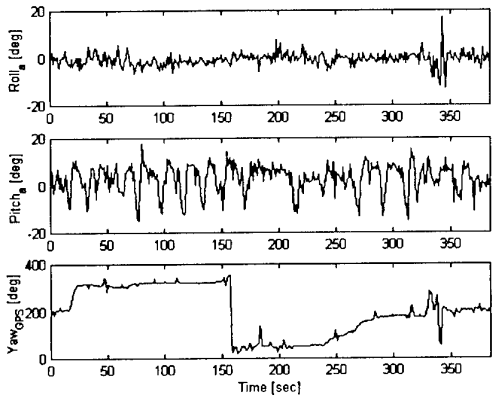


그림 6. 가속도계와 GPS를 이용하여 계산된 자세
Fig 6. Calculated attitude with accel. and GPS

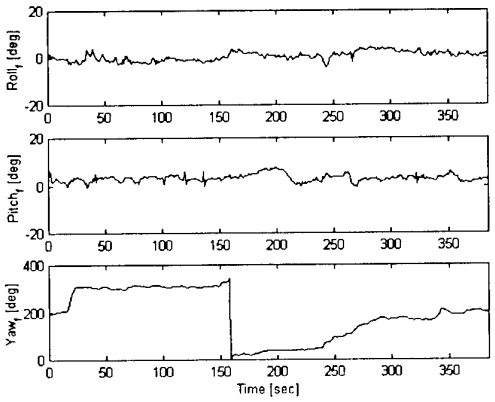


그림 7. 칼만 필터에서 계산된 자세
Fig 7. Attitude calculated by Kalman filter

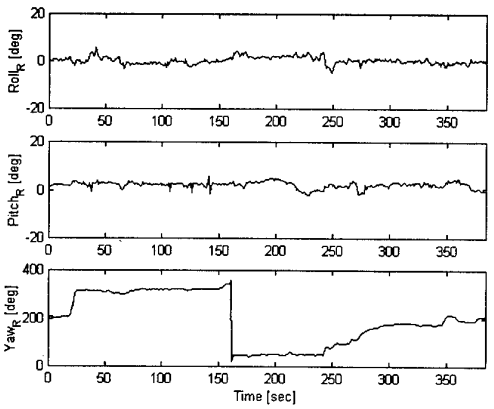


그림 8. LP-81로 계산된 자세
Fig 8. Calculated attitude using LP-81

5. 결 론

본 논문에서는 저급 IMU의 위치 및 자세를 보정하기 위한 보조 자세를 계산하는 방법과 이를 결합하는 칼만필터를 제시하였다. 저급 IMU는 지구 자전 각속도를 측정할 수 없어 초기 요각을 계산할 수 없지만 GPS의 속도정보를 이용하여 초기 요각을 계산할 수 있었다. 또한 가속도계 출력과 GPS의 위치, 속도정보를 이용하여 계산된 보조정보를 칼만필터를 사용하여 위치 및 자세오차를 추정, 보상하여 시간이 경과함에 따라 발산하는 것을 억제할 수 있었다.

다음과 같은 결과를 통하여 초기정렬을 수행할 수 없는 시스템이나 저급 IMU를 사용한 관성항법장치를 사용하는 경우 가속도계와 단일안테나 GPS만으로도 관성항법장치의 초기 요각 계산과 시간에 따라 오차가 누적되는 현상을 억제하여 항법성능을 개선하는데 사용될 수 있을 것이다.

후기

본 연구는 1999년도 국가지정연구실 사업 "GPS/INS/CDMA 통신망 통합 복합항법시스템 개발"에 의해 수행되었습니다.

참고 문헌

[1] E. D. Kaplan Understanding GPS Principles and Applications, AH, 1996.
[2] J. A. Farrell, M. Barth, The Global Positioning System & Inertial Navigation, McGraw-Hill, 1999.
[3] R. B. Miller, "Strapdown Inertial Navigation Systems : an Algorithm for Attitude and Navigation Computations".
[4] R. G. Brown, Patrick Y. C. Hwang, Introduction to Random Signals an Applied Kalman Filtering, John Wiley & Sons, 1985.
[5] R. P. Cornfeld, "Preliminary flight test of pseudo-attitude using single antenna GPS sensing," IEEE, 1998.
[6] 김상섭, 진용, 조성윤, 박찬국, 지규인, 이영재, "저급 IMU의 오차 보정," 항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2000. 5.
[7] 김영한, "퍼지 이론을 이용한 수중 운동체의 자세계산 혼합 알고리즘," 공학석사학위논문, 서울대학교 제어계측공학과, 1995.
[8] 박찬국, 진용, 이준호, 지규인, "가상현실시스템을 위한 3차원 움직임 측정모듈 오차보정," 멀티미디어 학술회의 논문집, 2000. 2.
[9] 조성윤 외, "단일 안테나 GPS와 가속도계를 이용한 저급 IMU의 자세 보정," 한국자동제어학술회의 2000. 10.

GPS 반송파 위상 측정치를 이용한 SDINS 초기정렬

GPS Carrier Phase-Aided SDINS Alignment

°김 영 선*, 오 상 헌*, 황 동 환**, 이 상 정**

* 충남대학교 전자공학과(Tel:042-822-7956; E-mail:yskim@control.chungnam.ac.kr)

** 충남대학교 정보통신공학부(Tel:042-821-5670; E-mail:dhhwang@hanbat.chungnam.ac.kr)

Abstract: This paper proposes a GPS carrier phase-aided SDINS alignment scheme that can be applied even when fewer than four GPS satellites are tracked. The proposed algorithm utilizes the zero velocity information and the carrier phase measurements from the multi-antenna GPS receiver. A Kalman filter is designed to combine these measurements and inertial solutions. In order to show the feasibility of the proposed alignment scheme, computer simulations and an experimental trial are carried out. The performance has been good even in comparison with the highly accurate INS, MAPS(Modular Azimuth Positioning System), used in the trial.

Keywords: SDINS, alignment, GPS carrier phase measurements, Kalman filter

1. 서 론

관성항법시스템(Inertial Navigation System)은 관성센서인 자이로 및 가속도계 출력만을 이용하여 항체의 위치, 속도 및 자세를 계산하는 시스템이다[1]. 일반적으로 관성항법시스템은 센서가 안정대 위에 장착되는 GINS와 센서가 동체에 직접 부착되는 SDINS로 나누어진다. SDINS는 GINS에 비해 소형, 저가, 저전력 소비, 유지보수 용이 등의 장점을 가지는 반면 센서 정보로부터 항법 결과를 제공하기 위해서 많은 계산이 필요한 단점을 가지고 있다. 그런데, 반도체 기술의 발달에 따른 컴퓨터의 성능향상으로 응용분야가 점점 확대되고 있다[1].

GPS(Global Positioning System)는 1995년부터 FOC(Full Operational Capability)로 운영되고 있는 약 20,183km 고도상에 배치된 24개의 NAVSTAR 위성에 의하여 전세계 어디서나 언제든지 사용자에게 위치와 시각을 제공한다. 또한 저가의 수신기로 기존의 측위 시스템보다 정확한 위치를 제공할 수 있으므로 제한된 분야에서만 사용되던 측위 및 항법 시스템을 일반에게까지 보편화함으로써 항법 분야에 일대 혁명을 가져오고 있다[2]. GPS의 다양한 응용분야 중 하나로, 정확한 위치 결정을 위하여 반송파 위상을 이용하는 방법이 연구되어 왔으며, 대략 수 cm 이하의 오차를 갖는 매우 정확한 위치측정이 가능하다[3]. 반송파 위상 신호를 이용하여 항체의 자세를 구하는 연구가 최근에 활발히 진행되고 있으며 일부 상용제품이 소개되고있다[4].

SDINS에서 초기정렬이란 항법 수행 전에 동체의 초기자세를 구하는 과정이다[1,5,6,7]. 초기자세오차는 항법을 수행하는 동안 계속 누적되어 항법정보의 주요오차 요인으로 작용하므로 정확한 초기자세를 찾는 것은 매우 중요하다. 영속도 정보만을 이용한 초기정렬 과정은 완전 가관측하지 않음이 알려져 있으며[5-7], 특히 방위각은 정확도가 낮고 수렴속도가 매우 느리다[5]. 따라서 최근까지 시스템의 가관측성을 향상시키기 위한 많은 연구 결과들이 발표되어 왔다. 특히 방위각의 수렴성을 향상시키기 위해 수평축 정보를 방위각 정렬에 이용하는 방법, 항체의 자세를 변화시켜 가관측성을 향상시키는 다중위치 초기정렬(Multi-position Alignment) 방법 등 관성센서만으로 가관측성을 향상시키는 방법들과[5,7,9] 주행 중 정렬(In-flight Alignment), GPS 반송파 위상 신호를 이용한 방법, 자세측정용 GPS의 자세 출력값을 이용한 방법 등과 같이 보조센서를 이용하여 가관측성을 향상시키는 도움정렬(Aided Alignment) 기법들도 발표되고 있다[6,8,10].

본 논문에서는 자세측정용 GPS 수신기에서 측정한 반송파 위상 신호를 이용하여 시스템의 완전 가관측성을 보장하는 SDINS 초기정렬 알고리즘을 제안하고자한다. SDINS 오차를 보정하기 위한 방법으로써 피드백 형태의 칼만필터를 구성하여 필터에서 추정한 오차가 SDINS에 피드백되도록 하였다. 칼만필터는 오차보정을 위해 GPS에서 측정된 반송파 위상 신호와 영속도 정보를 이용한다. Monte-Carlo 시뮬레이션과 실험을 통하여 제시한 초기정렬 알고리즘의 타당성을 보이고자 한다.

2. 초기정렬 과정

2.1 구성도

그림1은 제안한 초기정렬 알고리즘의 구성도이다. 알고리즘은 크게 SDINS 계산부분과 칼만필터 부분으로 구성된다. SDINS 계산부분에서는 관성센서로부터 출력되는 속도증분값과 각증분값을 사용하여 동체의 속도와 자세를 계산한다. 칼만필터는 SDINS의 속도오차, 자세오차, 센서오차를 상태변수로 하며, 칼만필터에서 추정한 상태변수는 SDINS 계산부분으로 피드백되어 오차를 보상한다. 칼만필터는 SDINS 오차보정을 위해 GPS 정보와 영속도 정보를 이용하며 GPS 정보의 경우 반송파 위상 신호뿐만 아니라, 위성궤도 정보와 검색방법에 의해 결정된 미정정수를 포함한다.

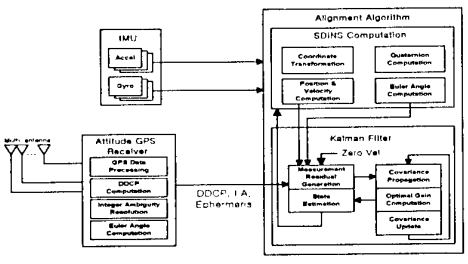


그림 1. 초기정렬 알고리즘 구성도

Fig.1 Scheme of Alignment Algorithm

2.2 SDINS 자세·속도 계산

자세계산은 수치적으로 안정하고 계산량에서 유리한 쿼터니언 방법을 사용한다. 쿼터니언에 대한 미분방정식은 식(1)과 같다.

$$\dot{Q}_b^n = \frac{1}{2}[\omega_{nb}^b]Q_n^b \tag{1}$$

여기서, Q_b^n은 동체좌표계로부터 항법좌표계에 대한 쿼터니언, $[\omega_{nb}^b]$는 다음과 같은 왜대칭(Skew-symmetric) 행렬이다.

$$[\omega_{nb}^b] = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{nb,x}^b & -\omega_{nb,y}^b & -\omega_{nb,z}^b \\ \omega_{nb,x}^b & 0 & \omega_{nb,z}^b & -\omega_{nb,y}^b \\ \omega_{nb,y}^b & -\omega_{nb,z}^b & 0 & \omega_{nb,x}^b \\ \omega_{nb,z}^b & \omega_{nb,y}^b & -\omega_{nb,x}^b & 0 \end{bmatrix} \tag{2}$$

쿼터니언과 방향코사인행렬, 오일러각은 상호 변환이 가능하며, 항체의 자세는 오일러각의 형태로 얻을 수 있다.

속도에 관한 미분방정식은 식(3)와 같다.

$$\dot{V}^n = f^n - 2\omega_{ie}^n \times V^n + g^n \tag{3}$$

여기서, V^n, f^n, g^n은 각각 항법좌표계에서 표현된 속도, 가속도 및 중력 벡터이며, ω_{ie}^n은 항법좌표계에서 표현된 지구 자전각속도 벡터를 나타낸다.

2.3 칼만필터

칼만필터에서 추정한 상태변수는 SDINS 계산부분으로 피드백되어 오차를 보정한다.

2.3.1 SDINS 오차모델

관성항법시스템의 오차모델은 크게 기준좌표계에 대한 플랫폼 좌표계의 Phi 오차모델과 관성항법시스템이 가리키는 위치에서의 컴퓨터좌표계에 대한 플랫폼좌표계의 Psi 오차모델로 분류한다[15]. 본 논문에서는 Psi 오차모델을 SDINS에 적합한 형태로 변형하였다. 또한 가속도계 및 자이로오차는 랜덤 상수로 모델링하였다. 정지상태에서 속도오차, 자세오차, 센서오차 방정식을 상태공간에서 식(4)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{x} = Ax + w, \qquad w \sim N(0, Q) \tag{4}$$

w는 공정잡음이고 Q는 공정잡음의 공분산 행렬이다. 상태변수 x는 다음과 같이 속도오차, 자세오차, 센서오차로 구성된다.

$$x = [\delta V_N, \delta V_E, \delta V_D, \phi_N, \phi_E, \phi_D, \nabla_x, \nabla_y, \nabla_z, \varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z]^T \tag{5}$$

여기서 첨자 N, E, D는 지정된 변수가 각각 북쪽, 동쪽 및 중력 방향쪽의 성분임을 나타내고 x, y, z는 지정된 변수가 동체좌표계에서 표현된 변수임을 나타낸다. 시스템 행렬 A는 다음과 같다.

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 2\Omega_D & 0 & 0 & g & 0 & C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & 0 \\ -2\Omega_D & 0 & 2\Omega_N & -g & 0 & 0 & C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -2\Omega_N & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_D & 0 & 0 & 0 & 0 & -C_{11} & -C_{12} & -C_{13} \\ 0 & 0 & 0 & -\Omega_D & 0 & \Omega_N & 0 & 0 & 0 & -C_{21} & -C_{22} & -C_{23} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\Omega_N & 0 & 0 & 0 & 0 & -C_{31} & -C_{32} & -C_{33} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{6}$$

여기서, Ω, g는 각각 지구자전 각속도 벡터와 중력의 크기를 나타낸다.

2.3.2 측정모델

GPS 반송파 위상신호를 SDINS 초기정렬에 이용하는 경우 GPS/INS 통합 관점에서 볼 때 측정치를 직접 이용하므로 강결합(tightly-coupled) 기법이라 할 수 있다. GPS의 반송파 위상신호에는 수신기 측정 잡음 이외에도 위성 및 수신기 시계오차, 전리층 및 대류층 오차, 다중경로 오차가 포함되어 있다. 따라서 정밀한 상대위치 측정을 위하여 이중 차분된 GPS 반송파 위상신호가 주로 쓰이며, 수신기간의 거리가 가까운 경우 다중경로를 제외한 모든 공통오차는 상쇄된다. 이중 차분된 GPS 반송파 측정방정식은 다음과 같다.

$$\lambda \Phi_{AB}^{ik}(t) = r_{AB}^{ik}(t) + \lambda N_{AB}^{ik} + w_{AB}^{ik}(t) \tag{7}$$

여기서 Φ는 측정된 GPS 반송파 위상 신호이며, λ는 반송파의 파장 길이를 나타낸다. 첨자 A와 B는 각각의 수신기 나타내며, r은 수신기에서 위성까지의 거리를 의미한다. N은 미지정수이며 w는 수신기의 측정잡음을 나타낸다.

GPS 반송파 위상 신호를 SDINS 초기정렬에 이용하기 위한 측정방정식은 논문[8]에서 소개되어 있으며 식(8)과 같다.

$$\begin{aligned} z^{ik} &= \lambda \Phi_{RU}^{ik} - h_R^{ik} C_n^e \overline{C_b^n} r^b - \lambda N_{RU}^{ik} \\ &= h_R^{ik} C_n^e (-\overline{r^n} \times)\phi + w_{RU}^{ik} \end{aligned} \tag{8}$$

여기에서 R과 U는 각각 기준 수신기와 사용자 수신기를 나타내며, r^b는 알고 있는 값인 동체좌표계에서의 기저선 벡터를 나타낸다. C_n^e는 항법좌표계에서 지구고정좌표계로의 좌표변환 행렬, $\overline{C_b^n}$은 SDINS에서 계산한 동체좌표계에서 항법좌표계로의 좌표변환 행렬, $\overline{r^n}$은 항법좌표계에서 계산한 기저선 벡터를 의미한다.

측정값으로 속도오차를 포함하고, 2개의 기저선을 고려하다면 측정모델은 식(9)과 같이 표현할 수 있다.

$$z = Hx + v, \qquad v \sim N(0, R) \tag{9}$$

측정행렬 H는 다음과 같다.

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{12} C_n^e(n^n) & h_{R_0}^{12} C_n^e(n^n) & h_{R_2}^{12} C_n^e(n^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{23} C_n^e(n^n) & h_{R_0}^{23} C_n^e(n^n) & h_{R_2}^{23} C_n^e(n^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{34} C_n^e(n^n) & h_{R_0}^{34} C_n^e(n^n) & h_{R_2}^{34} C_n^e(n^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{1,l-1,l} C_n^e(n^n) & h_{R_0}^{1,l-1,l} C_n^e(n^n) & h_{R_2}^{1,l-1,l} C_n^e(n^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{12} C_n^e(r_2^n) & h_{R_0}^{12} C_n^e(r_2^n) & h_{R_2}^{12} C_n^e(r_2^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{23} C_n^e(r_2^n) & h_{R_0}^{23} C_n^e(r_2^n) & h_{R_2}^{23} C_n^e(r_2^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{34} C_n^e(r_2^n) & h_{R_0}^{34} C_n^e(r_2^n) & h_{R_2}^{34} C_n^e(r_2^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & h_{R_2}^{1,m-1,m} C_n^e(r_2^n) & h_{R_0}^{1,m-1,m} C_n^e(r_2^n) & h_{R_2}^{1,m-1,m} C_n^e(r_2^n) & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{10}$$

여기서, l, m은 각각의 기저선에서 보이는 가시위성의 수이다.

GPS 반송파 위상 신호를 SDINS 초기정렬에 이용하는 경우 단지 가시위성의 수가 2개이더라도 GPS 측정값을 이용할 수 있는 장점이 있다.

식(4)와 식(9)에서 주어진 시스템은 측정모델이 위성의 움직임과 관련된 항인 h_R^{ik}으로 표현되므로 시변시스템이다. GPS 반송파 위상신호를 SDINS 초기정렬에 이용할 때에 기저선이 2개 이상인 경우 초기정렬 과정은 완전 가관측함이 알려져있다[8].

3. 실험 및 성능평가

제안한 알고리즘은 컴퓨터 시뮬레이션과 실험에 의하여 검증되었다. 시뮬레이션과 실험에서 관성센서로 중저급의 성능을 갖는 하니웰사의 HG1700AE IMU(Inertial Measurement Unit)를 사용하였다. HG1700AE의 오차특성은 표1과 같다.

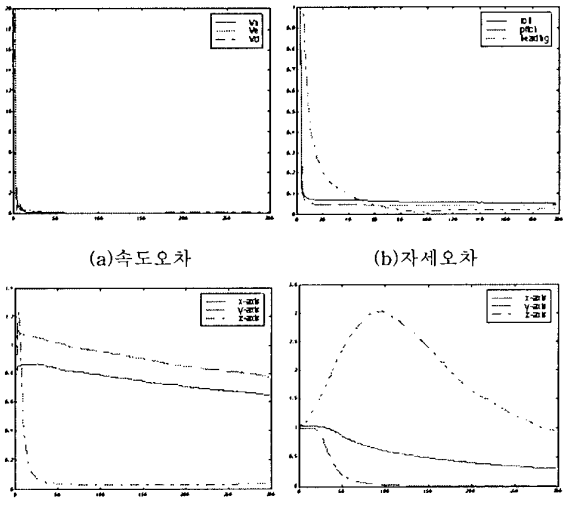
표 1. HG1700AE의 오차특성

오차 구분	오차 크기(1σ)
자이로 랜덤바이어스	1 °/h
자이로 백색잡음	80 μrad
자이로 랜덤워크	0.125 °/$\sqrt{h}$
가속도계 랜덤바이어스	1 mg
가속도계 백색잡음	0.008 ft/sec
가속도계 랜덤워크	0.065 ft/sec/$\sqrt{h}$

3.1 시뮬레이션

제안한 알고리즘의 성능 평가를 위해 100회의 Monte-Carlo 시뮬레이션을 수행하였다. 자세결정 GPS 수신기는 3 안테나 수신기를 가정하여 기준안테나를 동체의 중심에 두고 부 안테나를 각각 롤축과 피치축에 배치하였다. 기저선 벡터는 동체좌표계와 정확히 일치하고 길이는 각각 1m, 1.025m로 두었으며 Pseudo Range 측정오차는 20m, 반송파 위상 측정오차는 3mm로 하였다. SDINS의 속도, 자세는 관성센서의 출력주파수에 따라 0.01초를 주기로 하여 계산하였고, 칼만필터의 주기는 1초로 하였다. 동체의 초기자세는 롤, 피치, 방위각이 각각 0도, 각각의 초기자세 오차로써, 롤, 피치각 오차는 1도, 방위각 오차는 5도로 가정하였으며 200초간 초기정렬을 수행하였다.

그림2은 가시위성의 수가 4개 이상인 경우의 초기정렬 결과를 보여주며 오차의 RMS(Root Mean Square)값이다.



(a)속도오차 (b)자세오차

(c)가속도계 바이어스 추정오차 (d)자이로 바이어스 추정오차

그림 2. 시뮬레이션 결과(가시위성 4개 이상)

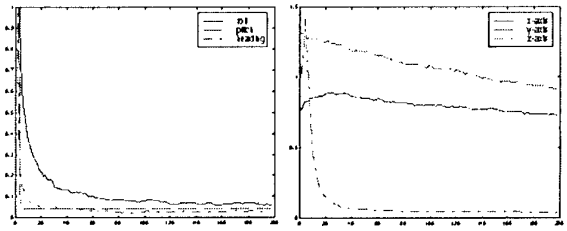
Fig.2 The Simulation Results(more than four visible satellites)

그림2(b)에서 방위각 오차가 롤, 피치각 오차보다 작은 이유는 반송파 위상 측정시 수직축보다 수평면에 대하여 그 측정오차가 더욱 작기 때문이라고 해석할 수 있다. 그림2(c-d)는 가속도계와 자이로의 바이어스 추정오차이다. 비록 수렴속도가 속도 및 자세 결과 보다 느리지만 비교적 정확하게 센서오차를 추정하고 있음을 보여준다. 시뮬레이션 결과는 칼만필터가 모든 상태변수를 추정할 수 있음을 보여주며, 이는 가관측성 조사 결과와 일치한다. 표2는 100초에서의 초기자세 오차를 보여준다. 이 결과는 GPS 단독의 자세 정확도를 능가하며 빠르게 초기정렬을 수행할 수 있음을 보여준다.

표 2. 100초에서의 초기자세 오차

구 분	평균(도)	표준편차(도, 1σ)
롤 각	0.0018	0.052
피치각	0.0008	0.041
방위각	0.0003	0.020

그림3은 가시위성의 수를 2개로 가정한 경우의 시뮬레이션 결과이다. 그림에서 수렴속도가 다소 느려졌으나 오차가 수렴하고 있음을 보여준다. 이 결과는 제시한 알고리즘이 위성 환경에 대하여 강건함을 보여준다.



자세오차 가속도계 바이어스 추정오차

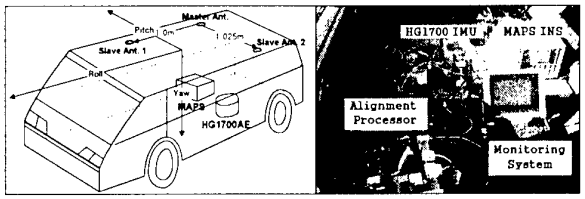
그림 3. 시뮬레이션 결과(가시위성 2개)

Fig.3 The Simulation Results(two visible satellites)

3.2 실험

제안한 알고리즘의 성능 검증을 위해 관성센서와 GPS수신기를 차량에 탑재하여 실험을 수행하였다. 관성센서는 하니웰사의 HG1700AE를 사용하였고 자세측정용 GPS 수신기로는 충남대학교에서 설계한 CNU 3 안테나 GPS 수신기를 사용하였다. CNU 3 안테나 GPS 수신기는 위성의 궤도정보, 반송파 위상 측정치, 자세정보 등을 제공하며 기저선 길이가 1m인 경우 롤, 피치각이 1° (1σ), 방위각은 0.5° (1σ)의 오차를 갖는다.

그림4는 실험 환경을 보여준다. 제안한 알고리즘의 성능평가를 위해서는 정밀한 기준 시스템이 필요하였으며 본 논문에서는 매우 정밀한 항법시스템인 MAPS(Modular Azimuth Positioning System)를 기준시스템으로 사용하였다. MAPS는 하니웰사에서 제조하였으며 가속도계 바이어스가 56μg(1σ), 자이로 바이어스가 0.024° /h(1σ)의 성능을 가지고 있다. MAPS와 HG1700AE는 정확히 동체좌표계에 일치시켜 차량 내부에 탑재하였으며 GPS 안테나는 차량 지붕에 설치하였다. 그림4(a)는 GPS 안테나의 배치를 나타낸다. 기준 안테나는 차량 지붕의 우측하단에 설치하였으며, 부 안테나 1, 2는 각각 롤축과 피치축에 설치하였다. 각 기저선 벡터의 길이는 각각 1m, 1.025m이다. 그림4(b)는 실험장치가 설치된 차량 내부를 보여준다. 그림에서 Alignment Processor



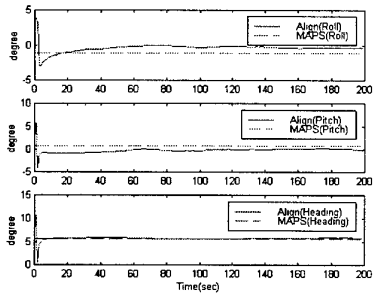
(a) 안테나 배치 (b) 차량 내부

그림 4. 실험 환경

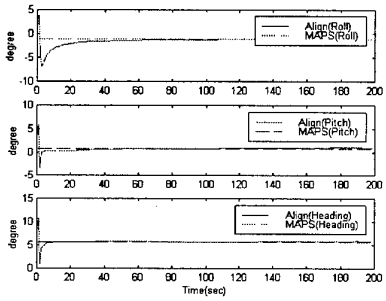
Fig.5 Experimental Setup

는 GPS 수신기와 HG1700AE의 인터페이스를 담당하며 센서 출력값으로부터 초기정렬을 수행한다.

차량의 위치는 DGPS 방법을 사용하여 정밀하게 측지되었다. 약 200초간 초기정렬을 수행하였으며, 초기정렬 동안에 가시위성의 수는 8개이었다. GPS 안테나를 차량 지붕에 장착할 때에, 장착오차로 인하여 GPS 기저선 벡터와 동체좌표계간에 비정렬 오차가 존재하였으며 이를 보정하기 위해 1000초 이상 GPS 자세 출력값을 저장한 후 평균을 취하여 MAPS 자세와의 차이를 보상하는 방법을 사용하였다. GPS 기저선 벡터의 동체좌표계에 대한 장착 비정렬 오차는 롤, 피치, 요축에 대해서 각각 -0.83도, 1.02도, 0.01도이다. MAPS는 약 5분간 초기정렬을 수행하였으며, MAPS에서 계산된 초기자세는 롤, 피치 및 방위각이 각각 -1.18도, 0.76도, 5.67도이다. 그림5은 MAPS의 자세와 비교한 SDINS 초기정렬 결과이다. 그림5(a)는 동체좌표계와 GPS 기저선 벡터와의 장착 오차를 고려하지 않은 경우이고, 그림5(b)는 장착 오차를 보정한 후의 초기정렬 결과이다.



(a)장착오차 보정전



(b)장착오차 보정후

그림 5. 실험 결과

Fig.5 The Experimental Results

그림5(a)는 장착 비정렬오차로 인하여 SDINS 초기정렬 결과가 MAPS의 자세 계산값으로 수렴하지 않는 것을 볼 수 있다. 반면 그림5(b)는 장착 비정렬오차를 보정한 경우로, 초기정렬 결과가 MAPS의 자세 계산값으로 수렴함을 알 수 있다. 표4는 100초에서의 초기정렬 결과를 요약하였다. 실험 결과는 GPS 기저선 벡터의 장착오차를 보정하면 짧은 시간에 정확한 초기정렬 결과를 얻을 수 있었으며 특히 방위각의 경우 롤, 피치각 보다 더욱 정확한 결과를 보여준다.

표 4. 초기정렬 실험결과

구 분	MAPS	제안한 알고리즘	
		장착오차 보정전	장착오차 보정후
롤 각	-1.18도	-0.37도	-1.28도
피치각	0.76도	-0.43도	0.65도
방위각	5.67도	5.63도	5.63도

4. 결 론

본 논문에서는 자세측정용 GPS 수신기에서 측정한 GPS 반송파 위상 신호를 이용한 SDINS 초기정렬 알고리즘을 제안하고 실험을 통하여 그 성능을 검증하였다. 제안한 알고리즘을 크게 SDINS 계산부분과 칼만필터 부분으로 구성하였으며 칼만필터에서 추정한 상태변수는 SDINS 계산부분으로 피드백되어 오차를 보정하도록 하였다. 알고리즘의 성능 검증을 위해 컴퓨터 시뮬레이션과 실험을 수행하였다. 시뮬레이션 결과, 칼만필터는 모든 상태변수를 빠르고 정확하게 추정하였으며 이것은 가관측성 해석결과와 일치한다. 또한 방위각 오차는 롤, 피치각 오차보다 더욱 작게 유지되었으며 이는 반송파 위상 측정시 수직축보다 수평면에 대하여 측정오차가 더욱 작기 때문이라고 해석할 수 있다. 가시위성의 수가 2개인 경우에도 약간의 수렴성만 나빠질 뿐 정확한 초기정렬 결과를 얻어 제안한 알고리즘이 위성 환경에 강건함을 보여주었다. 실험에서는 중저급의 관성센서인 HG1700AE와 충남대학교에서 제작한 CNU 3-안테나 GPS 수신기를 사용하였다. 실험결과, GPS 기저선 벡터를 동체좌표계에 일치시키는 과정에서 발생한 장착 비정렬 오차가 초기정렬 성능에 영향을 미친 것을 볼 수 있는데 이를 보정하면 정확한 초기정렬 결과를 얻을 수 있음을 확인하였다.

가시위성과 기저선 수에 따른 가관측성 해석, 주행중 정렬 등을 통한 관성센서와 GPS 기저선 벡터의 장착 비정렬 오차를 실시간으로 추정할 수 있는 알고리즘 등에 대한 연구가 앞으로 계속 수행해야 할 과제들이다.

[참 고 문 헌]

[1] D. H. Titterton and J. L. Weston, *Strapdown inertial navigation technology*, Peter Peregrinus Ltd., United Kingdom, 1997.

[2] 이상정, "GPS 기술 동향", 대한전기학회지, 제48권, 8호, pp. 40-47, 8. 1999.

[3] 박찬식, "GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세결정", 박사학위논문, 서울대학교, 서울, 1997.

[4] M. K. Martin. C-MIGITS II Design and Performance, *Proc. of ION GPS 97*, pp.95-102, 1997.

[5] J. C. Fang and D. J. Wan, "A Fast Initial Alignment Method for SDINS on Stationary Base", *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 32, no. 4, pp. 1501-1505, October, 1996.

[6] D. Goshen-Meskin and I. Y. Bar-Itzhack, "Observability Analysis of Piece-Wise Constant System-Part II", *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 4, pp. 1068-1075, October, 1992.

[7] J. G. Lee, C. G. Park and H. W. Park, "Multiposition Alignment of Strapdown Inertial Navigation System", *IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 29, no.4, pp. 1323-1328, October, 1993.

[8] J. W. Kim, J. G. Lee, G. I. Jee and C . S. Park, "Stationary Alignment of SDINS Using GPS Carrier Phase measurements", *Proc. of ION GPS 97*, pp. 329-339, 1997.

[9] 김영선, 오상헌, 황동환, "칼만필터를 이용한 스트랩다운 관성항법시스템의 초기정렬 알고리즘 구현", '99 한국 자동제어 학술회의, pp. C298-301, 1999.

[10] D. -H. Hwang, Y. S. Kim, S. H. Oh, S. T. Kim and S. J. Lee,"Initial Alignment Algorithm for the SDINS using a Multi-antenna GPS Receiver", *ASCC '2000 Proc.. pp.* 807-811, 2000.

3차원 자세 측정용 GPS와 저가형 IMU 통합 시스템 설계

A Navigation Algorithm Integrating Multi-Antenna GPS with Low Cost IMU

이재호*, 서흥석*, 오천균**, 이기원**, 성태경***, 박찬식****, 이상정***

*충남대학교 전자공학과(Tel : 042-825-3991, Fax : 042-823-4494)
**충남대학교 전기공학과(Tel : 042-821-4491, Fax : 042-823-7970)
***충남대학교 정보통신 공학부(Tel : 042-825-3991, Fax : 042-823-4494)
****충북대학교 전기전자 공학부(Tel : 043-275-6953, Fax : 043-268-2386)

Abstract: This paper designs an integrated system using a GPS attitude determination system and a low cost IMU. The GPS attitude determination system calculates the precise attitude of vehicle using carrier phase measurements. The integration filter should compensate gyro error and attitude errors more precisely. In addition, the misalignment error of the GPS antennas should also be compensated. This paper also presents an algorithm for compensating the alignment error.

Keywords: INS, GPS, attitude.

1. 서론

관성항법장치(INS)는 외부의 도움이 없이 관성센서인 자이로와 가속도계로 측정되는 항체의 가속도와 각속도를 이용하여 항체의 위치, 속도 및 자세에 대한 정보를 계산하는 시스템이다. 그러나 관성 항법 장치는 가속도와 자이로의 입력값을 적분해 자세와 속도를 계산하기 때문에 시간이 지날수록 오차가 누적되는 단점이 있다. 반면, GPS 는 위성을 이용해 지구상의 절대적인 위치를 계산하는 전파 항법 시스템으로 관성 항법 장치와는 달리 단시간의 항법 오차는 크지만 시간이 지나도 오차가 누적되지 않는 장점을 가지고 있다[2]. GPS/INS 통합 항법 시스템의 INS 와 GPS 의 장점만을 취합한 시스템이다. 또한, 여러 개의 GPS 안테나로부터 측정된 반송파 위상을 이용하면 안테나간의 기저선 벡터를 이용해 항체의 자세를 정확히 구할 수 있다. 만약, 여러 개의 안테나를 이용한 자세 측정용 GPS 수신기와 INS 를 통합하면 항체의 자세 오차와 자이로 센서의 오차를 정확히 보상할 수 있다. 그러나, GPS 의 안테나간의 기저선 벡터를 항체의 동체 좌표계 축에 정확히 일치시키기가 어렵기 때문에 GPS 에서 제공하는 자세 정보와 실제 자세는 차이가 발생하게 되며 이를 보상해 주어야 한다.

본 논문에서는 항체의 3 차원 자세를 구할 수 있는 자세 측정용 GPS 수신기와 저가형 IMU 를 이용한 통합 항법 시스템을 제시하였다. 일반적인 GPS/INS 통합 시스템은 GPS 의 위치와 속도 정보만을 이용하지만 제시한 통합 항법 시스템은 GPS 의 자세 정보도 같이 이용하기 때문에 항체의 자세 오차를 좀 더 정확히 보상할 수 있다. 그러나, 3 차원 자세 측정용 GPS 수신기와 IMU 의 통합시 GPS 안테나간의 기저선 벡터와 동체좌표계가 틀어져 있으면 INS 의 오차를 정확히 보상하기 어렵게 된다. 따라서, 본 논문에서는 GPS 안테나의 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각도를 보상해 주는 방법을 제시하였으며, 모의 실험을 통해 보였다.

2. 오차 방정식의 유도

GPS/INS 통합 칼만 필터를 구현하기 위해서는 먼저 INS 항법해 오차에 대한 분석이 필요하다. 본 논문에서는 저가형 IMU 와 자세 측정용 GPS 를 통합 할 때 발생할 수 있는 오차에 대해 정의하고, 자세 오차, 속도 오차, 위치 오차, 센서 오차와 GPS 안테나의 기저선 벡터와 동체 좌표계 축간의 틀어진 각을 상태변수로 하여 오차 방정식을 구성하였다.

2.1 항법 오차

2.1.1 센서 오차

논문에서 사용된 IMU는 crossbow사의 DMU-6X이며 사양은 표 1에 나타내었다.

표 1. DMU 6X 사양

Performance	Gyro	Accel
Scale Factor Calibration	< 1%	< 1%
Bias Stability(25°C)	± 2 °/sec	± 10mG
Resolution	0.05 °/sec	5mG
Random Walk	.35 °/sec/rtHr	.15 m/s/rtHr

표 1에서 알 수 있듯이, 사용된 IMU는 저가의 센서로서 장시간의 항법에는 적합하지 않으며, 외부 도움 없이 센서만으로는 초기 정렬을 하기가 어렵다는 것을 알 수 있다.

본 논문에서는 가속도계와 자이로의 오차를 유발하는 주된 요인으로 바이어스로 가정하였으며 모델식은 식(1)과 식(2)에 각각 나타내었다.

$$\delta \underline{w}_{ib}^{b} = \delta \underline{w}_{B} \tag{1}$$

$$\delta \underline{f}^{b} = \delta \underline{f}_{B} \tag{2}$$

여기서, $\delta \underline{w}_{B}$ 는 자이로의 바이어스 오차를 나타내며, $\delta \underline{f}_{B}$ 는 가속도계 바이어스 오차를 나타낸다.

2.1.2 GPS에서 제공하는 자세 정보의 오차

자세 측정용 GPS 수신기에서 제공하는 자세 정보는 GPS의 반송파 위상 측정치를 이용해 구하게 되며, 자세 오차는 안테나간의 기저선의 길이에 따라 영향을 받게 된다. 안테나간의 기저선 길이가 길어지면 자세 오차는 작아지고 기저선 길이가 짧아지면 자세 오차는 커지게 된다. 논문에서는 기저선 길이를 1m로 하였으며, 이때의 자세

오차는 요각은 평균 0.3[deg]의 오차를 가지며, 롤각과 피치각은 평균0.4[deg]의 오차를 갖는다. 또한, 자세 측정용 GPS 수신기의 자세는 안테나간의 기저선 벡터를 이용해 구하므로, 그림 1과 같이 기저선 벡터가 동체 좌표계와 일치하지 않으면 오차가 생기게 된다. 따라서 이런 자세 정보를 사용하면 필터에서 항법해를 정확히 추정할 수 없게 되므로 이를 보상해 주어야 한다.

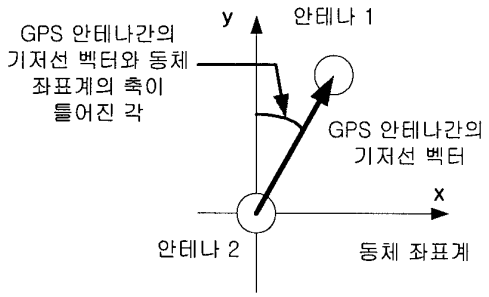


그림 1 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체좌표계

2.2 오차 방정식

일반적인 INS의 속도와 자세에 대한 오차 방정식은 각각 식(3)과 식(4)와 같이 나타낼 수 있다[1].

$$\dot{\underline{\varepsilon}} = -\underline{w}_{in}^{n} \times E - \delta\underline{w}_{in}^{n} - C_b^n \delta\underline{w}_{ib}^{b} \tag{3}$$

$$\delta\dot{\underline{v}} = -E\underline{f}^{n} + C_b^n \delta\underline{f}^{b} - (2\underline{w}_{ie}^{n} + \underline{w}_{en}^{n}) \times \delta\underline{v} \tag{4}$$

식(3)에서, E는 자세 오차의 외대칭 행렬(skew symmetric matrix)을 나타내고, $\delta\underline{w}_{in}^{n}$ 는 관성 좌표계에 대한 항법 좌표계의 각속도 오차를 나타내며 $\delta\underline{w}_{ib}^{b}$ 는 각속도 오차를 나타내며 주로 자이로의 오차에 의해 발생한다. 식(4)에서 $\underline{f}^{n}$ 는 항법 좌표계에서의 가속도 벡터를 나타나고, $\delta\underline{f}^{n}$ 는 그 오차를 나타낸다. 또한, $2\underline{w}_{ie}^{n}$, $\underline{w}_{en}^{n}$ 는 각각 코리올리의 힘과 지구 원심력을 나타낸다.

저가형 IMU 는 오차가 크기 때문에 장시간 사용하기는 어렵고 단시간에만 사용된다고 가정하면 코리올리의 힘과 지구 원심력 등은 무시할 수 있다. 간략화된 자세, 속도, 위치에 대한 오차 방정식을 다음에 나타내었다.

$$\dot{\underline{\varepsilon}} = -C_b^n \delta\underline{w}_{ib}^{b} \tag{5}$$

$$\delta\dot{\underline{v}} = -E\underline{f}^{n} + C_b^n \delta\underline{f}^{b} \tag{6}$$

$$\delta\dot{\underline{p}} = \delta\underline{v} \tag{7}$$

3. 3차원 자체 측정용 GPS와 저가형 IMU를 이용한 통합 항법 필터

GPS 와 INS 를 통합 하는 방식에는 결합 정도에 따라 비결합 방식, 약결합 방식, 강결합 방식으로 구분한다. 비결합 방식은 GPS 와 INS 가 독립적으로 동작하는 형태이며, 사용자의 판단에 의해 INS 의 오차가 너무 커지면 GPS 에서 INS 를 초기화하는 방식이다. 약결합 방식은 GPS 의 항법해를 이용하여 INS 센서 오차를 보정하는 방식으로 구현이 용이하며 계산량이 적은 장점이 있지만, 가시 위성의 개수가 4 개 미만인 경우 INS 센서 오차를 보정할 수 없는 단점이 있다. 강결합 방식은 GPS 수신기의 의사 거리 및 의사 거리 변화율을 이용하여 INS 를 보정하는 방식으로 가시 위성의 개수가 4 개 미만인 경우에도 INS 센서 오차를 보정할 수 있으며 최적의 칼만 필터성능을 얻을 수 있다고 알려져 있다. 그러나 구조가 복잡하고 계산량이 많은 단점이 있다[3].

논문에서는 초기 구현단계에 용이한 약결합 방식의 사용하여 통합 필터를 구성하였다. 항법 오차 모델로 위치, 속도, 자세 모델을 사용하였고, 센서 모델로는 자이로의 바이어스 오차, 가속도계 바이어스 오차를 사용하며 랜덤 바이어스로 가정하였다. 또한, GPS 안테나간의 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 상태 변수로 사용하였으며 랜덤 바이어스로 가정하였다.

통합 칼만 필터의 상태변수와 시스템 행렬은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\delta\underline{x} = \left[\delta\underline{p} \quad \delta\underline{p} \quad \varepsilon \quad \delta\underline{f}_B \quad \delta\underline{w}_B \quad \delta\underline{\lambda}\right] \tag{8}$$

$$F = \begin{bmatrix} 0_{3\times3} & I_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & F^n & C_b^n & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & -C_b^n & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \end{bmatrix} \tag{9}$$

여기서,

$$F^n = \begin{bmatrix} 0 & -f_d & f_e \\ f_d & 0 & -f_n \\ -f_e & f_n & 0 \end{bmatrix}$$

또한, 측정방정식의 측정행렬은 다음과 같다.

$$H = \begin{bmatrix} I_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & I_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} \\ 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & M & 0_{3\times3} & 0_{3\times3} & -N \end{bmatrix} \tag{10}$$

여기서, M 은 상태 변수인 자세 오차와 오일러각 오차 사이의 관계를 나타내는 행렬이며 N 은 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계가 틀어진 각의 오차와 오일러각 오차 사이의 관계를 나타내는 행렬로 다음과 같이 나타낼 수 있다.[7]

$$M = \begin{bmatrix} -\cos\psi_s/\cos\theta_s & \sin\psi_s/\cos\theta_s & 0 \\ \sin\psi_s & -\cos\psi_s & 0 \\ -\tan\theta_s\cos\psi_s & -\tan\theta_s\sin\psi_s & -1 \end{bmatrix}$$

$$N = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi_g\tan\theta_g & \cos\phi_g\tan\theta_g \\ 0 & \cos\phi_g & -\sin\phi_g \\ 0 & \sin\phi_g/\cos\theta_g & \cos\phi_g/\cos\theta_g \end{bmatrix}$$

여기서 아래 첨자 s 는 SDINS 에서 추정한 자세를 나타내고, 아래 첨자 g는 GPS 에서 추정한 자세를 나타낸다.

4. 통합 필터의 가관측성 분석과 통합 필터의 구현

가관측성을 분석하는 기법에는 여러 가지 기법이 있는데 시변 시스템에 대한 완전 가관측성(completely observability) 분석기법인 Gramian 행렬의 양의 한정(positive definite) 판별법은 가관측 상태변수 분리가 불가능하여 관측불가능시의 상태변수 가관측 상태변수 조합식의 도출 없이, 단지 모든 상태변수의 완전 가관측 유무만을 판별 할 수 있다[4]. 반면에 시불변 시스템에 대한 가관측성 기법은 가관측성 행렬의 rank 판별기법으로 관측 가능한 상태변수의 개수 뿐만 아니라 가관측 상태변수 조합식을 도출할 수 있으므로 가관측 및 불가관측 상태 변수들의 분리가 가능하고 결과적으로 칼만 필터의 거동특성을 사전에 살펴볼 수 있는 정보를 제공한다[5]. 그리고 최근에 발표된 시변 시스템에 대한 가관측성 분석기법으로 시변 시스템을 임의의 시간 구간에서 시불변 시스템의 연속된 것으로 가정한 piecewise constant system 의 가관측성 기법이 알려져 있다[6]. 이 기법은 시변 시스템에 대해서도 시불변 시스템의 가관측 행렬 도출 기법을 이용하여 상태 변수들을 분리하고 칼만 필터의 서동 특성을 미리 예측하고자 하는데 있다.

가관측성 행렬에 의한 가관측성 상태변수 조합식은 칼만 필터의 정상상태에서 점근적 안정(asymptotically stabe) 하다는 것이다. 따라서 칼만 필터에 의한 최적의 상태변수 추정오차는 가관측 상태변수 조합식을 0 으로 만든다.

본 논문에서 제시한 통합 필터는 시변 시스템이며 piecewise constant system 의 가관측성 기법을 적용 하기 위한 상태 변수에는 위치 오차 $\delta\underline{p}$, 속도 오차 $\delta\underline{v}$, 자세 오차 $\underline{\varepsilon}$, GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각의 오차 $\delta\underline{\lambda}$, 가속도계 바이어스 오차 $\delta\underline{f}_B$, 자이로 바이어스 오차 $\delta\underline{w}_B$을 고려한다. 여기서, 위치, 속도, 자이로의 바이어스 오차는 가관측 상태 변수이며, 가속도계 바이어스 오차와 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계의 틀어진 각의 오차인 $\delta\underline{\lambda}$를 동시에 관측할 수 없으며 자세 오차는 $\delta\underline{\lambda}$를 알아야 관측 가능하다.

위의 가관측성 분석에서와 같이 제시한 필터가 항법해를 정상적으로 추정하기 위해서는 가속도계 바이어스를 먼저 추정을 해내야 한다. 따라서, 본 논문에서는 한 개의 안테나만을 사용하는 일반적인 GPS/INS 통합 항법 필터를 이용해 가속도계 바이어스를 먼저 추정하고, 추정된 가속도계 바이어스를 제시한 필터에서 사용하여 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 추정하였다. 이 각은 GPS 안테나를 항체에 장착할 때 발생하는 오차이므로 시간이 지나도 변하지 않는다. 따라서, GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 정확히 추정됐다면 필터의 상태변수에서 제거할 수 있다.

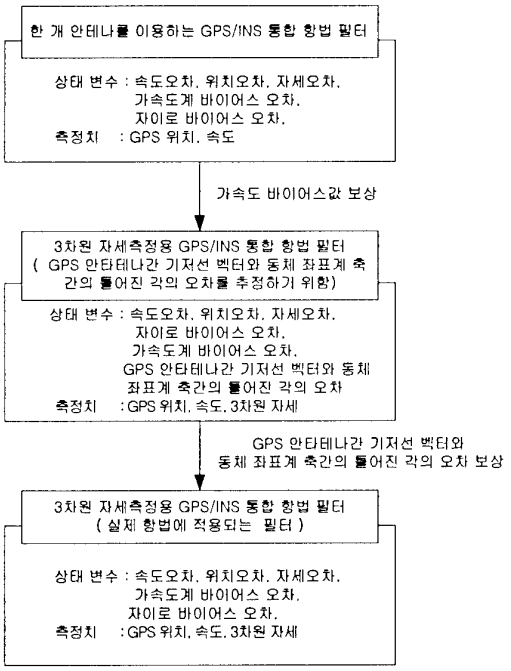


그림 2. 통합 필터의 구현

5. 실험 결과

논문에서 제시한 필터의 성능을 평가하기 위해서 모의 실험을 수행하였다. 실제의 실험에서는 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 정확히 알 수 없으며, 이 각을 추정하기 위해서는 항체가 롤각과 피치각에 대해서도 움직임을 갖고 있어야 하는데 이러한 실험을 수행하기 어려우므로 모의 실험을 수행하였다. 모의 실험에서 센서의 오차는 바이어스 오차만 고려하고 랜덤 바이어스로 모델링 하였으며, GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계가 틀어진 각은 3[deg]로 설정하였다.

3 차원 자세 측정용 GPS 와 INS 를 통합할 때, GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 보상해 주지 않으면 항법해를 정확히 추정할 수 없다. 그림 3 과 그림 4 는 이 각을 고려하지 않은 필터가 추정해낸 속도의 오차와 자세의 오차를 나타낸 것이며 제대로 추정이 되지 않음을 알 수 있다. 따라서, 필터에서 이 각을 보상해 주어야 하는데 앞의 가관측성 분석에서와 같이 가속도계 바이어스와 이 각의 오차를 동시에 추정할 수 없다. 그림 5 와 그림 6 은 가속도계 바이어스 오차와 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 동시에 추정했을 때의 추정된 가속도계 바이어스의 오차와 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각의 오차를 나타낸 것이다. 따라서, 가속도계 바이어스를 먼저 보상해 주어야 한다.

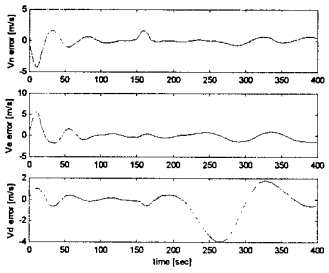


그림 3. 추정된 속도의 오차
(GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 고려하지 않은 필터)

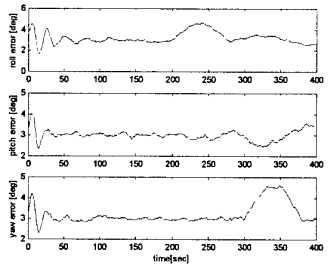


그림 4. 추정된 자세의 오차
(GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 고려하지 않은 필터)

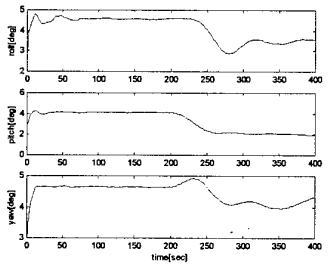


그림 5. 추정된 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체좌표계간의 틀어진 각의 오차
(GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체좌표계간의 틀어진 각과 가속도계 바이어스를 동시에 추정하는 필터)

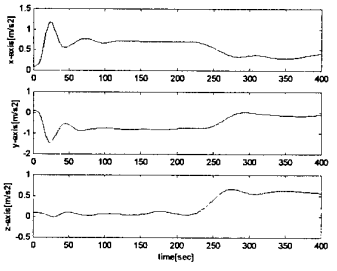


그림 6. 추정된 가속도계 바이어스의 오차
(GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체좌표계간의 틀어진 각과 가속도계 바이어스를 동시에 추정하는 필터)

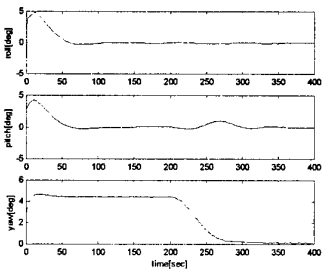


그림 7. 추정된 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체좌표계간의 틀어진 각의 오차
(추정된 가속도계 바이어스를 사용하여 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체좌표계간의 틀어진 각을 추정하는 필터)

그림 7 은 한 개의 안테나를 사용하는 GPS/INS 통합 필터로부터 가속도계 바이어스를 추정한 후 이 값을 제시한 필터에 사용하고 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 추정한 결과를 나타낸 것이다. 그림에서와 같이 가속도계 바이어스를 먼저 추정해 내고 필터를 구현하면 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 정확히 추정하는 것을 볼 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 3 차원 자세 측정용 GPS 수신기와 저가형 IMU 를 이용한 통합 항법 시스템을 개발하였다. 3 차원 자세 측정용 GPS 수신기와 INS 를 통합하면 자세 오차와 자이로 센서의 오차를 좀 더 정확히 추정할 수 있다. 그러나, 3 차원 자세 측정용 GPS 수신기와 IMU 를 통합할 때, GPS 안테나를 항체의 동체 좌표계의 축에 정확히 배치할 수 없기 때문에 GPS 의 자세 정보는 실제 자세와 차이가 있는 정보를 제공할 수 밖에 없다. 본 논문에서는 GPS 안테나간 기저선 벡터와 동체 좌표계간의 틀어진 각을 보상할 수 있는 방법을 제시하였으며 실험을 통해 확인하였다.

References

[1]D. H. Titterton, J. L. Weston, *Strapdwon Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus, United Kingdom, 1997

[2] B. W. Parkinson, J. J. Spilker, *Global Positioning System: Theory and Applications vol. I II,* AIAA, Washington, 1996.

[3]R.E. Philips, G.T. Schmidt, "GPS/INS Integration", *AGARD Lecture Series 207*, France, July 1-2, 1996.

[4]P.S. Maybeck, *Stochastic Models, Estimation and Control, vol. 1*, Academic Press, 1979.

[5]D. Goshen Meskin, I. Y. Bar-Itzhack, "Obervability Analysis of Piece-Wise Constant Systems-Part II : Application to Inertial Navigation In-Flight Alignment", IEEE Trans on AES., vol. 28, no. 4, pp.1068-1075, Oct. 1992.

[6]D. Goshen Meskin, I.Y. Bar-Itzhack, "Observability Enhancement During Inertial Navigation Systme In-Flight Alignment", J. Guidance and Control, vol. 3, no. 4, pp. 337-344, Jul-Aug 1980.

[7] 송기원, "오일러각 정합방식의 전달정렬 칼만필터 설계", Proceedings of the 13th KACC, October 1998

Session 2 – Navigation Technology II

GPS 반송파 신호 추적부 성능 향상과 고기동 환경 적용에 관한 연구 ---------- 31
이승용*, 손석보*, 박찬식**, 이상정* (*충남대 전자공학과, **충북대 전기전자공학부)

비동기 네트워크 채널에서의 소프트웨어 상관기 GPS 수신기 알고리즘 개발 ---------- 35
홍진석*, 김 휘*, 지규인*, 이영재**, 박찬국***
(*건국대 전자정보통신공학과, **건국대 항공우주공학과, ***광운대 제어계측공학과)

3차원 자세측정용 GPS 수신기 설계 ---------- 41
남성일*, 손석보*, 박찬식**, 이상정* (*충남대 전자공학과, **충북대 전기전자공학부)

GPS/GLONASS 통합 수신기 개발 ---------- 46
조득재, 김성태, 최일흥, 이상정 (충남대 전자공학과)

실수 미지정수를 이용한 항체의 실시간 동적 정밀 위치 결정 기법 ---------- 50
이영식*, 지규인*, 이영재** (*건국대 전자정보통신공학과, **건국대 항공우주공학과)

GPS/INS 통합항법시스템의 고장 검출 및 분리 ---------- 54
김성태*, 황동환** (충남대 전자공학과, 충남대 정보통신공학부)

우리별3호의 GPS 데이터를 이용하여 궤도 요소 결정을 위한 확장 칼만 필터의 응용 ---------- 59
이대로*, 이영재*, 이은성*, 남명룡**, 이현우** (*건국대 GPS시스템 연구실, **인공위성연구센터)

다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법 ---------- 65
표종선*, 신동호**, 성태경*** (*네비콤, **국방과학연구소, ***충남대 정보통신공학과)

GPS 반송파 신호 추적부 성능 향상과 고기동 환경 적용에 관한 연구
(Carrier Tracking Loop Design for High Maneuver Applications)

°이승용*,손석보*,박찬식**,이상정*

*충남대학교전자공학과(Tel:042-825-3991: Fax:042-823-4494: E-mail:goldrun@hanbat.cnu.ac.kr)
**충북대학교전기전자공학부(Tel:043-275-6953: Fax:043-268-2386 E-mail:chansp@cbucc.chungbuk.ac.kr)

Abstract: This paper describes a carrier tracking loop design for high maneuver applications. A third order PLL(Phased Lock Loop) is designed for accurate carrier phase measurement, and IMU(Inertial Measurement Unit) information is used as external aiding for robustness against high dynamic stress. From various test results, we confirmed that adequate loop filter bandwidth and PIT(Predetection Integration Time) design is needed according to application environment, and external aiding could be useful information for carrier tracking loop design, especially for high maneuver application

Keywords: Carrier tracking loop, Carrier phase measurement, PLL

1. 서 론

GPS수신기가 위성 신호로부터 데이터를 복조하고, 반송파 위상 측정치를 획득하기 위해서는 정밀한 반송파 추적이 필요하다. 반송파 추적을 위해서는 반송파 획득이 선행되어야 하며, 반송파 획득은 코드 획득과 동시에 이루어진다. GPS반송파 추적루프는 크게 3가지인 선적분기(predetection integrator), 반송파주파수 및 위상 오차검출기(discriminator) 및 루프 필터(loop filter)로 나뉘며, 이 3부분을 어떻게 설계하느냐에 따라서 루프의 특성이 결정된다. 즉, 이 세 가지 부분은 수신기 반송파 루프의 중요한 두 가지 성능지수인 잡음특성과 시선각 방향으로의 동특성을 결정하며, 주파수 및 위상 오차 검출기의 설계방법에 따라 추적 루프의 종류가 결정되어진다. 일반적으로 GPS에서 사용되는 반송파 추적 루프 구조는 그림 1과 같다[1].

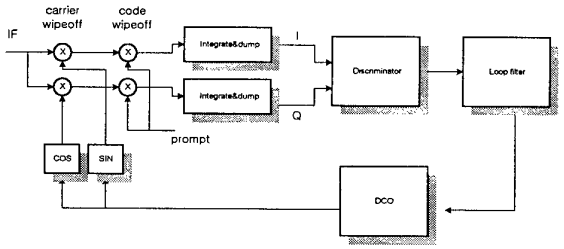


그림 1 반송파 추적 루프 구조

반송파 추적루프에서 선검출 적분시간은 수신기의 동특성과 측정치 오차를 결정하는 요소중 하나이며, 적분시간이 길수록 측정치 오차는 감소하나 동특성은 약해진다. 반송파 주파수 및 위상 검출기는 추적루프의 종류를 결정하는 요소로 주파수 오차를 검출할 경우 FLL(Frequency Lock Loop)이 되며 위상오차를 검출하면 PLL이 된다. 정밀한 반송파 위상측정치를 획득하기 위해서는 PLL이 사용되어져야하나 FLL에 비하여 동특성에 약한 성질을 갖는다. 루프필터는 검출된 오차를 필터링하는 부분으로 차수 및 대역폭에 의하여 특성이 결정되고, 고기동 환경에 적용하기 위해서는 대역폭도 커져야한다. GPS의 경우 PLL에서는 일반적으로 2차루프 필터가 사용되며 대역폭이 너무 큰 경우 측정치 오차가 커질 뿐만 아니라 발산하는 경우도 있다[1].

GPS 수신기는 이산시간 속도 및 위치 센서라고 할 수 있으며 IMU와 같은 다른 위치 센서들과 통합하여 측위 성능을 높일 수 있다. 이 경우 다른 측위 센서정보는 항법 보조 정보뿐만 아니라 GPS 위성신호 추적을 위한 보조 정보로도 사용할 수 있다.

본 논문에서는 반송파 위상추적부에 PLL을 적용할 경우 선적분 시간 및 루프필터 대역폭에 따른 특성을 분석하고 보조정보를 반송파 추적부에 적용하는 효율적인 방법을 제안한다. 본 논문의 2절에서는 루프필터 대역폭과 선적분 시간의 변화에 따른 측정치 잡음과 동특성에 대한 강인성을 살펴보았고 3절에서는 보조정보를 반송파 추적루프에 적용하는 방법을 제안한다. 마지막으로 4절에서는 실험을 통하여 설계된 신호추적부에 대한 성능 평가를 하고 마지막으로 5절에서는 결론을 맺는다.

2. PLL이 사용된 반송파 추적루프 분석

GPS 수신기의 동특성 및 잡음 특성은 신호추적부의 루프 필터 대역폭과 선적분 시간에 의해 결정된다. 루프 필터 대역폭을 증가시키면 동특성에는 강인해지지만 측정 잡음이 증가하며 선적분 시간이 증가하면 동특성은 약해지지만 측정 잡음이 감소하게 된다

2.1 일반적인 PLL 설계 방법

루프 필터 대역폭과 신호대 잡음비등의 변화에 의한 신호추적부 성능 결정에 대한 관계를 살펴보기 위하여 신호추적부 rms잡음 오차식을 식(1)에 표현하였다[2].

$$\text{rms잡음오차}=\sqrt{(B\frac{N_o}{S})}\leq 0.25[rad] \quad (1)$$

여기서 B는 루프필터 대역폭, S/N_0는 신호대잡음비를 나타내며, 루프 필터 대역폭을 조절하여 잡음 오차가 0.2보다 작게되도록 설계해야 한다. 식(1)을 이용하여 루프필터 대역폭 변화에 대한 반송파대잡음비(C/N_0) 임계값을 구하였으며 이를 표1에 나타내었다.

표 1 반송파대잡음밀도 임계값

PIT \ BW	1Hz	4Hz	8.3Hz
1ms	14 dB-Hz	20 dB-Hz	23 dB-Hz

표1을 살펴보면 반송파대 잡음밀도 임계값은 대역폭에 비례함을 알 수 있다. 따라서, 루프필터 대역폭을 조정하여 원하는 성능의 반송파 추적부를 설계할 수 있다. 다음은 PLL의 루프필터 대역폭 결정 방법에 대하여 설명한다. 일반적인 PLL 설계방법은 응용하려는 최대 동특성을 견딜 수 있도록 설계하는 것으로 가속도에 따른 오차와 오차 임계값과의 관계는 식(2)와 같다[2].

$$\text{전이오차} = \frac{\dddot{\theta}}{(1.2B)^3} \le 0.2[rad] \quad (2)$$

여기에서 $\dddot{\theta}$ 는 가속도 성분을 나타내며 가속도가 증가하면 전이 오차가 증가하므로 루프 필터 대역폭을 조정하여 전이 오차가 0.2보다 작게되도록 설계해야 한다. 식(2)를 이용하여 정지상태인 경우, 기동이 적은 경우, 그리고 기동이 큰 경우에 대한 루프필터 대역폭 값을 계산하였으며, 이를 표2에 정리하였다. 표2로부터 동특성이 커짐에 따라 루프필터 대역폭의 확장이 필요함을 알 수 있다.

표 2. 루프 필터 대역폭 계산값

PIT \ JERK	0.1G/s(정지)	2G/s(Low)	9G/s(High)
1ms	4Hz	12Hz	20Hz

2.2 PLL 추적 루프 측정치 오차 분석

이 절에서는 PLL에서 루프 필터대역폭과 선적분 시간이 측정치 오차와 추적 성능에 미치는 관계를 알아본다. PLL의 측정치 오차와 추적루프 임계값(Tracking loop threshold)의 관계를 식(3)에 나타내었다[3].

$$\sigma_{PLL} = \sqrt{\sigma_t^2 + \sigma_v^2 + \theta_A^2} + \theta_e / 3 \le 15[\deg] \quad (3)$$

식(3)을 살펴보면 PLL 추적 임계값은 σ_t, σ_v, θ_A 와 θ_e 로 이루어져 있으며 각각 σ_t 는 열잡음 오차, σ_v, θ_A 는 오실레이터 오차값, θ_e 는동특성에 따른 오차값을 나타내며 σ_t 와 θ_e는 다음과 같이 나타난다.

$$\sigma_t = \sqrt{\frac{B_n}{c/n_0}\left[1 + \frac{1}{2Tc/n_0}\right]} \frac{360}{2\pi} \quad (\deg rees) \quad (4)$$

$$\theta_e = \frac{d^n R/dt^n}{w_0^n} \quad (\deg rees) \quad (5)$$

여기에서 n은 PLL 루프 차수, w_0는 주파수, $d^{n+1}R/dt^{n+1}$는 시선각 동특성, c/n_0 는 반송파대 잡음비를 나타낸다. 식(4)와 식(5)를 보면 루프필터 대역폭의 증가는 위상 오차를 크게 하지만 동특성 오차를 줄여주고 선적분 시간의 증가는 위상 오차를 줄여주고 있다. 표3,4는 루프필터 대역폭과 선적분 시간 변화에 대한 동특성과 측정치 오차를 계산한 것으로 가속 성분은 0.1g/s로 두었고 단위는 deg이다.

표 3 루프필터 대역폭 변화에 따른 동특성 오차

PIT \ BW	1Hz	4Hz	8.3Hz	9Hz
1ms	895.0940	013.9853	1.5654	1.2278

표3에서는 동일 선적분 시간에 대하여 루프 필터 대역폭이 늘어나면 동특성 오차가 줄어들고 있음을 알 수 있다.

표 4선적분 시간 변화에 따른 측정치 잡음 오차

PIT \ BW	1ms	5ms	10ms	20ms
1Hz	1.9530	1.6032	1.5840	1.5288

표4에서는 동일 대역폭에 대하여 선적분 시간이 늘어나면 측정치 잡음 오차가 줄어들고 있음을 알 수 있다.

즉 응용 분야에 적합한 반송파 추적부를 설계하기 위해서는 선적분 시간과 루프필터 대역폭 조정이 필요함을 알 수 있다.

본 논문에서는 앞에서 언급되어진 내용들을 검증하기 위해 3차 PLL을 구현하고, 다양한 항체의 움직에 대하여 루프필터 대역폭과 선적분 시간을 조정하여 반송파 위상 측정치를 획득하였다 .

3. 외부 보조정보 사용방법

GPS는 오차의 증가 없이 장기간 동안 안정한 항법해를 제공할 수 있다. 그러나 낮은 데이터 전송률과 고기동 환경에서의 연속적인 신호 추적을 위하여 루프필터 대역폭의 확장이 필요하나 대역폭의 확장은 측정치 잡음을 증가시킨다. 이러한 경우 IMU 센서와 같은 다른 측위 센서와 통합하여 반송파 추적 성능을 향상 시킬 수 있다. 즉, 외부 보조정보를 이용하여 항체의 움직임에 의한 도플러 변화량을 추정하여 반송파 위상 추적부의 입력으로 사용하면 신호추적부 오차를 줄일 수 있게된다. 본 논문에서는 0.1초 단위로 입력되는 보조정보를 이용하여 0.1초 단위로 보조정보를 추정하고 추정값 사이를 보간(interpolation)해내는 기법을 제안하였다. 그림 2에 본 논문에서 제안하는 외부 보조정보 적용 기법을 보였다.

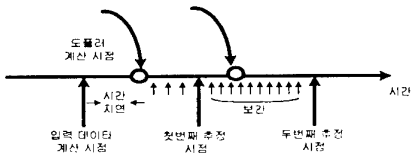


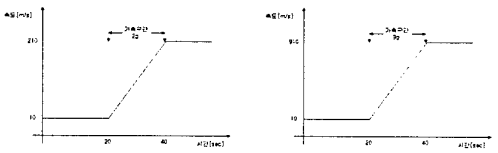
그림 2 외부 보조정보 적용 기법

GPS 시간에 동기되어진 외부 보조정보가 신호추적부에 적용될 때 입력 데이타 계산 시점과 도플러 계산 시점사이에는 시간 지연 현상이 발생된다. 즉, 신호추적부에서는 지연된 시간 동안의 외부 보조정보를 사용할 수 없게된다. 이와 같은 이유로 그림 2에 보인 것처럼 두 개의 샘플값을 추정해내고, 두 샘플 사이를 보간하여 시간 지연 구간 동안 사용할 수 없었던 보조 정보를 추정하여 신호 추적부에 적용한다.

4 실험 결과

본 실험에서는 3차 PLL을 구현하였고, GPS simulator를 사용하여 다양한 위성항체의 움직임에 대한 신호를 생성하여 후처리

실험을 하였다. 또한 정지상태에 대하여는 실시간 실험도 같이 하였다. 후처리 실험을 위해 생성된 신호는 저기동 환경으로 가속도 2g ,고기동 환경으로 가속도 9g가 되도록 생성하였으며 이들을 그림 3에 나타내었다.



(a) 가속도 2g (b)가속도 9g

그림 3 생성한 항체의 동특성 환경

4.1 루프필터 대역폭 변화 실험

동특성에 따른 루프필터 대역폭의 변화가 반송파 위상 측정치, ICP quality, 추적 성능에 미치는 영향에 대하여 알아보았다.

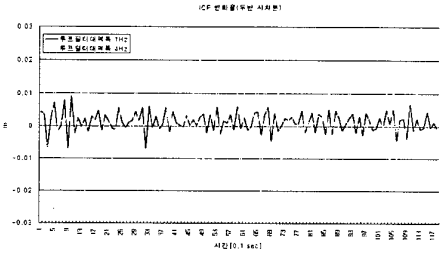


그림 4 정지상태에서 루프필터 대역폭 변화에 의한 ICP 변화

루프필터 대역폭이 확장됨에 따라 ICP값이 증가함을 볼 수 있으며 표5에 그 값을 정리하였다.

표 5 정지상태에서의 대역폭 변화에 따른 ICP값

위성 번호	ICP		
	대역폭=1Hz	대역폭=4Hz	대역폭=8.3Hz
3	0.003043	0.009027	0.009161
22	0.003882	0.01041	0.010535

두 개의 위성에 대하여 루프 대역폭이 증가함에 따라 ICP값이 증가하고 있다.

표6은 PLL의 동작 성능 지수 중 하나인 ICP quality값을 나타낸 것이다.

표 6 정지상태에서의 대역폭 변화에 따른 ICP quality

위성 번호	ICP quality : $(I^2-Q^2)/(I^2+Q^2)$					
	대역폭=1Hz		대역폭=4Hz		대역폭=8.3Hz	
	평균	표준 편차	평균	표준 편차	평균	표준 편차
3	0.977893	0.042674	0.961785	0.075134	0.961779	0.075224
22	0.973201	0.051879	0.95242	0.091386	0.952437	0.091277

표6으로부터 대역폭이 1Hz일 경우에 가장 좋은 ICP quality값을 나타냄을 알 수 있다. 이상의 결과로부터 루프필터 대역폭의 확장에 따라 위상 측정치가 나빠짐을 알 수 있으며 기동상태에 따라 적절한 루프 대역폭의 결정이 필요하다.

4.2 선적분 시간 변화 실험

선적분 시간의 변화에 따른 ICP값을 표7에 그 값을 정리하였다.

표 7 정지상태에서의 선적분시간 변화에 따른 측정치오차

위성 번호	ICP		
	PIT=1Hz/1ms	PIT=1Hz/4ms	PIT=1Hz/20ms
3	0.003043	0.00215	0.000888
22	0.003882	0.002079	0.000973

표7을 보면 두 개의 위성에 대하여 모두 선적분 시간이이 증가함에 따라 ICP값이 감소하고 있다.

표8은 ICP quality값을 산출한 것이다.

표 8 정지상태에서의 선적분 시간 변화에 따른 ICP quality

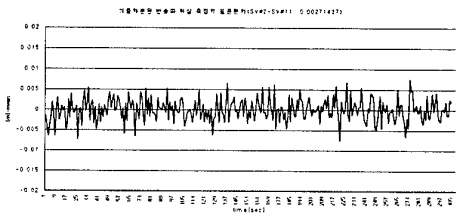
위성 번호	ICP quality : $(I^2-Q^2)/(I^2+Q^2)$					
	PIT=1ms		PIT=4ms		PIT=20ms	
	평균	표준 편차	평균	표준 편차	평균	표준 편차
3	0.977893	0.042674	0.981079	0.037275	0.938997	0.080169
22	0.973201	0.051879	0.9764675	0.04615	0.930853	0.09987

위의 실험들로부터 선적분 시간의 확장이 보다 정밀한 반송파 위상 측정치를 얻을 수 있는 요소임을 알 수 있다.

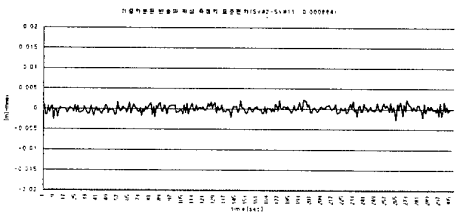
4.3 PLL 정지상태 실시간 실험 결과

반송파 위상 측정치의 정밀도 및 미지정수 결정율을 확인하기 위하여 영 기저선 실험과 1m 기저선 실험을 하였다.

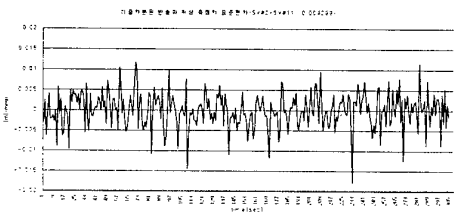
그림 5는 대역폭 변화에 따른 반송파 위상 측정치의 이중 차분값을 나타내고 있다.



(a)1Hz 1ms



(b)1Hz 20ms



(c)4Hz 1ms

그림 5 대역폭과 선적분 시간 가변에 따른 위상 측정치 이중 차분값

그림5로부터 대역폭이 증가하면 위상 측정치가 증가하고 선적

분 시간을 확장하면 감소함을 알 수 있다. 표9는 반송파위상 측정치 오차를 나타낸 것이다.

표9. 위성들에 대한 반송파 위상 측정치 오차

위성번호	위성의 앙각 [deg]	대역폭별 이중차분된 반송 표준편차[mm]		
		1Hz / 1ms	4Hz / 1ms	1Hz / 20ms
2, 8	34, 38	2.98	5.15	1.26
2, 11	34, 69	2.71	4.29	0.88
2, 27	34, 25	3.09	6.15	0.83
8, 11	38, 69	2.63	3.99	1.3
8, 27	38, 25	3.12	5.71	1.32
11, 27	69, 25	2.9	5.12	1.09

정지상태에서 1H20m일때 1-1.5mm사이의 위상 측정치 오차를 나타내고 있다. 다음은 구현한 PLL의 미지정수 결정율을 파악하기 위한 1m 기저선 실험 결과이다. 그림 6은 1m 기저선에 대한 방위각을 나타낸 것이다.

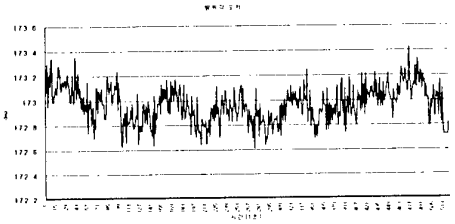


그림6 기저선 길이 1m일때의 방위각(1Hz20ms)

그림6은 설정된 안테나의 방위각 173도로부터 1도 이내의 방위각변화량을 나타내고 있다. 그림 7은 1m기저선에 대한 앙각을 나타낸 것이다.

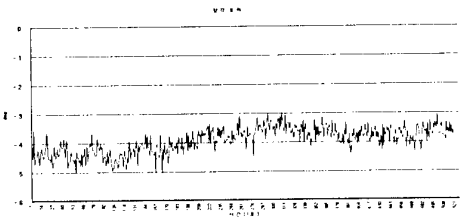


그림7 기저선길이 1m일때의 앙각

그림7은 설정된 안테나의 앙각 -4도로부터 1도 이내의 앙각변화량을 나타내고 있다. 표 10은 구현된 PLL의 미지정수 결정 비율을 나타낸 것이다.

표10 1Hz/20ms의 미지정수 결정비율

	위성개수(7개) : 1Hz/20ms
방위각 표준편차	0.145 deg
앙각 표준편차	0.419 deg
미지정수 결정율	95.8%

표10에 의하면 미지정수 결정 비율이 비교적 좋은 약 95.8%임을 알 수 있다. 이 실험을 통하여 선적분 시간의 확장으로 정밀한 반송파 위상 측정치와 높은 미지정수 결정율 획득이 가능함을 알 수 있다.

4.4 고기동 상태(9G)외부보조 정보 사용 실험

그림9는 대역폭이 3Hz/1ms일 때 보조정보가 사용되어진 경우와 보조 정보가 사용되지 않았을 경우의 동특성 성능을 나타내준다.

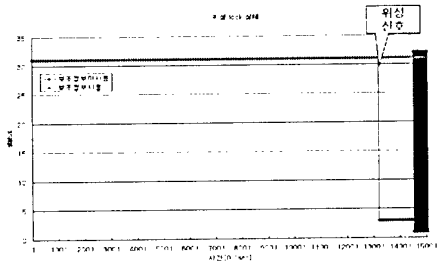


그림8 보조정보 사용 및 미사용시의 위성신호 추적상태

그림8에서와 같이 동일대역폭에 대해 보조정보가 사용되지 않았을 경우에는 위성신호 추적에 실패함을 알 수 있다. 표11에는 보조정보가 사용되었을 경우의 이중 시차분된 반송파 위상 측정치를 나타내었다.

표11 보조정보가 사용되어진 반송파 위상 측정치

위성번호	이중 시차분된 ICP(3Hz/1ms)
29	0.012818
21	0.009765688

위의 실험들로부터 보조정보를 신호추적부에 적용함으로써 고기동 환경에서 연속적인 신호 추적이 가능함을 알 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 선적분 시간 조정이 가능한 3차 PLL을 설계하고 생성한 다양한 환경의 데이터들에 대해 루프 필터 대역폭과 선적분 시간을 변화하여 수신기의 동특성과 잡음 특성의 변화를 실시간과 후처리 실험을 통하여 검증하였다. 또한 선적분 시간의 확장으로 정밀도가 향상된 반송파 위상 측정치를 얻을 수 있었으며 외부 보조정보를 이용하여 극단적인 루프필터 대역폭의 확장없이 연속적인 신호 추적을 가능하도록 하였다. 본 논문의 실험 결과들로부터 루프필터 대역폭과 선적분 시간의 조정, 외부 보조정보의 사용으로 고기동 환경에서의 반송파 신호 추적루프의 성능을 향상시킬 수 있음을 알 수 있다.

참고문헌

[1] Elliott D. Kaplan. Understanding GPS : Principles And Applications, 1996

[2] Charles R. Cahn .Software Implementation of a PN Spread Spectrum Receiver to Accommodate Dynamics, IEEE Trans. On Communications, vol. Com-25, no.8, pp. 832-829, August.[3], 1997

[3] Phillip W.Ward. Performance Comparisons Between FLL, PLL and Novel FLL-Assisted-PLL Carrier Tracking Loop under RF Interference Conditions, ION 98, pp.783, 1998

비동기 네트워크 채널에서의 소프트웨어 상관기 GPS 수신기 알고리즘 개발

Development of Algorithm of Software Correlator GPS Receiver Under Asynchronous Network Channel

°홍진석 *, 김휘**, 지규인***, 이영재****, 박찬국*****

*건국대학교 전자정보통신공학과(Tel : 82-02-452-7407; Fax : 82-02-3437-5235;E-mail: miseok@kkucc.konkuk.ac.kr)
**건국대학교 전자정보통신공학과(Tel : 82-02-452-7407; Fax : 82-02-3437-5235;E-mail: kimhwi@kkucc.konkuk.ac.kr)
***건국대학교 전자정보통신공학과 (Tel : 82-02-450-3070; Fax : 82-02-3437-5235; E-mail: gijee@kkucc.konkuk.ac.kr)
****건국대학교 항공우주공학과 (Tel : 82-02-450-3358; Fax : 82-02-444-6670; E-mail: younglee@kkucc.konkuk.ac.kr)
*****광운대학교 제어계측공학과 (Tel : 82-02-940-5157; Fax : 82-02-942-7950; E-mail: cgpark@daisy.kwangwoon.ac.kr)

Abstract: In this paper, a software correlator GPS algorithm under asynchronous network channel is proposed. The signal processor takes snapshot of the sampled IF signal from the GPS RF section. The processing for code and carrier acquisition and calculating the navigation solution are implemented using the digital signal processing techniques. In order to achieve fast code acquisition, correlation of the incoming GPS signal is performed using the DFT method. After code acquisition, to reduce the Doppler shift effect on the code and increase the measurement accuracy of the code correlation, the interpolation method or EML discriminator compensation is used. The performance of the proposed processing algorithm is first evaluated using Matlab/Simulink. In order to analyze the performance of the designed algorithm, using the signal acquisition board that samples and saves GPS IF signal form the Mitel GPS RF chip set, some experiments are performed and the results are analyzed.

Keywords: Software GPS, Acquisition, EML Discriminator, Asynchronous Network Channel

1. 서론

이동전화 사용의 증대에 따라 개인이 위급한 상황에 처했을 때 이동전화를 통하여 응급상황을 보고하여 응급구조를 요청하는 일이 잦아지게 되었다. 그러나 많은 경우, 이동전화를 사용하는 사람의 현재의 위치를 정확히 파악하지 못하여 효과적으로 응급상황에 대처하지 못하는 일이 자주 발생하고 있다. 이에 따라, 미국의 FCC에서는 1996년에 E-911(Enhanced 911) 요구사항을 법제화하여서 향후 모든 이동통신사업자로 하여금 이동통신 사용자의 위치를 파악할 수 있는 기능을 확보하도록 규정하였다. 구체적으로 2001년 10월까지 E-911 응급 전화가 수신되었을 때, 이동통신 사업자는 전화를 건 휴대전화의 위치가 검출한 위치로부터 반경125m 이내의 범위에 있는 것을 67%의 확률로 보증해야만 한다[9].

E911 서비스의 구현 방식은 지상의 통신망을 이용하여 단말기의 위치를 측정하는 방법과 GPS를 이용하는 방법으로 나눌 수 있다[2,6]. 무선 통신망을 이용하는 경우 기존의 무선망이 측위 서비스를 고려하지 않고 설계되었기 때문에 측위를 위한 적절한 수의 측정값을 제공하지 못하고(Hearability) 측정값을 얻은 경우에도 NLOS(Nonline of Sight), 다중경로(Multipath)등의 여러 오차요인으로 인하여 아직까지는 E911을 위한 성능이 나오지 않고 있다. GPS를 이용하는 방법은 GPS 수신기를 단말기에 내장하여 사용자의 위치를 결정하는 방법이다. 이 방법은 S/A가 없어진 GPS 평면 위치 오차인 2DRMS 22m가 E911 Phase II의 성능을 만족 시킨다.[5,7] 그러나 GPS 수신기 자체를 단말기에 내장 시키기 때문에 크기, 소비 전력 등의 면에서 문제를 발생시킬 수 있다.

네트워크 채널을 이용하여 항법해를 제공하는 경우에는 TOA또는 TDOA방식의 측정 값을 사용할 수 있다. 이 경우 좋은 측정 값을 얻기 위해서는 네크워크 채널의 동기가 측정값에 직접적으로 영향을 미치기 때문에 정밀한 동기가 이뤄져야 한다. 현재 우리 나라의 DCS(Digital Cellular System)나 PCS(Personal Communication System) 기지국에서는 GPS를 이용하여 GPS 시각과 약 1μs이내로 시각 정보를 동기 시켜 사용하고 있기 때문에 기지국간의 동기는 1μs 이내로 이루어지고 있다. 이는 CDMA 규약 IS-95에서 정하는 기지국간의 3μs 이내의 동기를 충분히 만족시킨다. 그러나 1μs 이내의 기지국간의 동기로는 핸드폰의 위치를 125m 이내의 정확도로 계산하기 위한 측정값을 제공하기가 불가능하다. 또한 GPS를 이용하는 경우에도 GPS의 TOA측정값을 얻기 위해서는 GPS와 동기된 네트워크 채널과 단말기가 동기를 이루어야 한다.

본 논문에서는 동기가 이루어 지지않은 네트워크 채널에서 일정량의 중간주파수 GPS 데이터를 저장하여 대부분의 수신기가 하드웨어로 처리하는 상관기 부분을 소프트웨어로 구현하여 처리하는 소프트웨어 상관기 GPS 수신기를 제안하며 이를 위한 신호 획득 및 항법 알고리즘을 살펴보고 Mitel GPS RF칩셋을 사용하여 중간주파수 샘플러를 구성하고 Matlab을 이용하여 처리한 결과를 보여준다.

2. 소프트웨어 GPS 수신기

소프트웨어 GPS 수신기는 기존 수신기의 하드웨어 부분 중 신호처리로 처리 가능한 하드웨어의 부분을 생략하여 적은 수의 하드웨어로 수신기를 구성하는 것을 목표로 한다. 소프트웨어 GPS 수신기는 아날로그 부분의 하드웨어를 제거하고 샘플 된 디지털 데이터를 직접 신호처리 하기때문에 아날로그 부품이 겪는 부품의 비선형성, 온도 특성 변화, 시간에 따른 성능 변화등의 영향을 받지 않기 때문에 기존의 수신기에 비하여 안정적이다. 또한 시뮬레이션을 통하여 개발된 알고리즘을 바로 실제 수신기에 적용할 수 있기 때문에 시스템 개발 시간을 단축 시킬 수 있으며 알고리즘의 변화를 하드웨어의 수정이 없이 바로 적용할 수 있기 때문에 시스템의 성능 개선도 용이하게 할 수 있기 때문에 유통성 측면에서도 기존의 수신기에 비하여 강점을 가진다. 다른 시스템과의 결합하는 경우에도 중복 가능한 하드웨어 수를 줄이고 두 시스템의 가공되지 않은 순수한 A/D 변환된 값만을 이용하여 결합 알고리즘을 구현 할 수 있기 때문에 보다 강력하고 안정한 형태의 결합을 이룰 수 있다.

이밖에 하드웨어 수신기로는 구현 하기 어려운 복잡한 알고리즘을 적용할 수도 있기 때문에 소프트웨어 GPS 수신기는 궁극적인 수신기의 구현이라고 할 수 있다. 그러나 하드웨어 부분의 신호처리와 성능향상을 위한 복잡한 신호처리를 하기위해서는 강력한 처리능력을 가진 중앙처리장치를 요구한다[1,4].

그림1에 본 논문에서 구현한 소프트웨어 GPS 수신기의 구조를 나타냈다. 사용자는 위치가 필요한 순간 GPS 중간 주파수 신호를 샘플링 한 후 신호처리 방법을 이용하여 상관기처리를 하여 의사거리 정보를 계산한후 항법해를 얻는 구조이다. 이러한 구조는 다 채널 상관기 부분의 하드웨어를 없앤 구조로 적응성(flexibility)면에서 뛰어난 장점을 가진다.

본 논문에서는 상용 GPS 칩셋인 Mitel사의 GP2015와 Altera FPGA를 이용하여 중간 주파수를 샘플 저장하는 중간 주파수 샘플러를 개발한 후 이 구조를 기본으로 하여 알고리즘을 개발하였다. 설계된 시스템의 구성도와 구현된 하드웨어를 그림2와 그림3에 나타내었다. 기준 수신기로부터는 중간 주파수 샘플링 시간과 항법해를 구하기 위한 위성 정보를 얻는다.

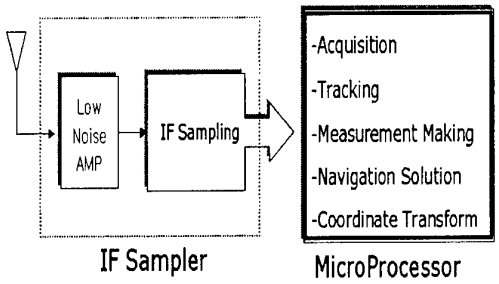


그림1. 소프트웨어 GPS 수신기 구조

Fig.1 Structure of Software GPS Receiver

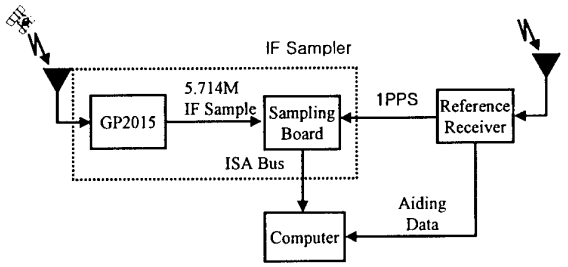


그림2. 중간주파수 샘플러의 구조

Fig.2 Structure of GPS IF Signal Sampler

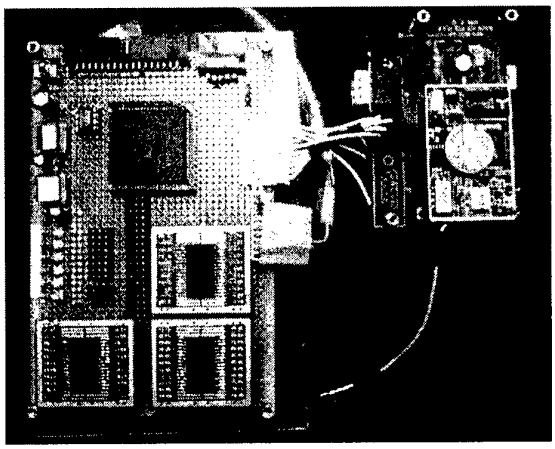


그림3. 구현된 중간 주파수 샘플러

Fig.3 Picture of Realized GPS IF Signal Sampler

3. 신호획득 알고리즘

일반적인 하드웨어 수신기에서는 상관기를 이용하여 신호를 순차 검색하는 방법을 사용한다. 이 경우 신호획득을 위해서는 주파수와 코드로 나뉘어지는 2차원 검색 영역을 검색하여야 하며, 입력신호에 해당되는 검색공간이 초기 추정부분과 차이가 많이 나는 경우 시간이 많이 소모 된다는 단점이 있다[5].

소프트웨어 방법을 이용하여 신호획득을 하는 경우에는 시간과 계산량을 줄이기 위하여 병렬 코드 검색 알고리즘을 사용한다. 병렬 코드 검색 알고리즘은 DFT를 이용하여 입력신호샘플과 복사신호 샘플사이의 가능한 모든 조합에 대한 검색을 한 번에 수행하는 것으로 코드영역의 검색공간은 사라지고 주파수 영역의 1차원 검색공간만이 남게 된다[10].

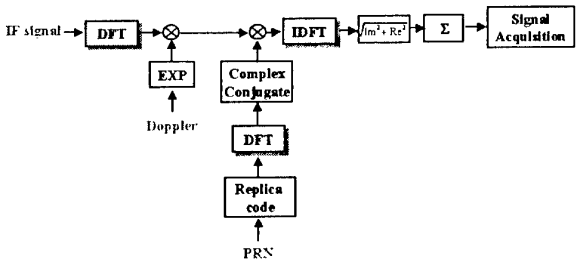


그림4. DFT 방법에 의한 신호획득

Fig.4 Signal Acquisition Using DFT

3.1 신호 획득을 위한 복사 신호의 생성

샘플된 신호는 4.309MHz의 중간주파수 신호를 5.714MHz로 샘플링한 신호 형태로 복사신호역시 샘플신호와 같은 형태가 되어야 상관기 처리에서 절정부분이 나타나게 된다. 복사 신호는 4.309MHz영역에서 만들 수 있으나 샘플신호와 중간주파수의 차 주파수에 해당되는 1.405MHz 신호로 만들어도 같은 성능을 얻을 수 있기 때문에 1.405MHz 영역의 복사 신호를 만들어 신호처리 하였다. 그림5에 중간 주파수 입력 신호와 샘플링 주파수 사이의 관계를 나타내었다[3].

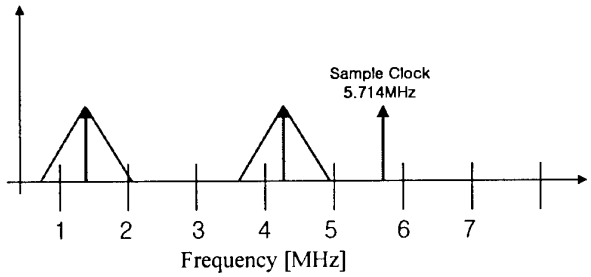


그림5. 중간 주파수 샘플러 주파수 설계

Fig.5 Frequency Plan of GPS IF Signal Sampler

3.2 도플러 보상

수신된 신호에는 도플러 효과에 의한 신호 변화가 있기 때문에 이를 보상하여야 한다. 도플러 보상은 입력신호의 시간 영역의 복소함수 곱이 주파수 영역의 주파수 천이라는 DFT의 다음 성질을 이용하여 수행한다[8].

$$\exp^{-j\frac{2\pi f_d n}{N}} \tilde{x}[n] \xrightarrow{DFT} \tilde{X}[k - f_d] \qquad (1)$$

도플러를 보상한 후 보다 정확한 신호 검출을 위하여 상관함수 값의 신호의 세기를 C/A코드의 한 주기 마다 덧셈을 수행하여 증가시킨다.

3.3 DFT Circular Correlation

입력신호와 복사 신호사이의 상관함수 값은 DFT를 이용한 순환 상관함수를 이용하여 가능한 모든 조합의 상관함수 값을 얻는다. 샘플된 두 신호의 덧셈과 곱셈으로 이루어진 상관함수는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$r_{xy} = corr\{x_k, y_k\} = \sum_{k=0}^{M-1} x_k \tilde{y}_{k+n} \quad (2)$$

순환상관함수를 주파수 영역에서 계산하게 된다면 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$X_m^* Y_m = DFT[r_{xy}] \quad r_{xy} = IDFT[X_m^* Y_m] \quad (3)$$

3.4 DFT 계산량 감소

M길이의 이산신호열의 DFT를 계산하는 경우 계산량은 M^2 만큼의 계산량을 필요로 한다. 그러나 M이 2의 거듭제곱 수이면 2를 기수로 하는 DFT방법을 사용할 수 있기 때문에 계산량은 $M\times\log_2 M$으로 감소하게 된다. 설계된 시스템의 중간 주파수 샘플링 보드는 1ms 한 주기 C/A 코드를 5.714MHz로 샘플링하기 때문에 5714개의 샘플을 얻게 된다. 이는 2의 거듭제곱꼴이 아니기 때문에 빠른 DFT알고리즘을 사용할 수 없다. 그러나 샘플된 신호열 길이의 2배 이상과 가장 가까운 2의 거듭제곱의 길이 N을 갖도록 신호열을 복사 확장 하면 2의 거듭제곱의 길이를 가지게 되기 때문에 빠른 DFT 알고리즘을 사용할 수 있다. 5714개의 데이터를 DFT를 이용하여 상관함수 값을 계산하면 I와 Q 채널에의 2번의 DFT와 입력 신호의 DFT 그리고 IDFT로 총 계산량은 4×5714^2의 계산을 필요로 한다. 그러나 직접 모든 조합의 상관함수 값을 시간영역에서 구하게 되면 5714^2의 계산량을 필요로 한다. 2의 거듭제곱 꼴이 되도록 확장 신호열을 만들면 길이는 16384가 되며 DFT계산을 통하여 상관함수 값을 구하면 $4\times16384\times\log_2(16384)$만큼의 계산량을 필요로 한다. 따라서 시간영역에서 바로 계산하는 것에 비하여 약 36배의 계산량 이득을 얻을 수 있다. 또한 I 와 Q는 실수 신호열이기 때문에 이를 한번의 DFT로 계산할 수 있으므로 이 경우 약 47배의 계산량 이득을 얻을 수 있다[4].

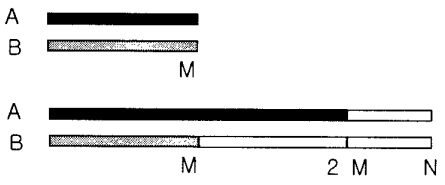


그림6. 신호열 길이 확장에 의한 DFT

Fig. 6 Copy and Extend Scheme of DFT Signal Acquisition

3.5 도플러 검색 횟수의 감소

임의의 시간에 짧은 양의 샘플 데이터를 이용하여 신호의 획득을 하기 위해서는 모든 위성에 대한 가능한 도플러 구간의 검색을 수행하여야 한다. 그러나 기준국의 위성정보를 이용할 수 있는 경우에는 기준국의 가시위성 정보와 도플러 예측값을 샘플 데이터의 도플러 검색의 기준값으로 이용하여 도플러 검색 위성과 주파수 범위를 감소 시킬 수 있다. 이때 기준국의 도플러 정보가 사용자에게 적용되기 위해서는 기준국과 사용자의 클럭이 동기 되어져 있어야 한다.

네트워크의 동기란 이상적으로는 망을 구성하는 모든 디지털 장치들이 하나의 기준 동기 클럭원에 동기되는 것을 의미한다. 이러한 동기 네트워크 망에서는 기준국과 사용자의 클럭이 동기 되어 있기 때문에 기준국의 정보가 유용하다. 그러나 비동기 망에서는 사용자의 클럭이 기준국과 동기 되어 있지 않기 때문에 사용자의 시계오차가 도플러 오차로 작용하게 되어 기준국의 정보를 이용할 수 없게 된다. 따라서 위성의 동특성에 기인한 가능한 도플러 전 구간을 검색하여야 한다. 그러나 사용자 시계오차는 모든 위성에 대하여 공통이기 때문에 사용자 시계오차를 한 개의 위성에 대하여 검색을 통하여 결정하면 다른 위성의 도플러 검색과정에서 이를 사용할 수 있게 된다.

샘플 데이터 처리과정의 흐름도를 그림7에 나타내었다. 기준국은 사용자에게 가시위성과 도플러 예측값을 사용자에게 전달한다. 사용자는 최초 검색에서 한 개의 위성에 대하여 도플러 검색을 수행하여 예측값과의 차이로 사용자 시계오차에 의한 도플러 영향을 구한 후 나머지 위성에 이 오차를 적용하여 도플러 검색을 수행하게 된다. 따라서 비동기 방식에서는 동기 방식에 비하여 최초 첫번째 위성에 대한 한번의 전구간 도플러 검색만큼의 부담을 가지게 된다.

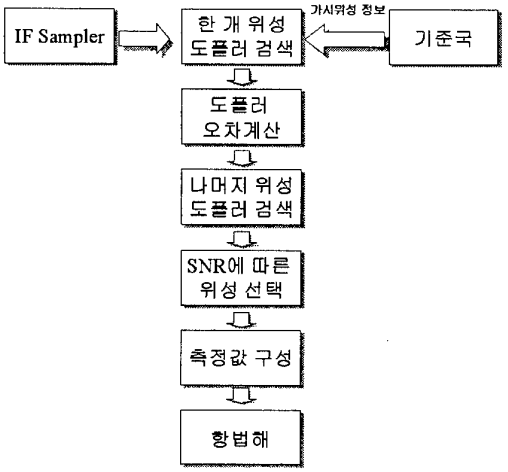


그림7. 샘플 데이터 처리과정

Fig.7 Signal Processing Flow

4. TDOA 정밀도 향상 기법

병렬 코드 검색에 의한 상관함수 값의 최고치 부분은 수신된 위성신호의 출발 시간에 대한 정보이므로 이를 바탕으로 의사거리를 구하기 위한 정보를 얻을 수 있다.

신호획득에 의한 의사거리 측정의 정밀도는 신호의 샘플링 주파수에 의하여 결정되며 샘플링 주파수가 낮은 경우 측정의 정밀도가 낮게 된다. 이를 해결하기 위해 샘플링 주파수를 높여서 정밀한 측정값을 얻거나, 신호획득 값에 내삽법을 사용하거나 또는 추적 알고리즘등을 사용할 수도 있다. 본 논문에서는 주파수영역의 도플러 보상을 하여 신호획득을 한 후 내삽법을 이용한 방법과 변별기를 이용한 방법을 사용하여 측정값을 얻었다.

4.1 내삽법

내삽법은 저역통과 필터를 이용하여 얻어진 데이터 보다 빠른 샘플 주파수의 데이터를 얻는 방법이기 때문에 이 방법을 이용하면 보다 정밀한 데이터를 얻을 수 있다[8]. 내삽법을 이용한 정밀 측정을 순환상관함수 처리결과의 전체 데이터에 대하여 적용하면 많은 계산량을 필요로 하기 때문에 최대값 부분의 데이터 값들에 대해서만 처리되었다. 그림8에 상관함수 처리 결과 얻어지는 최대값 부분의 값들에 내삽법을 적용하여 200배의 정밀도를 얻는 과정을 나타내었다.

4.2 변별기 알고리즘

코드 추적 루프의 EML(Early Minus Late) 변별기는 GPS 수신기

내부에서 코드 추적 루프 알고리즘을 구성하는 요소로서 사용되고 있다. EML 변별기는 현재 신호 보다 앞선 코드 상관기와 뒤진 코드 상관기 사이의 차이로 현재 처리된 신호의 오차를 만들어 낸다[5,7]. 따라서 이 오차를 얻어진 순환 상관함수의 최고 값 위치에 수정하면 정밀한 측정값을 얻을 수 있다. EML 변별기는 여러 종류가 있지만 본 논문에서는 EPL(Early Plus Late) 크기로 정규화된 EML 포락선 형태를 신호획득 후 바로 사용할 수 있도록 식 4와 같이 변형 하여 적용하였다. 그림9에 사용된 EML 변별기의 특성을 나타내었다. 이때 앞선 코드와 뒤진 코드 사이의 간격은 두 배의 샘플 간격으로 설정하였다.

$$\Delta_{EML} = \frac{\sum(I_{ES}^2 + Q_{ES}^2) - \sum(I_{LS}^2 + Q_{LS}^2)}{\sum(I_{ES}^2 + Q_{ES}^2) + \sum(I_{LS}^2 + Q_{LS}^2)} \tag{4}$$

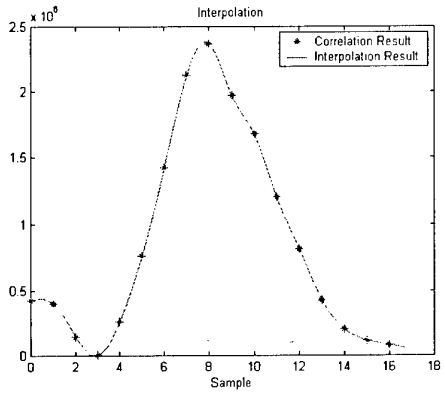


그림8. 내삽법을 이용한 정밀도 향상

Fig.8 Increasing Accuracy by Interpolation

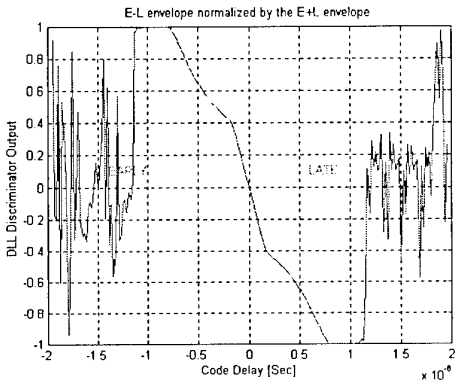


그림9. 변별기 특성

Fig. 9 Characteristics of DLL Discriminator

5. TDOA 항법 알고리즘

5.1 TDOA 측정값의 구성

신호를 획득한 후 항법해를 구하기 위해서는 상관함수 값으로부터 의사거리를 구해야 한다. 그러나 본 논문에서는 20ms 미만의 적은 양의 샘플데이터를 이용하기 때문에 측정할 수 있는 것은 1ms 범위 내에서의 위성 신호 출발 시간이다. 따라서 일반적인 70ms 정도의 의사거리를 구성하기 위해서는 1ms 단위의 미지 거리 성분을 계산해야 한다. 또한 GPS 시각에 동기되지 않은 클럭을 중간 주파수 샘플러에서 사용하기 때문에 측정된 의사거리에는 수신기 시계 오차가 존재 하게 된다[11]. 대류권과 이온층 지연, 위성시계 오차 등을 무시하면 사용자가 측정한 TOA측정값은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\rho_i = TX_i - RX + N_i + \omega_i \tag{5}$$

여기서 ρ_i는 의사거리 TX_i는 1ms 안에서 측정된 위성신호 출발시간 RX는 수신기 시계 오차가 포함된 수신시간, N_i는 1ms 단위의 미지 거리 성분 그리고 ω_i는 측정잡음이다. 1ms 범위 안에서 구한 TOA를 이용하여 TDOA 측정값을 구하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} d_{i1} &= \rho_i - \rho_1 \\ &= (TX_i - RX + N_i + \omega_i) - (TX_1 - RX + N_1 + \omega_1) \\ &= TX_i - TX_1 + N_{i1} + \omega_{i1} \end{aligned} \tag{6}$$

TDOA 측정값을 이용하면 사용자 시계성분에 의한 영향을 없앨 수 있으며 1ms 내에서 측정한 신호의 출발 시간만을 이용하여 측정값을 구할 수 있다. 이때 TDOA 1ms 미지정수 값은 사용자가 기준국의 100Km 반경안에 있다고 가정하고 기준국의 의사거리 정보를 이용하여 식 7과 같이 초기값을 구할 수 있으며 초기값으로부터 ±1의 검색구간을 설정한 후 검사과정을 이용하여 1ms 미지 성분을 결정한다.

$$\hat{N}_{i1} = round\left(\frac{(\rho_i - \rho_1)}{1ms \times c} \right)\Bigg|_{at\ reference} \tag{7}$$

5.2 TDOA 항법해

1번 위성과 i번째 위성에 대하여 측정된 TDOA 값은 다음과 같이 모델링 될 수 있다.

$$\begin{aligned} d_{i1} &= \rho_i - \rho_1 \\ &= \sqrt{(s_{x_i} - u_x)^2 + (s_{y_i} - u_y)^2 + (s_{y_i} - u_y)^2} + cb \\ &\quad - \left(\sqrt{(s_{x_1} - u_x)^2 + (s_{y_1} - u_y)^2 + (s_{y_1} - u_y)^2} + cb \right) \\ &= \sqrt{(s_{x_i} - u_x)^2 + (s_{y_i} - u_y)^2 + (s_{y_i} - u_y)^2} \\ &\quad - \sqrt{(s_{x_1} - u_x)^2 + (s_{y_1} - u_y)^2 + (s_{y_1} - u_y)^2} \end{aligned} \tag{8}$$

여기서

$u = \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \end{bmatrix}$: 사용자 위치 , $s = \begin{bmatrix} s_{x_i} \\ s_{y_i} \\ s_{z_i} \end{bmatrix}$: i 번째 위성의 좌표

d_{i1}를 테일러 급수로 전개하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$d_{i1} = d_{i1}\big|_{\hat{u}} + \frac{\partial d_{i1}}{\partial u}\bigg|_{\hat{u}} \delta u + \frac{\partial^2 d_{i1}}{\partial u^2}\bigg|_{\hat{u}} \delta u^2 + \Lambda \tag{9}$$

2차 이상의 항을 무시하고 선형화 하면 다음과 같다.

$$\delta d_{i1} = h_i \delta u + v \tag{10}$$

여기서 $\delta d_{i1} = d_{i1} - d_{i1}\big|_{\hat{u}}, \delta u = u - \hat{u}, h_{i1} = \dfrac{\partial d_{i1}}{\partial u}\bigg|_{\hat{u}}$

n개의 위성에 대한 n-1개의 측정식을 벡터식으로 정리하고 최소자승법을 적용하면 다음과 같이 항법해를 구할 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta u &= (H^T H)^{-1} H^T D \\ u &= \hat{u} + \delta u \end{aligned} \tag{11}$$

여기서

$$D=\begin{bmatrix}\delta d_{21}\\ \mathrm{M}\\ \delta d_{i1}\end{bmatrix},\quad H=\begin{bmatrix}h_{21} & \Lambda & h_{i1}\end{bmatrix}$$

6. 실험 및 처리 결과

개발된 알고리즘의 성능을 실험을 통하여 분석하였다. 실험은 2000년 11월9일 건국 대학교 공과대학 옥상에 설치된 두개의 기준국 안테나를 이용하여 수행 하였다. 중간 주파수 샘플러를 이용하여 오후 6시 54분부터 약 1분 간격으로 21개의 데이터를 PC에 저장한 후 제안된 방법을 이용하여 21개 데이터의 10ms 샘플을 후처리 하였다. 실험 기간에 기준국에서 보인 위성의 개수와 항법에 사용된 데이터의 개수는 그림10에 나타내었고 이때의 위성의 배치는 그림11에 나타내었다. 샘플 데이터는 기준국의 정보를 이용하여 신호검색을 한 후 획득된 신호의 세기가 잡음수준에 비하여 6dB이상인 것만을 항법해에 사용하였다. 12개의 위성이 기준국에서 보인 구간이 있으며 12개 모두가 사용자 항법에 사용된 경우가 있는 것을 알 수 있다.

실험 데이터는 첫 번째 위성에 대하여 ±5KHz의 구간을 100Hz 단위로 검색을 수행한 후 최고 상관값을 주는 주파수를 중심으로 ±100Hz 구간을 10Hz 단위로 검색하고 다시 최고 상관값 주파수를 중심으로 ±10Hz구간을 1Hz단위로 검색하여 신호획득을 수행하였다. 첫 번째 위성의 신호획득 후 기준국의 도플러 정보를 이용하여 사용자 시계 오차에 의한 도플러 양을 계산하고 이를 이용하여 나머지 위성에 대한 신호획득을 수행하였다. 그림12에 첫번째 실험 데이터의 31번 위성에 대한 도플러 검색 과정을 나타내었다. 첫번째 실험의 전체 위성에 대하여 1Hz 단위의 검색을 하여 예측 도플러와의 차이를 표1에 나타내었다. 표1을 살펴 보면 예측도플러를 사용하는 경우 1Hz단위의 검색하는 경우에 비하여 약 5Hz정도의 오차가 있을 수 있음을 알 수 있다.

항법해는 신호획득 후 바로 구한 TDOA 정보를 이용한 항법해와 내삽법을 적용한 후의 항법해 그리고 변별기를 이용하여 보상한 후의 항법해를 비교하였다. 항법해의 결과는 항법좌표계에서 기준국의 위치에 대한 평면 오차로 그림13에 그리고 각 축에 대한 오차로 그림14에 나타내었고 표2에 3차원 위치 오차와 수평면 위치 오차에 대한 RMS값을 나타내었다. 그림과 표에서 항법해의 성능은 신호획득 후 내삽법을 적용했을 때 가장 좋게 나타나는 것을 알 수 있다. 그러나 일반적인 GPS 오차에 비해서는 위치오차가 크게 나타나는데 이는 적은 양의 데이터를 이용했기 때문에 잡음이 크게 나타난 것으로 생각된다. 그러나 항법해의 성능이 E911의 요구사항을 만족하는 것을 알 수 있다.

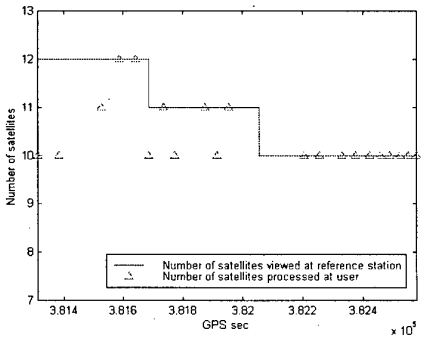


그림10. 실험 중 보인 위성과 처리된 위성의 개수

Fig.10 Number of satellites viewed and processed

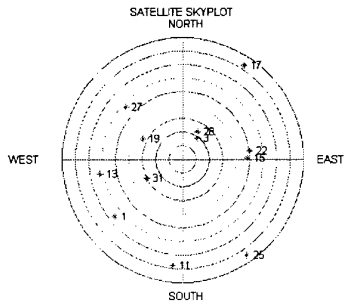


그림11. 실험 중 위성의 배치

Fig.11 Satellite Constellation during Experiment

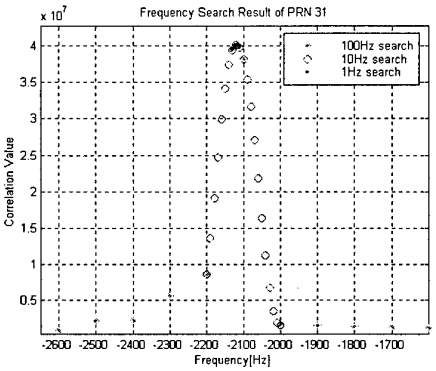


그림12. 주파수 검색 과정

Fig.12 Frequency Search

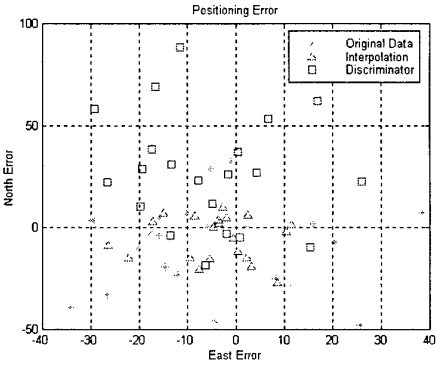


그림13. 항법해 비교

Fig.13 Comparison of Navigation Solutions

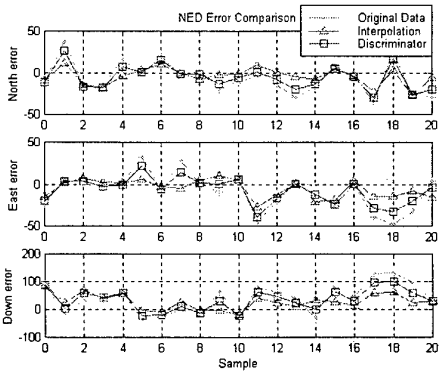


그림14. 항법해 NED축 비교

Fig.14 NED axis error Comparison

표1. 도플러 검색 결과

Table1. Doppler Search Result

PRN	예측 도플러	검색 도플러	예측-검색
31	-1621	-2119	498
15	-631	-1124	493
27	-3017	-3506	489
28	148	-339	487
19	-1559	-2056	497
11	-3558	-4047	489
1	2590	2093	497
22	2215	1715	500
13	1636	1144	492
3	1165	677	488

표2. 항법해 결과

Table2. Navigation Results

	3차원 위치오차 RMS	수평면 위치오차 RMS
신호 획득	70.1305	30.1531
내삽법	41.5778	15.8583
EML 변별기	55.1716	22.7365

7. 결론

본 논문에서는 비동기 네트워크 채널에서 임의의 순간 GPS 신호의 중간 주파수를 샘플링하여 신호처리 기법을 사용하여 정밀한 TDOA를 구하고 항법해를 구하는 기법에 관하여 살펴 보았다. 제안된 시스템의 성능 분석을 위하여 상용 GPS RF 칩셋을 이용하여 중간 주파수 샘플러를 설계한 후 실제 데이터를 PC에 저장하여 후처리를 통하여 제안된 시스템의 성능을 분석하였다. 짧은 순간의 데이터를 이용하여 입력 신호의 도플러 효과를 보상하고 정밀한 측정값을 얻는 경우에는 주파수 영역의 도플러 보상과 내삽법을 이용하는 것이 적합함을 알 수 있고 구현된 시스템의 항법해 성능이 E911의 요구사항을 만족하는 것을 알 수 있다.

추후 실시간 구현을 위한 향상된 성능의 알고리즘 개발이 필요하며 성능 분석을 위한 시뮬레이션 및 실험이 이뤄져야 한다.

후 기

본 논문은 2000년 국가지정연구실사업 지원에 의한 것임을 밝히며, 지원에 감사 드립니다.

참고문헌

[1] Akos, D. M., *A Software Radio Approach to Global Navigation Satellite System Receiver Design*, Ph.D Dissertation, Ohio University, August, 1997

[2] Caffery, J. J. Jr., Stuber, G. L., "Overview of Radiolocation in CDMA Cellular Systems", *IEEE Communications Magazine*, Volume 36, No. 4, April, 1998

[3] GEC Plessey, *Global Positioning Products Handbook*, GEC Plessey Semiconductors, August 1996

[4] Hong, J., Lee, J., Jee G., Kim, J., Park, C., "GPS Signal Processing Algorithm for Software GPS receiver", *Proceeding of Institute of Navigation GPS-2000*, Institute of Navigation

[5] Kaplan, E. D., (Editor), *Under Standing GPS Principles and Applications. Artech House Publishers*, 1996

[6] Meoglein, M. and Krasner, N., "An Introduction to SnapTrack™ Server-Aided GPS Technology", *Proceeding of ION GPS*, pp. 333-342, 1998

[7] Prakinson, B.W., Spilker, J. Jr., Axelrad, P., (eds), *The Global Positioning System: Theory and Applications*, Volume I, AIAA, Washington, DC, 1996

[8] Stearns, Samuel D., David, Ruth A, *Signal Processing Algorithms in Matlab*, Prentice Hall, 1996

[9] TR45, *Position Determination Service Standard for Dual Mode Spread Spectrum Systems*, TIA/EIA/IS-801, October 15,1999

[10] van Nee, D. J. R. and Coenen, A. J. R. M., "New Fast GPS Code-Acquisition Technique Using FFT", *Electronics Letters*, Vol.27, No.2, pp. 158-160, January 17, 1991

[11] 홍진석, 지규인, 이영재, 박찬국, "소프트웨어 GPS 수신기를 위한 TDOA 측정 알고리즘", *제어계측 자동화 로보틱스 연구회 합동 학술회의 논문집*, pp. 170-175, 2000

3차원 자세 측정용 GPS 수신기 설계

3-dimensional Attitude Finding GPS Receiver Design

° 남성일*, 손석보*, 박찬식**, 이상정*

* 충남대학교전자공학과(Tel:042-825-3991; Fax:042-823-4494; Email:tnsehfdl@cslab.cnu.ac.kr)

**충북대학교전기전자공학부(Tel:043-275-6953;Fax:043-268-2386;Email:chansp@cbucc.chungbuk.ac.kr)

Abstract: This paper designs a GPS attitude finding system. In order to determine the integer ambiguity, ARCE (Ambiguity Resolution with Constraint Equation) is adopted. The test results show that more reliable navigation system can be possible since the system provides all navigational information such as position, velocity, time and attitude.

Keywords: GPS(위성항법시스템), Attitude Determination(자세 측정), Ambiguity Resolution(미지정수 결정)

1. 서론

항체의 위치, 속도 뿐 만 아니라 자세 정보까지 제공받을 수 있을 경우 무인 항법이나 최근에 디지털 지도를 이용하여 개발되고 있는 지도 매칭 및 경로 계산 등 많은 분야에 보다 유용하게 응용될 수 있다. 기존의 자세를 측정하기 위한 대표적인 항법 시스템으로는 관성 항법 시스템을 들 수 있다. 이들은 관성의 원리를 이용하여 항체의 가속도 및 각속도를 측정하고 이를 적분하여 사용하기 때문에 외부의 도움 없이 연속적인 항법 결과를 제공하는 장점이 있으나, 시간에 따라 오차가 증가하는 단점을 가진다. 이러한 이유로 항공기와 같이 고정밀 항법 결과를 요구하는 응용에서는 작은 오차값을 가지는 관성 센서를 사용해야 하며 이 경우 많은 비용이 소요된다[1].

관성 항법 시스템의 단점을 보완하기 위하여 최근에 위성 항법 시스템인 GPS(Global Positioning System)를 이용하여 위치 및 속도 뿐만 아니라 정밀한 자세를 측정하려는 연구가 활발하다. GPS를 이용하여 정밀한 자세를 측정하기 위해서는 항체에 2개 이상의 안테나를 장착하여 정밀한 반송파 위상 측정치를 획득한 후 이로부터 안테나 사이의 기저선 벡터를 구해야 하며, 이때 반송파 위상 측정치가 포함하고 있는 미지정수(integer ambiguity)를 우선적으로 결정하여야 한다[2,3].

본 논문에서는 상용 칩셋을 이용하여 위치, 속도, 시각 뿐만 아니라 정밀한 3차원 자세를 측정할 수 있는 GPS 수신기 설계에 대하여 기술한다.

본 논문의 2장에서는 GPS를 이용하여 자세를 측정하는 방법에 대하여 설명하였으며, 3장에서 설계된 수신기를 하드웨어와 소프트웨어 구성 위주로 설명하였고, 4장에서 다양한 환경에서의 실험 수행 결과를 보였으며, 5장에서 결론을 맺었다.

2. GPS를 이용한 자세 측정 방법

GPS를 이용하여 자세를 측정하는 방법은 2개 이상의 안테나를 항체에 설치하고 안테나들 사이의 기저선 벡터를 구한 후 동체좌표계와 항법좌표계 사이의 좌표 변환 행렬을 구하는 문제이다. 즉, 동체좌표계에서 측정된 기저선벡터 r^b와 항법좌표계에서 측정된 기저선벡터 r^n로부터 다음 식(1)을 만족하는 C_n^b를 찾으면 된다.

$$r^b = C_n^b r^n \tag{1}$$

자세 측정 문제에서 좌표변환 행렬 C_n^b을 구하는 방법에 대한 많은 연구가 이루어졌으며 직접 구하는 방법[3], 최소자승법을 이용하여 구하는 방법[3,4] 및 최적화 기법을 사용하는 방법[5,6]이 대표적이다. 본 논문에서는 계산량이 적고, 계산이 편한 직접 구하는 방법을 사용하였다.

2.1 자세 측정 방법 (직접 구하는 방법)

동체좌표계에 설치된 3개의 안테나 A, B, C를 생각하자. 여기서 안테나 A를 기준 안테나로 두고 이를 동체좌표계의 원점으로 정의한다. 안테나 A, B, C가 존재하는 평면과 수직인 방향으로 z축을 정의하고 안테나 B의 방향을 x축 방향으로 정의한다. x축과 수직인 방향으로 y축을 정의한다. 안테나 A와 안테나 B 사이의 기저선 길이를 L_b, 안테나 A와 안테나 C 사이의 기저선 길이를 L_c로 두면 안테나 B와 안테나 C는 동체좌표계에서 $(L_b, 0, 0)$와 $(L_c\cos\alpha, L_c\sin\alpha, 0)$로 나타낼 수 있다. 여기서 GPS 반송파 위상을 이용하여 구해진 WGS-84 좌표계에서의 기저선 벡터를 항법좌표계로 변환하여 식(2)로 나타낼 수 있다. 따라서 정의로부터 (x_B, y_B, z_B)를 이용하여 요와 피치를 식(3)과 (4)에 의하여 구할 수 있다.

$$r_B = (x_B, y_B, z_B),\ r_C = (x_C, y_C, z_C) \tag{2}$$

$$\Psi = -\tan^{-1}(y_B/x_B) \tag{3}$$

$$\theta = \tan^{-1}\left(z_B/\sqrt{x_B^2+y_B^2}\right) \tag{4}$$

항법좌표계에서 측정된 (x_C, y_C, z_C)을 요, 피치, 롤의 순서로 z_C, x_C, y_C축에 대하여 회전하면 동체좌표계와 일치하므로 기저선 벡터 r_C는 식(5)를 만족한다.

$$\begin{bmatrix} L_C\cos\alpha \\ L_C\sin\alpha \\ 0 \end{bmatrix} = C(\phi)C(\theta)C(\Psi)\begin{bmatrix} x_C \\ y_C \\ z_C \end{bmatrix} = C(\phi)C(\theta)\begin{bmatrix} \dot{x_C} \\ \dot{y_C} \\ \dot{z_C} \end{bmatrix} = C(\phi)\begin{bmatrix} \ddot{x_C} \\ \ddot{y_C} \\ \ddot{z_C} \end{bmatrix} \tag{5}$$

식(5)에서 요와 피치는 식(3)과 (4)에서 결정되어 있으므로 롤은 다음과 같이 결정된다.

$$\phi = -\tan^{-1}(\ddot{z_C}/\ddot{x_C}) \tag{6}$$

2.2 다중 기저선 미지정수 결정 방법

반송파 위상 측정치를 이용하여 자세 측정을 수행할 경우 각 기저선에 대한 미지정수를 그해야 한다. epoch-by-epoch 방법을 이용할 경우 한 기저선 당 3개의 미지정수를 검색해야 하나[7], 항체가 강체라는 가정을 이용하면 항체의 움직임에 대해서도 기저선 사이의 상대적인 배치는 변하지 않으므로 이를 추가의 조건으로 사용할 수 있다.

세 개의 안테나 A, B, C가 항체에 배치되었다면 항체가 강체라는 가정으로부터 식(7),(8),(9)가 성립한다. 식(7)과 (8)은 기저선 벡터의 길이가 일정하다는 조건이며, 식(9)는 두 기저선 사이의 배치가 변하지 않는다는 조건을 나타낸다.

$$r_{AB}^T \cdot r_{AB} = b_{AB}^2 \tag{7}$$

$$r_{AC}^T \cdot r_{AC} = b_{AC}^2 \tag{8}$$

$$r_{AB}^T \cdot r_{AC} = b_{AB}\, b_{AC} \cos\alpha \tag{9}$$

여기서 r_{AB} , r_{AC}는 기저선 벡터, b_{AB} , b_{AC}는 기저선 길이를 나타낸다. 두 개의 기저선 벡터 r_{AB} , r_{AC}를 서로 독립적으로 처리하는 경우 식(7)과 (8)을 이용하여 각 기저선 벡터당 2개의 미지정수 항, 즉 모두 4개의 미지정수 항을 검색해야 한다. 그러나 식(9)의 조건을 추가하면 3개의 미지정수항만을 검색하면 되고, 그 과정은 다음과 같다. 먼저 한 개의 기저선 벡터 에 대한 2개의 독립 미지정수 항을 검색을 통하여 결정한다. 이때 식(7)의 조건이 사용되며, 2개의 독립 미지정수항이 결정되면 전체 미지정수를 구할 수 있다.

2.3 보조정보를 이용한 미지정수 결정 방법

2.3.1 속도정보를 이용한 방법

속도정보를 이용하기 위하여 GPS에서 구한 속도정보가 어느 정도 정밀도를 갖는지에 대한 분석이 필요하다.

우선 이중 차분된 반송파 위상 측정식을 살펴보자.

$$l - \lambda N = H r^e + w \tag{10}$$

여기서 미지수는 미지정수 N 과 상대위치벡터 r^e 이다. 만약 속도정보를 이용해서 상대위치벡터를 알 수만 있다면 미지정수는 쉽게 구해진다. 즉, $r^e = \int (BL \times (\hat{v}^e / |\hat{v}^e|))dt$ 임을 이용하여 추정된 미지정수와 속도벡터사이의 관계를 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\hat{N} = \frac{(l - H\int (BL \times (\hat{v}^e / |\hat{v}^e|))dt - w)}{\lambda} \tag{11}$$

여기서 BL 은 기저선 길이, $\hat{v}^e$ 는 GPS에서 구한 속도벡터를 나타낸다. 위 식을 다시 참값과 오차성분으로 나누어 식(12)로 쓸 수 있다.

$$N+\delta N = \frac{(l - H\int (BL \times (\hat{v}^e / |\hat{v}^e|))dt)}{\lambda} - \frac{(H\int (BL \times (\delta \hat{v}^e / |\hat{v}^e|))dt + w)}{\lambda} \tag{12}$$

여기서 다시 오차 성분만을 다시 식(13)으로 나타내었다.

$$\delta N_{ij} = \frac{BL}{speed} \frac{1}{\lambda}((h_{i1}\delta v_x + h_{i2}\delta v_y + h_{i3}\delta v_z) + (h_{j1}\delta v_x + h_{j2}\delta v_y + h_{j3}\delta v_z)) \tag{13}$$

$$\leq 2 \times \text{속도오차} \times \text{기저선길이} / (\text{속력} \times \text{파장})$$

식(13)을 살펴보면 추정된 미지정수 오차는 속도오차에 비례하고, 속력에 반비례함을 알 수 있다. 속도 오차는 측정치에 의한 오차와 가속도에 의한 오차 두 가지로 나눌 수 있으며, 이 두 가지 영향을 그림 1에 나타내었다.

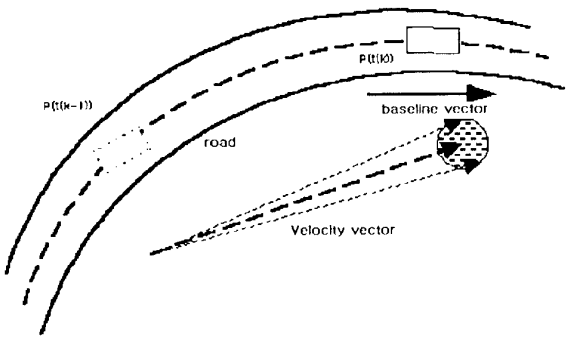
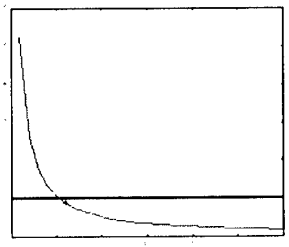
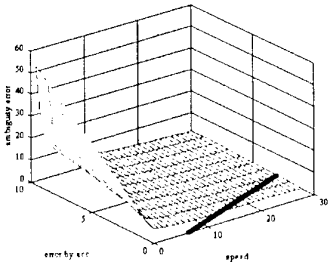


그림 1. 측정치 및 가속도에 의한 속도 벡터 오차

GPS 측정치로 인한 속도 오차 크기는 정속도 주행시 약 0.5m/s정도이다. 이의 범위를 그림에서 빗금친 윗으로 나타내었다. 또한, 차량의 움직임에 의하여 실제 진행 속도와 구해진 속도에는 오차가 발생한다. 특히, 가속도가 큰 경우에 속도 벡터 오차의 크기도 커지게 되므로, 실선으로 그려진 실제 차량 진행 속도 벡터(baseline vector)와 점선으로 구해진 속도 벡터(Velocity vector)에 차이가 있음 알 수 있다. 아래 그림 2에 측정치 오차 및 가속도에 의한 속도 벡터 오차의 크기가 미지정수 오차에 미치는 영향을 속력에 따라 나타내었다.



(a) 측정치 오차에 의한 속도벡터 오차



(b) 가속도에 의한 속도 오차

그림 2. 속도 벡터 오차와 미지정수 오차와의 관계

그림 2.(a)를 살펴보면 차량이 급격한 가속도의 변화를 보이지 않고, 속력이 6m/s 이상이기만 하면 미지정수 오차가 1이하가 됨을 알 수 있으며, 그림 2.(b)에서 실선으로 굵게 그은 부분 이하가 미지정수 오차가 1 미만인 부분으로 가속도에 의한 속도 오차의 크기가 속력의 10%미만인 부분이다. 속도벡터를 이용하여 미지정수 검색범위를 줄일 수 있음을 알아보았다. 만약 속도 오차 크기가 속력의 10%미만이면 검색 후보 개수는 3개의 독립 미지정수에 대해 각각에 ±1을 한 총 27개로 줄어들게 되어 상당히 빠르게 미지정수를 검색할 수 있을 뿐만 아니라 유효성 확인과정에도 효율적으로 이용할 수 있다.

2.3.2 IMU센서 정보를 이용한 방법

IMU센서 정보로부터 3차원 자세를 제공받을 경우 이를 상대위치 벡터로 변환하여 미지정수 경정에 이용할 수 있다.

직각좌표계에서의 기저선벡터 $\hat{r}_i^n$를 극좌표계로 변형하면 다음의 식(14)를 얻으며 b , ψ , θ는 각각 기저선벡터의 길이, 방위각, 앙각을 나타낸다.

$$\hat{r}_i^n = \begin{bmatrix} x_i^n \\ y_i^n \\ z_i^n \end{bmatrix} = b \begin{bmatrix} -\sin\psi\cos\theta \\ \cos\psi\cos\theta \\ \sin\theta \end{bmatrix} \tag{14}$$

식(14)를 선형화 기준점 b_0 , ψ_0 , θ_0에 대하여 선형화하면 식(15)와 (16)을 얻을 수 있다.

$$\hat{r}_{i0}^n = \begin{bmatrix} x_{i0}^n \\ y_{i0}^n \\ z_{i0}^n \end{bmatrix} = b_0 \begin{bmatrix} -\sin\psi_0\cos\theta_0 \\ \cos\psi_0\cos\theta_0 \\ \sin\theta_0 \end{bmatrix} \tag{15}$$

$$\delta r_i^n = \begin{bmatrix} \delta x_i^n \\ \delta y_i^n \\ \delta z_i^n \end{bmatrix} = T_{\delta\Psi}^n \delta\Psi \tag{16}$$

$$= \begin{bmatrix} b_0\cos\psi_0\cos\theta_0 & b_0\sin\psi_0\sin\theta_0 & -\sin\psi_0\cos\theta_0 \\ -b_0\sin\psi_0\cos\theta_0 & -b_0\cos\psi_0\sin\theta_0 & \cos\psi_0\cos\theta_0 \\ 0 & b_0\cos\theta_0 & \sin\theta_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta\psi \\ \delta\theta \\ \delta b \end{bmatrix}$$

식(15)와 (16)에서 b_0 , ψ_0 , θ_0는 보조센서 데이터로부터 알 수 있는 값이며, δb , $\delta\psi$, $\delta\theta$는 실험 또는 사용하는 보조센서의 사양으로부터 추정할 수 있다. 이상의 결과로부터 미지정수 결정 기준값과 검색범위의 기준이 되는 오차값은 식(17)과 (18)로 표시된다.

$$\hat{N} = \frac{1}{\lambda}(l - HC_n^e \hat{r}_{i0}^n) \tag{17}$$

$$\delta N = \frac{1}{\lambda}(HC_n^e \delta r_i^n - w) \tag{18}$$

식(18)로부터 미지정수 오차 공분산은 다음 식(19)와 같이 나타낼 수 있으며, 추정된 미지정수 검색범위로 사용된다.

$$\begin{aligned} \sigma_N^2 &= E[\delta N\ \delta N^T] \\ &= \frac{1}{\lambda^2}\{HC_n^e E[\delta r_i^n\ \delta r_i^{n^T}] C_n^{e^T} H^T + \sigma_W^2\} \\ &= \frac{1}{\lambda^2}\{HC_n^e T_{\delta\Psi}^n E[\delta\Psi\ \delta\Psi^T] T_{\delta\Psi}^{n^T} C_n^{e^T} H^T + \sigma_W^2\} \end{aligned} \tag{19}$$

3. 수신기 구조

자세 측정 GPS 수신기는 기준안테나에 대한 상대안테나의 위치를 구함으로써 두 안테나 사이의 자세를 측정하게 된다. 자세 측정 수신기는 크게 하드웨어 부분과 소프트웨어 부분으로 나뉜다. 하드웨어 부분은 다시 RF부, 상관기부, 중앙 처리부 등으로 나뉘고 소프트웨어 부분은 위성추적부, 측정치 획득부, 항법해부, 자세 측정부 등으로 나뉠 수 있다. 자세 측정을 위하여 네 개의 안테나로부터 정밀한 반송파 위상 측정치를 획득한다.

미지정수 결정 알고리즘으로는 적은 계산량과 메모리를 사용하여 실시간 구현에 용이한 ARCE를 사용하였다.

3.1 하드웨어 구조

하드웨어는 4개의 RF/IF부, 4개의 DSP로 구성된 상관기부, 중앙 처리부, 메모리부, 입/출력부로 나뉜다. 자세 측정 수신기의 구성도를 그림 3에 나타내었다.

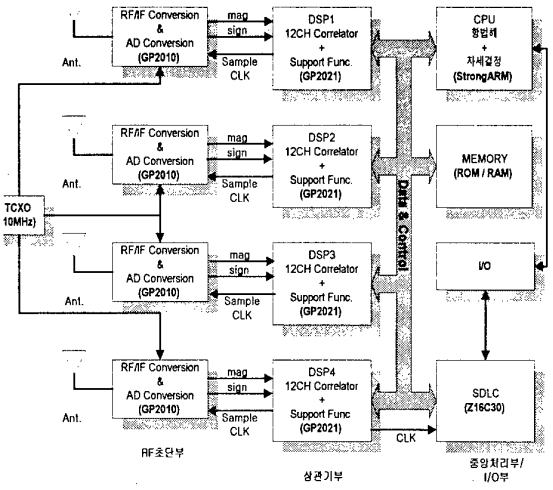


그림 3. 48채널 자세 측정 수신기 구성도

그림 3에 나타낸 것과 같이 각 RF/IF부에는 Mitel사의 GP2010이 사용되었다. 기준 클럭으로는 10MHz의 TCXO를 사용하였다. RF/IF부는 상관기부(DSP1, DSP2, DSP3, DSP4)에 동작 주파수(40MHz)를 차분 형태로 제공하고, 네 개의 안테나로부터 GPS 위성신호를 수신하여 주파수를 3회에 걸쳐 체배하여 IF 신호를 만든다. 또한 상관기부의 각 DSP에서 제공되는 샘플 클락(5.714MHz)을 이용하여 이산화 된 출력신호(mag, sign)를 상관기부로 보낸다.

상관기부는 Mitel사의 GP2021 네 개로 구성된다. GP2021은 12개의 추적모듈을 포함하고 있으며, 각각 RF/IF부에서 전달되는 이산 신호를 이용하여 추적모듈에서 상관값을 생성하고 위성신호를 추적한다. DSP를 4개 사용하므로 48채널에서 동시에 신호 추적이 가능하고 코드 및 반송파 측정치를 획득할 수 있다.

중앙처리부는 ARM계열의 CPU인 StrongARM(모델명 : SA-1100)을 사용하였다. StrongARM은 수신기 외부와의 통신을 위한 DUART부, MMU(Memory Management Unit)와 Cache를 내장하고 있으며, 220MHz의 수정발진기 사용시 약 268 MIPS의 처리속도를 갖는다. 중앙처리부에서는 상관기부에서 획득한 측정치를 이용하여 자세 측정을 하는 것 이외에 모든 소프트웨어 처리를 관장한다.

메모리부는 ROM/RAM으로 구성되며, ROM은 1Mbit 4개를 사용하여 512KByte의 용량이며 RAM은 4Mbit 4개를 사용하여 2Mbyte의 용량을 갖는다.

입·출력부는 두 개의 비동기 통신 포트와 한 개의 동기 통신포트로 구성된다. 비동기 통신포트는 수신기 모니터 및 명령 전달과 DGPS(Differential GPS) 신호를 수신한다. 동기 통신포트는 IMU와 같은 외부 보조센서와의 통신을 위한 것이다.

3.2 소프트웨어 구조

자세 측정용 GPS 수신기 소프트웨어는 독립적인 태스크로 운영되고 크게 인터럽트 서비스 루틴과 멀티태스킹 루틴으로 구성된다. 멀티태스킹 루틴은 다시 100msec 태스크와 1sec 태스크로 구분된다.

인터럽트 루틴은 멀티태스킹 루틴보다 높은 우선 순위를 가지며 상관기부에서 505μsec마다 발생되는 신호에 의해 수행된다. 이 루틴은 상관기에서 생성된 상관값을 처리하여 코드 및 반송파 획득 및 추적을 수행하고, 데이터 비트(bit)와 프레임(frame) 동기를 맞춘다.

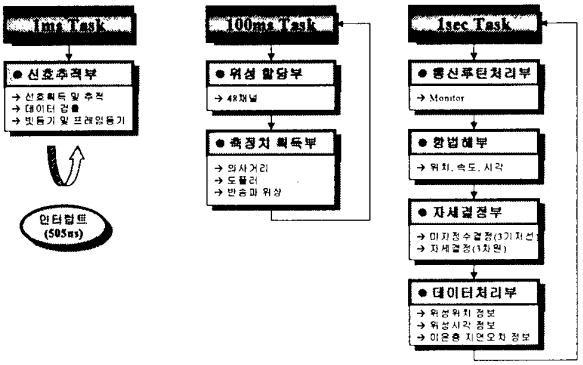


그림 4. 자세 측정용 수신기 소프트웨어 멀티태스킹 및 인터럽트 서비스 구조

멀티태스킹 루틴 중 100msec 태스크는 측정치 획득과 위성을 채널에 할당하는 태스크로 구성되는데, 이때 획득되는 측정치로는 의사거리, 의사거리율 및 반송파 위상 측정치가 있고, 1sec 태스크는 통신루틴처리부, 데이터처리부, 항법해부, 자세결정부로 나뉜다.

4. 실험결과

개발한 자세 측정용 수신기의 성능 평가를 위해 정지상태 및 운동상태 실험을 수행하였다. 정지상태 실험을 통하여 3차원 자세각 정밀도를 살펴보았으며, 동특성 확인을 위한 운동상태 실험을 하였다.

4.1 정지상태 실험

정지상태에서의 3차원 자세를 측정하기 위해 네 개의 안테나를 설치하였다. 네 개의 안테나는 기준 안테나로부터 각각 1m의 거리를 유지하게 배치하였으며, 기준 안테나와 보조 안테나1 사이를 기준 기저선으로 하고, 두번째 기저선이 기준 기저선과 약 60°를 이루도록 하였고, 세번째 기저선을 기준 기저선과 약 90°를 이루도록 배치하였다. 16분 정도의 실험 동안 공통 위성 수는 세 개의 기저선 모두 항상 6개 이상이었으며 이는 미지정수 결정과 자세 측정에 충분한 개수이다.

하나의 기저선으로는 2차원 자세인 요와 피치를 구할 수 있으며, 두 개 이상의 기저선을 이용하면 롤까지 구할 수 있다. 세 개의 기저선을 이용해 요, 피치, 롤을 구하였다. 기준 기저선의 방위각을 그림 5에 나타내고, 실험 결과를 표 1에 정리하였다.

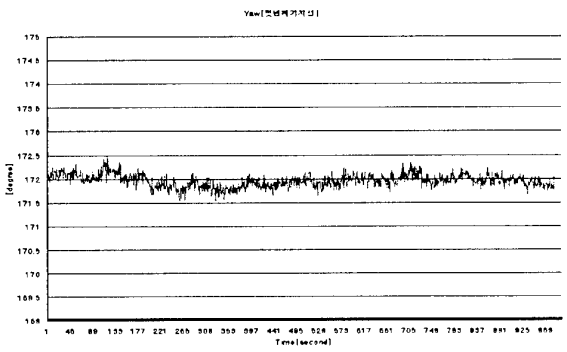


그림 5. 기준 기저선의 방위각

표 1. 3차원 자세각 결과

	Yaw[도]	Pitch[도]	Roll[도]
표준편차 (1 σ)	0.138	0.442	0.386

표 1에서 표준편차를 살펴보면 자세각 오차가 요의 경우 0.2도 미만, 피치와 롤의 경우 0.5도 미만인 것을 알 수 있으며, 피치가 요에 비해 오차가 큼을 알 수 있다. 이는 GPS특성상 수직 위치오차가 수평 위치오차보다 크게 나타나게 되기 때문이다.

본 실험을 통해서 수신기가 정지상태에서 있을 때 정밀한 3차원 자세 측정을 하는 것을 확인하였다.

4.2 운동상태 실험

운동상태 실험은 항체의 운동상태에 따른 수신기의 동특성을 살펴보고, 보조정보를 이용해 정확한 미지정수를 구하고 자세 오차를 줄이는 과정을 살펴보기 위한 실험이다.

차량 주행 실험을 위해 차량의 지붕에 차량 진행방향과 일치하게 1m 길이로 기준 안테나와 두 번째 안테나를 설치하여 기준 기저선으로 하고, 기준 기저선과 수직하고 기준 안테나로부터 1m 떨어진 곳에 네 번째 안테나를 설치하여 세 번째 기저선으로 하고, 두 기저선 사이에 약 60° 각도로 역시 1m 길이 떨어진 곳에 세 번째 안테나를 설치하여 두 번째 기저선을 설치하였다. 그림 6에 안테나 배치를 나타내었다.

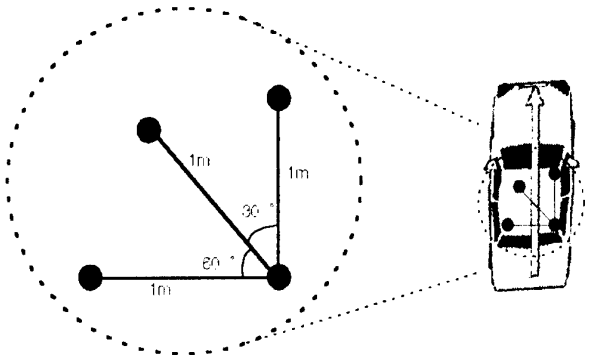


그림 6. 차량실험 안테나 배치도

다양한 실험 환경을 위해 가로수 구간·아파트 단지 구간·터널 구간 등을 통과하였다. 그림 7에 차량 실험 구간을 나타내었다.

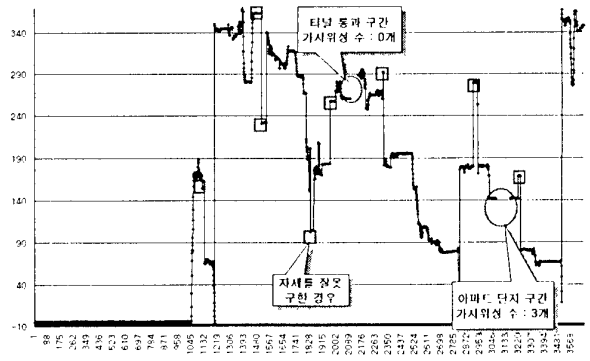


그림 7. 차량실험 구간

그림 7은 보조정보를 사용하지 않고 구한 방위각이며, 자세의

변화가 항체의 특성상 발생할 수 없는 결과를 보일 경우 미지정수를 잘못 구했음을 알리고 자세는 이전 자세를 사용하였다. 그림에서 사각형으로 표시된 부분은 위성개수가 모자라거나 위성신호에 큰 오차가 포함되어 자세를 잘못 구하는 경우를 나타내었다.

속도정보를 미지정수 결정에 이용한 경우 정지상태에는 보조정보를 사용하지 않은 경우와 같은 결과를 보이지만, 가로수나 큰 건물 옆의 도로에서는 보조정보를 사용하지 않은 경우에 구하지 못했던 미지정수를 구할 수 있었으며, 방향이 크게 바뀌는 경우처럼 속도의 변화가 큰 경우에는 오히려 속도 정보를 사용하지 않는 경우에 비해 더 좋지 않게 되었다.

IMU 센서정보를 이용할 경우 터널이나 아파트 단지와 같이 신호가 완전히 차단되는 경우를 제외한 구간에서는 미지정수와 정밀한 자세를 구할 수 있으며, 그림 8에서 그 결과를 나타내었다.

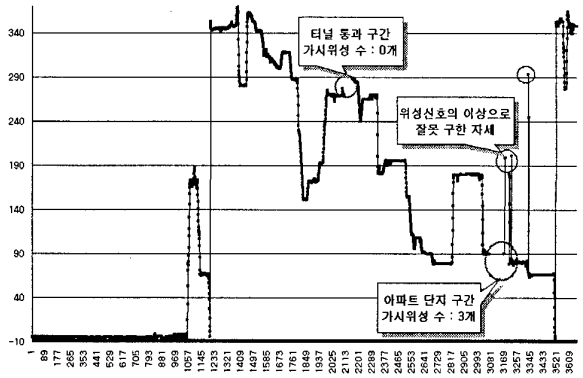


그림 8. 보조센서를 사용하여 구한 방위각

IMU 센서를 사용하였을 경우 거의 오차가 없는 정밀한 자세를 구한 것을 볼 수 있으나, Cycle slip으로 인한 위성 신호의 이상이 생긴 경우 자세를 잘못 구했다.

전체 주행구간에서 보조정보를 사용하지 않은 경우와 보조정보를 사용한 경우 참 미지정수를 구한 비율을 표 2에 나타내었다.

표 2. 참 미지정수를 구한 비율 비교

	보조정보를 사용 안한 경우	속도정보를 사용한 경우	IMU 센서정보를 사용한 경우
미지정수 결정비율	64.7%	67.2%	92.7%

속도정보를 사용하였을 경우 가로수나 큰 건물 옆의 직선 도로 구간에서 참 미지정수를 구할 확률이 보조정보를 사용하지 않을 경우에 비해 약간 향상되었으며, IMU 센서 정보를 사용할 경우 월등히 향상됨을 확인하였다.

5. 결론

본 논문에서는 GPS L1 반송파를 이용하여 3차원 자세측정용 GPS 수신기를 개발하였다. 개발된 수신기 하드웨어는 4개의 RF부, DSP부, 프로세서부 및 메모리부로 나뉘어지며, 기저선 길이는 모두 1m로 하였다. 소프트웨어는 인터럽트 처리부와 멀티태스킹부로 나뉘며, 인터럽트 처리부에서는 위성 신호 추적이 이루어지며, 멀티태스킹부에서는 위성 할당, 측정치 획득, 항법해 결정, 미지정수 결정 및 자세 측정이 이루어진다. 자세 측정에는 정밀한 반송파 위상이 이용되었으며, 미지정수 결정 알고리즘으로는 ARCE가 이용되었다. 정지 상태 실험을 통하여 기저선이 1m일 경우 요 오차는 0.5도(1 σ) 미만, 피치 및 롤 오차는 1도(1 σ) 미만의 정밀도를 가짐을 확인하였으며, 주행 시험을 통하여 주행 중에도 정밀한 자세 측정이 이루어짐을 확인하였고, 속도정보 및 IMU와 같은 관성센서와 혼합되었을 경우 얻을 수 있는 정보를 이용하여 미지정수를 빠른 시간에 구할 수 있게 됨을 보였다.

참고 문헌

[1] Siouris, Aerospace Avionics Systems-A Modern Synthesis, Academic Press, San Diego, 1993

[2] Cohen, C.E., and Parkinson, B.W., "Expanding the Performance Envelope of GPS-Based Attitude determination," *Proceedings of ION GPS-91* 1991.

[3] Lu, G., *Development of a GPS Multi-Antenna System for Attitude Determination, UCGE Reports #20073*, Dept. of Geomatics Eng., The Univ. of Calgary, 1995.

[4] El-Mowafy, A., *Kinematic Attitude Determination From GPS. UCGE Reports #20074*, Dept. of Geomatics Eng., University of Calgary, December, 1994.

[5] Britting, K. R., Inertial Navigation System Analysis, John Wiley & Sons, 1971.

[6] Hein, G.W., G. Baustert, B. Eissfeller and H. Landau, High-Precison Kinematic GPS Differential Positioning and Integration of GPS with a Ring Laser Strapdown Intertial System, *Global Positioning System Vol. IV*, The Institute of Navigation. Washington, D.C., pp. 153-174, 1993.

[7] 박찬식, GPS반송파 위상신호를 이용한 자세결정, 공학박사 학위 논문 서울대학교 제어계측공학과, 1997.

GPS/GLONASS 통합 수신기 개발

Development of integrated GPS/GLONASS Receiver

°조득재*, 김성태*, 최일홍*, 이상정*

*충남대학교 전자공학과(Tel : 042-825-3991; Fax : 042-823-4494; E-mail : panda@cslab.cnu.ac.kr)

Abstract: This paper designs an integrated GPS/GLONASS receiver. RF front end is designed using components and digital correlator is designed using Verilog-HDL(Verilog-Hardware Description Language) and synthesized using EDA(Electronic Design Automation) tools.

Keywords: GPS, GLONASS, RF, digital correlator, integrated navigation

1. 서 론

GPS(Global Positioning System)와 GLONASS(GLObal NAvigation Satellite System)는 위치와 시각을 제공하는 대표적인 위성 항법 시스템으로 측지 분야, 자세 측정 및 제어 분야, 항법 분야, 시각 동기 분야에 이르기까지 응용 분야가 다양하다. GLONASS는 GPS에 비해 북반구 쪽에 위치한 우리나라에 유리한 형태의 위성 배치를 가지고 있어 시스템 구성이 비슷한 두 시스템을 통합한다면 GPS나 GLONASS를 단독으로 사용할 때보다 도심이나 산악지역 등과 같이 가시 위성수가 제한된 곳에서의 항법 성능을 향상시킬 수 있고, 가시 위성수가 증가하여 초기 위성 신호 획득 시간도 단축시킬 수 있다는 장점을 갖는다. 이러한 GPS/GLONASS 통합 기법을 실현하기 위해서는 수신기의 핵심요소인 디지털 통합 상관기의 개발 및 GPS/GLONASS 통합 RF 보드의 개발과 통합 항법을 위한 소프트웨어의 개발이 필요하다.

본 논문에서 설계된 디지털 상관기는 GPS와 GLONASS의 상관기가 레지스터의 세팅에 의해 시스템 스위칭을 하는 구조로 설계하였으며, RF부는 GPS와 GLONASS RF 보드를 디지털 처리 보드에 각각 결합할 수 있도록 별도의 보드로 설계하였다. 소프트웨어는 통합항법을 위해서 상관기의 각 채널을 GPS 또는 GLONASS로 설정할 수 있도록 하였다.

통합 과정의 가장 큰 문제점으로는 GPS와 GLONASS가 서로 다른 좌표계를 사용한다는 점인데, 이는 각각의 위성 위치 계산 후 동일 좌표계로 변환하여 항법식을 계산하였다.

본 논문의 구성은 제2장에서 GPS/GLONASS 수신기의 전체적인 구조와 각각의 세부사항에 대해 설명하고, 제3장에서 설계한 수신기의 실제 동작 실험결과를 보이고, 마지막으로 제4장에서 결론을 내린다.

2. GPS/GLONASS 수신기 구조

그림 1에 GPS/GLONASS 수신기 구조를 나타내었다. 수신기는 크게 안테나 입력 신호를 IF(Intermediate Frequency)로 변경하는 RF부와 IF 신호로부터 역확산을 수행하는 디지털 처리부, 전체 수신기의 동작을 제어하고, 항법을 수행하는 소프트웨어부로 나눌 수 있다.

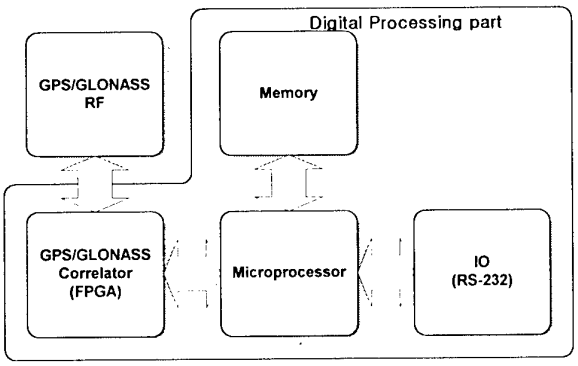


그림 1. GPS/GLONASS 수신기 구조.
Fig. 1. Structure of GPS/GLONASS Receiver.

2.1 GPS/GLONASS RF부

RF단은 안테나로 수신한 위성 신호를 down-conversion을 거쳐 이산화된 신호를 디지털 상관기에 전달하는 역할을 수행한다.

본 논문에서 GPS RF는 상용 칩셋인 GP2010 칩셋을 사용하였고, GLONASS RF는 두 번의 down-conversion을 하도록 설계하였으며 그 구조는 그림 2와 같다[8].

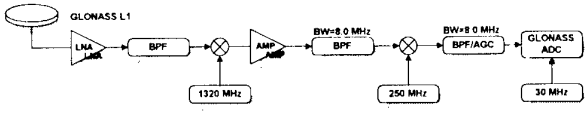


그림 2. GLONASS RF 블록도.
Fig. 2. Block Diagram of GLONASS RF.

2.2 디지털 처리부

디지털 처리부는 FPGA(Field Programmable Gate Arrays)에 설계한 디지털 상관기로 IF 신호로부터 역확산을 수행한다.

디지털 상관기는 그림 3과 같이 크게 인터페이스부, Timebase Generatorqn, 추적모듈, 상태 레지스터로 구성된다. 인터페이스부는 마이크로프로세서와 데이터를 주고받기 위한 부분이고, Timebase Generator부는 인터럽트를 발생하는 부분으로 Accumulation 인터럽트와 TIC을 발생한다. 추적 모듈은 디지털 상관기의 핵심적인 부분으로 위성신호의 상관값과 여러 측정치를 획득하는 부분이며, 상태 레지스터는 각 채널의 데이터 상태를 알려주는 부분이다[4].

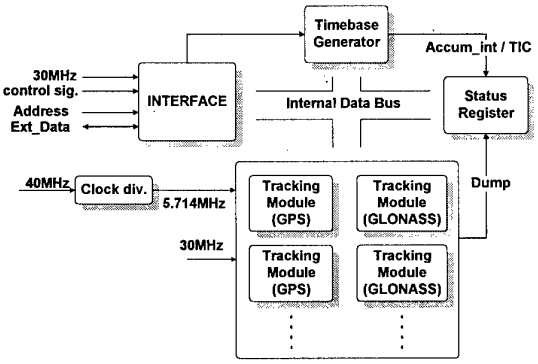


그림 3. 디지털 상관기의 전체 블록도.
Fig. 3. Block Diagram of Digital Correlator.

GPS/GLONASS 디지털 상관기의 설계시 표 1과 같은 코드 특성으로 인해 두 시스템의 코드 발생기를 그림 4와 같이 다르게 설계해야 한다[5,6].

표 1. 코드 특성.
Table 1. Code characteristics.

		GPS	GLONASS
C/A code	Code Type	Gold code	Maximal length code
	Chip Rate	1.023 Mchips/sec	0.511 Mchips/sec
	Code Length	1023 chips	511 chips
	Repeat Rate	1 msec	1 msec

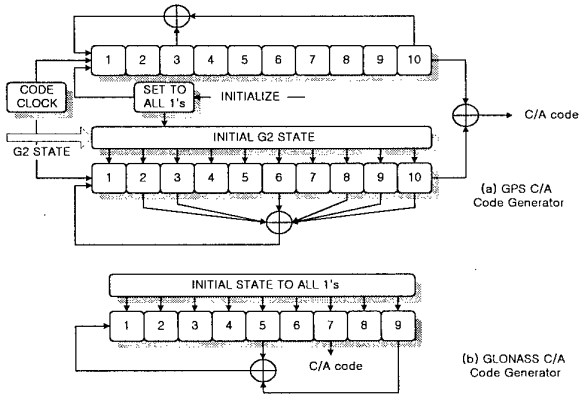


그림 4. 코드 발생기의 비교.
Fig. 4. Comparison of code generator.

2.3 GPS/GLONASS 소프트웨어부

GPS/GLONASS 수신기의 소프트웨어는 그림 5와 같이 크게 네 개의 블록으로 나눌 수 있다. 먼저 위성 신호의 코드와 주파수를 맞추어 신호를 획득하고 원시 측정치를 얻는 블록과 획득한 신호로부터 항법 데이터를 추출하고 처리하는 블록, 데이터로부터 위성의 위치를 계산하는 블록, 그리고 마지막으로 데이터와 원시 측정치를 이용하여 수신기의 위치·속도·시간을 구하는 항법 블록이 있다[7].

통합항법을 위해서 상관기의 각 채널을 GPS 또는 GLONASS로 설정할 수 있도록 하고, GPS와 GLONASS가 서로 다른 좌표계를 사용하므로 위성위치 계산 후 동일 좌표계로 변환하여 항법식을 계산한다.

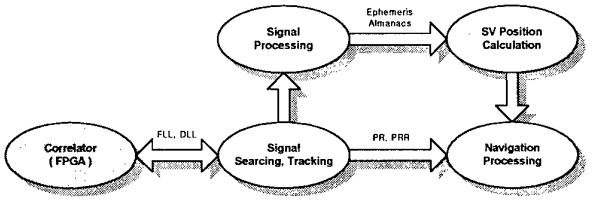
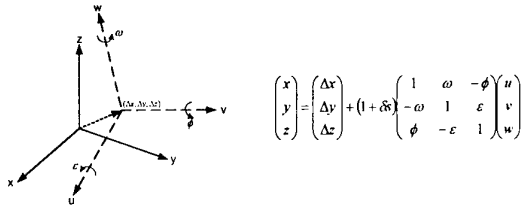


그림 5. 소프트웨어 전체 구조.
Fig. 5. Structure of Software.

좌표계인 WGS-84 좌표계로 변환하여 사용함으로 해결했다. 그림 6에는 본 논문에서 사용한 좌표변환 행렬을 나타내었다[3].



$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{pmatrix} + (1+\delta k) \begin{pmatrix} 1 & \omega & -\phi \\ -\omega & 1 & \varepsilon \\ \phi & -\varepsilon & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}$$

그림 6. 헬머트 변환.
Fig. 6. Helmert transformation.

3. 실험결과

그림 7은 GPS/GLONASS의 위성추적 실험환경을 보여준다.

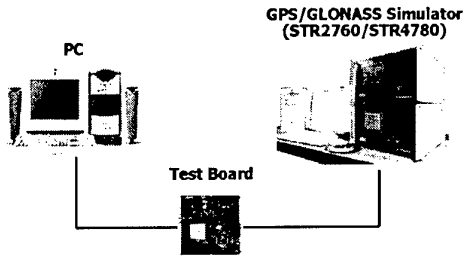


그림 7. 실험 환경.
Fig. 7. Test environments.

본 논문에서 설계한 GLONASS RF 보드는 그림 8과 같고 GP2010을 이용한 GPS RF 보드는 그림 9와 같다.

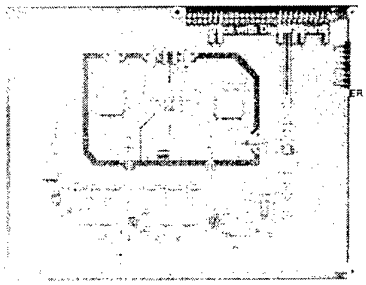
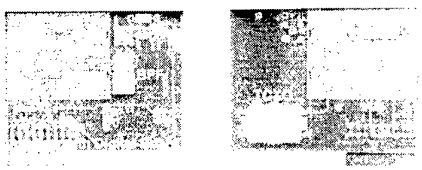


그림 8. GLONASS RF 보드.
Fig. 8. GLONASS RF board.



(a) GPS RF Front (b) GPS RF Back

그림 9. GPS RF 보드(GP2010).
Fig. 9. GPS RF board(GP2010).

설계한 GLONASS RF 보드는 최종 중간 주파수 측정 결과로부터 정상 동작을 확인 할 수 있었다.

설계된 디지털 상관기는 Verilog-HDL(Hardware Description Language)로 구현되었으며 Cadence 사의 Verilog-XL을 이용하여 모의 실험 하였다. 또한 SYNOPSYS 사의 Design Analyzer를 이용하여 논리합성 하였다. 이렇게 합성된 GPS/GLONASS 디지털 상관기는 ALTERA 사의 FPGA인 FLEX EPF10K250AGC599-1을 이용하여 구현되었다. GPS/GLONASS 디지털 상관기 하나의 채널에 대해 논리합성 결과 총 250,000 게이트의 FPGA 용량 중에서 32,500 게이트를 사용, 약 13%의 이용률을 보였다. 이렇게 해서 FPGA의 안정도 여유를 고려하여 디지털 상관기의 채널 수를 FPGA의 약 80% 정도의 이용률인 10채널까지 확장시킬 수 있었다.

그림 10은 설계된 GPS/GLONASS 디지털 상관기를 검증하기 위한 디지털 보드이다.

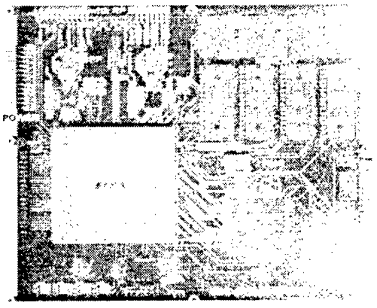


그림 10. 디지털 처리부 보드.
Fig. 10. Digital processing board.

그림 11은 RF부의 입력이 없는 잡음 상태에서 추적 모듈의 In-Phase 적분값(I)과 Quadrature-Phase의 적분값(Q)을 나타낸 것이다. 이 상태에서 I^2+Q^2의 평균값이 신호 획득을 위한 문턱값이 된다.

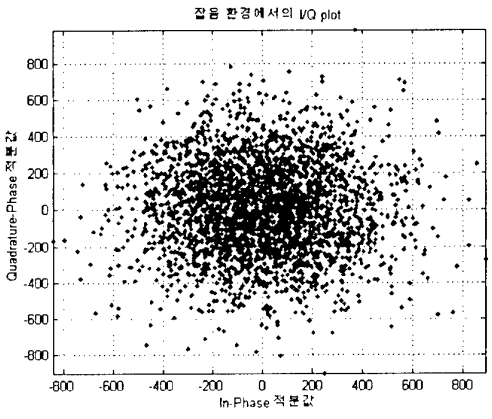


그림 11. 잡음환경에서의 I/Q 적분값.
Fig. 11. I/Q accumulation in noisy environments.

GPS의 경우 I^2+Q^2의 잡음 수준은 97,142이고, GLONASS의 경우 150,000인데 위와 같은 잡음 수준의 측정 실험으로 RF부의 입력이 없는 상태에서 원하는 잡음 수준 출력이 나타나는 것을 확인하였다.

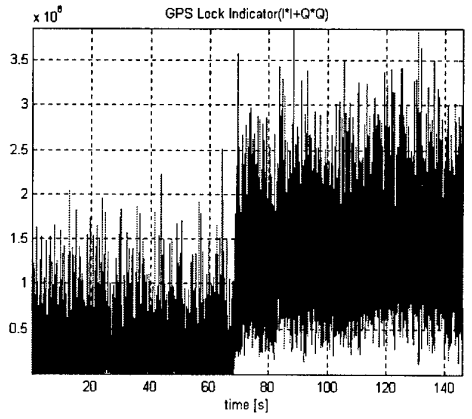


그림 12. GPS 신호의 획득.
Fig. 12. GPS signal acquisition.

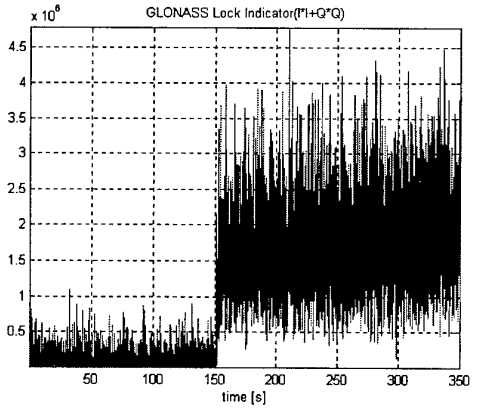


그림 13. GLONASS 신호의 획득.
Fig. 13. GLONASS signal acquisition.

그림 12와 그림 13은 GPS/GLONASS 위성 신호에 대해 추적을 실시하고 각 추적 모듈의 신호 획득 과정을 보인 그림이다.

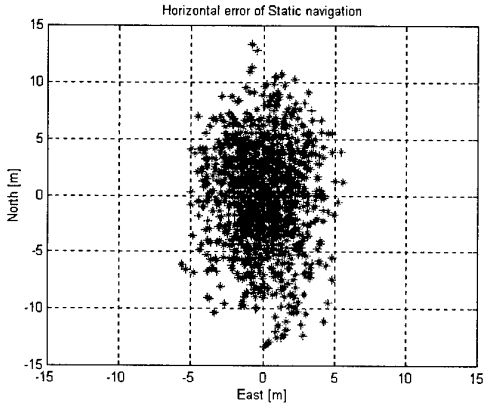


그림 14. 정지 상태 측위 실험(GPS).
Fig. 14. Horizontal error of Static navigation.

그림 14는 GPS만의 정지 상태 측위 실험 결과를 나타낸다. 이 실험으로부터 항법시의 위치정밀도 측정치인 CEP(Circular Error Probable)를 구해본 결과 약 3.6m의 오차가 있음을 확인하였다.

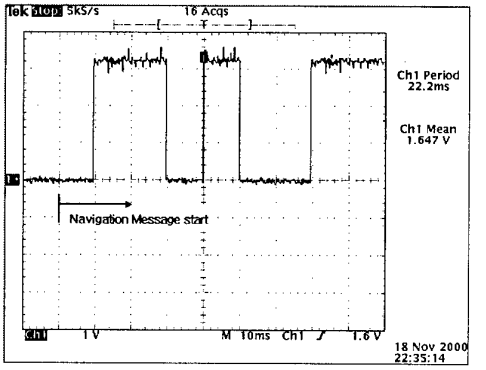


그림 15. GLONASS 데이터 시퀀스.
Fig. 15. GLONASS data sequence.

그림 15는 GLONASS 시뮬레이터의 위성 신호로부터 추출된 데이터 비트 시퀀스 (011010011…)을 나타낸다.

4. 결론

본 논문에서 L1 C/A 코드 GPS/GLONASS 수신기 설계 및 구현 결과를 살펴보았다. Verilog-HDL과 SYNOPSYS 사와 CADENCE 사의 EDA(Electronic Design Automation) 툴을 이용해서 구현한 GPS/GLONASS 상관기는 모의 실험 및 FPGA 구현을 통해 성능 평가를 하였고, RF부의 동작도 실험을 통하여 확인 할 수 있었다. 본 논문에서는 설계된 수신기의 항법 여부를 살펴보았지만, 앞으로 구조적인 면이나 성능 향상에 있어서 많은 개선점이 남아있다. 또한 추후 수신기의 소형화를 위해 GPS/GLONASS 통합 RF 보드의 개발이 필요하다. 본 논문을 통해 통합 수신기의 응용분야 연구에 작으나마 밑거름이 되길 기대한다.

참고 문헌

[1] Bradford W. Parkinson et al., Global Positioning System : Theory and Applications vol. I II, AIAA, Inc., 1996.

[2] Elliot D. Kaplan, Understanding GPS : Principles and Applications, Artech House, 1996.

[3] P. N. Misra et al., "Integrated Use of GPS and GLONASS : Transformation Between WGS-84 and PZ-90", Lincoln Laboratory, Massachusetts Institute of Technology, MA 02173

[4] Global positioning products handbook, GEC Plessey Semiconductors.

[5] GLONASS-ICD, version 4.0, Moscow, 1998.

[6] ICD-GPS-200, Revision C, Initial Release, 10. Oct. 1993.

[7] GPS Architect Software Design Manual, GEC Plessey Semiconductors, Dec. 1997.

[8] 전자통신기기의 RF회로기술 및 활용, 과학기술정보연구소.

실수 미지정수를 이용한 항체의 실시간 동적 정밀 위치 결정 기법

Real-time Dynamic Precise Positioning Algorithm for moving vehicle with Float Ambiguity

。이영식*, 지규인**, 이영재***

*건국대학교 전자정보통신공학과(Tel: 02-452-7407; Fax: 02-3437-5235; E-mail: hyssopmc@kkucc.konkuk.ac.kr)
**건국대학교 전자정보통신공학과(Tel: 02-452-7407; Fax: 02-3437-5235; E-mail: gijee@kkucc.konkuk.ac.kr)
***건국대학교 항공우주공학과(Tel: 02-450-3358; Fax: 02-444-6670; E-mail: younglee@kkucc.konkuk.ac.kr)

Abstract : It is well known that ambiguity resolution is essential for precise carrier phase differential GPS. However, in practice, there are still many problems in resolving the ambiguity in kinematic mode, especially in the urban area. The multipath in received signal, the frequent change in visible satellites, and the cyclic slips make the ambiguity resolution very difficult task in real-time operation. In this paper, we concentrate on the differential positioning with the float ambiguity that is free from the integer constraint. The float ambiguity estimation is carried out by the Kalman filter. The float and fixed ambiguities are combined together to determine the position in real-time kinematic mode. To analyze the performance of proposed algorithm, static and driving test were performed.

Keywords: Integer Ambiguity Resolution, Real-time Kinematics, Float Ambiguity

1. 서론

DGPS는 GPS의 정확도를 향상 시키는 방법으로, 자신의 정확한 위치를 알고 있는 기준국(Reference Station)에서 GPS 위성신호의 오차를 계산하여 주위의 사용자(Mobile Station)에게 전송함으로써 GPS 사용자의 위치오차를 보정하는 기법이다. 일반적으로 DGPS기법은 코드의 의사 거리 측정치를 사용하며 이러한 방법으로 수m 정도로 위치 오차를 줄일 수 있다. 한편 GPS의 L1 반송파 위상 신호의 파장은 약 19cm로, 코드에 비하여 월등히 높은 해상도를 제공할 수 있으며 이를 이용하면 수mm의 정확도로 상대위치를 측정할 수 있다. 그러나 GPS 반송파 위상을 측위에 이용하기 위해서는 반송파 측정값에 존재하는 미지정수(Integer Ambiguity)를 결정해야 한다.

일반적으로 미지정수는 주어진 목적함수를 최소화 하도록 특정한 검색 영역 안에서 검색함으로써 결정되며, 이러한 미지정수의 참값 결정을 위해서는 많은 반송파 위상 데이터와 처리시간을 필요로 한다. 기존의 미지정수 결정 알고리즘으로는 LAMBDA(Least squares AMBiguity Decorrelation Adjustment), AFM(Ambiguity Function Method), LSAST(Least Squares Ambiguity Search Technique), ARCE(Ambiguity Resolution with Constraint Equation) 등이 있지만 이러한 미지정수 결정 알고리즘은 아직까지 실시간 미지정수 결정에는 많은 어려움이 있다. 특히, 도심속 같이 가시위성군이 자주 변하고 다중경로에 의한 오차에 의하여 사이클 슬립(cycle slip)이 발생하는 경우에는 미지정수를 결정하지 못하는 경우가 빈번하다.

본 논문에서는 GPS의 반송파 위상내의 미지정수를 정수영역에서 결정하지 못하는 경우에도 반송파위상 정보를 측위에 사용하도록 하기 위하여 실수 미지정수를 추정하여 검색기법에 의한 정수 미지정수와 함께 사용할 수 있는 실시간 동적 측위 방법에 대해 연구하였다. 연속적인 실수 미지정수 추정을 위하여 칼만필터를 사용하였고 검색기법으로는 기존 검색기법들의 장점들을 결합한 방법을 사용하였다. 제안된 알고리즘은 크게 실수 미지정수 추정 알고리즘과 검색 알고리즘으로 구성된다. 실수 미지정수의 추정은 이중차분된 L1 반송파 위상과 C/A코드 측정치를 이용한 측정방정식, 상태변수를 위치, 속도 모델로 모델링한 시스템 방정식을 이용해 일반적인 이산형 칼만 필터로 구현한다. 검색 방법으로는 기존의 미지정수 검색 알고리즘들의 장단점을 상호 보완하여 더욱 빠르고 안정적으로 미지정수를 검색하는 방법을 제안하였다. 즉, 미지정수의 공분산 추정값을 비상관화하여 검색하는 LAMBDA 방법, 반송파 위상식에서 위치항을 소거해 미지정수 영역에서만 검색하는 ARCE방법, 독립적인 주위성군만을 검색하는 LSAST를 상호 보완하여 사용하였다.

2. 실수 미지정수를 이용한 RTK 알고리즘

2.1 알고리즘의 구성

새로 구성된 알고리즘의 흐름도는 다음과 같다. 칼만 필터에 의해 위치, 속도와 이중차분된 미지정수를 추정한다. 미지정수가 결정되지 않았다면 LAMBDA 에 의해 공분산을 비상관화하여 검색공간을 설정하여 미지정수를 검색한다. 전체적인 알고리즘의 구성과 흐름은 그림 1 과 같고, 데이터 처리 과정은 그림 2 에 나타내었다.

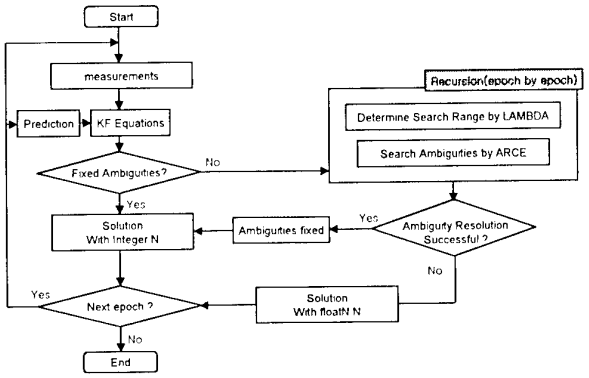


그림 1. RTK 알고리즘의 흐름도

Fig 1. The flowchart of RTK algorithm

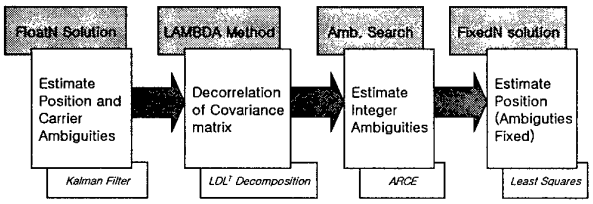


그림 2. 데이터 처리 단계

Fig 2. The data processing steps

2.2 초기 미지정수의 추정

이중차분한 코드와 반송파 측정식을 선형화하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \nabla\Delta\rho &= \mathbf{H}\delta\mathbf{X} + \mathbf{v} \\ \nabla\Delta\mathrm{l} &= \mathbf{H}\delta\mathbf{X} + \lambda\cdot\nabla\Delta\mathbf{N} + \mathbf{w} \end{aligned} \tag{1}$$

여기서,

$\mathbf{H}$: 계수 행렬, $\delta\mathbf{X}$: 상대 위치 보정치

$\nabla\Delta$N : 이중차분된 미지정수

λ : L1 반송파 파장

$\nabla\Delta\rho$: 이중차분된 코드 측정값

$\nabla\Delta$l : 이중차분된 반송파 측정값

v, w : 측정 잡음

이중차분한 코드와 반송파 위상 측정식의 차를 이용하여 식(2)와 같이 초기 실수 미지정수를 추정할 수 있다.

$$\nabla\Delta\hat{\mathbf{N}} = \frac{\nabla\Delta\mathbf{l} - \nabla\Delta\boldsymbol{\rho}}{\lambda} \tag{2}$$

이러한 초기 실수 미지정수는 측정치만 있으면 쉽게 얻을 수 있는 장점이 있지만, 코드와 반송파 위상의 측정값에 포함되어 있는 오차가 그대로 반영되는 단점이 있다.

2.3 칼만 필터를 이용한 실수 미지정수의 추정

2.3.1 시스템 방정식

기준국과 사용자가 n+1개의 공통 가시위성을 확보했다고 가정할 때, 이산화된 칼만 필터를 이용하여 이중차분한 실수 미지정수와 상대 위치 보정치 그리고 상대 속도 변화량을 추정할 수 있다. 상태변수는 식(3)과 같이 정의한다.

$$\mathbf{X} = [\delta x, \delta\dot{x}, \delta y, \delta\dot{y}, \delta z, \delta\dot{z}, \nabla\Delta N_1, ..., \nabla\Delta N_n] \tag{3}$$

사용자의 운동은 식(4)와 같이 위치, 속도 모델을 사용하였고 실수 미지정수는 상수로 모델하였다.

$$\begin{bmatrix} \delta x(t_k) \\ \delta\dot{x}(t_k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t_k \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta x(t_{k-1}) \\ \delta\dot{x}(t_{k-1}) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} w_x \end{bmatrix} \tag{4}$$

$$\nabla\Delta N(t_{k+1}) = \nabla\Delta N(t_k) + w_n \tag{5}$$

전체 시스템 방정식은 다음과 같다.

$$\mathbf{X}_{k+1} = \Phi_k\mathbf{X}_k + \mathbf{w}_k \tag{6}$$

여기서,

$$\Phi_k = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 & \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \\ 0 & 0 & 1 & \Delta t & 0 & 0 & \mathbf{0}_{6\times n} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & \\ & & \mathbf{0}_{n\times 6} & & & & \lambda\cdot\mathbf{I}_{n\times n} \end{bmatrix}$$

$$E\{[w_k]\} = E\left\{\begin{bmatrix} w_x \\ w_n \end{bmatrix}\right\} = \mathbf{0}$$

$$E\{[w_k][w_k]^T\} = \mathbf{Q}_k = \begin{bmatrix} q_x\mathbf{S}_k \otimes \mathbf{I}_{3\times 3} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & q_i\cdot\mathbf{I}_{n\times n} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{S}_k = \begin{bmatrix} \frac{1}{3}\Delta t_k^3 & \frac{1}{2}\Delta t_k^2 \\ \frac{1}{2}\Delta t_k^2 & \Delta t_k \end{bmatrix}$$

여기서, $\otimes$ 는 크로내커 곱(kronecker product)을 나타낸다. 시스템 공분산 $\mathbf{Q}$ 에서 q_x 는 사용자의 속도에 따라 다르게 가중치를 부여함으로써 사용자가 정지시나 주행시에도 시스템의 모델에 적합하도록 설정하였다.

2.3.2 측정 방정식

기준국과 사용자간의 이중차분한 의사거리와 반송파 위상 측정치를 칼만 필터의 측정값으로 사용한다. 각 위성에 대한 측정 방정식은 식(7)과 같다.

$$\begin{aligned} \nabla\Delta\rho^i &= \rho_r^i - \rho_r^0 - (\rho_m^i - \rho_m^0) = \mathbf{A}^i\mathbf{X} + v_\rho^i \\ \nabla\Delta l^i &= l_r^i - l_r^0 - (l_m^i - l_m^0) = \mathbf{B}^i\mathbf{X} + v_l^i \end{aligned} \tag{7}$$

여기서,

$$\mathbf{A}^i = \left[\frac{\partial\rho^i}{\partial x} - \frac{\partial\rho^0}{\partial x} \quad 0 \quad \frac{\partial\rho^i}{\partial y} - \frac{\partial\rho^0}{\partial y} \quad 0 \quad \frac{\partial\rho^i}{\partial z} - \frac{\partial\rho^0}{\partial z} \quad 0 \quad 0 \quad 0 \quad \cdots\right]$$

$$\mathbf{B}^i = \left[\frac{\partial l^i}{\partial x} - \frac{\partial l^0}{\partial x} \quad 0 \quad \frac{\partial l^i}{\partial y} - \frac{\partial l^0}{\partial y} \quad 0 \quad \frac{\partial l^i}{\partial z} - \frac{\partial l^0}{\partial z} \quad 0 \quad \lambda \quad 0 \quad \cdots\right]$$

$$E\{[v_p][v_p]^T\} = {\sigma_{PR}}^2\cdot DD\cdot DD^T$$

$$E\{[v_l][v_l]^T\} = {\sigma_{ADR}}^2\cdot DD\cdot DD^T$$

$$DD = \begin{bmatrix} 1 & -1 & -1 & 1 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 & -1 & 1 & 0 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & 1 & -1 & -1 & 1 \end{bmatrix}$$

따라서 모든 가시위성군에 대한 측정방정식은 식(8)과 같다.

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k\mathbf{X}_k + \mathbf{v}_k \tag{8}$$

여기서,

$$\mathbf{z}_k = \begin{bmatrix} \nabla\Delta\rho^1 \\ \vdots \\ \nabla\Delta\rho^n \\ \nabla\Delta l^1 \\ \vdots \\ \nabla\Delta l^n \end{bmatrix}, \quad \mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} \mathbf{A}^1 \\ \vdots \\ \mathbf{A}^n \\ \mathbf{B}^1 \\ \vdots \\ \mathbf{B}^n \end{bmatrix}, \quad \mathbf{v}_k = \begin{bmatrix} v_p \\ v_l \end{bmatrix}, \quad E\{[\mathbf{v}_k][\mathbf{v}_k]^T\} = \mathbf{R}$$

식 (6)과 (8)로 정의된 시스템 방정식 및 측정 방정식으로 구성된 칼만 필터를 사용하여 상태변수, 즉 실수 미지정수를 추정한다[2].

2.4 실수 미지정수를 이용한 미지정수 검색

미지정수의 검색부분은 크게 비상관화 과정, 검색 과정, 검사 과정의 세 부분으로 나뉜다. 비상관화 과정은 칼만 필터에서 추정된 실수 미지정수의 공분산을 LAMBDA방법의 Z-변환에 의해 비상관화를 시키는 과정이다. 이중차분한 미지정수는 서로 상관되어 있다. 서로 상관된 공분산 정보를 이용하여 검색공간을 설정하면 비효율적이므로, Z-변환에 의해 비상관화하여 검색공간을 줄일 수 있다. 검색 과정은 이렇게 해서 얻어진 비상관화 행렬 Z를 반송파 위상 측정식에 적용해 검색 공간을 비상관화된 공간으로 변환시킨 후 영공간 행렬을 이용해 위치항을 소거해 독립 미지정수 3개만을 실수 미지정수를 중심으로 검색하여 빠르고 효율적인 검색을 수행한다. 검사 과정은 실수 미지정수와 미지정수 후보간의 차이를 나타내는 척도로 목적함수와 임계치를 설정하여 참미지정수를 결정하는 과정이다.

2.4.1 공분산의 비상관화 과정

칼만 필터의 공분산 행렬 $\mathbf{P}$는 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} \mathbf{P}_p & \mathbf{P}_{pn} \\ \mathbf{P}_{np} & \mathbf{P}_n \end{bmatrix} \tag{9}$$

이중차분된 미지정수 추정에 대한 공분산 부분 $\mathbf{P}_n$의 각 요소들은 상호간의 상관관계가 매우 크므로, 불필요한 검색이 많다. 이러한 상관성은 LAMBDA방법을 이용하여 다음과 같은 적절한 Z-변환으로 비상관화를 이룰 수 있다.

$$\mathbf{P}_z = \mathbf{Z}^T \mathbf{P}_n \mathbf{Z} \tag{10}$$

여기서, $\mathbf{P}_n$은 대칭(Symmetric)이고 양확정(Positive definite) 행렬이므로 다음과 같이 $\mathbf{P}_n = \mathbf{L}^{-T}\mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^{-1}$으로 분해하여 나타낼 수 있다. 이렇게 분해한 $\mathbf{P}_n$을 식(18)에 적용했을 때 $\mathbf{Z} = \mathbf{L}$인 행렬을 찾는다면 식(11)과 같이 비상관화를 이룰 수 있다.

$$\mathbf{P}_z = \mathbf{Z}^T \mathbf{P}_n \mathbf{Z} = \mathbf{Z}^T \mathbf{L}^{-T}\mathbf{D}^{-1}\mathbf{L}^{-1}\mathbf{Z} = \mathbf{D}^{-1} \tag{11}$$

변환행렬 $\mathbf{Z}$는 미지정수 공간을 변환하는 행렬이므로 일대일 정수 변환 관계가 성립하고 검색 공간의 체적이 보존되기 위해 변환 행렬 $\mathbf{Z}$의 모든 원소가 정수이고 행렬식 (determinant)이 1이어야 한다. 이러한 제한 조건을 지닌 행렬 $\mathbf{Z}$에 의해 완벽한 비상관화는 이루어질 수 없지만 $\mathbf{Z} \cong \mathbf{L}$을 만족하는 정수 행렬을 이용하여 부분적인 비상관화를 이룰 수 있다[1].

2.4.2 검색 과정

Z-변환으로 변환된 미지정수 추정 공분산 $\mathbf{P}_z$를 이용하면 미지정수의 상호독립적으로 비상관화된 검색 공간에서 검색을 수행함으로써 검색범위를 줄일 수 있다. 식(1)의 반송파 위상에 대한 측정식 양변에 Z-변환을 곱하면 식(12)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\mathbf{Z}^T\mathbf{y} = \mathbf{Z}^T\mathbf{H}\delta\mathbf{X} + \lambda \cdot \mathbf{Z}^T\mathbf{I} \cdot \nabla\Delta\mathbf{N} + \mathbf{Z}^T\mathbf{w} \tag{12}$$

Z-변환으로 변환된 이중차분된 반송파 위상 측정식에서, $\mathbf{Z}^T\mathbf{H}$의 영공간(null space)을 다음의 $\mathbf{E}_z$로 정의한다.

$$\mathbf{E}_z = null\{(\mathbf{Z}^T\mathbf{H})^T\} \tag{13}$$

식의 양변에 $\mathbf{E}_z^T$를 양변에 곱하면 상대 위치 보정 벡터 성분이 제거되므로 사용자의 위치에 무관하게 미지정수만으로 검색을 수행할 수 있게 된다.

$$\mathbf{y}_{ZE} = \lambda\mathbf{E}_z^T \cdot \mathbf{z} + \mathbf{w}_{ZE} \tag{14}$$

여기서,

$\mathbf{z} = \mathbf{Z}^T \cdot \nabla\Delta\mathbf{N}$: Z-변환으로 변환된 공간의 미지정수 후보

$\mathbf{y}_{ZE} = \mathbf{E}_z^T\mathbf{Z}^T\mathbf{y}$

$\mathbf{w}_{ZE} = \mathbf{E}_z^T\mathbf{Z}^T\mathbf{w}$

이중차분된 미지정수 중 3 개 만이 독립이므로 독립 미지정수 3 개만을 이용하여 변환된 공간에서 검색해 목적함수를 최소화하는 후보를 결정할 수 있다. 따라서, 식(14)에서 미지정수 후보를 독립된 3 개의 항과 나머지 종속 항으로 나타내면 식(15)와 같다.

$$\begin{aligned} \mathbf{y}_{ZE} &= \left[\mathbf{E}_{EI}^T(t) \,\vdots\, \mathbf{E}_{ED}^T(t)\right]\begin{bmatrix} \lambda\mathbf{z}_I \\ \lambda\tilde{\mathbf{z}}_D \end{bmatrix} + \mathbf{w}_{ZE}(t) \\ &= \mathbf{E}_I^T(t)\lambda\mathbf{z}_I + \mathbf{E}_D^T(t)\lambda\tilde{\mathbf{z}}_D + \mathbf{w}_{ZE} \end{aligned} \tag{15}$$

식(15)를 다시 정리하면 종속 미지정수는 주어진 독립 미지정수항에 의해 식(17)과 같이 결정된다.

$$\tilde{\mathbf{z}}_D = \frac{1}{\lambda}\mathbf{E}_{ZD}^{-T}(\mathbf{y}_{ZE} - \mathbf{E}_I^T\lambda\mathbf{z}_I) \tag{16}$$

$$\mathbf{z}_D = round(\tilde{\mathbf{z}}_D) \tag{17}$$

2.4.3 검사 과정

참미지정수 결정을 위한 목적함수는 칼만 필터에 의해서 추정된 실수 미지정수와 미지정수 후보간의 차이를 나타내는 척도이며 다음과 같이 잔차를 이용해 정의할 수 있다.

$$\Omega = (\hat{\mathbf{z}} - \mathbf{z})^T \cdot \mathbf{P}_z^{-1} \cdot (\hat{\mathbf{z}} - \mathbf{z}) \tag{18}$$

여기서,

$\mathbf{z} = [\mathbf{z}_I \quad \mathbf{z}_D]$

임계치(threshold)는 식(18)의 목적함수로부터 정의할 수 있는데, 계산된 목적함수 값이 임계치를 벗어나면 검색대상에서 제외함으로써 잘못된 미지정수 후보를 제거하게 된다[3].

$$\kappa = \alpha^2 \cdot \mathbf{v}^T \cdot \mathbf{P}_z^{-1} \cdot \mathbf{v} \tag{19}$$

여기서,

$\mathbf{v} = [1 \quad \Lambda \quad 1]^T$

α : $(\hat{\mathbf{z}} - \mathbf{z})$ 값이 얼마나 정수값에 가까운지 결정하는 상수

3. RTK 알고리즘 성능 평가

3.1 초기 실수 미지정수 추정 결과

초기 실수 미지정수를 효율적으로 결정하기 위해 이중차분한 측정치를 이용하는 방법과 최소자승법으로 추정하는 방법, 그리고 칼만 필터를 이용하여 추정하는 방법을 비교하였다. 실험은 건국대학교 전자공학과의 80cm 기지선 길이를 가지는 두 기준점에서 데이터를 수신하여 후처리(Post Processing)방법으로 처리하였다. 두 방법에 의한 초기 실수 미지정수 추정 결과를 그림 3 에 나타내었다.

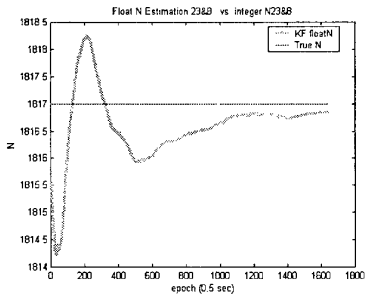


그림 8. 이중차분된 미지정수 추정결과(PRN 23&8)

Fig 8. The estimated result of double differenced ambiguity

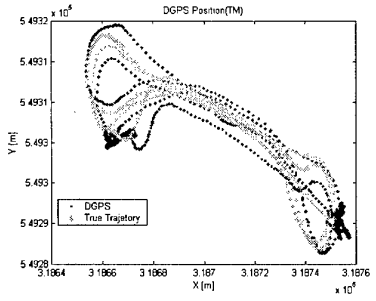


그림 9. DGPS 주행 궤적

Fig 9. The driving test trajectory of DGPS

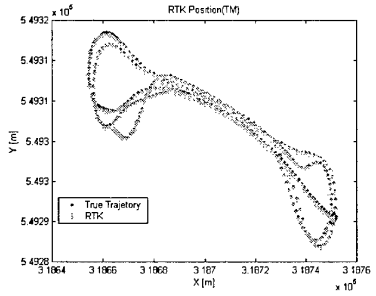


그림 10. RTK 주행 궤적

Fig 10. The driving test trajectory of RTK

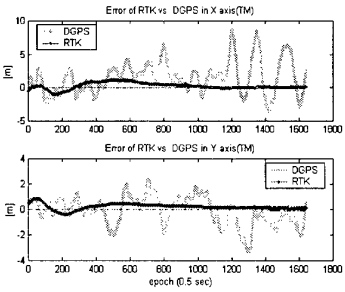


그림 11. DGPS와 RTK의 수평면 위치오차(TM)

Fig 11. The horizontal position error of DGPS and RTK(TM)

그림8은 PRN 23과 8의 이중차분한 미지정수를 칼만 필터로 시간에 따라 추정한 결과를 나타낸 것이며, 그림9는 DGPS에 의한 주행궤적, 그림10은 RTK 알고리즘에 의한 주행궤적을 나타낸다. 그림11은 DGPS와 RTK의 수평면 위치오차를 비교한 것이다. 초기에는 칼만 필터로 추정한 실수미지정수에 의한 위치해를 제공하며, 미지정수가 고정된 후에는 고정된 미지정수에 의한 해를 제공하도록 결합한 알고리즘의 위치해를 나타낸 것이다.

주행실험 결과에서 검색 과정을 통과하여 참미지정수를 결정한 위치를 기준 궤적으로 설정하였다. 따라서 표2의 결과에서 미지정수가 고정된 경우 위치오차는 0m가 된다. 실험시 참미지정수는 1381 epoch에서 처음 구할 수 있었다. 일반적인 주행환경에서는 미지정수를 결정하지 못하는 상황도 많이 발생하고 또한 잘못된 미지정수를 결정하는 경우도 많이 발생할 수 있다. 이러한 문제는 RTK 알고리즘의 통계적 검증을 좀더 강화함으로써 참미지정수만을 검색하는 경우만 미지정수를 고정하는 방법으로 해결할 수 있을 것이다. 그러나 통계적 검증을 강화하면 할수록 참미지정수를 결정할 확률은 높지만, 그만큼 위치해를 제공할 수 있는 가용성이 떨어지게 된다. 이러한 대안으로 실수 미지정수를 추정한 RTK알고리즘으로써 DGPS와 같이 항상 위치해를 제공하면서 동시에 위치 정확도를 6.164m에서 1.270m로 향상시킬 수 있었다.

표 2. 주행 실험 결과

Table 2. The driving test result

	DGPS	Float N	Fixed N	추정+검색
위치오차 (2DRMS)	6.164m	1.273m	0m	1.270m
가용성(%) (epoch 수)	100% (1641)	100% (1641)	6.3% (103)	100% (1641)

4. 결 론

본 논문에서는 GPS를 이용한 정밀 위치 결정시 반송파 위상의 미지정수를 결정하지 못하는 경우에도 실수 영역에서 미지정수를 추정하는 실시간 동적 정밀 위치 결정 기법을 개발하였다. 실수 미지정수의 추정과 검색부분을 기존의 검색 알고리즘들과 결합하여 상호 보완하는 방식으로 알고리즘을 개발하였다. 실수 미지정수의 추정부분은 일반적인 이산형 칼만 필터를 이용하여 추정하였다. 또한 검색은 실수 영역에서 추정된 실수 미지정수를 중심으로 검색을 수행하게 되며, 이때 공분산을 비상관화하는 LAMBDA방법과 영공간으로 위치항을 제거하여 미지정수를 검색하는 ARCE방법, 그리고 독립적인 주위성군만을 검색하는 LSAST방법을 상호보완하여 결합하였다.

제안된 알고리즘에 의해 칼만 필터에서 참미지정수를 올바르게 추정함에 따라 검색공간이 줄어들며 참미지정수를 빠르게 결정할 수 있음을 확인하였다. 또한 추정과 검색 기법을 결합하여 추정기법으로는 가용성을 향상시킬 수 있었고, 검색기법을 통해서는 정확도를 향상시켜 상호 보완적으로 동작되는 결과를 얻을 수 있었다. 주행 실험에서도 실수 미지정수의 추정을 통해서 DGPS에 비해 위치 정확도를 크게 향상시키며, 동시에 항상 위치해를 얻을 수 있는 가용성을 확보할 수 있었다.

후 기

본 논문은 2000년 국가지정연구실사업 지원에 의한 것임을 밝히며, 지원에 감사 드립니다.

참고문헌

[1]Jonge de, P.J. and C.C.J.M. Tiberius, "The LAMBDA Method for integer ambiguity estimation : implementation aspects", Publications of the Delft Geodetic Computing Center, 1996.

[2]한훈택, "실수 미지정수 추정을 이용한 실시간 동적 측위 알고리즘 개발", 건국대학교 석사학위 논문, 1999

[3]박찬식, "GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세 결정", 서울대학교 박사학위 논문, 1997.

GPS/INS 통합항법시스템의 고장 검출 및 분리

Failure Detection and Isolation for GPS/INS Integrated Navigation System

°김 성 태*, 황 동 환**

*충남대학교 전자공학과(Tel:822-7956; Fax:823-5436; E-mail:stkim@control.cnu.ac.kr)
**충남대학교 정보통신공학부(Tel:821-5670; Fax:823-5436; E-mail:dhhwang@cuvic.cnu.ac.kr)

Abstract: This paper implements representative FDI algorithms for the GPS/INS integrated navigation system. The algorithms have been qualitatively analyzed and the performance of the algorithms was investigated through the post-processing of the experimental data. The FDI algorithms was evaluated by the number of false alarm occurrence and failure detection delay time.

Keywords : failure, detection, isolation, gps, ins

1. 서 론

항법시스템에서 GPS와 INS 두 가지의 방식을 결합하여 사용하면 보다 정확한 항법 해를 제공하나, 복잡성이 증가되므로 고장에 대한 전체 시스템의 신뢰도가 감소할 수 있다. 항법시스템의 신뢰성 향상에 관한 연구가 최근에 많이 진행되고 있으며, 특히 항법시스템의 FDI(Failure Detection and Isolation)는 통합시스템의 신뢰성을 유지하기 위해 필수적으로 다루어져야 할 문제로 알려져 있다[2,3,5,7,8,9,12]. 고장을 검출하기 위해서는 대상으로 하는 관측 가능한 출력 변수의 중첩된 정보가 필요하다. 이를 위해 동일 기능의 하드웨어를 두개 이상 중첩하여 사용할 수도 있으며 경비 절감과 설치 장소 등의 이점이 있는 해석적 중복을 이용할 수도 있다[10]. 실시간 BIT(Built-in-test) 기법이나 voting 기법 등의 하드웨어를 중첩 사용한 기법은 hard 고장은 검출할 수 있으나 고장의 영향이 항법 결과에 서서히 나타나는 soft 고장은 검출할 수 없다[12]. Soft 고장의 예로 INS에서 항체가 갑작스런 급가속이나 감속을 할 때 수평축에 미치는 힘의 영향으로 인한 관성 센서 고장과, GPS에서 위성, 수신기 및 전달 매체에 의하여 발생하는 여러 오차 요인에 의한 GPS 의사거리에서의 고장을 들 수 있다[9,12]. 현재까지 발표된 대부분의 결과들은 컴퓨터 시뮬레이션에 의한 모의 실험에 그치고 항체에서 측정한 데이터로부터 구한 결과는 거의 없는 실정이다. 따라서 각 시험 기법들을 실제의 항법 시스템에 적용하였을 때 어느 정도의 성능을 갖는지에 관한 결과가 필요하다. 본 논문에서는 여러 가지의 FDI 알고리즘을 분류하고 이를 실제 차량에 장착한 센서로부터 얻은 데이터에 적용하여 각각의 성능을 비교 검토한 결과를 제시하고자 한다. 여러 가지 시험 기법 중 χ^2시험과 GLR(Generalized Likelihood Ratio)시험, 그리고 SCST(State Chi-Square Test)를 구현 검토하였으며 실측데이터에 고장에 해당하는 데이터를 부가함으로써 센서 고장이 발생한다.

2. 고장 검출 및 분리 기법

일반적으로, 고장 검출은 다음 그림 1과 같이 두 단계를 거쳐 수행한다.

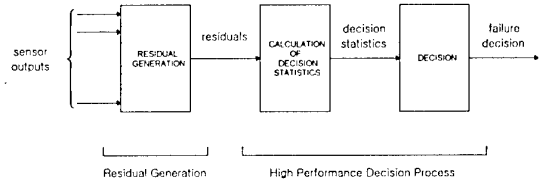


그림 1 . 모델 기반 FDI 기법의 두단계 구조

동일한 형태의 decision statistics를 쓰더라도 고장에 사용하는 잔여치(residual)에 따라 고장 검출의 성능이 달라진다. 잔여치는 중복된 센서정보를 이용하여 생성할 수 있는데 본 논문에서 구현 검토하는 χ^2 시험이나 GLR 시험은 칼만 필터의 이노베이션을 사용하고[3,5,7,9], SCST는 칼만 필터의 추정치와 상태 전파기의 추정치 차이를 이용한다[2,3,8,12]. SCST 기법은 Kerr가 제시한 하나의 상태 전파기를 사용하는 방법[2]과 Da가 제안한 칼만 필터의 추정치로 주기적으로 리셋하는 두 개의 상태 전파기를 교대로 이용하는 방법이 있다[3]. 잔여치가 가우시안 분포를 갖는 랜덤 변수라면 잔여치의 제곱의 합은 χ^2 분포를 갖는 것이 알려져 있는데 고장이 없을 경우 영평균에 일정 공분산을 갖지만 고장이 발생하면 통계적 특성이 변하게 된다. 구현한 시험 기법들은 이러한 χ^2 분포 특성을 이용하여 고장 검출을 수행한다.

표 1 고장 검출 기법의 성능 결정 요인

고장 검출 기법	성능 결정 요인
χ^2 시험	윈도우 크기
SCST	상태 전파기의 정확도
GLR	윈도우 크기

표 1은 본 논문에서 구현 검토하는 기법들의 성능을 결정하는 요인들을 정리한 것이다[2,3,5,7,8,9,12]. χ^2시험은 구현이 간단하고 윈도우 크기가 증가함에 따라 고장 검출 성능은 나아지지만 허위 경보도 증가한다. SCST의 결함 검출 성능은 기준 시스템인 상태 전파기의 정확도가 결정한다. 상태 전파기의 정확도는 측정치 고장으로 인해 오염되지 않은 칼만 필터의 추정치로 리

셋하는 주기를 센서의 성능에 따라 적절히 선택함으로서 개선할 수 있다[3]. GLR을 이용한 시험기법은 계산량과 고장 검출 성능을 고려하여 윈도우 사이즈를 정할 수 있다[5].

고장을 검출한 후 고장 분리를 수행해 고장 발생에 대한 정보를 추출한다. 본 논문에서 구현 검토하는 기법들은 고장 분리를 수행하는 방식에 의해 모델 기반 FDI 기법 중 관측기(observer) 방식과 검출필터(detection filter)방식으로 분류한다. 관측기 방식과 검출 필터 방식은 모두 관측기 이론을 응용하지만 전자는 일반적인 관측기를 여러 개 동시에 사용함으로써 고장분리를 구현하는 반면, 후자는 고장에 대한 반응에 특정한 방향 조건을 추가한 하나의 관측기만을 사용하여 고장 분리를 구현한다는 점에서 차이가 있다[10]. χ^2시험과 SCST는 관측기 방식이고 GLR 시험기법은 검출 필터 방식이다.

본 논문에서는 단일 칼만 필터 구조에서 수행 가능한 FDI 기법들을 구현 검토하였으며 표 2 는 그러한 FDI 기법들의 정성적인 특성을 정리한 것이다.

표 2 단일 칼만 필터를 이용한 FDI 기법 비교

		고장 검출가능 여부	고장 분리가능 여부	계산량 비교	soft 고장 검출 성능
χ^2시험		가능	불능	매우 적다	나쁘다
SCST	Kerr	가능	불능	적다	좋다
	Da	가능	불능	많다	좋다
GLR		가능	가능	매우 많다	좋다

3. 실험 결과 및 검토

본 논문에서 대상으로 한 시스템은 강결합 방식의 GPS/INS 통합항법시스템이다[1,4,6,11]. 통합 칼만 필터는 3개의 위치 오차, 3개의 속도 오차, 3개의 자세오차, 3개의 가속도계 바이어스, 3개의 자이로 바이어스 ,그리고 GPS 수신기 시계 바이어스 및 GPS 수신기 시계 드리프트 등 17차의 오차 상태 변수를 갖는다[11]. 단일 칼만 필터를 이용하여 GPS/INS 통합항법과 고장 검출 및 분리를 수행하기 위해서는 항법 성능과 고장 검출 성능사이의 tradeoff가 필요하다. 대상 시스템에서의 실측데이터는 차량 실험을 통해 획득하였고 고장에 해당하는 데이터를 부가하여 고장신호를 생성하였다.

3.1 데이터 측정 시스템 구성

그림 2에서 보여주는 실험 차량 장치에는 전술급 성능을 갖는 HG1700AE IMU(Inertial Measurement Unit), Motorola GPS 수신기, 데이터 저장을 위한 노트북 컴퓨터, IMU와 GPS 수신기 데이터를 동기시켜 데이터 저장을 위해 노트북으로 전송하는 항법컴퓨터(NCU)를 탑재하였고 기준 INS인 MAPS를 설치하였다. 차량 실험은 1999년 11월 수행되었으며 GPS의 raw measurement는 항법의 가장 큰 요소인 SA(Selective Availability)를 포함하고 있다.

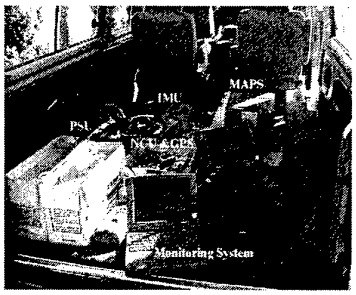


그림 2 차량 실험 장치

표 3은 MAPS와 HG1700AE IMU 센서 오차 특성을 나타내고 표 4는 Motorola GPS 수신기 성능을 나타낸다.

표 3 기준 INS와 HG1700AE 센서 오차 특성

구분	MAPS(1 σ)	HG1700AE(1 σ)
자이로 바이어스	0.0024 [deg/hr]	1 [deg/hr]
자이로 출력잡음		80 [μrad]
가속도계 바이어스	0.056 [mg]	1 [mg]
가속도계 출력잡음		0.0018 [m/sec]

표 4 GPS 수신기 성능

구분	Motorola 수신기
Frequency	L1, 1575.42Mhz
Code Tracked	C/A Code
Channel	8 Channel
Position Accuracy	100m 2drms (SA on)

3.2 고장 신호의 생성

INS 고장은 바이어스 형태를 취하며 GPS 고장은 램프(ramp) 형태로 증가하다가 일정한 크기에서 고정되는 형태로 두었다. 각 고장을 항법 시작 후 610초 시간에 발생한다고 하고 알고리즘 수행 시에는 관성센서로부터 측정한 데이터에 부가하였다.

표 5 INS 고장

고장 종류	Bias Jump(F_{INS})
x-축 가속도계	10 mg, 20 mg
x-축 자이로	10 deg/hr, 20 deg/hr

표 6 GPS 고장

고장 종류	Drift Rate	비 고
의사거리 (SA 포함)	2.5m/s, 10m/s	포화값은 400m 또는 800m

그림 3은 기준 INS인 MAPS의 항법 결과이고 그림 4는 항법을 수행하는 도중 가로수 및 터널 그리고 고층의 건물 등에 의해 가시위성의 개수가 변화하는 것을 나타낸다. 항법 시작 후 .1080초부터 1118초 구간은 터널 구간으로 GPS 신호가 완전히 단절된다.

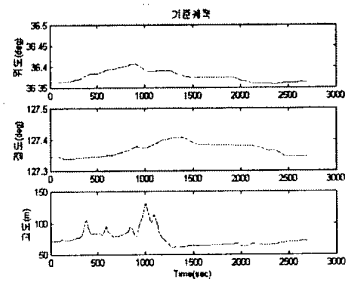


그림 3 기준 궤적

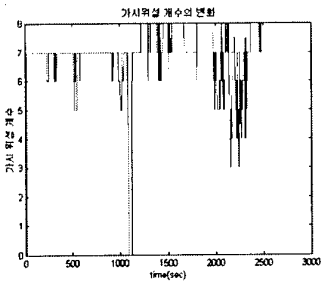


그림 4 가시 위성 개수의 변화

3.3 실험 결과

그림 5, 6, 7은 610초에 고장이 발생한다고 하였을 때의 위치 오차를 나타낸 것이다.

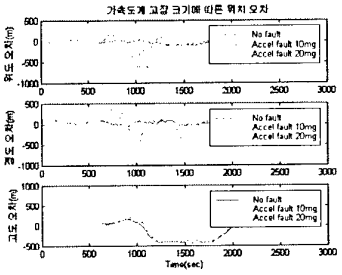


그림 5 가속도계에 고장이 발생하였을 때 위치 오차

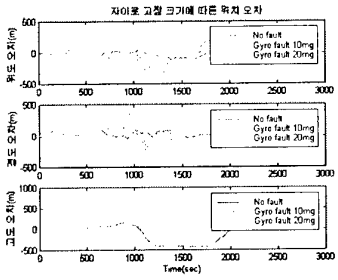


그림 6 자이로 고장이 발생하였을 때 위치 오차

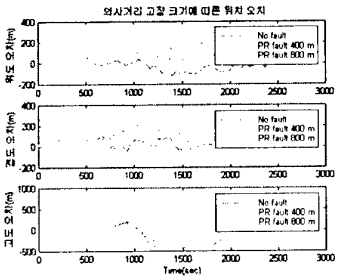


그림 7 의사 거리 고장이 발생하였을 때 위치 오차

3.3.1 χ^2 시험

그림 8은 정상 동작시의 관성 센서 바이어스의 20배 고장이 발생한 경우, 그림 9는 의사거리 고장의 변화율이 2.5 [m/s]이면서 최고 고장의 크기가 400미터 또는 800미터라고 하였을 때 윈도우 크기(1, 10)에 따른 정규화 한 시험 통계치를 나타내고 있다.

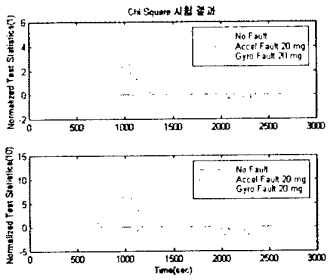


그림 8 정상 동작시의 관성센서 바이어스의 20배의 고장이 발생한 경우

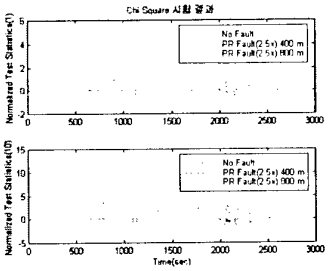


그림 9 의사거리 고장 변화율이 2.5 [m/s]인 경우

3.3.2 SCST

그림 10은 Kerr가 제안한 SCST 방법의 시험 통계치를 나타낸다. INS의 센서 오차가 매우 크고 고장 검출의 기준 시스템이 시간에 경과함에 따라 오차가 발산하는 상태 전파기이기 때문에 항법 수행 200여초 이후에 계속 허위 경보를 발생하므로 고장 검출을 수행할 수 없음을 알 수 있다.

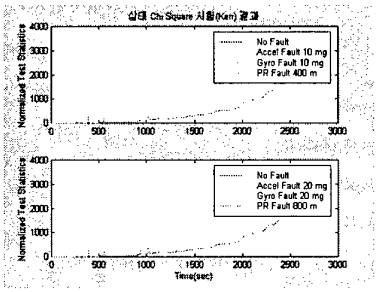


그림 10 Kerr의 상태 Chi-Square 시험 통계치

그림 11은 정상 동작시의 관성 센서 바이어스의 20배 고장이 발생한 경우에 윈도우 크기에 따른 정규화 한 시험 통계치를 나타낸다. 그림 12는 의사거리 고장의 변화율이 2.5 [m/s]이면서 최고 고장의 크기가 400미터 또는 800미터라고 하였을 때 리셋 주기(50초, 100초, 200초)에 따른 정규화 한 시험 통계치를 나타낸다.

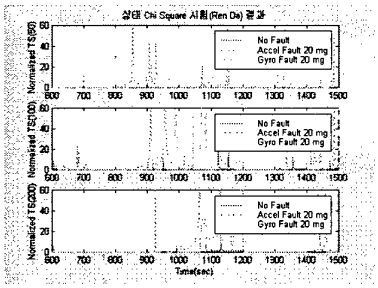


그림 11 정상 동작시의 관성 센서 바이어스의 20배의 고장이 발생한 경우

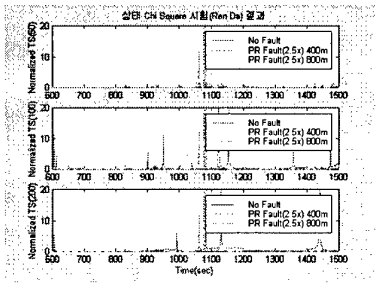


그림 12 의사거리 고장 변화율이 2.5 [m/s] 인 경우

3.3.3 GLR 시험

그림 13은 정상 동작시의 관성 센서 바이어스의 20배 고장이 발생한 경우, 그림 14는 의사거리 고장의 변화율이 2.5 [m/sec] 이면서 최고 고장의 크기가 400미터 또는 800미터라고 하였을 때 윈도우 크기에 따른 정규화 한 시험 통계치를 나타내고 있다.

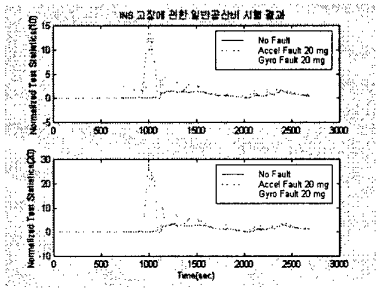


그림 13 정상동작시의 관성 센서 바이어스의 20배의 고장이 발생한 경우

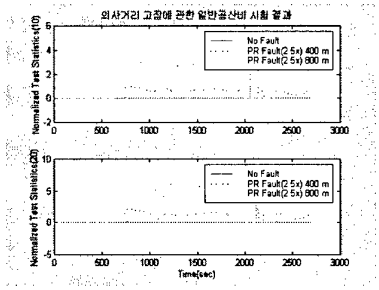


그림 14 의사거리 고장 변화율이 2.5 [m/s] 인 경우

GPS 고장 위성을 분리하기 위한 시험에서는 그림 15에서 보여주는 것처럼 1번 채널에서 고장을 검출함으로서 고장 위성을 분리할 수 있다.

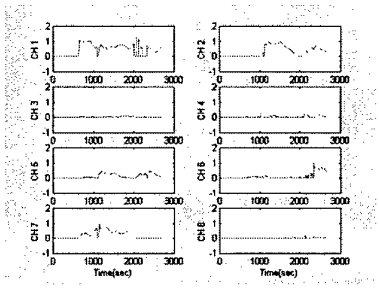


그림 15 가시위성에 대한 정규화 한 시험 통계치

3.3.4 결과 검토 및 비교

표 7과 8은 고장이 없을 때, 각 시험 기법의 허위 경보 수를 나타낸다. 윈도우 크기가 증가할수록 허위 경보 수는 증가하는 것을 확인할 수 있다. 표 9와 10은 고장 검출 지연시간을 나타낸다. χ^2 시험과 GLR 시험의 고장 검출 지연시간은 관성 센서 고장 크기와 윈도우 크기, 의사거리 고장의 변화율에 반비례한다. SCST는 리셋 주기가 200초일 경우 관성센서 고장 크기와 의사거리 고장의 변화율에 반비례함을 알 수 있다.

표 7. χ^2 및 GLR 시험의 허위 경보 개수

시험 기법		윈도우 크기	GPS 신호구간에 따른 허위 경보 개수	
			단절구간 이전 (1초~1079초)	단절구간 이후 (1119초~2694초)
χ^2 시험		1	0	0
		10	0	0
GLR	상태	10	0	635
		20	0	1248
	측정	10	0	0
		20	0	0

표 8. SCST의 허위 경보 개수

시험 기법	제안자	리셋 주기 (sec)	GPS 신호 구간에 따른 허위 경보수	
			단절구간 이전 (1초~1079초)	단절구간 이후 (1119초~2694초)
SCST	Kerr	∞	812	1576
	Da	50	9	12
		100	10	60
		200	5	259

표 9 χ^2 및 GLR 시험의 고장 검출 지연 시간(sec)

시험 기법	윈도우 크기	가속도계 바이어스 (mg)		자이로 바이어스 (deg/hr)		의사거리 (m)			
						400		800	
		10	20	10	20	고장 변화율(m/s)			
						2.5	10	2.5	10
χ^2 시험	1	-	337	-	-	138	36	138	36
	10	446	108	-	516	88	2	88	2
GLR	10	339	77	329	199	143	40	143	40
	20	199	63	292	162	107	32	107	32

표 10 SCST의 고장 검출 지연 시간(sec)

제안자	리셋 주기 (sec)	가속도계 바이어스 (mg)		자이로 바이어스 (deg/hr)		의사거리 (m)			
						400		800	
		10	20	10	20	고장 변화율(m/s)			
						2.5	10	2.5	10
Kerr	∞	-	-	-	-	-	-	-	-
Da	50	221	87	290	239	394	452	220	306
	100	239	28	306	292	343	1505	537	305
	200	414	313	439	391	463	344	379	339

4. 결론

본 논문에서 여러 가지 FDI기법들을 GPS/INS 통합항법시스템에 적용하여 구현한 결과를 제시하면 실험 결과로부터 χ^2 시험은 계산량이 적고 구현이 간단하나 soft 고장 검출 성능은 저하됨을 알 수 있었다. Da가 제시한 SCST 기법은 허위 경보를 발생시키는 시간과 고장 검출 지연시간을 기준으로 적절한 리셋 주기를 선택하여 사용한다면 전술급 관성센서를 사용하는 시스템에서도 사용 가능하다는 것을 확인할 수 있었다. GLR을 이용한 시험 기법은 다른 FDI기법보다 성능이 좋으나 계산량이 매우 많다는 것을 확인하였다. Kerr가 제시한 SCST 기법은 시간이 경과함에 따라 오차가 발산하는 상태 전파기를 기준 시스템으로 사용하는 시험 기법의 특성으로 인해 고장 검출을 수행할 수 없었으므로 이 기법은 매우 정밀한 센서를 사용하여 항법을 수행할 경우에만 유효할 것으로 예상된다. 본 논문에서는 여러 가지 FDI 알고리즘을 실제의 항법 시스템에 적용해 성능을 검증하고 각 알고리즘의 적용 대상 및 한계를 규정하였다. 추후 과제로 INS와 GPS 고장 분리에 관한 연구가 수행되어야 한다.

참고 문헌

[1] Britting K. R. , *Inertial navigation Systems Analysis*, Wiley Interscience, New York, 1971

[2] Brumback B.D. and Srinath M.D. , "A Chi-Square Test for Fault-Detection in Kalman Filters,"*IEEE Transactions On Automatic Control*, Vol. AC-32, No. 6, June 1987

[3] Da Ren , "Failure Detection of Dynamical Systems with the State Chi-Square Test," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. Vol 17, No. 2, March-April 1994

[4] Maybeck P.S. , *Stochastic models, Estimation, and Control*, Vol 1, Academic Press, new York, 1979, 51

[5] Palmqvist Jan,"Integrity Monitoring of Integrated Satellite/Inertial Navigation Systems using the Likelihood Ratio," *ION-96*, Sep 17-20,1996

[6] Titterton D.H. and Weston J.L. , *Strapdown Inertial Navigation Technology*, Peter Peregrinus, United Kingdom, 1997

[7] Willsky A. S. and Jones H. L. , "A Generalized Likelihood Ratio Approach to the Detection and Estimation of Jumps in Linear Systems,"*IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol.23 No. 1, 1987

[8] Zolghadri Ali ,"An Algorithm for Real-Time Failure Detection in Kalman Filters," *IEEE Transactions On Automatic Control*, Vol. 41, No. 10, October 1996

[9] 김힌섭, *원반공산비 시험에 입각한 SDINS/GPS 통합항법 시스템의 고장 검출 및 분리*, 충남대학교 대학원 석사 학위 논문, 2000년 2월

[10] 김용민, 이태연, 박재홍,"모델 기반의 고장 검출 기법에 관한 고찰," *Proceeding of KIEE*, Vol 48, No.4, 1999

[11] 이시호, *강결합 방식의 GPS/INS 통합시스템 구현*, 충남대학교 대학원 석사 학위 논문, 2000년 2월

[12] 진창배, *스트랩다운 관성항법시스템의 결함검출기법*, 충남대학교 대학원 박사 학위 논문, 1998년 2월

우리별3호의 GPS 데이터를 이용하여 궤도요소 결정을 위한 확장 칼만필터의 응용

Application of Extended Kalman Filter to Determination of Orbital Elements of KITSAT-3 Using GPS Data

o 이대로[1], 이영재[2], 이은성[3], 남명룡[4], 이현우[5]

1) 건국대학교 GPS 시스템 연구실 (Tel: 02-458-0164, Fax:02-444-6670, E-mail: daero@kkucc.konkuk.ac.kr)
2) 건국대학교 GPS 시스템 연구실 (Tel: 02-450-3358; Fax: 02-444-6670, E-mail: younglee@kkucc.konkuk.ac.kr)
3) 건국대학교 GPS 시스템 연구실 (Tel: 02-458-0164: Fax:02-444-6670, E-mail: sistar@unitel.co.kr)
4) 인공위성연구센터 (Tel: 042-869-8649, Fax : 042-861-0064, E-mail: nam@satrec.kaist.ac.kr)
5) 인공위성연구센터 (Tel: 042-869-8623, Fax : 042-861-0064, E-mail: hwlee@satrec.kaist.ac.kr)

Abstract : 지상 20,000km 상공에서 위성군을 형성하고 있는 GPS 위성의 신호가 지상 3,000km 까지는 별다른 문제 없이 커버 된다는 특성을 고려하면, 이러한 응용은 저궤도 위성에 그대로 확대 적용 할 수 있다. 특히 저궤도 위성에 GPS 수신기를 탑재하면, 지상 관측소의 개수와 지리적 조건에 구애 받지않고 위성 궤도를 연속적으로 추적할 수 있다는 점은 우리나라의 실정을 비추어 볼 때 매우 매력적이라고 할 수 있다. 1982년 발사된 미국의 LandSat-4는 최초로 GPS 수신기를 탑재한 저궤도 위성인데, 이후 많은 저궤도 위성이 궤도 결정 및 자세 결정을 목적으로 기본적인 장비의 하나로 GPS 수신기를 탑재하였다. 본 논문은 지난해 5월 발사된 우리별3호의 GPS 수신기에서 실제 측정한 3차원 위치 및 속도 정보를 확장 칼만필터에 적용하여 우리별3호의 케플러 궤도요소를 계산하고, 이들을 분석하였다.

Keyword : GPS, 우리별3호, 확장 칼만필터, 궤도결정, 케플러 궤도요소

1. 서 론

지상 20,000km 상공에서 위성군을 형성하고 있는 GPS 위성의 신호가 지상 3,000km 까지는 별다른 문제 없이 커버 된다는 특성을 고려하면, GPS 응용은 저궤도 위성에 그대로 확대 적용 할 수 있다. 특히 저궤도 위성에 GPS 수신기를 탑재하면, 지상 관측소의 개수와 지리적 조건에 구애 받지 않고 위성 궤도를 연속적으로 추적할 수 있다는 점은 우리나라의 실정을 비추어 볼 때 매우 매력적이라고 할 수 있다. 1982년 발사된 미국의 LandSat-4는 최초로 GPS 수신기를 탑재한 저궤도 위성인데, 이후 많은 저궤도 위성이 궤도 결정 및 자세 결정을 목적으로 수신기를 탑재하였다. 우리나라에서도 1999년 5월 처음으로 우리별3호에 GPS수신기를 탑재하여 GPS 수신 정보를 지상으로 보내 주고 있는데, 우리별3호는 기존의 우리별1호와 2호의 개발경험을 바탕으로 독자 설계로 개발된 최초의 우리나라 고유의 위성 모델이다. 우리별3호는 소형 인공위성에 기반이 되는 3축 자세제어, 공통버스 구조, 전개식 태양 전지판, 대용량 메모리 시스템, 고속 데이터 전송 장치를 목적으로 우주에서 실험한다. 우리별3호의 발사 및 성공적인 운용은 향후 우리나라가 우주기술 개발에 있어 중요시 되는 핵심 요소기술을 우주에서 검증한다는 점에서 기술적인 중요한 의미를 담고 있다. 그러나, 실제로 우리별3호에서 수신된 GPS 정보를 분석한 결과 수신 데이터를 직접 사용하기가 어려운 점이 있었다.[1] 본 논문은 궤도 운동 모델링이 고려된 확장 칼만필터를 GPS 수신 데이터의 특성에 맞게 설계하여 우리별3호의 위치와 속도를 결정하였고, 결정된위치와 속도벡터를 이용하여 케플러 궤도요소를 계산하고 비교 분석하였다.

2. 우리별3호에서 수신된 GPS 데이터

본 논문에서는 사용된 우리별3호의 GPS 수신 데이터는 세계협정시(UTC)로 1999년 6월19일 05시 57분 14.000초부터 1999년 6월 19일 11시 12분 0.400초까지 약 5시간 동안 237 epoch의 관측 정보이고, 지구중심 관성 좌표계인 ECI(Earth Centered Inertial) 정보로 주어지는 위치와 속도 정보이다. 수신 데이터는 기본적으로 1분 간격으로 GPS 데이터를 수신하도록 설계 되어 있으나, 그림1에서 보는 바와 같이 실제 GPS 수신 데이터를 분석한 결과 수신 간격이 매우 불규칙적이고 심지어는 20분이 넘도록 GPS 데이터가 수신 되지 않은 경우도 있다. 위치 정보는 SA가 있었을 때 2drms로 120m 범위의 위치 정확도를 만족시키는 것으로 분석이 되나, 속도 정보는 그림 3과 같이 오차가 매우 커서 수신 정보만 가지고 관측정보로 이용할 수 없다.

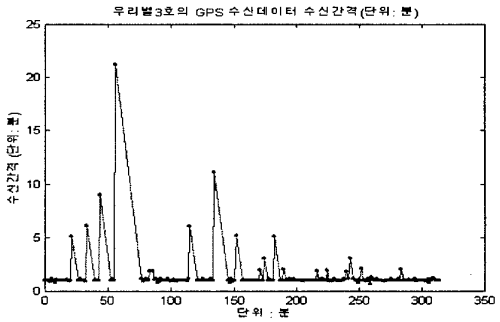


그림 1. 우리별3호의 GPS 데이터 수신 간격

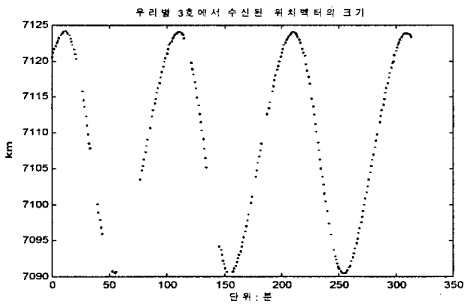


그림 2. 우리별3호의 수신된 위치벡터의 크기



그림 3. 우리별3호의 수신된 속도벡터의 크기

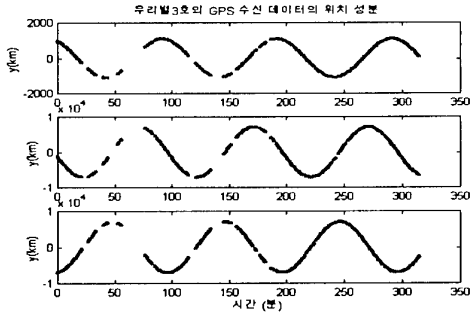


그림 4. 우리별3호의 수신된 위치벡터의 성분

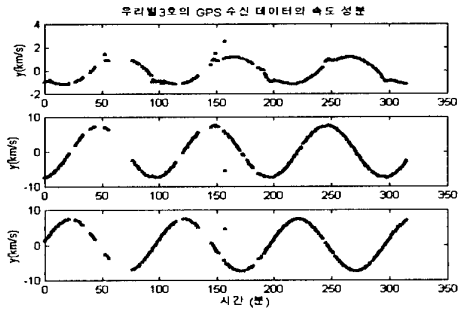


그림 5. 우리별3호의 수신된 속도벡터의 성분

3. 확장 칼만필터의 설계

본 논문에서는 GPS 수신 데이터의 위치와 속도 정보를 관측 데이터로 하고, 1초 마다 위치와 속도를 추정 할 수 있도록 필터를 설계하였다. 관측정보가 들어 전까지는 필터의 동적모델만 가지고 전파(propagation)할 수 있도록 하고, 관측정보가 들어오는 시간에 갱신(update) 할 수 있도록 설계하였다. 동적모델에 적용된 섭동으로 지오포텐셜은 $J_2 \sim J_7$ 까지 적용을 하였고, 대기저항과 3체의 영향을 적용하였다. 저궤도 위성에서 섭동에서 가장 큰 영향을 미치는 지오포텐셜에서 J_2 가 가장 크고 그 다음으로 가장 큰 J_3 보다 400배 이상 더 크므로 대부분의 위성의 궤도는 J_2 만 단순하게 포함하여도 좋은 정확도가 유지된다. 이와 같은 방법은 축소된 동적 접근(reduced dynamic approach)으로 실제 위성에 미치는 섭동을 거의 모두 모델링 하지 않아도 시스템 프로세스 노이즈에 대한 공분산 값을 취해서 관측정보와 적절한 가중치를 주어도 좋은 필터 성능을 발휘하므로, 본 연구에서는 이 방법을 이용했다. 필터에서는 위치(x, y, z) 성분과 속도(u, v, w) 성분을 상태변수로 구성하였다. 다음은 본 연구에서 적용된 확장 칼만필터의 순서도이다.

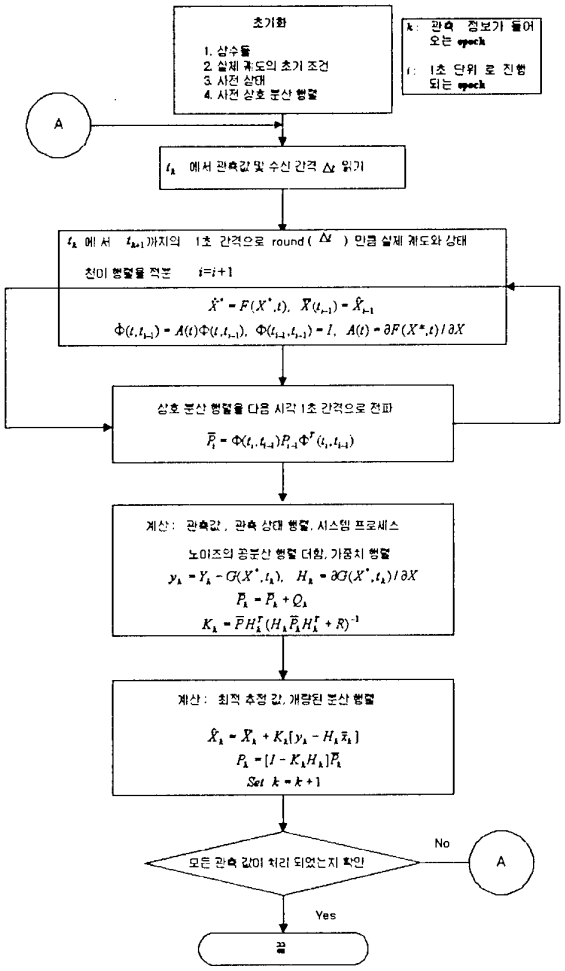


그림 6 우리별3호 궤도 결정에 적용된 확장 칼만필터 순서도

4. 필터 성능분석 및 추정된 궤도 정확도 분석

우리별3호의 항행해(위치 및 속도)는 정밀한 궤도 결정 정보가 없어 추정한 궤도의 정확성을 판단할 비교 대상이 아직 없다. 그러나 확장 칼만필터를 이용하여 궤도 결정을 하였을 때 오차 공분산(covariance) 정보 P 를 분석하여 필터의 성능과 궤도 결정의 정확성을 간접적으로 분석해 볼 수 있다. 위에 결과에서 보인 궤도 결정의 정확성의 근거가 될 수 있는 공분산 정보를 분석하면 공분산 정보 중 위치 편차들을 rms 을 취하면 위치 오차를 분석 할 수 있고, 마찬가지로 속도 편차들을 rms 을 취하면 속도 오차를 분석 할 수 있다. 그림7과 그림 8은 확장 칼만필터에서 계산된 오차 공분산 P 의 위치와 속도에 대한 rms 값이다. 위치에 대한 rms 오차를 분석해보면 톱니 모양으로 올라 갔다가 다시 떨어지는 경향이 나타나는데 이는 오차 공분산 행렬이 다음 스텝으로 전파 되는 과정이 실선으로 나타나고, 관측 정보가 들어와서 오차 공분산 행렬이 갱신되는 과정은 점이다. 관측정보가 들어오지 않는 순간에는 시스템 동적모델과 공분산행렬은 다음 스텝으로 전파 시키는데 오차가 커지지만 관측정보의 영향으로 다시 떨어지며 수렴하는 경향을 보이고 있다. 필터에서 계산된 rms 위치 오차는 4000초를 전후하여 오차 공분산 행렬이 수렴하다가 다시 급격히 증가하는데 이는 관측정보가 실제로 20분 정도 들어오지 않고 전파만 시켰기 때문이다. 이때 필터에서 계산된 rms 위치 오차는 12.84m 에 수렴하고 있다. 여기서, 필터에서 계산되어 수렴하고 있는 rms 위치오차 12.84m 는 추정된 궤도의 정확도를 직접적으로 나타내지 않지만 간접적으로 필터가 수렴하고 추정된 궤도가 안정적으로 결정되고 있음을 나타낸다.

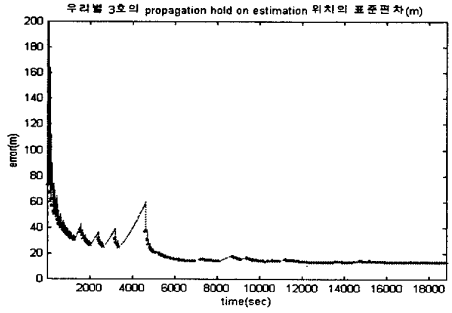


그림 7. 확장 칼만필터에서 계산된 위치에 대한 rms 오차

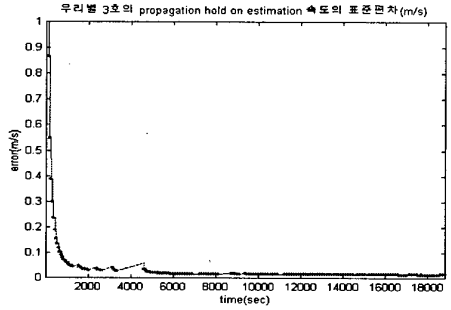


그림 8. 확장 칼만필터에서 계산된 속도에 대한 rms 오차

5. 궤도결정 결과 및 분석

그림 9 와 그림 10은 궤도결정 수행 후 위치벡터의 크기와 속도벡터의 크기를 나타낸 것이고 그림 11과 그림 12은 각각 성분별로 나타낸 것이다. 위치벡터 크기의 최대값, 즉 우리별 3호가 원지점(apogee)에 있을 때는, 위치벡터의 크기가 6597epoch에서 7124.054km이고, 이때 고도가 746.054km이다. 섭동이 없는 순수한 이체문제의 경우 원지점에 있을 때는 속도벡터의 크기가 가장 작다. 그러나 추정된 우리별3호의 속도 벡터의 크기를 보면 원지점에 있었을 때 와 동일한 6597epoch에서 속도벡터의 크기는 7469.42 m/s이고 6175epoch에서 7467.20m/s로 최소 속도벡터의 크기가 나타났다. 우리별 3호가 지구 중심으로부터 가장 가까운 근지점(perigee)에 있을 때 위치벡터의 크기는 9272epoch에서 7090.418km이며 이때 속도벡터의 크기는 7501.89 m/s 이고 최대 속도가 나타나는 epoch은 9740 epoch에서 7504.08m/s로 나타났다. 일반적으로 원지점에서 최소 속도가 나타나고 근지점에서 최대 속도가 나타나는데 위와 같은 결과는 섭동의 영향으로 각 운동량이 보존되지 않기 때문에 발생하는 현상이다. 위치벡터가 최대로 되는 원지점 부근에서 속도벡터의 크기가 작아지고 최소로 되는 근지점 부근에서는 속도벡터의 크기가 커지는 경향을 발견 할 수 있다. GPS 수신 데이터의 경우 위치벡터의 크기는 추정된 결과가 비교적 일치해 가는 경향을 볼 수 있다. 우리별3호의 수신된 위치벡터는 비교적 정확한 정보를 제공해 주는 것을 알 수 있다. 그러나 그림 10의 속도벡터의 크기의 경우를 보면 수신된 속도정보는 많은 오차를 가지고 있는 것을 볼 수 있는데 확장 칼만필터에서는 동적모델의 영향으로 정확하게 추정하는 것으로 분석된다.

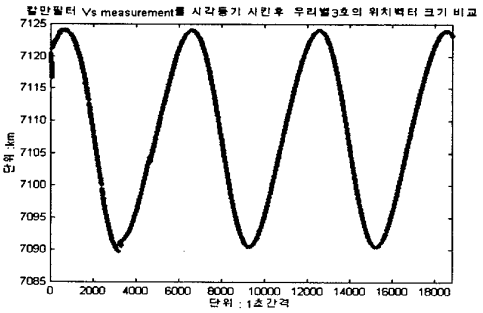


그림 9. 위치벡터의 크기 비교

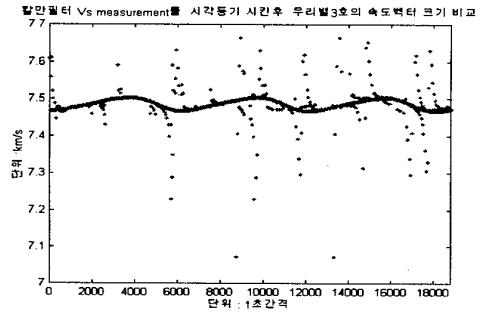


그림 10. 속도벡터의 크기 비교

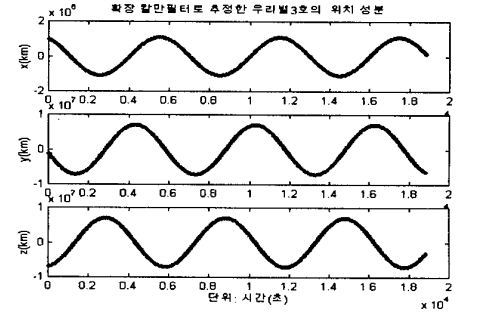


그림 11. 위치벡터의 성분

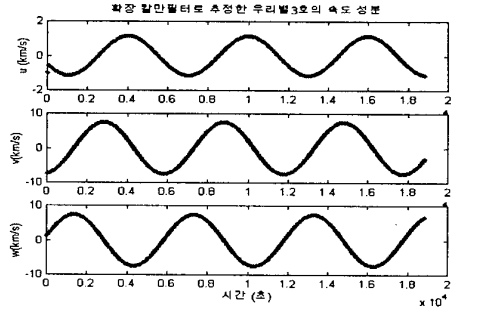
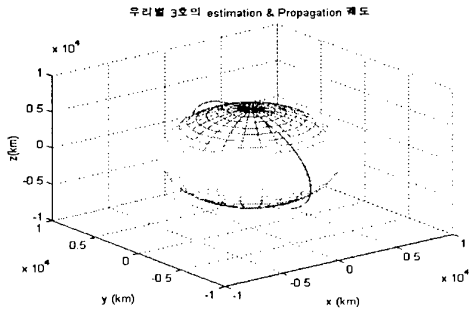


그림 12. 속도벡터의 성분

그림 13과 그림 14는 추정된 궤도와 ground track의 결과이다. 추정된 궤도는 지구회전 방향과 역행하는 궤도로서 90도 이상의 경사각을 가진 궤도 이다. ground track은 지구 자전의 영향으로 서편하는 현상을 관찰 할 수 있다.



다.

그림 13. 우리별3호의 궤도

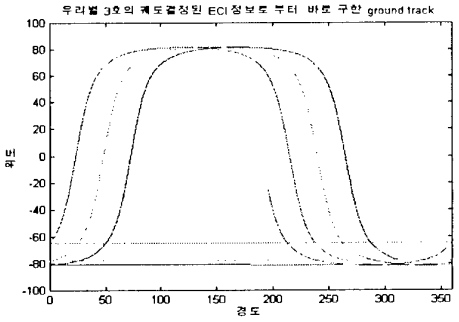


그림 14. 우리별3호의 Ground track

6. 케플러 궤도요소 및 결과 분석

우리별3호에 탑재된 GPS 수신기에서는 ECI (Earth Centered Inertial) 좌표계의 위치 및 속도 정보를 제공하므로, 본 절에서는 ECI 좌표계로 표현되는 위치 및 속도 정보를 기하학적 관계를 이용하여 케플러 궤도요소를 계산하고 확장 칼만필터로 추정한 경우와 비교 분석하고자 한다. 케플러 궤도요소를 분석하면 궤도의 크기, 형태, 궤도의 특성 및 특정시간에 궤도면에서 위성의 위치 등을 알 수 있어 궤도결정 정보에서 유용한 궤도의 특성을 분석할 수 있다.

6.1 케플러 궤도요소

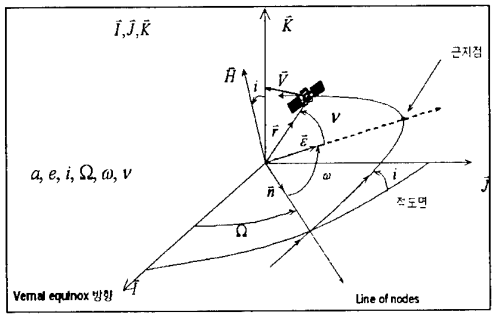


그림 15. 궤도면과 ECI 좌표계와 케플러 요소들

결국 ECI 좌표계의 위치 및 속도 정보(x,y,z,u,v,w)를 케플러 궤도요소(a,e,i,Ω,ω,u)로 변환하는 것이다. [1],[6]

6.2 케플러 궤도요소 분석

(1) 장반경 (a)

장반경은 궤도의 크기를 결정하는 요소로서 장반경은 시간에 대해 주기를 가지고 증가 감소하는 경향을 보인다. 추정된 장반경의 변화를 살펴보면 약2000초까지는 매우 불규칙적인 경향이 나타나는데 이는 필터가 정상상태에 도달하지 않았기 때문에 나타난 현상이다. 정상상태에서 장반경은 최대 7112.466 km 까지 증가하여 다시 7094.367km 까지 약 33.7km의 변화를 보이며 일정한 진폭으로 진동하는 경향을 보이고 있다. 지구 중력장에 의해서 장반경은 단주기 섭동은 받지만 장주기 섭동과 영년섭동은 받지 않는다. 순수한 GPS 수신 정보만 이용한 경우는 오차가 많은 속도 정보의 영향으로 확장 칼만필터를 이용한 경우보다 훨씬 많은 오차를 갖으며 순수한 GPS 수신 정보를 통해서는 장반경의 경향을 분석 하기 어렵다.

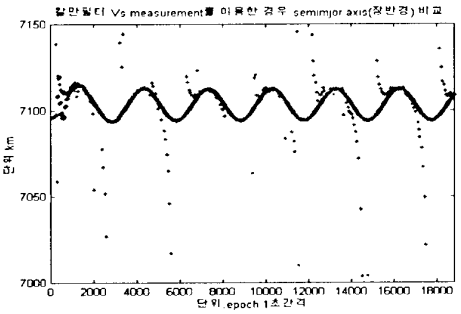


그림 16. GPS 수신 데이터만 이용한 경우와 확장 칼만필터를 이용한 경우의 장반경 비교

(2) 이심률 (ε)

이심률은 궤도의 형태를 결정하는 요소로서 필터가 정상 상태에 이른 후 위치 및 속도 정보를 이용하여 구한 결과를 보면 10^{-3} 단위에서 이심률이 주기적 변화를 갖는 것을 알 수 있다. 위치벡터의 크기로부터 다음과 같은 관계식을 이용하여 $\varepsilon = \dfrac{r_a - r_p}{r_a + r_p} = \dfrac{r_{\max} - r_{\min}}{r_{\max} + r_{\min}}$ 이심률의 경향을 분석할 수 있다. $\varepsilon = (\dfrac{7124.0548 - 7090.418}{7124.0548 + 7090.418}) = 2.366 \times 10^{-3}$ 인데 이 값을 기준으로 주기적인 변화를 갖는 경향을 보이고 있다. 지구 중력장에 의해서 이심률은 이심률은 단주기 섭동과 장주기 섭동은 받지만 영년 섭동은 받지 않는다.순수한 GPS 수신 정보만 이용한 경우는 오차가 많은 속도 정보의 영향으로 확장 칼만필터를 이용한 경우보다 훨씬 많은 오차를 갖으며 순수한 GPS 수신 정보를 통해서는 이심률의 경향을 분석 하기 어렵다.

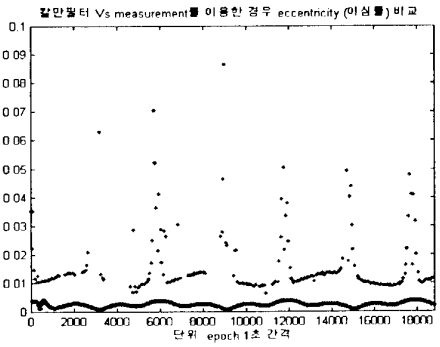


그림 17. 우리별3호의 GPS 수신 정보를 이용한 경우와 확장 칼만필터를 이용한 경우의 이심률 비교

(3) 경사각 (i)

경사각은 궤도면과 적도면이 이루는 각으로서 필터가 정상상태에 이른 후 경사각은 최소 98.3767도에서 최대 98.3878범위 내에서 주기적 경향을 보이며 변화하고 있다. 경사각이 90도가 넘는 경우는 궤도가 역행하는, 즉 시계방향으로 회전하면서 지구의 회전방향과 반대로 움직이는 궤도임을 나타낸다. 우리별3호는 이와 같은 특성을 가진 역행하는 궤도(retrograde orbit) 이다. 또한 우리별3호는 태양 회전 궤도의 주기와 동일한 주기를 형성하는 궤도이다. 태양동기궤도는 상승교점경도의 영년변화가 태양의 상승교점경도의 변화와 일치하는 궤도인데, 궤도가 태양동기궤도가 되기 위해서는 경사각, 장반경, 이심률이 다음의 식을 만족 시켜야 한다.

$$\left(\frac{d\Omega}{dt}\right)_s = -\frac{3}{2}nJ_2\left(\frac{R}{p}\right)^2 \cos i = \dot{\alpha}_\oplus = 0.9856\frac{\text{deg}}{\textit{mean solar day}} \quad (1)$$

여기서,

$n = \sqrt{\mu/a^3}$: orbit mean motion, R= 지구반경, $p = a(1-\varepsilon^2)$, $\alpha_\oplus$: 평균 태양의 right ascension 비율

태양동기궤도의 특성에 영향을 미치게 되는 것에는 대기저항과 태양 인력이 있고 점차적으로 지방시(local time)를 변화시킨다. 대기저항은 위 식에서 p, n를 변화 시키고 태양의 인력은 경사각 i 를 변화 시킨다. 태양 동기궤도의 특성은 태양의 섭동으로 인해 경사각의 변화 방정식에서 deep resonance를 유발한다.

$$\frac{di}{dt} = -0.047(\text{deg}/\textit{year})\sin 2(\alpha - \Omega) \quad (2)$$

여기서,

α = (right ascension of the sun),

$\alpha \quad \alpha_\oplus = \dot{\Omega}$ (deep resonance)

$2(\alpha-\Omega)$ 가 90도나 270도 일 때 경사각의 최대의 변화는 0.047deg/year 이다. 우리별3호가 지속적으로 태양 동기궤도를 유지하기 위해서 경사각의 경향을 지속적으로 관찰하고 분석해서 자세제어를 통한 station keeping 를 하여 태양동기궤도를 유지할 수 있다. 궤도 결정을 통해 우리별3호의 경사각의 경향을 분석하면 단주기적 경향은 0.0111deg/period 의 변화를 보이고 있고 오랜 시간 변화를 확인할 수 있는 장주기 변화를 분석하여야 좀더 경사각의 변화를 확인 할 수 있을 것으로 분석된다. 지구 중력장에 의해서는 경사각은 단주기 섭동과 장주기 섭동은 나타나지만 영년섭동은 나타나지 않는다. 순수한 GPS 수신 정보만 이용한 경우는 오차가 많은 속도 정보의 영향을 줄이는 방법을 적용하여 구하였는데 확장 칼만필터를 이용한 경우보다 많은 오차를 갖지만 확장 칼만필터를 이용한 경우의 경향을 따로 가고 값들이 집중되어 있다. 오차는 많지만 속도오차의 영향을 줄일 수 있는 방법으로 구하여서 오차는 크지만 좌표를 큰 스케일로 보면 경향성은 분석 할 수 있다.

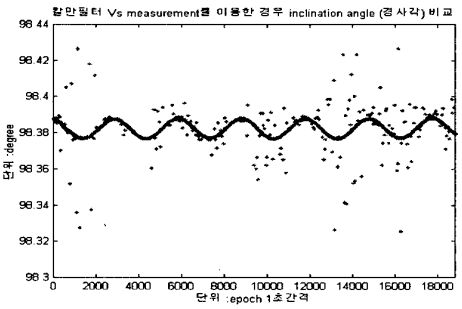


그림18. 우리별3호의 GPS 수신 정보를 이용한 경우와 확장 칼만필터를 이용한 경우의 경사각 비교

(4) 상승교점 경도(Ω)

상승교점 경도는 노드벡터와 춘분점 방향의 단위벡터가 이루는 각이다. 섭동항 J_2 로 인해 경사각이 90도 이상인 우리별3호의 경우 상승교점경도는 에서도 알 수 있듯이 시간에 대하여 증가하는 경향을 보이고 식(1)에서 설명한 태양동기궤도의 특성을 가지고 있다.

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3}{2}na_E^2\frac{\cos i - 1}{a^2(1-\varepsilon^2)}J_2 \quad (3)$$

여기서,

J_2 : Zonal harmonics, $J_2 = 1082.6300\times10^{-6}$

필터가 정상상태에 이른 후 상승교점경도의 변화를 분석해보면 우리별3호의 주기가 $P = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}$ 로 나타나는데 이때 장반경은 궤도 결정 후 정상상태에 이른 후 2000 epoch 부터 18000epoch 까지 장반경이 평균값을 취하여 우리별3호의 한 주기를 구하면 5957.57초, 약 99.29분 이다. 매 주기마다 증가된 상승교점경도는 0.0682deg 씩 증가하고 하루동안은 0.9883deg/day 만큼 증가하고 있으므로 궤도 결정을 통해서 상승교점경향을 분석해 본 결과 태양동기궤도의 특성을 잘 유지하고 있음을 알 수 있다. 상승교점 경도는 중력장에 의해서 단주기 섭동, 장주기 섭동,영년 섭동를 모두 받는다. 순수한 GPS 수신 정보만 이용한 경우는 경사각과 동일하게 오차가 많은 속도 정보의 영향을 줄이는 방법을 적용하여 구하였는데 확장 칼만필터를 이용한 경우보다 많은 오차를 갖지만 확장 칼만필터를 이용한 경우의 경향을 따로 가고 값들 집중되어 있다. 오차는 많지만 속도오차의 영향을 줄일 수 있는 방법으로 구하여서 오차는 크지만 좌표를 큰 스케일로 보면 경향성은 분석 할 수 있다.

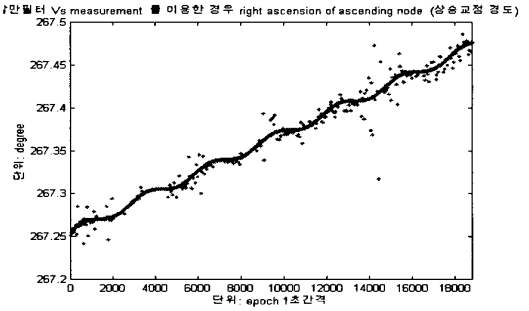


그림19. 우리별3호의 GPS 수신 정보만 이용한 경우와 확장 칼만필터를 이용한 경우의 경사각 비교

(5) 근지점 인수 (ω)

근지점인수는 노드 벡터와 이심률벡터 사이의 각도로 정의되는데, 추정한 근지점 인수의 결과를 보면 100도에서 135도까지 큰 각도 범위의 오차를 보이는 것으로 나타났다. 실제로 우리별3호가 이러한 경향을 나타내는 것이 아니라 이심률 벡터의 크기가 2×10^{-3} 단위에서 크게 변하므로 근지점인수를 구하는데 오차로 작용하여 정확히 구해지지 못하고 있다. 이것은 궤도 결정후의 추정된 이심률이 위치 및 속도벡터의 오차의 영향을 크게 받기 때문에 나타나는 오차로 분석된다. 근지점이 $0<\omega<180$ 범위에 있는데 이는 우리별3호의 근지점이 적도면위의 북쪽 지역에 위치하고 있음을 의미한다. J_2 에 의한 근지점 인수의 시간의 대한 변화는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{d\omega}{dt} = 1.5nJ_2\left(\frac{R}{p}\right)^2(2 - 2.5\sin^2 i)J_2 \quad (4)$$

즉, 섭동항 J_2 로 인해 약 98도 이상의 경사각을 이루는 우리별 3호는 근지점 인수는 시간에 대해 감소하는 경향을 나타내고 지구 중력장에 의해서는 단주기 섭동, 장주기 섭동, 영년 섭동를 모두 받는다. 순수한 GPS 수신 정보만 이용한 경우는 오차가 많은 속도 정보의 영향으로 확장 칼만필터를 이용한 경우보다 훨씬 많은 오차를 갖으며 순수한 GPS 수신 정보를 통해서는 근지점의 경향을 분석 할 수 없다.

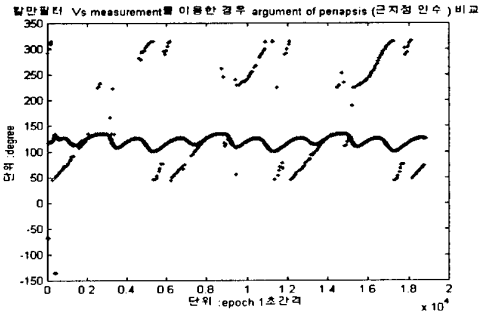


그림20. 우리별3호의 GPS 수신 정보를 이용한 경우와 확장 칼만필터를 이용한 경우의 근지점인수 비교

(6) 진근지점각 (v)

진근지점각 이심률 벡터와 위치벡터 사이의 이루는 각으로서 특정시간의 근지점 통과시간을 대체 할 수 있다. 추정된 진근지점각은 우리별3호의 궤도 주기에 따라 0도에서부터 360도까지 각도의 경향이 뚜렷하게 반복되어 나타나지만 각도의 증가가 꾸불꾸불한 모습으로 증가하고 있는데 이는 진근지점감이 이심률 관계되기 때문이다. 이심률의 값이 매우 크게 변하여 진근지점각이 정확히 구해지지 못하였다. 진근지점각은 중력장에 의한 섭동으로 단주기 섭동과 장주기 섭동를 받게 된다. 순수한 GPS 수신 정보만 이용한 경우는 오차가 많은 속도 정보의 영향으로 확장 칼만필터를 이용한 경우보다 훨씬 많은 오차를 갖으며 순수한 GPS 수신 정보를 통해서는 진근지점각의 경향을 분석 할 수 없다.

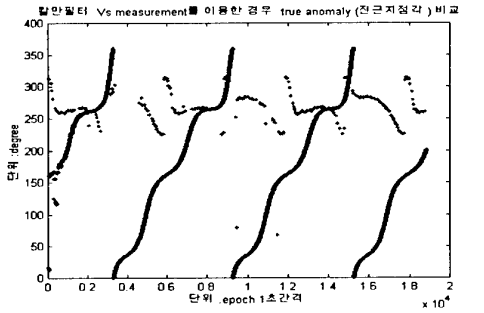


그림21. 우리별3호의 GPS 수신 정보를 이용한 경우와 확장 칼만필터를 이용한 경우의 진근지점각 비교

(7) 위도인수 (u)

위도인수는 상승교점경도와 위치벡터 사이에 이루는 각이다. 이런 경우에는 $u = \omega + v$ 로 근지점 통과시간이나 진근지점각을 대체하여 원 궤도가 아닌 타원궤도에도 적용하여 사용할 수 있다. 일반적으로 케플러 궤도요소는 진근지점각을 포함하지만, 위도인수 이심률의 영향을 받지 않고 노드벡터와 위치벡터가 이루는 각을 직접 구하기 때문에 일직선으로 각도의 주기적 경향이과 값이 잘 나타나는 것으로 분석된다. 순수한 GPS 수신 정보를 이용한 경우는 경사각이나 상승교점 경도와 동일하게 오차가 많은 속도 정보의 영향을 줄이는 방법을 적용하여 구하였는데 확장 칼만필터를 이용한 경우보다 많은 오차를 갖지만 확장 칼만필터를 이용한 경우의 경향을 따로 가고 값들 집중되어 있다. 오차는 많지만 속도오차의 영향을 줄일 수 있는 방법으로 구하여서 오차는 크지만 경향성은 뚜렷하게 분석 할 수 있다.

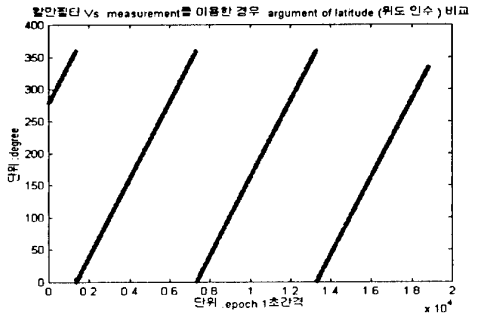


그림22. 우리별3호의 GPS 수신 정보만 이용한 경우와 확장 칼만필터를 이용한 경우의 위도인수 비교

7. 결 론

우리별3호에서 수신된 GPS 데이터는 수신 간격이 매우 불규칙적이고, 속도 정보에 오차가 매우 크지만 궤도 운동 모델링이 고려된 확장 칼만 필터를 설계하여 1초마다 궤도를 안정적으로 궤도를 결정하였다. 또한 추정된 위치와 속도정보를 이용하여 케플러 궤도요소을 계산하여 추정한 궤도의 정확도와 특성을 분석할 수 있었다. 본 논문에서는 우리별3호의 관제 시스템과 다른 임무에도 적용 할 수 있도록 한 것에 가장 큰 연구 성과와 의의가 있다고 할 수 있다. 우리별3호의 관제 시스템에 본 연구가 적용 된다면 매우 유용하게 쓰일 것으로 전망되고 미국에 주로 의존하는 위성의 관제 시스템 분야에서 자립적으로 구축할 수 있는데 기여할 것으로 기대된다. 또한 우리별3호 이외에도 우리나라의 GPS 수신기가 탑재된 저궤도 위성의 궤도결정 연구에도 응용 될 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 논문의 연구는 정부가 지원하는 과학위성 1호 사업의 도움을 받아 수행 되었음을 밝히며, 이에 감사의 뜻을 표하는 바입니다.

참고문헌

[1] 이대로, 이영재, 김병진, "우리별3호의 GPS 정보를 이용한 케플러 궤도요소 분석", *1999년도 추계 학술발표회 논문집, PP. 339 ~ 336*, 1999.

[2] 이은성, *GPS를 이용한 저궤도 위성의 궤도 결정*, 건국대학교 석사학위 논문, 1998.

[3] 임형진, *Topex Orbit Determination using GPS Tracking System*, The University of Texas at Austin Ph.D. Dissertation, 1992.

[4] Robert Grover Brown, Patrick Y. C. Hwang, *Kalman Filtering*, 1999.

[5] G. Minker et *al*, *Theory and Application of Kalman Filtering Magellan*, 1997.

[6] Peter S.Maybeck, Stochastic Models, Estimation, and Control VOLUME 1, 1994.

[7] Valdimir A Chobotov, *Orbital Mechanics*, American Institute of Aeronautics and Astronautics. Inc., 1991.

[8] 최규홍, *천체역학, 대우학술총서 자연과학 113*, (주)민음사, 1997.

다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법

Development of a map matching method using the multiple hypothesis techniques

°표종선*, 신동호**, 성태경***

*㈜네비콤(Tel:042-483-4072; Fax:042-483-4074; E-mail:toroso@navicom.co.kr),

**국방과학연구소(Tel:042-823-9495; Fax:042-821-7705; E-mail:snoopy@sunam.kreonet.re.kr),

***충남대학교 정보통신공학과 조교수(Tel:042-821-5660; Fax:042-821-7705; E-mail:tksaint@ivlab.chungnam.ac.kr)

Abstract: When a vehicle is driving in a downtown area having high road density, it is difficult to determine the road where the vehicle is located on. In order to overcome this ambiguity, a map matching method is often used to resolve it. For the implementation of high performance map matching method minimizing miss-matching, additional information such as heading error, road connection, road direction, visible GPS satellite numbers and so on should be utilized as well as position errors between a car and adjacent roads. This paper proposes a map matching method using MHT(Multiple Hypothesis Techniques) to determine a road driving in probabilistic approach.

MHT is a method to track multiple targets under the clutter environment using a likelihood function. To realize a map matching method using the MHT, pseudo-measurements are generated using adjacent roads of vehicle position and the MHT is reformulated as a single target problem. Since pseudo-measurements are generated using the topological data of digital map, topological properties such as road connection, road direction, and road facility information can be considered in calculating probabilities of hypotheses. Moreover, In order to reduce the degradation of map matching performance by sensor's measurement bias, Kalman filter is employed to estimate and eliminate the bias. Field experimental results show that the proposed map matching method shows the consistent performance in complex downtown areas, overpass/underpass areas, and in the areas that roads are in parallel.

1. 서 론

차량 항법 시스템에서 가장 중요한 기술중의 하나는 정확한 위치를 얻는 것이다. 이를 얻기 위한 여러 가지 방법들이 소개되어 왔으며, 특히 1996년에 완성된 ADVANCE[1](Advanced Driver and Vehicle Advisory Navigation ConcEpt)프로젝트에서 지도 매칭법은 정확한 위치 정보를 얻기 위해 GPS/DGPS(Differential GPS), DR(Dead Reckoning), CD-ROM 전자 지도 등과 함께 중요하게 이용되었다.

차량 항법 시스템 개발 초기인 1970년대에는 DR센서에 의한 차량의 이동 궤적과 이미 알고있는 초기 위치를 기준으로 지도와 비교하여 매칭하는 준결정(Semi-Deterministic) 알고리즘과 DR 센서 오차를 모델링하여 위치 오차를 최소로 하는 위치를 지도상에 매칭하는 확률적인 방법이 사용되었다[1].

예를 들어, Matsushita사[2]에서 사용한 준결정 지도 매칭법은 1988년에 시행된 RACS(Road/Automobile Communication System) 프로젝트에서 가스식 자이로와 차속계를 이용한 DR을 5km에서 10km마다 설치된 비콘(Beacon)을 통하여 보정하였다. 실험결과 50km 테스트 코스에서 약 44m 정도의 위치오차가 발생되었다. 또한 Craig Scott [3]이 1994년에 사용한 확률적인 지도 매칭법은 GPS에서 얻은 위치를 기준으로 도로를 짧은 도로, 긴 도로, 그리고 곡선도로 등으로 나누어 최대사후확률(Maximum A Posteriori, MAP)이 최대가 되는 도로상의 위치를 추정하는 방법이다. 그러나, 준 결정 지도 매칭법과 확률적인 지도 매칭법은 오프로드(Off-road)를 진행하는 경우 잘못 매칭된 사전 위치에 의해 DR센서의 보정 불능 및 오차 누적의 문제점이 있다.

그 후 Zadeh[4]의 인공지능이론이 지도 매칭 알고리즘에 적용되었다. 인공지능 기반의 지도 매칭 알고리즘은 센서출력과 도로정보를 비교하여 진리값을 만들게 되며, 미리 작성된 진리표와의 비교를 통해 매칭하게 된다[1]. 이러한 진리표는 멤버함수(Member Function)로 정의되며, 속도의 변화, 헤딩의 변화, 거리오차로 구성된다. 그러나, 이러한 지도 매칭법은 매칭을 결정하기 모호한 부분에서 합리적인 해결방법이 되지만, 멤버함수에 의한 상태값을 이용하므로 오프로드를 결정하거나 도로의 연결성을 고려한 모든 경우의 수를 고려할 수 없는 문제점을 갖게 된다.

따라서, 이러한 문제의 해결은 차량이 통과하게 되는 도로를 모두 연결하여 가능한 모든 경우를 고려할 수 있어야 하며, 절대적인 오프로드에 대한 평가기준을 마련해야 정확한 매칭 결과

를 얻을 수 있다. 본 논문에서는 레이더에서 표적을 여러 가정으로 분류하여 처리하는 다중 가설 기법(Multiple Hypothesis Techniques)[5]을 사용하여 차량이 진행하는 모든 도로를 가설로 형성하는 지도 매칭법을 제안하였다.

본 논문에서 제안된 다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법은 오프로드를 포함한 모든 가설이 고려되며, 입체도로 및 교차로에서의 정확한 매칭을 위해 인공지능 지도 매칭과 유사한 멤버함수도 구성되었다. 또한 지도 매칭이 결정될 경우 GPS/DR센서의 위치 및 자세각 바이어스 오차를 추정하기 위한 칼만 필터가 적용되었다.

2. 다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법

다중 가설 기법은 클러터(Clutter)가 존재하는 기동하는 표적을 추적하기 위해 Reid에 의해 제안되었다[5,6]. 다중 가설 기법은 그림1와 같이 레이더에서 구한 측정치들을 이전의 필터 예측치를 사용하여 데이터 유효화 영역(Validation Region)을 결정하여 그룹단위로 묶는 클러스터 처리과정을 거친다. 이렇게 만들어진 클러스터는 각각 가설들을 형성하게 되며, 표적확인을 통해 가설의 축소 또는 통합 과정을 거치게 된다. 확인 과정에서 표적은 확인된 표적(Confirmed Target)과 임시표적(Tentative Target)으로 분리하여 새로운 클러터를 형성하며 계속적으로 필터링이 수행된다.

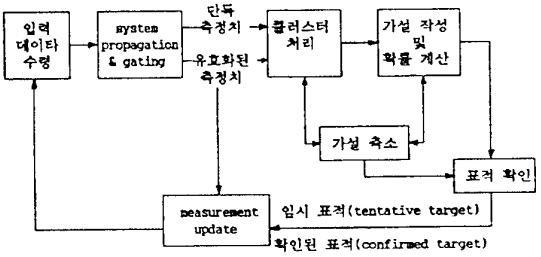


그림1. 다중 가설 기법의 구성

Fig 1. The configuration of MHT

다중 가설 기법을 지도 매칭법에 사용하기 위해서는 GPS/DR 센서 출력과 지도 데이터베이스를 이용한다. GPS/DR센서는 절대적인 위치 오차범위를 제공하는 GPS와 연속적인 정보를 제공하는 DR과 결합하며, 이에 대한 구성은 그림2와 같다. 센서출력은 위치(p_{GPS}), 속도(p_{GPS}), 위치 오차 편차(σ_p), 자세각 변위량($\dot{\psi}$), 속도 변위량($\dot{v}_{DR}$), 자세각 오차 편차(σ_θ), 그리고, 가시위성개수(n_{sv})이다. 특히, GPS수신기에 의해 제공되는 위치 오차 편차는 식(1)과 같이 수신기에서 시선벡터의 행렬(H)에 의한 오차 공분산 행렬(P)로 표현되며 2차원 해를 구할 경우 타원체를 형성한다[7,9,10].

$$\delta\hat{x} = (H^T H)^{-1} H^T \delta\rho$$
$$P = (H^T H)^{-1} \sigma_{UERE}^2 \qquad (1)$$

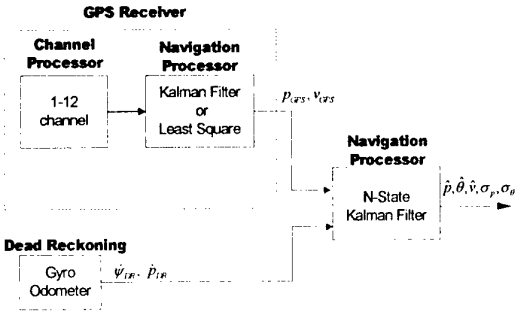


그림2. 지도 매칭을 위한 GPS/DR센서 구조

Fig 2. GPS/DR structure for map matching

지도 데이터베이스는 차량, 항공, 그리고 선박 등의 항법 시스템을 위한 기본이 되는 정보이며, 특히 육상 교통 수단에서 사용자의 위치 표시, 경로 안내 및 정보 제공 등의 기능을 제공하는 중요한 데이터이다. 지도 매칭에서 사용하게 될 지도 데이터는 벡터 형식을 사용하며 그림3와 같이 도로의 경우 노드, 링크 및 형상점으로 표현되고, 시설물 코드, 교통규제코드, 도로연결상태 등의 위상학적 정보를 갖는다[8].

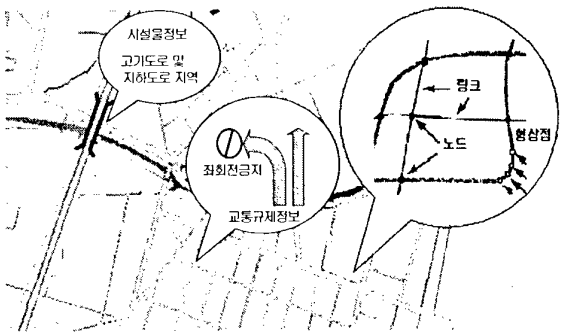


그림3. 지도 데이터의 정보

Fig 3. Digital map information

2.1 다중 가설의 형성 및 확률

지도 매칭을 위한 측정치는 GPS/DR 센서 출력을 기준으로, 링크(link)상에 정사영(Projection)된 점을 의사 측정치(Pseudo-measurement)로 가정한다. 센서 출력과 의사 측정치를 식 (2), (3)에 각각 나타내었다.

$$\tilde{Z}_{gps/dr}(t) = \left\{\hat{p}(t), \hat{\theta}(t), \sigma_p(t), \sigma_\theta(t), n_{sv}(t)\right\} \qquad (2)$$

$$Z_{li}(t) = \left\{p_l(t), \theta_l(t), \chi_l(t), \xi_{[n,m]l}(t), \eta_l(t)\right\} \qquad (3)$$

식(2)에서 $\tilde{Z}_{GPS/DR}$, $\hat{p}, \hat{\theta}$, σ_p , σ_θ , n_{sv} 는 GPS/DR센서 출력, 추정된 위치, 자세각, 위치 오차 편차, 자세각 오차 편차, 그리고 가시위성개수를 각각 나타난다. 또한 식(3)에서 첨자 l , i 는 링크(*link*)와 가설을 각각 나타내며, 첨자 n 과 m 은 링크에서 정방향으로의 보간점 번호를 의미한다. 의사 측정치는 식(1)에 의한 GPS/DR타원체와 지도 매칭 필터의 오차 공분산에 의한 타

원체가 공통으로 겹치는 부분만을 유효화 영역으로 설정하게 된다. 또한 $\tilde{Z}_{gps/dr}$ 은 차량이 정지 하거나 또는 저속 운전할 경우 불필요한 가설형성을 억제하기 위해 일정간격 마다 출력을 이용한다.

시간 t 에서 유효화 영역내의 m 개중 i 번째의 의사 측정치는 식(4)와 같이 집합 $Z_l(t)$ 로 정의하며, 각각 다중의 가설을 형성한다. 여기에서 의사 측정치는 형성되는 가설과 일대일 매핑(mapping) 관계를 가진다. 또한 시간 t 에서 형성된 가설집합에 오프로드에 대한 가설 하나가 추가된다. Reid[6]에 의한 MHT는 차량이 진행할 수 있는 도로는 하나이므로 단일 표적문제로 가정하게 된다.

$$Z_l(t) = \{Z_{l,i}(t), i = 1,2,\ldots,m_t\} \tag{4}$$

Reid는 베이시안 규칙(Bayesian Rule)을 적용하여 측정치에 대한 가설 결합 확률식을 유도하였다[6]. 이 식을 의사 측정치에 대한 관계식으로 다시 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} &P[\Omega^{t-1},\varphi \mid Z_l(t),\tilde{Z}_{gps/dr}(t)] \\ &= \frac{1}{c}P[Z_l(t),\tilde{Z}_{gps/dr}(t) \mid \Omega^{t-1},\varphi\,]P[\varphi \mid \Omega^{t-1}]\cdot P[\Omega^{t-1}] \end{aligned} \tag{5}$$

식(5)의 우변의 첫째항은 시간 t 에서의 가설의 확률로서 Z_l 와 $\tilde{Z}_{gps/dr}$ 의 차이를 ΔZ 로 나타내며, 식(2)와 식(3)을 대입하여 다음과 같이 표현한다.

$$\begin{aligned} &P[Z_l(t),\tilde{Z}_{gps/dr}(t)/\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\chi_l(t),\xi_{[n,m],l}(t),\eta_l(t)\},n_{sv}] \\ &= P[\Delta Z/\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\chi_l(t),\xi_{[n,m],l}(t),\eta_l(t)\},n_{sv}] \end{aligned} \tag{6}$$

베이시안 규칙에 의하여 식(6)은 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} &P[\Delta Z \mid \Omega^{t-1},\varphi] \\ &= \frac{P[\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\chi_l(t),\xi_{[n,m],l}(t),n_{sv}]}{P[\Omega^{t-1},\varphi\,]} \\ &= P[\xi_{[n,m],l}(t)/\eta_l(t),\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\ \chi_l(t),\Omega^{t-1},\varphi\,,n_{sv}] \\ &\times P[\eta_l(t)/\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\chi_l(t),\Omega^{t-1},\varphi\,,n_{sv}] \\ &\times P[\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t)/\chi_l(t),\Omega^{t-1},\varphi\,,n_{sv}] \\ &\times P[\chi_l(t)/\Omega^{t-1},\varphi\,,n_{sv}] \end{aligned} \tag{7}$$

확률식으로 유도된 식(7)은 입체도로, 지하도로 및 교차로 부근에서 구분의 모호성을 해결하기 위해 인공지능 지도 매칭 개념을 도입한 시설물 코드 멤버함수와 방향성 멤버함수를 적용하였다.

시설물 코드 멤버함수는 식(7)의 우변 첫항의 조건(Condition)에 의해 표1과 같다. 조건은 링크의 방향성, 위치차, 자세각차, 연결성의 사전 가설과의 연관성이 있다. 중요한 것은 가시 위성의 개수(n_{sv})와 시설물 코드($\xi_{[n,m],l}$)가 있는 지역의 위치와의 관계로서 식(8)과 같은 멤버함수가 구성된다. 표 1에 의해 n_{sv} 가 없는 지역에 지하도, 터널 등의 시설물 코드($\xi_{[n,m],l}$)를 가진 가설은 상대적으로 높은 가중치(α)를 갖게 되며, 인접지역 및 일반도로 등은 낮은 가중치(β,γ)를 갖게 된다.

$$\begin{aligned} &P[\xi_{[n,m],l}(t),n_{sv}/\eta_l(t),\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\chi_l(t),\Omega^{t-1},\varphi\,] \\ &= f_\xi(n_{sv}(t),\xi_{[n,m],l}(t)) \end{aligned} \tag{8}$$

표1. 시설물 코드를 이용한 멤버함수

Table 1. Member funciton using the facility code

GPS/DR 출력 정보 / Member Function	가시위성개수(n_{sv})	
	0개	1개이상
If ($\xi_{[n,m],l}$ ==Underpass), $f_\varepsilon(t)$	α	γ
If ($\xi_{[n,m],l}$ ==Underpass인접지역), $f_\varepsilon(t)$	β	β
If($\xi_{[n,m],l}$ ==일반 도로), $f_\varepsilon(t)$	γ	α

(단, $\alpha \geq \beta \geq \gamma$)

방향성 멤버 함수는 식(7)에서 우변 둘째항의 조건에 의해 표2와 같다. 조건은 위치차, 자세각차, 연결성의 사전 가설과의 연관성이 된다. 표2는 방향성 멤버함수가 가설의 방향성과 자세각차에 의해 가지는 가중치를 의미한다. 가중치는 자세각차가 클수록 방향성 허용이 불가능 할수록 더욱 낮은값을 갖도록 정의한다.

$$\begin{aligned} &P[\eta_l(t)/\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\chi_l(t),\Omega^{t-1},\varphi\,,n_{sv}] \\ &= f_\eta(\delta\theta_{l,gps/dr}(t),\eta_l(t)) \end{aligned} \tag{9}$$

표2. 방향성 정보를 이용한 멤버함수

Table 2. Member function using direction information

차량의 방향	링크 방향성 코드	$\lvert\delta\theta_{l,gps/dr}\rvert$		
		<= 15	<=75	<= 90
정방향	양방향 허용	α	* $\Gamma(a,\gamma)$	γ
	정방향 허용	α	$\Gamma(a,\gamma)$	γ
	역방향 허용	β	$\Gamma(\beta,\gamma)$	γ
	통행금지	γ	$\Gamma(\gamma,\varepsilon)$	ε
역방향	양방향 허용	α	$\Gamma(a,b)$	γ
	정방향 허용	β	$\Gamma(\beta,\gamma)$	γ
	역방향 허용	α	$\Gamma(a,b)$	γ
	통행금지	γ	$\Gamma(\gamma,\varepsilon)$	ε

(단, $\alpha \geq \beta \geq \gamma \geq \varepsilon$, $\Gamma(a,b)$: a , b 를 x,y절편으로 하는 직선함수)

식(7)에서 우변의 셋째항은 조건에 의한 위치차와 자세각차가 가지는 멤버함수값을 나타낸다. 조건은 연결성, 사전 가설, 연관 가설이 된다. 여기에서 사전에 결정된 링크일 경우 $N(x,B)$ 의 정규화 분포를 따라 식(10)과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} &P[\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t)/\chi_l(t),\Omega^{t-1},\varphi\,,n_{sv}] \\ &= f_{\delta p,\delta\theta}(\delta p_{l,gps/dr}(t),\delta\theta_{l,gps/dr}(t)) = [N(\delta Z_{l,gps/dr} - H\delta\bar{x},B)] \end{aligned} \tag{10}$$

식(7)의 우변의 넷째 항은 사전 가설(Ω^{t-1})과 현재 가설사이에 연결된 링크의 개수에 반비례 하도록 평가함수를 구성하였다.

$$P[\chi_l(t)/\Omega^{t-1},\varphi\,] = \frac{1}{\tau}\exp(-\tau/\tau_0) \tag{11}$$

여기에서 τ_0 는 평균 연결 링크 수를 나타내며, τ 는 사전 가설과 현재 가설간의 경유한 링크의 개수를 나타낸다.

다음으로 식(5)의 우변의 둘째항은 사전 가설(Ω^{t-1})에 의해 데이터 연관 가설에 할당되는 확률을 나타낸다. 이 확률은 단일 표적의 문제로 가정하였기 때문에 다음과 같이 나타난다.

$$P = \frac{(N_{TL} - N_{DL})!}{N_{TL}!} \tag{12}$$

여기에서, N_{DL} 는 확인된 표적 링크를 나타내며, N_{TL} 는 이전에

확인된 표적 링크가 전혀 없을 경우에 임시 표적을 나타낸다.

결국, 위의 식(8)에서 식(12)까지를 정리하면 의사 측정치에 의한 각 가설에 대한 최종 확률식이 식(13)과 같이 정리된다.

$$P_{On-Road}(t)=\frac{1}{c\tau}f_{\xi}(n_{sv}(t),\xi_{[n,m],i}(t))f_{\eta}(\delta\theta_{i,gps/dr}(t),\eta_i(t)) \times[N(\delta Z_{i,gps/dr}-H\delta\bar{x},B)]P_D^{N_{DL}}(1-P_D)^{N_{TL}-N_{DL}}F(\beta_{TL}V) \quad (13)$$

또한, 시간 t에서 오프로드가설은 시간 $t-1$의 각 가설에 오프로드 가중치(κ)를 곱한 $P_{Off-Road}(t)=\kappa\cdot P_i(t-1)$로 계산한다.

2.2 가설의 결정 및 폐기

다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법의 매칭 결정은 각각의 가설 경로 중 최대임계확률(maximum threshold probability) 이상의 가설로 이루어진다. 또한 가설들은 나무(tree)형식으로 계속해서 전개되며 그 존재 확률이 최소문턱확률(minimum threshold probability)보다 작은 경우와 매칭이 결정되었을 경우에 폐기 한다.

2.3 지도 매칭에 의한 바이어스 추정 칼만 필터

다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법은 매칭이 이루어졌을 경우 GPS/DR센서의 위치 및 자세각 바이어스 추정을 위한 칼만 필터를 이용하게 된다[9,11]. 바이어스 추정을 위한 칼만 필터는 GPS 신호가 장기간 수신되지 않거나 DR의 오차누적으로 인한 GPS/DR출력의 부정확성을 해결하기 위해 적용되며, 상태 방정식은 식(14)로 표현된다.

$$\delta x(t+1)=\begin{bmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta p_x\\\delta p_y\\\delta\theta\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}w_x(t)\\w_y(t)\\w_\theta(t)\end{bmatrix} =\Phi\cdot\delta x(t)+w(t) \quad (14)$$

여기에서, δp_x와 δp_y는 위치 바이어스, 그리고, $\delta\theta$는 헤딩 바이어스, Φ는 상태천이 행렬, 그리고 Φ는 평균 0와 공분산 Q를 가지는 정규 랜덤 변수들의 백색잡음(White Noise)으로 가정한다. 측정 방정식은 식(15)와 같이 표현한다.

$$\begin{aligned}\delta Z(t)&=\tilde{Z}_{gps/dr}(t)-Z_{mm,i}(t)\\&=\begin{bmatrix}\hat{p}_x(t)-p_{mm,i}(t)\\\hat{p}_y(t)-p_{mm,i}(t)\\\hat{\theta}(t)-\theta_{mm,i}(t)\end{bmatrix}\\&=\begin{bmatrix}1&0&0\\0&1&0\\0&0&1\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta p_x(t)\\\delta p_y(t)\\\delta\theta(t)\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}v_x(t)\\v_y(t)\\v_\theta(t)\end{bmatrix}\\&=H\cdot\delta x(t)+v(t)\end{aligned} \quad (15)$$

여기에서, H는 측정행렬이며, $Z_{mm,i}$는 지도 매칭이 이루어진 경우에 결정된 가설 i를 의미한다. 또한 $v(t)$는 평균 0과 공분산 R을 가지는 정규 랜덤 변수들의 백색잡음으로 가정한다.

3. 실험 및 결과 분석

다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법의 성능을 평가하기 위하여 GPS/DR센서와 지도 매칭법의 소프트웨어가 탑재된 차량을 구성하여 표3과 같은 구간을 선별하여 주행하였다. 특히, 주행 대상 지역은 교차로 및 고층 빌딩지역과 같이 가시위성개수가 빈번히 바뀌는 지역이며, 지하도로 및 하상도로 등의 시설물 코드 적용이 용이한 지역을 선택하였다.

그림 4는 실험 지역 내에서 GPS/DR센서와 다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법의 결과를 비교한 것이다. 진한 실선은 GPS/DR센서출력을 의미하며, 연한 실선은 지도 매칭에 의한 매칭된 궤적을 의미한다. 실험결과 시설물 코드, 방향성 정보, 인결성 정보를 이용한 멤버함수 이용지역의 매칭 성능이 향상되었다. 또한 이 실험환경에서의 지도 매칭법이 형성한 가설의 개수와 매칭된 가설의 수를 그림5에서 살펴보면, 가설의 개수가 기하급수적으로 증가하지 않음을 볼 수 있다.

표3. 주행 대상 지역

Table 3. Field test area

지역구분	길이
교차로수	19개
고층 빌딩지역	8구역
4차선이상도로	24 km
2차선도로	17 km
지하 도로	5 km
시설물 지역	6 km
총 주행거리	52 km

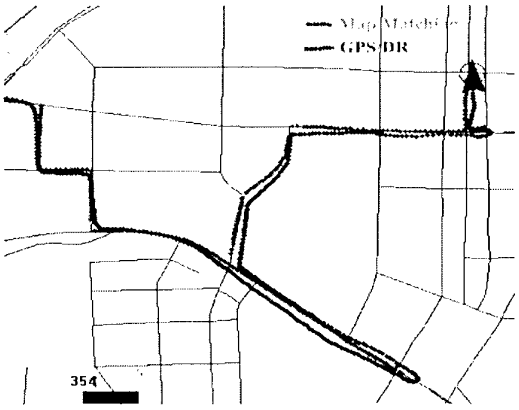


그림4. GPS/DR센서 출력과 MHT 지도 매칭법 실험 결과

Fig 4. Test result between GPS/DR and MHT Map matching

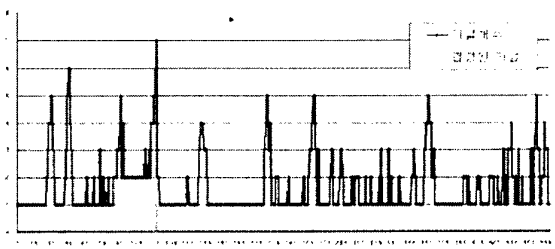


그림5. 형성된 가설과 결정된 가설개수

Fig 5. Created hypothesis and confirmed hypothesis number

그림6은 시설물 코드 멤버함수에 의한 실험 결과이다. 이 지역은 입체도로와 일반도로가 수평으로 공존하는 지역이며, GPS/DR센서에 의한 가시위성개수가 0이 아니다. 따라서, 시설물 코드가 일반도로인 가설은 멤버함수에 의해 높은 가중치가 적용되고, 나머지 가설은 가중치가 낮게 적용되어 조기에 매칭을 결정할 수 있었다.

그림 7은 방향성 멤버함수에 의한 실험 결과이다. 방향성 멤버함수에 의해 유턴이 이루어지는 지역에서 GPS/DR과 도로의 자세각차가 크고, 도로의 속성값이 일방통행인 도로가 상대적으로 낮은 가중치가 적용되어 유턴의 경우에도 정확한 매칭이 진행되었다.

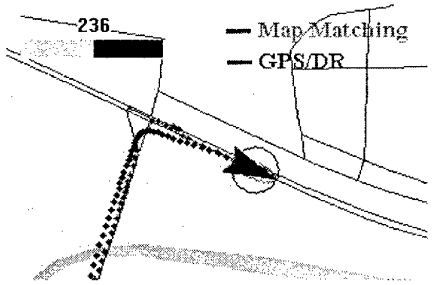


그림6. 시설물 멤버함수가 적용된 실험결과

Fig 6. Test result applied facility member function

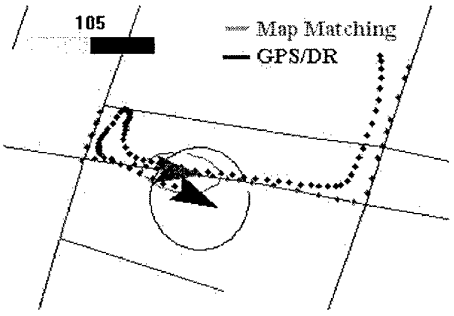


그림7. 방향성 멤버함수가 적용된 실험결과

Fig 7. Test result applied direction member function

4. 결 론

본 논문에서는 다중 가설 기법을 이용한 지도 매칭법을 제안하였다. 다중 가설 기법을 지도 매칭에 적용하기 위하여 단일 표적의 문제로 변환하여 사용하였다. 의사 측정치는 GPS/DR의 위치를 기준으로 오차 공분산 타원체와 지도 매칭 필터의 공분산에 의한 타원체 교집합, 즉 유효화 영역내의 링크를 이용하였다. 제안된 지도 매칭법은 복잡한 도로에서의 성능 향상을 위해 도로의 연결성, 방향성, 시설물 코드 등을 평가함수에 추가하여 교차로, 입체도로지역 등에서 지도 매칭의 성능을 향상시킬 수 있도록 설계하였다.

실험결과 도심의 빌딩 지역 및 입체도로 지역, 교차로 등에서 정확한 매칭이 가능하였으며, 오프로드 가설에 의해 GPS/DR 센서출력이 도로의 궤적과 일치하지 않는 경우에도 사전에 결정된 도로에서 분리되어 오프로드를 진행하는 결과를 얻을 수 있었다.

참 고 문 헌

[1] Yilin Zhao, "Vehicle Location and Navigation Systems," Artech House, Inc., Boston, 1997.

[2] FUMINORI MORISUE, Evaluation of Map-matching Techniques, *VNIS*, September, 1989.

[3] C. A. Scott, "Improved GPS positioning for motor vehicle through map matching," *Proceedings of ION*, September, 1994

[4] Zadeh, L.A, "Fuzzy Sets," *Information and Control*, Vol. 8, No. 3, 1965, pp. 338-353.

[5] S.S. Blackman, *Multiple-Target Tracking with Radar Application*, Artech House, Norwood, MA, 1986.

[6] D.B. Reid, "An algorithm for tracking multiple targets," *IEEE Trans. Automat. Cont.*, vol. AC-24, pp843-854, Dec, 1979.

[7] D.H. Shin, S.B. Son, T.K.Sung, "DOP Relationship between the TOA and the TDOA positioning", ION, June, 2000.

[8] Hirofumi Ohinishi, "Map Database Generation System for In-Vehicle Navigation System", *VNIS*, August, 1994.

[9] B.W. Parkinson, , J.J. Spilker, *Global Positioning System : Theory and Applications*, Vol. I, II, AIAA, 1996.

[10] ELLIOTT D. KAPLAN, *UNDERSTANDING GPS : PRINCIPLES AND APPLICATIONS*, 1996.

[11] G. Minkler and J. Minkler, *Theory and Application of Kalman Filtering*, Magellan.

Session 3 – DGPS

초청강연 :
우리나라의 위성측위시스템 이용기술개발 전략 ---------- 71
김종철 박사 (한국항공우주연구소 항공사업부)

초청강연 :
해양용 **DGPS** 운용과 **NDGPS** 계획 ---------- 86
박재현 항로표지담당관 (해양수산부 안전관리실)

이동통신망에서의 **IS-801**을 이용한 **IDGPS** 구현 ----------119
현문필*, 김현수*, 지규인*, 이영재** (*건국대 전자공학과, **건국대 항공우주공학과)

무선 인터넷에 기반한 실시간 **DGPS** 성능평가 ----------123
최선정*, 김정한*, 박성민*, 김도윤*, 윤영선*, 조영수*, 최태호**, 기창돈*
(*서울대 기계항공공학부, **중앙대 컴퓨터공학과)

근거리 오차보정시스템**(LAAS)** - 지상서브시스템의 위치정확성 분석 ----------127
심요한*, 송복섭*, 이상종*, 유창선*, 김종철*, 정진호**, 박용희**
(*한국항공우주연구소, **㈜하이컴 정보통신)

GPS를 이용한 선박자동운항제어시스템 설계에 대한 연구 ----------135
곽문규*, 서상현** (*동국대 기계공학과, **한국해양연구소 선박해양공학분소)

KARI

우리나라의 위성측위시스템 이용기술개발 전략



한국항공우주연구소

김 종 철

2000. 12. 1(금), The 7th GNSS Workshop

KARI

목 차

1. 연구개요
- O 연구배경
- O 연구 목표 및 내용
- O 추진체계 및 일정

2. 분야별 활용현황 및 미래수요

3. 개발 시나리오
- O 시나리오 논의의 고려사항
- O 설정시나리오

4. 시나리오에 따른 주요개발과제

5. 우리나라의 개발전략
- O 기본방향 및 목표
- O 기본육성전략

6. 결 론
- O 업무분담체계
- O 연구개발과제(안) 도출

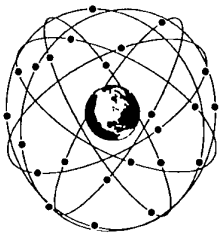
1. 연구개요 - 연구배경

KARI

연구 배경

위성측위시스템 등장 (GPS/GLONASS)

- 1995년 민간이용 개방 - 3차원 위치(30m오차)
- 정밀시각측정(140ns)



국제기술표준 진행 및 의무화계획

- 항공분야
  (1991 ICAO는 재래관성 항법(INS,LORAN,ILS)을 위성항법으로 2010년까지 전환의결)
- 해상분야
  (1997. IMO는 2009년까지 Future GNSS 구축완료 시행 결의)

위성측위 활용기술 및 시장 확대

- 다양한 활용분야
  (육해공 항법, 측지/측량, 시각동기,기상)
- 잠재적 시장규모
  (육상항법 -120억$, 항공항법 - 40억$, 해양항법 - 30억$, 과학 및 측량 - 20억$, 시각동기 - 20억$)
- 각국에서 개발추진
  (유럽은 유럽통합 공동연구 3대개발과제의 하나로 채택)

- 육상분야
  (미국은 2001년부터 E911서비스 실시)

1. 연구개요 - 연구배경(계속)

KARI

■ 각국의 개발전략 협의체

❍ 미국
- 미국은 국방성/운수성 공동계획수립체계에서 **범정부 위원회(IGEB)** 구성
- 전파항법관련의 연구/개발/시험/실행/중지/이용등에 관한 업무조정을 하고 있음.
- 국무성, 총무인사처, 상무성, 내무성, 농업성, NASA, 국방성(공동 의장), 운수성(공동의장) 참여

❍ 일본
- 일본은 10개 정부부처로 이루어진 **위성측위시스템 민생이용 관계성청 연락회** 구성
- 민생이용보급촉진을 위한 정부정책을 종합조정
- 우주개발위원회의 **위성측위 기술분과회** 에서 연구개발에 대한 종합조정과 함께 국가차원의 개발방침을 제시하고 있음

■ 국내 위성측위시스템 이용기술의 국가적인 개발전략 필요
- 위성측위기술 개발시나리오 설정 및 분석을 통하여
- 우리나라의 추진방향 및 국가적 목표수립
- 업무분담 체계, 중점개발과제 도출

1. 연구개요 - 연구목표 및 내용

KARI

연구목표 및 내용

❍ 연구수탁기관 : 과학기술부

❍ 연구 목표

- 위성측위기술에 대한 이용사례, 핵심기술의 분석 및 시장성 조사를 통한 국가 중장기 개발전략 수립

❍ 연구 내용

- 국·내외 위성측위시스템 이용현황 및 구축 사례 조사
- 위성측위 관련 핵심기술 조사
- 위성측위 중점기술육성분야 도출
- 국가 중장기 위성측위기술 개발 목표 및 전략 수립

❍ 연구결과 활용

- GNSS관련 핵심기술 개발계획 수립의 기본자료로 활용
- 각 해당 정부부처의 개별적인 정책수립 및 범부처적 국가계획수립의 기초자료로 활용

2. 위성측위시스템 이용현황 및 미래수요(계속)

KARI

이용현황 및 미래수요

❍ 시각동기

- 셀룰러 이동 통신망의 전송 타이밍 (< 1 us), 국가간 시각비교 및 동기(< 50 ns), 디지털 통신망, 컴퓨터 통신망, 전자상거래 , 전력 시스템의 수요

❍ 측지/측량

- GPS 상시관측소(44개소), 토목측량, 지도 및 GIS, 지각운동 모니터링, 수로학, 사진촬영, 원거리 측정

❍ 육상항법

- M-commerce : CNS, AVL, 열차운행 안내정보, 열차운행 제어
- L-commerce : E-911, 레저, 스포츠, mobile yellow pages, personal tracking

❍ 해상항법

- 해상항법 (어선, 상선, 여객선, 레져 Boat, 군함), 해상측량 및 조사 (준설선, 해양조사선, 표지 관리선, 석유 탐사선), 종합 항법장치(VTS, AIS, GMDSS, ECDIS)

❍ 상층대기

- GPS를 이용한 대류권 수증기량 산출, GPS를 이용한 전리층 모니터링

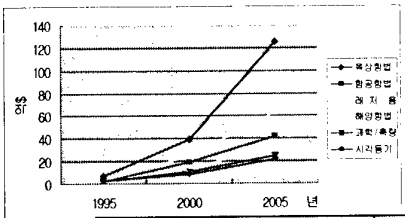
❍ GPS 수신기

- GPS + Wireless 기술, Low Power & Small Size기술

2. 위성측위시스템 이용현황 및 미래수요(계속)

KARI

○ 위성측위시스템의 세계수요 예측 (미국 NAPA 자료(1995.3))



구 분	1995년		2000년		2005년	
	매출액 (10억불)	점유율 (%)	매출액 (10억불)	점유율 (%)	매출액 (10억불)	점유율 (%)
육 상 항 법	0.729	32.1	3.974	34.2	12.55	40.4
항 공 항 법	0.269	11.8	1.947	16.7	4.194	13.5
레 저 용	0.351	15.4	2.446	21.0	6.309	20.3
해 양 항 법	0.341	15.0	1.311	11.3	3.357	10.8
과학 및 측량	0.307	13.5	1.108	9.5	2.455	7.9
시각동기 및 추출	0.275	12.1	0.847	7.3	2.171	7.0
총 계	2.272	100	11.633	100	31.036	100

2. 위성측위시스템 이용현황 및 미래수요(계속)

KARI

○ 위성항법시스템의 분야별 이용현황 분석

- 위성항법 이용 시장의 거대한 성장 가능성
  - 국가적으로 기술적, 정책적 개발전략 필요
  - 이용의 편의성 추구, 산업체의 제품화, 국가 경쟁력 강화
- GPS가 위성항법시스템의 중심역할 지속
- 위성측위시스템 이용체계의 문제점
  - S/A가 해제되었지만 언제 다시 재사용될지 불확실 (미국에 의존)
  - GPS 신호의 수신불능 지역 (실내, 고층빌딩 지역, 산림지역) 존재

3. 개발시나리오 - 시나리오 논의의 고려사항

KARI

○ 시나리오 논의의 고려사항

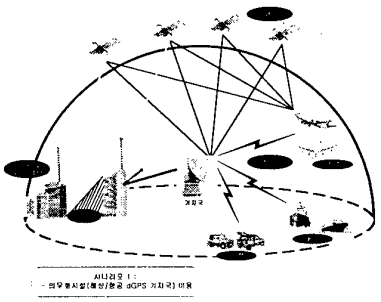
- **위성측위기술의 이용증대**
  - 미국의 GPS무상이용 보장가능성, GPS의 현대화(L5, L2+Code), S/A Off
  - 유럽의 GALILEO 프로그램 추진
  - 21세기의 위성측위와 이동통신의 결합기술의 중요성
  - GPS를 비롯한 위성측위 기술은 앞으로 무한한 발전가능성과 생활에 지대한 영향을 줄 것 (잠재적 시장)
- **위성측위시스템의 불확실성**
  - 미국정부가 GPS 무료제공 및 S/A Off 정책의 유지 여부
  - 유럽의 GALILEO가 GPS와 양대체제 유지 여부
- **다양한 이용을 통한 편익성, 기술개발, 산업경쟁력 확보 관점**
  - 위성측위 기술의 선두국가와 대등한 투자 및 방안도입은 무리
  - 후진국 형의 단순이용 전략 지양
  - 다양한 관점에서 시나리오 설정

3. 개발시나리오 - 시나리오 1

KARI

○ 시나리오 1

- 설정목표
  - **순수한 이용자 입장에서** 최선을 다함
- 추진전략
  - **국제적 의무화 분야** : 항공 및 해상분야의 DGPS 보정기지국 설치/운영
  - 의무화분야는 아니더라도 기존의 기술에 비하여 GPS를 이용함으로써 시간적, 경제적 효과가 월등한 분야(육상항법, 시각동기, 측지, 측량, 지진변위 관측)에서 **기존기술보완 및 대체**
- 기술개발과제
  - GPS관측망 구축 및 활용
  - 차세대 GPS 수신기 개발
  - 위성 및 발사체 탑재용 GPS수신기 개발

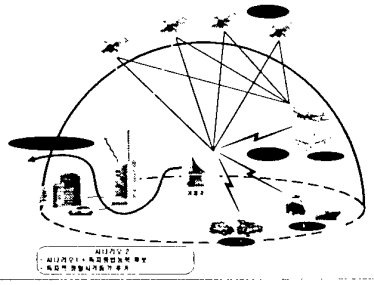


3. 개발시나리오 - 시나리오 2

KARI

❍ 시나리오 2

- 설정목표
  - **GNSS이용자 입장을 유지**하면서 지상파 이용 **독자적인 항법체계 (대체항법)** 구축
- 추진전략
  - **GPS의 미국정부의 단독운영에 따른 대응전략 차원**
  - 시나리오 1의 GNSS(GPS, GLONASS) 순수한 이용자 입장 유지
  - 국가적 위급상황이나 유사시 **독자적 항법체계 확보** (GPS의 백업기능)
- 기술개발과제
  - 지상파(중파, 휴대폰) 이용 정밀시각동기 송수신기술
  - LORAN이용 DGPS 송수신 기술



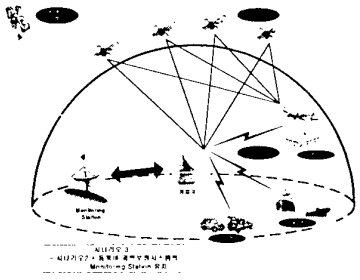
우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

3. 개발시나리오 - 시나리오 3

KARI

❍ 시나리오3

- 설정목표
  - 외국 GNSS에 의존하는 입장이더라도 **보다 적극적인 자세에서 이용**
- 추진전략
  - 단순이용자 입장에서 GNSS 보유국가와 유사한 지위획득 추구
  - 시나리오 2 + 외국 GNSS 감시국 또는 부관제국 기능 유치
- 기술개발과제
  - MSAS감시국, EGNOS감시국, GALILEO감시국/궤도조정국 유치, 운영
  - 전리층 모델연구
  - 위성정밀궤적 결정기술



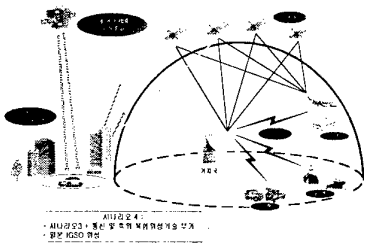
우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

3. 개발시나리오 - 시나리오 4, 5

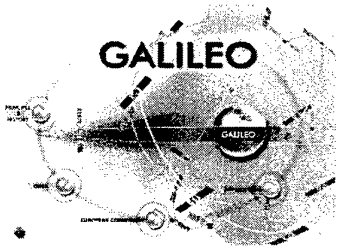
KARI

○ 시나리오 4

- 설정목표
  - 지역적인 독자적인 위성항법기능 구축
- 추진전략
  - 비항법위성(통신, 관측용) 또는 지구정지 경사궤도위성 에 측위기능부가
- 개발과제
  - 국내개발위성에 항법기능탑재
  - IGSO위성기술 국제공동연구



시나리오 4 :
- 시나리오3 + 통신 및 측위 복합위성개발 추가
- 일본 IGSO 참여



시나리오 5 :
- 시나리오3 + 국제 위성항법체계 공동개발 참여
- Galileo Program

○ 시나리오 5

o 설정목표
- 세계적 위성측위프로그램 참여

o 추진전략
- GALILEO 프로그램 참여

o 개발과제
- GALILEO 국제협력사업

3. 개발시나리오 - 시나리오 요약

KARI

○ 개발시나리오 비교 요약

설정시나리오		장 점	단 점	도출과제	검토결과
시나리오 1	독자적 대응체계를 고려치 않고 단순한 이용자 입장에서 최선을 다함	투자비용이 적고 현실적임	기술적, 결제적 파급효과의 한계가 있음, GPS에 의존	• GNSS 관측자료 공유망 구축 및 활용기술 • GNSS 수신기응용기술개발 - 측량용 GPS 수신기 개발 - 항공DGPS보정기지국 장비	
시나리오 2	순수한 GNSS이용자 입장을 유지하면서 보완하는 독자적인 대응항법체계 구축	투자부담 적음, 독자항법 가능	신규 기술에 대한 검증요구	• 지상파이용 정밀시각동기기술(송/수신) - MSK 이용시각동기/LOPAN 이용 • DGNSS 송수신기술 - 원자시계급 정밀시각동기 기술 - GPS/GALILEO/시각 복합수신기술	
시나리오 3	외국GNSS에 의존하더라도 좀 더 적극적인 자세를 취함	공급자 차원의 효과를 얻을 수 있음	투자비용 증대, GPS에 의존	• NSAS감시국, EGNOS감시국, GALILEO감시국/궤도조정국 유치 및 운영 • 전리층 모델링 연구 • 위성정밀궤적결정기술	1
시나리오 4	지구정지경사궤도 위성기술 개발	독자항법 가능	투자비용 증대, 장기적인 계획요구	• IGSO 위성기술 국제공동연구 - 기초연구,기본연구,실험연구,실용연구협력, 독자개발	
시나리오 5	세계 위성측위프로그램 참여	공급자 차원 활동	공급주체와 협상요구	• GALILEO 국제협력사업 - Integrity 보장서비스 참여 - 국제표준화 작업 및 수신기 응용시스템개발 - 측위위성 협력개발	2

4. 시나리오에 따른 주요개발기술

KARI

위성측위보정시스템 국가 공유망 구축 및 활용기술

O 국내 DGPS 기준국 현황

업무성격	기관	근거 법	업 무	시설현황/계획
국제적 의무화	건교부 항공국	항공법 75조	항공기계기착륙	2010년까지 주요공항 근거리오차보정시스템설치(10개로 추정)
	해양수산부 안전관리관	항로표지법 3조	선박 안전항해	DGPS 해상위성항법기지국 11개 (2000년)

O 국내 상시관측소 현황

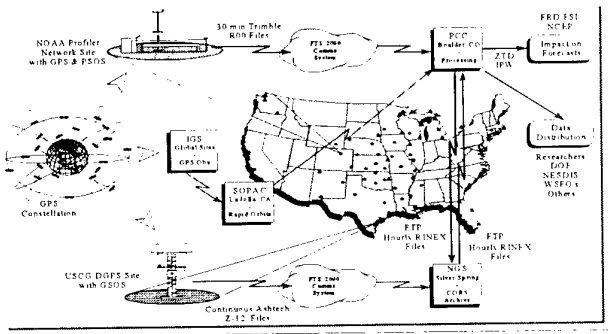
업무성격	기관	근거 법	업 무	시설현황/계획
국가기본 업무	건교부 국립지리원	측량법 6조	국가기준좌표계및 기본측량	GPS 상시관측소11개 설치(1999년)
	행정자치부 지적과	지적법 30조	지적측량	GPS 상시 관측소 32개 설치(1999년)
	해양수산부 안전관리관	항로표지법 3조	기준국 운영	DGPS 해상위성항법감시국 11개 (2000년)
업무효율 제고	기상청	기상업무법 3조	일기예보 및 기상연구	자체관측소는 운영치 않고 타 기관의 자료를 활용할 계획
연구수행	한국천문 연구원		위치천문연구	GPS 상시관측소 6개 (99년)
	한국자원 연구소		지구과학 연구, 활성단층 규명연구	GPS 상시관측소 3개(99년) 경주, 포항, 양산
	표준연구원		대한민국표준시 유지 보급 및 세계협정시 생성에 기여.	원자시계와 비교를 위한 GPS상시관측(대전)

4. 시나리오에 따른 주요개발기술 - 국가공유망 구축 및 활용

KARI

O 미국의 사례

- GPS관측소 설치에 대한 의견조정기구(IGEB, CSGIC)가 있음에도 불구, 각 연구기관에서 개별적으로 설치
- 1994년 DOT보고서 (NDGPS 타당성/방안 연구)
- 1996년 GPS 내트웍 공유방안에 대한 워크샵 (NRC) 개최
  - 활용분야가 다르더라도 계측장비, 처리기술의 동일성 확인
  - 네트웍 공유의 최적화를 위한 협의 창구마련



4. 개발시나리오에 따른 주요개발기술 - 차세대 GPS수신기 개발

KARI

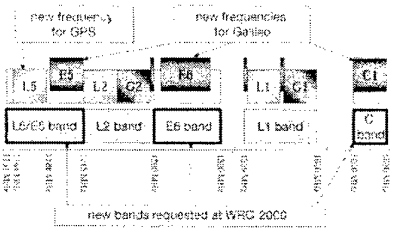
차세대 GPS수신기 개발

❍ 배경

- 미국의 GPS현대화
  - 2003년 Block-IIF GPS에서 L2(1227.6Mhz)에 C/A정보 전송 (L2 민간이용)
  - 2005년 Block-IIF GPS에서 L5 (1176.45Mhz) 신호전송(항공항법 안전성보강)
- 유럽의 GALILEO 프로그램
  - 2000년 5,6월 WRC-2000에서 GALILEO용 주파수 할당
  - 2000년 12월까지 개념설계 추진, 2007년 Full Service
- 국내 우주기술 개발
  - 통신위성, 아리랑위성,과학위성
  - 위성발사체

❍ 차세대 GPS수신기

- L1/L2, L5, Galileo 수신기
- MSAS, WAAS 수신기
- 위성, 발사체 탑재용 수신기



4. 시나리오에 따른 주요개발기술 - 지상파 정밀시각동기

KARI

지상파이용 정밀시각동기 기술(대체항법)

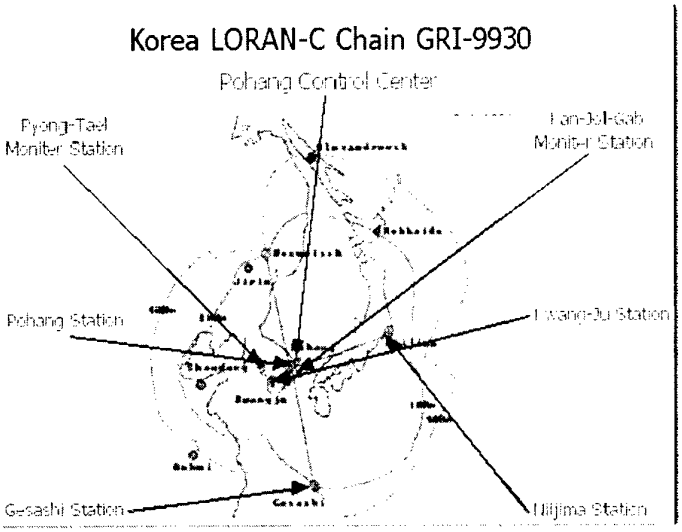
❍ 배 경

- GPS이용국가들의 고민
  - GPS 이용 및 시장성장 예상 -> GPS이용 기술 개발
  - GPS의 미국 단독운영 -> 측위 및 항법의 Back-up 기능구축
- 미국의 GPS Back-Up정책
  - '80년-'97년 GPS를 항공항법에서 유일항법(sole means) 으로 이용주장
  - '98년 ICAO회의부터 유일항법에서 주항법(primary means)개념으로 선회
  - 2000년부터 폐지 계획이던 LORAN의 계속적인 운영(**GPS/DGPS-beacon/ LORAN 결합수신기 개발** 추진)
- 러시아
  - 2000년 10월에 Planning for Global Radio- navigation (Integration of Satellite and Terrestrial Systems, including Eurofix) **MOSCOW 2000**을 계획
  - **EuroFix**를 사용하여 러시아 전역에 대한 서비스를 고려
- 유럽의 지상파를 이용한 GPS보완항법
  - 1990년대초부터 LORAN신호에 별도의 DGPS, DGLONASS신호를 전송할 수 있는 **EuroFix** 개발 추진

4. 시나리오에 따른 주요개발기술 - 지상파 정밀시각동기

KARI

○ 우리나라 **LORAN-C** 운영현황



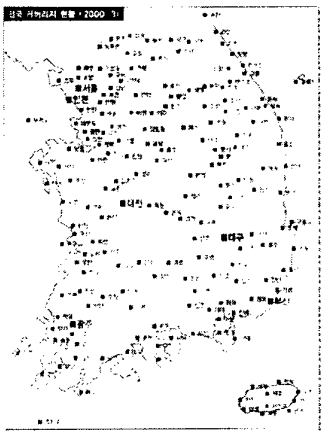
우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

4. 시나리오에 따른 주요개발기술 - 지상파 정밀시각동기

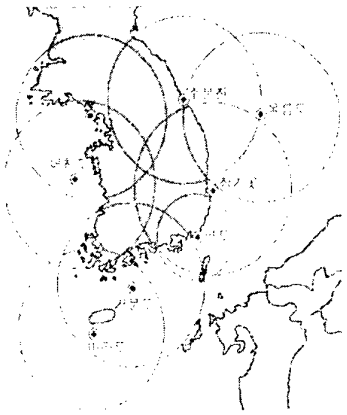
KARI

○ 국내 **PCS**망 및 중파 운영현황

PCS망 서비스지역



해상DGPS 서비스 지역



우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

4. 시나리오에 따른 주요개발기술 - 지상파 정밀시각동기

KARI

○ 지상파 이용

- LORAN-C
  - 육해상 항법 수단, 펄스사용, 4 개 송신국 필요, 100Khz 저주파 사용
  - GPS back-up 기능으로 관심 (미국 80,000 여대 항공기 장착 , 유럽의 EuroFix)
  - 포항에 주국(9930 East Asia), 광주, 게사시(일본), 우스리스크(러시아) 종국
  - 남북한, 사할린, 만주, 일본 오키나와 서비스 가능 (2,200Km)
- 중파 DGPS
  - 국제의무화(IMO) 추진 에 따른 시설설치
  - 11개 dGPS 기준국(Reference Station) 및 무인 감시국 구축중
  - DGPS 보정방송 : MSK방식, RTCM 104, 285~325KHz, 200 bps,300~500W

○ 중파 이용한 GPS 대체항법

- 기술개요
  - 국제표준주파수 및 프로토콜(RTCM-104)에 독자시각정보 부가, GPS의 정밀성, 무결성을 높이는 한편 시각정보 이용, **GPS전파도달 불능지역의 독립적인 항법/측위실현**
- 기술적 특징
  - 시각정보 송/수신 기능 구현요구, GPS 이용 및 독립적인 항법가능
  - GPS신호가 도달되지않는 지역 서비스 가능(옥내, 빌딩지역, 산림지역)

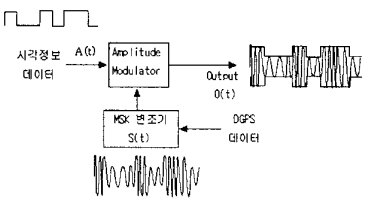
4. 개발시나리오에 따른 주요개발기술- 지상파 정밀시각동기

KARI

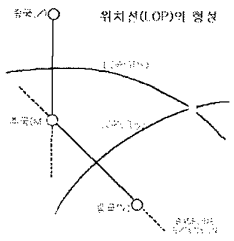
○ 대체항법 신호의 구성

- MSK : DGPS 보정정보 (RTCM-104)
- ASK : 시각정보 (대체항법)

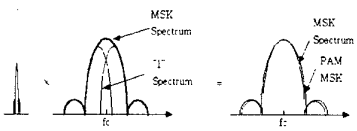
< 송신부 >



<시각정보를 이용한 측위>



< 신호 스펙트럼 >



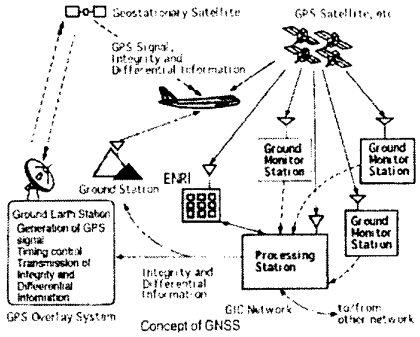
4. 개발시나리오에 따른 주요개발기술 - 항법측위위성 감시국

KARI

항법측위위성 감시국/케도조정국

❍ 배경
- GPS 국내이용의 신뢰성 향상
  - 미국의 S/A Off 이후, GPS의 무결성(Integrity) 감시를 위한 DGPS의 중요성
- 일본의 MSAS, 유럽의 GALILEO의 경우 동아시아 지역 감시국 필요

❍ 감시국/케도 조정국 유치 효과
- GPS무결성 감시정보 공유
- 사용자로서 공급자 역할 일부담당



Concept of GNSS

우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

4. 개발시나리오에 따른 주요개발기술 - GALILEO국제협력

KARI

GALILEO 국제협력사업

❍ 배경
- GPS 대응으로 유럽의 GALILEO 프로그램 추진
- 우리의 경우 이용자 입장으로서 공급자그룹 참여의 유일한 기회

❍ 추진현황
- GALILEO 주파수
  - WRC-2000회의(2000.5-6)에서 위성측위용 111Mhz 주파수대역 추가배정 87Mhz (GALILEO),24MHz(GPS L5) -> GALILEO 주파수 기저대역 : 102Mhz(87Mhz + 15Mhz)
- 국제협력 추진
  - 전세계적인 국제협력 프로그램 (초기에 유럽 주도, 제3국 참여가능)
  - 현 참여국 : 미국/러시아, 스위스/노르웨이, 캐나다, 이스라엘
  - 캐나다는 CSA에서 300만 캐나다$ 참여 협정 체결(2000년 3월)
  - 그외 참여의사국 : 캐나다, 스위스, 이스라엘, 노르웨이, 남아공, 아일랜드, 인도, 호주, 일본, 동구유럽국가들, 터어키, 러시아연방국들, 멕시코, 중국, 아세안 국가들

❍ 우리나라의 위치
- 현재 참여국가 성격
  ; GNSS보유국/NATO 국가/ EGNOS 참여국/ ESA 참여국/유럽공동연구 참여국
- 우리나라는 EU 입장에서 보아 우선순위가 가장 떨어지는 등급군 GALILEO 프로그램 중 극히 일부분에 참여하고자 하여도 상당한 노력 경주 요구됨

우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

5. 우리나라의 개발전략 - 기본방향 및 목표

KARI

기본방향 및 목표

기본 방향

- □ 위성측위 개발 및 이용 간의 밀접한 연계 하에 추진
- □ 우리 여건에 맞는 시나리오를 선택하고 환경변화에 대응해 신축적으로 운영하여 최단 시일 내 세계 일류 수준 달성 도모
- □ 국제협력에 의한 선진기술의 조기습득 추진
- □ 체계적이고 전분야를 망라한 종합적인 계획하에 체계적으로 위성측위산업 육성

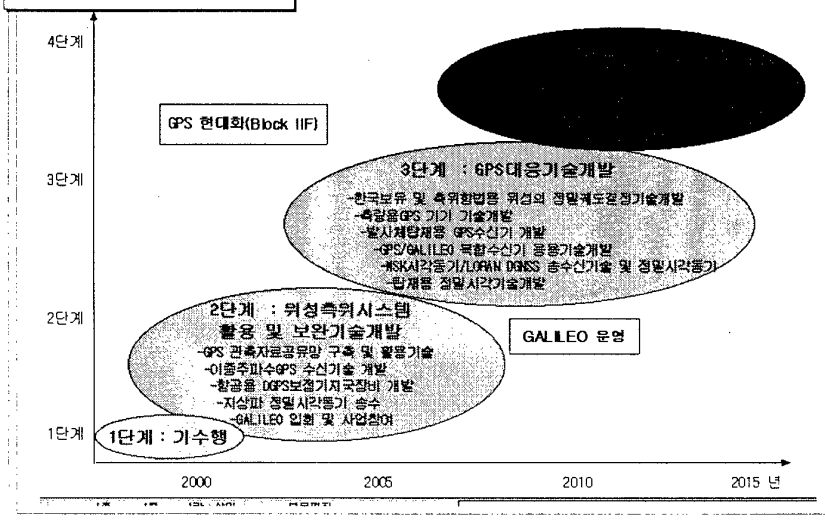
위성측위 기술·산업 육성 기본목표

- □ 최신기술 동향을 반영한 GPS 기술 개발 및 이용 활성화를 통해 국가 GPS 사업을 강화하고 산업의 전반적인 육성 도모
  - -기반 기술 개발에 대한 집중 투자를 통해 공유 및 상호 연계가 가능한 응용 기술을 발전
  - -GPS개발 및 활용과 관련된 제도를 정비하여 GPS개발과 활용의 촉진 및 지원
- □ 국민 개개인의 삶의 편익을 향상하고 국가경쟁력을 강화하기 위한 GPS 활용의 저변 확대
- □ 세계 기술 동향 파악, 참여 및 국제공동개발사업을 위한 위성측위 기술 국제협력 강화

5. 우리나라의 개발전략 - 단계별 육성

KARI

단계별 육성 전략



5. 우리나라의 개발전략 - 업무분담체계

KARI

업무분담체계

정부부처	소관 법정부 협의체	소관 국가 계획	주요 해당 부서	관련 업무	유관 법령
국무조정실			0 경제 조정관	0 위성측위시스템 연구/개발/운영/이용의 종합조정 0 합리적인 국가연구개발, 운영, 이용체계확립 0 소관 위성측위기술관련 연구기관 지도·감독 -항공우주(연),전자통신(연),천문연구원,자원(연) 등	0 국무조정실 직제 0 정부출연연구기관등의설립운영 및 육성
건설교통부	국가지리정보체계추진위원회 교통정책위원회 교통안전정책심의회		국립지리원	0 위성측위기술을 이용한 측량기술의 개발, 작업규정, 제도수립 0 위성측위기술을 이용한 측량기기 개발 및 성능검사 0 기본측량 실시 및 공공측량관리 및 측량표관리 -국가기준좌표계 재정립, IGS관련활동	0 측량법 0 국가지리정보체계구축 및 활용
			수송정책실	0 위성측위기술이용 국가지리정보체계수립 0 위성측위기술이용 지능형교통체계구축(기술표준 및 차량, 신호연계체제 등) 0 교통안전종합대책 및 구조체제정비(위성측위이용)	0 교통체계 효율화법 0 교통안전법
			항공국	0 위성측위기술이용 항공관제, 항행안전시설구축/관리, 항공기및재장비형식승인, 항행정보 0 ICAO 국제기구 활동, 동향분석 및 전략적 제휴	0 항공법
행정자치부			0 지방재정세제국	0 위성측위기술 이용 지적측량기술의 연구개발 0 위성측위기술을 이용한 지적측량, 지적측량점 관리	0 지적법
			0 민방위 재난통제본부	0 측위기술이용 재난정보/대응체계구축	

우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

5. 우리나라의 개발전략 - 업무분담체계

KARI

정부부처	소관 법정부 협의체	소관 국가 계획	주요 해당 부서	관련 업무	유관 법령
국방부				0 민간부문의 위성측위 관련 기술, 인프라의 적극활용 (측량, 육 해 공항법, 통신 등) 0 군용 위성측위 및 독자기술 개발 및 민·군겸용 관련지원	
해양수산부			0 안전관리관 0 국립해양조사원	0 위성측위기술이용 선박의 안전항해 체계전환 -해양측량,항행보조시설, 수로도서지, 해도,항행통보 등 0 항행시설(DGPS,AIS) 연구, 개발, 운영 0 항행시설의 효율적 이용촉진 -육상 및 비상업용항공 분야활용성제고 -음영지역에서의 측위를 위한 독자시각부가 0 IMO, IALA 국제기구 활동, 동향분석 및 전략적 제휴	0 수로업무법 0 해상교통 안전법 0 항만법 0 항로표지법
정보통신부	0 정보화 추진 위원회	0 정보통신 기술개발 5개년 계획 0 전파진흥 기본계획	0 정보화 기획실 0 전파방송 관리국	0 위성측위시스템관련 정보의 체계화, 표준화, 공동활용을 위한 기술지원(초고속국가망 및 무선데이타망 등) -한국형 NDGPS 개발지원 -측위보정시스템 국가공유망 최적화 및 활용지원 0 전파환경관리 및 초고속 무선데이타 기술개발 0 ITU, IMO등 국제기구활동, 동향분석 및 전략적 제휴 0 GALILEO, GPS, MSAS 협력사업지원 0 위성항법능력구축 0 위성측위응용서비스 활성화 지원 및 민간이용 종합정책 조정	0 전파법 0 정보화촉진 기본법
산업자원부	0 항공우주산업개발정책심의회	0 항공우주산업개발 기본계획	0 산업기술국 0 자본재산업국	0 부품산업 육성 -GPS 응용/파생제품 개발 및 생산 0 항공우주산업재장비개발 및 성능품질검사	0 항공우주산업개발촉진법

우리나라의 위성측위시스템 이용기술 개발전략

5. 우리나라의 개발전략 - 업무분담체계

KARI

정부부처	소관 범정부 협의체	소관 국가 계획	주요 해당 부서	관련 업무	유관 법령
과학기술부	○ 국가과학기술위원회 ○ 종합과학기술심의회	○ 우주개발 중장기계획 ○ 과학기술혁신 5개년 계획 ○ 과학기술진흥종합계획	○ 연구개발국 ○ 과학기술협력국 ○ 기상청	○ 위성측위 핵심기술 개발 -RTK개발, 이삼중주파수신기술개발 ○ 위성측위이용을 위한 기초기술개발 -한반도전리층· 중력장모델링· 위성정밀궤도결정기법 ○ 위성측위 원천/대응기술개발(시각동기 및 측위기술) ○ 국제과학기술협력 ※유럽의 Galileo, 일본의 ISGO에 국제협력추진 - 국제표준 대응 체계확보 ○ GNSS 응용기술(과학적 차원) 개발 - 위성측위기술을 이용한 일기예보 및 기상, 지진연구 ○ 위성측위기술 이용 우주개발	○ 과학기술진흥법 ○ 과학기술혁신특별법 ○ 기상업무법

6. 결 론 - 연구개발과제(안)

KARI

과제분류 \ 단계		GSP 활용 및 보완기술개발	GPS 대응기술개발	GNSS 응용기술개발
		1 단계	2 단계	3 단계
Ⅰ. GPS 관측자료 공유망 구축 및 활용	GPS 관측자료 공유망 구축 및 활용 기술개발 (정통부)	-자료활용기술(지각변위,항법,측량) -종합 Integrity Monitoring (MSAS, EGNOS) -전리층 모델링연구	-GPS 관측자료의 응용기술 연구 (일기예보, 기상관측등) -위성정밀궤도결정	- 응용발전 (새로운 응용분야)
	전국토 DGPS 구축 (해수부)	-해상 DGPS의 육상활용 -육 해상 실시간 항법 -DGPS수신기 개발	-활용기술 개발 (육해상 실시간 항법)	
	위성정밀 궤도결정기술 개발 (과기부)		-궤도정밀도 향상연구 -위성 모니터링 (MSAS, ENNOS)	- 응용기술 개발 (국내개발 위성)
Ⅱ. GPS 보완/대응 지상 기술개발	지상파이용 정밀시각동기 기술 개발 (과기부)	-중파 MSK 송/수신기술 개발 -MSK이용 시각동기 송수신기 기술 개발	-LORAN/MSK복합시각동기 DGNSS기술개발 -원자시계급 정밀시각동기기술개발	
	DGPS 이용 정밀시각동기 기술개발 (해수부)		-DGPS 및 시각정보 복합송수신기술 개발 -GPS보완 실시간 항법기술 개발	-응용기술 개발 (육상, 해상 항법)
Ⅲ. 위성측위 수신 응용 기술개발	GPS/GALILEO/시각 복합 수신기 응용기술개발 (산업체)	-GPS 3중주파수 수신기 개발 (L1/L2/L5)	-초정밀용 GPS/GALILEO 수신기 개발	-고속도로 자동항법 기술개발
	GALILEO 수신기술 개발 (산업체)		-GALILEO 수신기 기술개발	-GPS/GALILEO/지상파 복합응용 수신기 개발
	위성측위 응용기술 개발 (산업체)	-위성탑재용 수신기 개발 -항공용 DGPS기술	-탐사채용 수신기개발 -정밀자동항법장비 개발	-성능개선 및 응용 (국내위성 및 발사체)
Ⅳ. GPS 보완/독자 우주기술개발(국제협력)	GALILEO 국제협력 사업 (정통부,과기부,해수부)	-GALILEO 사업입회 및 부분적 사업 참여 -IGSO 통신측위 복합위성 기초연구	-위성탑재용 정밀시각기술 개발 -IGSO 통신측위 복합위성 기본/심화 연구	-위성측위용 위성개발에 선진국과 동일한입장에서 협력사업전개

해양용 DGPS 운용과 NDGPS 계획

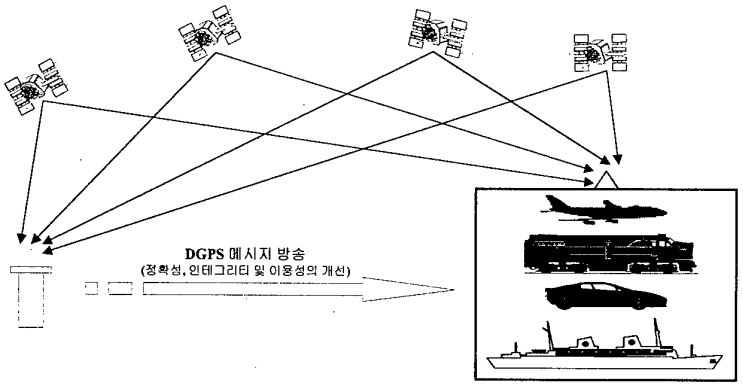
The 7th GNSS Workshop
Dec 1, 12

Park Jae-Hyeon
Director, Aids to Navigation Division
Ministry of Maritime Affairs and Fisheries

목 차

- 해양용 DGPS 설치 및 이용
- SA 제거 후 DGPS 필요성
- NDGPS 설치 및 해양수산부 DGPS 정책
- Loran-C 운용
- Eurofix 정책
- 전파항법시스템 해상 측정
- 해양용DGPS 공동 이용

Differential GPS(DGPS)



DGPS 기준국
1. 정밀한 좌표를 가진 기지점에 기준국을 설치
2. GPS 신호를 수신
3. GPS 오차를 계산
4. DGPS 메시지를 방송

DGPS 사용자
1. GPS 신호를 수신
2. DGPS 메시지를 수신
3. GPS 정보를 보정
4. 정확한 위치정보의 취득 및 GPS서비스의 현황을 파악

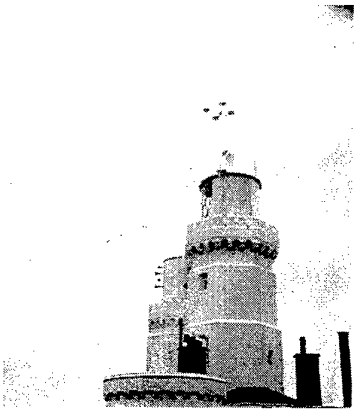
DGNSS의 설치 배경

■ 법적 근거

• 항로표지법제2조, 규칙 제2조

■ 국제권고

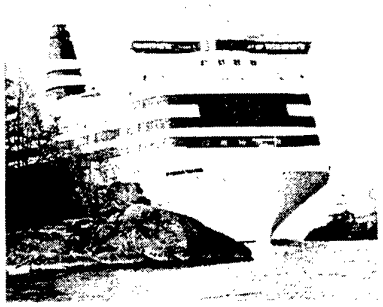
• ITU DGPS 기준권고
• IALA RDF이용 DGPS권고
• IMO Resolution A.815(19)
• IMO Resolution A.860(20)



DGNSS의 이용

■ 목 적

• 선박에 정확한 위치정보 제공으로
  안전운항 및 운항능률 증진



■ 이용분야

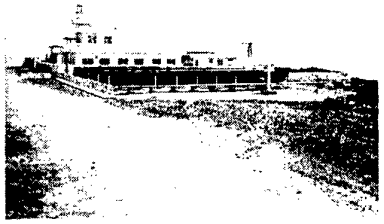
• 협수로등 제한해역 운항 선박
• ECDIS, AIS, 수로측량
• 어로작업, 어장구역 경계
• MTS (Marine Transportation System)

DGNSS 구축 현황

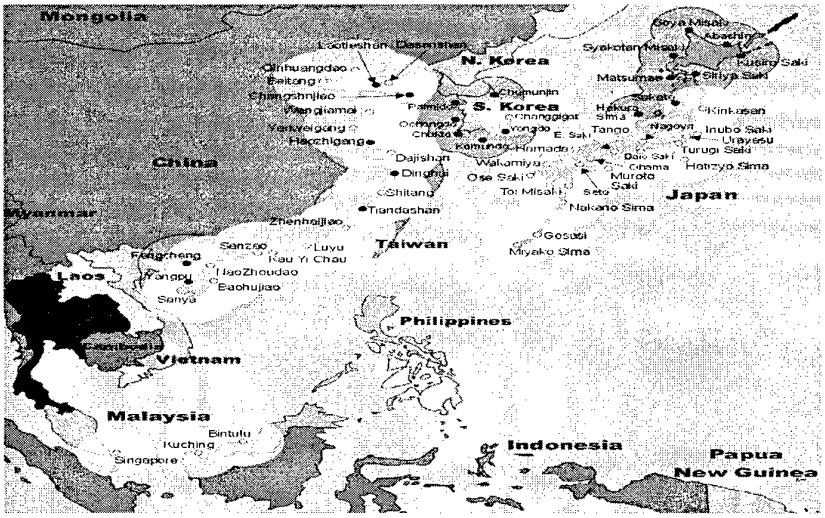
■ 사업시행

▶ '98 - 2000총 77억원 투자

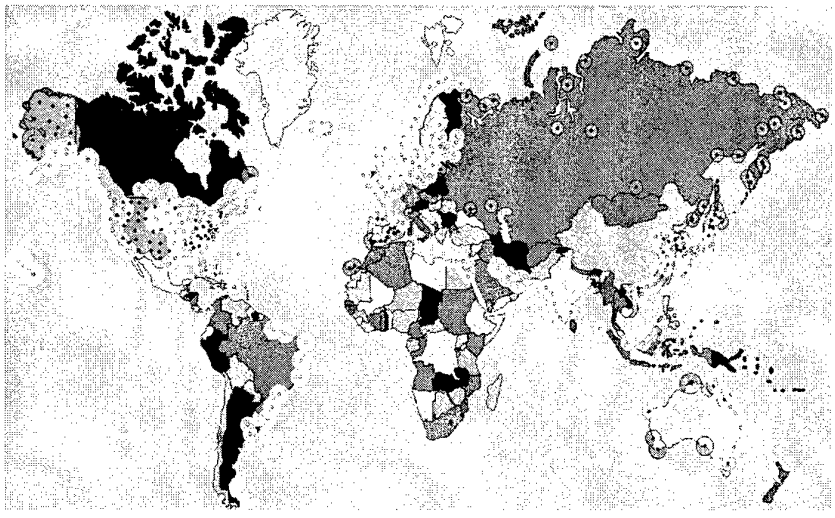
• Controll Center (대전, 1개소)
• Reference Station (8개소)
♣ 팔미도, 어청도, 마라도, 거문도
  영도, 주문진, 장기곶,울릉도
• Monitoring Station (8개소)
※ 세계 30개국 이상에서 설치



동아시아 DGPS 현황



세계 DGPS 현황



DGNSS 증설 계획

■ Dual Coverage 구성을 위한 기준국 설치

• 소흑산도에 기준국 1국 추가 설치

• 한중 어업협정에 따른 조업 경계 분쟁 방지

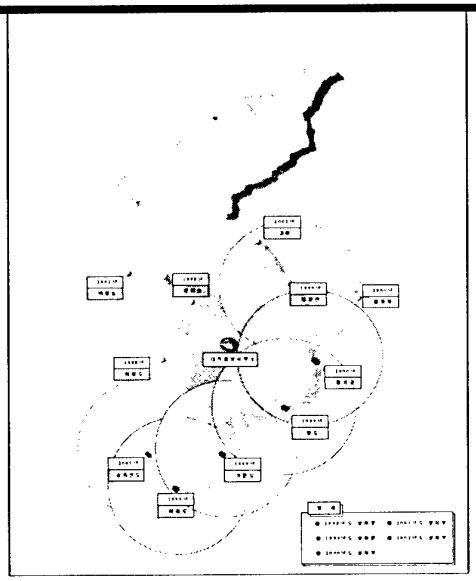
■ 북한 해역 운항선박을 위한 기준국 설치

• 동해·황해 접적 지역 부근에 기준국 2개국 설치

- 소청도 기준국 : 평안북도 철산반도까지 이용 가능
- 고성 기준국 : 함경남도 원산, 흥남 및 청진항 까지 이용 가능

• 남북한 해상교역 현황 ('99) : 1,714회/ 984,000톤

DGPS Korea Coverage



해양용 DGPS 특성(1)

■ Radio Beacon(283.5 -325㎑)을 이용

• 전송속도 200bps / 출력 300W

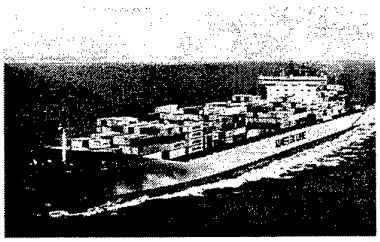
• 이용범위:기준국 반경 100해리/100㎶/m

■ Format : RTCM Ver 2.2

• Type 3, 5, 7, 9, 16번 방송

■ Accuracy

• 수평 : 25㎝ 86%, 수직 70㎝ 84%, 3D 1.4m 99.5%



해양용 DGPS 특성(2)

■ Availilability

• Broadcast Availability 99.7%≥

• Signal Availability 99.9% ≥

• User Availability 99.8% ≥

• 기준국 Dual Equipment

■ Intergrity

• 보호 한계치 : 12.6m

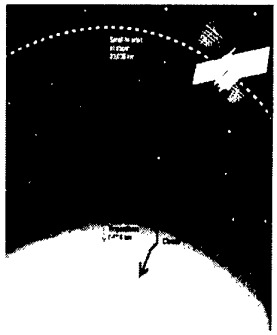
• Time to Alarm : 200bps에서 2초



SA제거 후 DGNSS 필요성(1)

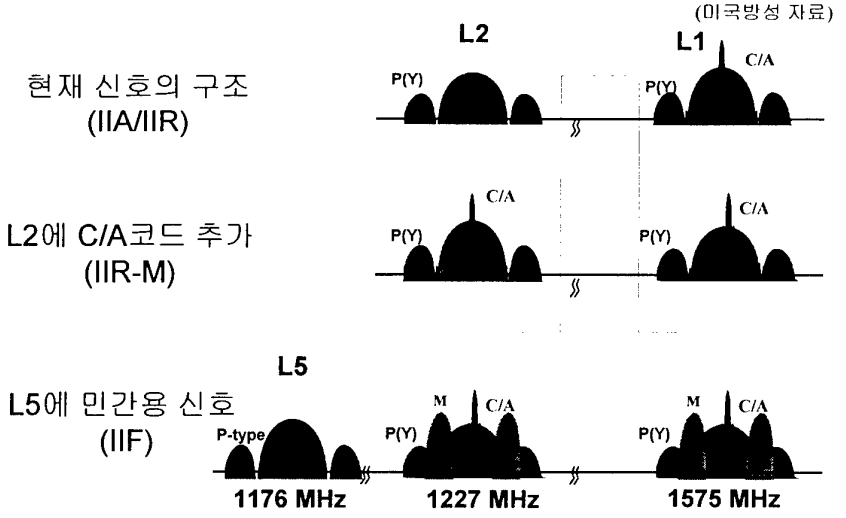
■ 미국에서 2000. 5. 2부터 SA 중지
- 100m 오차를 20m 이내로 정밀도 개선
- 전리층·대류권 전파오차, 위성 궤도정보 오차 등 상존

■ 정밀도, 이용성을 향상한 새로운 신호 추가
- 2003년 2차 민간신호(L2) 개시
- 2005년 항공과 기타 생명 안전을 위한 3차신호(L5) 개시

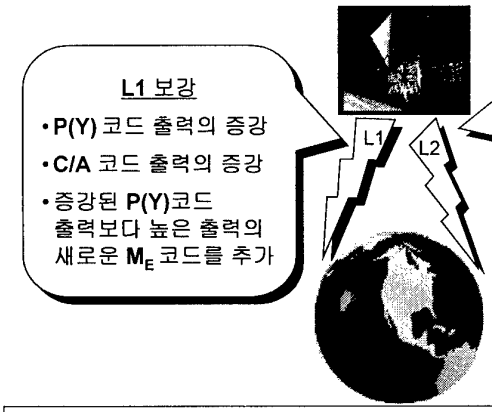


GPS 신호 개선 계획

(미국방성 자료)



Block IIR- Modified Satellites



L1 보강

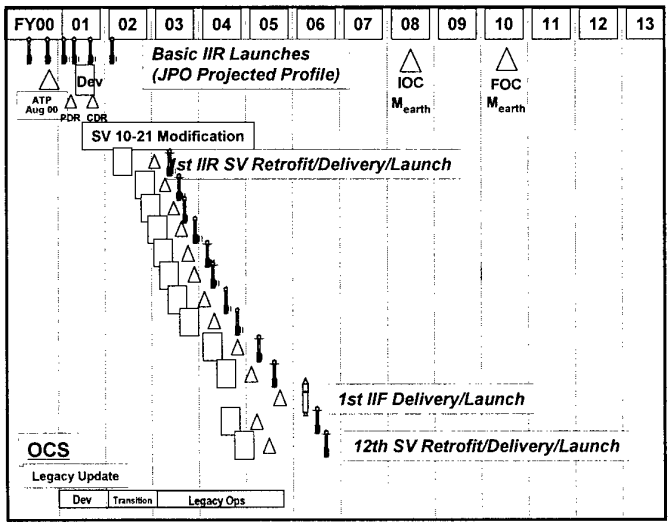
- **P(Y)** 코드 출력의 증강
- **C/A** 코드 출력의 증강
- 증강된 **P(Y)**코드 출력보다 높은 출력의 새로운 M_E 코드를 추가

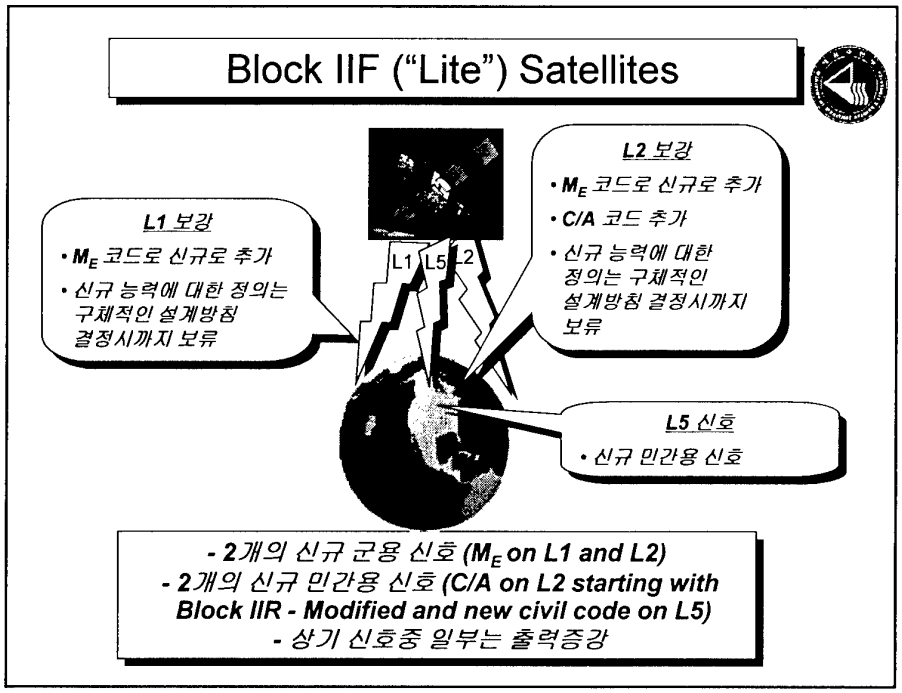
L2 보강

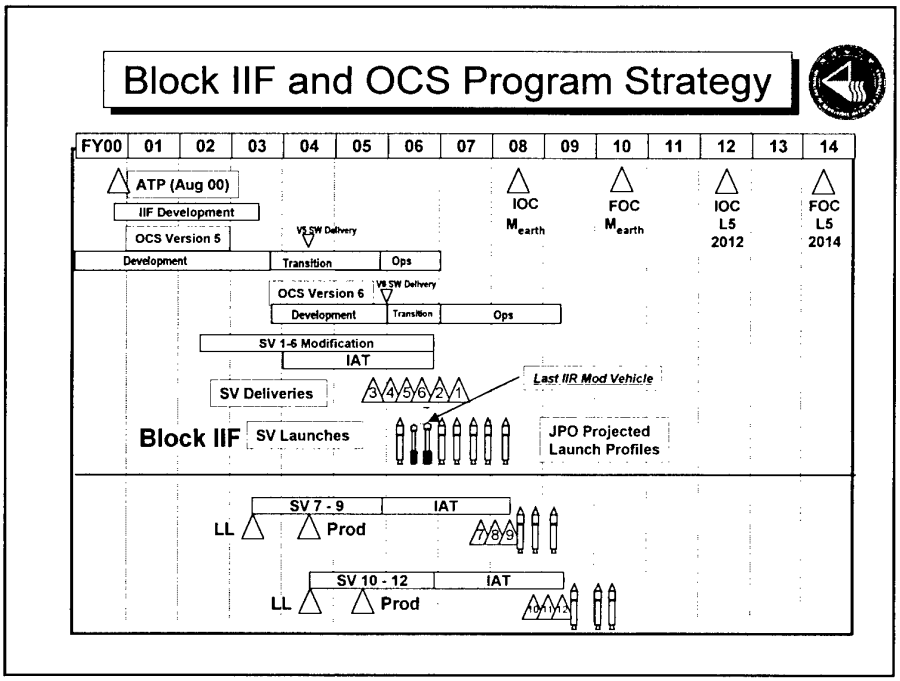
- **P(Y)** 코드 출력의 증강
- 현재의 **C/A**코드 출력 레벨보다 높은 새로운 **C/A** 코드 추가
- 증강된 **P(Y)**코드 출력보다 높은 출력의 새로운 M_E 코드를 추가

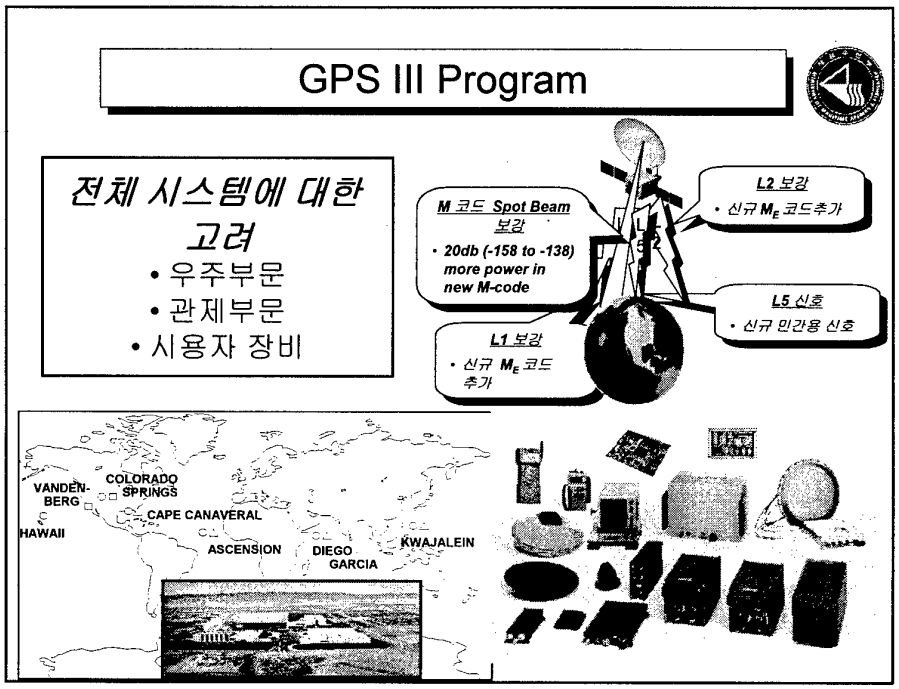
- 2개의 신규 군용 신호 (M_E on L1 and L2)
- 1개의 신규 민간용 신호 (C/A code on L2)
- 기존의 모든 항법용 신호의 출력증강 (바테리나 태양광판의 변경 없이)

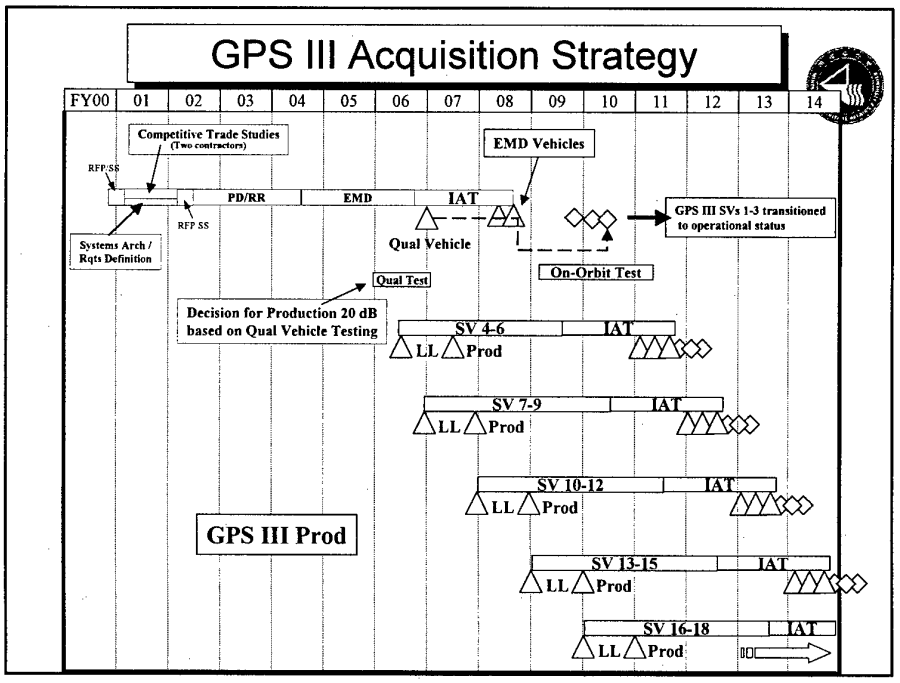
Block IIR-M Program Strategy




Block IIF ("Lite") Satellites
L2 보강
• M_E 코드로 신규로 추가
• C/A 코드 추가
• 신규 능력에 대한 정의는 구체적인 설계방침 결정시까지 보류
L1 보강
• M_E 코드로 신규로 추가
• 신규 능력에 대한 정의는 구체적인 설계방침 결정시까지 보류
L1
L5
L2
L5 신호
• 신규 민간용 신호
- 2개의 신규 군용 신호 (M_E on L1 and L2)
- 2개의 신규 민간용 신호 (C/A on L2 starting with Block IIR - Modified and new civil code on L5)
- 상기 신호중 일부는 출력증강

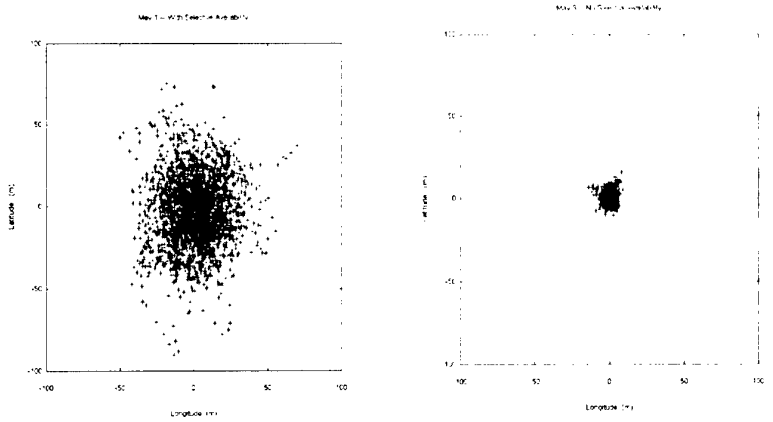

Block IIF and OCS Program Strategy
FY00
01
02
03
04
05
06
07
08
09
10
11
12
13
14
ATP (Aug 00)
IIF Development
OCS Version 5
V5 SW Delivery
Development
Transition
Ops
IOC
M_{earth}
FOC
M_{earth}
IOC
L5
2012
FOC
L5
2014
OCS Version 6
V6 SW Delivery
Development
Transition
Ops
SV 1-6 Modification
IAT
SV Deliveries
3 4 5 6 2 1
Last IIR Mod Vehicle
Block IIF
SV Launches
JPO Projected
Launch Profiles
SV 7 - 9
IAT
LL
Prod
7 8 9
SV 10 - 12
IAT
LL
Prod
10 11 12


GPS III Program
전체 시스템에 대한 고려
• 우주부문
• 관제부문
• 시용자 장비
M 코드 Spot Beam 보강
• 20db (-158 to -138) more power in new M-code
L2 보강
• 신규 M_E 코드추가
L5 신호
• 신규 민간용 신호
L1 보강
• 신규 M_E 코드 추가
VANDEN-BERG
COLORADO SPRINGS
CAPE CANAVERAL
HAWAII
ASCENSION
DIEGO GARCIA
KWAJALEIN


GPS III Acquisition Strategy
FY00 01 02 03 04 05 06 07 08 09 10 11 12 13 14
Competitive Trade Studies (Two contractors)
EMD Vehicles
RFP SS
PD/RR
EMD
IAT
RFP SS
Systems Arch / Rqts Definition
Qual Vehicle
GPS III SVs 1-3 transitioned to operational status
On-Orbit Test
Qual Test
Decision for Production 20 dB based on Qual Vehicle Testing
SV 4-6
IAT
LL
Prod
SV 7-9
IAT
LL
Prod
SV 10-12
IAT
LL
Prod
GPS III Prod
SV 13-15
IAT
LL
Prod
SV 16-18
IAT
LL
Prod

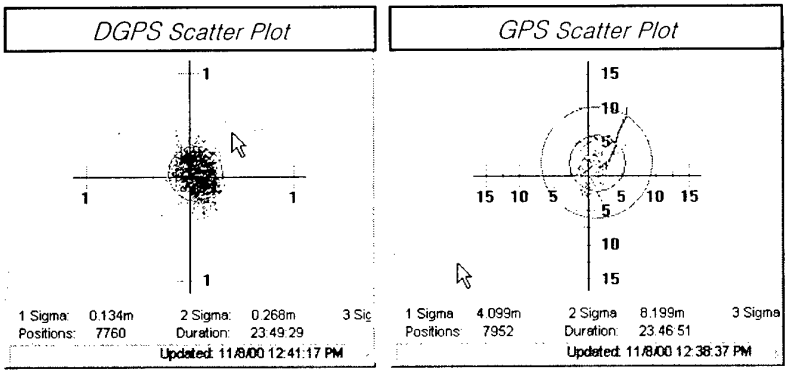
SA제거 후 DGPS 측정

- NOAA National Geodetic Survey



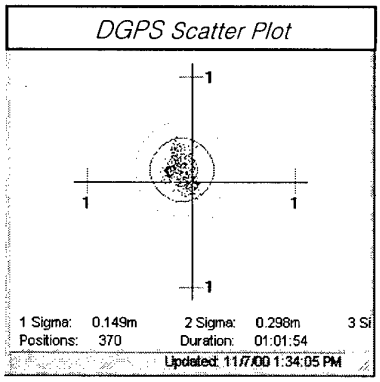
DGPS / GPS 위치좌표

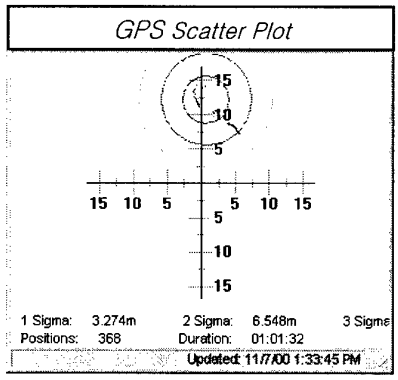
- 기준국명 : 거문도
- 일　　시 : 2000. 11. 7.



DGPS / GPS 위치좌표

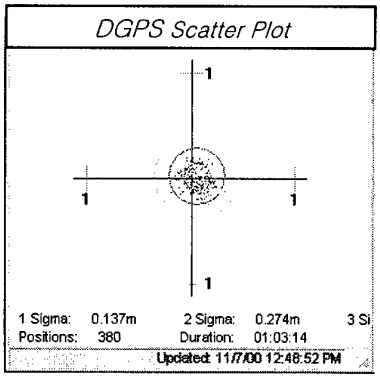
- 기준국명 : 마라도
- 일　　시 : 2000. 11. 7.

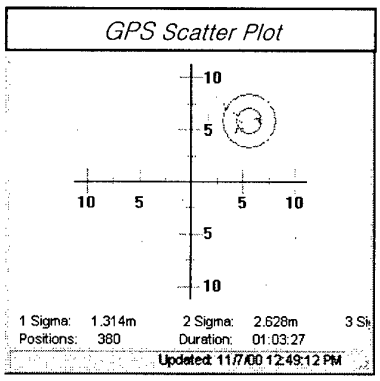




DGPS / GPS 위치좌표

- 기준국명 : 어청도
- 일　　시 : 2000. 11. 7.

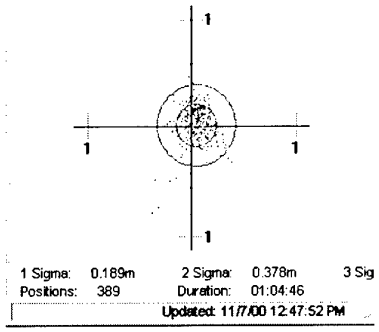




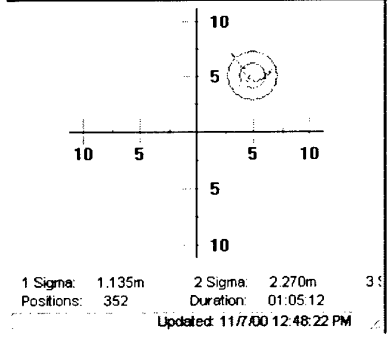
DGPS / GPS 위치좌표

- 기준국명 : 팔미도
- 일　　시 : 2000. 11. 7.

DGPS Scatter Plot



GPS Scatter Plot



SA제거 후 GPS 정밀도 측정

■ 2000. 5. 4 GNSS Flight Recorder Approval Commite에서 자동차를 이용하여 측정한 결과

- 100% 32m 이내, 평균 13.2m
- 99% 28m 이내, 평균 13.0m
- 90% 20m 이내, 평균 12.1m
- 80% 18m 이내, 평균 11.3m
- 70% 17m 이내, 평균 10.4m
- 60% 16m 이내, 평균 9.5m
- 50% 15m 이내, 평균 8.3m

SA제거 후 DGNSS 설치 국제권고

■ 2000. 5. 12 IALA의 권고

• SA제거로 위치 오차가 20m 이내로 개선되었으나 IMO 결의A·815(9)에서 95%의 확률에서 10m 이하의 위치정도를 유지하기 위하여 다음과 같이 DGPS 계속 유지 관리 및 발전

⇒ 항만진입로나 항만접근수역 또는 이동이 제한된 기타해역등에서 항행을 위하여 필요한 위치 정확도 제공

⇒시스템 인테그리티(Integrity) 개선

분야별 위치정밀도 및 이용성

응용분야	정밀도	인테그리티	이용성	이용 범위
육상운송 - IVHS - 철도차량	 1-100m 1-30m	 1-1.5초 1-15초	 99.7% 99.7-100%	 전국 전국
해상운송 - 항만내 항법	 1-20m	 5-10초	 99-99.9%	 전세계
항공운송 - 정밀접근 및 착륙	 수평,수직 1,000m에서 수평:4.1m, 수직:0.6m	 2-10초	 99.977% - 99.999%	 전국 공항
비운송 분야 - 항공 정찰 - 조난구조 - 항공사진 측량 - 측량 - 시각정보, 기상	 1-5m 10m 2-5cm mm-cm수준 100나노초	 수분-수시간 정의되지 않음 수분 수시간 정의되지 않음	 95-99% 정의되지 않음 정의되지 않음 정의되지 않음 정의되지 않음	 전국 전국 전국 전국 전국

NTIA Special Publication 94-30

교통수단별 GPS이용 시스템

미교통부

구분	이용교통	Integrity	Availiblility	Accuracy
해양 교통	대양항해	GPS	GPS	GPS
	연안항해	GPS	GPS	GPS
	내륙수로	NDGPS	NDGPS	NDGPS
	항만입구/진입로	NDGPS	NDGPS	NDGPS
육상 교통	고속도로 운행	GPS	GPS	GPS
	긴급 구난/응답	GPS	GPS	GPS
	측정용 차량 관리	NDGPS	NDGPS	NDGPS
	열차 콘트롤	NDGPS	NDGPS	NDGPS
항공 교통	대양항공	GPS	GPS	GPS
	국내항공	WASS/LASS	WASS/LASS	GPS
	착륙	WASS/LASS	WASS/LASS	GPS
	정확한 착륙	WASS/LASS	WASS/LASS	WASS/LASS

해양수산부 DGPS 정책

- 해양 DGPS 조기 구축 및 서비스 제공 (2000)
- 해양 DGPS의 Double Coverage 구성 완료 (2001)
- DGPS 이용범위에 북한 해역 일부 포함 (2001)
- 해양용 DGPS 공동활용 방안 강구
- NDGNSS 구축
- DGPS → DGNSS 확대
- DGNSS 통합 다용도 수신기 개발
- DGNSS 응용기술 개발 지원

NDGNSS 구축(1)

■ 배 경

• 내수면 운항선박에 위치 정보 제공 필요

⇒ 내수면 운항선박 : 3,000여척 (전체 선박 38,523척의 8%)

• 해양용 DGPS 육상 이용범위가 전국토의 65%로서 내륙에 3 - 4기 설치로 전국 내수면 및 육상에서 위치정보 이용 가능

■ 목 표

• 국가 DGPS의 선행적 제시 및 위치정보 공동이용 기반 조성

• NDGPS 응용기술 개발 및 관련 산업 육성

• DGPS의 Infrastructre로 국민편의 증진

NDGNSS 구축(2)

■ 해양용 DGPS의 NDGPS구축시 장점

• 육상교통 수단에서 쉽게 이용 가능

• 내륙 이용자들이 지형의 영향이 가장 적은 LF/MF 이용 가능

• 무상으로 이용

■ NDGPS의 육상 이용 가능 분야

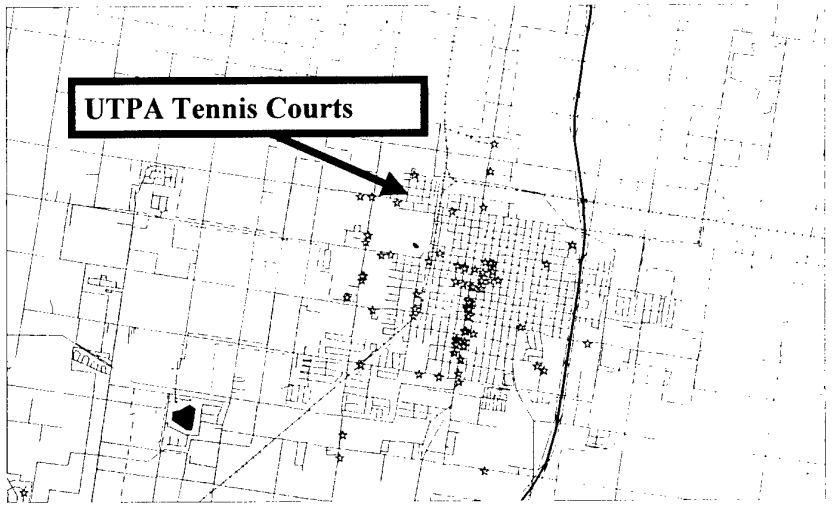
• 교통 : ITS, 열차콘트롤(PTS), 도로관리, Emergency Response

• 과학 : 기상, 지각운동

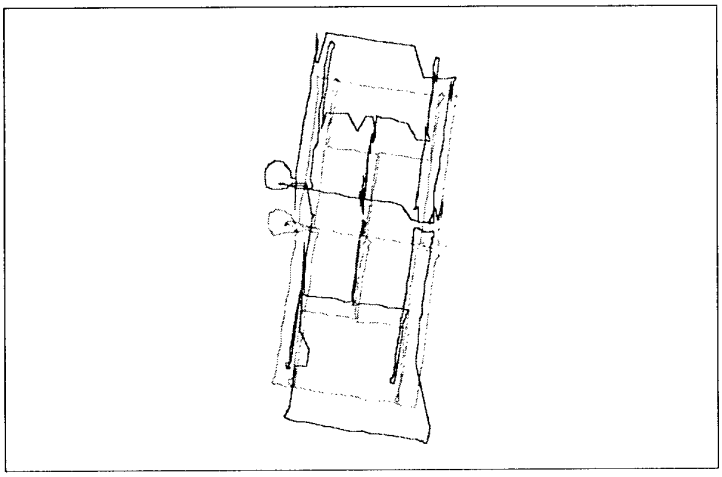
• 지리 : 지리정보시스템, 자원관리, 지하매설물 확인 등

• 농업 : 정밀농업

NDGPS 정확성 시험



NDGPS 정확성 시험 결과



NDGPS 규정 제정
(국무총리 훈령)

■ 제정 목적

• 해양용DGPS의 실시간 위치보정정보를 전국토에서 이용할 수 있도록 시스템의 전국망 구축 및 운영에 관한 사항을 정함

■ 주요 내용

• 해양수산부장관이 해양용DGPS기준국과 연계한 내륙DGPS 기준국을 설치 운영하도록 함

• DGPS기준국의 위치정보의 실시간 무상제공과 위치보정자료를 5년간 보존하여 다른 기관에서 요청시 자료 제공

• DGPS 기술개발과 산·학·연에 기술개발에 필요한 예산지원

NDGPS 추진 계획

■ NDGPS 구축연구 및 실시설계와 응용기술 연구(2001)

• 한국형 NDGPS 개념 설계 및 연구

• NDGPS 해상·육상·항공·시간동기 분야 확대/ 적용방안 연구

• Loran-C등을 이용한 Back-up 항법시스템 연구

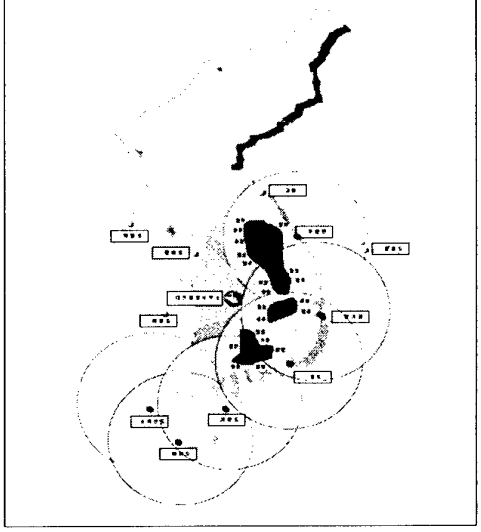
• 정밀도 및 인테그리티(Integrity) 향상 방안 연구

■ 내륙기준국 설치로 NDGPS구축 완료 (2002 - 2004)

• 연구 및 실시설계 완료 후 세부추진계획 수립

⇒ 전파 맹목구역에 3 -4개 기준국 및 보조 기준국 설치

이용불능 예상지역



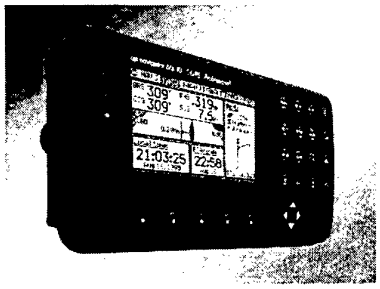
NDGPS 수신기 개발 연구지원

■ 한국형 통합수신기등 개발 지원

- DGPS 수신기 부품의 국산화
- 해상, 육상, 항공 공동사용 수신기
- 통합 및 용도별 수신기 개발
- DGPS 응용 기기 개발

■ GAUSS 수신기 연구

- Loran-c, Chayka, Eurofix, GPS Galileo, GLONASS, 기타



DGPS → DGNSS

■ 배 경

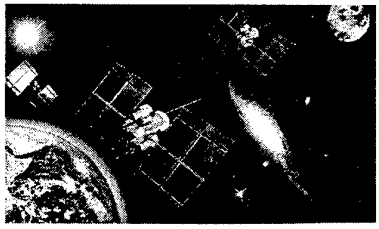
- 미국에 전적으로 의존한 위성측위시스템으로는 유사시 항법 체제에 혼란 발생
- 이용 가능한 기타 위성측위시스템을 함께 이용함으로서 유사시 대비

■ 추진방향

- GLONASS의 정상적 운용이 재개되면 현 시스템을 보강
- 장기적으로 WADGPS 연구 및 실용화
- Gallileo의 참여는 관련 부처가 협의하여 여러방면에서 검토 필요

DGNSS Format 변화

- 현재 RTCM v 2.2
- RTCM v 2.3
  - –Eurofix, GLONASS, ephemeris new Type 18 - 21
- RTCM v 3 integrity (CRC)
- RTK
- interleave, embed, new station



LORAN-C

■ LORAN-C 개요

• 90-110㎑의 장파를 이용한 쌍곡선 항법으로 위치정보를 제공하는 장거리 무선항법장치

- 이용 범위 : 1,000Km, 위치오차 : 90m

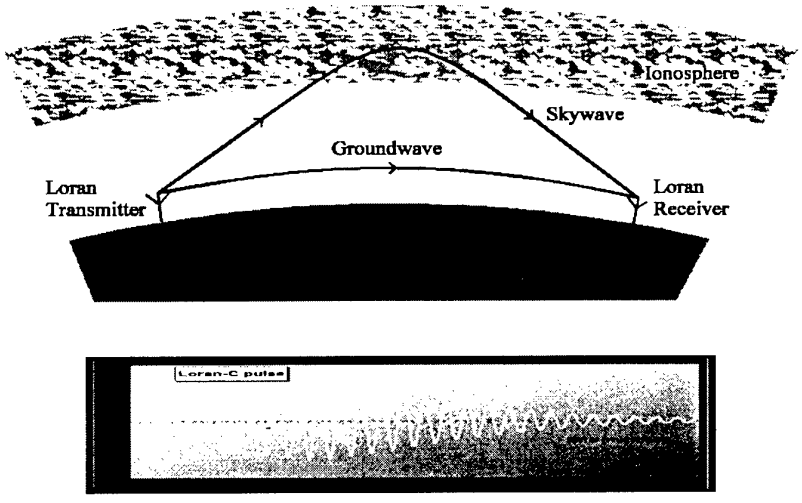
• 현재 선박·항공항법으로 이용 중

• 전세계 29개 체인, 82개 송신국 구성으로 유럽 ↔ 아시아 ↔ 북미주를 연결되는 체인 구성

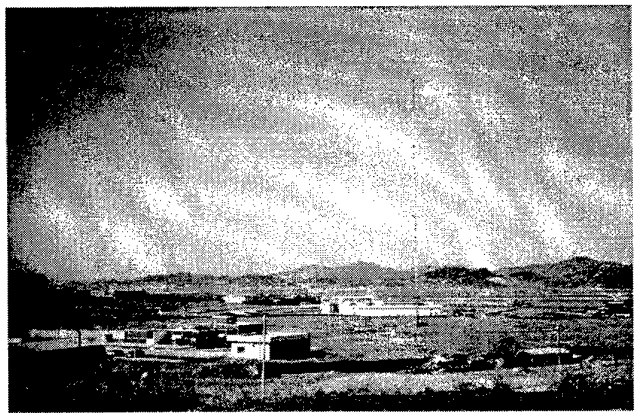
• 우리나라에 코리아체인 구성 운영 중

- 주국: 포항, 종국:광주, 일본 게사시·니지마, 러시아 우수리스크

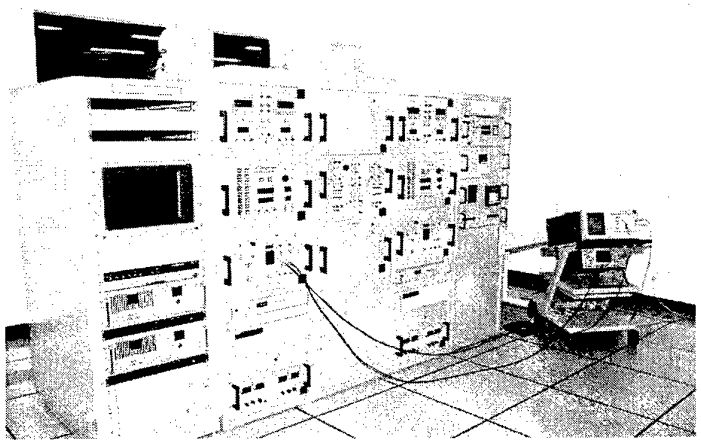
LORAN-C 개념도



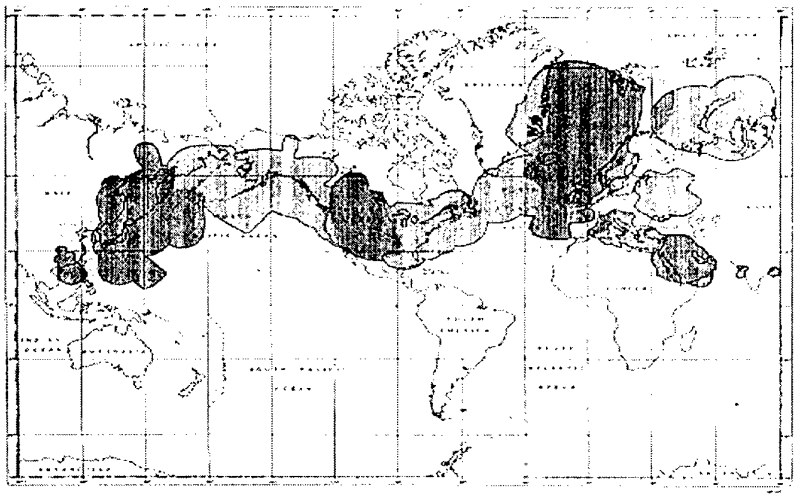
LORAN-C 송신국(광주)



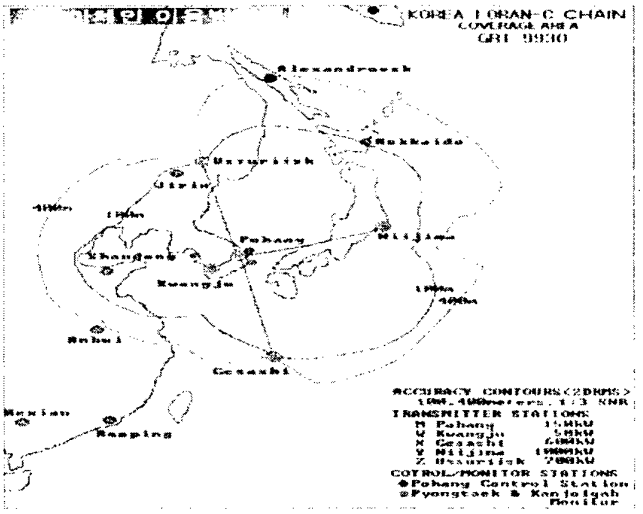
LORAN-C 송신국사 장비



LORAN-C COVERAGE



KOREA LORAN-C CHAIN



Eurofix 개 요

■ 개　요

• Loran-C와 DGNSS를 결합한 통합항법시스템으로 Loran-C신호 정보에 시간변조를 첨가하여 이용자에게 전송

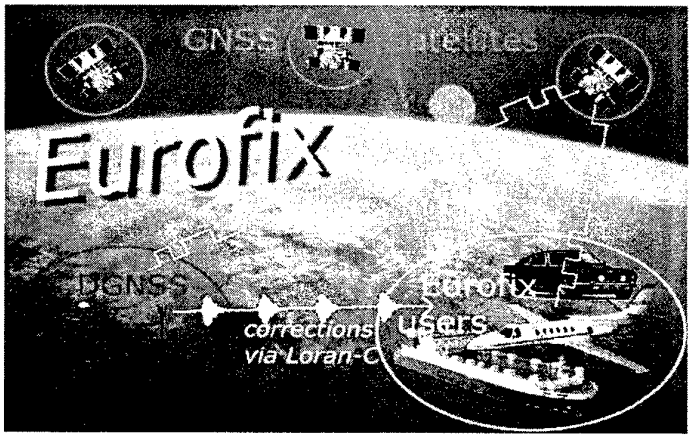
■ 설치 배경

• GPS에 대한 정치적 신뢰성에 대한 우려 (특히 주요한 항만, 공항접근 등)로, 항법시스템에 대한 타국의 단일항법시스템에 대응하여 Loran-C를 제2의 위치 결정시스템으로 선택

• 북서유럽Loran-C시스템(NELS)을 중심으로 추진

- 노르웨이, 덴마크, 독일, 프랑스, 아일랜드, 네덜란드
- 유럽 전지역 및 러시아까지 통합한 시스템으로 확장 추진

Eurofix 개념도



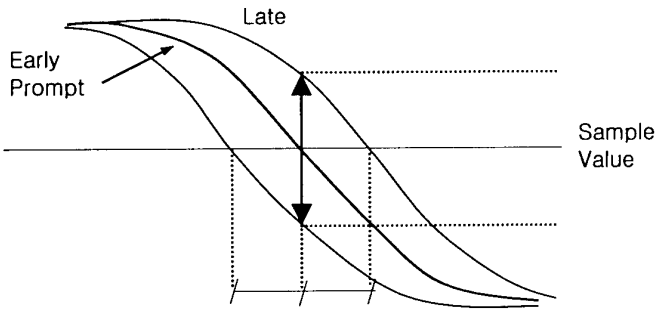
Eurofix 특 성

■ 특 성

- 공간파 이용도 : 1개 송신국 99.8 ~ 3개 송신국 99.9999992
- Accuracy : 수평 1.5 - 2m (95%), 수직 3 - 4m (95%)
- 서비스 유효범위 : 송신국으로부터 1,000㎞
- Integrity (time to alarm) : LAAS mode 4.5 - 6초
  RAAS mode 〈 LAAS
- Continuty risk : 1×10^{-4} per 150seconds
- GNSS 및 DGNSS와 달리 GNSS가 작동하지 않는 경우에도 추가적 항행지원 서비스 제공

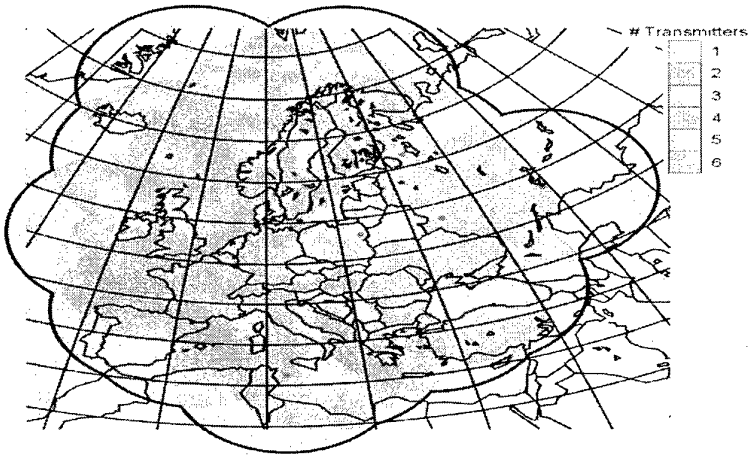
부가적인 시간변조

■ Additional Time Modulation

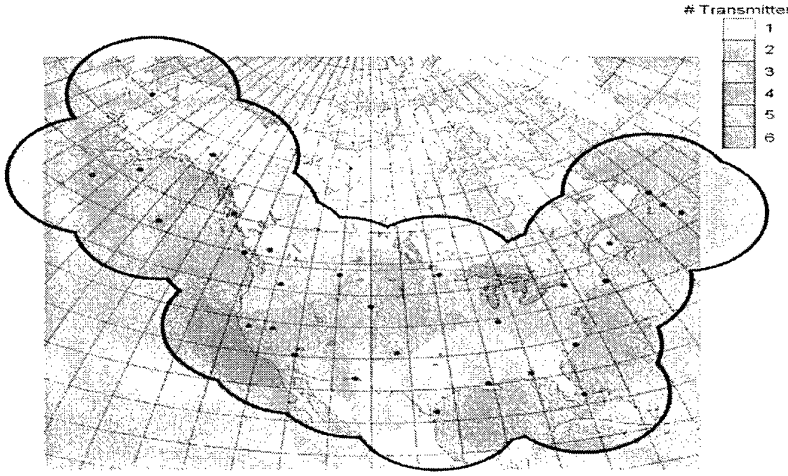


1㎲ PPM modulation

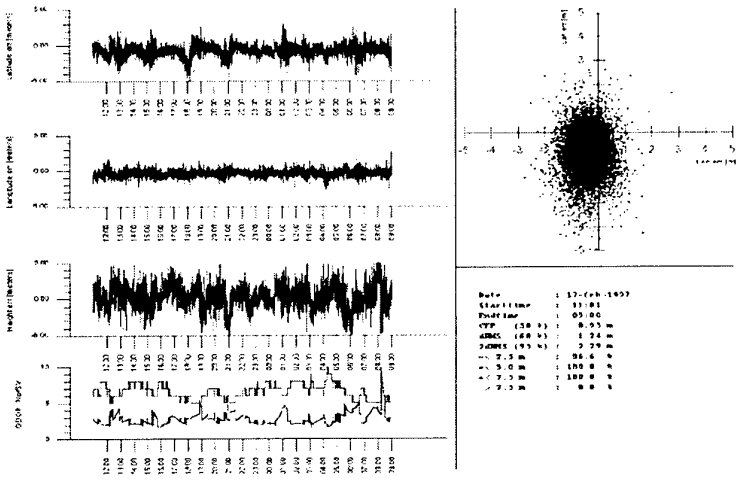
Eurofix Coverage
(NELS,SELS,Chayka)



Eurofix Coverage
(USA)



Eurofix 정밀도 측정



Loran-C와 GNSS 비교

• Loran-C	⟷	GNSS
• Terrestrially based	⟷	Space based
• Low frequency	⟷	High frequency
• High power	⟷	Law power
• Repeatable accuracy	⟷	Absolute accuracy
• High penetration	⟷	Line - of - sight
• International	⟷	National
• Robust	⟷	Vulnerable

• *The perfect combination!!*

NELS의 Eurofix 정책(1)

■ 현재 운영 및 시험

- 독일 1개소, 프랑스 1개소, 노르웨이3개소의 송신국에서 운영중
  - 전체 4개 송신국 운영을 위한 예산 : 0.7M 유로
- Eurofix 효용성 입증을 위하여 2000년 가을부터 시험
- '99 프랑스 Brest에 새로운 통제센타 설치
- 여러종류의 도전율에 의한 Loran-C 신호편차 자동계산 모델 개발 (수신기 제작자에게 모델을 무상 사용 제공)
- 수신기 : 다방면의 프로그램 개발 진행
  - Disk II → MAN/Vicon→Locus→Reelektronika→Diginext→ Gloria→Novatel→Marconi

NELS의 Eurofix 정책(2)

■ 이용범위의 확장

- NELS회원국외 주변국과의 시스템 확장을 위해 노력 중
  - 영국, 폴란드, 오스트리아는 회원국으로 가입 추진 중
  - 이태리, 체코 역시 공동 협력에 관심 표명

■ 시스템 확장 계획

- Loran-C/Eurofix를 계획중인 Galileo와 결합
  - GALA
  - Helios study
- Loran-C/Eurofix와 EGONAS와 결합 연구(ESA)

Eurofix 정책 검토(1)

- GNSS와 결합되지 않은 Loran-C만으로는 2차 항법장치로서의 효용성 점차 하락
  - user 감소 및 수신기 시장성 부족
- 지역별 Loran-C 체인국을 통합시 독립된 항법시스템으로 분류
  - 이용범위가 유럽 - 아시아 - 북미를 연결한 Global 측위 항법 시스템으로 발전
  - 강대국의 측위항법시스템에 대응할 수 있는 system으로 GNSS의 과다한 요구 요소 억제
- 저비용으로 고효율 system 구성 가능

Eurofix 정책 검토(2)

- 유럽만의 지역적인 체인구성으로는 항법시스템으로 역할 미흡
- NELS 주도로 아시아를 포함한 각 지역별 체인의 통합 노력 가중
  - FERNS등 지역별 chain 회의 참석 및 IALA 주최 세미나 개최
- 미국에서도 유럽권의 Eurofix 정책의 영향을 받아 당초 2010년까지 폐지를 유보한 Loran-C 정책 변화
  - Remote Automated Intergrated Loran 개발
  - 시설, 장비, Software의 개발 및 연구
- 궁극적으로 해운 및 항공분야에서 Global 항법시스템으로 인정
  - 2차 항법 시스템으로 선박 및 항공기 의무 탑재 예상

MOMAF의 LORAN-C 정책

- 위성측위시스템의 Back-up 시스템으로 현재 운용중인 Loran-C 의 기능 개선 및 유지
  - 위치정확도 및 기능 개선을 위하여 시설 확충 및 장비개발
- Eurofix와 연결 체인에 대비한 다각적 방안 강구
  - 독자적 Loran/DGNSS 통합 시스템 연구로 동아시아권의 새로운 모델 구축 검토
  - 추가적 데이터 방송첨가 및 원자시계급 정밀시각 동기
  - Eurofix 연계시 관련 기술 상호 이전 협력으로 국제시장에서의 참여기회 및 일정부분 영향력 획득
  - FERNS 회원국과 협의 공동 추진 방안 강구

FERNS
(Far East Radio Navigation Service)

- 한국, 중국, 일본, 러시아 4개국이 Loran-c / Chayka 국제협력 체인 구성 (기관간 협정 → 정부간 협정으로 변경 추진)
- 매 1년마다 순회 회의 개최
- DGNSS / Loran-C 등 전파표지에 관한 협력 및 기술교류
  - 극동해역 항해자들이 공동이용할 수 있는 전파표지 개발
  - 동 해역 전체에서 안정된 위치 정보 제공
  - 이용범위 확장과 위치정확도 향상으로 해상교통 안전 도모
  - 국제 전파항법 시스템의 공동 대처 가능으로 국제적 위상 증진

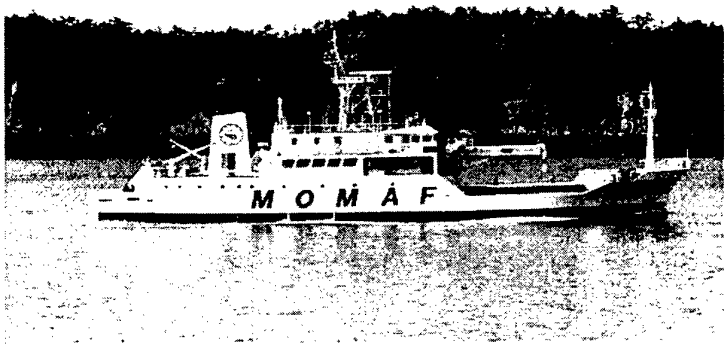
전파항법시스템의 해상 측정

• 운영중인 전파항법 시스템의 해상측정을 통하여 신뢰성 증진 및 기술 개발자료로 이용하기 위하여 항로표지측정선 건조

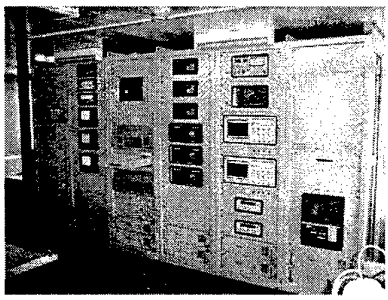
- 선박 개요
  · 575톤, 17명(측정요원 7명, 선원10명), 62억원('98 - 2000)
- 측정해역 : 우리나라 전해역 및 공해(년 6개월 측정)
- 측정대상 : GPS, GLONASS, DGPS, Loran-C
- 측정내용 : 정도, 해역별 정도 분포, 유효 범위, 수신안정도, 전계 강도, 공간파 지연상태, 전파속도의 변화(일별,계절적)

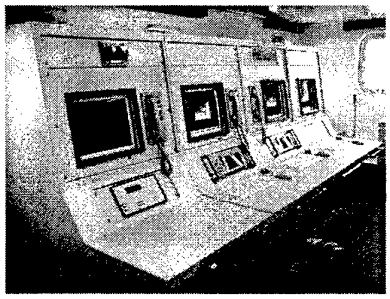
♣ 타 기관에서 연구 및 공동 활(이)용 요청시 적극적으로 협조

항로표지 측정선



항로표지 측정선 측정장비

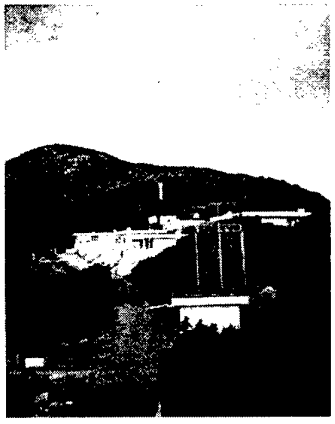


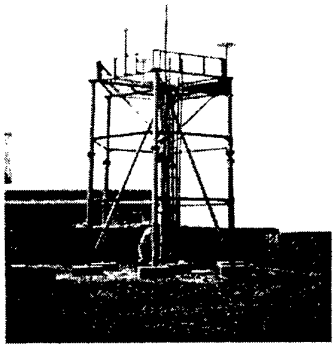


해양용 DGPS의 공동이용

- 우리나라 연안 및 도서에 설치된 22개의 DGPS 기준국 및 감시국 이 GPS 상시관측소 역할 수행
  - 행자부 및 지리원의 상시관측소 설치 기준에 의거 설치
  - 관측자료는 직접 또는 대전중앙사무소에서 이용가능
  - · 특별 관측자료 요청시에는 MOMAF 부담 software 구성 및 부가 장비 설치
  - · 실시간 자료 필요시는 수요기관에서 통신망구성, BCS 프로그램 설치
  - · 후처리 자료는 Internet을 통하여 이용가능 (2001년부터 사용 가능)
  - · 관측자료는 5년간 보존

해양용 DGPS의 기준국 전경





대단히 감사합니다.

GPS 및 DGPS에 관하여 문의사항이 있으면
다음 주소로 연락바랍니다.

해양수산부 항로표지과

02-3148-6340

b6215h@momaf.go.kr

이동통신망에서의 IS-801을 이용한 IDGPS 구현

IDGPS using IS-801 Standard in Mobile Network

。현문필*, 김현수**, 지규인***,이영재****

*건국대학교 전자공학과(Tel:02-452-7407; Fax:3437-5235; E-mail: mphyun@kkucc.konkuk.ac.kr)
**건국대학교 전자공학과(Tel:02-452-7407; Fax:3437-5235; E-mail: drhskim@kkucc.konkuk.ac.kr)
***건국대학교 전자공학과(Tel:02-452-7407; Fax:3437-5235; E-mail: gijee@kkucc.konkuk.ac.kr)
**** 건국대학교 항공우주공학과(Tel:02-450-3358; Fax:444-6670; E-mail: younglee@kkucc.konkuk.ac.kr)

Abstract : One of the methods to meet the positioning requirement for E-911 is to include GPS receiver in the mobile cellular phone. Lately, several position location solutions for E-911, so called network aided or server aided GPS are being developed and proposed. The standard for this is TIA/EIA/IS-801 by Telecommunications Industry Association (TIA) announced in October 1999. This standard defines the formats to transmit and receive the GPS and communication data between the mobile station and the base station. This doesn't define which positioning method should be used and how they should be implemented on the mobile communication network. There would be many different positioning methods and implementations satisfying the IS-801. The subject of this paper is to investigate the positioning performance of the IDGPS using IS-801 Standard in CDMA networks

Keywords: E911, IDGPS, IS-801, CDMA network

1. 서론

최근 E911 요구사항에 대응하기 위한 방법으로 이동통신 단말기에 위성항법시스템(GPS)을 탑재한 단말기가 등장함에 따라 통신망에서의 규약의 필요성에 의해 TIA (Telecommunications Industry Association)는 1999 년 10 월 IS-801 이라는 규격을 작성하였다.

IS-801 규격은 GPS 수신기가 내장되어 있는 이동 통신용 단말기와 기지국이 단말기의 위치결정 성능을 향상시키기 위해 단말기와 기지국간에 교환할 수 있는 정보들을 사용방식별 및 종류별로 상세히 정의한 것이다. 이로 인해 기존의 IDGPS 시스템에서 필요로 하는 사용자와 기지국간의 정보 교환이 이동통신 단말기와 기지국 사이에서는 표준화된 방법으로 다양하게 구현될 수 있다.

미국의 FCC 에서는 E911(Enhanced911)에 대해 규정을 통해 2001년까지는 125m 범위 내에서 67% 확률로 응급전화 사용자의 위치를 획득하도록 규정하고 있다.

IDGPS 시스템은 사용자의 GPS 신호를 기준국에 전송해 기준국이 사용자의 위치를 계산하는 방법으로써 관제시스템에 적용되는 대표적인 시스템이다.

이러한 IDGPS 시스템에서 사용자의 정보를 무선통신망을 통해서 기준국으로 전송할 때에는 IS-801 규격에 따라서 PDDM(Position Determination Data Message)형태로 전송해야 하며, 기준국에서도 전송된 정보를 이용해 사용자의 위치를 계산하기 위해서는 이 PDDM 형태의 데이터를 분석해서 사용자의 정보를 유출해내야 한다.

본 논문은 IS-801 규격의 메시지 분석 내용과 IS-801 규격에 따른 IDGPS 시스템의 구현방법을 제시하고, 그 구현 내용과 시스템 구현에 있어서의 문제점과 실제 구현된 IDGPS 시스템을 이용한 실험에 대한 결과를 포함하고 있다.

2. IS-801 을 이용한 IDGPS

2.1 기존의 IDGPS 알고리즘

DGPS(Differential GPS)는 GPS(Global Positioning System)의 정확도와 보전성(Integrity)을 향상시킬 수 있는 기술이다.

DGPS 기준국은 매우 높은 정확도의 GPS 기준 수신기를 필요로 하며 기준국의 위치는 정확히 측지 되어 있어야 한다.

기준국은 천천히 변하는 각각의 위성의 의사거리의 측정값을 추정하여 보이는 모든 위성의 오차 보정항을 만든다. 이 보정항은 일반적으로 통신 연결을 통해서 모든 DGPS 사용자에게 전송이 되며 사용자는 이 보정항과 자신이 측정한 위성 데이터를 통해 위치를 계산한다.

이에 반해 IDGPS(Inverted DGPS)는 사용자가 자신이 위성으로부터 수신한 위성 데이터를 기준국으로 전송하면, 사용자의 데이터와 기준국에서 생성한 보정항을 이용해 기준국에서 사용자의 위치를 계산하는 방식이다.

2.2 IS-801 규격

최근 E911 요구사항에 대응하기 위한 방법으로 이동통신단말기에 위성항법시스템(GPS)을 탑재한 단말기가 등장함에 따라 통신망에서의 규약의 필요성이 대두되고 이에 따라 의해 IS-801 이라는 규격을 작성되었다.

IS-801 규격은 GPS 수신기가 내장되어 있는 이동 통신용 단말기와 기지국이 단말기의 위치결정 성능을 향상시키기 위해 단말기와 기지국간에 교환할 수 있는 정보들을 사용방식별 및 종류별로 상세히 정의한 것이다.

이로 인해 기존의 IDGPS 시스템에서 필요로 하는 사용자와 기지국간의 정보 교환이 이동통신 단말기와 기지국 사이에서는 표준화된 방법으로 다양하게 구현될 수 있다.

2.2.1 IS-801 규격의 구성

IS-801 규약에 정의된 파라미터들은 PDDM(Positioning Determination Data Message) 형태로 전송이 된다. PDDM 은 PDDM Session 부분과 PDDM Parameter 부분으로 나뉘어져 있다. PDDM 의 Session 부분은 PDDM 의 전송에 관련된 내용이 들어 있고, Parameter 부분은 요구 항목과 응답 항목을 설명하는 내용이

들어 있다.

실제 IS-801 을 이용한 IDGPS 를 구성하는데 필요한 PDDM 으로는 Provide Pseudorange Measurement 를 이용하였다.

Provide Pseudorange Measurement 는 의사거리에 대한 정보를 전송하는 PDDM 으로 구성은 다음과 같다.

표 1. Provide Pseudorange Measurement

Field	bits	Field	bits
PART_NUM	3	SV_PRN_NUM	6
TOTAL_PARTS	3	SV_CNO	6
NUM_PS_RANGES_P	6	PS_DOPPLER	16
TIME_REF	24	SV_CODE_PH_WH	10
TIME_SRC	2	SV_CODE_PH_FR	10
OFFSET_INCL	1	MUL_PATH_IND	3
REF_PN	0 or 9	PS_RANGE_	6
MOB_SYS_T_OFFSET	0 or 14	RMS_ER	

2.3 IS-801 을 이용한 IDGPS 알고리즘

IDGPS 는 사용자의 의사거리를 서버에서 보정해 사용자의 위치를 계산하는 시스템이다. 그러나, IS-80 을 이용해 IDGP 를 구성할 때는 상황이 다르다. IS-801 을 이용하기 위해서는 Provide Pseudorange Measurement 라는 형태의 데이터 전송 규격인 PDDM 을 이용해야 하는데, 이러한 PDDM 내에 의사거리 값을 직접 전송하는 부분이 없으며 규격에서는 의사거리를 chip 과 code phase 로 분할하여 전송하도록 하고 있다.

의사거리를 시간에 대해 분할하면, ms(milliseconds), chip(whole chips)와 code phase(code phase fraction)값을 획득할 수 있으며, 이 중 chip 과 code phase 값만을 기준국으로 전송하고 기준국에서는 이 두 값을 이용해 사용자의 의사거리를 재 구성하여 사용자의 위치를 계산하도록 하고 있다.

의사거리 분할 값인 ms, chip, code phase 값은 다음과 같은 수식을 통해 획득할 수 있다.

$$PR = 1ms*N + SV_CODE_PH_WH(chip) + SV_CODE_PH_FR \quad (1)$$

$$ms = floor(PR*1000/C) \quad (2)$$

$$chips = floor((PR*1000/C - ms)*1023) \quad (3)$$

$$code\ phase = (PR*1000/C - ms - chips/1023)*1024 \quad (4)$$

여기서, C: Speed of Light

사용자는 이렇게 chip과 code phase로 분할한 의사거리 항목들을 기준국으로 전송하고 기준국은 사용자 의사거리 항목을 재구성하여 사용자의 의사거리를 복원하며, 이 복원된 의사거리를 이용해 사용자의 위치를 계산한다.

이와 같은 의사거리 분할과 복원에 대한 알고리즘을 그림으로 나타내었다.

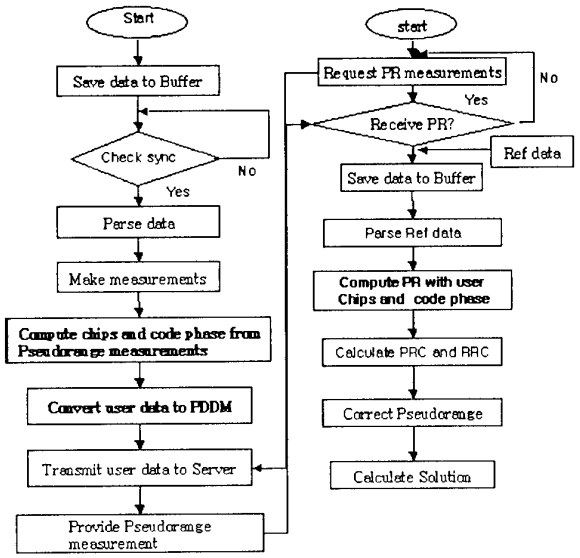


그림 1. IS-801 규격을 이용한 IDGPS 알고리즘

Fig 1. IDGPS Algorithm using IS-801 Standard

3. 의사거리 복원

Provide Pseudorange Measurement 를 통해 전송되는 사용자의 의사거리는 chip 과 code phase 의 수에 대한 정보만 전송된다. 이에 따라 의사거리를 구성하는 성분 중 ms 값은 기준국의 의사거리를 이용하여 구한 ms 값을 가지고 사용자의 의사거리를 복원하도록 하였다. 이를 이용해 사용자의 의사거리를 복원하고 위치를 결정한 경우에 다음과 같은 결과가 나타났다.

3.1 사용자와 기준국의 ms 가 다른 경우의 문제

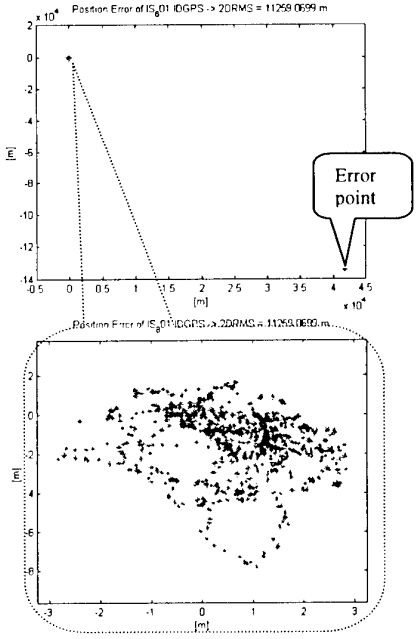


그림 2. 사용자와 기준국 ms가 다른 경우에 계산된 위치해

Fig 2.Positioning in different ms of user and reference

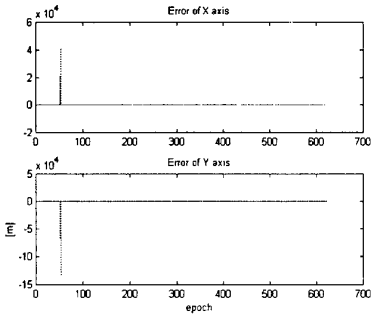


그림3. 시뮬레이션에서 측정 오차

Fig3. Position Error of x,y coordinates

IS-801 규격을 이용하여 IDGPS 시스템을 만들 경우에 사용자 의사거리를 chip과 code phase 정보만을 전송하도록 하고 있다. 사용자 의사거리 성분 중 ms 정보는 전송하지 않으므로 기준국의 의사거리에서 추출한 ms를 이용해 사용자의 의사거리를 재구성하였다.

$$PR = ms_{BS} + chip_{MS} + codephase_{MS} \tag{5}$$

3.2 문제 해결

전송된 사용자 chip과 code phase를 이용해 의사거리를 재구성하는 경우 사용자와 기준국의 ms 정보가 다른 경우 문제가 발생한다. 이에 대한 수식은 다음과 같다.

$$PR_{MS} = PR_{BS} + \alpha \tag{6}$$

$$1ms * N_{ms} + code_{ms} + phase_{ms} = 1ms * N_{bs} + code_{bs} + phase_{bs} + \alpha \tag{7}$$

$$if, -\frac{1}{2}ms < \alpha < \frac{1}{2} \tag{8}$$

$$-> case, \alpha > \frac{1}{2}ms -> then, \alpha - 1$$

$$-> case, \alpha < -\frac{1}{2}ms -> then, \alpha + 1 \tag{9}$$

즉, 사용자의 chip과 code phase정보를 이용해 계산된 값과 기준국의 chip과 code phase를 이용해 계산된 값의 차이가 1/2 ms 보다 큰 경우에 사용자 의사거리에 대해 1ms 을 더해 주거나 빼주어 의사거리 값을 보정한다

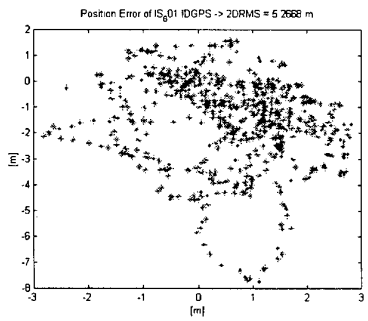


그림4. ms보정 뒤 계산된 위치

Fig 4. Position after correcting of ms

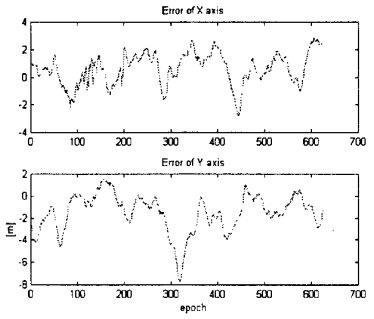


그림5. ms 보정 후 계산된 위치의 x, y축 오차

Fig5. x, y axis error after correcting of ms

4. 실험 결과

실제 IS-801 규격을 이용한 전송 방법을 사용하여 실험한 결과를 통해 구현의 결과를 분석하였다.

4.1 시스템의 구성

실험은 2000 년 11 월 6 일 건국대학교 전자 공학과 5 층 실험실에서 이루어졌으며, 기준국과 사용자 안테나는 공과대학 7 층 옥상에 설치된 안테나를 이용하였다. 이 때 기준국 안테나와 사용자 안테나의 위치는 알고 있는 지점이며, 알고 있는 사용자 위치와 IS-801 mode 에서의 IDGPS 결과를 비교하였다.

실험에서의 시스템의 구성은 다음의 그림과 같다.

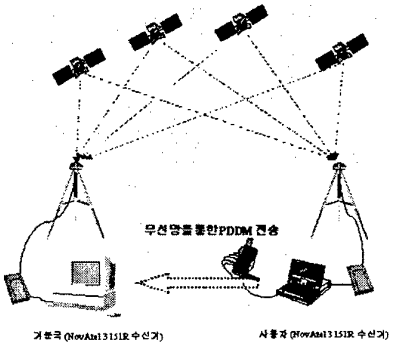


그림6. 실험 장비의 구성

Fig 6. Construct of test equipments

4.2 정지 상태에서 IS-801을 이용한 IDGPS 실험 결과

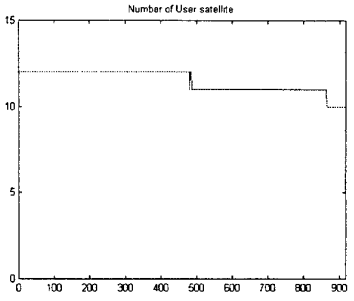


그림 7. 실험시 관측되 위성의 수

Fig 7. Number of satellite in view

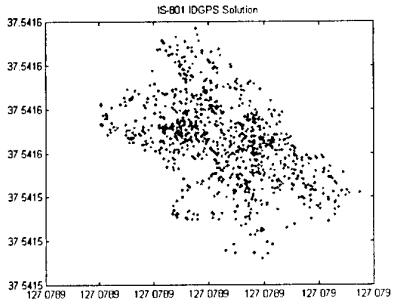


그림8. LLH좌표에서 위치

Fig 8. Positioning in LLH coordinates

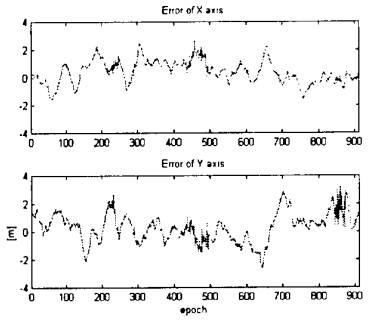


그림 9. 위치 오차

Fig 9. Positioning Error

실험에서 실험은 918sec동안 진행되었고 이 때 관측된 위성의 수는 12개가 관측이 되다가 10개로 줄었다.

IS-801 규격을 이용해 의사거리를 전송하여 위치를 구하는 방법과 실험 데이터를 저장한 뒤 이 저장 데이터를 이용해 후처리로 IDGPS 처리하여 나온 결과에 있어서 위치 오차를 비교해 보면 2DRMS 오차로 2.8267m 와 2.8258m 로 0.0025m 정도의 차이를 나타내었다.

이 차이는 의사거리를 chip 개수와 code phase 개수로 분해하고 이를 다시 의사거리로 구성하는 과정에서 절단(truncation) 현상에 의해 발생하는 의사거리 오차에 의해 발생한 현상에 따른 것이다. 이 외에 3 회에 걸친 실험에서도 유사한 결과를 나타내고 있다.

다음은 각 실험에서 나타난 IS-801을 이용한 IDGPS와 후처리를 통해 구현한 IDGPS의 결과를 표로 나타낸 것이다.

표 2. 각 실험에서의 오차(2DRMS)

실험	IS-801_IDGPS 오차	후 처리 오차
실험 1	2.8267m	2.8249m
실험 2	5.4601m	5.4572m
실험 3	3.9811m	3.9785m
실험 4	3.7947m	3.7920m

5. 결론

2000 년 5 월 1 일 SA 가 공식적으로 소거되어 100m 이던 오차가 10 ~ 30m 로 줄었으나 아직도 차량 항법이나 개인 휴대용 항법 시스템 등에 쓰이기에는 오차가 크다고 할 수 있다. 이런 오차를 줄이기 위한 방법으로 DGPS 나 IDGPS 시스템이 사용될 수 있으며 이는 공통 오차를 제거하는 방법으로 오차를 10m 이내로 줄일 수 있도록 한다.

본 논문에서는 IS-801 규격에서 정의한 데이터 항목 중에서 Provide Pseudorange Measurement 항목을 이용하여 IDGPS 시스템을 구성하여 이 시스템의 문제점을 파악하고 이를 해결하는 방법과 시스템의 성능을 평가하였다.

구현된 시스템은 일반적인 IDGPS 시스템에서의 사용자와 기준국간의 데이터 전송을 IS-801 규격에 따라 무선 망에서 구현하였고 그 성능을 평가하였다. E911 구현에 대한 규정으로 2001 년 10 월 말까지 응급전화 수신시 이동통신 사업자는 휴대폰의 위치를 125m 범위 이내에서 67%의 확률 범위 내에서 알아내야 한다. 구축된 시스템이 이러한 규정을 만족할 수 있음을 실험을 통해 보였다.

IS-801 규격은 무선 망에서 위치측정에 필요한 항목들에 대한 전송 규격을 정의하였으나, 이를 이용한 위치측정 방법에 대해서는 언급하지 않고 있다. 본 논문에서는 그 항목들 중 Provide Pseudorange Measurement 만을 이용하였을 뿐이다.

그 외의 여러 항목을 실제 이용할 수 있다면 더 좋은 성능의 위성이 보이지 않는 경우에도 위치를 측정할 수 있을 것이고, 이에 대한 연구도 활발해질 것이라 생각한다. 예를 들어 무선통신 망에서 기지국의 Pilot 측정값을 획득할 수 있다면, 위성이 관측되지 않는 경우에 이를 이용해 측위하거나 이 측정치와 위성 데이터를 같이 이용해 쓸 수 있다면, 위성이 4 개 이하로 보이는 경우에도 위치를 측정할 수 있을 것이다.

참고문헌

[1] D.A..Abousalem, *"Development and analysis of Wide Area Differential GPS Algorithms"*, *Calgary*, 1996.

[2] D.Wells. *"Guide to GPS Positioning"*, Canadian GPS Associates.

[3] B.Hofmann-Wellenhof, H.Lichtenegger, and J.Collins, *"Global Positioning System Theory and Practice"*, Springer Wien New York, 1997.

[4] Elliott D. Kaplan, "Understanding GPS Principles and Applications", Artech House Publishers, 1996

[5] NAVSTAR GPS Space Segment/Navigation User Interfaces,ICD-GPS-200C 10 Oct 1993

[6] TR45, *" Position Determination Service Standard for Dual Mode Spread Spectrum Systems"*, TIA/EIA/IS-801, October 15, 1999

[7] NovAtel Communications Ltd, *"Command Description Manual"*, Software version 3.3, 1995

[8] 홍진석 *"무선 통신망을 이용한 실시간 DGPS 시스템 구축"*, 건국대학교 전자공학과, 석사학위 논문, 1996-

[9] 한승재 *"Inverted DGPS 를 이용한 차량위치 추적 시스템 개발"*, 건국대학교 전자공학과, 석사학위 논문 1998

무선 인터넷에 기반한 실시간 DGPS 성능평가

A Performance-Evaluation of Real-time DGPS based upon the Mobile Internet

°최선정*,김정한*,박성민*,김도윤*,윤영선*,조영수*,최태호**,기창돈***

*서울대학교기계항공공학부(Tel:880-7395; Fax:887-2662; E-mail:seon2@snu.ac.kr)
**중앙대학교 컴퓨터공학과 (Tel:652-2493; Fax:887-2662; E-mail:thchoi96@nownuri.net)
***서울대학교 기계항공공학부(Tel:880-1912; Fax:887-2662; E-mail:kee@snu.ac.kr)

Abstract: Using DGPS we can compute our position with meter-level accuracy. For DGPS positioning, DGPS correction message must be transmitted from the reference station to DGPS users. By now, Radio beacon, FM Radio have been used for DGPS data-link system. But the prior data-link systems have some disadvantages. There is limit on the available distance and data transmission rate. Therefore, we suggest another DGPS data-link, the Internet Based DGPS data-link. Nowadays the GPS users can use Internet easily, so if the reference station is connected to the internet, they can be connected to the reference station without special equipment. And with the Internet based DGPS correction, multiple users can receive DGPS correction from single reference station regardless of their distance from the reference station. In this paper, we evaluated the performance of the Internet based DGPS by various experiments.

Keywords; Internet, DGPS, RTCM, NMEA.

1. 서 론

지금까지 DGPS 보정정보를 전송하기 위해 무선 모뎀이나 비콘, FM 공중파 방송 등을 사용하였다. 그러나 비콘의 경우에는 양방향 통신을 할 수 없으며, 무선 모뎀은 기준국으로부터 10km 반경이내에서만 보정정보를 전송 받을 수 있고, 한 개의 기준국에서 보정정보를 전송 받기 위해서 기준국의 모뎀과 주파수 대역폭을 일치시켜야 하기 때문에 여러 명의 사용자가 한 기준국으로부터 보정정보를 수신하기도 어렵다. 그러나 DGPS 보정정보를 인터넷을 통하여 전송할 경우에는 이 전의 전송매체가 가지고 있던 여러 가지 단점을 극복할 수 있다. 첫째, 사용자들은 무선 모뎀 등의 별도의 장비 없이도 인터넷에 접속만 할 수 있다면 DGPS 기준국으로부터 보정정보를 전송 받을 수 있다. 인터넷은 일반 사용자들에게 널리 보급되어 있고, 특히 휴대전화로도 인터넷에 접속할 수 있기 때문에 GPS를 전문가 이외의 일반 사용자들에게 대중화시킬 수 있는 계기가 될 것이다. 둘째, 기준국으로부터 반경 10km 이내에서만 사용할 수 있는 무선 모뎀과 달리 인터넷을 이용하면 기준국으로부터의 거리에 제한 받지 않고 DGPS를 구현할 수 있다. 셋째, 양방향 통신이 가능하다. 사용자는 기준국으로부터 보정정보를 전송 받을 뿐만 아니라 자신의 위치를 기준국으로 전송할 수 있다. 넷째, 하나의 기준국으로부터 여러 명의 사용자가 동시에 데이터를 전송 받을 수 있게 되어 각 지역마다 DGPS 기준국만 있다면 여러 사용자가 DGPS를 동시에 구현할 수 있기 때문에 DGPS의 활용범위는 더욱 넓어질 수 있다.

본 논문에서 구현한 인터넷 기반의 DGPS를 이용한 시스템은 다음과 같은 요소로 구성되어있다.

첫째, GPS 수신기로부터 일정 간격으로 항법 데이터를 수신하여 DGPS 보정정보를 생성하고, 이를 직렬통신을 이용하여 인터넷 DGPS 서버로 전송하여주는 기준국용 프로그램.

둘째, 기준국으로부터 받은 보정정보를 요청하는 사용자에게 TCP/IP를 이용하여 실시간으로 전송하여 주고, 사용자로부터 오는 위치 정보를 전자지도에 도시하는 서버용 프로그램.

셋째, 서버에 접속하여 받은 DGPS 보정정보를 수신기에 전달해주고, 수신기로부터 받은 위치정보를 서버로 전송해주는 사용자용 프로그램.

본 논문에서는 위와 같은 인터넷 기반의 DGPS를 이용한 시스템을 구축하고 정적 및 동적 측위 실험을 통하여 인터넷 DGPS의 정확도 및 구현가능성을 입증하였다.

2. Socket을 이용한 TCP/IP 프로그램

본 논문에서는 인터넷을 통하여 데이터를 교환하기 위하여 TCP/IP 프로토콜을 이용하는 Socket 프로그램을 구현하였다. Socket은 사용자의 응용 프로그램으로부터 요청을 받아들여서 이를 적절한 메시지로 변환하고 하위 계층으로 전달한다.

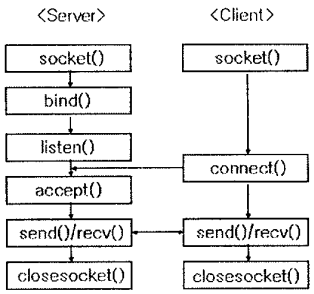


그림 1. Socket을 이용한 통신
Fig 1. Communication using Socket

클라이언트 프로그램과 달리 서버 프로그램은 다중 클라이언트와 통신하기 위해 두 개의 Socket이 필요하다. 한 개의 Socket은 클라이언트가 접속하기를 기다렸다가 클라이언트가 접속하면 접속을 유지하고 Child Socket을 만들어서 클라이언트가 통신을 할 수 있도록 한 뒤 또 다른 클라이언트가 접속할 때까지 대기하게 된다. <그림 1>은 서버와 클라이언트간의 통신 방법을 도시한 것이다.

TCP가 도착한 데이터의 목적지를 결정하기 위해서는 Client Socket의 IP주소와 포트 번호, Server Socket의 IP주소와 포트 번호, 이렇게 네 가지의 요소를 알아야 한다. 예를 들어, <그림 2>에서 (198.69.10.2 port 1500)으로부터 (206.62.226.35 port 21)로 도착한 메시지는 첫 번째 Child Socket으로 배달되고, (198.69.10.2 port 1501)으로부터 (206.62.226.35 port 21)로 도착한 메시지는 두 번째 Child Socket으로 배달된다.

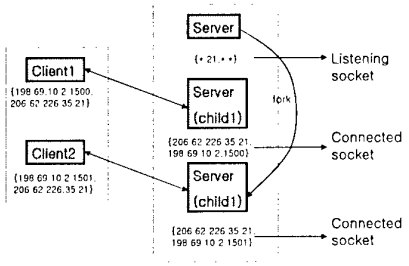


그림 2. 다중 클라이언트와 접속한 서버
Fig 2. Multi-Client Connection with Server

3. 실험

인터넷 DGPS의 성능평가를 위해 <표 1>과 같은 일정으로 크게 두 종류의 실험을 수행하였다.

그 중 <실험 1>은 인터넷을 기반으로 한 DGPS의 정확도를 규명하기 위한 실험으로 기준국으로부터 450km 가량 떨어진 곳에서 수행하였다. <실험 2>는 서버에서 다중 사용자의 위치를 모니터링 한 실험으로 서울대학교 순환도로에서 수행하였다.

표 1. 실험 일정
Table 1. The Process of Experiment

회수	날짜	시간	장소	실험내용
실험1	00년 8월 22일	19-20시	제주도	동적측위
	00년 8월 24일	12-13시	우도	정적측위
실험2	00년 11월 10일	14-16시	서울	다중 사용자 모니터링

3.1 실험 1

이 실험은 인터넷을 기반으로 한 DGPS의 정확도를 규명하기 위한 실험으로 우도에서 실험한 정적 측위와 제주도에서 실험한 동적 측위로 나뉜다.

3.1.1 실험장비

DGPS 보정정보를 생성하는 기준국은 서울대학교 신공학관에 설치되었다. 한편 인터넷 기반 DGPS 서버용 컴퓨터는 기준국용 컴퓨터로부터 생성된 보정정보를 수신하여 인터넷으로 연결되어 있는 사용자들에게 전송해주게 된다. 이 때 서버용 컴퓨터는 LAN을 통해 인터넷에 접속해 있게 된다.

사용자측 실험 장비는 사용자 차량, GPS 수신기, GPS 안테나, 노트북, PCS 등이며, <그림 3>과 같이 사용자 차량에 탑재하였다. 우선 사용자의 노트북은 PCS를 이용하여 인터넷에 접속한다. 이 때 서울대학교에서 교내 학생에게 무료로 제공하는 PPP 서비스를 이용하였다. 노트북은 서버로부터 받은 보정정보를 직렬 통신을 통해 수신기로 내보내게 된다.

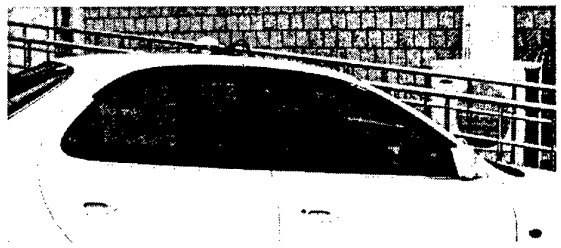


그림 3. DGPS 사용자 차량
Fig 3. The DGPS User's Car

3.1.2 정적 측위

제주도 근처의 우도에서 실험하였으며 기준국으로부터의 거리는 약 450km이다. 측위 시간은 약 한 시간 정도이며 수신기에서는 1Hz로 계산된 DGPS 위치정보를 사용자 노트북에 전송한다. 기준국으로부터 오는 보정정보 역시 1초에 한번씩 만들도록 하였으며, 실시간으로 계산한 위치와 후처리로 계산한 위치를 비교하기 위해 기준국에서는 기준국의 위성정보를 저장하고, 사용자 측에서는 사용자의 위성정보와 실시간으로 계산한 위치정보를 모두 저장하였다.

표 2. 정적 측위 결과
Table 2. The Result of the Static Survey
(1σ, meter 기저선; 450km)

	Up	East	North
Standalone GPS	7.2112	1.4160	2.2713
후처리 DGPS	1.9521	0.6756	1.0377
실시간 DGPS	1.6736	0.6612	1.1742

Standalone GPS와 DGPS의 위치 정확도 계산을 위해 정적측위 후 ECEF 좌표계를 ENU 좌표계로 변환하여 각각의 표준편차를 계산하였다. 정적 측위점의 실제 위치를 구할 수 없었기 때문에 구한 위치해들의 평균값을 계산하여 그 평균값에 대한 표준편차를 구하였다. 그 결과 <표 2>와 같이 실시간 DGPS 해의 표준편차가 Standalone의 경우 보다 월등히 작아서 위치 정확도가 높은 것을 확인할 수 있었다. 또한 후처리한 DGPS 해의 표준편차가 실시간 해의 표준편차보다 더 크게 나왔는데, 이는 실시간 해의 경우 GPS 수신기 자체에서 필터링을 하기 때문이다.

<그림 4>는 실시간 DGPS 해, 후처리 DGPS 해, Standalone GPS 해의 수직궤적이다. 또 그 하단에는 가시 위성 개수의 변화를 그렸다. 수직궤적의 경우 DGPS 해와 달리 Standalone GPS 해가 갑자기 변하는 것을 볼 수 있는데, 그 시간의 가시 위성 개수를 그려본 결과 Standalone GPS 해가 변하는 시간에 가시 위성 개수가 감소하였음을 알 수 있었다. Standalone GPS의 수평 궤적이 실시간 해와 달리 평균치에서 바이어스를 보이는 것도 가시위성 개수와 연관지어 생각할 수 있다. <그림 5.1>은 Standalone 해를 <그림 5.2>는 실시간 DGPS 해를 ENU 좌표계에서 동서방향을 가로축, 남북 방향을 세로축으로 하여 그린 것이다. 본 실험에서는 측위시간이 비교적 짧았으므로 위치 정확도가 높게 나왔지만 실제로는 대기권 오차, 궤도 오차 등의 바이어스 영향으로 이보다 더 클 것이다.

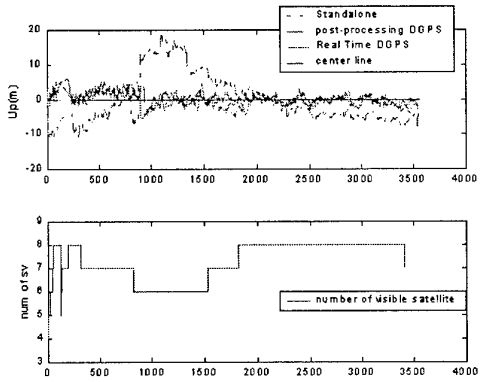


그림 4. 정적 측위 수직방향 성분과 가시 위성 개수
Fig 4. The Vertical Position of the Static Point & Number of Visible Satellite

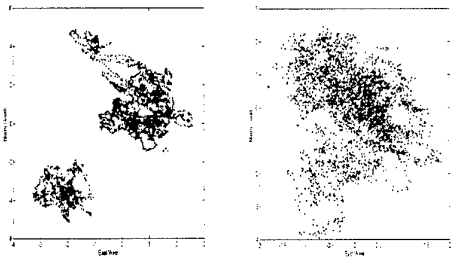


그림 5.1 Standalone GPS 그림 5.2 실시간 DGPS
Fig 5.1 Standalone GPS Fig 5.2 Real-time DGPS

3.1.2 동적 측위

역시 기준국으로부터 약 450km 떨어진 제주도에서 실험하였으며, 100m 정도 되는 직선구간을 DGPS 사용자 차량이 7차례 왕복하였다. 일정한 구간을 왕복하여 궤적의 일치 정도를 가늠하는 반복성(repeatability)시험을 통해 DGPS의 정확도를 비교하기 위한 실험이었다.

<그림 6>은 실시간 DGPS, 후처리 DGPS, Standalone GPS 해의 수직방향 궤적이다. 그래프에서 Standalone의 해가 위성개수의 변화에 매우 민감하게 반응하고 있는 반면 실시간 DGPS 해는 위성 개수에 거의 영향을 받지 않는다는 것을 알 수 있다. <그림 7.1>과 <그림 7.2>는 실험궤적을 ENU 좌표계로 변환하여 수평궤적을 한 평면에 나타낸 것이다. 그러나 실험차량이 정확히 똑같은 직선을 왕복하는 것은 불가능하기 때문에 각 반복구간 사이의 바이어스가 나타날 수 있다는 점을 고려해야 한다. 실시간 DGPS로 구한 궤적이 Standalone GPS로 구한 궤적에 비해 각 반복 구간이 더 일치하고 직선 모양이 더 선명함을 알 수 있다. 수직궤적에 비해 수평궤적에서는 Standalone의 궤적 일치성이 좋은데 이는 2000년 5월 1일 이후로 고의 잡음이 해제되었고 실험시간이 짧은 관계로 바이어스 오차 성분이 적기 때문이다.

또한 DGPS에서는 보정정보의 지연시간이 중요하기 때문에 보정정보의 지연시간을 측정하였다. 그 결과 정적측위의 경우 지연시간이 평균이 평균 2.15초 정도였고, 동적 측위의 경우 평균 2.183초 정도였다. 이 정도의 지연시간은 DGPS의 정확도에 크게 영향을 미치지는 않는다. <그림 8>은 보정정보의 지연 시간의 변화를 시간에 대해 그린 그래프이다.

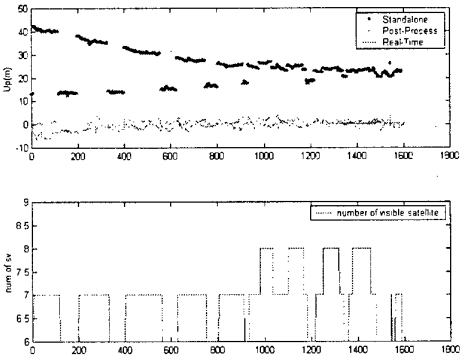


그림 6. 동적 측위 결과 수직방향 궤적
Fig 6. The Vertical Trajectory of the Kinematic User

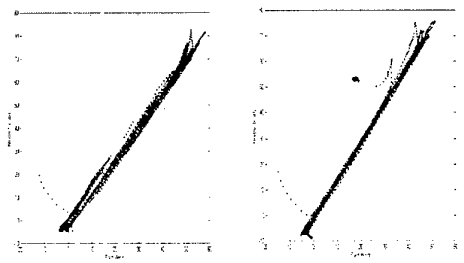


그림 7.1. Standalone GPS 그림 7.2. Real-time DGPS
Fig 7.1. Standalone GPS Fig 7.2. Real-time DGPS

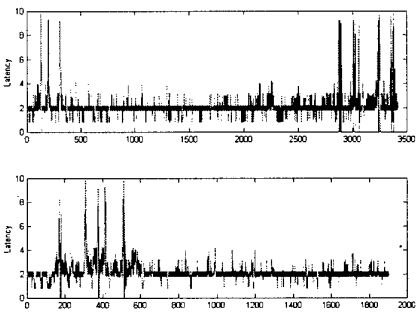


그림 8. 정적 측위(상)와 동적 측위(하) 지연시간
Fig 8. Time Latency of Static Positioning(Top) & Kinematic Positioning(Bottom)

3.2 실험2

<실험 2>는 서버에서 다중 사용자의 위치가 실시간으로 모니터링 됨을 확인하기 위한 실험이다. 이 실험에서는 <실험 1>에서와 같은 장비를 준비한 차량 두 대가 서울대학교 순환도로를 반대방향으로 왕복함으로써 각 궤적들의 일치성을 확인하기로 하였다.

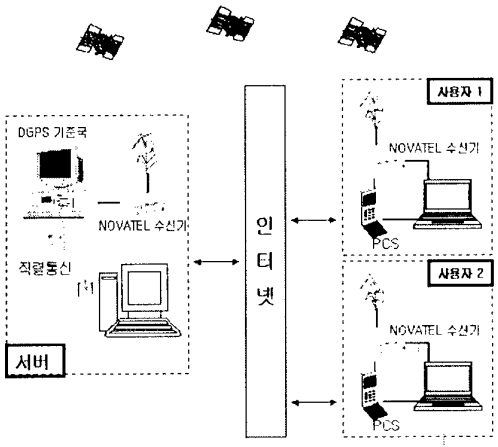


그림 9. DGPS 다중 사용자 실시간 모니터링 실험구성도

Fig 9. Construct of Experiment for Monitoring DGPS Multiple Users

<그림 10>은 서버에서 실시간으로 모니터링 되는 다중 사용자의 궤적이다. 사용자차량 중 한대는 순환도로의 바깥쪽을 나머지 한 대는 순환도로의 안쪽을 운행하였다. 차 두 대의 각 궤적들이 서로 일치하고 있는 반면 전자지도의 부정확성으로 인해 사용자의 궤적과 전자지도가 일치하지 않는 구간이 존재함을 알 수 있다.

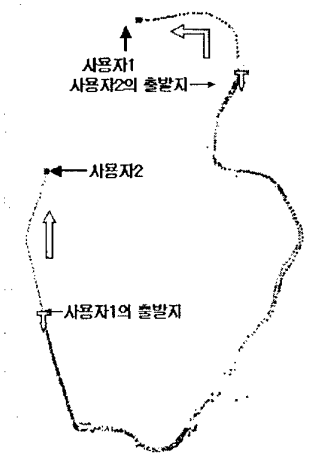


그림 10. 다중사용자의 DGPS 궤적

Fig 10. DGPS Trajectory of Multiple Users

다중 사용자 실험에서는 보정정보의 지연 시간이 한 사용자는 평균 3.17초 다른 사용자는 평균 3.64초 정도로 측정되었다. 제주도에서 수행한 실험 결과 보다 더 크게 나왔는데 이는 서울대에서 실험한 시간이 오후 2시 정도로 당시 PCS 사용자 및 LAN 사용자가 많았고, 서울대의 지형적인 조건 때문에 PCS가 잘 연결되지 않았기 때문이다. <그림 11>은 다중 사용자들의 보정정보 지연시간의 변화를 그린 그래프이다.

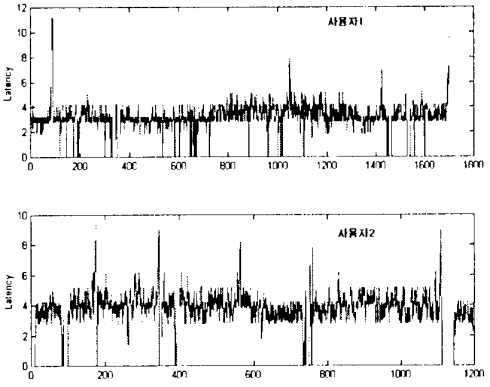


그림 11. 다중 사용자에서의 지연시간 그래프

Fig 11. Latency in Multiple DGPS Users

4. 결 론

본 논문에서는 인터넷을 사용하여 DGPS 보정정보를 전송하고 보정정보를 사용하는 사용자의 위치를 전송 받을 수 있는 시스템을 구축하였다. 여러 가지 실험을 통하여 실시간 DGPS 위치해를 Standalone GPS 해와 비교함으로써 인터넷을 이용한 DGPS의 위치해가 정확하다는 것을 확인하였고 보정정보의 지연시간도 크지 않다는 것을 알 수 있었다.

인터넷을 이용한 DGPS를 구현함으로써 이전의 DGPS 보정정보 전송 방법들의 단점을 보완 할 수 있게 되었다. 뿐만 아니라 이동 통신이 발달하여 이동중인 사용자들이 장소에 구애받지 않고 인터넷에 접속하여 DGPS를 구현할 수 있게 되었다. 이번 실험에서는 실험 장비 제한으로 2명의 사용자만으로 실험을 하였지만, 서버용 컴퓨터의 성능이 허용하는 한 무한대의 사용자가 DGPS 서버에서 보정정보를 받을 수 있다. 따라서 본 논문에서 구현한 시스템은 택배/물류시스템이나 실시간 교통정보 시스템에 응용할 수 있을 것이다. 그러나 PCS 전파가 약한 곳에서는 사용자의 위치가 잘 전송되지 않는 등의 문제가 있었으므로 이 시스템을 실제로 응용하기 위해서는 무선 통신의 성능 향상이 필요하다.

참고문헌

[1] H. Hada, H. Sunahara and etc.. New Differential and RTK Corrections Service for Mobile Users, Based on the Internet, ION GPS 99, 1999.

[2] Changdon Kee and etc.. Quality Control Algorithms on WAAS Wide-area Reference Stations, *Journal of The Institute of Navigation*, vol. 44. no. 1 Spring, 1997

[3] W. Richard Stevens, Unix Network Programming, vol. 1.

[4] 김정한, 기창돈, GPS 위성을 이용한 동적 정밀 측위, 98 GPS Workshop 논문집, 1998, pp. 735-739.

[5] 박성민 외, 헬리콥터의 비행실험을 통한 실시간 DGPS 성능 평가 춘계 학술발표회 논문집, 한국항공우주학회, 1999. pp. 465~468

[6] 윤영선 외, 실시간 DGPS를 이용한 스키어 교육용 프로그램 개발, 00한국자동제어학술회의 요약문집, 2000.

근거리 오차보정시스템(LAAS)-지상서브시스템의 위치정확성 분석

Analysis of positioning accuracy of the Local Area Augmentation System - Ground Subsystem

°심요한*, 송복섭*, 이상종*, 유창선*, 김종철*, 정진호**, 박용희**

ABSTRACT

Since 1994, KARI has been conducting the research on the Local Area Augmentation System for precision approach and landing of aircraft based upon the concepts of CNS/ATM (Communications, Navigation and Surveillance and Air Traffic Management), which was previously called the Future Air Navigation System (FANS) at the International Civil Aviation Organization (ICAO). The LAAS system includes GNSS Satellite Subsystem, LAAS Ground Subsystem (GS), and Airborne Subsystem (AS), and makes it possible to satisfy the precision requirements for approach and landing of aircraft, CAT-I to CAT-III. In this year, KARI has tried the first flight test at Ulsan airport with the flight inspect aircraft of MOCT (Ministry of Construction and Transportation). We would present here test procedures, test results, and pictures taken during the test, and also our lastest version of LAAS subsystems-GS and AS would be shown.

I. 서 론

1. GNSS 개요

국제민간항공기구(ICAO)는 항공관제의 현대화를 위해 FANS 위원회를 설치하고 1991년에 9월 캐나다 몬트리올에서 개최된 10차 항공항행회의에서 FANS(Future Air Navigation System) 전환계획(2010년 이후 실행)을 수립하였다. FANS는 CNS/ATM - Communication(통신), Navigation(항법), Surveillance(감시), Air Traffic Management(교통관리) - 으로 구성되며, 개략적인 내용은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

CNS/ATM의 기반은 GNSS(Global Navigation Satellite System)이며, GNSS는 두 가지 구성 요소 - 항법위성(GPS/GLONASS)과 Augmentation System으로 이루어진다. Augmentation System은 항법위성을 이용한 단독 측위는 항공기의 항법에 필요한 RNP(Required Navigation Performance)-정확성(accuracy), 무결성(integrity), 연속성(continuity), 이용성(availability)-를 충족시키기 어렵기 때문에 이를 보강하기 위한 시스템이며(표 1), 정지궤도위성을 이용하여 측위보정 정보를 방송하는 SBAS(Satellite-Based Augmentation System - WAAS, EGNOS, MSAS)와 공항에서 VHF Data Link를 이용하는 GBAS(Ground-Based Augmentation System) (또는 LAAS; Local Area Augmentation System) 그리고 항공기에서 RAIM(Receiver Autonomous Integrity Monitoring)을 이용한 ABAS(Aircraft -Based Augmentation System)가 있다.

*한국항공우주연구소
**(주)하이컴 정보통신

- The Cornerstone of Effective Communication
- System Works Only If You Know the Aircraft's Location
- The More Precise the Location, the More Efficient Use of Airspace
- The More Efficient Use of Airspace, the Greater the Capacity, Cheaper Aviation User Costs.
- Better ATC Operations, Reduced Probability of Accidents

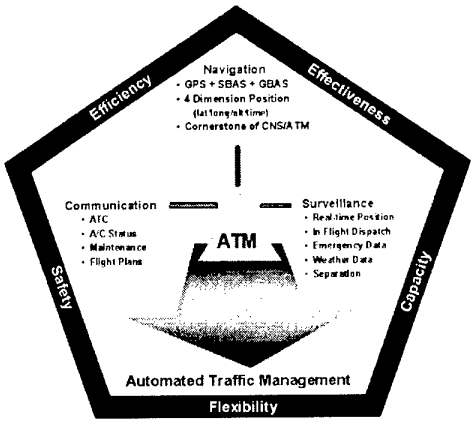


그림. 1. CNS/ATM Overview

표 1. Why Augment GNSS?

- Correct GNSS Signal ***Accuracy*** (More Precise)
- Provide an ***Integrity*** Check on the "Health" of GNSS Satellite Data
- Increase ***Availability*** of Satellite Signals (Use of Geostationary Communication Satellites, or GEOs)
- Compensate for GNSS Orbit Limitations

ICAO는 비행단계별 성능요건, 항법위성, ABAS, SBAS, GBAS(CAT-I)의 국제적 운용에 필요한 1차 SARPs(Standard and Recommended Practices)를 GNSS Panel을 중심으로 마련 중에 있으며, 1차 SARPs는 올해(2000년) Annex 10에 발간 예정이다.

2. LAAS 구성

근거리 오차보정시스템인 GBAS(이후 LAAS)는 VHF 데이터 링크를 통신수단으로 이용하여 항공기의 공항 접근과 착륙을 유도하기 위한 Augmentation System이며, 항공우주연구소는 1994년부터 우리 나라의 환경에 적합한 LAAS를 연구해 오고 있다. LAAS는 GNSS의 표준측위서비스를 보강하여 항공기의 활주로 정밀접근과 착륙을 이끌어낼 하드웨어와 소프트웨어를 가리키며, 그림 3과 같이 세 가지 서브시스템 - (가)항법위성, (나)지상, (다)항공기 - 으로 이루어진다. (가)는 GPS와 GLONASS로 이루어지며, 위성신호(raw measurement, ephemeris data)를 (나)와 (다)로 전파한다. (나)는 오차보정정보, 무결성정보, 정밀접근경로정보를 생성하여 VHF 데이터 링크를 통해 방송하며, (다)는 (가)와 (나)의 신호를 수신하여 정확한 위치를 계산한다. (나)와 (다)의 성능에 따라 정밀접근 요구조건인 CAT-I부터 정밀접근 및 착륙 요구조건인 CAT-III를 달성할 수 있다(표 2).

한국항공우주연구소는 99년에 ICAO에서 SARPs를 공표하기 전까지 CAT-I급 LAAS의 시험적인 모델이라고 할 수 있는 RTCA(Radio Technical Commission for Aeronautics) Special CAT-I급 지상 서브시스템을 구성하였으며, 현재는 SARPs(案)을 참고하여 지상시스템 소프트웨어를 업그레이드 하여 동적환경(항공기)에서 운용실험을 실시하였다. 이 논문에서는 현재까지 구성된 지상 서브시스템(이하 지상시스템)의 구성과 건설교통부의 점검용 항공기를 이용한 비행시험의 결과를 소개하고자 한다.

II. 지상시스템

1. 지상시스템의 기능

지상시스템의 기본 기능은 GPS 위성 신호에서 오차보정값(differential correction)을 계산하여 항공기 서브시스템(이하 탑재시스템)으로 송신하는데 있다. 위성 신호는 SA, 이온층과 전리층의 영향, 다중 경로 반사와 같은 여러 가지 오차 요인들을 포함하는데, 지상시스템은 이 오차들을 기준 GPS 안테나에서 위성까지 실제 거리와 의사거리 값(carrier-smoothed pseudorange)의 차에서 측정해 낸다(2000.5.2 00:00부터 SA가 off되어 오차량이 상당 부분 감소함). 이 오차량들은 SARPs의 Type-1 Differential Message Format으로 바뀌어 VHF 데이터 링크로 항공기 서브시스템으로 송신한다. 데이터 링크는 항공용 VHF 주파수의 사용 효율을 높이기 위해 TDMA, STDMA 방식 등이 논의 중에 있다. RTCA/DO-217에서는 지상시스템의 기본 기능으로 1) DGNSS 기준 수신기 기능, 2) DGNSS 데이터 처리기능, 3) DGNSS 데이터 송신 기능, 4) DGNSS 신호무결성 감시 기능, 5) 데이터 링크를 언급하고 있다.

항공기 서브시스템은 오차보정값을 수신하여

수평 및 수직위치를 계산하는데, 항법위성을 이용하게 되면 기존의 ILS를 이용한 계기착륙과는 달리 360° 활주로 진입이 가능하다(그림 4). SARPs(案)의 위치 정확성 요구조건은 표 2와 같다.

표 2. 비행 모드에 따른 정확성 요구조건 (ICAO SARPs(案) ver.8.0)

Typical operation(s)	Accuracy lateral 95%	Accuracy vertical 95%
En-route	2.0 NM	N/A
En-route,Terminal	0.4 NM	N/A
Initial Approach, Non-precision approach, Departure	220 m	N/A
Instrument approach with vertical guidance	220 m	9.1 m
CAT-I precision approach	16.0 m	7.7 m to 4.0 m

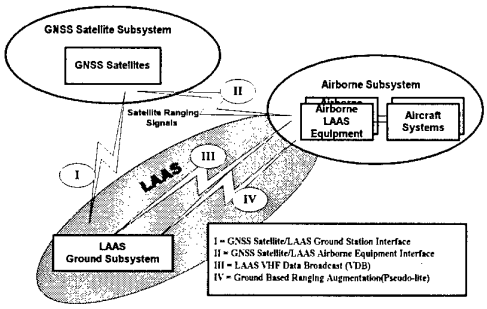


그림. 3. LAAS Signal-in-Space Interface Diagram

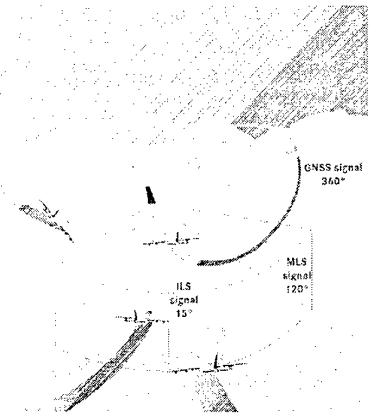


그림. 4. ILS와 GNSS 착륙시스템의 비교

2. 지상시스템의 구성

지상시스템은 GPS 수신기와 데이터 처리 장치를 복수화하여 주(primary) 장치에 이상이 생긴 경우 부(secondary) 장치가 그 역할을 수행할 수 있도록 구성하였다(그림 7). 특히, DGNSS 데이터 처리 기능(오차보정값 계산 및 SARPs Type-1 Message 생성)을 수행하는 PC Server 2대 간에 상호감시(cross checking)를 위해 TCP/IP 물리적 계층을 이용한 LAN(Ethernet) 인터페이스를 구성하고, 상호 동작 감시를 위한 프로그램을 제작하였다(그림 6). 또한, 사후처리(post-processing)를 통한 위치 정확성을 평가하기 위하여 Ashtech Z-12(L1/L2 24채널 ; RTK 위치정확도 : 수평 3 cm, 수직 5cm)를 GPS 기준 안테나에서 L1 신호 분배기를 사용하여 설치하였다.

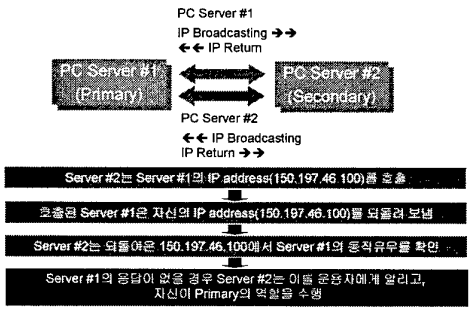


그림. 6. 데이터 처리장치 간 상호감시 프로그램(구현 방식)

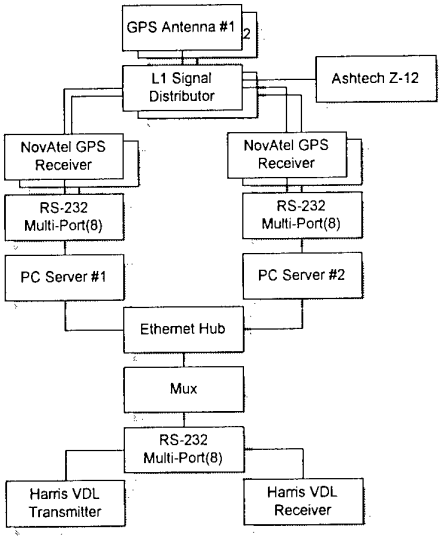


그림. 7. 지상시스템의 구성

2. 탑재시스템 구성

탑재시스템은 지상시스템에서 SARPs Type-1 Message를 수신하여 자신의 위치를 계산하는 기능을 수행하며, 기본적인 구성은 그림 8과 같이 GPS 수신기, VHF Data Link 수신기, 컴퓨터, 디스플레이 장치, 전원으로 구성한다.

현재 GPS 안테나는 점검용 항공기에 장착된 Ashtech GPS 안테나를 사용하고 있으며, L1 신호 분배기를 통하여 GPS 위성 신호를 평가용 장비인 Ashtech Z-12(L1/L2 24채널 ; RTK 위치정확도 : 수평 3 cm, 수직 5cm)와 탑재시스템으로 분배하였다.

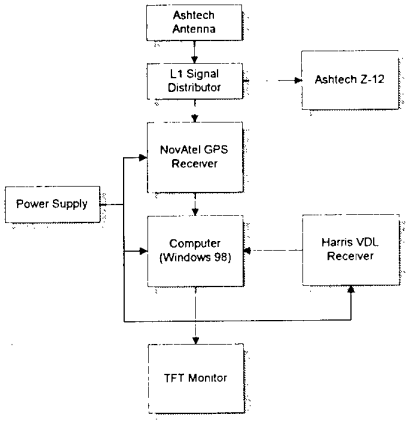


그림. 8. 탑재시스템의 구성

탑재시스템은 지상시스템에서 SARPs Type-1 Message를 수신한 뒤 메시지에 포함된 Modified Z-Count, 위성별 Pseudorange Correction(PRC), Issue of Data(IOD), Range Rate Correction(RRC)를 이용하여 자신의 위치를 계산하게 된다.

III. 지상시스템 운용실험(비행시험)

지상시스템이 표 2의 위치 정확성을 만족하는지를 평가하기 위해 건설교통부의 점검용 항공기(그림 9)를 이용하여 비행시험을 실시하였다.

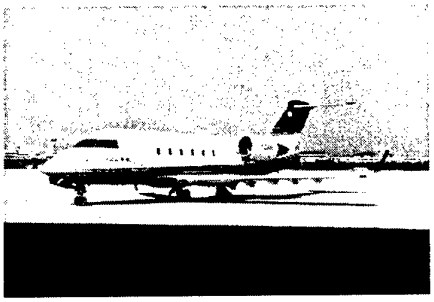


그림 9. 비행시험에 사용된 건설교통부 점검용 항공기

그림 6의 지상시스템은 울산공항 구 관제탑에 설치하였고(그림 중 안테나를 제외한 모든 하드웨어를 울산공항 구 관제탑 건물 안에 설치하고, 기준 GPS 수신기 안테나(3대)를 비롯한 VHF Data Link 송신 안테나와 수신 안테나(송신 신호 감시용)를 옥상에 고정시켰다(그림 10).

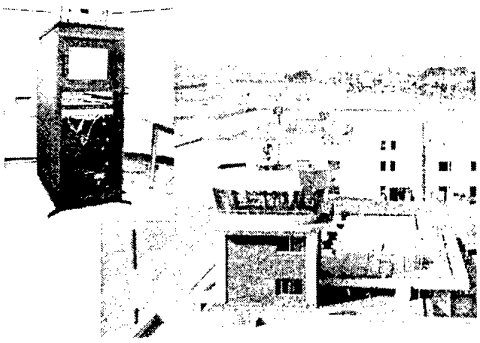


그림 10. 지상시스템이 설치된 울산관제탑

1. 비행시험

현재까지 비행시험은 두 차례 시행하였으며, 1차 비행시험은 11월 3일에 2차 비행시험은 11월 9일에 이루어 졌다. 두 차례 모두 김포공항에서 이륙하여 울산공항까지 비행한 뒤 울산공항에서 접근착륙을 시도하였다. 그림 11은 점검용 항공기에 설치한 탑재시스템의 운영 모습과 항공기가 활주로에 접근착륙을 시도하는 모습을 보여주고 있다.

이번 비행시험은 정식절차에 의한 첫 번째 항공기 시험이란 의미 이외에 비행 중에 탑재시스템이 정상적으로 동작하는지, 전력소비는 어느 정도 이루어지는지, 항공기의 속도와 고도에 따라 GPS 위성 신호의 수신상태가 지상과 어떤 차이를 보이는지, 지상시스템의 VHF Data Link 신호의 도달거리는 어느 정도인지를 확인할 수 있었다는데 의미가 있다.

먼저 탑재시스템은 항공기가 김포공항에서 이륙하여 울산공항에서 비행시험을 마친 후 다시 김포공항으로 되돌아오는 3시간 30분 동안에 정상적인 동작을 보여 주었다. 전력은 12V 40AH의 용량을 지닌 배터리를 이용하여 공급하였는데, 전력 소비량은 100W 정도로 약 5시간 동안 시스템을 동작시킬 수 있었다. GPS 위성 신호는 항공기가 1) Ground Speed=511KN/H 2) 고도=21,000 피트 3) 외부온도=영하 21도 4) 외부기압=1013hpa에서도 수신이 가능하였다. 비행 중 1~2 차례 GPS 수신기가 정상적인 동작을 하지 않는 경우가 일어나기도 했는데, 그때 조건은 1) Ground Speed=423KN/H 2) 고도=18,000 피트 3) 외부온도=영하 14도 4) 외부기압=1013hpa였다.

가장 관심을 모았던 VHF Data Link 신호의 최대 도달거리는 울산공항에서 경상북도 영천 부근까지 80 마일로 이때 Ground Speed는 423KN/H 고도는 18,000 피트였다.



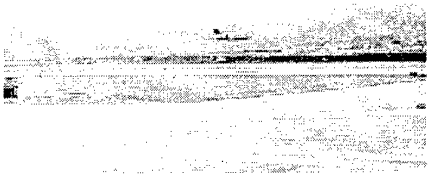


그림 11. 탑재시스템 및 점검용 항공기 울산공항 접근착륙 비행시험

1.1 1차 비행시험

1차 비행시험은 11월 3일 오전 10시 45분부터에 오후 12시 30분까지 이루어졌으며, 울산공항 부근에 도달하여 1) 울산 VOR/DME Overstation 5000 피트로 절차접근, 2) 활주로 Threshold를 중심으로 거리=20NM 고도=10,000 피트에서 ±35도 orbit, 3) 활주로 Threshold를 중심으로 거리=20NM 고도=1,500 피트에서 ±35도 orbit, 4) ILS 접근절차에 따른 접근착륙(2회)의 순서를 따랐다.

그림 12는 위의 1)에서 4)까지 비행시험이 이루어지는 동안에 항공기가 이동한 수평 궤적(활주로 동서남북 방향)을 나타낸다. 항공기는 활주로 북쪽에서 고도=5000 피트로 활주로에 접근하여 활주로 남쪽에서 고도=10,000 피트와 고도=1,500 피트로 두 차례 선회 비행한 뒤 활주로 동쪽에서 활주로로 접근하였으며, 다시 활주로 서쪽으로 타원을 그리면서 두 번째로 활주로에 접근착륙을 시도하였다. 그림 13은 ILS 접근절차에 따른 접근착륙을 시도하는 동안 항공기의 수직 궤적(고도 변화)를 나타낸다.

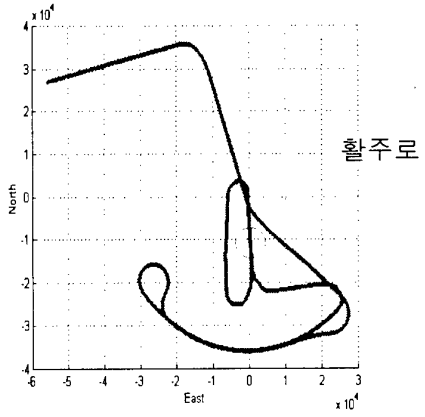


그림 12. 1차 비행시험 동안에 항공기가 이동한 수평 궤적

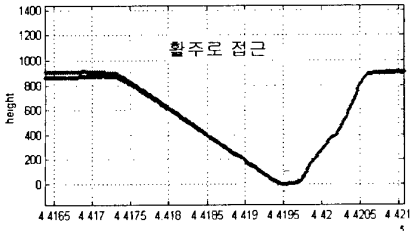


그림 13. ILS 접근절차에 따른 접근착륙 동안에 항공기의 고도 변화(1차 비행시험)

그림 14와 15는 각각 거리=20NM 고도=10,000 피트에서 ±35도 orbit 비행과 ILS 접근절차에 따른 접근착륙을 시도할 때에 탑재시스템 화면에 나타난 항공기가 이동한 궤적을 보여 주고 있다.

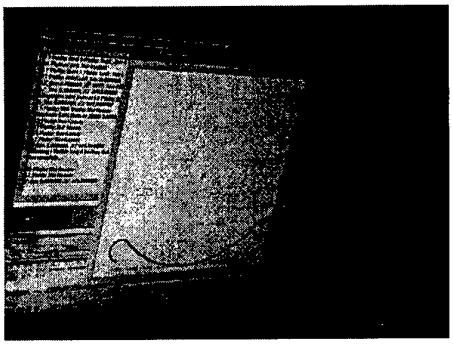


그림 14. 거리=20NM 고도=10,000 피트에서 ±35도 orbit 비행 궤적(탑재시스템 화면)

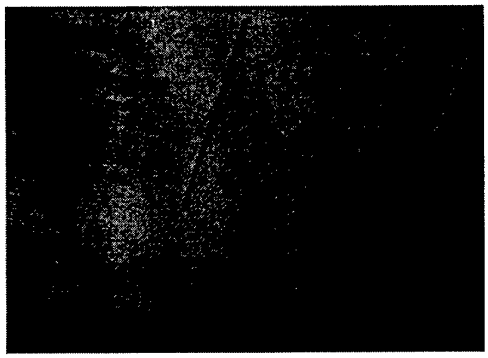


그림 15. ILS 접근착륙 비행 궤적(활주로에 접근하는 항공기, 붉은 점선 표시, 탑재시스템 화면)

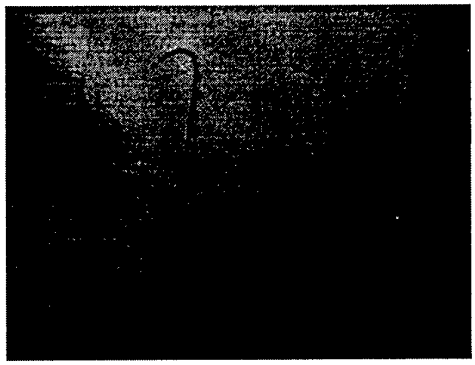


그림 16. ILS 접근착륙 비행 궤적(활주로를 통과하여 활주로 서쪽으로 회전하는 항공기, 붉은 점선 표시, 탑재시스템 화면)

1.2. 2차 비행시험

2차 비행시험은 11월 9일 오후 1시에서 오후 4시까지 이루어 졌으며, 1) 활주로 Threshold를 중심으로 거리=20NM 고도=10,000 피트에서 ±35도 orbit (약 4.7도의 수직각), 2) 활주로 Threshold 지점에서 거리=20NM 고도=1,500 피트에서 ±35도 orbit (약 0.71도의 수직각), 3) ILS 접근절차에 따른 접근착륙(9회)의 순서를 따랐다.

그림 16은 비행시험 동안 항공기가 이동한 수평 궤적을 나타내며, 그림 17은 ILS 접근절차에 따른 접근착륙을 시도하는 동안 항공기의 수직 궤적(고도 변화)를 보여 주고 있다.

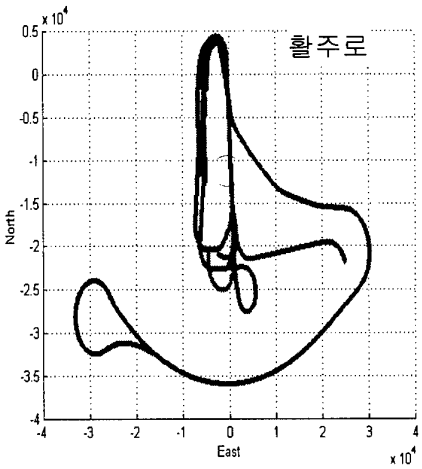


그림 17. 2차 비행시험 동안에 항공기가 이동한 수평 궤적



그림 18. ILS 접근절차에 따른 접근착륙 동안에 항공기의 고도 변화(2차 비행시험)

그림 19와 20은 각각 탑재시스템이 계산한 항공기의 활주로 상에서 수평위치와 수직오차의 분포를 보여주고 있다. 수평오차는 최대 3미터 수직오차는 ±6미터의 범위를 갖고 있으며, 오차범위가 표 2의 CAT-I 정확성 범위를 만족하고 있으나 지상시험 때와는 달리 오차 범위가 크게 나타나고 있음을 살펴 볼 수 있었다. 이에 대해서는 올 해 말까지 몇 차례 남겨 놓은 비행시험과 내년도의 계속적인 비행시험을 통해 충분한 자료수집과 분석을 통해 오차요인을 찾아낼 계획이다.

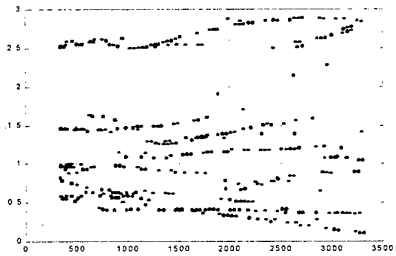


그림 19. 울산공항 활주로 지역에서 수평오차 분포

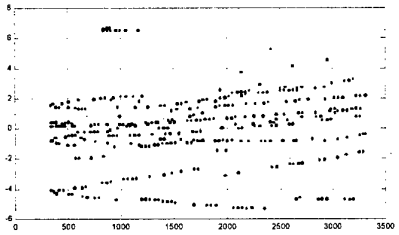


그림 20. 울산공항 활주로 지역에서 수직오차 분포

Ⅳ. 결 론

ICAO는 기존 지상항행시설(VOR, NDB, ILS 등)대신 2010년부터 GNSS를 범세계적 유일 항법 시스템으로 의무화할 것을 결의하면서 세계 각국에서 GNSS에 대한 연구 개발이 이루어지고 있으며, 국제적으로 SARPs(案)이 발표되어 각국의 검토를 기다리고 있는 상황에서 한국항공우주연구소는 국내 기술에 의한 GNSS/LAAS 개발을 시도하고 있다. 본 연구에서는 한국항공우주연구소에서 개발 중인 항공기 정밀접근 착륙을 위한 지상 서브시스템의 기능 및 구성에 대해 기술하고, 비행시험을 위한 탑재시스템의 구성을 소개하였다. 또한, 건설교통부의 점검용 항공기를 이용한 비행시험을 통해서 확인한 시스템의 동작 상태와 비행시험 내용 그리고 가장 관심을 모았던 VHF Data Link 최대 수신거리를 소개하였다.

앞으로 여러 차례의 비행시험을 통해 시스템의 위치 정확성을 평가하기 위한 자료들을 수집할 계획이다.

후 기

본 연구는 한국공항공단의 "위성항법시스템 개발" 과제로 진행되었음을 밝히며, 점검용 항공기를 이용한 비행시험을 가능하게 도와주신 서울지방항공청 및 공항공단 울산지사 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

[1] "Minimum Aviation System Performance Standards DGNSS Instrument Approach System: SCAT-I", RTCA/DO-217, 1995

[2] FAA, "Requirements document for the Local Area Augmentation System(LAAS)", 1997.10

[3] FAA, "Local Area Augmentation System (LAAS) Update"

[4] FAA, "Specification Local Area Augmentation System : Ground Segment", Draft ver.2.0, 1998.2

[5] 김동현, 심요한, 김종철, "GPS를 이용한 고속 비행체의 궤적 및 자세결정시스템", GPS Workshop, pp.580-590, 1997

[6] 박찬식, "GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세 결정", 박사학위논문, 서울대학교, 1997

[7] 김동현, "실시간 GPS 정밀측량을 위한 이동중 위치결정에 관한 연구", 박사학위논문, 1997

GPS를 이용한 선박자동운항 제어시스템 설계에 대한 연구

Development of Automatic Ship Maneuvering System Using GPS

°곽문규*, 서상현**

*동국대학교 기계공학과(Tel:(02)2260-3705; Fax:(02)2263-9379; E-mail:kwakm@dgu.ac.kr)
**한국해양연구소 선박해양공학분소(Tel:(042)860-7264: Fax:(042)868-7711: E-mail:shsuh@kriso.re.kr)

Abstract: This research is concerned with the design of LQR/LQG controller for automatic ship maneuvering, which is in fact the automatic path-tracking control. We utilized the non-dimensionalized equations of motion to generalize the derivation of control law. Also, the equations are linearized to apply the control technique. The optimal path-tracking controller is then obtained by applying the LQR theory and the estimator is designed by the LQG control technique. The problems arising in applying the GPS measurement to the automatic ship maneuvering are discussed in detail. Numerical results show the effectiveness of the proposed control algorithm. Experiments will be carried out to verify the theoretical results.

Keywords: Automatic Ship Maneuvering, LQR/LQG, GPS, Gyro

1. 서 론

선박을 통한 해상 운송량의 증가는 연해와 근해 해상 사고 증가의 한 원인이 되고있다. 이러한 해상사고는 바로 인근해역의 해상오염으로 이어져 심각한 경제적, 사회적, 환경 적인 문제를 유발하고 있다. 이와 같은 해난사고를 미연에 방지하기 위해서는 선박의 안전운항을 보장할 수 있는 항해기술의 개발이 필수적이다.

본 연구는 최근에 개발된 GPS(Global Positioning System)와 같은 정확한 위치감지기를 사용하여 선박의 자동운항 제어를 효율적으로 수행하기 위한 제어 알고리즘의 개발을 목표로 하고 있다. 선박 자동 운항 제어시스템의 개발은 선박의 운항에 필요한 인원의 저감은 물론 선박의 안전 운항을 도모할 수 있기 때문에 경제적인 효과가 매우 클 것으로 예상된다.

선박 자동 운항 제어 시스템은 세 가지로 분류할 수 있는데 선박 자동 조타 장치, 자동 항로 추적 장치, 자동 접이안 제어기로 각각 분류할 수 있다. 자동 조타 장치는 선박의 선수각만을 제어하는 것으로 가장 기본 적인 제어시스템이다. 방위각을 계측할 수 있는 감지기만이 필요하기 때문에 가장 단순한 선박 자동 운항 제어시스템이다. 자동 항로 추적 장치를 위해서는 선수각 뿐만 아니라 선박의 절대 위치 좌표를 감지할 수 있는 감지기가 필요하다. GPS의 개발 이전에는 이와 같은 감지기가 제공되지 않았기 때문에 자동 항로 추적 장치에 대한 제어시스템을 개발하였어도 실제 적용은 불가능하였지만 값싼 GPS 장비의 출현으로 자동 항로 추적 장치의 실제 적용이 가능하여졌다. 자동 접이안은 항구내의 도선사의 역할을 대체할 수 있는 제어시스템을 가리키는데 선박 자동 운항 제어 시스템 중 난이도가 가장 높은 제어 문제이다. 본 연구에서는 변침점을 이용한 자동 항로추적제어기를 이용하여 항로를 자동으로 추적할 수 있고 Observer를 이용하여 계측이 불가능한 변수를 추출하는 알고리즘을 개발하였다.

선박의 자동조타장치에 사용되는 제어기법중의 하나는 고전적인 제어이론중의 하나인 PID (Proportional Integral Derivative) 제어방법이 사용되며, Nomoto가 제안한 일차모델을 대상으로 한다[5]. 선박의 자동운항 제어시스템을 위해서는 여러 가지 최신 제어기법이 시도되고 있는데 수로에서의 선박 조종을 위한 퍼지 제어기의 설계[3], 선박 접이안 제어기의 설계, 기준모델을 추적하도록 만든 퍼지 제어기의 설계가 시도되었으며 신경망을 이용한 자동조타 제어기의 설계에 관한 연구가 수행되었다. 또한 자동 항로추적과 자동 접이안을 위한 신경망 제어기의 설계에 관한 연구도 수행되었다. 선박 조종 모델에 포함된 불확실성에 대처하기 위하여 Sliding Mode 제어기가 선박 자동 항로 추적 제어기의 설계에 적용되었다[8]. 강인제어기인 H-∞ 제어기를 자동 조타 장치에 적용한 결과도 보고되고 있다[7]. 그 외에 Swath선의 제어를 위한 강인제어기의 적용, Roll을 고려한 제어기 설계, Cascade 제어기를 이용한 무인선의 항로추적제어기의 설계, Wave 필터를 이용한 고성능 제어기의 설계, 보상시스템을 이용한 제어기, 추력 손실을 최소화하는 제어기 등 여러 가지 최신제어기법이 선박에 적용되고 있다.

선박 자동 운항 제어 시스템의 설계 및 성공적인 적용을 위해서는 정확한 선박 조종 모델의 유도가 필수적이다. 정확한 선박 조종 모델의 유도에 관해서는 많은 연구가 수행되어왔는데 [4] 특히 자동 접이안의 경우에는 선박이 저속 항진을 하기 때문에 저속 조종 모델에 관한 연구가 필요하다. 또한 항구내의 선박 조종 모델에는 천수효과가 포함되어야 하는데 유체력의 계산이 어렵기 때문에 정확한 선박 조종 모델의 유도는 사실상 불가능하다.

본 연구에서는 먼저 선박조종방정식을 선형화하고 무차원화하여 제어기 설계가 일반화 될 수 있도록 만들었으며 이를 바탕으로 최적 보침제어기를 설계하였다. Kalman 필터를 이용한 Observer 구현 방법을 제안하였다. 본 연구의 결과는 수치계산을 통해 검증되었으며 차후 실험으로 그 결과를 검증할 예정이다.

2. 선박조종모델

선박의 조종 성능은 항해 안전성뿐만 아니라 운항경제성과도 밀접한 관계가 있어 선박의 설계시 고려해야할 중요한 요소이다. 선박 조종 시뮬레이션의 정확도를 높이기 위해서는 선박의 조종 성능을 추정하는 방법인 자유항주 모형시험을 통하여 추정한 조종계수들을 사용한다. 일반적으로 이론적인 조종운동방정식에 의한 결과를 실선 실험 결과와 비교하여 이론 모델을 수정하는 과정을 되풀이한다. 정확한 선박 조종 모델의 유도는 성공적인 제어기의 설계를 위해서 필수적이지만 유체 동역학적 계수들의 이론적 추정에는 한계가 있고 여러 가지 요인에 대한 정확한 평가가 어렵기 때문에 선박 조종 모델에는 비선형성과 불확실성이 내포되어 있다고 간주해야 한다.

선박 조종 운동방정식의 유도를 위한 좌표계는 Fig. 1 과 같다.

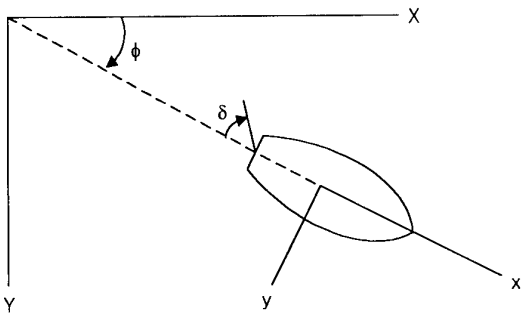


Fig. 1 The Coordinate System for Ship Maneuvering

여기서 X, Y는 공간상에 고정된 자표계이며, x, y는 선체에 고정된 좌표계인데 원점이 무게중심과 일치한다고 가정한다. ψ, δ는 각각, 선수각과 타각을 나타낸다.

선박의 운동에서 파도, 바람에 의한 영향을 무시하면 선체에 고정된 국소 좌표계에 대한 운동방정식은 뉴톤 제이 법칙을 적용하여 다음과 같이 표현할 수 있다 [4].

$$m(\dot{u}-vr)=X_{HR}+X_P \tag{1}$$

$$m(\dot{v}+ur)=Y_{HR} \tag{2}$$

$$I_{zz}\dot{r}=N_{HR} \tag{3}$$

여기서 식(1)은 전후동요, 식(2)는 좌우동요, 식(3)은 선수요를 표현하는 운동방정식이다. 또한 아래첨자 HR은 선체와 타, 아래첨자 P는 프로펠러를 나타낸다. m 은 선체의 질량을 나타낸다. 그리고 I_{zz}은 선수요 질량관성모멘트를 나타낸다. X_{HR}은 선체의 전후 동요에 작용하는 힘인데 다음과 같이 가정한다.

$$X_{HR}=X_{\dot{u}}\dot{u}+X_{vr}vr+X_{\delta\delta}\delta^2+\chi(u) \tag{4}$$

여기서 각각의 계수들은 선박조종에서 사용되는 계수들인데, 무차원화된 값을 사용하는 것이 일반적이다. 무차원에 사용되는 변수로는, 해수의 질량밀도 ρ, 선체의 길이 L, 절대 속도 $U=\sqrt{u^2+v^2}$ 이다. $\chi(u)$ 는 선속 u의 함수로 표시되는 선체 저항이다. X_P는 프로펠러 추력을 나타낸다. 또한 Y_{HR}은 선체의 좌우동요에 작용하는 힘이며 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}Y_{HR}=&Y_{\dot{v}}\dot{v}+Y_{\dot{r}}\dot{r}+Y_v v+Y_r r+Y_{v|v|}v|v|+Y_{r|r|}r|r|\\&+Y_{vrr}vr^2+Y_{r|v|}r|v|+Y_\delta\delta+Y_{\delta|\delta|}\delta|\delta|\end{aligned} \tag{5}$$

N_{HR}은 선수요에 작용하는 힘이며 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned}N_{HR}=&N_{\dot{v}}\dot{v}+N_{\dot{r}}\dot{r}+N_v v+N_r r+N_{v|v|}v|v|+N_{r|r|}r|r|\\&+N_{vrr}vr^2+N_{r|v|}r|v|+N_\delta\delta+N_{\delta|\delta|}\delta|\delta|\end{aligned} \tag{6}$$

또한 고정좌표계와의 기하학적인 관계식은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{R}_x=u\cos\psi-v\sin\psi,\quad \dot{R}_y=u\sin\psi+v\cos\psi,\quad \dot{\psi}=r \tag{7}$$

위에서 보이는 바와 같이 조종운동방정식은 선박의 관성, 선체, 타, 프로펠러에 작동하는 유체력, 바람, 조류, 천수 및 수로 격벽 효과 등을 포함하게 된다. 조종운동방정식에 의하여 조종성능을 추정하고자 할 경우 실선의 조종성능을 정확히 예측할 수 있는 조종모델의 유도와 선체에 작용하는 유체력을 나타내는 정확한 조종계수의 산정이 필요한데 조종운동방정식의 유체동력학적 계수들은 유체역학적인 이론 계산결과 또는 조종시험과 모형시험 자료들의 회귀분석으로부터 얻을 수 있다.

본 연구에서 고려한 선박의 최대 타각은 $\delta_{\max}=35.0^\circ$ 이며 최대 타각속도는 $\dot{\delta}_{\max}=2,340^\circ/s$ 이다. 조종모델의 시험시 이와 같은 타의 동역학적 모델을 고려하였으나 선박의 운동이 타의 운동에 비하여 상대적으로 느리기 때문에 제어기 설계시에는 무시되었고 최대 타각은 제한 조건으로 사용되었다.

비선형 조종 운동 방정식, (1)부터 (7)을 이용하여 7 knot 인 경우의 35° Port Rudder Turn에 대한 수치 모사를 수행한 결과가 Fig. 2이다. 수치계산 결과는 참고문헌[2]에 보고되었으며 참고문헌[5]의 결과와 잘 일치하고 있다.

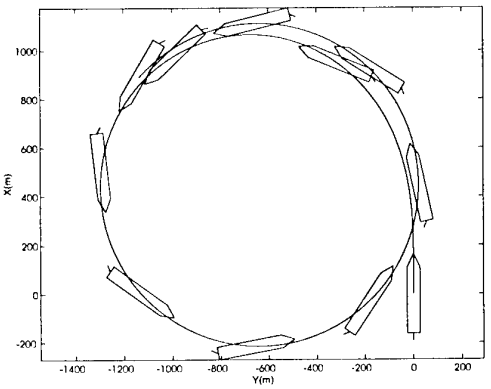


Fig. 2 Turning Trajectory for 35° Port Rudder Turn

3. 보침제어기와 Kalman 필터 설계

앞에서 지적하였듯이 선박 자동 조타 장치는 선수요에 관한 식 (3)을 바탕으로 설계된다. 외란의 영향이 크지 않은 경우에는 선수각 제어만으로도 만족스런 결과를 얻을 수 있으나 조류나 바람 등에 의한 외력의 영향이 심하고, 제한 수역내에서의 조선이 불가피한 경우 침로 유지 제어에 대한 고려가 반드시 함께 이루어져야 한다. 본 연구에서는 식(2)와 (3)을 동시에 고려한 선박 자동 항로 추적 제어기인 보침제어기의 설계방법을 제시하고자 한다. 보침 제어기의 입력변수는 선박의 기준 항로에 대한 항로이탈 오차와 선수각이 되며 출력은 타각이 된다. 따라서 제어시스템은 MISO (Multi-Input Single-Output) 시스템이다.

앞에서 소개한 선박조종모델은 비선형이기 때문에 제어기의 설계는 쉽지않다. 따라서 본 연구에서는 운용점에 관하여 조종방정식을 선형화하고 선형화된 모델을 다시 무차원화하여 이를 바

탕으로 보침제어기를 설계하였다. 이렇게 설계된 보침 제어기는 비선형계에 적용되어 타당성이 검증되었다. 보침 제어 단계에서는 선속에 대한 능동제어를 수행하지 않았으며 변침점 설정 단계에서 실제 운항 경험자의 의견을 반영한 엔진 Telegraph 이력을 설정하여 이를 시뮬레이션에 반영하는 것으로 설정하였다.

선박의 유도제어는 기본적으로 시선유도(Line of Sight Guidance)방식을 적용하되 항로 이탈의 정도를 나타내는 Cross Track Error를 함께 고려하여 유도제어 입력에 반영하였다. 다시 말해 선박이 하나의 변침점을 지난 순간부터 다음 변침점을 지날때까지 두 변침점 사이를 연결하는 직선이 유도항로가 되며 선박의 현위치에서 다음 변침점을 향한 각을 유도 침로각으로 유도 항로로부터의 이탈 거리를 Cross Track Error로 정의하며 매 시간 이에 대한 계산을 수행, 제어력인 타각 계산에 반영한다.

선형화된 조종방정식은 (2)-(7) 식을 이용하여 다음과 같이 유도된다.

$$\dot{R}_y = u\psi + v\ , \quad \dot{\psi} = r$$
$$(m - Y_{\dot{v}})\dot{v} - Y_{\dot{r}}\dot{r} = Y_v v + Y_r r + Y_\delta \delta \tag{8}$$
$$-N_{\dot{v}}\dot{v} + (I_{zz} - N_{\dot{r}})\dot{r} = N_v v + N_r r + N_\delta \delta$$

위 식이 선형식이기는 하지만 계수들에는 절대속도, U 가 포함되어 있어 실제로는 절대속도에 따라 계수가 변하게 된다. 본 연구에서는 식 (17)-(20)을 무차원화하여 제어식을 유도하고자 한다. 이를 위하여 먼저 다음과 같은 무차원 변수를 도입하여 보자.

$$R_y = L\hat{R}_y,\ u = U\hat{u},\ v = U\hat{v},\ r = U\hat{r}/L,\ t = L\tau/L \tag{9}$$

이와 같은 무차원 선박조종계수를 고려하면 (8)식은 다음과 같이 표현된다.

$$\hat{R}_y' = \psi + \hat{v}\ , \quad \psi' = \hat{r}$$
$$(m' - Y_{\dot{v}}')\hat{v}' - Y_{\dot{r}}'\hat{r}' = Y_v'\hat{v} + Y_r'\hat{r} + Y_\delta'\delta \tag{10}$$
$$-N_{\dot{v}}'\hat{v}' + (I_{zz}' - N_{\dot{r}}')\hat{r}' = N_v'\hat{v} + N_r'\hat{r} + N_\delta'\delta$$

여기서 계수에 붙어있는 '은 무차원화되어있음을 나타내고 변수에 붙어있는 '은 $d/d\tau$를 의미한다. 위 식을 다음과 같은 행렬 형태의 상태방정식으로 다시 표현하여 보자.

$$z' = Az + B\delta \tag{11}$$

여기서 $z = [\hat{R}_y\ \ \psi\ \ \hat{v}\ \ \hat{r}\ ]^T$ 는 상태변수이며 계수행렬은 다음과 같다.

$$A = M^{-1}C^*\ , \quad B = M^{-1}B^* \tag{12}$$

그리고

$$M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (m' - Y_{\dot{v}}') & -Y_{\dot{r}}' \\ 0 & 0 & -N_{\dot{v}}' & (I_{zz}' - N_{\dot{r}}') \end{bmatrix} \tag{13a}$$

$$C^* = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & Y_v' & Y_r' \\ 0 & 0 & N_v' & N_r' \end{bmatrix},\quad B^* = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Y_\delta' \\ N_\delta' \end{bmatrix} \tag{13b,c}$$

식 (11)이 암시하듯이 자동 항로 추적 제어기는 타를 조종하여 좌우동요와 선수요를 제어하게 된다.

보침 제어에 있어서 제어 대상인 선수각 및 침로 이탈 거리에 대하여 최적제어기를 설계해보자. 선형화된 무차원 조종 방정식을 근거로 최적제어기법을 설계하기 위하여 다음과 같은 성능지수(Performance Index)를 고려한다.

$$J = \frac{1}{2}\int_0^\infty (z^T Q z + R\delta^2)\,d\tau \tag{14}$$

여기서 Q 와 R 은 설계자가 임의로 설정할 수 있는 가중치 행렬이다. 성능 지수를 최소화하는 해는 다음과 같은 대수 Riccati 방정식의 해로 얻어지며

$$KA + A^T K + Q - KBR^{-1}B^T K = 0 \tag{15}$$

이 경우 최적 보침 제어기는 다음과 같이 표현된다.

$$\delta = -R^{-1}B^T K z = -Gz \tag{16}$$

이와 같은 최적제어기를 타의 제어에 바로 적용할 수는 없는데 그 이유는 상태변수의 입력시 변침점을 고려하는 국소 좌표계를 사용하여야 하기 때문이다.

먼저 변침점 A 와 B 점을 고려해 보자. 선박이 변침점 A에서 변침점 B로 이동하고 있다고 가정할 때 선박이 따라가야 하는 항로는 A 와 B를 연결하는 직선이 된다. 따라서 최적제어기에 입력될 상태변수는 이 직선이 x 좌표인 국소 좌표계를 근거로 해야 한다. 이를 위하여 A 와 B를 연결하는 국소 좌표계로의 좌표변환이 필요한데 본 연구에서는 다음 식을 사용하였다.

$$\theta = \tan^{-1}\left(\frac{B_y - A_y}{B_x - A_x}\right) \tag{17}$$

$$\begin{bmatrix} R_x^* \\ R_y^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) \end{bmatrix}\begin{bmatrix} R_x - A_x \\ R_y - A_y \end{bmatrix} \tag{18}$$

여기서 R_x, R_y 는 선박의 절대 위치 좌표이고 R_x^*, R_y^* 는 변침점을 연결하는 선에 대한 상대 위치 좌표이다. 그러므로 최적 보침 제어기에 관한 식 (16)은 다음과 같이 수정하여 사용한다.

$$\delta = -G\begin{bmatrix} \dfrac{R_y^*}{L} & \psi - \theta & \dfrac{v}{U} & \dfrac{Lr}{U} \end{bmatrix}^T \tag{19}$$

이식을 살펴보면 제어이득 G가 일정할지라도 궤한변수에 절대속도, U가 포함되어 있어 실제로 속도에 따라 제어력이 변하게 됨을 알 수 있다. 또한 U 가 0으로 접근함에 따라 작은 횡방향 속도와 선수각속도에 민감하게 반응하게 됨을 알 수 있는데 U 가 0으로 접근하게 되는 경우 타의 효과는 없어지게 되어 식 (19)는 적용하기 곤란하다. 따라서 U가 미리 정한 속도이하로 떨어지는 경우에 예인선을 이용하는 경우로 전환하는 것이 바람직하다. 수치계산에서는 U를 인정하게 놓고 제어기를 적용하였다. 선박이 변침점에 근접하게 되는 경우 다음 변침점으로 진행하게 되는 조건이 필요하게 되는데 본 연구에서는 변침점의 허용 반경을 지정하고 선박이 허용 반경 내에 진입하면 다음 변침점을 향하도록 제어시스템을 설계하였다.

본 장에서는 선박의 위치와 선수각에 대한 정보를 GPS와 Gyro로부터 얻을 수 있다고 가정하였다. GPS와 Gyro로부터 보침제어를 위한 4개의 입력변수 중 선수좌우동요 속도, v'를 제외하고는 모두 계측이 가능하다. 따라서 v'를 산정하기 위한 Observer 설계가 필요하다. 본 연구에서는 이를 위하여 Kalman 필터를 사용하였다. Kalman 필터에 의한 Observer는 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\hat{z}} = A\hat{z} + B\delta + L(y - Cz) \tag{20}$$

여기서 $\hat{z}$는 산정된 상태변수이며, y는 계측된 값이다. L은 Kalman 필터식인 다음 식으로부터 얻어진다.

$$AP + PA^T + Q_n - PC^T R_n^{-1} CP = 0$$
$$L = PC^T R_n^{-1} \tag{21}$$

4. 수치계산결과

본 연구에서는 최적보침제어기의 설계를 위하여 다음과 같은 계수 행렬들이 사용되었다.

$$Q = I_{4\times4}\ ,\quad R = 0.0001$$

식(11)을 이용하고 대수 Riccati 방정식 (15)를 풀어 얻은 이득행렬은 다음과 같다.

$$G = -[\ 100.0\quad 180.9\quad 64.2\quad 106.8\ ]$$

또한 Kalman 필터를 위하여 다음과 같은 계수 행렬이 사용되었다.

$$Q_n = I_{2\times2}\ ,\quad R_n = 0.0001\ I_{3\times3}$$

이 계수 행렬을 이용한 Observer 이득은 다음과 같다.

$$L = \begin{bmatrix} 2.8663 & 0.1033 & -2.5081 \\ 0.1033 & 0.9930 & 0.9424 \\ 7.1552 & -0.4497 & -2.4455 \\ -2.5081 & 0.9424 & 8.9033 \end{bmatrix}$$

위에서 구한 이득을 사용하여 선박이 보침제어를 이룩하고 있음을 보여주는 그림이 Fig. 3이다. 궤적에서 보여지듯이 선박은 비교적 주어진 항로를 잘 추적하고 있음을 알 수 있다.

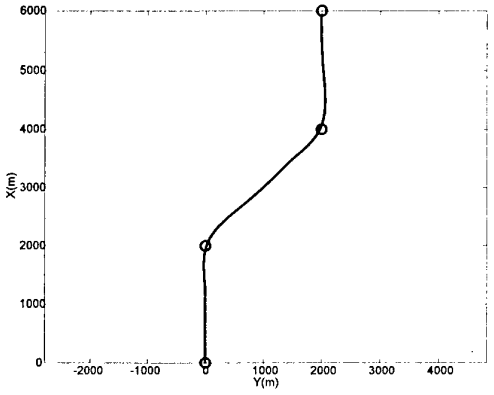


Fig. 3 Time History of Trajectory via Automatic Path-Tracking Controller

다음 그림은 observer에 의한 v를 산정한 것을 보여주고 있다. 이 그림으로부터 오차가 관찰되지만, 값자체가 워낙 작은값이기 때문에 위 그림에서 보이는 바와 같이 항로를 추적하는데는 아무 문제가 없었다.

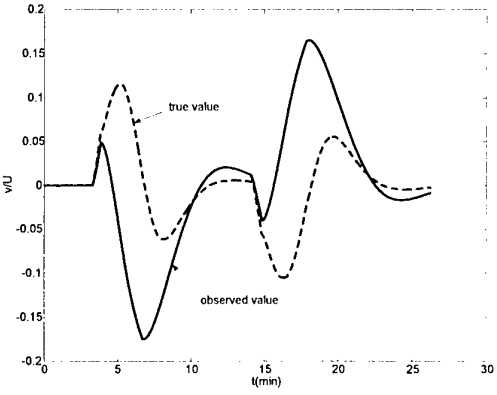


Fig. 4 Observer Value obtained by Kalman Filtering

다음 그림은 항로 추적을 위해 가해진 타각과 선수각 변화를 보여주고 있다.

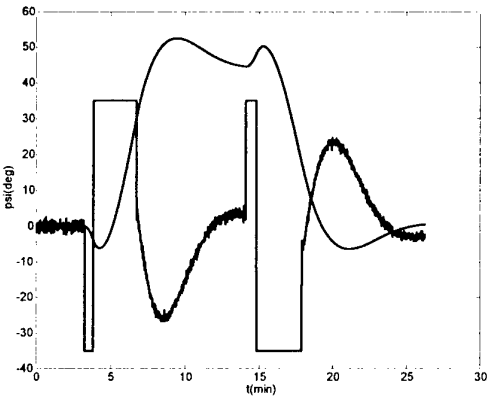


Fig. 5 Time History of Rudder Angle and Heading Angle

6. 토의 및 결론

선박의 항로 유지를 위한 제어기와 Observer를 설계하였으며, 수치모사를 통해 제어기의 성능을 입증하였다. 본 연구에서는 GPS에 의한 선박의 위치와 Gyro에 의한 선수각과 선수각의 각속도를 입력 변수로 하여, 제어기에 필요한 변수를 Kalman필터에 의하여 산정하였다. 이 값을 최적보침제어에 사용하였는데 수치 계산 결과 항로추적이 성공적으로 이루어지고 있음을 알 수 있다. 본 연구에서 개발된 제어 알고리즘은 선박조종에 사용되는 무차원화된 조종계수를 근거로 설계되었기 때문에 유사한 조종계수를 갖는 선박에 대해 동일하게 적용할 수 있다는 장점이 있다. 현재 이 결과를 바탕으로 실험이 준비중이다.

참고 문헌

[1] 곽문규, 서상현, "신경망을 이용한 선박용 자동조타 장치의 제어시스템 설계(I)", 대한조선학회지, 34권 2호, 1997, pp. 56-63.

[2] 곽문규, "ECDIS와 Auto-Pilot 시스템의 연계연구", 한국기계연구원 선박해양공학연구 센터 위탁과제 보고서, 1997.

[3] 구자윤, 이진영, "수로에 있어서 선박조정의 퍼지학습제어", 한국항만학회지 제17권 제 2호, 1993, pp. 61-68.

[4] 김선영외, "조정성능 추정 정도 향상을 위한 요소기술 개발", 한국기계연구소 보고서, UCK 390-2070 D, 1997

[5] 서상현외, "선박용 Auto-Pilot시스템 개발(I)", 한국기계연구원 선박해양 공학연구센터 보고서, UCN 295-1725 D, 1993.

[6] 이승진, 이경우, 이승재, 정성룡, "인공신경망에 의한 선박의 자동 접안에 관한 연구", 한국항해학회지, 제 21권 제 4호, 1997, pp. 21-28.

[7] Grimble, M.J., Zhang, Y. and Katebi, M.R., "H_∞ Based Ship Autopilot Design", Proceedings of 10th Ship Control Systems Symposium, Oct. 1993, Canada, pp. 2-25 - 2-66.

[8] Papoulias, F.A. and Chism, S.R., "Path Keeping Of Autonomous Underwater Vehicles Using Sliding Mode Control", Int. Shipbuild. Progr., 39, 1992, pp. 215-246.

Session 4 – Timing and IT Applications

초청강연 :
정밀 시간 · 주파수 동기 및 이용기술 ----------139
이창복 박사(한국표준과학연구원 정보통신표준센터)

GPS Common-View 방식에 의한 원격지클럭의 동기 ----------144
김영범*, 이창복*, 정낙삼*, 박동철** (*한국표준과학연구원 광기술표준부, **충남대 전파공학과)

시각비교용 **GPS** 수신기의 국제 순회측정 ----------148
양성훈, 이창복, 이호성 (한국표준과학연구원)

INMARSAT-C를 이용한 위치 확인 시스템 ----------151
박영주*, 이명의*, 권오규** 김민호***
(*한국기술교육대 정보기술공학부, **인하대 전기전자컴퓨터공학부, ***㈜넷나루)

돌발상황을 위한 차량항법시스템 설계 ----------155
최회균 (협성대 도시건축공학부)

Network Time Server 오류 요소 분석 ----------159
유동희*, 황소영**, 성순용*, 김영호* (*부산대 전자계산학과, **부산외대 컴퓨터공학과)

양방향 지연 요소 분석을 통한 **NTP** 개선 ----------163
민충식, 유동희, 김영호 (부산대 정보컴퓨터공학부)

정밀 시간·주파수 동기 및 이용기술

Precise Time/Frequency Synchronization and their Application

이 창 복

* 한국표준과학연구원 정보통신표준센터
(Tel:042 868 5140; Fax:868-5287; E-mail:cblee@kriss.re.kr)

Abstract: The rapid growth of technology as applied to such areas as precise navigation/position, digital communications and space applications has resulted in needs for time and frequency synchronization over large areas at nanosecond or better level. Satellite technique may offer best chance for improved synchronization of time and frequency.

Keywords: technology, communication, time and frequency synchronization, satellite,

1. 서 론

과학기술의 발전에 따른 통신수요의 급증으로 위성 및 지상통신을 이용한 고속 디지털통신의 필요성이 커짐에 따라 정확하고 안정된 주파수원 및 통신망 사이의 고정밀 동기가 중요하게 되었다. 특히 고속 디지털통신망에서 주파수원의 안정도와 정확도는 통신망의 정보수용 용량과 직결되는데 실제로 1.544 Mbit/s의 전송속도로 동작되는 통신망에서 하루에 데이터오차를 1 비트 이내로 유지하기 위해서는 주파수표준기는 그 안정도가 1×10^{-11} 정도를 유지해야 한다. 따라서 보다 빠른 전송속도로 통신하기 위해서는 고정밀정확한 주파수원 및 통신망사이의 주파수원들의 동기가 필수적이다. 현재 사용되는 주파수표준기의 성능은 정확도가 10^{-13}, 장기안정도가 10^{-15} 정도로 향상되어 이와 같은 고성능 주파수 표준기의 비교에는 ns 정도의 고정확도 시각비교가 필요하다. 이와 같이 주파수원들 사이의 고정밀도의 시간/주파수 동기를 위해서 필요한 기술이 시각비교기술이다. 이러한 주파수원들이 가까운 거리에 있는 경우는 지상파를 이용하여 시각비교할 수 있으나 100 ㎞ 이상 떨어져 있는 경우 지상파를 중개로 고정확도의 시간/주파수의 동기는 불가능하다. 따라서 광범위한 지역에서 고정확도의 시간/주파수동기를 위해서는 인공위성을 이용한 시각비교기술이 필요하다. 이러한 인공위성을 이용한 시각비교기술은 기초과학(상대론의 검증 등), 측량, 운송(항공기, 선박의 항해), 통신(고속 디지털통신망의 동기), 지진예측, 우주과학(전파천문, 우주선탐사) 등의 분야에서도 그 필요성이 증대되고 있다. 이미 교통 및 항법분야에서는 10 ns 정도, 통신분야에서도 10 ns 이하의 고정밀 동기가 요구되고 있다. 국제원자시(TAI)를 생성하고 세계협정시(UTC)를 결정하는 국제도량형국(BIPM)에서는 국가간의 표준시의 고정확도 비교를 위해서 인공위성을 이용한 시간/주파수 비교기술을 이용하고 있다. 이러한 국제적인 시각비교를 통해서 각국이 보유하고 있는 정확한 주파수원들의 동기를 유지하고 있다.

지난 50 년대에서 80 년대 초에 이르기까지 약 30 년 동안 지상파를 이용한 시간/주파수 비교 및 보급 기술이 주로 이용되었으며 HF (high frequency), LF(low frequency), LORAN-C(long range navigation), VLF(very low frequency), OMEGA 등과 같이 주파수범위가 10 kHz에서 25 MHz에 이르는 전파를 이용하였다. 이들 지상파는 대기의 전파잡음 및 신호의 대역폭이 좁아서(HF 대역의 경우 10 kHz) 전파신호의 정밀도가 나빠지고 전리층을 통과하는 전파경로가 전리층의 전자수의 변동에 의해 크게 변화하여 정확도 및 정밀도 면에서 큰 제약을 받는다. 특히 전리층은 지자기 및 태양의 활동에 의해서 변동되기 때문에 전파지연의 불확도가 계절, 밤낮의 태양활동에 따라 크게 달라진다. 이러한 지상파를 이용한 국제 시간주파수 비교실험은 1955년 장파를 이용하여 이루어졌으며 그 정밀도는 수 us 정도였다. 그후 1968년부터 LORAN-C 항법전파(100 kHz)를 중개로 한 원자시계의 국제시각비교가 이루어졌다. LORAN-C 신호는 미해군관측소(USNO)의 시계에 동기되어 있었으므로 이것을 이용하여 인접 국가간의 0.1 μs 정도의 정밀도로 국제시각비교가 가능하였다. 그러나 LORAN-C 신호의 전파도달거리가 2,000 ㎞ 정도로 한국과 미국, 유럽 등과의 시각비교는 거리가 멀어서 불가능하였다. 장파항해방송, LORAN-C 신호뿐만 아니라 미해군관측소의 이동원자시계를 이용한 국가간의 시각비교가 80년대 초반까지 이용되었다.

인공위성에 의한 시각비교실험은 1963년 통신위성인 텔스타 위성을 이용한 양방향 전송실험을 비롯해서 많은 위성을 이용한 시각비교실험이 UHF(ultra high frequency : 300 MHz ~ 3000 MHz), SHF(super high frequency : 3 GHz~30 GHz) 대역에서 이루어졌다. 이 주파수 대역은 대기에서의 전파잡음이 거의 없고 신호의 대역폭이 100 kHz 보다 크기 때문에 높은 정확도를 얻을 수 있다.

1983년 이후부터 현재에 이르기까지는 대부분 GPS(Global Positioning System) 및 GLONASS 위성에 의한 시각비교와 통신위성(INTELSAT, JCSAT)을 이용한 양방향 시각비교방법으로 이루어지고 있다. 통신위성을 이용한 양방향 시각비교는 양국이 동시에 전파를 송신하기 때문에 전파경로상의 변동이 상쇄되어 1 ns 정도의 높은 시각비교 정확도가 얻어진다. 전파를 이용한 시각비교 공급시스템으로서는 표준전파(단파, 장파), TV 전파, LORAN-C, OMEGA 항법전파 등 지상기술을 이용한 것과 위성 및 전파성으로부터의 전파신호를 이용한 우주기술에 의한 것이 있다. 현재는 항법위성, 기상위성, 방송위성, 통신위성, VLBI(very long baseline interferometry) 등을 이용한 시스템들이 주로 이용되고 있다. 이러한 우주기술을 이용한 고정밀정확한 시각비교기술은 항법시스템, 고속디지털통신, 상대론의 실험적 검증, 정밀계측기술 등 다양한 분야에서 이용되고 있다.

2. 시간주파수 동기의 일반적인 개념

시각비교의 일반적인 개념은 단방향(one-way)방법, 동시측정(common-view)방법, 양방향(two-way)방법의 3 가지로 분류할 수 있다. 모든 방법에 있어서 가장 중요한 것은 동축선로, 자유공간, 광섬유와 같은 전파의 전달매체에 의한 전파지연시간의 정

확한 측정이다. 단방향 방법의 경우는 기준국의 시각신호를 수신하여 이용자 시계와 비교하는 방법이다. 지상파 신호를 이용한 시각비교의 경우 기준국에서 이용자까지의 전리층과 지면 사이의 신호의 다중반사로 전파지연시간의 불확도가 커지고 위성신호를 이용한 경우 위성의 위치, 전리층, 대기권의 상태에 따라 전파지연시간이 달라진다. 따라서 단방향방법은 전파지연시간을 어느 정도 정확히 보정하는 가에 따라 시각비교 정확도가 좌우된다. 동시측정법은 공통국의 기준신호를 이용자가 동시에 수신하여 시각비교하는 방법이다. 이 방법은 공통의 기준국과 각 이용자사이의 전파경로가 같고 기준국의 신호를 동시에 수신하기 때문에 지연시간에 의한 오차가 줄어든다. 이때 공통기준신호의 정확도와 안정도는 시각비교의 성능에는 거의 영향을 미치지 않는다. 이러한 동시측정법에 의한 시각비교는 약 10 ns로 위성상의 시계를 직접 수신하는 단방향 방법의 경우의 정확도 200 ns보다 높은 정확도를 갖는다. 또한 여러 곳의 수신기로부터의 데이터를 수집하여 시각측정데이터를 비교함으로써 각 시계들 사이의 시각을 비교할 수 있다. 양방향 방법은 두 시계의 시각차를 가장 정확하게 측정할 수 있는 방법으로 각각의 시각신호를 동일한 매질을 통해 동시에 송수신한다. 따라서 두 이용자시계의 전파경로가 같다면 정확하게 두 시계의 시각차를 측정할 수 있다. 이러한 양방향 시각비교방법을 통해 시계를 ns이하 수준까지 정확하게 시간주파수를 비교할 수 있다.

3. 위성을 이용한 시간주파수 동기

1) 인공위성을 이용한 시간주파수 동기방법

(1) 위성중계에 의한 양방향 방법

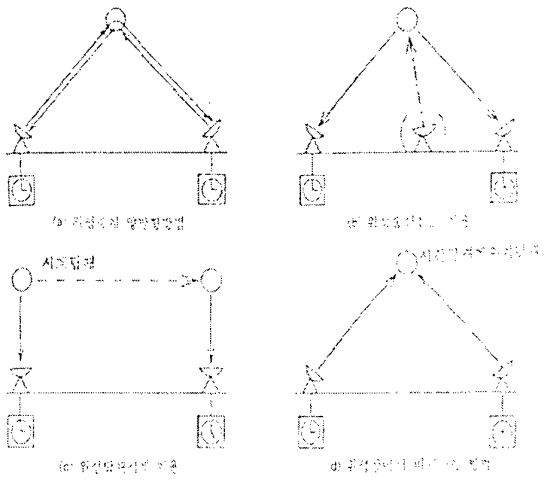


그림 1. 인공위성에 위한 시간주파수 비교법
Fig. 1. Time/Frequency transfer via satellite.

양방향방법에 이용되는 위성은 정지위성과 이동위성으로 크게 나뉜다. 전자는 위성의 안테나 패턴과 관계가 있으며 관측범위가 최대인 경우 지구의 반을 그 이용범위로 할 수 있으나 실제로는 신호의 감쇠로 전세계적인 시각비교를 하려면 3~4개의 정지위성이 필요하다.

한편 이동위성의 경우 1개의 위성으로 전세계적인 이용이 가능하지만 위성이 항상 이동하므로 관측할 수 있는 시간이 제한되기 때문에 지속적인 시각비교를 할 수 없다. 이러한 양방향방법은 송수신 시스템이 필요하고 경비는 많이 들지만 오차요인 중에 전파경로에 의한 오차가 상쇄되어 정밀정확한 시각비교를 할 수 있다.

(2) 위성의 송신 신호를 이용하는 방법

위성의 송신신호를 이용하는 방법을 중계국에서 송신되는 전파를 2개 이상의 수신국 또는 이용자가 수신하여 시각비교 기준신호로 이용하는 방법이다. 송신되는 중계전파로서는 GPS 위성, GLONASS 위성 등의 항법전파, 방송국의 위성TV전파, 기상위성의 거리 측정신호 등이 이용된다. 이 방법의 특징은 이용자가 수신기만으로 시각비교가 가능하므로 경비가 적게 드는 방법이지만 전파경로에 의한 여러 오차요인 등으로 고정확도를 요구하는 시각비교에서는 여러가지 보정이 필요하다. 실용의 시스템의 경우 거의 이러한 방법이 이용되고 있다.

(3) 위성탑재시계를 이용하는 방법

이 방법은 이용자가 각각 이용자 상공을 지나는 고안정도의 시계를 탑재한 위성의 시각신호를 수신하여 이용자시계와 시각비교하는 방법이다. 따라서 위성시계의 안정도와 위성의 궤도오차에 따라 시각비교의 정확도가 정해지지만 일반적으로 GPS 위성을 이용하는 경우 100 ns 정도의 시각비교 정확도를 얻을 수 있다.

(4) 위성상에서 비교하는 방법

이 방법은 시각비교하려는 양국에서 자국시계에 동기된 신호를 위성을 향해 동시에 송신하고 위성 상에서 두 송신신호의 시간간격을 측정한다. 송신전파로는 레이저 펄스를 이용하는 데 이를 이용하여 위성까지의 전파지연시간도 측정한다. 이 방법은 위성과 이용국의 전파지연시간을 시각비교와 동시에 측정하기 때문에 단시간에 고정확도로 시각비교할 수 있다.

2) 위성에 의한 시간주파수 동기기술

(1) GPS/GLONASS에 의한 시간주파수 동기

GPS는 미국이 개발한 전세계적인 위성항법시스템이다. 위성의 고도는 약 20,000 ㎞, 원궤도로 각각 적도 경사각 55°, 6개의 궤도에 각 4 개씩 총 24 개가 배치되어 각각 12시간에 한번 지구주위를 선회한다. GPS 위성에는 고안정도의 원자주파수 표준기가 탑재되어 있고 이것을 기준으로 하여 항법신호를 송신하고 있다. 이 탑재시계는 미해군관측소(USNO)의 모시계에 동기가 된 주 제어국의 기준시계(GPS Time)에 연관되어 동작되고 있다. GPS time와 탑재시계의 관계는 위성의 궤도정보 등과 함께 거리측정신호에 중첩되어 송신되고 있다. GPS시스템의 거리측정신호는 송신주파수, 1575.42MHz로 송신되고 있는 C/A code(coarse/acquisition code)에 의한 것과 1575.42 MHz, 1227.6 MHz의 두주파수로 송신되고 있는 p-code(precision code)에 의한 것이 있다. GLONASS는 러시아가 개발하여 운용하고 있는 위성항법 시스템으로 세계 각국의 시간표준기관에서는 GLONASS를 이용한 시각비교방법에 대한 연구를 활발히 진행하고 있다. GPS에서와 마찬가지로 동시측정법(common-view)을 적용하여 고정밀정확한 시각비교를 할 수 있다. 현재는 GPS와 GLONASS를 동시에 관측하는 다 채널, 이중코드(GPS/GLONASS)수신기가 상용화되어 동시측정법에 의한 시각비교의 정확도를 높일 수 있게 되었다. 또한 GPS 위성 신호의 반송파 위상을 비교하는 방법을 이용하면 수백 ㎞ 떨어진 고정확도 원자시계의 주파수비교에 이용할 수 있다. 일반적인 GPS 시각비교용 수신기들은 GPS 신호의 반송파의 위상값을 무시하고 의사거리측정값 등도 계산을 할 때만 이용하고 후처리하여 이용하지 않는다. 만약 이런 데이터를 축적하여 후처리 과정을 거치면 시간/주파수의 비교정확도를 높일 수 있다. 반송파위상에 동기가 되면 multipath의 영향이 없어지고 측정된 전리층 지연값을 이용하기 때문에 하루에 10^{-15} 정도의 주파수안정도를 얻을 수 있다. 이는 현재의 주파수표준기들이 요구하는 정도를 만족한다. 이러한 성능을 얻기 위해서는 시각비교를 하루 한번 하는 것이 아니라 연속적인 비교측정이 필요하다. 또한 정확한 측정을 위해

서는 수신기의 지연시간의 변화를 정기적으로 측정하여야 한다. 이 방법의 경우 주파수비교의 불확도는 10^{-15}, 시각비교는 1 ns이내로 가능하다.

표 1. GPS와 GLONASS의 제원
Table 1 GPS and GLONASS

	GPS(미국)	GLONASS(러시아)
위성의수	24 + 3	21~24
궤도의 고도	약 20,000 km	약 19,100 km
궤도의 수	6	3
궤도주기	11시간 56분 4.09초	11시간 15분 13.8초
반송파 주파수	1575.42 GHz 1227.6 GHz 모든 위성이 같은 주파수	1.6 GHz 대 1.2 GHz 대 위성마다 다른 주파수
다중방식	CDMA(코드 분할 다중)	FDMA(주파수 분할 다중)
통신방식	스펙트럼 확산(직접법)	스펙트럼 확산(직접법)
의사잡음코드	위성마다 다르다	모두 같은 코드를 사용
chip rate	1.023 Mbps 10.23 Mbps	0.511 Mbps 5.110 Mbps

GPS 및 GLONASS를 이용한 시각비교에는 2가지 방식이 주로 이용된다. 그림2(a)는 일반적인 이용방식으로 위성이 상공을 통과할 때 시각비교를 행하는 기관이 위성신호(거리측정신호 및 궤도정보)를 수신하여 지상의 시계와 시각비교를 행하는 방식이다. 지상의 두 시계와 수신신호의 시간간격 T_1, T_2는 다음식으로 표시된다.

$$T_1 = T_{1s}(t_1) + \frac{\rho_1(t_1)}{c}$$

$$T_2 = T_{2s}(t) + \frac{\rho_2(t_2)}{c}$$

여기서 $T_{is}(t_j)$: $t = t_j$에 지상국 i의 시계와 탑재시계의 시각차

$\rho_i(t_j)$: $t = t_j$에 지상국 i와 위성간의 전파거리(전리층. 대기권에 의한 증가분 포함)

위성으로부터의 궤도 데이터 등에 의한 $\rho_i(t_j)$의 추정치를 $\hat{\rho}_i(t_j)$라 하면 위 식으로 부터 양국의 시각차 ΔT는

$$\Delta T = (T_{1s}(t) - T_{2s}(t)) + (\frac{\rho_1(t_1)}{c} - \frac{\rho_2(t_2)}{c})$$

이와같이 본 방식에는 양국의 측정시간의 차이($t_1 \neq t_2$)가 있기 때문에 그 시각사이의 탑재시계의 안정도 및 궤도 데이터의 정밀도가 오차의 원인이 되는데 이 오차는 50 ns 정도 된다. 그림2(b)방법은 시각비교를 행하는 양국에서 동시에 위성신호를 수신하므로 탑재시계, 궤도 데이터 등의 영향을 받지 않는다. 따라서 10 ns 정도의 정확도로 시각비교를 할 수 있으나 이 경우에는 양국에서 동시에 수신해야 하기 때문에 양국간의 거리가 3,000~5,000 km 정도로 제한된다.

(2) 각종 위성에 의한 시간주파수 동기

현재 각국의 표준기관이 중심이 되어 진행중이거나 계획중인

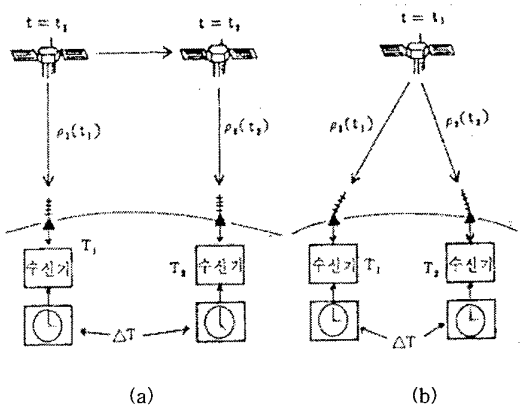


그림 2. GPS 및 GLONASS에 의한 시각비교법
Fig. 2. Time transfer via GPS and GLONASS

위성을 이용한 고 정밀정확도를 갖는 시각비교 방법에는 다음과 같은 방법들이 있다.

- 위성신호 양방향(two-way)방식 (6/4 GHz, 14/12 GHz)
- 레이저에 의한 동기방식(LASSO)
- 셔틀(shuttle)에 의한 방식(STIFT)

가) 양방향 전송에 의한 시각비교

본 방식은 그림 3에서 보는 바와 같이 시각비교를 행하는 양국이 위성중계로 시각비교 기준신호를 전송하고 양국에서 수

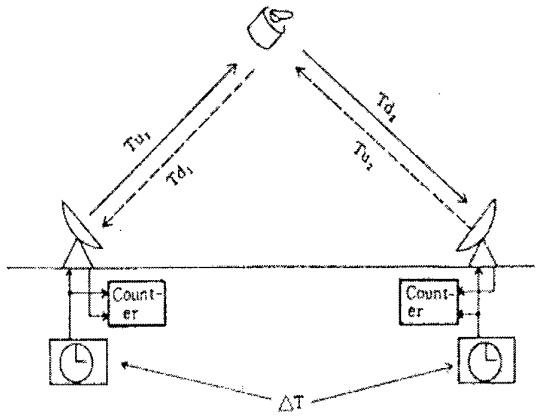


그림 3. 위성신호 양방향 전송에 의한 시각비교
Fig. 3. Two-way time transfer

신신호와 자국시계의 시각신호사이의 시간간격 T_1, T_2를 측정한다.

$$T_1 = \Delta T + Tu_2 + Td_1$$

$$T_2 = -\Delta T + Tu_1 + Td_2$$

위 식으로부터 두 시계의 시각차는 다음과 같다.

$$\Delta T = \frac{1}{2}\{(T_1 - T_2) + (Tu_1 - Td_1) - (Tu_2 - Td_2)\}$$

위성~지구국 간의 전파지연시간 Tu_1, Tu_2, Td_1, Td_2는 위성의 운동, 전리층, 대기권 등의 영향에 의해 변화하지만 신호가 동일한 경로를 통과하므로 이들이 시각비교 결과에 거의 영향을 미치지 않는다. 따라서 고정밀도의 시각비교가 가능하

게 된다. 표 2는 통신위성에 의한 양방향 시각비교방법이다.

표 2. 통신위성에 의한 고정도 양방향 시각비교
Table 2 Precise two-way time transfer via communication satellites

	실험기관	사용위성	전송방식	정밀도	정확도
1974	NASA(미국)	ATS-1(6/4 GHz)	PN	20 ns	50 ns
1974	CRL(일본)	ATS-1(6/4 GHz)	SSRA	1~2 ns	10 ns
1976	CNES, LPTF(프), PTB(독일)	Symphonie(6/4GHz)	FM	<10 ns	50 ns
1976	NRC(캐나다) NIST,USNO(미), LPTF(프)	Symphonie(6/4 GHz) Hermes(14/12 GHz)	FM	0.2 ns 15~16 ns	50 ns
1979	NPL(인도), PTB(독일)	Symphonie(6/4 GHz)	FM	< 10 ns	100 ns
1979		SIRIO-1(17/12 GHz)	FM	1~5 ns	50~100 ns
1990	CRL, BIPM, PTB NIST, KRISS	INTELSAT	PN	< 1 ns	< 1 ns
2000	CRL, KRISS, TL	JCSAT 1B	PN	< 1 ns	< 1 ns

나) 레이저에 의한 동기방식(LASSO)

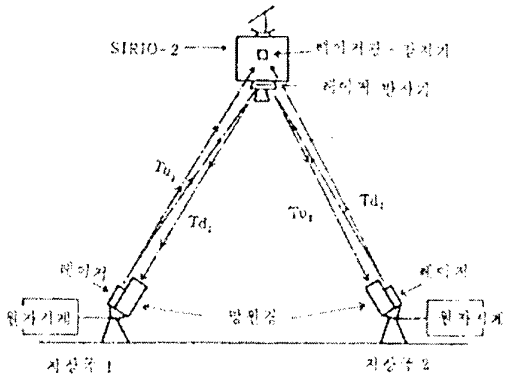


그림 4 LASSO의 원리도
Fig. 4. LASSO

이 방식은 시각신호로써 양국 시계에 동기된 레이저 펄스를 이용하여 위성 상에 탑재된 시간간격 계수기로 도착 펄스간의 시간간격 Ts를 측정하여 시각비교하는 방식이다.

시간간격 Ts는 $Ts = \Delta T + Tu_1 - Tu_2$로 나타낼 수 있다. 그림 4에서 보는 바와 같이 지상국에서 송신한 레이저 펄스의 일부는 위성에 탑재된 반사기에 의해 지상국으로 반사된다. 양국에서는 이 반사 레이저를 수신하여 송신펄스와 수신펄스 간의 시간 간격 T_1, T_2를 측정하여 위성~지상국 간의 왕복 전파시간을 구한다. 이때 전파시간은 전리층, 대기권 등의 영향을 왕복으로 똑같이 받기 때문에 다음 식으로 표시된다.

$$T_1 = Tu_1 + Td_1 = 2Tu_1$$
$$T_2 = Tu_2 + Td_2 = 2Tu_2$$

위 식으로부터 양국의 시각차 ΔT는

$$\Delta T = Ts - \frac{1}{2}(T_1 - T_2)$$

가 된다.

이 방식은 위성과 지상국간의 전파시간을 시각비교와 동시에 측정하기 때문에 국내 지연시간의 측정이 비교적 용이하고 단시간에 고정확도(1 ns)의 시각비교가 가능하다.

다) 셔틀(shuttle)에 의한 방식(STIFT)

이 방식은 NASA가 중심이 되어 계획하고 있는 것으로 스페이스셔틀(space shuttle)내에 고안정의 수소 메이저를 탑재하여 지상의 시계와 시각비교하는 것이다. 원리적으로 GPS에 의한 시각비교방법과 동일하다. 탑재시계가 고안정도의 시계로 고정밀도의 시각비교가 가능하다(1 ns). 또한 위성과 지상국과의 거리를 2 GHz대의 마이크로파를 이용하여 고정확도로 유지하고 있다. 본 방식에 시각비교 신호 및 거리 측정 신호의 주파수 f_1, f_2, f_3는

$$\frac{2}{f_3^2} \cong \frac{1}{f_1^2} + \frac{1}{f_2^2}$$

f_1, f_2에 의한 거리 측정 데이타가 전리층에서 받는 지연시간 증가분이 f_3의 전파지연시간의 증가분과 같게 한다. 이 방식에 의한 시각비교의 정확도는 1 ns 정도이다.

표 3. 인공위성을 이용한 시각비교
Table 3. Time Transfer via satellites

형 식	장 점	단 점
통신 위성 two-way	고정확도, 가능비교 범위가 넓다.	지상국에 고가의 송·수신기가 필요하다.
GPS/ GLONASS 일반 수신	비교적 고정확도, 전세계적 비교(~50 ns)비교적 경비가 저렴하고 현재 위성이 운용중(수개)	전파지연보정이 필요. 군용시스템으로 제약이 많다.
GPS/ GLONASS 동시 수신	고정확도, 비교적 저렴한 경비(~10 ns)위성운용중	비교가능거리 제한(≤수천 km). 군용시스템으로 제약이 많다.
LASSO	고정확도(~1 ns)	지상설비가 대단히 고가, 기후에 영향을 받는다.
STIFT	고정확도(~1 ns)	지상설비고가(송·수신이 필요)
거리측정 신호 동시 수신	근거리비교는 고정확도	궤도데이터 필요, 전파지연보정(전리층)이 필요

4. 주요 정밀 시간주파수 동기기술 및 정확도

1) GPS 와 GLONASS 위성 코드 이용법

공통 시계법 (common view)은 단일채널 수신기로 같은 위성의 코드를 공통으로 수신하는 방법이며 1995년부터 원자시간척도를 계산하기 위한 유일한 시각비교방법으로 이용되고 있다. GPS 위성을 이용한 경우 공통시계 시각비교의 불확도는 대륙 내에서는 3 ns, 대륙간은 5 ns정도이다. 새로운 수신기 기술의 개발로 시각비교의 정확도를 향상시킬 수 있는 GPS와 GLONASS를 동시에 관측하는 다채널, 이중코드이중시스템(GPS/GLONASS)이 상용화되어 전형적인 공통시계법의 적용 영역을 확대할 수 있게 되었다. GPS와 GLONASS 위성을 이용한 국제시각비교 스케줄은 BIPM에서 2 년에 한번 발행하며 각국 시간실의 GPS 시각비교 데이터를 정기적으로 받는다. 또한 국제적인 GPS 시각비교망의 구축하고 있다. GLONASS의 경우 세계 10개의 시간실들로부터 GLONASS를 이용한 시각비교데이터를 받아서 연구중이나 아직 원자시간척도의 계산에는 적용하고 있지 않다. BIPM에서는 "Circular T"를 통해서 매일의 [UTC-GPS time]과 [UTC-GLONASS time] 데이터를 매달 발행하고 있다. GLONASS 측정값들의 불확도는 수백 ns 정도로 이는 GPS의 10 ns에 비해 크다. 이는 GLONASS 수신기의 경우 절대적인 지연시간측정을 할 수 없기 때문이다.

시간주파수 정확도를 평가하기 위해서는 각국의 시간실의 GPS 및 GLONASS 수신기들 사이의 상대 지연시간을 측정하는 것은 중요하다. 유럽 시간표준기관들, 미국의 USNO, NIST 등 시간표준기관들의 수신기들사이의 수차례에 걸친 수신기사이의 상대 지연시간 비교결과는 수 ns 이내로 잘 일치하고 있다. VSL과 BIPM에 있는 GPS/GLONASS 다채널 이중 코드 수신기 사이의 상대 지연시간차 측정 실험결과는 단일채널 C/A코드 GPS 수신기의 결과와 비슷하였으나 P-code GLONASS 수신기 사이의 예비 실험결과는 평균화 시간이 수일일 때 안정도가 향상되는 효과를 볼 수 있었다.

또한 시각비교의 정확도를 향상시키기 위해서는 GPS와 GLONASS 수신기의 안테나를 온도 제어된 오븐 안에 장착하여 사용하고 있다. 상용 온도보상용 안테나를 이용하면 시간·주파수비교실험의 시스템잡음을 감소시킬 수 있다.

다채널 이중시스템(GPS and GLONASS)을 이용한 공통시계 시각 비교법을 이용하면 두 곳의 수신기에서 관측가능한 모든 위성을 시간주파수 비교를 위해 이용할 수 있다. 두지역의 거리가 1000 km 보다 작은 경우 GPS 위성 5 개와 GLONASS 위성 3 개 정도를 약 16분간 동시에 관측한다. 따라서 하루의 공통 시계법에 이용되는 위성의 수는 기존의 방법보다 20 배이상의 증가하여 원자시계의 시각비교 정밀도도 4.5 배 정도 향상된다. GLONASS P code를 이용한 공통시계법에 의한 시각비교 결과는 C/A code 이용방법보다 좋다.

동일한 장소에서 2 대의 수신기를 이용한 상호 시각비교할 때 GPS C/A 코드의 경우는 1.4 ns, GLONASS C/A 코드의 경우는 2.2 ns 정도의 표준편차를 갖는다. 하루동안의 평균 데이터를 이용하면 이 값은 130 ps, 220 ps로 줄어든다. GLONASS p-code를 이용한 시각비교 결과는 GPS C/A code 이용 비교보다 5배 정도 좋은 잡음 특성을 갖는다.

2) GPS 와 GLONASS 반송파 이용법

위성의 반송파위상 측정법을 이용한 시간·주파수비교실험의 경우 주파수 비교의 불확도, 10^{-15}을 얻을 수 있다. 이 기술은 수백 km 떨어진 두 대의 초고정확도 원자시계(Ultra-accuracy primary frequency standards)간의 주파수비교에 이용되며 수신기 지연시간이 절대값이 교정되면 고정확도의 시각비교(< 1ns)에도 이용될 수 있다. GPS 위상을 이용한 두 대의 수신기를 원자시계와 안테나를 공유해서 측정하면(zero-baseline) 평균시간 30초일 때 1.2 ps의 잡음을 갖는다. 평균화 시간이 길어지면 잡음의 크기가 10 ps -20 ps의 잡음을 갖는다. 그것은 수신기의 차이 및 온도영향에 기인한다. 또한 2대의 수신기를 수 m이고 같은 원자시계를 공유해서 측정하면(short-baseline) 평균화시간 30 초일 때 3.4 ps의 표준편차를 갖는다. 안테나의 온도변화에 따른 지연시간의 변화는 2 ps/℃로 온도보상형 안테나를 이용하면 변화량을 줄일 수 있다. 안테나 케이블도 1 ps/(m·℃)의 온도 의존성을 갖는다. 수 m 거리의 2대 수신기를 이용하여 시계간의 주파수를 비교하면 평균화시간이 30,000초일 때 안정도가 10^{-16}이다. 이 기술은 수백 km 떨어진 두 대의 고성능 원자시계간의 주파수비교에 이용되며 수신기의 지연시간이 절대 교정되면 시각비교에도 이용할 수 있다.

3) 양방향 시각비교(two-way time transfer)

양방향시각비교를 다루는 CCTF working group은 여러 차례의 회의를 통해 양방향시각비교와 GPS 공통시계 시각비교를 기본으로 운용하기 위한 논의를 하였고 '98년 2월부터는 6 개의 시간표준기관으로부터 양방향 시각비교 데이터를 수집하고 있고 GPS 공통시계법에 의한 양방향 시각비교결과의 교정을 위한 연구도 수행하고 있다. 현재 아시아 지역에서는 일본, 한국, 중국, 호주 등이 참여하는 지역비교망의 구축되어 2001년부터 정상운용될 예정이다.

4) 펄사 (Pulsars)

밀리초 펄사는 안정화 알고리즘에 의해 시간척도를 실현하기 위한 안정한 시계로 사용가능하고 1998년 Terrestrial Time TT (BIPM98)을 발표하였다. 또한 전파천문학과 협력을 통해 IAU 위원회 31의 펄사 timing을 계속하고 펄사 데이터를 측정하는 새로운 기술이 개발되고 있다.

5. 결 론

정밀 시간주파수 동기기술은 이미 서술한 바와 같이 GPS/GLONASS 와 같은 항법시스템, 우주선의 추적 및 위치 결정, 천문관측, 고속 디지털 통신, 상대론 효과의 실험적 검증, 및 정밀계측 등의 다양한 분야에서 이용되고 있다. 위성을 이용한 시각비교기술은 장파, LORAN-C 등의 지상파를 이용한 시각비교 정밀도를 능가하며 그 수신범위가 넓고 신뢰도가 높다. 국제적으로는 고정확도의 시각비교를 위해서 통신위성을 이용한 양방향 시각비교방법 및 GPS 반송파를 이용한 고정밀 시각비교법이 개발되어 그 실험이 활발히 진행되고 있다. 우리나라에서도 통신위성을 이용한 일본, 호주 등이 포함된 아시아지역의 국제비교망에 적극 참여할 예정이다.

참 고 문 헌

1. Azoubib J.,et al.," A new approach to international time transfer:multi-channel and multicode GPS+GLONASS common view observation",Proc. 12th EFTF,1998,87-93, 1998

2. Lewandowski W. et al.,"Two-way satellite time transfer using INTELSAT 706 on a regular basis : status and data evaluation ",Proc. 30th PTTI, 1998

3. Lewandowski W. et al.,"GPS+GLONASS : Toward subnanosecond time transfer," GPS world,9,11,30-39,1998.

4. Petit G. et al.,"GPS frequency transfer using GPS carrier measurements", Proc. 50th IEEE FCS, 1996,1151-1158

5. Thomas C.," Use of GPS ashtech 12T receivers for accurate time and frequency comparisons",Proc. IEEE FCS,1998,306-314

6. Ray J., et al.,"The IGS/BIPM pilot project to study accurate time and frequency comparisons using GPS phase and code measurements," Proc. 30th PTTI,1998

GPS Common-View 방식에 의한 원격지클럭의 동기

Synchronization of Remotely Located Clock by using GPS Common-View Technique

°김영범*,이창복*,정낙삼*,박동철**

*한국표준과학연구원 광기술표준부(Tel:042-868-5146; E-mail:kimy@kriss.re.kr)
**충남대학교 전파공학과(Tel:042-821-5665; E-mail:dcpak@cuvic.cnu.ac.kr)

Abstract: In this paper, the clock synchronization between reference clock and remotely located clock has been carried out by using commercial GPS time transfer receiver. The remotely located clock was locked to the reference standard clock by GPS common-view technique. The results of clock synchronization experiment have shown that the accuracy of the synchronized rubidium clock can be kept within a few parts in 10^{12}, which may be used in the network synchronization.

Keywords: synchronization, common-view, rubidium, accuracy, GPS time transfer receiver

1. 서 론

오늘날 통용되고 있는 단위중에서 시간이 가장 정밀하게 물리량을 표현할 수 있다. 이러한 시간은 인간의 삶과 아주 밀접하면서도 무심히 다루어 왔지만 최근들어 과학기술의 발전과 더불어 그 중요성이 부각되고 있다. 특히 정보통신의 급격한 발전은 시간을 더욱더 정밀하게 분해하기를 요구하고 있다. 시간의 정밀정확한 유지는 클럭을 생성하고 있는 발진기의 품질과 직결되기 때문에 발진기의 고품질화가 무엇보다도 중요하다. 이러한 정밀발진기는 수정의 편을 이용하여 만든 일반적인 수정발진기로부터 TCXO, OVCXO (Ovenized Voltage Controled X-tal Oscillator)그리고 루비듐, 수소, 세슘 등의 원자를 이용한 원자주파수표준기에 이르기까지 다양한 형태로 만들어져 사용되고 있다. 그러나 이들 발진기의 주파수품질은 사용되고있는 기본회로와 재료특성에 따라 차이가 있는등 항상 똑같은 품질을 유지할 수는 없다. 처음에 아무리 정확하게 값을 맞추어 놓았다 하더라도 시간이 경과함에 따라 피할 수 없는 경년변화(Aging)로 인해 주파수값이 끊임없이 변해가게 된다.[1] 발진기들이 본질적으로 지니고 있는 이러한 시간주파수 특성은 개별적으로만 동작할 경우에는 문제가 없으나 여러발진기들이 유기적으로 작용을 하는 현대의 모든 시스템에서는 그자체만으로 국한된 문제를 넘어 전체적인 성능저하를 유발 시킴에 따라 통신,방송,우주항공,그리고 군사적인 면에서 커다란 혼란이 야기될 수 있다. 이러한 문제를 해결하고자 통신에서는 동기망(Synchronization Network)를 구축하여 원격지의 교환기를 비롯한 통신망관련 장치의 클럭을 특별한 기준신호에 일치시키는 노력을 하고 있다.[2] 원격지의 클럭을 하나의 기준주파수에 시각 및 주파수를 정확하게 동기시키기란 쉬운 일이 아니다. 과거 1960년대에는 세슘원자시계를 표준기관에서 동기시킨후 동작상태를 유지시킨채로 비행기과 자동차를 이용하여 다른 나라의 세슘원자시계들과 비교측정을 하였다.[3] 이 경우 여러가지 부속장치를 연결하여 동작시킨채로 이동하여야 하기 때문에 상당히 번거롭고 비용도 많이들며 시간도 많이 소요되어 실시간적으로 원격지의 클럭을 측정하고 동기 시키기가 어려웠다. 뿐만아니라 이동용으로 사용하는 원자시계 또한 미세하지만 원격지의 클럭을 정확하게 측정하기까지 소요되는 시간동안 변화되고 있기 때문에 측정결과를 그대로 쓸 수없고 이동원자시계 자체의 변화를 보상하는 작업이 수반된다. 이러한 문제점을 해소하고자 1980년대부터 GPS(전세계위치측정시스템)를 매개로 원격지간에 실시간적으로 시각을 비교측정하는 기술이 개발되기 시작하여 현재는 여러가지 방법이 각국의 표준기관을 중심으로 이용되고 있다. 그러나 세슘보다 나쁜 장기안정도를 보이는 루비듐원자시계에 적용하여 원격지클럭의 주파수품질을 향상시키는 연구는 현재 시작단계인 것으로 알려지고 있다.[4] 본 논문에서는 GPS를 이용한 원격지클럭의 비교측정법 중에서도 관련장치가 비교적 간단하면서 정확하게 시각을 비교측정할 수 있는 common-view방식을 이용하여 통신사업자를 비롯한 국내의 여러기관에서 사용중인 클럭을 정확하게 측정하고 얻어진 측정결과에 따라 이들 원격지의 클럭이 자동으로 기준클럭에 위상동기될 수 있는 시스템에 대해 기술하였으며 이 시스템을 통해 동기된 클럭품질결과를 보여주었다. 위상동기된 루비듐클럭의 품질을 측정한 결과 수십 ns의 시각동기 및 10^{12} 수준의 주파수정확도를 유지할수 있었다. 앞으로 Phase discontinuity를 줄이기위한 제어기능을 비롯하여 시스템의 안정성을 위한 사항들을 추가한다면 국내 기간통신망의 동기시스템으로의 사용이 가능하리라 기대한다.

2. 원격지간의 클럭비교원리

원격지에서 각기 동작하고 있는 발진기의 클럭주파수를 실시간으로 비교하기란 쉬운 작업이 아니다. 가장 손쉬운 방법이 이동용 원자시계를 이용하여 한지역에서 비교측정한후 다른 지역으로 원자시계를 이동시켜 그곳의 발진기 클과 비교측정하여 그 값들의 차이를 얻으므로써 멀리 떨어진 두곳의 발진기 클럭주파수 차이를 판단하는 아주 보편적인 방법이다. 이 경우 두 지역의 측정이 동시에 이루어 질 수 없기 때문에 같은 조건으로 두지역

모두를 측정할수 없다는 커다란 맹점을 지니고 있다. 따라서 다른지역으로 이동하여 똑같은 측정을 수행하기까지 소요되는 시간동안 이동원자시계와 두지역의 발진기클럭품질들이 각기 다른 특성으로 변할 수밖에 없어 두지역간의 클럭을 정밀하게 비교측정 하기에는 한계가 있다. 멀리 떨어진 두지역간의 시각비교에 있어서 이러한 문제를 해결하기위한 방안으로 양방향 시각비교를 비롯한 몇가지 방법이 제시되고 있다.[5-7]

그중 가장 손쉬우며 비교측정의 정밀도가 수십ns 정도에 이르는 COMMOM-VIEW 방식의 시각비교측정법이 그림 1 에 주어져 있다.

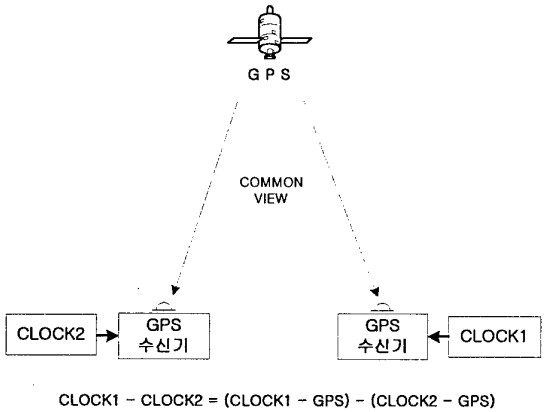


그림1. COMMON-VIEW방식의 개념도
Fig 1. Functional diagram of COMMON-VIEW

여기서 사용되고 있는 GPS(Global Positioning System)수신기는 일반적으로 사용되고있는 위치측정(Navigation)이나 클럭신호 공급용이 아니고 GPS신호와의 시각비교용으로 특별히 이용되는 흔치않은 형태의 GPS수신기 이다. 두지역에 똑같은 형태의 GPS수신기를 사용하며 각기 다른 발진기로부터 만들어진 초신호(1 pps)를 입력신호로 받아들인다. 각각의 GPS수신기에는 시간차계수기(time interval counter)가 내장되어 각각의 클럭1, 클럭2와 GPS시각과의 차이를 측정하여 컴퓨터와 연결이 가능한 통신포트를 통해 관련정보를 제공한다.
그림에서 보는바와 같이 두 지역간의 거리에 비해 훨신 먼곳에 위치한 GPS로서는 발진기들이 각기 떨어진 두지역에 있는 것이 아니라 같은지역에 위치하고 있다고 보여지기 때문에 GPS신호의 도달에 따르는 오차요인이 같다고 보는 것이다. 따라서 동시에 두지역의 클럭을 같은 위성을 매개로 같은 시각에 비교측정하게되면 이들 오차를 상쇄할 수 있게 되는 주된 요인이다. 이 방식을 이용한 비교측정은 GPS와 같은 항법위성 뿐만 아니라 무궁화위성같은 통신위성을 이용할 경우에도 가능하다.

3. 원격지의 클럭동기

어떤 발진기에 의해 만들어진 시계는 서론에서 언급한 바와 같이 발진기들의 일반적인 특성 때문에 초기의 시각차를 언제까지나 그대로 유지할 수는 없으며 발진기들의 시간에 따른 누적 시간오차, $x(t)$는 일반적으로 식(1)과 같이 표현될 수 있다.

$$x(t) = x_0 + y_0 t + 1/2Kt^2 + \varepsilon(t) \qquad (1)$$

여기서 x_0는 초기시간차, y_0는 당시의 주파수차를 명목상의 주파수값으로 나눈 상대주파수로 일반적으로 주파수의 정확도(Accuracy)를 나타내며 K는 상대주파수의 변화율을 나타내는 경년변화율로서 발진기의 장기안정도를 의미한다. 이들 세 가지 항목이 환경적인 원인으로 유발되는 구조적인 오차로써 개선될 수 있는 반면 $\varepsilon(t)$는 어떻게 해볼 수 없는 불규칙편차에 해당한다. 이러한 수식은 발진기의 신호가 주파수변조되어 있거나 경년변화율 (K)이 상수가 아닌 다시 말해 직선적이지 못한 경우를 제외하고 일반적으로 발진기의 시간오차를 예측하기 위하여 사용될 수 있다.[8] 식(1)에서 $\varepsilon(t)$를 제외한 나머지항을 적절히 이항정리하여 경과시간 t 로 나누면 $y = \delta x/t$ 의 관계에 의해 다음과 같은 식(2)로 변형할 수 있다.

$$y_t = y_0 + 1/2Kt \qquad (2)$$

식(2)에서 의미하고있는 바와 같이 초기정확도와 장기안정도를 알 경우 임의시간(t)에서의 상대주파수를 알아낼 수 있다. 이렇게 얻어진 임의시간에서의 원격지발진기의 상대주파수를 상쇄하기위해 반대로 가해 주어야할 보정상대주파수는 다음과 같다.

$$y_c = 0 - y_t \qquad (3)$$

발진기의 상대주파수가 ZERO(0)인 경우가 가장 정확한 상태이므로 ZERO에서 빼준값이 원격지발진기를 보정하기위해 가해야할 BIAS값이다. 따라서 원격지발진기의 EFC(Electrical Frequency Control) 전압에 따른 주파수변화율 그리고 구성한 DAC(Digital to Analog Converter)의 전압변동율과의 관계로부터 식(3)의 보정상대주파수에 해당하는 DAC 정보를 컴퓨터로부터 원격지발진기에 반영한다.

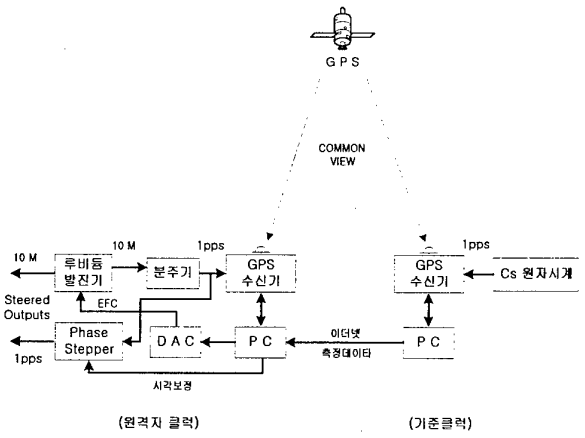


그림 2 원격지에 있는 루비듐원자시계를 기준클럭에 동기 시키기 위한 장치
Fig. 2 Synchronization equipment of remotely located Rubibium atomic clock

이러한 알고리즘을 실현함으로써 원격지의 루비듐발진기가 기준발진기의 주파수에 일치하도록 하기위해 동일한 특성을 보여주는 2대의 시각비교용 GPS수신기와 컴퓨터 그리고 위상미세조정기, DAC, 등이 별도의 제어프로그램에 의해 원격지발진기의 주파수 및 위상을 조정할 수 있도록 그림 2과 같은 장치를 구성하였다. 루비듐발진기의 초신호와 기준국 세슘발진기의 초신호 차이를 시각비교용 GPS를 매개로 동시에 비교측정된 결과에 따라 제어용 PC는 DAC를 통해 루비듐발진기의 EFC 전압을 제어한다. 따라서 원격지의 루비듐발진기는 이더넷에 연결된 컴퓨터의 제어에 의해 GPS를 매개체로 기준국과의 실시간적인 측정결과에 따라 기준국의 세슘발진기에 동기되는 것이다. 각각의 GPS 수신기에는 BIPM으로부터 보내온 극동아시아지역의 시각비교 스케쥴에 따라 GPS스케쥴을 입력한다. 양측의 GPS수신기는 각각의 원자시계로부터 입력된 초신호(1 pps)와 GPS 시각과의 시간간격(Time Interval)을 그당시의 GPS 상태에 따라 측정하게되며 매일 50개정도씩 3일간의 분량인 150개의 데이터를 저장하고 있다. 각각의 GPS수신기는 RS-232C 케이블로 컴퓨터와 통신이 가능하도록 되어있기 때문에 필요에 따라 최근 3 일간의 데이터를 컴퓨터가 연결될 수 있는 전화망이나 이더넷을 이용하여 서로 교환할 수 있다. 원격지에 있는 컴퓨터는 기준국 컴퓨터로부터 가져온 측정데이터(Master clock - GPS)를 같은 시간에 같은 위성을 상대로 측정한 자국의 측정데이터(Local clock - GPS)와 차이를 계산하도록 하고 이결과에 따라 DAC를 제어하도록 컴퓨터 프로그램을 작성하였으며 DAC 역시 또다른 RS-232C 케이블로 컴퓨터와 연결되도록 되어 있다. 현재는 하루에 한번씩 기준국의 데이터를 가져다 자국의 발진기출력의 주파수를 교정해주는 방식을 취하고 있는데 이러한 과정을 자주수행하도록 하게되면 더욱 정확하게 동기될 수 있을 것으로 전망한다.

4. 동기된 원격지발진기의 성능평가

원격지의 동기된 루비듐발진기가 기준국의 세슘발진기와 비교하여 주파수품질면에 있어서 일치하는 정도를 알아보기 위하여 그림 3 와같은 측정장치를 구성하여 사용하였다.

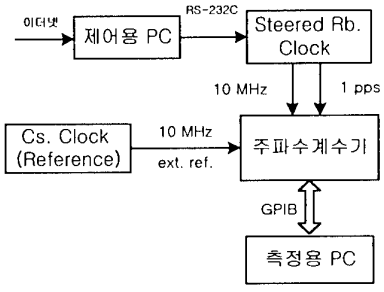


그림 3 동기된 클럭의 측정평가장치
Fig. 3 Testing equipment of synchronized clock

그림 3는 주파수계수기와 측정용 PC 그리고 GPS에 의한 실시간측정데이타 및 제어프로그램의 지원을 받아 동기된 원격지의 루비듐발진기의 출력신호(10 MHz 또는 1pps)를 측정하기위한 장치를 보여주고 있다. 그림에서 보는 바와같이 기준국의 세슘발진기신호를 외부기준신호로 사용하는 주파수계수기로 기준국의 세슘신호에 동기된 원격지루비듐발진기의 주파수와 시간간격특성을 측정하였다. 측정결과 그림 4에 보여주고있는 바와같이 주파수정확도가 동기전의 1.2 x 10^{-10}에서 -4 x 10^{-12} 로 추적해 가고있는 것을 볼 수 있다.

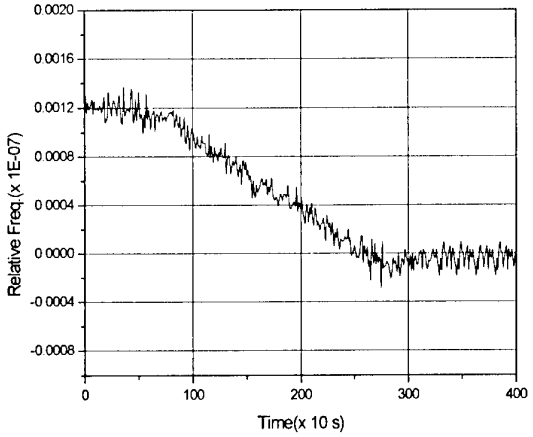


그림 4 원격지클럭의 주파수추적 특성
Fig. 4 Frequency tracking of remotely located clock

또한 완전하게 동기된 상태하에서의 출력신호(1 pps)를 기준신호로 부터의 1 pps 신호와 시간간격을 하였다. 그 결과 아래의 그림 5에서 보는바와 같이 각각의 관측시간에 대한 MTIE (Maximum Time Interval Error) 값을 얻었다.

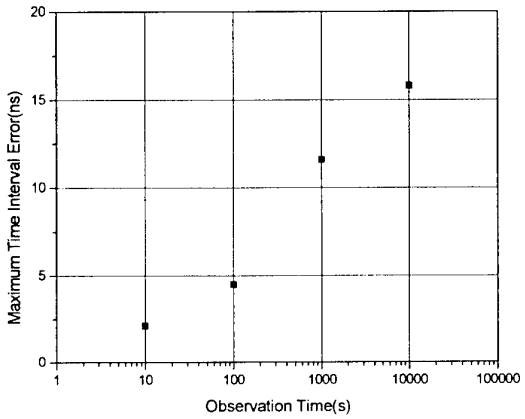


그림 5 동기된 클럭의 MTIE 특성
Fig. 5 MTIE of synchronized clock

동기된 원격지루비듐클럭의 MTIE는 관측시간이 길어질수록 점차 작아지는 추세를 보이고 있으며 시간차간격의 일간(day to day) 변화량 역시 30-40 ns 정도를 보여주고 있다. 앞으로 시스템의 각단별 입출력 정합을 비롯하여 신호접지와 같은 예민한 사항에 대한 보완을 한다면 더욱더 향상된 특성을 보여줄 것으로 기대하고 있다. 또한 현재는 하루에 한번씩 기준국클럭과 GPS와의 시각차정보를 받고 있으나 모든 컴퓨터프로그램을 일

관된 단일프로그램으로 만들어 전과정을 자동화하고 하루에 2회 또는 3회 비교측정하도록 한다면 더욱 좋은 특성을 보여줄 것으로 확신한다.

5. 결 론

동일한 지역이 아닌 장소에서 동작중인 발진기를 실시간으로 기준국의 안정된 발진기에 위상동기시키기 위한 기초실험을 상용의 시각비교용 GPS와 Common-View 기술을 활용하여 수행하였다. 측정결과 동기된 루비듐발진기의 주파수정확도는 10^{-12}의 수준으로 지속적으로 유지 되었으며 시각동기 또한 30-40 ns의 비교적 작은 일간변화폭을 보여주었다. 앞으로 연속동작에 따른 자동화와 신뢰성 관련연구를 통해 부분적인 보완을 한다면 향후 통신망동기용으로도 활용이 가능하리라 예상된다.

참고 문헌

[1] M. E. Frerking, Crystal Oscillator Design and Temperature Compensation. NewYork:VNR, 1978, pp.20-39

[2] Peter Kartaschoff,"Synchronization in Digital Communica tions Networks,"proc. of the IEEE, vol. 79, no. 7, pp. 1019 -1028, July 1991

[3] LaThare N. Bodily and Ronald C. Hyatt,"'Flying Clock' Comparisons Extended to East Europe,Africa and Austra lia using portable atomic clocks,"HP Journal, vol. 19, no. 4, pp. 12-20, Dec. 1967

[4] David W.Allan,"A Rubidium Freq. Standard and GPS receiver : A Remotely Steered Clock System with Good short-term and long-term stability,"44th Annual Symp. on Frequency Control, pp. 151-160, 1990

[5] Diter Kirchner,"Two-Way Time Transfer Via Communica tion Satellite", proc. of the IEEE, vol. 79, no. 7, pp. 983 -990, July 1991

[6] Wlodzimierz Lewandowski and Claudine Thomas, "GPS Time Transfer," proc. of the IEEE, vol. 79, no. 7, pp. 991 -1000, July 1991

[7] A.Sen Gupta,Ashok K.Hanjura and Bhupendra S. Mathur, "Satellite Broadcasting of Time and Frequency Signals," proc. of the IEEE, vol. 79, no. 7, pp. 973-982, July 1991

[8] Davad W.Allan,"Time and Frequency(Time-Domain) Cha racterization,Estimation, and Prediction of Precision Clocks and Oscillator,"IEEE Transactions on Ultrasonics Ferroele ctrics and Frequency Control, vol.34, pp. 647-654,Nov.1987

시각비교용 GPS수신기의 국제 순회측정
GPS Round-robin trip Calibration for APMP

°양성훈, *이창복, **이호성
°한국표준과학연구원(Tel:(042)868-5147; Fax:868-5287; E-mail: shyang@kriss.re.kr)
*한국표준과학연구원(Tel:(042)868-5140; Fax:868-5287; E-mail: cblee@kriss.re.kr)
**한국표준과학연구원(Tel:(042)868-5142; Fax:868-5287; E-mail: hslee@kriss.re.kr)

Abstract: The purpose of this intercomparison is to compare the electronic delays between (and including) the antenna and the reference input of the GPS common view time transfer receivers used for the realization of UTC at several laboratories in the Asia-Pacific region.

Keywords: GPS, common-view time transfer, CCTF, BIPM, APMP

1. 서 론

시간주파수분야의 국제표준은 세슘원자시계에 의하여 이루어지고 있으며, 프랑스 파리에 있는 국제도량형국(BIPM)의 Time Section에서 세계 각국의 표준기관들이 보유하고 있는 200여대의 세슘원자시계 및 수소메이저의 상호 비교 데이터를 수집하여 통계처리함으로써 국제원자시(TAI) 및 세계협정시(UTC)를 생성하여 보급하고 있다.

각국의 시각을 비교하기위한 방법으로 기존에는 지상파를 이용한 LORAN-C(Long Range Navigation), VLF(Very Long Frequecy) 등과 이동원자시계에 의하여 비교측정된 데이터를 BIPM에 발송하는 방법을 이용하였다. 그러나 GPS의 이용이 활성화 되면서 이것을 이용한 시각비교를 BIPM에서 권장하였고 현재는 각국의 모든 표준기관이 BIPM에서 정기적으로 발송해주는 GPS Time Schedule에 의하여 시각비교를 수행하고 있다.

GPS에 의한 시각비교는 통계적 처리를 하였을 때 하루 표준편차가 10 ns 정도이다.

따라서 보다 정확한 시각비교와 국제원자시의 생성 및 유지를 위하여 시각비교용 수신기의 교정에 대한 필요성이 대두되었다. 1997년에 유럽 지역에서는 round-robin calibration trip을 이미 수행하였으며, 아시아-태평양 지역에서는 1999년 9월 호주의 NML(National Measurement Laboratory)을 시작으로 2000년 5월까지 7개의 국가표준기관의 GPS 수신기에 대한 1차 측정을 수행하였다.

그 결과 한국표준과학연구원 시각비교용 GPS 수신기의 평균차이(REFGPS)는 -6.8 ns 를 얻었으며, 그 외 아시아 각국의 표준기관의 GPS 수신기의 측정 결과 및 수행절차를 보고하고자 한다.

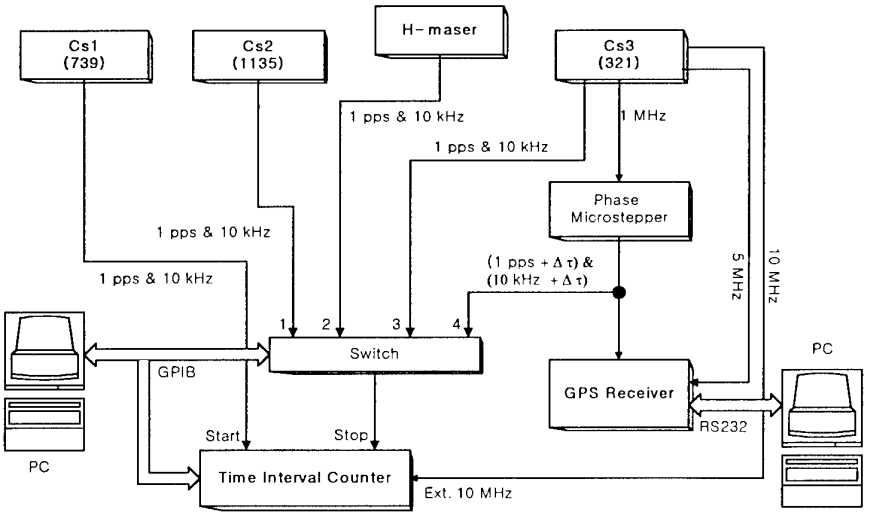


Fig. 1. Clock comparison system using 10 kHz and 1 pps signal

2. GPS 위성을 이용한 국제시각 비교

인공위성을 이용한 시각동기 실험은 1963년 통신위성인 텔스타 위성을 이용하여 실험한 것이 시초이다. 1983년 이후 현재에 이르기까지 GPS 위성을 이용한 국제 간의 시각비교가 이루어지고 있다.

GPS 위성의 고도는 약 20,000 ㎞, 원궤도로 각각 적도 경사각 55°, 6개의 궤도에 각각 약 12시간에 한번 지구주위를 선회한다.

GPS 위성에는 세슘원자 주파수 표준기가 탑재되어 있고 이것을 기준으로 하여 항법신호를 송신하고 있다. 여기에 탑재되어 있는 세슘원자시계는 미해군관측소(USNO)의 모시계(mater clock)에 동기가 되어 있고 주 제어국의 기준시계(GPS Time)에 연관되어 동작되고 있다.

GPS 시간은 GPS에서 채택하고 있는 시간체계로서 GPS 위성에 탑재되어 있는 원자시계의 시각을 말한다. 이 시각과 측정하고자하는 기준 클럭의 시각을 BIPM에서 정해준 스케줄에 따라 같은 지역에서 같은 시각에 비교 측정한 후, 그 결과를 다시 BIPM에 보내어 국제원자시(TAI)와 세계협정시(UTC) 생성에 기여하고 있는 것이다.

Fig. 1은 GPS 수신기(Allen Osborne, TTR6)를 이용한 우리나라 표준시 시각비교장치이다.

여기서 국제 간의 시각비교를 위한 정확도는 사용된 GPS 수신기의 안테나 좌표, 안테나와 수신기 사이의 케이블 길이, 원자시계와 GPS 수신기 사이의 케이블 길이 그리고 온도 변화 등이 영향을 미친다. 따라서 이 번 순회 교정을 통해 수행된 각국의 표준기관이 사용하고 있는 시각비교용 수신기의 time offset과 지연시간을 측정함으로써 국제원자시와 세계협정시 생성에 보다 정확성을 기여하고자 함에 그 목적이 있다.

3. 시각비교 수신기의 순회 국제비교

GPS common-view time transfer 수신기의 비교 목적은 아시아-태평양 지역의 각국 실험실에서 UTC를 실현시키기 위해 사용되는 GPS common-view time transfer 수신기의 기준 입력신호와 안테나 사이의 전기적인 지연시간을 비교하기 위한 것이다.[1]

이것을 직접적으로 측정하기는 어려운 것이므로 NML의 GPS 수신기(Allen Osborne, TTR6)를 각국의 실험실에 보내어 상호비교하는 방법을 채택하였다.

1999년 10월 호주의 NML(National Measurement Lavoratory)을 시작으로 대만의 TL(Telecommunication Laboratory), 일본의 NAO(National Astronomical Observatory), CRL(Communications Research Laboratory), NRLM(National Research Laboratory of Metrology), 한국의 KRISS(Korea Research Institute of Standards and Science), 홍콩의 SCL(Standards and Calibration Laboratory) 그리고 다시 호주의 NML로 돌아가서 측정하는 방법을 택하였다.

Fig. 2는 KRISS의 GPS 수신기(TTR6 #415)와 호주의 GPS 수신기(TTR6 #267)와 동시에 시각비교를 수행한 시스템의 구성도이다.

각 기관에서 약 3주 정도의 기간동안 측정하였으며, CCTF 파일 형식으로 측정된 데이터는 NML로 보내어 그 곳에서 계산이 이루어 졌다.

모든 측정에 있어서 수신기를 구성하고 있는 시스템의 지연시간을 정확히 알고 있다면 각 연구기관 사이의 수신기에 의한 차이는 "0"이 되어야 할 것이다. 그러나 실제로 그렇지 못한 상태이므로 비교에 참여한 수신기들의 알려진 내부 지연시간을 이용하여 계산을 하였고 그 결과를 보고하였다.

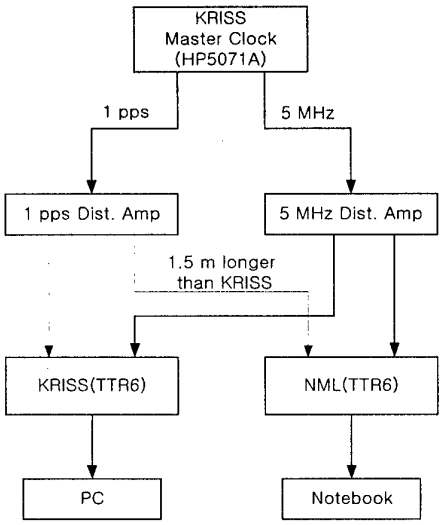


Fig. 2 plot of the experiment setup.

4. 데이터의 처리

실험에 참여한 각 실험실에서 운용하는 GPS 수신기에 의한 데이터와 NML의 이동용 GPS 수신기에 의한 데이터를 CCTF-format으로 NML에 보내었다.

그 데이터의 처리과정은 다음과 같다.

1) common-view 방식에 의하여 780초 동안 수신된 "Reference - GPS"($REFGPS_{raw}$) 값들은, 각 실험실 수신기에 보고된 지연시간과 CCTF의 file 내에 수신기의 지연시간이 기록된 것과 차이가 있는 경우에는 수정하여 사용하였다.

$$REFGPS = REFGPS_{raw} - \Delta \quad (1)$$

여기서,

$\Delta = (\delta_{INT} + \delta_{ANT} - \delta_{REF})_{Reported} - (\delta_{INT} + \delta_{ANT} - \delta_{REF})_{Receiver}$

이며,

δ_{INT} = GPSCV 수신기의 내부 시간지연 (ns),

δ_{ANT} = 수신기의 안테나와 안테나 케이블의 시간지연 (ns),

δ_{REF} = UTC 1 pps 신호와 GPSCV 수신기의 1 pps 입력단자 사이의 지연 (ns) 이다.

그리고 "Reported"와 "Receiver"는 NML에 각 실험실에서 보고된 데이터와 CCTF 데이터 파일에서 나타난 값을 의미한다.

2) REFGPS와 이동용 GPS수신기와의 시각비교 차이 $\varepsilon(t)$는 각각의 common-view 추적시간에 맞추어 계산하였다. 즉,

$$\varepsilon(t) = REFGPS_{Host}(t) - REFGPS_{trav}(t) \quad (2)$$

이다.

3) REFGPS와 NML의 이동용 GPS수신기의 두 수신기가 모두 780초 동안에 측정이 이루어진 데이터에 한해서 계산에 이용하였다.

4) $\epsilon(t)$는 최소자승 fit에 의하여 수행하였으며, RMS 편차와 함께 최적의 평균과 기울기를 기록하였다.

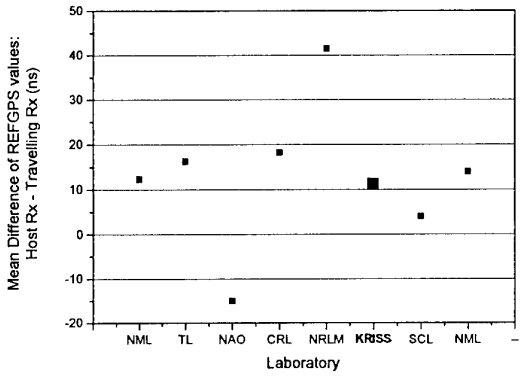


Fig. 3 Results of comparisons between the GPSCV(NML) and those of the participating laboratories.

5. 결과와 토론

이와 같이 처리된 데이터를 표 1에 정리하였으며 그 결과를 Fig. 3에 나타내었다. NAO와 NRLM을 제외한 모든 기관이 20 ns 이내의 범위에 들고 있다. 그러나 이 결과는 NML의 이동용 수신기의 내부 지연시간을 자체 측정한 68 ns를 적용한 결과이며, 이에 대한 결과는 1996년 BIPM에서 실시한 순회 측정결과를 토대로 계산한 결과이다.

그러나 안타깝게도 이 지연시간은 측정기간 중에 잘못된 데이터의 처리로 인하여 NML의 GPS 수신기의 내부 지연값에 대한 신뢰도를 잃어버리는 결과를 초래하였다. 따라서 Fig. 3의 결과와 별도로 GPS 수신기 제작사에서 제시한 50 ns를 내부 지연 시간으로 계산한 결과를 표 2와 Fig. 4에 도시하였다.

이 결과에서도 두 기관을 제외하고는 모든 기관이 0~ -10 ns 이내에 들고 있음을 확인할 수 있다.

그러나 표 2.에서 보는 바와 같이 NML의 수신기가 순회기간 동안 1.7 ns의 drift가 있었으며 이것은 시각비교데이터의 케이블에 의한 지연 불확도를 산출함에 있어서 작은 량은 아니다. 이것은 온습도에 영향을 받는 위성 안테나에 습기가 유입되는 등으로 인하여 신뢰도에 영향을 미친 것으로 판단된다.

Table 2. Assumption that the internal delays of all participating GPSCV rx are identical (50 ns).

Laboratory	Mean Difference of REFGPS: host-travelling
NML(Sept 1999)	-5.7
TL	-1.7
NAO	-33.0
CRL	0.0
NRLM	37.3
KRISS	-6.8
SCL	-9.0
NML(June 2000)	-4.0

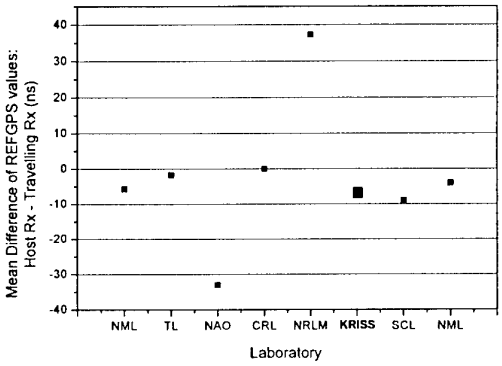


Fig. 4 Results of comparisons between the GPSCV(NML) and those of the participating laboratories.(internal delays : 50 ns)

참고 문헌

[1] *Report on the APMP Round-Robin GPS Common-View Time Transfer Receiver Intercomparison Experiment: Round 1 - October 1999 to May 2000.* NRL

Table 1. Results of comparisons between the NML travelling GPSCV receiver and those of the participating laboratories.

Laboratory	Start MJD	End MJD	Mean Difference of REFGPS: host-travelling	Slope of line of best fit (ps/d)	RMS Deviation σ (ns)	# of Tracks N	Standard Error in the Mean σ /√N (ns)
NML(Sept 1999)	51388	51417	12.3	-34±14	3.4	881	0.11
TL	51480	51496	16.3	-13±32	3.0	376	0.15
NAO	51512	51546	-15.0	-32±70	3.3	1255	0.09
CRL	51551	51566	18.3	30±30	3.9	435	0.19
NRLM	51569	51594	41.5	31±30	5.5	798	0.19
KRISS	51626	51643	11.2	30±29	3.9	707	0.15
SCL	51648	51662	4.0	-22±60	3.9	289	0.23
NML(June 2000)	51704	51735	14.0	-27±16	3.4	324	0.19

INMARSAT-C를 이용한 위치 확인 시스템

Development of Position Location System using INMARSAT-C

° 박영주*, 이명의*, 권오규**, 김민호***

*한국기술교육대학교 정보기술공학부(Tel:042-939-7872; E-mail:Youngjoo.Park@kr.Bosch.com)
**인하대학교 전기전자컴퓨터공학부(Tel:032-860-7395; E-mail:okkwon@inha.ac.kr)
***주)넷나루(Tel:041-560-1250; E-mail:netnaru@netnaru.net)

Abstract : This paper deals with the implementation of position location system using INMARSAT-C. We propose a system design and software program for a real-time based position location system. The overall system designed in this paper consists of INMARSAT(International Maritime Satellite), GPS(Global Positioning System), LES(Land Earth Station), and Packet Data Communication System. The developed software system is composed of LES calling procedure, Position Data Decoding, and Data Communication program. The experimental result of the proposed system implemented in this paper is evaluated via real-time experiments, which show that the test results are satisfactory.

Keywords : INMARSAT, GPS, Position Location, LES, GMDSS

1. 서 론

초기의 해상 이동 통신은 연근해를 운항중인 선박과 기지국 사이의 항만 무선 통신으로 중파와 단파대를 사용 하였다. 현재는 VHF대를 이용하여 무선 전보나 선박 통화를 하였으나 원양 선박을 위한 통신과 해안선이 긴 나라에서는 지상 설비를 갖추는데 많은 비용이 요구되므로 이러한 단점을 보완한 통신 시스템이 필요 하게 되었고, 또 제 2차 세계대전 이후 급격한 선박의 증가로 해상무선통신 주파수대의 폭주현상이 발생하여 해상에서의 조난 안전 통신에 지장을 가져올 가능성이 커지게 되었다. IMO는 이러한 문제를 우주과학을 이용하여 극복할 수 있다고 생각하여 1966년부터 이 분야에 대한 연구를 시작하였다. 1975년에는 위성을 이용한 새로운 해사위성통신 제도를 설립할 목적으로 국제회의를 소집하였고, 1976년 9월 3일 제 3차 회의에서 "국제해사위성기구에 관한 협약(Convention on the International Maritime Satellite Organization)"과 국제해사위성기구에 관한 운영협정(Operating Agreement on the International Maritime Satellite Organization(INMARSAT))"을 채택하여 1979년 7월 16일 발효되게 되었다.

이 협약에 따라 국제해사위성기구는 위성통신을 이용하여 해상에서의 인명 안전을 위한 가장 진보된 통신수단을 제공하고, 선박운항을 위해 필요로 하는 각종 정보를 신속하고 신뢰성 있게 제공함을 목적으로 1982년부터 서비스를 개시하게 되었다. 이후 1985년 국제해사위성통신제도를 선박뿐 아니라 항공기에도 이용할 수 있도록 협약을 개정하였으며, 1989년에는 육상이동통신도 이용할 수 있도록 협약이 개정되었다. 1990년대에 접어들면서 GMPCS등 위성통신 시장의 환경이 바뀌기 시작하자 INMARSAT도 1992년부터 구조개편 작업을 시작하였다. 1994년 12월 9일 제 10차 국제해사위성기구 임시총회에서는 "국제해사위성기구(International Maritime Satellite Organization)"를 "국제이동위성기구(International Mobil Satellite Organization)"로 변경하였으며, "국제해사위성기구에 관한 협약"도 "국제이동위성기구에 관한 협약"으로 변경하였다. 1998년 9월 제 13차 임시총회에서는 구조개편작업을 완료하였으며, 이에 따라 기존의 INMARSAT는 서비스의 계속성을 보장하는 최소규모의 정부간기구(IGO: Intergovernmental Organization)와 상업회사 "INMARSAT Ltd."로 분리하게 되었다. INMARSAT 상업회사는 1999년 4월 설립되어 런던에 본사를 두고있으며 GMDSS를 포함한 기존의 INMARSAT 서비스를 지속적으로 제공하고 있다.

본 연구에서 사용하는 INMARSAT-C는 텔렉스와 데이터를 송수신 할 수 있는데 선박의 조난 및 안전을 위하여 GMDSS(Global Maritime Distress and Safety System) 규약에 따라 300톤급 이상의 선박에는 GPS 수신기와 함께 의무적으로 장착되어 있다. INMARSAT-C 시스템은 36,000km 상공의 지구 정지 궤도 상에 위치한 4개의 통신 위성을 이용하여 태평양(POR), 인도양(IOR), 대서양(AOR-E, AOR-W)의 해상간, 해상과 육상간, 육상간, 육상과 항공기간의 텔렉스 및 데이터 서비스를 제공하고 있다. 그러나 INMARSAT-C 수신기를 장착한 선박의 위치를 확인하기 위해서는 각국에 지정된 LES(Land Earth Station)로부터 데이터를 전달 받아 이를 해독하여 위치 정보를 간편하게 구할 수 있으나 조사한 결과, 본 연구에서와 같은 위치확인 시스템이 국내에서는 최초로 시도되었다.

본 연구에서의 이동 물체 위치 확인 시스템은 GPS(Global Positioning System) 위성과 INMARSAT(INternational MARitime SATellite) 위성을 이용하는 시스템으로 범세계적으로 이용이 가능하며 본 위치확인 시스템을 이용하지 않고 이동중인 선박의 위치를 확인하기 위해서는 선박에서 지정된 곳으로 텔렉스 또는 여타 데이터 통신을 통해 선박의 위치를 수동으로 송신해야 하기 때문에 사용이 불편하며 실시간으로 위치를 확인하기 어려운 상태이다. 따라서 위와 같은 문제점을 해결하여 언제든지, 누구나 손쉽게 선박의 위치 정보를 확인하게 하기 위해 INMARSAT-C 위성과 Packet 데이터 통신망을 이용하여 이동체의 위치를 실시간으로 확인할 수 있는 시스템을 구축 하고 이를 실제 적용하여 그 성능을 확인하고자 한다.

2. 시스템의 개요

본 연구에서의 이동 물체 위치 확인 시스템은 GPS 위성과 INMARSAT 위성을 이용하는 시스템으로 본 장에서는 이상의 2가지 시스템의 구성에 대해 개략적으로 설명한다.

2-1 GPS의 개요[1][2]

우선 GPS는 1970년대 미국 정부가 항법 지원 체계의 목적으로 개발한 것으로써 위성을 이용하여 위치, 속도 및 시간 측정 서비스를 제공 하는 시스템으로, 3차원 위치, 고도 및 시간의 정확한 측정을 할 수 있고, 24시간 연속적으로 서비스를 제공 할 수 있으며 기상조건, 간섭 및 방해에 강하고, 전세계적인 공통 좌표계를 사용 한다는 특징이 있다. GPS는 우주부문(Space Segment), 사용자 부문(User Segment) 및 제어 부문(Control Segment)으로 구성 되어 있다.

GPS의 우주부문은 NAVSTAR(Navigation System with Time and Range)라고 불리는 GPS위성으로 구성되며 변조된 시간신호, 위성의 위치 및 작동 상태, 시간 보정 등의 정보를 사용자에게 전송하는 역할을 수행한다. 위성은 약 20,200km 고도의 원형 궤도를 11시간 58분의 주기로 회전하고 있으며 현재 궤도 배치와 위성수는 각 궤도 당 4개의 위성을 갖는 55도 경사의 6개의 궤도면으로 구성된 21개의 본 위성과 3개의 보조 위성으로 구성 되어 있다. GPS위성은 24개가 지구를 12시간마다 궤도를 따라 돌고 있다. 이들 궤도는 매일 동일한 지상 궤적을 따라 돌고 있다. 동일한 간격(60도 떨어짐)으로 배치되어 있으며, 적도면에 대하여 약 55도의 경사각을 갖고 있는 이유는 지구상 어느 곳에서나 사용자에게 항상 5개에서 8개의 위성을 제공하기 위한 것이다. GPS위성은 전파 송수신기, 원자시계, 컴퓨터 및 시스템 작동에 필요한 여러 가지의 보조장비를 탑재하고 있어 위성의 공간상의 위치와 사용자의 위치를 결정할 수 있게 된다.

GPS 사용자 부문은 GPS위성으로부터 Data를 수신 받아 위치 좌표를 결정한다. GPS 수신기는 위성의 신호를 추정 위치, 속도와 시간으로 변환 한다. X, Y, Z(위치)와 시간의 4차원 계산에는 4 개의 위성이 필요 하다. GPS 수신기는 항법, 측위, 시간 전파와 기타 연구에 이용 된다. 또한 추적소에 의하여 통제되는 위성에 탑재된 정밀 시계를 기준으로 한 시간과 주파수의 전파는 GPS의 또 다른 이용 분야이다. 천문 관측소, 통신설비와 연구소의 표준들이 GPS 수신기의 특별한 용도에 따라 정밀한 시간 신호로 설정되거나 정밀한 주파수로 조정될 수 있다.

GPS 제어부문은 미국의 Colorado Springs에 위치한 주 제어국과 전세계에 분포된 5개의 추적국, 3개의 지상 관제국으로 구성되며 궤도와 시각결정을 위한 위성의 추적, 전리층 및 대류층의 주기적 모형화, 위성시간의 동일화 및 위성으로의 자료전송 등을 주임무로 한다. 중앙관제소는 미국 Colorado Falcon 공군기지에 위치하고 있다. 이들 추적소는 각 위성들의 궤도모델과 관련있는 위성들의 신호를 측정하고 있다. 이 모델은 각 위성에 대한 정밀 궤도 데이터와 시계의 보정량을 계산한다. 관제소는 위성들의 궤도력 데이터와 시계 데이터를 위성에게 전송한다. 그러면 위성들은 라디오 신호를 통하여 GPS 수신기에 궤도력 데이터를 전송한다.

측위란 위도와 경도만 아는 방법이며 고도를 이미 알고 있는 것으로 하고 계산한다. 2차원 측위는 3개의 위성으로부터 신호를 수신하는 것 만으로도 가능하게 된다. 이것은 아직 충분히 위성이 배치되지 않았던 당시의 상태이거나 건물이나 산간지에서 4개의 위성으로부터 전파를 수신할 수 없는 상태에서도 위치를 알 수 있는 수단이 되며 GPS를 이용할 수 있는 시간이나 지역을 넓히는 데 유효하게 작용한다. 그러나 수신기에 설정된 고도가 정확하지 않은 경우에도 측위한 위도 경도에 오차가 포함되므로 주의가 필요하다. 지금은 최종적으로 지구를 6개의 궤도에 각각 4개의 위성이 배치된 구성의 GPS이다. 이 상태에서는 지구상의 어느 장소에서도 항상 4개 이상의 위성이 상공에 존재하게 되며 고확도의 측위를 할 수 있도록 되어 있다.

2-2 INMARSAT의 개요[3]

INMARSAT는 터미널의 표준타입에 따라 전화, FAX, 텔렉스, e-mail, 고품질 오디오, 정지영상, 영상전송, 화상회의, 원격진료 등의 서비스가 가능하며, 현재 약 15만대의 터미널이 서비스를 사용하고 있으며, 31개 국가의 40개 LES(Land Earth Station: 육상 지구국)가 서비스를 중계하고 있다. 현재 84개국 회원국이 가입되어 있으며, 우리나라는 1985년 9월 16일 한국통신이 44번째 서명 당사자로 가입하여 공동 이사국으로 활동중이다.

초기 서비스는 MARISAT 위성을 사용하였으며, 1983년부터 임대 위성을 사용하게 되었다. 1990년까지는 전세계 해역을 3개의 위성권으로 하여 운용하였으나, 대서양과 태평양 사이의 교신 불가능 해역을 극복하기 위해 1990년 11월 대서양 위성을 1개 더 추가하여 총 4개의 위성권으로 운용하고 있다. 1990년 INMARSAT는 자체 위성개발 계획을 수립하고, 영국의 위성회사에 발주하여 1990년 10월 인도양 상공에 처음 자체 위성을 발사하게 되었다. 이어서 1991년 3월에는 동 대서양 상공에, 그리고 1991년 12월에는 태평양 위성을 발사하였으며, 이 위성들을 제 2세대 위성이라 한다. 이어서 1996년부터 1998년까지 제 3세대 위성을 발사함으로써 현재에 이르게 되었으며, 2004년부터는 14억불을 투입하는 제 4세대 위성을 이용하여 멀티미디어 통신 및 ISDN 서비스 접속이 가능하게 된다. 제 4세대 위성은 예비위성 1기를 포함하여 총 3기로 구성되며, 운용위성의 궤도는 각각 W54° 와 E64° 가 된다.

INMARSAT system은 인공위성 부문, 선박 기지국 부문, 해사 지구국 부문 등으로 구분할 수 있는데, 우선 인공위성 부분은 대서양, 태평양, 인도양 적도상공 3만 5천 km 지점에 상시 위치하고 있는 4개의 정지 위성을 이용하여 운용되고 있으며 동 위성을 이용할 수 있는 지구상의 범위는 북위 60도에서 남위 60도 까지이다. 해안 지구국은 인공위성 부문과 연계하여 지구상에 전파를 중계하는 역할을 하는 기지국으로 전세계적으로는 A형 지구국 28국, C형 지구국 16국, M/B형 지구국 6국 등이 현재 운용중이다. 선박 지구국은 통상 INMARSAT라고 불리는 장비가 탑재된 동선박 지구국을 말한다. 이 선박 지구국의 구분은 이용 서비스 및 통신의 형태에 따라 A형, B형, C형, D형, 그리고 M형 등으로 구분하고 있다.

INMARSAT-A service는 전화(Fax), 데이터, Telex, INMARSAT Quick 인터넷 서비스를 제공 하며, 고품질, 고 신뢰성, 정지 및 압축영상 서비스와 긴급통신, 조난 안전 통신 등의 특징이 있다. INMARSAT-B service는 전화(Fax), Telex, 데이터 통신(X.25), INMARSAT Quick 인터넷 서비스를 제공하며 전화 디지털 통신 방식으로 고품질, 고 신뢰성, 고속 데이터 통신(64kbps)으로 화상 통신을 할 수 있는 특징이 있다. INMARSAT-D+는 비음성 data 통

신 서비스로 통신비가 저렴하고, 다른 Application S/W와 연계가 가능하다. INMARSAT-M service는 전화(Fax), 데이터 통신, INMARSAT Quick 인터넷 서비스를 제공하여 음성 서비스와 고속의 데이터 통신이 가능하고 휴대용의 크기이다. INMARSAT C service는 비음성(Telex, Fax, Data) 통신 서비스로 통신료가 저렴하고 완벽한 비밀 보장이 가능 하다. INMARSAT-E service는 비음성 data 서비스로 GMDSS에 의한 선박의 구난 지원에 사용된다.

INMARSAT 시스템은 세계 해상 조난 안전제도로 IMO(국제해사기구)에서 현행 조난안전제도의 문제점을 보완 개선하기 위하여 위성통신 및 선박에 디지털기술 등 최신설비를 탑재케 하고 육상시설도 보강하여 해상에 있어서의 인명과 재산의 신속한 구조체제를 전세계적으로 구축하기 위한 제도인 GMDSS에 의해 국제항해에 취항하는 모든 여객선 및 300톤 이상의 선박에 의무적으로 설치 되어 있고, 본 연구에서는 이 INMARSAT-C 시스템을 이용하여 선박의 위치를 확인 하고자 한다.

3. 위치확인 시스템의 구축

본 논문에서는 움직이는 선박 및 이동체의 흐름을 실시간적으로 관제하는 위치 확인 시스템으로 본 장에서는 시스템의 구성 요소와 프로그램에 대해 설명한다.

3-1 위치확인 시스템의 구성 요소

INMARSAT-C 수신기를 탑재한 이동체와 INMARSAT 위성 간 무선으로 데이터를 전세계 어느 곳에서든지 송·수신할 수 있는 시스템은 그림 1과 같다. 그림 1은 이동물체의 위치확인 시스템을 도시한 것으로 언제 어디서나 원하는 선박의 위치를 Telnet service를 통하여 실 시간적으로 확인 할 수 있는 시스템을 구현하게 된다.

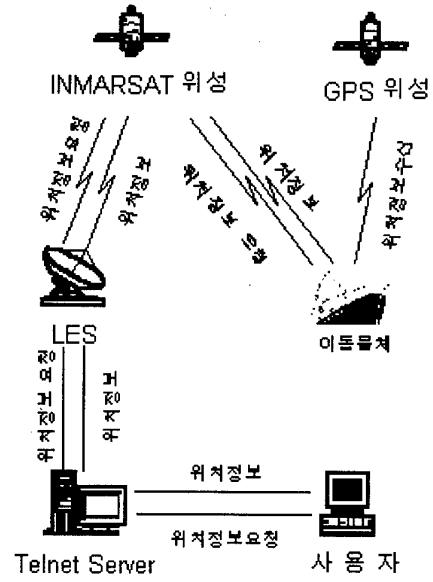


그림 1. 위치확인 시스템 구성도
Fig. 1 Block Diagram of position location system

그림 1에서와 같이 LES와 Telnet Server사이에는 교환기를 중계기로 하여 통신 하는데 여기서 교환기는 Hinet-P Packet 데이터 통신망으로 국내/국제 고품질의 데이터를 전송 할 수 있다.

또한 여기서 사용되는 PAD(Packet Assembler/Disassembler)는 [4] Packet 데이터망을 지원해주는 시스템과 지원하지 않는 시스템과의 인터페이스를 위해 사용되는 장비로써, ITU-T X.3, X.28, X.29의 권고 사항을 준수하는 비동기형 터미널에서 데이터를 받아 Packet 단위로 조립하여 Hinet-P 망을 통하여 전송하고, 수신된 Packet은 비동기 데이터로 분해하는 기능을 제공한다.

본 시스템에 따른 인터넷 기반의 이동물체 위치 확인 시스템에 사용되는 PAD의 동작은 비동기 더미 터미널에서 수신된 비동기 데이터의 시작 비트와 끝 비트를 제거하고 X.25 Link Level의 Frame 구조에 이어 Packet 구조로 만든 데이터로 Hinet-P망을 경유하여 목적지의 시스템으로 전달되며 목적지의 시스템이 X.25를 지원하지 않으면 Packet의 분해를 위해 별도의 PAD를 사용해서, 수신된 X.25 Packet을 다시 비동기 데이터로 분해하여 비동기 시스템인 주 시스템에 전송된다. 이 데이터는 비동기 더미 터미널로부터 출력되는 데이터로 시작 비트와 데이터 비트, 끝 비트로 구성되어 시작 비트를 검사하여 데이터 비트를 추출한다.

데이터 비트를 추출하는 과정에서 사용되는 통신용 에뮬레이터와 C++, JAVA, HTML을 이용한 본 시스템에 수반된 자체 프로그램으로 추출한 위치 데이터 비트를 사용자에게 전송하거나 또는 Data Base에 저장시킨다. 그리고 본 시스템에 사용된 자체 프로그램을 사용하여 DB에 저장된 데이터를 실 시간적으로 제공하여 이동물체의 위치를 확인할 수 있다.

3-2 위치확인 프로그램

본 논문의 시스템 운영방법은 우선 텔넷서버(Telnet Server)로 접속한 후 육상기지국으로 접속하게 되며 이와 같은 과정에 대한 흐름도는 그림 2와 같다.

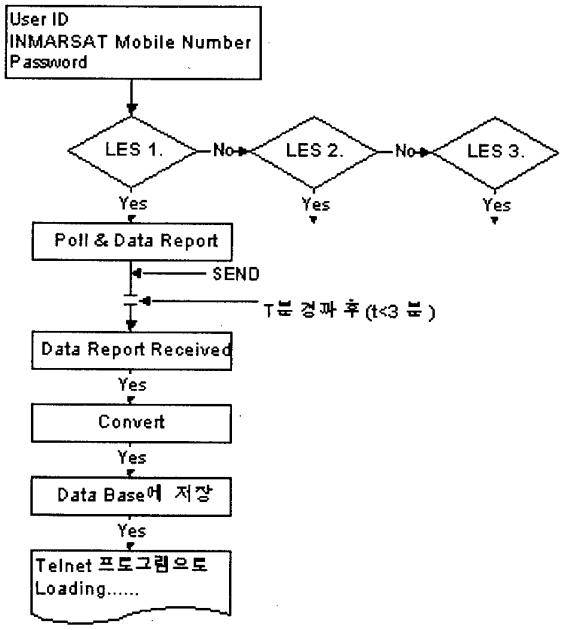


그림 2. 위치확인 프로그램 흐름도
Fig. 2 Flowchart of position location program

육상기지국으로 접속한 후 "Poll & Data Report" 서비스 항목으로 이동하여, 위치를 파악하고자 하는 이동체의 고유 어드레스를 입력한다. 여기서 이동체의 고유 어드레스란 INMARSAT-C 수신기를 장착한 선박인 경우, INMARSAT 수신기마다 부여하는 9자리 숫자를 말한다. 입력이 완료되면 송신(Send) 항목을 선택하여 INMARSAT 위성을 통하여 데이터를 송신하게 된다. 이때 송신 항목을 선택하여 실행 키(Enter Key)를 눌렀을 때, "이동체의 어드레스가 본 육상기지국에서는 INMARSAT 위성으로 송신할 수 없습니다." 라는 경고 메시지가 나오는 경우에는 제 2육상기지국 또는 제 3육상기지국으로 계속해서 접속을 시도해야만 한다.

송신 항목이 성공적으로 수행됐을 경우에는 Telnet Server와 t<3분 이내에 다시 텔넷서버로 접속하여 수신된 데이터를 확인한다. 이때, 수신된 데이터 형식은 16진(Hexa) 코드로 구성되어 있기 때문에 본 시스템의 주 시스템 내에서 변환 프로그램을 사용하여 문자코드로 변환시킨다. 변화 전 Raw Data의 형태는 다음의 그림 3과 같으며, 변환된 데이터는 데이터베이스에 저장되거나 사용자에게 전송된다.

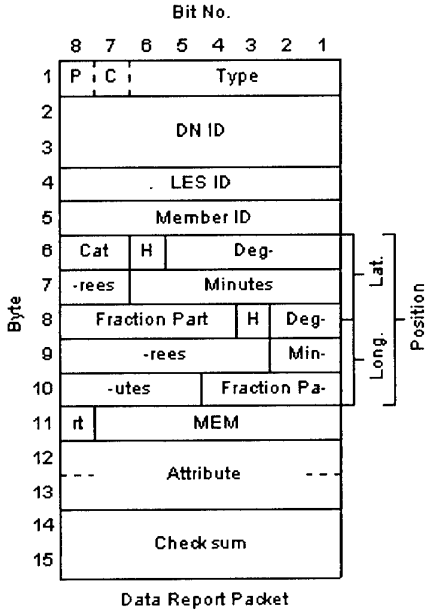


그림 3. 위치 데이터 형식
Fig. 3 Position Data Format

4. 위치확인 실험결과

이동 물체의 위치를 확인하는 결과를 확인하기 위하여 우선 LES(Land Earth Station)에서 구해진 데이터의 형태를 보면 그림 3과 같다. 여기서는 간단히 INMARSAT-C를 사용하는 수신기로부터의 송신된 기본 Data를 예로 들었다.

본 실험에 사용된 장비는 Trimble사의[5] INMARSAT-C 장비로 현재 한국 기술교육대학교 실험실에 설치되어 있는 것을 기초로 하여 Mobile ID가 표1과 같이 444076712, 424838210, 444050612 등의 6개의 선박으로 실험을 하였다.

그림3과 같이 INMARSAT으로부터 수신된 Data에서 6 - 10 Byte에 실려 있는 위치 data를 자체 개발한 Program을 이용하여 처리 하면 송신한 곳의 위치 Data를 위도, 경도 등의 수치로 표1과 같이 화면에 표시한다.

표 1. 실험 데이터
Table. 1 Experimental Data

ID	Address	lon	lat	UpdateTime
1627	444076712	135.12	34.39	2000-11-03 오후 5:01:43
1628	424838210	121.09	26.12	2000-11-03 오후 5:01:43
1629	444050612	118.03	38.55	2000-11-03 오후 5:01:43
1630	435716510	131.39	32.26	2000-11-03 오후 5:01:43
1631	451445810	120.00	31.58	2000-11-03 오후 5:01:43
1632	444076612	118.53	24.23	2000-11-03 오후 5:01:43

표1의 내용 중 ID는 이동물체를 식별 하기위한 User ID이고 Address는 INMARSAT-C 장비의 Mobile ID 이다. 또 lon은 경도(Longitude), lat는 위도(Latitude)를 나타낸다. Update Time은 정해진 시간에 지정된 이동물체의 위치 Data를 수신하여 DB에 저장 한 시간을 표시하게 된다. 표1과 같이 INMARSAT-C 수신기가 설치되어 있는 6개의 실험 선박의 위치를 확인 한 결과 Mobile ID가 444076712인 선박의 위치는 경도 135.12도, 위도 34.39도이고, Mobile ID가 424838210인 선박의 위치는 경도 121.09도, 위도 26.12도 등임을 확인 할 수가 있었다.

이와 같은 위치 데이터를 데이터베이스에 저장하여 인터넷 프로그램을 이용하여 인터넷 기반의 전자 지도상에서 움직이는 이동물체의 위치를 정확하게 표시할 수 있다.

5. 결론

상기와 같이 본 논문은 GMDSS 규약에 따라 300 톤급 이상의 모든 선박에 의무적으로 장착되어있는 INMARSAT-C 수신기와 이에 포함되어 있는 GPS 수신기를 이용하여 무선으로 전세계에서 언제나 실시간으로 이동중인 물체의 위치를 확인하는 시스템을 구축하였다.

본 위치확인 시스템을 이용하면 실시간적으로 이동체의 위치를 확인 할 수 있으므로, 과거 이동물체(선박)에서 하루 또는 이틀에 한 번씩 소속 해운사의 텔렉스를 통해 자기 위치를 알려주는 소극적인 방법에서 이제는 해운사가 언제든지 자사 소속 이동물체(선박)는 물론, 어느 나라든지 원하는 시각에 이동물체(선박)의 정확한 위치를 알 수 있게 되었다.

또한 본 연구의 위치 확인 시스템은 해상 뿐만 아니라 모든 육상 운송 수단 및 항공 이동 물체에도 적용이 가능하며, 이번 연구의 결과를 이용하여 추후에는 본 시스템에서 취득한 위치 Data를 인터넷 기반의 전자 지도상에 표현하기 위한 Internet 기반 시스템으로 수정 보완해야 할 것이다.

참고 문헌

[1] Jay A. Farrell & Matthew Barth, *The Global Positioning System & Inertial Navigation*, McGraw-Hill, New York.

[2] Elliott D.Kaplan, *Understanding GPS Principles and Application*, Artech House, London.

[3] INMARSAT, *Maritime Communications Handbook Issue 2*

[4] Packet Assembler/Disassembler Manual(*X-TAI 3010/20 User Manual*, Comtec System)

[5] *Galaxy INMARSAT-C/GPS V5.0 Marine Installation Manual*, Revision A, 1997

돌발상황을 위한 차량항법시스템 설계

A Design of Car Navigation System for Incidents and Events

최 회 균

협성대학교 도시건축공학부 (Tel: 031-299-0873; Fax: 031-298-2737; E-mail: hkchoi@hyupsung.ac.kr)

Abstract: Car Navigation System(CNS) of ATIS(Advanced Traveler Information Systems) which is a branch of Intelligent Transport Systems(ITS) may provides drivers with real-time traffic information. But traffic congestion is no longer limited to a peak period and particular roads. Recurring congestion is predictable and occurs in locations where the traffic volumes routinely exceed capacity. Nonrecurring congestions is very unpredictable and is caused by incidents and events. The object of this study is to analyze incidents and events as CNS(Car Navigation System) provides the shortest path information. This approach could be applied to other CNS technologies using the Global Positioning System(GPS).

Keywords: Car Navigation System, Advanced Traveler Information Systems, Real-time information, Nonrecurring congestion, Incidents and Events.

1. 서 론

급속한 교통량 증가와 늘어나는 자동차 보유욕구의 증대로 인하여 지속적인 도로의 확충에도 불구하고 대도시의 교통정체 현상은 날로 심화되고 있다. 최근에는 환경적인 측면에서도 자동차의 효율적인 관리가 중요시되고 있으며, 이러한 문제를 해결하기 위한 대안으로 지능형교통시스템(ITS: Intelligent Transport Systems)이 선진국을 중심으로 활발하게 시도되고 있다. ITS는 제한된 기존 도로망의 정체현상을 최소화하고 도로이용률을 최적화하기 위해 첨단과학의 장비와 기술들을 이용하여 효율적인 교통체계가 확립되도록 운영하는 통합시스템이다.

또한 도로와 차량에 첨단기술을 적용시킨 ITS는 운전자에게 교통사고 및 정체에 관한 각종 교통정보를 제공하여 이용자의 편의를 증진시키고 불필요한 차량 통행의 감축효과(대기오염 완화 및 에너지 효율 증가)를 가져올 수 있다. 특히 ITS의 한 분야인 첨단교통정보시스템(ATIS:Advanced Traveler information Systems)은 교통정보를 수집하여 가공한 후 운전자에게 서비스하는 분야이다. 이를 실행하기 위해서 운전자에게 교통정보를 제공할 수 있는 차량항법시스템(CNS: Car Navigation System) 기능을 가진 단말장치가 필요하다. CNS는 여러 가지 기술이 복합된 것이기 때문에 요소기술을 확보한 전체적인 시스템 통합능력이 요구되며, 위치검출(Positioning), 지도표시(Map Display), 최적 경로계산 및 탐색(Route Finding and Routing), 경로안내(Route Guidance), 차량위치 추적시스템(AVL: Automatic Vehicle Location), 여행자정보(Traveler Information) 등을 제공할 수 있는 기능을 지니고 있다.

전자수치지도(DRM: Digital Road Map), 위성항법시스템(GPS: Global Positioning System) 등을 혼합하여 운전자의 현재 위치 표시와 실시간 정보(real-time information)를 제공하여 목적지의 경로를 안내하는 현재의 CNS에 돌발상황(incidents and events) 적응능력을 구현하기 위한 시스템을 설계하는데 본 논문의 목적이 있다. 또한 기존의 CNS의 기능에 예측할 수 없는 돌발상황을 관리하는 방법을 제안하였다. 돌발상황에 따른 정체시간(Incident Duration)을 예측할 수 있다면 새로운 CNS 개발 방향을 모색할 수 있다는 것을 제시하고자 한다.

2. 돌발상황 관리 체계

오늘날 대부분 도시들은 심각한 교통혼잡 문제에 직면하고 있다. 교통혼잡 요인 중 특히 돌발적인 상황(차량 고장 및 차량 사고)은 교통체증 현상을 일으키는 주요한 요인이 되고 있다. 이는 출퇴근 시간 또는 특정한 지역에서 매일 반복되어 발생하는 일상적인 교통혼잡 요인과는 달리 예측이 거의 불가능하다. 다수의 우회도로나 신호등이 존재하는 시가지도로 보다는 특히 고속도로에서의 돌발상황은 고속도로의 지역 간 신속한 이동기능 또는 돌발상황 발생시 대체도로의 부재 등으로 인한 돌발상황 대처의 어려움 등을 고려할 때, 신속한 돌발상황처리를 위하여 돌발상황보고의 주체(돌발상황 당사자, 주변의 목격자, 순찰자, 또는 감지장치 등)와 교통유고 운영자/관리자(traffic incident operator/manager) 상호간에 긴밀하고 원활한 돌발상황 관리 체계를 필요로 한다.

돌발상황관리(incident management)는 감지(detection), 확인 및 검증(verification & identification), 응답(response), 그리고 처리(clearance) 등의 4단계로 구성되어 있다(그림 1). 어떤 형태의 돌발상황이라도 도로상에서 발생하게 되면, 효율적인 처리를 위해서 즉시 관할 교통관리통제소에 보고되어야 한다. 보고자는 비상전화나 핸드폰 등을 이용하여 신속하고 정확하게 돌발상황 상황을 교통관리통제소에 전달하고, 돌발상

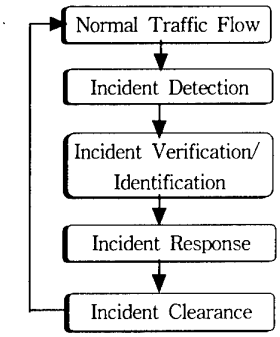


그림 1. 돌발상황 관리 개념도

Fig. 1. The Concept of Incident Management

황 운영자는 보고된 상황을 검토, 판단하여 가장 적합한 조치를 취해야 할 것이다. 따라서 최초에 돌발상황이 발생할 때부터 돌발상황 처리가 완료되어 원래의 정상적인 교통의 흐름으로 돌아오기까지의 시간 중에서 돌발상황 운영자가 판단하고 응답하는 시간이 신속한 돌발상황 처리를 위하여 매우 중요한 변수로 작용한다. 즉, 돌발상황에 관한 응답의 정확·신속한 조치는 돌발상황이 처리(clearance)되는 시간에 직접적인 영향을 줄 수 있음을 의미한다.

도시시설 및 하부구조가 거의 대부분 개발된 선진국에서는 대부분의 투자를 통행자, 차량, 도로가 통합된 ITS를 구축하는데 할당하여 도로교통 운영효율의 최적화를 추구하고 있다. ITS를 구현하기 위한 하나의 수단으로 도로상에서의 돌발적인 교통사고의 신속한 감지 및 처리의 중요성이 강조되고 있다. 이러한 점을 고려할 때 특히 고속도로에서의 신속한 교통사고 감지 및 처리가 매우 중요하며 고속도로에서의 교통사고를 감지하기 위하여 여러 가지 방법이 사용되고 있다. 예를 들면, 정시적인 교통국직원(maintenance crews)과 경찰(freeway service patrol)의 순찰, 비상전화(call boxes), 운전자 및 목격자의 보고(mobile phone), 도로감지기(pavement detectors), 폐쇄회로 TV(closed circuit television) 등이 있다. 그러나 첨단의 교통통제체계를 갖추고 있더라도, 실제로 이를 관리하는 운영자가 어떠한 예기치 못한 상황 발생시 신속하고 정확한 조치(돌발상황 응답)를 취하는데 어려움이 있다.

예를 들면, 도로상에서 돌발상황(사고) 발생시 견인차(tow service) 또는 구급차(ambulance)의 급파(dispatch system), 고속도로 진입통제(ramp meter signals), 사인판 내용변경 작동(changeable massage signs), 실시간 교통정보 안내(real-time traveler information) 등을 동시에 연계시켜 처리해야 하므로, 돌발상황의 상황에 따라 처리시간을 미리 파악할 수 있는 체계(system)가 구축되어 있지 않으면 다양한 성격을 지닌 돌발상황을 효율적으로 파악하고 응답·처리하기가 어려울 것이다. 고속도로 운영의 오랜 역사를 가지고 있는 미국에서도 효율적인 돌발상황관리에 관한 연구가 최근에 시작되었고, 이는 ITS를 추구하기 위하여 필수적인 조건이다.

돌발상황 발생시 정보를 정확하고 신속하게 분석하여 처리기관에 전달하고, 돌발상황 유형별로 처리시간을 예측할 수 있는 기능이 구축되어야 한다. 이러한 기능의 적용은 돌발상황이 발생하고 처리될 때까지의 시간을 최대한 단축하고, 돌발상황으로 인한 교통혼잡을 효과적으로 완화할 수 있는 교통정보체계 구축에 도움을 줄 수 있을 것이다. 나아가 돌발상황 발생시 교통관리통제소에 있는 운영자가 최소한의 시간으로 돌발상황 보고에 응답하여 상황을 운전자에게 제공하여 효율적으로 통제하여, 운전자에게 돌발상황 정체시간을 제공할 수 있는 시스템을 구축하는데 있다.

돌발상황을 감지할 수 있는 방법은 도로감지기, CCTV, 공중감시(aerial surveillance) 등이 있지만 어떤 돌발상황이 특정한 장치로 감지되었다고 하더라도, 해당 상황에 대한 확인 및 검증은 음성으로 교통관리센타(TOC: Traffic Operation Center)의 돌발상황관리자에게 보고되어진 내용에 근접한 설명력을 갖게 된다. 또한 GPS의 위치 및 시간측정에 관한 자료를 수집하여 확인된 돌발상황 유형에 적용하면, 돌발상황에 따른 정체 예측시간을 운전자에게 실시간 정보를 제공하여 CNS의 기능을 향상시킬 수 있다.

3. 돌발상황 메시지(Message) 구조

3.1 정보형식(Message Set) 개발 방법

도로에서 돌발상황 발생 시 이를 정확히 설명하고 또한 관리센터간 돌발상황 정보를 신속히 전달할 수 있는 형식과 체계를 갖춘 정보형식(message set)을 구성한다. 현재의 관련기관간 돌발상황 정보전달 체계를 고려하고 각기 다른 관련기관 및 이해당사자간의 의견을 최대한 수용할 수 있도록 구성하였다. 우선 교통정보를 교환하는 센터간의 정보 흐름보다는 메시지 중심으로 설정하였다. 그 이유는 관련 센터간 교환되는 정보에 따라 메시지를 구성할 경우, 같은 메시지임에도 불구하고 정보를 다루는 주체가 다름으로 인하여 같은 메시지 set을 구성해야 하는 비효율성이 발생하게 된다. 정보의 시·종점 중심에서 메시지 중심으로 작성하게 됨에 따라 센터간 정보형식 뿐만 아니라 센터-종단부 및 센터-차량간 교환되는 메시지까지 확대하여 고려하였다.

본 논문에서「돌발상황」은 Incident 뿐만 아니라, 계획 및 예고된 상황인 Event를 포함하는 개념으로 정의하였으며 돌발상황과 이벤트는 상호 유사한 특성을 지니므로 메시지도 유사하게 구성하였다. 이것은 돌발상황관리를 위한 메시지 분류체계를 구성하고, 메시지 set을 구성하는 데이터 항목을 정의하였다[3,5].

3.2. 메시지 분류체계

교통정보분야의 메시지 그룹 분류체계는 도로-네트워크, 네트워크-상태, 네트워크-이벤트, 교통-요청, 교통-장치-상황, 교통-제어, 즉,「네트워크-이벤트 메시지 그룹」을 구성하는 메시지 집합을 다룬다. ITS 기능을 포괄할 수 있도록 메시지는 메시지 그룹, 메시지 집합, 메시지의 세 가지로 구분한다. 최상위계층은 메시지 그룹이고, 최하위계층은 메시지로 구성된다. 그리고 메시지는 데이터 항목(Data element)과 속성의 집합체로서, 메시지 집합을 구성하게 된다. 즉, 각각의 메시지가 모여 하나의 메시지 집합을 형성하며, 독립적인 돌발상황의 기능을 나타내는 것이다. 또한 돌발상황관리를 위한 메시지는 5가지의 메시지 집합과 24가지의 메시지로 구성할 수 있다.

네트워크-이벤트 메시지 그룹은 도로에서 발생하는 도로 돌발상황(roadway incident), 도로 공사(planned roadway event) 등과 관련한 정보를 제공한다. 세부적으로는 도로의 현재 교통량 정보, 사고 또는 이벤트의 갱신을 나타내는 응답계획 등의 메시지를 포함하게 된다. 돌발상황 메시지 분류체계는 그림 2와 같

고, 네트워크-이벤트 메시지 그룹은 5개의 메시지 집합으로 구성된다. 네트워크-이벤트 메시지 그룹은 현재-네트워크-돌발상황, 계획-도로-이벤트, 이벤트-정의-응답, 네트워크-돌발상황-신, 도로-이벤트-갱신, 총 5개의 메시지 집합으로 구성된다.

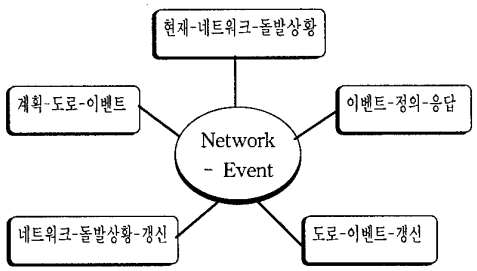


그림 2. 돌발상황 메시지 분류체계
Fig. 2. Classification Scheme of Incident Message

Message Set은 컴퓨터 기반 시스템의 설계 및 운영에 필수적인 항목이고, 시스템간 통신에서 상호 교환되는 기본적인 정보흐름(일반적으로 메시지라고 함)을 말한다. 특히, 하나의 Message Set은 특정한 주제를 교환하게 되며, 이 때 개별적 정보를 처리하기 위하여 정보의 정의(Semantics)와 형식(Syntax)을 제공하게 된다. 즉, 유관기관과의 합의 하에 명확히 정의된 Message Set을 개발하면, 개별 교통관리 시스템간의 상호 운영성뿐만 아니라 교통관리시스템과 다른 ITS 사용자 그리고 교통 정보 공급자간의 정보 교환을 위해 필요한 매우 중요한 표준 중 하나이다. ITS를 위한 표준화된 Message Set의 적용은 실시간 정보를 필요로 하는 이용자들에게 정확하고 신속한 서비스를 제공할 수 있을 것이다.

3.3 Abstract Syntax Notation One(ASN.1)

돌발상황관리센터 및 타 센터간 교환되는 돌발상황 메시지는 다음과 같이 ASN.1 형태로 표현한다(예; 현재-네트워크-돌발상황 참조). 네트워크-이벤트 그룹의 5개 메시지 집합, 24개의 메시지는 다음과 같이 메시지의 속성과 본체로 구분하여 작성할 수 있다. 또한 돌발상황 위치 메시지 집합에는 Global message에서 참조하는 위치참조 메시지가 포함되어 있고, ITS 응용분야의 다양성만큼 이를 지원하기 위한 여러 위치참조가 필요하므로 이를 위한 다수의 메시지 형식들로 구성된 LRMS가 마련되어야 하는데, 이 프로파일은 LRMS 데이터 상호운용성 프로토콜을 활용할 것을 가정하고 쓰였다. 돌발상황관리센터 및 타 센터간 교환되는 돌발상황 메시지는 다음과 같이 ASN.1 형태로 표현한다[2]. 돌발상황 위치 메시지 집합에는 Global message에서 참조하는 위치참조 메시지(LRMS: Location Referencing Message Standard)가 포함되어 있다. ITS 응용분야의 다양성만큼 이를 지원하기 위한 여러 위치참조가 필요하므로 이를 위한 다수의 메시지 형식들로 구성된 LRMS가 마련되어야 하는데, 이 프로파일은 LRMS 데이터 상호운용성 프로토콜을 활용할 것을 가정하고 쓰였다.

MESSAGE GROUP : NETWORK-EVENT
MESSAGE SET : CURRENT-NETWORK-INCIDENT

MESSAGE : INCIDENT-IDENTITY

```
INCIDENTIDENTITY DEFINITIONS AUTOMATIC TAGS ::= BEGIN
IncidentIdentity ::= SEQUENCE
{
orgn-ContactOrganizationIdNumber
                                    Integer (SIZE(0..4294967295)),
trnt-IdNumberNumber
                                    UTF8String (SIZE(1..256)),
orgn-ContactOrganizationNameText
                                    UTF8String (SIZE(1..128)),
evnt-DescriptionTypeIncidentCode
                                    Enumerated
    {
    Other No Additional Information Required    (0),
        Other Additional Information Required   (1),
        StalledVehicle                          (2),
        Vehicle Fire                            (3),
        Roadway Debris                          (4),
        HAZMAT Spill                            (5),
        Vehicular Accident                      (6),
        Transit Related Incident                (7),
        Weather Related Incident                (8),
        Earthquake                              (9),
        Landslide                               (10),
        Flood                                   (11),
        Tornado                                 (12),
        Hurricane/Typhoon                       (13),
        Unplanned demonstration                 (14),
        },
evnt-DescriptionTypeIncidentOther
                        UTF8String (SIZE(1..256)) OPTIONAL,
evnt-IdentificationNumber       Integer     (0..4294967295),
evnt-IncidentStatusCode                     ENUMERATED
        {
         Other No Additional Information Required (0),
         Other Additional Information Required    (1),
         Incident Detected                        (2),
         Confirmed and Responding                 (3),
         Cleared and Recovering                   (4),
         Over and Done                            (5),
         Other                                    (6)
        },
evnt-IncidentStatusOther
                        UTF8String  (SIZE(1..256)) OPTIONAL,
orgn-ContactPhoneLandlineNumberText
                                    UTF8String  (SIZE(1..32)),
evnt-UpdateUtc
                                UTF8String  (HHMMSS.ssss),
evnt-UpdateTypeCode                         ENUMERATED

        {
        Other No Additional Information Required (0),
```

```
        Other Additional Information Required    (1),
        New                                      (2),
        Update                                   (3),
        Delete                                   (4),
        Clear or Closed                          (5)
        },
evnt-UpdateTypeOther
                UTF8String  (SIZE(1..256))  OPTIONAL
}
END
```

4. 돌발상황을 고려한 CNS

돌발상황 관련 센터간 정의된 교환정보는 크게 다섯 가지로 구분되며 그 내용은 돌발상황정보, 교통정보, 화상정보, 도로정보, 돌발상황보완정보이다. 「돌발상황정보」는 각 도로별 돌발상황관리 센터와 다른 센터(교통신호관리센터, 교통정보제공센터, 교통관리센터)간 교환되는 정보이며, 세부항목으로 돌발상황발생정보, 돌발상황발생시기, 돌발상황발생위치, 돌발상황정도(severity), 돌발상황원인정보 등이 있다. 「교통정보」는 도시부 간선도로, 도시고속도로, 고속도로, 국도/지방도의 교통관리센터와 돌발상황관리센터간 교환되는 정보이며, 세부항목으로 지점교통정보, 공간교통정보, 교통수요정보, 지체시간정보, spill back 판단정보 등이 있다. 「화상정보」는 도시부 간선도로, 도시고속도로, 고속도로, 국도/지방도의 돌발상황관리센터와 각각의 감시장치 및 타 센터간에 교환되는 정보이며, 세부항목으로 지점별 화상자료가 있다. 「도로정보」는 도시부 간선도로, 도시고속도로, 고속도로, 국도/지방도의 돌발상황관리센터와 교통정보제공센터 및 교통관리센터 간에 교환되는 정보이며, 세부항목으로 도로유지관리 위치, 차로폐쇄정보, 도로폐쇄정보, 도로공사정보 등이 있다. 또한, 관련센터간 정보흐름 이외에 센터와 표시장치, 검지장치, 감시장치 등과는 제어성 교통정보 및 고속도로 본선차량 검지정보, 감시장치제어정보가 교환되며, 센터와 종단부간 교환되는 정보는 돌발상황처리요청정보, 접보, 구조요청정보, 돌발상황발생정보, 돌발상황종료정보, 119 구조활동 정보 등이 있다.

돌발상황은 여러 가지 상황이 복합적으로 발생하므로, 많은 사례(자료 수집)를 필요로 하고 있다. 감지 또는 접보된 상황을 확인하여 단독 처리 혹은 관련 센터나 기관에 통보하여 협조체계를 구축하여 처리하는 과정 등이 분석되어 정체시간 예측모형 구축이 선행되어야 한다. 불확실하거나 불분명한 현상(돌발상황에 관한 사항 등)을 포함의 정도(0부터 1까지의 membership function)로 표현할 수 있는 퍼지이론(Fuzzy Theory)을 이용한 돌발상황 응답 모형은 서술적이고 수치적인 양면을 모두 만족시켜야 하는 돌발상황 관리 모형연구에 적합하다[1]. 따라서 가능한 Input Data(돌발상황 유형)가 있다면 구하고자 하는 Output Data(정체시간 추정)를 실시간 교통정보에 적용이 가능하게 된다. 선행된 연구에서 퍼지규칙(Fuzzy Rule)을 이용한 돌발상황 존속시간(incident duration) 추정에서 모형의 유용성을 평가하였다[4]. 이러한 모형에 의하여 예측된 정체시간을 CNS로 운전자에게 제공할 수 있다면, 가장 최단 경로를 선택하여 목적지에 접근할 수 있을 것이다. 그림 3은 돌발상황을 고려한 CNS의 흐름도이다.

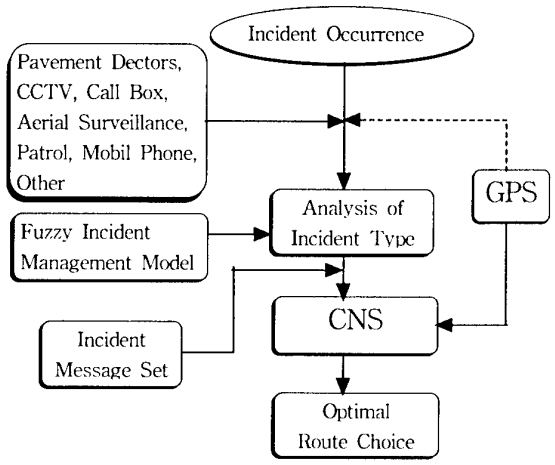


그림 3. 돌발상황을 고려한 CNS

Fig. 3. CNS with Incident

5. 결 론

돌발상황에 관련된 정보는 상황에 따라 정보의 성격을 구분하고, 명확한 정보의 유형을 비교하는데 어려움이 있으며, 돌발상황이 발생한 지점의 여건에 따라 정보의 내용도 달라진다. 예를 들면 목격자의 단순한 접보가 경우에 따라 자세하고 포괄적인 정보를 제공할 수 있지만, 첨단장비로 감지된 정보가 일시적이고 불명확한 정보일 수 있다. 그러나 돌발상황에 관한 내용과 정체시간이 추정되어 운전자에게 실시간으로 제공되면 현재 ITS 분야에서 가장 먼저 상용화 단계에 있는 CNS 기술을 더욱 가속화시킬 수 있으리라 본다.

이러한 개념을 바탕으로 CNS에 GPS의 데이터를 접목시켜 표준화된 동적경로안내시스템(Dynamic Route Guidance System)이 개발되고, 첨단교통관리체계 (ATMS: Advanced Traffic Management Systems)와 첨단교통정보체계(ATIS: Advanced Traveler Information Systems)의 실시간 교통관리(정체정보내용 판단 및 우회도로 도출 등) 및 교통정보체계(긴급차량파견 및 종합여행정보제공 등)구축이 시도되어야 한다.

참고 문헌

[1] Gupta, M. M., Kiszka, J. B., and Trojan, G. M., "Multivariable Structure of Fuzzy Control Systems," *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics*, Volume 16, No. 5, 1986, pp.638-656

[2] ISO/TC204, *TTI Message via traffic message coding*, 1999

[3] 국토연구원, *국가ITS 기술표준화사업 2단계 연구*, 2000

[4] 최회균, "고속도로 사고존속시간 분석을 위한 퍼지시스템에 관한 연구," *대한교통학회지*, Volume. 15, No. 2, 1997, pp.143-163

[5] 한국건산원, *ITS를 위한 데이터사전 형식 표준(안)*, 1999

Network Time Server 오류 요소 분석

An Analysis of Error Factors in Network Time server

°유동희*, 황소영*, 성순용**, 김영호***

부산대학교 전자계산학과(Tel:510-2873; Fax:516-4356; E-mail:{dhyu,youngox}@juno.cs.pusan.ac.kr)
부산외국어대학교 컴퓨터공학과(Tel:640-3179; Fax:640-3038; E-mail:syseong@taejo.pufs.ac.kr)
부산대학교 전자계산학과(Tel:510-2281; Fax:516-4356; E-mail:yhkim@hyowon.pusan.ac.kr)

Abstract: Network time server performs the synchronization to universal standard time and provides the time distribution service through the Internet. This paper introduces the essential technologies and each inherent error factors and presents a mechanism of time generation in a network time server. From that point, we obtain the periodic timer interrupt and interrupt from the external reference clock source have some important influence on the time anomalies and then, aperiodic network interrupt does also. Following the illustration of the test environment, the measurement analysis of interrupt processing delay, interrelation among interrupts, and influence of interrupt service routine with long execution time in a network time server are presented. The analysis deals with interrupt characteristics of embedded systems based on aspect of time and can provide the practical consideration points when designers who develop the embedded systems.

Keywords: time synchronization, network time server, interrupts, RTOS, GPS

1. 서 론

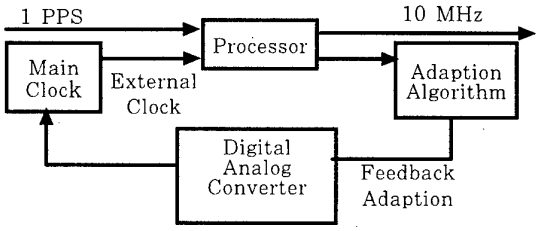
정보통신, 인터넷과 같은 통신 환경과 멀티미디어 데이터, 분산 환경하의 작업 등 다양한 응용 프로그램에서 요구되는 서비스 질의 수준 및 서비스 한계가 급변하면서, 시각동기의 필요성이 대두되고 있다. 요구되는 시각동기 수준을 만족시키기에 기존의 운영체제가 제공하는 시각 관리 함수 기능은 매우 미약한 수준이다. 범용의 또는 특정 응용을 위한 내장형 시스템들은 점점 정밀화되어 가는 시각동기 요구 사항을 만족시키기 위해, 높은 해상도를 가진 시각관리 함수, 시스템 결함을 대비한 동기 결과 유지 방법, 외부참조 시각원의 도입 및 참조시각원에 의한 시각 동기 방법, 안정성 높은 오실레이터 제어 기능, 시스템 내 인터럽트 처리 규약 및 처리 지연 측정 및 분석 등 매우 다양한 연구가 선행되어야 하며, 관련된 기능들이 추가되어야 한다[4].

2장에서는 전반적 이해를 돕기 위해, 시각 동기 시스템을 구현할 때 원천적 기술 요소와 각각의 개념적인 오류 요소들을 소개하고, 3장에서는 네트워크 시각서버를 소개한다. 4장에서 실제 네트워크 시각 서버에서 인터럽트에 기반한 측정 가능한 오류 요소들을 분석하고 5장에서 결론을 맺는다.

2. 시각동기 원천기술

이장에서는 네트워크 시각 서버에 적용되는 시각동기를 위한 원천기술 및 내재적 오류 요소들을 설명한다. 정밀 시각 장치를 구성하는데 있어서 가장 필수적인 구성 요소로서 시각원을 들 수 있으며 시각원의 로컬 오실레이터는 자체적으로 동작 환경 및 노화에 의해 주파수 표류가 발생할 수 있고, 이러한 주파수 변동의 통계적 측정을 주파수 안정도로 표시하며, 장시간의 오류 누적에 의해 시스템의 정밀도 하락을 가져온다. 이런 오류를 측정하여 계속적인 시스템 정밀도에 대한 관찰이 필요하고 참조시각원이 없는 경우에도 정확한 시각을 안정적으로 생성하기 위해, 로컬 오실레이터 모델이 필요하다.

정확하고 안정적인 시각동기장치를 설계하기 위해 가격 대 성능비가 좋은 오실레이터의 선택, 외부 참조 시각원의 선택 및 인터페이스 방식, 실시간 처리에 적합한 프로세서 선택, 참조시각원 시각정보 해석 및 적용 알고리즘 기술, 전반적인 시스템 동작 제어 및 시각동기장치의 성능 향상을 위한 보정 알고리즘 등 시스템 설계 기술이 필요하다. 일반적인 시각동기장치의 개념도는 [그림 1]과 같다[5].



[그림 1] 시각동기장치 구조

그리고, 고정밀 시각 동기 장치의 전체적인 제어 및 시각원의 노화나 보정에 따른 시각원 안정도 등을 고려한 소프트웨어 기술이 요구된다. 중요한 것은 우선 순위에 따른 서비스 정책이 강조된다. 다른 인터럽트의 서비스에 의한 시각 동기 루틴 지연은 시각동기에 있어서 중요한 성능의 저하를 가져오고 이는 시스템에 있어 치명적이다. 따라서, 시각 동기 인터럽트 서비스 루틴의 우선적인 서비스 보장이 필요하다. 심한 경우 이벤트 손실을 초래할 가능성도 가지고 있다. 따라서, 프로그램에서 고려할 사항은 시스템의 안정성과 실시간 서비스의 보장성 등을 중요하게

고려하여야 한다.

이외에 시각동기장치가 적용되는 시스템이나 망의 특성에 따라 특정 주파수 생성이 요구되고 주파수 생성시 기본적 진동 오류가 발생할 수 있다.

고수준의 정밀도는 제품화 정밀 기술들이 필요하며 전원 부분의 잡음차단, 온도영향감소, 패키징 및 하우징, 보다 정밀한 측정기법들이 필요하다. 또한. 충분한 PCB 작업에 따른 각 구성요소들의 배치 및 연결 등에 대한 기술과 배치 및 연결에 의한 지연 오차, 잡음 생성에 대한 경험도 필요하고 시스템의 전체적인 통합 후 이를 측정하거나, 장시간 테스트를 할 수 있는 환경 구성이 요구된다.

시각원, 시스템 제어 소프트웨어, 시스템 설계 및 시각동기프로토콜 제어 소프트웨어 등은 개별적인 오류 요소들을 내포하고 있으므로 개별적 오류요소 제거나 보정이 필요하고, 시스템 통합 시 발생할 수 있는 오류 요소들도 상기 기술된 바와 같이 장기간의 안정된 실험환경에서 측정 및 평가되어야 한다.

3. 네트워크 시각 서버

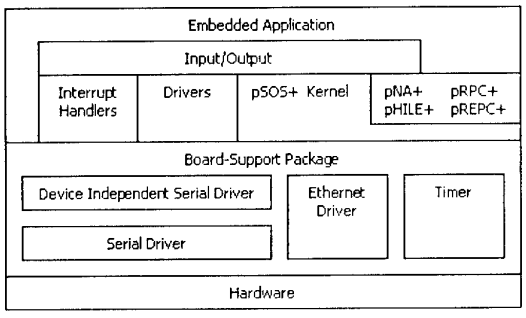
네트워크 시각 서버는 정확한 시각을 생성해서 네트워크를 통해 시각을 분배하는 내장형 시스템이다.

시각 생성 방법은 일반 컴퓨터와 마찬가지로 로컬 오실레이터의 진동수를 일정 간격으로 계수하여 시스템에 인터럽트로 단위시간 경과를 통보, 시스템 클럭을 유지한다. 시각 생성의 안정도 및 정확성을 위해 참조시각원 또한 주기적인 인터럽트로 네트워크 시각 서버에 전달되어, 참조시각원과 로컬 시각과의 시각차가 오류 범위를 벗어나지 않도록 감시, 보정한다[2-3]. 그리고, 인터넷을 통해 수신된 시각정보 요구 패킷에 서버에 도착한 시각과 서버에서 처리되어 송신되는 시점을 소인하여 다시 시각 클라이언트에 전송한다. 이때, 네트워크 인터페이스 또한 모두 인터럽트로 처리된다.

2.1 네트워크 시각서버 구조

네트워크 시각 서버의 하드웨어 구조는 네트워크 인터페이스가 이미 프로세서에 탑재되어 있으며, 외부 참조시각원과의 인터페이스는 직렬 통신 인터페이스를 사용하고 있다[6].

네트워크 시각 서버는 실시간 운영체제로 pSOS를 사용하고 있으며, 그 개념적 구조도는 다음과 같다[7-8].



[그림 2] 네트워크 시각서버 소프트웨어구조

2.2 시각생성 방법

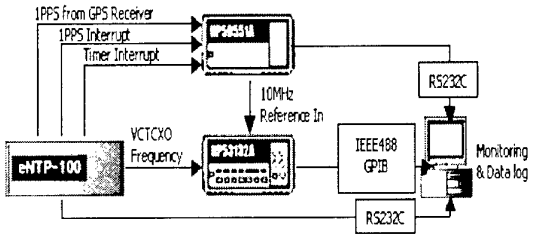
가장 간단한 컴퓨터 클럭은 하드웨어 계수기 또는 전착도기(prescaler)에 의해 영으로 설정되고 프로세서를 정지시키거나 초를 증가시키는 하드웨어 래치는 프로세서가 인지했을 때 영으로 설정되면서 소프트웨어 클럭 계수기의 값이 증가한다. 시스템 시각은 계수기에 대한 주기적인 정정으로 갱신된다. 클럭 주파수 값을 변경하여 시계를 빠르게 하거나 느리게 바꿀 수 있다. 대개 10ms이며 소프트웨어 클럭 모델은 매 틱마다 타이머 인터럽트를 발생하고 이 인터럽트는 시스템 소프트웨어의 기저 신호로 작용하게 된다. 참조 시각원에서는 1초당 신호가 발생하고 이를 1PPS(Pulse Per Second)라 정의한다. 이 1PPS 신호는 120ns정도의 오차를 가지며 인터럽트로 시스템에 인식된다.

본 논문에서는 정밀 시각 생성을 위한 두 가지 인터럽트의 상관 관계에 의한 시각 왜곡 현상을 실험하였다. 그리고, 네트워크를 통한 시각 요청패킷도 인터럽트로 처리되는데, 비주기적 인터럽트에 의한 시각 왜곡도 실험하였으며, 인터럽트 서비스 루틴의 수행 시간에 의한 영향도 같이 실험하였다.

4. 실험 환경 및 결과 분석

4.1 실험 환경

전자 주파수 카운터로 HP53132A 범용 카운터를 사용하였고, 시각소인장치 및 HP53132A 범용 카운터의 참조 시각원으로 HP59551A를 이용하였다. HP53132A 범용 카운터는 측정치 표현 유효자리수가 12자리이고, 최대 225MHz까지의 주파수 측정이 가능하며 150 psec의 해상도를 제공한다. HP59551A는 시각 소인 기능을 위해 256개의 신호 도착 시각을 저장할 수 있는 버퍼를 가진 채널 3개를 갖고 있고, 1 msec 이상 간격의 시그널을 측정할 수 있다. GPS 시각원에 동기하며 측정 시각 소인의 정밀도는 100nsec이다[1].



[그림 3] 실험 환경

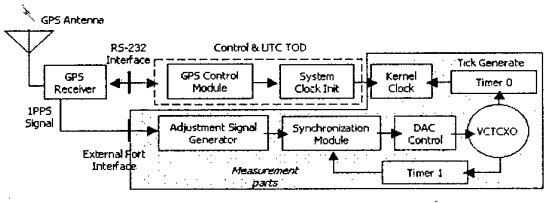
이벤트 기록기로 대상 시스템과 GPS 측정 동기화 모듈(시각소인장치)로 부터 기록 정보를 입력받는 2개의 시리얼 포트와 범용 카운터로부터 주파수 데이터를 받기 위해 IEEE 488 GPIB 카드가 부착된 PC를 사용했다.

측정 요소는 주기적 인터럽트의 발생 주기 정확도와 인터럽트 처리 지연의 측정이다. 내부 인터럽트는 칩 내에 인터럽트 인식 핀과의 연결이 이미 제작되어 있는 상태이므로 인터럽트 원천 신호를 인식하는데 제약이 있다. 그러나 외부 인터럽트의 경우 추가로 연결이 이루어지고 인터럽트 서비스 루틴도 유동적이므로 보다 정확하게 인터럽트 처리 지연 측정이 가능하다.

시스템 모든 동작은 타이머 인터럽트를 기저 신호로 이루어지므로 인터럽트 처리 측정 방법은 1PPS 인터럽트를 이더넷 제어 인터럽트 동작이 적용된 경우와 이더넷 제어 인터럽트 동작이 제거된 경우로 구분하여 측정하였다.

즉, 타이머 인터럽트 발생 주기 정확도와 외부 인터럽트 처리 지연을 측정할 수 있으며, 타이머 인터럽트와 외부 인터럽트의 관계, 그리고 이더넷 제어 인터럽트가 적용되었을 때 3가지 인터럽트들의 관계를 살펴볼 수 있다.

[그림 4]는 네트워크 시각 서버에서 실제 측정이 이루어지는 부분을 표현한 것이다.



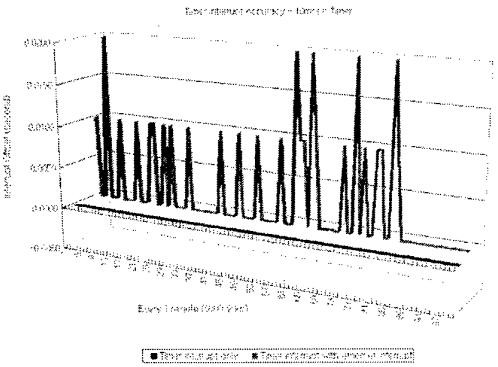
[그림 4] 적용시스템에서의 측정 위치

적용 시스템에서 시스템 타임 틱을 발생시키는 부분은 Timer 0에 해당한다. 시스템의 타이머 인터럽트 발생 주기는 로컬 오실레이터의 주파수에 직접적으로 영향을 받는다. 이 주기의 정확도를 측정하기 위해 타이머 인터럽트 서비스 루틴내에 신호 발생 코드를 삽입하여 시각 소인 장치에 신호를 출력하고 수집된 시각 소인 값을 통해 정확도를 분석한다. 주기적 외부 인터럽트는 인터럽트 처리 지연을 측정하기 위해, 1PPS(Pulse per second) 신호가 GPS 수신기로부터 발생하는 순간과 이 신호가 커널 내에서 해당 인터럽트 서비스 루틴이 호출되는 순간을 각각 시각 소인하여, 그 차이 값을 인터럽트 처리 지연 시간으로 계산하였다. 실제, 측정한 값은 인터럽트 응답 시간에 해당하는 것이지만, 실제 인터럽트 서비스 루틴 직전의 시점을 측정하기가 어려우므로 이를 인터럽트 지연 시간으로 간주한다.

4.2 측정 및 결과 분석실험 환경

4.2.1 타이머 인터럽트의 정확도 측정 및 분석

타이머 인터럽트의 발생 주기 정확도를 측정하는 실험으로, 다른 인터럽트의 영향이 없는 상황에서 타이머 인터럽트의 발생 주기로 로컬 오실레이터의 주파수의 특성도 측정할 수 있다. 타이머 인터럽트 발생 주기는 10 msec으로 설정하여, 매 1분 간격으로 시각 소인 장치에 신호를 출력하였다. 실제 10 msec은 매우 짧은 시간이므로 장시간 데이터를 수집하기에는 어려움이 있기 때문에 1분 간격으로 실험하였다. [그림 5]는 이더넷 제어 인터럽트의 유무에 따른 타이머 인터럽트 발생 주기 정확도를 나타낸 것이다.



[그림 5] 이더넷 제어 인터럽트 유무에 따른 타이머 인터럽트 정확도

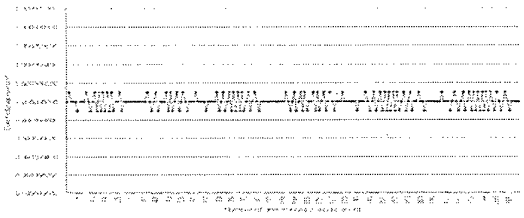
그림에서와 같이 이더넷 제어 인터럽트의 영향으로 타이머 인터럽트의 정확도가 떨어지게 되는데 이는 인터럽트 서비스 루틴 정책에 따른 결과로 분석된다. 대상 시스템에서 타이머 인터럽트의 우선 순위가 가장 높으므로 인터럽트 충돌 발생시 타이머 인터럽트가 가장 먼저 처리된다. 그러나, 그런 우선 순위에도 불구하고 타이머 인터럽트의 정확도가 떨어지게 된 것은 이더넷 제어 인터럽트 서비스 루틴의 처리 시간이 비교적 긴 것에 기인한 것이다. 하나의 인터럽트 서비스 루틴이 처리되고 있는 동안에 다른 인터럽트의 처리는 현재 처리중인 인터럽트 서비스가 끝난 이후에야 가능하기 때문에 아무리 우선 순위가 높다 하더라도 그 시간만큼은 지연이 될 수밖에 없다[5].

따라서 임의의 인터럽트가 시스템에 매우 중요한 요소로 작용한다면 다른 인터럽트에 의한 영향이 최소화 되도록 인터럽트 서비스 루틴 정책에 대한 고려가 필수적이라 할 수 있다[6].

측정 결과, 타이머 인터럽트는 시스템 동작 기준 인터럽트이므로 시스템 내에서 인터럽트를 정의하고 서비스 루틴을 작성할 때, 해당 인터럽트의 작업소요시간이나 다른 인터럽트와의 관계 등을 고려하여 타이머 인터럽트가 밀리는 현상을 최대한 방지하도록 해야 함을 알 수 있었다.

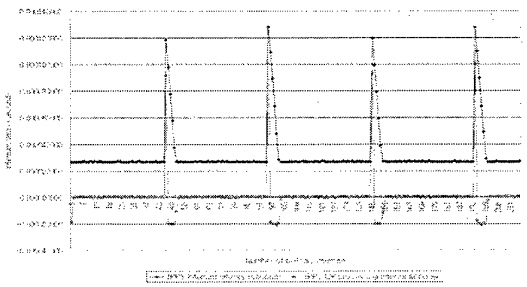
4.2.2 외부 인터럽트의 처리 지연 측정 및 분석

본 실험은 이더넷 제어 인터럽트를 제외한 고립 상태에서 진행되었다.



[그림 6] 주기적 외부 인터럽트 발생 간격

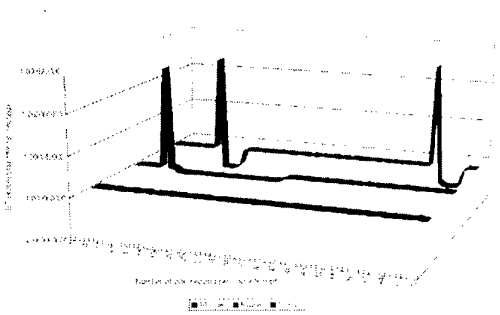
[그림 6]은 1초 주기로 수신되는 외부 인터럽트 원천 신호의 발생 간격을 나타낸 것이다. 즉, GPS 수신기로부터 1초간격의 신호가 대상 시스템으로 출력되는 순간을 측정한 것으로 120 nsec 정도의 매우 정확한 오차 범위를 보이고 있다. 이를 바탕으로 실제 1PPS 외부 인터럽트의 시스템 내에서의 처리 지연 시간을 측정한 결과는 다음 그림과 같다. 이때, 타이머 인터럽트의 발생주기는 1 msec으로 설정하여 처리 지연 특성을 분석하기로 하였다.



[그림 7] 시각타이머 vs. 참조시각원

[그림 7]에서처럼 1PPS 외부 인터럽트는 대략 49초의 주기로 현저한 인터럽트 처리 지연을 보이고 있으며 그 영향으로 1PPS 인터럽트 서비스 루틴 처리 간격의 정확도도 떨어지게 된다. 이는 타이머 인터럽트와 외부 인터럽트의 충돌에 기인한 것으로 판단되며, 첫 충돌이후 발생하는 5~6개의 인터럽트 또한 이상 처리 지연을 갖게 되고 그 이후에 일정한 값으로 회복되는 것을 볼 수 있다. [그림 8]의 이상 지연 값을 제거했을 경우, 대상 시스템에서 일반적으로 외부 인터럽트의 처리 지연은 대략 27 usec을 유지함을 알 수 있었다.

주기적 인터럽트간의 관계를 더 자세히 알아보기 위해 다음 실험은 타이머 인터럽트의 발생주기에 변화를 주어 이에 따른 외부 인터럽트 처리 지연 현상을 측정해 보았다. [그림 8]은 시스템의 타이머 인터럽트 발생주기에 따른 외부 인터럽트의 처리 지연 관계를 실험한 결과이다.



[그림 8] 타이머 인터럽트 발생주기에 따른 외부 인터럽트의 처리 지연 관계

타이머 인터럽트의 발생주기는 각각 1 msec, 5 msec, 10 msec으로 설정하였고, 1PPS 외부 인터럽트 서비스 루틴 처리 지연을 측정한 결과이다.

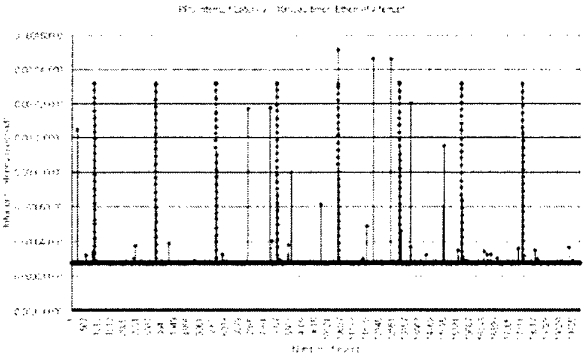
만약 시스템 타이머(로컬 오실레이터)가 정확하고 1PPS에 동기되어 있는 이상적인 경우라면 충돌은 매 1초마다 발생해야 하지만, 시각동기를 하지 않은 상태에서의 측정이므로 로컬 오실레이터의 특성에 의해 다른 양상을 보일 것으로 추측하였다. 측정결과 역시 발생 주기가 1초마다 일정하지 않고 1 msec timer일 경우 인터럽트 충돌 주기는 대략 49초이고, 인터럽트 충돌의 영향은 충돌로부터 이후 5~6개의 인터럽트까지 미치게 된다. 5 msec timer의 경우 인터럽트 충돌 주기는 대략 1180초, 충돌의 영향은 충돌이후 약 27개의 인터럽트에 이른다. 10 msec 타이머는 그 충돌 패턴에 비해 측정 주기가 짧아서 본 실험에서는 경험적 수치 자료는 뽑을 수 없었다. 결론적으로 주기적 인터럽트 서비스 루틴의 처리 지연 이상은 시스템의 기저인 타이머 인터럽트의 발생 주기에 영향을 받는 것을 알 수 있고, 이는 시스템의 해상도에 따라 주기적 인터럽트의 특성이 변화함을 알 수 있다.

4.2.1 인터럽트간 영향 측정

본 실험에서는 외부 인터럽트의 처리 지연 측정을 기반으로 하여 주기적인 타이머 인터럽트와 비주기적으로 발생하는 이더넷 제어 인터럽트와의 관계 및 인터럽트간의 영향 관계를 살펴보고자 한다. 이더넷 제어 인터럽트는 네트웍 상의 패킷 송수신 및 제어에 관여하는 인터럽트로 그 발생의 패턴을 모델링하거나 파악하기가 어렵다[9]. 본 실험은 장시간의 실험을 통해 예측할 수 없고 매우 동적 특성을 가진 비주기적 인터럽트가 다른 인터럽트들에 어떤 영향을 미치는지 측정하는 것에 관점을 두었다.

실험환경은 비교적 많은 인터넷 패킷이 발생하는 학내망에 연동하여 진행되었고, 매 1초 간격으로 발생하는 1PPS 외부 인터럽트의 처리 지연을 하루동안 측정하였다.

지면상 실험 결과는 임의의 한 구간만을 제시한다. [그림 9]에서 보는 것처럼 1PPS 외부 인터럽트에 가장 큰 영향을 미치는 것은 타이머 인터럽트와의 충돌이지만, 비주기적인 이더넷 인터럽트에 의해 일반적인 타이머 인터럽트와의 충돌시 보다 더욱 큰 처리 지연을 보이기도 하고 비주기적인 처리 지연의 형태를 띄기도 한다. 이와 같이 복합적이고 무작위적인 상황에서는 효율적인 인터럽트 처리 규약 및 최적화된 인터럽트 처리 루틴 작성 규칙이 필요할 것으로 판단된다.



[그림 9] 1PPS 인터럽트 지연 - 10 msec 타이머-이더넷 인터럽트

5. 결론

네트워크 시각서버의 주요 인터럽트인 타이머 인터럽트와 참조시각원 인터럽트의 관계는 시스템이 타이머 인터럽트를 기반으로 인터럽트 서비스가 수행되므로 참조시각원 인터럽트가 지연되는 현상을 보였으며, 틱의 발생 주기에 따라 이상 지연의 특성도 비례적으로 변화함을 알 수 있었다. 그리고, 네트워크 인터럽트가 비주기적이고 대상 시스템에서는 매우 긴 인터럽트 서비스 루틴으로 작성되어 있어서 시스템 내 시각에 오류 요소로 작용함을 실험 결과 알 수 있었다.

향후 연구에서는 이러한 인터럽트 처리 특성들을 운영체제, 하드웨어적 처리 절차 등을 고려하여 시스템 전체적 관점에서의 분석을 해야 할 것이다.

참고 문헌

[1] B.W. Parkinson, J. Spilker, Jr.,Axelrad, The Global Positioning System: Thory and Applications, Volume1 1, AIAA, Washington, DC, 1996

[2] D. L. Mills, Modeling and Analysis of Computer Network Clocks , TR 92-5-2, May 1992

[3] D. L. Mills, "A Kernel Model for Precision Timekeeping", Technical Memorandum, University of Delaware, January 1996

[4] S.M. Jun, D.H. Yu, S.Y. Seong and Y.H. Kim, A Time Synchronization Method for NTP , RTCSA99

[5] S.Y. Hwang, S.M. Jun and Y.H. Kim, An Implementation of Network Timer Server using GPS Time Source , The 6th GPS Workshop, 1999

[6] SAMSUNG KS32C50100 Microcontroller Users Manual, May 1999

[7] ISI, pSOSystem Concepts, ISI pSOSystem Manual

[8] ISI, pSOSystem Call, ISI pSOSystem Manual

양방향 지연 요소 분석을 통한 NTP 개선

Analysis of Network Time Delay and Stability Improvement of NTP

°민충식*, 유동희**, 김영호***

* ** ***부산대학교 정보 컴퓨터 공학부
Tel:051-510-2873 Fax:051-516-4356
E-mail:* **{{papaya, dhyu}@juno.cs.pusan.ac.kr},***{yhkim@hyowon.cc.pusan.ac.kr}

Abstract: In network protocols and applications, like distributed system synchronization or network performance test, network delay time is one of the most important parameters for correct operation. But TCP/UDP/IP does not provide these kind of requirements whereas almost and more and more network applications are going to be based on Internet. So common methods like PING or NTP(network time protocol) use "roundtrip delay time" to get network delay time. But "Network State" is not constant and unpredictable under TCP/UDP/IP. If we don't have additional aid OTT(one-way transfer time) has no meaning. OTT includes clock offset, clock skew, and network delay time. We will show that to get the network jitter and clock skew gives more stable and accurate clocks. In experiments, we could get network delay time roughly by using NTP and the range of network delay time was more wider than general NTP accuracy.
In following section II, we will analyze time error factors in NTP especially network delay errors, and section III, we show experiment results of network delay time, section IV, effects of network delay error correction will be showed, and follow conclusion.

Keywords: NTP, network, time, delay, stability

1. 서 론

종단간 네트워크 전송 지연은 시각 동기, 네트워크 성능 평가 등에 있어서 사용되는 중요한 요소 가운데 하나다. 그러나 현재 Internet의 기본 프로토콜이 되는 TCP/UDP/IP는 네트워크의 상태를 전달해줄 수 있는 구조를 가지지 않기 때문에 round-trip-delay를 네트워크 전송 지연에 대한 측정 요소로 사용하고 있다. 그러나 이러한 방법들은 평가 요소로서 많은 오류 요소를 내포하고 있다. UDP 네트워크에서는 같은 목적지로 전송되는 각 packet은 매번 다른 경로를 가질 수 있고 각 경로에서 기점이 되는 router, Gateway의 Queuing Delay 역시 동적으로 변화하므로 전송시 네트워크 지연 시간과 수신시 네트워크 지연 시간 차이값은 매우 큰 범위를 가진다. IP 네트워크의 이러한 특징은 현재(IPv4)뿐 아니라 이후(IPv6)에도 계속해서 존재할 특징이 된다.
본 논문에서는 현재 사용되는 네트워크 일주 지연 시간에서 문제가 되는 사항을 밝히고 참조 시각원을 사용, UDP를 기반으로 네트워크 전송 지연 시간에 있어서 전송시 지연 시간과 수신시 지연 시간을 측정하고 분석하는 과정을 보인다. 다음으로 편도 지연 시간 차이 값이 시각 오차에 미치는 영향을 알아보고 지연 시간에 의한 오차 보정시 NTP의 시각 동기 안정도가 개선됨을 보이도록 하겠다.

2. 시각 동기 오류 분석

시각 동기의 안정도와 정밀도 향상을 위해서는 시각 동기 전반에 걸친 오류와 지연 및 시각 차이 값 결정에 대한 해석이 필요하다. 시각 측정에서 발생 할 수 있는 오류는 크게 4가지로 구분이 된다.

① 시각 소인에 기인하는 오류
② 측정에 기인하는 오류
③ NTP 구조 내에서 상속에 의한 오류
④ 네트워크 상태에 기인하는 오류

2.1 시각 소인(timestamp)에 기인하는 오류

시각 측정의 기본 자료가 되는 시각 소인은 다음과 같은 오류를 가진다.

▹프로토콜 자체가 가지는 측정 해상도에 의한 오류, $e_{precision}$

▹시각을 읽는 순간 발생할 수 있는 오류, e_{read}

▹지역 클럭의 휨에서 발생할 수 있는 오류, e_{skew}

NTP에서 제공하는 최대 정밀도 2.3 x 10^{-10}은 일반적인 컴퓨터 시스템의 정밀도 10^{-6}보다 충분히 높으므로 프로토콜 해상도에 의한 오류는 무시할 수 있다.

클럭이 읽히져 데이터가 측정 프로그램으로 전달되는 동안에도 시간은 진행되므로 e_{read} 는 다음과 같다.

$e_{read} = [-\rho, 0]$ ρ: 최대 읽기 오류 값

e_{skew} 는 노화, 주위 환경 변화 등에 의한 오실레이터 자체 오류에 의한 클럭 휨(skew) 값이다. 시각 측정과 다음측정 사이 구간을 τ 라하고 주파수 오류 값을 f 라 하면 e_{skew} 는 다음과 같다.

$e_{skew} = f\tau$

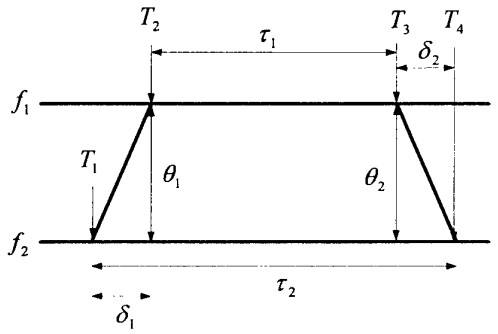
따라서 시각 소인에 기인하는 오류는 다음과 가다.

$e_{network} = e_{read} + e_{timestamp} + e_{skew} = E[-\rho, 0] + f\tau$

2.2 측정에 기인하는 오류

NTP에서는 [그림1]과 같이 일주지연과 클럭 차이 값을 계산한다.

$$\theta = \frac{T_2 - T_1 - T_4 + T_3}{2}, \qquad \delta = T_2 + T_4 - T_1 - T_3$$



[그림 1] NTP 일주지연과 클럭 차이측정

시각 소인 사이 구간 τ_1, τ_2의 클럭 휨을 고려할 때 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$\theta = \frac{T_2 - T_1 - T_4 + T_3 - f_1\tau_1 + f_2\tau_2}{2}$$

2.3 상속에 기인하는 오류

NTP는 stratum에 따른 계층적인 구조를 기반으로 동기 작업이 수행된다. 하위 stratum에 위치하는 컴퓨터 시스템은 상위 stratum의 시각 서버로부터 시각 정보 분배에 따라 상속받게 된다. 최상위 stratum으로부터 NTP구성에서 발생하는 오류의 축적은 NTP시각 소인 메시지와 함께 전달된다.

2.4 컴퓨터 네트워크에 기인하는 오류

네트워크에 의한 지연 오류는 다음과 같다.

① 전송 지연 , $e_{transfer}$

② 전파 지연 , $e_{propagation}$

③ 대기 지연 , $e_{queuing}$

전송지연은 전송하는 packet의 크기에 의해 결정되는 오류 사항으로 단위 byte당 전송지연 시간을 알 수 있다면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$e_{transfer} = packet_size \times \alpha$

(α : 단위 byte 당 전송시간)

전파지연은 전기적인 신호가 발신자로부터 수신자까지 전송될 때 매체와 도달거리에 따른 지연 요소이다.

$e_{transfer} = distance \times \beta$

(β : 매체에 따른 단위 거리 당 전파시간)

대기 지연은 네트워크 상황에 따라 결정되므로 정상 랜덤 과정으로 특성을 규정할 수 없다.

전송지연과 전파지연은 단위당 지연시간을 계산할 수 있다면 각각 packet 크기가 일정하고 라우팅 경로가 일정하다면 일정한 오류 값이라고 할 수 있다.

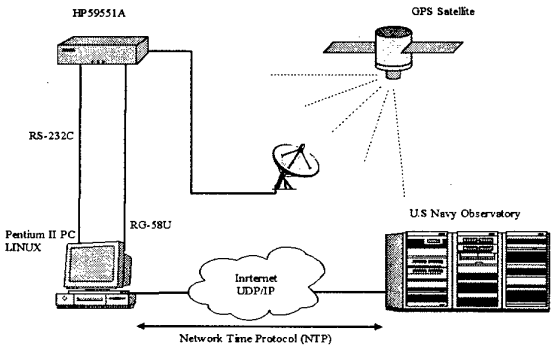
3. 시각 동기 오류 측정 실험

네트워크 지연 오류와 지역 클럭 휨 오류는 수십 밀리 초부터 수 초 정도의 범위를 갖게 되고 두 오류 요소는 시각 동기에 있어서 최대 오류 요소로 작용한다.

시가가 동기 오류 측정 실험에서는 추가 시각원을 사용하여 네트워크 지연 오류와 지역 클럭 휨 오류를 실측하고 이 오류 값을 보정하는 경우 시각 동기에 있어 안정도와 정밀도가 향상됨을 보인다.

3.1 실험 환경

실험 시각원은 미 해군 관측국(USNO, US Navy Observatory)의 시각 서버를 대상으로 수행되었다. 대상 시각원이 물리적으로 가깝게 있을 경우 동적 지연 요소가 되는 router, Gateway의 수가 작기 때문에 네트워크 지연은 일반적인 컴퓨터에서 논리적으로 측정할 수 있는 10^{-6}해상도보다 작은 값을 가지게 된다. 참조 시각원으로는 10^{-7}gotkdehfmf 가지고 GPS위성에 동기되어 있는 고정밀 시각 소인 장치인HP59551A를 RS-232C로 PC와 연결하여 사용하였다. 측정은 10Mbps 대역폭을 가지는 네트워크 상에서 Pentium III PC, Linux 환경에서 수행되었다. 측정을 위한 프로그램이 제작되었으며 측정 시스템의 로그 내용과 HP59551A의 time tagging 데이터를 기로초 분석이 실시 되었다.

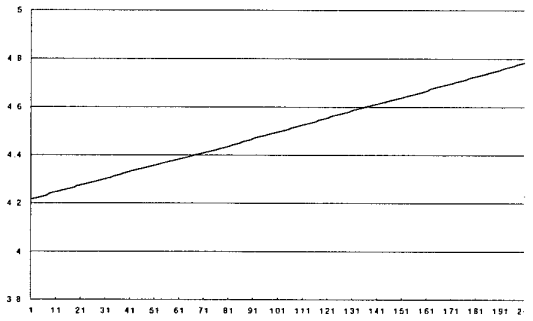


[그림 2] 시각 오류를 측정하기 위한 실험 환경

3.2 실험 내용 및 분석

3.2.1 클럭 휨 측정

시각 동기의 최대 오류 요소 가운데 하나인 클럭 휨을 측정 시스템에 대해서 조사하였다. 측정 시스템을 외부 시각원에 동기하지 않는 상태에서 주기적으로 HP59551A와 비교함으로써 측정 시스템의 클럭 휨 정도를 측정할 수 있었다.



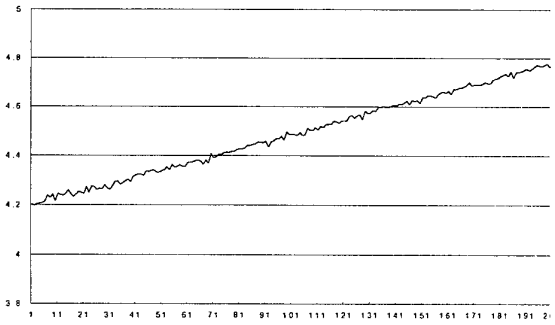
[그림 3] 측정 시스템 클럭 휨(skew)

실험을 통해 측정시스템의 클럭 휨과 시각 서버(USNO)의 클럭 휨을 알 수 있었다.

$f_{local} = 0.0028 sec/min$, $f_{USNO} = 0.0 sec/min$

3.2.2 시각 차이 값 측정

2.4 장에서 소개한 NTP를 이용한 시각 동기를 실현할 경우 실험에서 시각 서버(USNO)에 대한 측정 시스템의 시각 차이 값은 다음과 같다.



[그림 4] USNO에 대한 시각 차이 값

3.2.2 시각 동기 오류 값 측정

시각 차이 값에서 발생할 수 있는 오류는 2.4 장을 참고로 다음과 같이 정리할 수 있다.

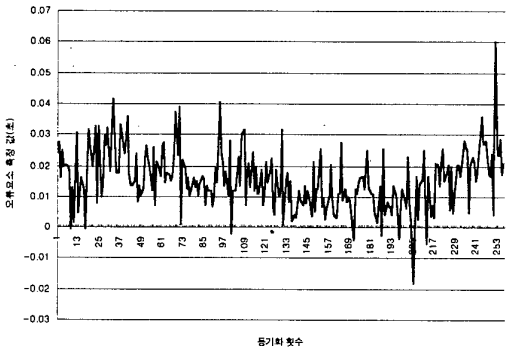
$$\theta_{HP59551A} - \theta_{USNO} = e_\theta$$

$$e_\theta = \frac{1}{2}[T_2 - T_1 - T_4 + T_3 - f_{local}(T_4 - T_1) - f_{USNO}(T_3 - T_2) + E[-\rho_{USNO} - \rho_{local}, \rho_{USNO} + \rho_{local}]] - \theta_{HP59551A}$$

읽기 오류는 매우 작은 값을 가지므로 읽기 오류를 무시할 경우 최초 시각 서버와 추가 시각원 사이의 오류 값은 다음과 같다.

$$e_\theta = \frac{T_2 - T_1 - T_4 + T_3 - 0.0028(T_4 - T_1)}{2} - \theta_{HP59551A}$$

위 식에 의해 구해진 값을 그래프로 나타내면 다음과 같다.



[그림 4] 시각 동기 오류 값

오류 값의 통계적 특성은 다음과 같다.

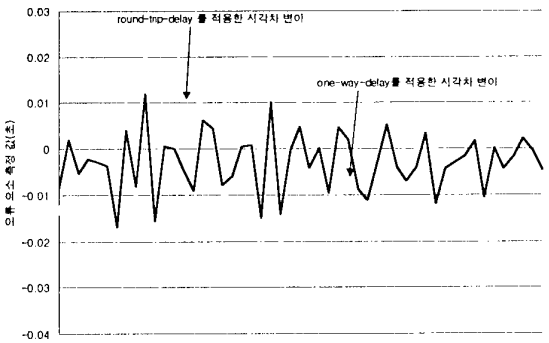
	e_θ (시각 동기 오류값)
최대	0.0602642000
최소	-0.0181307000
평균	0.0156210930
분산	0.0000914672

[표 1] 네트워크 지연 오류의 통계적 특성

4. 양방향 지연 시간을 고려한 시각 보정

4.1 측정된 지연 시간을 반영한 NTP 시각 동기

앞서 살펴본 바와 같이 네트워크 지연에 의한 시각 동기의 오류는 통상적인 NTP의 정밀도 msec보다 큰 범위의 값을 갖는 것을 알 수 있다. 이러한 오류를 시각 동기 시점에 고려할 경우 경우 다음과 같다.



[그림 5] 네트워크 지연 오류를 보정한 시각 동기

[그림 5]에서 시각 차이 값의 통계적 특성은 다음과 같다.

	오류 보정전	오류 보정후
최대	0.0533360000	0.0253638946
최소	-0.0400380000	-0.0213148345
평균	-0.0028401608	-0.0028272913
분산	0.0001339442	0.0000338064
안정도	0.0001883037	0.0000473180

[표 2] 개선된 시각 동기의 통계적 특성

6. 결론

관련 연구[7],[8]를 참고할 때 TCP/IP 네트워크에서 시각과 관련된 정확한 측정은 많은 제한을 가진다. 본 논문에서는 널리 사용되는 NTP를 네트워크 지연 시간 측정에 사용하였다. 실험 결과 네트워크 지연 시간은 충분한 오류요소가 되며 이를 보정할 때 시각 동기의 안정도가 크게 향상됨을 알 수 있었다.

관련 연구에서 보는 것처럼 클럭 휨, 시각 차이 값, 네트워크 지연 시간은 장기간에 걸친 관측과 다양한 통계적 알고리즘을 통해서 추정 가능할 것으로 보인다.

참고 문헌

[1][MIC98] Micael Lombadari, "Computer Time Synchronization", Time and Frequency Division NIST, 1998.

[2][MIL85] D. Mills, "Experiments in network clock synchronization", DARPA Netwok Working Group Report RFC-958, September 1985.

[3][MIL90] Mills, "Measured performance of the Network Time Protocol in the Internet System", ACM Computer Communication Review 20, 1, January 1990.

[4][MIL92] D. Mills, "Network Time Protocol (v3)", DARPA Netwok Working Group Report RFC-1305, April 1992.

[5][MIL94] Mills, "Improved Algorithm for Synchronizing Computer Network Clocks", Proc. ACM SIGCOMM 94 Symposium, September 1994.

[6][MIL96] D. Mills, "Simple Network Time Protocol (SNTP) Version 4 for IPv4, IPv6 and OSI", DARPA Netwok Working Group Report RFC-2030, October 1996.

[7][MSB99] Sue B. Moon Estimation and Removal of Clock Skew from Network Delay Measurements

[8][UH00] Ulich Hofman One-Way-0Delay Measurement with CM Toolset

[9][KYH98] 김영호, "Timing Distribution with Network:NTP", 98GPS-WS Proc. pp397-443, November 1998.

[10][OJS99] 오지석, NTP 시각 동기 특성 분석, 이학석사학위 논문, February 1999

[11][LSY98] 이상엽, 시각동기를 위한 컴퓨터 통신망상의 동적 시각 오류요소 분석, 이학석사학위논문, Feburary 1998.

The7th GNSS Workshop- International Symposium on GPS/GNSS

Session 5 – GIS and Surveying

초청강연 :
항공레이저측량의 최신 동향 ----------167
서정헌 대표이사 (㈜ 모바일매퍼)

GPS에 의한 한반도 남부와 큐우슈우섬 사이의 지각변위 연구 ----------171
조진동*, 강상윤**, 조흥묵 ***, 민경덕****
(*한국자원연구소 탐사개발연구부, **인하대 지구환경공학부, ***국립지리원 지리정보과,
****연세대 지구시스템과학과)

GPS와 TS측정량의 통합조정에 관한 연구 ----------175
이영진*, 이준환**, 정의훈***, 차상헌** (*경일대 측지공학과, **경일대 대학원, ***대한측량협회)

GPS에 의한 대삼각점 성과분석 ----------179
이영진*, 최규성**, 양근우*** (*경일대 측지공학과, **대한지적공사 지적재조사부, ***행정자치부 지적과)

RTK-GPS 측량기법에 의한 지적측량 실험성과 ----------183
양철수*, 김상수**, 김용호* (*대한지적공사 지적기술교육연구원, **행정자치부 지적과)

GPS를 이용한 항공 레이저 측량 DTM의 정확도 분석 ----------197
임삼성*, 김영배*, 서정헌** (*인하대 지리정보공학과, **㈜ 모바일 매퍼)

GIS 자료 정확도 향상을 위한 GPS 자료처리 모듈 개발 ----------202
임삼성, 김영진, 변수윤 (인하대 지리정보공학과)

LIDAR 데이터의 Pass Adjustment 기법에 관한 연구 ----------209
이병길, 김용일 (서울대 지구환경시스템공학부)

항공레이저측량의 최신 동향

A New Trend of Airborne Laser Mapping System

°서정헌*

*(주)모바일매퍼 대표이사 (Tel:872-2674; Fax:873-8618; E-mail:a21689@bora.dacom.co.kr)

Abstract: Airborne laser mapping system, developed in 1980's, is considered as one of the major state-of-the-art technology for generating DEM with high density and accuracy. This has been done by technical researches and innovations in hardware performance, positioning accuracy, data processing and application. In this paper we have studied overall status of airborne laser mapping technology, application and feasibility of domestic use.

Keywords : Airborne Laser Mapping System, DEM, LIDAR

1. 서론

21세기 지식정보사회에서는 다양한 지식정보들 중 지형공간정보는 현대사회가 복잡화, 고도화됨에 따라 국토공간의 효율적인 활용 및 관리를 위하여 그 중요성이 날로 증대되고 있다.

정부에서는 지식정보사회의 기반이 되는 지형공간정보의 체계적이며 효율적인 구축을 위하여 현재 「제2단계 국가지리정보체계 구축사업」의 기본계획을 수립하고 있다. 국가 기본지리정보에 포함되어 있는 수치표고자료는 지형분석에 반드시 필요하며 국토계획 및 관리, 토목, 환경, 자원, 통신, 군사 등 다양한 분야에서 활용이 되고 있다. 지금까지 수치표고자료는 지상측량에 의한 방법, 기존지도에 의한 방법, 사진측량에 의한 방법 등으로 제작되었으며, 대규모 지역에 대한 신규 수치표고자료 제작은 주로 사진측량 방법이 이용되어 왔다.

최근 개발된 수치사진측량은 비용의 절감, 작업속도의 증진, 자동화, 일관된 결과물 산출이라는 많은 이점을 제공하고 있다. 그러나 수치사진측량을 이용한 수치표고자료의 자동제작은 해석도화기를 이용한 종래의 방법보다 정확도가 떨어지며 특히 low texture지역, 도심지와 같이 기복변위가 심하고 그림자 영향을 많이 받는 지역에서는 정확도가 현저하게 감소한다.

지난 20년 동안 기존 사진측량의 문제점을 보완하고 보다 정확한 수치표고자료를 자동으로 제작하려는 신기술을 개발하기 위한 많은 노력이 있었으며, 그 대표적인 성과가 LIDAR(LIght Detection And Ranging) 시스템의 개발이다. LIDAR 시스템은 Airborne Laser Scanning 시스템이라고도 불리우며, 본 연구에서는 시스템을 "항공레이저측량기", 시스템을 사용한 자료획득과정을 "항공레이저측량" 이라는 용어로 사용하기로 한다. 항공레이저측량은 GPS의 기술이 도입된 1980년대 후반부터 본격적인 개발이 시작되어 1990년대 중반에 상용화 된 제품이 출시되었다. 상용화 된 제품 출시 이후 장비성능과 측량정확도의 향상, 자료처리 및 활용 등을 위한 꾸준한 기술개발로 인하여 현재 고밀도/고정확도의 수치표고자료 획득에 항공레이저측량 기술이 활용되고 있다.

우리나라에서는 「제1단계 국가지리정보체계 구축사업」을 통하여 수치지도, 주제도 등 다양한 지형·지물정보가 구축되어 여러 분야에서 활용되고 있다. 그러나 기존에 제작된 수치지도는 등고선이 주된 표고자료로 제공되므로 도시정보시스템, 재해관리 시스템 등 3차원 공간분석을 위해서는 보다 정밀하고 정확한 수치표고자료가 필요하게되며, 현재 GIS 활용범위가 확대됨에 따라 수치표고자료의 수요는 날로 커지고 있다.

이에 따라, 본 연구에서는 항공레이저측량에 대한 전반적인 기술 및 활용현황 검토, 기존 수치표고자료 제작기술의 비교분석, 항공레이저측량의 국내도입 타당성 검토를 수행하였다.

2. Lidar 개요

2.1 항공레이저측량 개요

항공레이저측량 시스템은 완전 자동처리가 가능하여 처리속도가 빠르며 능동적 센서이므로 날씨에 구애를 받지 않고 측량할 수 있다. 또한 지상기준점측량 작업이 어려운 해안, 습지 측량과 그림자에 의해 방해받는 산림, 도심 지역에서의 수치표고모형 제작에 유리한 장점이 있으며, 측량 정확도에 있어서도 수직정확도 15cm, 수평정확도 30cm를 보장하는 혁신적인 측량이다[1][7].

2.1.1 항공레이저측량의 원리

(1) 항공레이저측량의 원리

항공레이저측량 시스템은 일반적으로 LIDAR(Light Detection and Ranging) 시스템이라고 불리거나 ALTM(Airborne Laser Terrain Mapping) 시스템이라고 불리며, Laser scanner, GPS, INS 및 컴퓨터 H/W, S/W로 구성되어 있다(그림 1. 참조).

레이저스캐닝의 기본 원리는 레이저 기기와 점간의 거리관측이다. GPS와 INS는 비행경로를 따라가는 비행기의 방향과 위치를 제공한다. 여러 비행경로를 따른 스트립들이 겹쳐져서 측량지역을 포괄하게 된다.

(2) 항공레이저측량의 오차

항공레이저측량의 품질에 영향을 주는 요소로는 첫째, 레이저 장비와 GPS 및 INS로 구성되는 레이저시스템, 둘째, 항공상에서의 관측과정, 그리고 마지막으로는 타겟 표면에 따라 그룹화할 수 있다[1].

오차는 정오차와 우연오차로 구분될 수 있으며, 예를 들면 정오차는 레이저 탐지기의 편의(bias)와 이득(gain), 레이저 펄스의 지연, INS의 중심이탈(misalignment)과 자이로 편류(drift), GPS 기선오차, 대기권에서의 GPS 지연, 지형 경사도, 식생, 위치자료의 통합에서 주로 발생한다. 우연오차는 펄스 검지, pointing jitter, INS, GPS, 지형의 거칠음, 반사율에 주로 영향을 받는다.

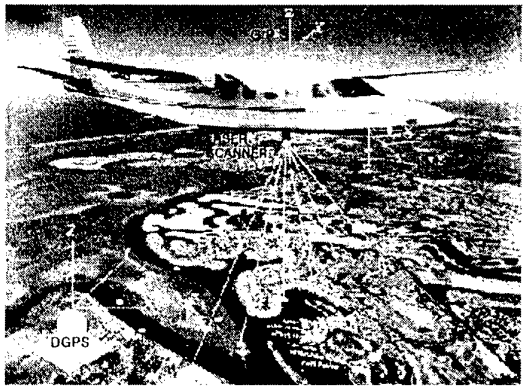


그림 1. 항공레이저측량의 원리
Fig. 1 Airborne Laser Mapping System

(3) 자료수집 및 처리

지형자료의 획득과정은 준비, 획득 및 처리의 3단계로 구분할 수 있다.

준비단계는 레이저 장비, GPS, INS와 관련한 매개변수의 검정과 최적처리를 위한 매개변수의 설정을 포함한다. 이들 매개변수는 비행전에 사용자의 요구조건이 충족되도록 고려되어야만 한다.

자료획득은 GPS와 INS에서 제공하는 항공기의 위치 및 방향과 레이저 빔의 거리와 각도의 저장과 관련된다. 비행경로를 횡단하거나 중복비행하는 잉여 정보는 GPS와 INS의 정오차에 기인하는 시간종속적인 수평·수직 편위(shift)를 제거하기 위해 획득한다.

자료는 GPS 시간tag에 연동되어 독립적으로 처리된다. 중복된 스트립 자료는 GPS와 INS의 정오차를 보정하기 위해 조정되며, 수치지표모델을 구축하기 위해서는 빌딩과 식생 등의 자료에 대한 필터링 작업이 수행된다.

2.1.2 항공레이저측량의 특징

(1) 항공사진측량과 항공레이저측량의 차이

항공사진측량에서의 자료획득은 지표면에 광이 닿아야하며 그 점은 양쪽 사진 상에 나타나야만 한다. 그러나 산림지역의 경우 사진측량은 수동적 센서시스템이므로 숲만 촬영되거나 숲 사이의 지표면이 검은 그림자로 나타나게 된다. 따라서 도화작업이 불가능하게 되는 것이다.

항공레이저측량은 능동적 센서시스템이므로 태양과 구름 등의 기상조건이나 그림자와는 관련이 없으며, 레이저스캐너는 극좌표, 즉 방향과 거리로 제공되며 외부표정요소는 오직 시간의 함수이므로 GPS와 INS의 사용이 필수적이다. 따라서 항공레이저측량 자료는 GPS84자료로 획득되며, 국지좌표계로의 변환이 요구된다. 단점으로는 좌표만 나오므로 지형지물 판독이 용이하지 않다는 점이다.

(2) 항공레이저측량의 장단점

- 지형자료의 정확성 :
  - 10~20㎝의 높은 수직위치 정확도
  - 평면위치의 정확도는 지상측량 및 사진측량의 정확도보다는 떨어지지만, 현재 GPS 및 INS의 위치결정에 좌우되고 있음
  - 삼림, 도심 지역에서의 그림자에 의한 제약사항 없음
- 측량작업의 생산성 :
  - 1초에 평균 10만평(60,000㎡), 최대 20만평에 대한 정밀측량이 가능
  - 연안 및 습지 측량의 경우 지상기준점 없이도 가능
  - Active Sensor이므로 기상조건에 구애받지 않음
  - 응용목적에 따라서 점밀도를 달리하여야 함
- 자료의 호환가능성 :
  - 수집된 자료의 절대위치(X, Y, Z) 및 인공구조물·식생 등의 높이값은 binary 또는 ASCII 포맷의 디지털자료이므로 다양한 포맷으로의 변환이 가능
- 장비설치의 용이성 :
  - 2시간이내에 다양한 항공기 및 헬기에 항공레이저측량장비의 탑재 가능

2.1.3 활용분야

항공레이저측량 시스템의 등장으로 이전에는 할 수 없었던 GIS의 다양한 응용이 가능해졌다.

정확하고 정밀한 수치표고자료를 이용한 3차원 도시 모델이 가능해져 도시계획이나 조경 분야에서 활용되고 있으며, 무선통신 분야의 기지국 설치 및 전파확산모델 분석 등에 응용되고 있다. 또한 홍수피해예측, 해안선관리, 산림관리, 수목량 추출, 송전탑 위치분석, 전선위치 모델링, 철도 및 도로의 관리, 군사전략사업, 환경분석 및 계획 등 다양한 분야에서 활용되고 있다[2][3].

2.2 수치표고모형 제작방법 비교분석

최근 North Central Texas Regional GIS Meeting[6]에서는 정사사진과 등고선 제작 프로젝트를 수행할 업체 선정과 정확도, 제작 기법 등에 대한 설계를 완료하였다. 여기서, 지상측량에 의한 방법과 기존 자료를 이용하는 방법은 새로운 DEM을 제작한다는 사업의 목적에 따라 배제되었고, 사진측량에 의한 방법과 레이다 간섭계를 이용하는 방법 그리고 LIDAR를 이용한 방법이 비교 평가되었다. 평가 결과 LIDAR를 이용하는 방법이 가장 높은 정확도를 가지며, 비용 역시 항공사진에 비해 경제적인 것으로 나타났다. 이와 같은 내용의 평가는 1998년 Mercer[5]에 의해서도 이루어 졌다(그림 2. 참조).

이상의 분석 결과와 기존 국립지리원의 보고서 내용 등을 토대로 원자료의 취득 방법에 따른 수치표고모형 구축 방법별 특성을 정리하면 표 1. 과 같다.

이와 같이 대부분의 응용분야에서 LIDAR 데이터는 비용과 현시성, 정확성 부분에서 모두 아주 높은 평가를 받고 있으며, 그 적용분야를 점차 확대해 나가고 있다.

표 1. 수치표고모형 구축 방법별 특성[8][9]
Table. 1 Characteristics of DEM Generation Methods

구분		경제성	정확성	현시성	적용 범위
지상측량		시간경비과다	우수	우수	국지적
기존지도		수동, 많은시간	지도에 달림	지도에 달림	지도에 달림
		자동, 기술적 애로	지도에 달림	지도에 달림	지도에 달림
사진측량	기존사진	양호	우수	사진에 달림	지역적
	신규촬영	촬영비 추가		우수	
원격탐사		우수	개선중	우수	전역적
Lidar		우수	매우 우수	매우 우수	지역적

3. 항공레이저 측량 실험연구

본 연구에서는 항공레이저측량의 국내 적용 타당성을 검토하기 위하여 다양한 지형지물이 포함되어 있는 분당지역 일원을 연구대상지역으로 선정하였다. 사용한 항공레이저측량기는 캐나다 Optech사에서 제작한 ALTM1020이며 고정익 항공기

PA-31-350에 탑재하여 레이저측량을 실시하였다. 또한 정확한 위치정보획득 및 항공레이저 수치표고자료의 정확도를 검정하기 위하여 두 개의 GPS base station 및 38개의 검정점을 DGPS 측량에 의하여 측정하였다.

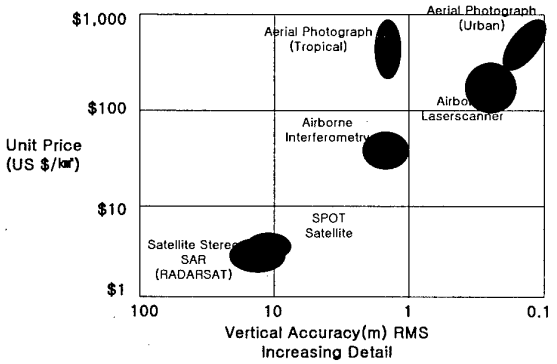


그림 2. 정확도에 따른 DEM 제작 비용
Fig. 2 DEM Production Cost by Accuracy

3.1 항공레이저측량

3.1.1 계획 및 조사

(1) 요구사항분석

수치표고자료는 활용분야에 따라 요구되는 정확도 및 표고자료밀도가 각기 다르므로 항공레이저측량에 앞서 요구사항을 면밀히 분석하여 작업내용을 정립해야 한다. 정립된 작업내용을 바탕으로 요구사항을 충족시키기 위한 충분한 정확도의 결정, 작업방법의 선택 및 이에 따른 전반적인 작업물량의 산정이 이루어진다.

표 2. 항공레이저측량 작업내역 예
Table. 2 A Specification of Airborne Laser Mapping

작 업 내 역	내 용
위치 정확도	±15㎝
표고자료 밀도	2점/㎡ 이상
정확도 산정	검정점 20 이상
정확도 향상	요소 기술개발

(2) 도상설계

도상설계는 요구사항분석에 따라 기존 지형도를 이용하여 항공레이저측량의 기본설계를 실시하는 단계이다.

측량대상지역이 선정되면 GPS 지상기준점 선정, 좌표계 변환, 정확도 향상 등을 위하여 측량대상지역 인근의 삼각점, 수준점, GPS 상시관측소 등의 현황을 조사한다. 또한 항공레이저측량의 정확도 향상을 위하여 측량대상지역 내에 지상검정점, Profile, 건물 경계선 등의 측량을 위한 후보지역을 선정한다.

(3) 현지조사

도상설계에서 선정된 기준점 및 검정점에 대하여 현지조사를 실시한다. 측량대상지역 현지에서 기준점 및 검정점 등의 위치를 확인하고 GPS 신호의 수신 상태를 조사한다. 특히 고층건물이 있는 도심지 내부의 검정점이나, 산림이 우거진 지역에 있는 기준점 들은 GPS 신호의 수신 상태가 급격히 저하될 우려가 있으므로 면밀한 조사가 필요하다.

한편 측량대상지역의 지형특성을 조사하여 항공레이저측량에 미칠 수 있는 영향을 조사하고, 특히 하천이나 호수와 같이 레이저가 민감하게 반응하는 지형이나 송전탑, 교회지붕, 저수탱크 등과 같은 특이한 지물에 대한 현황을 조사한다.

(4) 측량계획

항공레이저측량은 지상측량과 항공레이저를 이용하여 수치표고자료를 취득하기 위한 항공레이저측량으로 구분된다. 측량계획은 요구사항 분석 및 현지조사의 결과를 토대로 하여 측량방법, 측량일정, 측량결과의 처리 및 정리, 인원 및 장비 등에 관한 구체적인 계획을 수립한다.

요구사항 분석을 통해 결정된 측량정확도를 고려하여 관측장비의 정밀도, 관측방법, 관측시간, 중복관측횟수 등 제반 측량방법을 결정하며, 관측된 측량결과의 처리방법과 처리기준, 최종관측결과의 정리에 대한 사항도 명확하게 설정한다. 이를 바탕으로 측량일정과 소요인원 및 장비에 대한 계획을 수립한다.

항공레이저측량은 측량방법에 따라 그 결과가 크게 달라진다. 따라서 요구되는 자료의 정확도 및 결과물을 제공할 수 있도록 측량방법의 설계가 특히 중요하다. 항공레이저측량 설계에서 특히 고려해야할 요소로는 Repetition rate, 비행속도, Scan Angle, Scan Rate, 측량경로 및 측량경로 중복도와 대상지역에 대한 지형지물의 특징 등이 있으며, 이 요소들이 측량결과의 정확도, 표고점 밀도와 자료분포특성을 결정한다.

3.1.2 지상 측량

(1) 지상기준점 측량

지상기준점 측량은 항공레이저측량에서 측량결과의 정확도에 가장 큰 영향을 미치는 중요한 작업으로 항공레이저측량에서 기준이 되는 지상기준점의 정확한 위치정보를 획득하기 위하여 실시한다. 따라서 지상기준점은 일반적으로 측량대상지역내에 위치하여야 하며 부득이한 경우에는 측량대상지역에서 20㎞ 내의 근접한 지점에 설치한다.

(2) 검정점 측량

검정점측량은 GPS 신속정지측량 방법을 이용하며 항공레이저측량에 대한 정확도 검증이 필요한 경우에만 실시한다. 검정점은 대상지역 내에서 임의의 지점을 이용하지만 일반적으로 운동장이나 도로, 주차장과 같이 비교적 평평한 지역에서 일정한 면적을 갖고 있는 지점이 좋다.

(3) Profile 및 특이점 측량

항공레이저측량의 상대적인 정확도는 매우 높지만 항공레이저측량기의 정오차에 의하여 절대적인 수직위치정확도는 일반적으로 ±15㎝이며 수평위치정확도는 ±30~80㎝정도이다(ALTM 1020사양). 따라서 항공레이저측량에서는 보다 정확한 수치표고자료를 취득하기 위하여 측량대상지역 내에서 Profile 및 특이점 측량을 실시한다. Profile측량은 수직위치정확도를 향상시키기 위하여 적용하며 대략 100m 정도의 평탄한 지역에서 5~10m 간격마다 GPS 신속정지측량 방법으로 Profile을 측정한다.

특이점측량 또는 건물경계선측량은 수평위치정확도를 향상시키기 위하여 사용되며 건물의 경계선이나 송전탑 등과 같이 항공레이저측량 결과로부터 위치를 정확히 확인 할 수 있는 지점을 측정한다.

3.1.3 항공레이저측량

(1) 장비설치

항공기에 탑재되는 항공레이저측량 장비는 Laser scanner, Laser측정용 컴퓨터, GPS, INS, 항법장치 등으로 이루어진 통합시스템이다. 항공레이저측량에서 장비설치는 항공레이저측량기 및 부속장비 등을 항공기에 탑재, 장착하는 과정을 말한다.

(2) 항공레이저측정

항공레이저측정 공정은 항공기에 탑재된 항공레이저측량기를 이용하여 실제 측량을 하는 과정이다. 항공기가 작업대상지역에 도착하면 계획된 경로를 따라 측량을 시작한다. 항공기레이저측량의 경로간 간격은 항공사진측량의 경우 보다 매우 좁으며, 정확한 경로를 비행하지 않으면 측량결과의 질을 떨어뜨릴 위험이 있다. 따라서 정확한 경로진입을 위한 항법장치의 활용이 필요하다.

3.1.4 자료처리

(1) DGPS 처리

DGPS 처리공정은 항공레이저측량의 정확도를 향상시키기 위하여 지상기준점의 GPS를 기준국으로 하고 항공기에 탑재된 GPS를 이동국으로 하여 DGPS 처리를 하는 공정으로 항공레이저측량의 정확도에 가장 큰 영향을 미친다. GPS의 PDOP가 나빠지면 항공레이저측량의 정확도가 저하되므로 가급적 PDOP가 5이하이어야 하고 1~3 정도가 좋다.

(2) 지상표고점 좌표계산

지상표고점 좌표계산 공정은 DGPS 처리의 결과와 Laser 측량자료, INS 자료를 이용하여 지상의 표고점 좌표를 계산하는 과정으로 좌표계 변환이나 지오이드 모델 등의 고려가 이루어질 수 있다.

(3) 정확도 향상

항공레이저측량기가 보장하는 정확도는 수직정확도가 15㎝로 양호한 편이나, 수평정확도는 H/1000 (H는 측량고도)로 항공레이저 측량이 보통 300~800m에서 이루어지는 것을 고려하면 상당히 떨어지는 편이다. 따라서 보다 정확한 측량결과가 필요할 경우 지상의 Reference를 이용한 보정작업이 필요하다.

(4) 지상표고자료 제작

정확도 보정을 끝낸 수치표고자료는 건물과 수목이 포함되어 있는 DSM이다. DSM은 수치정사영상 제작이나 전파분석과 같은 다양한 분야에서 매우 유용한 자료이다. 수치표고자료의 활용목적에 따라서 때로는 DSM으로부터 수목만 제거된 DTM이, 때로는 건물과 수목이 다 제거된 DEM이 필요 할 때도 있다.

3.2 실험연구 결과

격자형 자료에서 격자의 위치는 고정되어 있어 정확도를 결정할 때는 상수로 취급할 수 있고, DEM에서 측정 가능하거나 인지할 수 있는 오차는 수직오차로 존재하며, 이 오차는 원자료에 내포된 수평위치오차의 일부가 영향을 주었거나 자료의 수평, 수직요소를 격자형 자료로 변환하면서 발생하는 오차이다[4]. 실제로 수치표면자료 및 수치표고자료에서 수평위치오차는 검정점과 같은 현저한 지형지물 위치의 식별 및 선택이 거의 불가능하기 때문에, 표고오차를 이용하여 제작된 자료의 전체적인 정확도를 평가하였다.

본 연구에서는 정확도를 평가하기 위해 각 검정점 및 profile 점의 좌표에 위치에서 대응하는 수치표고자료의 높이를 추출하여, 측량되어있는 표고자료와 비교하였다. 비교 결과 profile에 의한 항공레이저측량 자료의 보정전에는 profile 자료와 0.14m, 검정점과 0.13m의 RMSE를 가지고, 보정후에는 profile 자료와 0.12m, 검정점과 0.10m의 RMSE를 가지고 있음을 확인하였다.

4. 결론

항공레이저측량은 다양한 지형공간정보 분야에서 그 중요성이 날로 증대되고 있는 수치표고자료를 자동으로 제작할 수 있는 최첨단 측량기술이다.

본 연구에서 항공레이저측량에 의한 수치표고자료 구축의 효율성 및 활용가능성을 파악하기 위해 기존 측량방법과 비교·분석한 결과, 항공레이저측량은 경제성, 생산성 및 정확도 면에서 수치표고자료의 제작에 가장 적합한 기술로 분석되었다. 항공레이저측량에서 제공하는 산악지역과 도심지역의 고정밀도 수치표고자료의 생산성은 기존 사진측량기술로는 불가능한 것이며, 자료처리과정의 자동화수준에 따라 비용 면에서도 기존의 측량방법에 비하여 훨씬 저렴한 것으로 평가되었다.

항공레이저측량은 도심지역의 대축척 수치지도 및 항공사진측량에서 획득하기 어려운 정확한 수치표고자료를 제공하므로 3차원 도시모델링, 전파분석 등의 활용분야와 대축척 정사영상 및 영상지도 제작에 사용될 수 있다.

2000년부터 추진되는 제2단계 국가지리정보체계 구축사업의 핵심내용은 정부부처, 지방자치단체, 공공기관, 연구소, 일반업체 및 국민 등 광범위한 사용자를 위한 기본지리정보의 구축이다. 따라서 기본지리정보를 구성하는 다양한 자료는 정확성 및 신뢰성이 보장되어야 하며 더불어 신속하게 제작·수정·갱신되어야 한다. 항공레이저측량을 이용한 수치표고자료의 구축은 이와 같은 요구사항을 만족시킬 수 있으며, 3차원 공간분석을 필요로 하는 다양한 분야(홍수 피해산정, 수자원 관리, 도로 설계, 토공량 산정, 산림관리 등)에서 기본지리정보로서의 활용도를 높이고 국가정보화, 대국민 서비스 및 GIS활용 극대화를 앞당길 것이다.

항공레이저측량은 보다 정밀하고 정확한 수치표고자료 구축을 요구하는 사용자들을 위한 가장 효과적이며 또한 타당한 대안이 될 것으로 평가된다.

참고문헌

[1] V. Casella, and A. Spalla, 2000, Estimation of Planimetric Accuracy of Laser Scanning Data. Proposal of a Method Exploiting Ramps, *XIXth Congress of the International* Society for Photogrammetry and Remote Sensing.

[2] Hill et. al., 2000, Wide-Area Topographic Mapping and Applications Using Airborne LIght Detection and Ranging (LIDAR) Technology, *PE & RS*, Vol. 66, No. 8.

[3] U. Lohr and J. Schaller, 1999, High Resolution Digital Elevation Models for Various Applications, *Proceedings of the Fourth International Airborne Remote Sensing Conference and Exhibition.*

[4] D.F. Maune, Introduction to Digital Elevation Models (DEM), Digital Photogrammetry - An Addendum to Manual of Photogrammetry, ASPRS

[5] J.B. Mercer, S. Thornton, and K. Tennant, Operational DEM Production from Airborne Interferometry and from RADARSAT Stereo Technologies, *ASPRS-RTI 1998 annual conference*, 1998.

[6] North Central Texas Council of Governments, (http://gis.dfwinfo.com).

[7] A. Wehr and U. Lohr, 1999, Airborne Laser Scanning - An Introduction and Overview, *ISPRS Journal of Photogrammetry & Remote Sensing.*

[8] 국립지리원, 1999, 국가고도자료 구축연구 (II).

[9] 이재원, 1997, "항공사진측량 및 원격탐측분야의 최신 데이터획득기법의 현황과 개발", *한국지형공간정보학회 '97 학술발표회 개요집*, pp.89 - 99.

GPS에 의한 한반도 남부와 큐우슈우섬 사이의 지각변위 연구
A study on the crustal deformation between the southern Korean Peninsula and Kyushu Island by using GPS

조진동*, °강상윤**, 조홍묵***, 민경덕****

*한국자원연구소 탐사개발연구부(Tel:042-868-3152 ;E-mail: jdc@kigam.re.kr)

**인하대학교 지구환경공학부(Tel:032-860-7555; E-mail: multam@dreamx.net)

***국립지리원 지리정보과(Tel:031-210-2730; E-mail: hmcho@hp.ngi.go.kr)

****연세대학교 지구시스템과학과(Tel:02-270-2667; E-mail)

Abstract: To confirm the crustal movement of the marginal sea between the Korean Peninsula and Kyushu Island by mantle diapir, Data for the period January 1999 to May 1999 were analyzed, with data from International GPS Service for Geodynamics(IGS) global sites, to estimate daily coordinates. To fix the estimated coordinates to the terrestrial reference frame, the reference site is the Suwon IGS site in Korea. we find that site velocities are (Vew, Vns) = (3.03, -1.44)cm/yr at cheju, (Vew, Vns) = (0.50, 0.30) cm/yr at Hagi2, (Vew, Vns) = (-0.42, -0.38) cm/yr at Kamitsushima, (Vew, Vns) = (-.28, -0.22) cm/yr at Meabaru,(Vew, Vns) = (-0.92, -1.10) cm/yr at Nagasaki and (Vew, Vns) = (-0.24, 0.01) cm/yr at Tamanoura.

Key word : diapir, volcanic activities, MT(magneto-telluric), precise, orbits, displacement velocity vector.

1. 서 론

유라시아 대륙의 연변 부에 속하는 한반도와 일본 섬은 대륙 밑으로 섭입하는 필리핀판과 접하고 있으며, 이로 인해 형성된 island-arc 화성활동과 다른 기원의 광역적인 화성활동을 수반하여 왔다. 최근 한국과 일본의 지질학자들은 MT 탐사를 통하여 본 지역 내에서 상부 맨틀의 다이아퍼(diapir)로 여겨지는 고온 전도체를 발견하였으며[2], 화성활동은 한반도 남부와 서남일본 사이의 높은 전도도를 나타내는 고온 다이아퍼를 포함한 맨틀의 유동과 관련되어 있다고 추정하고 있다.

한반도 남부와 일본 큐우슈우 섬 사이 해저에서 상승하고 있는 상부맨틀 다이아퍼와 이에 의해서 일어나는 현생 지 판의 움직임을 확인하고자 맨틀 다이아퍼를 둘러싼 한반도, 제주도 및 서남 일본 동해 측과 일본 큐우슈우섬내에 설치된 6 개 지점의 상시 GPS 관측소의 관측된 자료를 칼만 필터을 이용한 GIPSY/OASIS II 정밀프로그램(NASA · JPL)을 사용하여 처리 분석하였다[4]. 자료처리에 사용된 자료들은 1999.1.1 - 5.31일까지의 일본 규우슈우섬 주변의 관측자료와 1999.1.1 - 12.31일까지의 제주자료 이다.

한반도와 관련된 지각변위에 대한 기 연구는 GPS 를 이용한 한국과 일본간의 지각변형연구[8], 한반도의 지각변동 감지를 위한 GPS network 구축연구[6], GPS 에 의한 지각변동요소 결정[7], 1997 년부터 한국자원연구소와 천문연구원과의 공동으로 지각변위 GPS 감시망 구축 운영 연구, 국외연구자들의 연구는 Karasawa M. et al.[1], Teruyuki Kato et al.[3] 및 Wenyao Zhu et al.[5]등등이 있다.

자료해석/분석결과, 제주는 (Vew, Vns) = (3.03, -1.44) cm/yr, Hagi2 는 (Vew,Vns) = (0.50,030) cm/yr, Tsushima 는 (Vew, Vns) = (-0.42, -0.38) cm/yr , Meabaru 는 (Vew, Vns) = (-0.28, -0.22) cm/yr, Nagasaki 는 (Vew, Vns) = (-0.92, -1.10) cm/yr, Tamanoura 는 (Vew, Vns) = (-0.24, 0.01) cm/yr 의 각각의 벡터 속도 장을 보여주고 있다. 그러나 단기적인 자료처리에 의한 결과이므로 앞으로 장기적인 자료처리를 할 경우 좋은 해석결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

2. GPS 자료획득

한반도의 남부와 일본 동남부지역 사이 바다 밑에 상승하고 있는 상부맨틀 확인, 이에 의해서 일어나는 현생 판의 운동을 확인하기 위한 목적으로, 맨틀 다이아퍼를 둘러싼 한 반도 제주도 및 서남 일본 동해측 GPS 관측소와 일본 큐우슈우섬내에 설치된 관측소에서 동시간 관측된 측지위성 자료를 처리분석을 실시하여 한반도 남부와 일본 큐우슈우섬간의 상대적인 지각운동의 편이를 규명을 위하여 그림 1와 같이 **GPS network**을 구성하였다. 자료처리분석에 사용된 관측자료는 국립지리원 제주관측소와 일본 동남부지역에 속하는 Hagi2(0458), Meabaru(0450),

Nagasaki (0092) 및 Tsushima(0456), Tamanoura(0698) 관측소 등 일본 국토지리원의 5 개 상시관측소에서 관측된 것이다. 이들 관측소의 관측장비는 2주파수 수신장비인 T4000SSI(Trimble co.), Ashtech Z-XII(Ashtech, Inc.), Turbo Rouge(Allen Osborne Associates, Inc.)등이며, 자료획득을 위한 샘플링 간격은 30초이다.

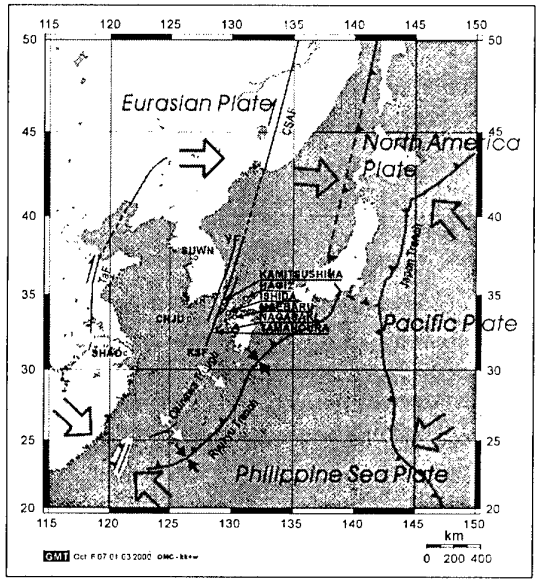


Fig. 1. The map of tectonic and GPS stations
그림 1. 지체 구조도와 GPS 관측소 위치도

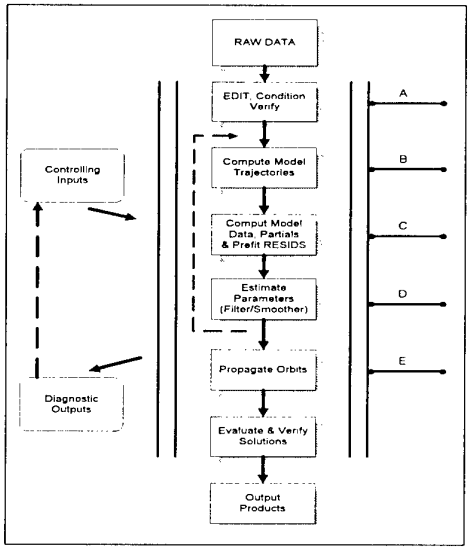


Fig. 2. Flow diagram for GIPSY-OASIS II(after J.S. Hwang, 1999)
그림 2. GIPSY-OASIS II의 자료처리 흐름도(황진상, 1999)[9]

3. 자료처리 및 결과

자료처리는 일본 규우슈우섬 주변의 관측자료는 1999.1.1 - 5.31일까지의 자료를, 제주자료는 1999.1.1 - 12.31일 까지의 자료를 처리를 하였다. 자료처리분석을 위한 소프트웨어는 기준 좌표계의 변화량을 고려하여 정밀한 GPS기선해석을 실시 할 수 있는, 전 세계적으로 잘 알려진 소프트웨어들 중에서 FLINN Network이라 불리는 정밀 측지 관측 시스템을 이용하여 GPS 위성의 궤도를 정밀하게 계산할 수 있도록 제트추진연구소에서 개발한 GIPSY/OASIS II를 사용하였다. GIPSY/OASIS II의 가장 큰 특징은 개선된 Kalman-Filtering인 Square Root Information Filter(SRIF) 이 포함되어 있다는 것과 정밀한 지구모델링을 수행 할 수 있다는 것이다.

GPS 측량의 기반이 되는 GPS 위성의 궤도력은 ITRF97 에 준거하여 계산된 정밀 궤도력을 사용하여야 하므로 여러 종류의 정밀 궤도력들 중에서 미국의 Jet Propulsion Laboratory(JPL)에서 계산한 정밀 궤도력(yyyy-mm-dd-nf.eci)을 사용하였다. 이는 ITRF에 준거한 지각변동이 고려된 정밀한 궤도정보를 포함하고 있다. 각 관측소에서 연속적으로 관측된 자료들의 처리는 그림 2 과 같은 과정을 통하여 수행하였다. 이 때 IGS (International GPS Service for Geodynamics)에 가입된 수원 GPS 상시관측소를 고정 점으로 하여 상대 측위 방법의 하나인 편위-고정방법(Fixed Precise Orbit)을 이용하여 나머지 6 개 관측소 관측자료를 처리하였다. 처리된 시계열(times series) 자료들은 각 지점의 관측 값에 대한 잔 차를 산출한 후 선형회귀분석(linear regression)에 의한 관측 점의 변위 값(그림 3)을 구하였다.

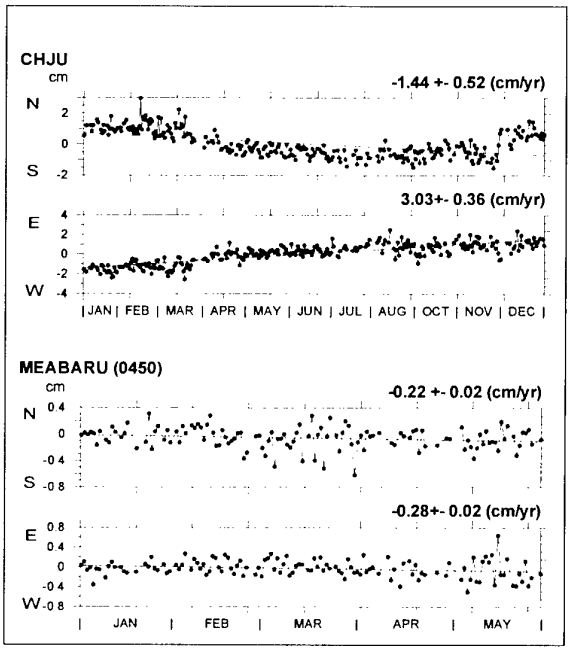


Fig. 3. Time series of horizontal coordinates at selected GPS
그림 3. 제주 GPS 관측소(상)와 일본 Maebaru GPS 관측소(하)의 시계열 위치변화

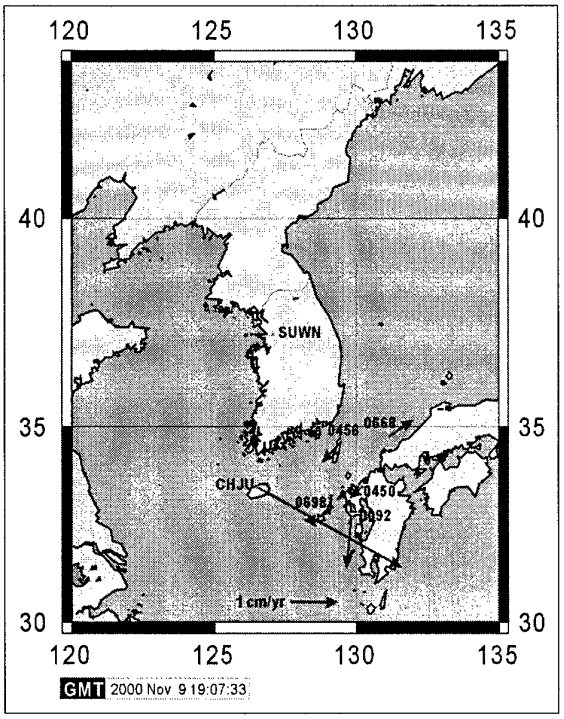


Fig. 4. Displacement velocity vectors of GPS sites with respect to Suwon IGS station estimated from linear regression of time series for the period Jan. 1999 to May 1999.

그림 4. 수원 IGS 관측소에 대한 각 관측소의 상대 변위속도 벡터 (1999. 1.1 - 5.31)

Site (Periods)	Lat. (degN)	Long. (degE)	Vew (cm/yr)	Vns (cm/yr)
Suwon (1999.1.1-12.31)	37.276	127.054	3.03±0.79	-1.32±0.99
Cheju (1999.1.1-12.31)	33.514	126.530	3.03±0.36	-1.44±0.99
Hagi2 (1999.1.1- 5.31)	33.743	129.735	0.50±0.06	0.30±0.05
Kamitsushima (1999.1.1- 5.31)	34.656	129.482	-0.42±0.03	-0.38±0.02
Maebaru (1999.1.1- 5.31)	33.536	130.251	-0.28±0.02	-0.22±0.02
Nagasaki (1999.1.1-5.31)	32.700	129.860	-0.92±0.03	-1.10±0.12
Tamanoura (1999.1.1-5.31)	32.634	128.619	-0.24±0.04	0.01±0.02

표 1. 각 GPS 관측소의 변위 속도벡터, 괄호 값은 표준편차 값

Table. 1 Site velocities at the GPS sites, Values in the parentheses are S.D.

그림 4와 표 1에서 보는 바와 같이 자료해석/분석결과, 제주 관측소는 (Vew, Vns) = (3.03, -1.44) cm/yr, Hagi2 관측소는 (Vew, Vns) = (0.50, 0.30) cm/yr, Tsushima 관측소는(Vew, Vns) = (-0.42, -0.38) cm/yr, Meabaru 관측소는(Vew, Vns) = (-0.28 ,-0.22) cm/yr, Nagasaki 관측소는(Vew, Vns) = (-0.92, -1.10) cm/yr, Tamanoura 관측소는 (Vew, Vns) = (-0.24 ,0.01) cm/yr의 각각의 벡터 속도 장을 보여주고 있다.

그러나 위의 결과들은 단기적인 자료처리에 의한 결과이므로, 연구지역에 대한 지질학적 개념을 GPS결과로부터 도출하기 위하여서는 앞으로 더 많은 관측된 장기적인 자료를 처리 할 경우 좋은 해석결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

5. 결 론

5-1. 자료해석/분석결과, 제주관측소는(Vew, Vns) = (3.03, -1.44) cm/yr, Hagi2 관측소는 (Vew, Vns) = (0.50 ,030) cm/yr, Tsushima 관측소는 (Vew, Vns) = (-0.42, -0.38) cm/yr, Maebaru 관측소는 (Vew, Vns) = (-0.28, -0.22) cm/yr, Nagasaki 관측소는 (Vew, Vns) = (-0.92 -1.10) cm/yr, Tamanoura 관측소는 (Vew, Vns) = (-0.24, 0.01)의 각각의 벡터 속도장을 보여주고 있다. 이는 단기적인 관측자료처리에 의한 결과이므로 앞으로 계속적으로 장기적인 자료처리를 할 경우 한반도 및 주변의 지각의 움직임에 대한 자료를 위한 좋은 해석결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

5-2. 한반도 지각변형연구를 국내 GPS관측소의 관측자료의 활용성 증대를 위하여 자료처리/분석를 위한 기술개발이 필요하다.

참 고 문 헌

[1] Karasawa M. et al,. Japan-Korea GPS continuous measurements for studies of plate motions around Japan, *84th meeting program and abtracts*, The geodetic society of Japan, 1996, pp.11-12

[2] Mogi, T., Nakada, M., Ikoma, Y., Min, K. D., Chung, S. H., Shimoizumi, M. and Yumoto, K., Mt survey in Jeju Island, Korea, *Autumn Meeting Soc. Gemag. and Earth, Planetary and Space Sci*, Sapporo, 1997.

[3] Teruyuki Kato et al. Initial results from WING, the continuous GPS network in the western pacific area, *Geophysical research letters*, Volume 25, No.3, 1998, pp.369-372.

[4] Thierry Gregorius, GIPSY-OASIS II, How it works, *NASA · JPL*, 1996.

[5] Zhu, W. Cheng, Z., Wang, X, and Jiang, G., 1998, GPS measurement of crustal motion in Chinese mainland and its surrounding areas, *unpublished manuscript*, 1998.

[6] 강준묵, 김홍진, 송승호, 박정현, 한반도의 지각변동 감지를 위한 GPS network구축(1), *97토목학술발표회(측량 및 지형공간분야(II)*, 1997, pp.365-368.

[7] 이진덕, 이용욱, 이은수, 강준묵, GPS에 의한 지각변동 요소

결정, *97 토목학술발표회(측량 및 지형공간분야(II)*, 1997, pp.369-372.

[8] 조진동, Teruyuki Kato, GPS를 이용한 한국과 일본간의 지각변형연구, 한국 자원연구소 논문집, 제1권 제1호, 1997, pp.43-48.

[9] 황진상, ITRF에 준거한 정밀 GPS측위에 관한 연구, *성균관대학교 석사학위논문*, 1999, p65.

GPS와 TS측정량의 통합조정에 관한 연구

Combined Adjustment of GPS and TS data

이영진*, °이준환**, 정의훈***, 차상헌**

*경일대학교 측지공학과(Tel:053-850-7313; E-mail:yjlee@bear.kyungil.ac.kr)
**경일대학교 대학원(Tel:053-850-7319; E-mail:geo5055@hanmail.net)
***대한측량협회(Tel:02-679-4042; E-mail:ehjung@kasm.or.kr)

Abstract: The purpose of this paper is to adjust the combined networks of TS(Total Station) data and GPS vector data. The initial results of the adjustments show that the three-dimensional adjustment techniques are powerful tools in computation of national network based on existing Bessel(Mean Sea Level) ellipsoid and/or new geocentric coordinates. Also they are very useful in accuracy and reliability analysis.

Keyword: GPS Vector, TS data, Combined Adjustment, Observation Equations, Coordinate Systems

1. 서 론

GPS(Global Positioning System)에 의한 3차원위치결정은 24시간 이용가능하며 다양한 적용이 가능하고 정밀도의 향상으로 여러 응용분야에서 사용되고 있다.

TS데이타의 3차원위치결정은 수평위치와 수직위치를 각각 삼각점과 수준점이라는 두 종류의 기준체계를 사용하여 결정되고 있으며 GPS기선해석에 의한 3차원위치결정은 지심좌표계(Geocentric Coordinate)인 WGS84타원체의 3차원좌표계에 의하여 X,Y,Z가 동시에 이루어 진다.

또한, GPS데이터와 TS데이터는 서로 독립적으로 조정을 실시하고 3차원 변환관계를 구하는 방식을 현재까지 사용해 왔으나 두 데이터를 통합조정하는 방법을 필요로 한다. 그러나, GPS 데이터는 3차원의 WGS-84를 사용하는데 반해 TS데이터는 각 측점에 대해 연직선(plumb line)을 기준으로 한 국부좌표계(local level system)를 사용한다. 또한 TS데이터의 경우에 위치는 타원체면을, 표고는 지오이드를 기준으로 사용하였으므로 서로 분리된 기준면을 사용하고 있다[1,3].

그러므로, TS측량은 수준면과 중력방향을 기준으로 하므로 지오이드가 기준이 되며 수평각, 고저각, 거리의 관측에서는 지오이드 기준의 표고를 사용하고 있다. 반면에 GPS측량은 지구중심좌표계에 의한 타원체면이 기준이 되며 기하학적 상대위치인 좌표차의 관측에서는 타원체 기준의 타원체고를 사용하기 때문에 데이터의 통합처리에서는 실무적으로 어려움을 안고 있다.

본 연구에서는 대구의 일부지역을 대상으로 하는 국가기준점에 대하여 GPS측량 데이터와 TS측량 데이터의 독립조정 및 통합조정을 실시하고 초기결과를 제시하는데 목적이 있다.

2. 관측방정식

2.1 3차원좌표계와 국부좌표계의 관계

서로 다른 두 지점 Pi, Pj에 대해 X_i, X_j는 벡터량을 나타내고 $X_{ij}=X_j-X_i$은 지구중심좌표계에서 두 지점간 벡터를 나타내며 이 벡터량은 국부좌표계에서도 동일하게 적용된다.

국부좌표계의 한점 P_i점에서 북쪽, 동쪽, 천정방향과 상응하는 n_i, e_i, u_i 축은 다음 식 (1)에 의해 지구중심3차원좌표계로 표현된다(그림 1 참조).

$$n_i=\begin{bmatrix}-\sin\phi_i\cos\lambda_i\\-\sin\phi_i\sin\lambda_i\\\cos\phi_i\end{bmatrix},\ e_i=\begin{bmatrix}-\sin\lambda_i\\\cos\lambda_i\\0\end{bmatrix},\ u_i=\begin{bmatrix}\cos\phi_i\cos\lambda_i\\\cos\phi_i\sin\lambda_i\\\sin\phi_i\end{bmatrix} \quad (1)$$

n_i와 e_i는 한점 Pi에 대한 국부좌표면의 벡터량이고, u_i는 P_i점에서 국부좌표면에 직교(P_i 점에 대한 천정방향)하며 u_i는 P_i 점의 수직선(ellipsoidal normal)과 일치한다.

벡터 X_{ij}를 국부좌표축(local level axes)인 n_i, e_i, u_i에 투영했을 때 식 (2)에 의해 n_{ij}, e_{ij}, u_{ij}를 구할 수 있다. 즉,

$$x_{ij}=\begin{bmatrix}n_{ij}\\e_{ij}\\u_{ij}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}s_{ij}\sin z_{ij}\cos\alpha_{ij}\\s_{ij}\sin z_{ij}\sin\alpha_{ij}\\s_{ij}\cos z_{ij}\end{bmatrix} \quad (2)$$

여기서, s_{ij}는 공간거리(spatial distance)를, α_{ij}는 방위각을, z_{ij}는 천정각을 나타내고 이 요소들은 식 (3)으로 계산된다.

$$s_{ij}=\sqrt{n_{ij}^2+e_{ij}^2+u_{ij}^2} \quad (3a)$$

$$\tan\alpha_{ij}=\frac{e_{ij}}{n_{ij}} \quad (3b)$$

$$\cos z_{ij}=\frac{u_{ij}}{\sqrt{n_{ij}^2+e_{ij}^2+u_{ij}^2}} \quad (3c)$$

통합조정을 위한 기본좌표계(common coordinate system)로는 임의 좌표계를 사용하여 모든 측정량을 변환시켜 적용할 수 있으나 3차원 좌표계의 사용이 권장될 수 있다. 이 때 좌표계의 원점은 지역좌표계의 타원체 중심이며 Z축은 회전축, X축은 그리니치 자오선축, Y축은 이와 직교하는 축으로 한다.

위치벡터(좌표)는 기본좌표계를 기준으로 하는 지역좌표계(local system, 이하 LS로 표기)에 기준하며 X_{LS}로 나타낸다. 따라서 TS데이터는 측정위치(측점)마다 국부좌표계(local level system)로 나타내어 기본좌표계로 변환되어야 하고, GPS 데이터인 기선벡터도 역시 이 기본좌표계로 변환시켜야 한다.

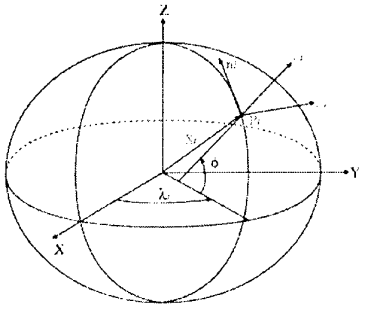


그림 1. 3차원좌표계와 국부좌표계

2.2 관측방정식

(1) 공간거리

국부좌표계에서 관측된 공간거리 s_{ij}를 x_{ij}의 구성요소 n_{ij}, e_{ij}, n_{ij}로 나타내면 다음과 같다[1].

$$s_{ij} = \sqrt{n_{ij}^2 + e_{ij}^2 + u_{ij}^2} = \sqrt{(X_j - X_i)^2 + (Y_j - Y_i)^2 + (Z_j - Z_i)^2} \tag{4}$$

$$ds_{ij} = \frac{X_{ij}}{s_{ij}}(dX_j - dX_i) + \frac{Y_{ij}}{s_{ij}}(dY_j - dY_i) + \frac{Z_{ij}}{s_{ij}}(dZ_j - dZ_i) \tag{5}$$

여기서, $X_{ij} = X_j - X_i$, $Y_{ij} = Y_j - Y_i$, $Z_{ij} = Z_j - Z_i$이다.

이 식에서 그 차이에 대해 미분하면 다음 관측방정식이 된다.

$$\Delta s_{ij} = \frac{X_{ij}}{s_{ij}}(\Delta X_j - \Delta X_i) + \frac{Y_{ij}}{s_{ij}}(\Delta Y_j - \Delta Y_i) + \frac{Z_{ij}}{s_{ij}}(\Delta Z_j - \Delta Z_i) \tag{6}$$

(2) 천정각

국부좌표계에서 관측된 천정각 z_{ij}에서 x_{ij}의 구성요소 n_{ij}, e_{ij}, n_{ij}로 나타내면 다음과 같다.

$$\cos z_{ij} = \frac{u_{ij}}{s_{ij}} = \frac{X_{ij}\cos\phi_i\cos\lambda_i + Y_{ij}\cos\phi_i\sin\lambda_i + Z_{ij}\sin\phi_i}{\sqrt{X_{ij}^2 + Y_{ij}^2 + Z_{ij}^2}} \tag{7}$$

$$\begin{aligned}\Delta z_{ij} = {} & \frac{X_{ij}\cos z_{ij} - s_{ij}\cos\phi_i\cos\lambda_i}{s_{ij}^2\sin z_{ij}}(\Delta X_j - \Delta X_i) \\ & + \frac{Y_{ij}\cos z_{ij} - s_{ij}\cos\phi_i\sin\lambda_i}{s_{ij}^2\sin z_{ij}}(\Delta Y_j - \Delta Y_i) \\ & + \frac{Z_{ij}\cos z_{ij} - s_{ij}\sin\phi_i}{s_{ij}^2\sin z_{ij}}(\Delta Z_j - \Delta Z_i) \\ & - \cos\alpha_{ij}\Delta\phi_i - \cos\phi_i\sin\alpha_{ij}\Delta\lambda_i\end{aligned} \tag{8}$$

(3) 방향각(direction)

관측방향 R_{ij}는 미지의 o_i의 방위에 의해 방위각 α_{ij}와 관계를 나타내면

$$R_{ij} = \alpha_{ij} - o_i \tag{9}$$

$$\Delta R_{ij} = \Delta\alpha_{ij} - \Delta o_i \tag{10}$$

(4) 타원체고의 차이

관측된 타원체고의 차이(ellipsoidal height difference)는 다음과 같다.

$$h_{ij} = h_j - h_i \tag{11}$$

높이차는 국부좌표계에서의 식 (1)의 u_i를 사용하여 변환될 수 있다.

$$h_{ij} = \cos\varphi_i\cos\lambda_i X_{ij} + \cos\varphi_i\sin\lambda_i Y_{ij} + \sin\varphi_i Z_{ij} \tag{12}$$

$$\begin{aligned}\Delta h_{ij} = {} & \cos\phi_j\cos\lambda_j\Delta X_j + \cos\phi_j\sin\lambda_j\Delta Y_j + \sin\varphi_j\Delta Z_j \\ & - \cos\varphi_i\cos\lambda_i\Delta X_i - \cos\varphi_i\sin\lambda_i\Delta Y_i - \sin\varphi_i\Delta Z_i\end{aligned} \tag{13}$$

(5) 기선벡터

GPS측정량에 WGS84의 기선벡터는 식 (13)에서와 같이 다음과 같이 나타낼 수 있다[3].

$$X_{ij(GPS)} = X_{j(GPS)} - X_{i(GPS)} \tag{14}$$

위치벡터 $X_{i(GPS)}$와 $X_{j(GPS)}$위치는 LS(local system)에 의해 표시된 지역좌표계로 부터 3차원 등각변환에 의해 다음 식에 의해 변환될 수 있다.

$$X_{LS} = c + \mu R X_{(GPS)} \tag{15}$$

여기서, X_{LS}은 지역좌표계의 위치벡터(좌표), X_{GPS}은 WGS84의 위치벡터(좌표), c는 이동벡터, R은 회전행렬, μ는 축척계수이다.

두 위치벡터의 차이 즉, 기선벡터 X_{ij}를 구성하기 위하여 이 동벡터 c를 제거하고 이를 선형화하면 다음과 같이 된다.

$$X_{j(LS)} - X_{i(LS)} = \mu R X_{j(GPS)} - \mu R X_{i(GPS)} \tag{16}$$

$$X_{ij(LS)} = \mu R X_{ij(GPS)} \tag{17}$$

다시 쓰면,

$$\begin{aligned}X_{ij(LS)} &= X_{ij(GPS)} + A_{ij}\Delta p \\ &= X_{ij(GPS)} + \begin{bmatrix} X_{ij} & 0 & -Z_{ij} & Y_{ij} \\ Y_{ij} & Z_{ij} & 0 & -X_{ij} \\ Z_{ij} & -Y_{ij} & X_{ij} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\mu \\ \Delta\alpha_1 \\ \Delta\alpha_2 \\ \Delta\alpha_3 \end{bmatrix}\end{aligned} \tag{18}$$

벡터$X_{ij(LS)}$는 지역좌표계의 점 $X_{i(LS)}$와 $X_{j(LS)}$를 포함한다. 만약, 이 점들이 미지점이라고 한다면 기지의 근사값과 미지의 보정량에 의하여 대체할 수 있다.

$$X_{i(LS)} = X_{i0(LS)} + \Delta X_{i(LS)} \tag{19a}$$

$$X_{j(LS)} = X_{j0(LS)} + \Delta X_{j(LS)} \tag{19b}$$

A_{ij}함수와 보정량의 계수가 design행렬을 형성한다. 식 (18)에서 $X_{ij(GPS)}$ 기선벡터는 측정량에 상당하며 GPS기선벡터에 대한 관측방정식은 최종적으로 다음과 같이 나타낼 수 있다[3,5].

$$X_{ij(GPS)} = \Delta X_{j(LS)} - \Delta X_{i(LS)} - A_{ij}\Delta p + X_{j0(LS)} - X_{i0(LS)} \tag{20}$$

3. 관측데이터 및 조정

본 연구에서 적용한 테스트망은 GPS망, TS망, 그리고 GPS와 TS의 통합망의 세 종류이며 대구의 서부지역에 위치하고 있다.

GPS망은 삼각점 8점과 수준점 1점, 그리고 임시점 2점의 11점으로 구성되어 있으며 총 20개의 기선벡터로 이루어 졌다. 모든 관측은 Leica사의 System 300과 System 500의 2주파 GPS측량기로 이루어 졌으며 2000년 9월 8일~9일에 정지측위 모드로 관측되었다.

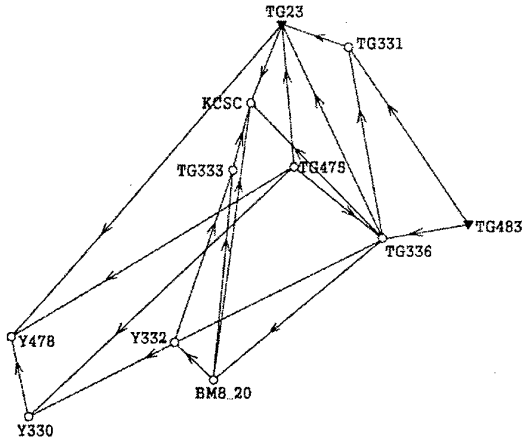


그림 2. GPS망도

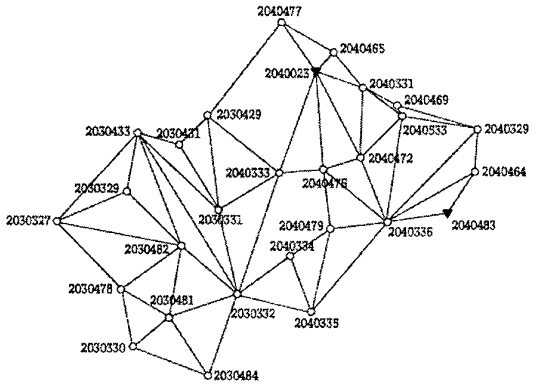


그림 3. TS망도

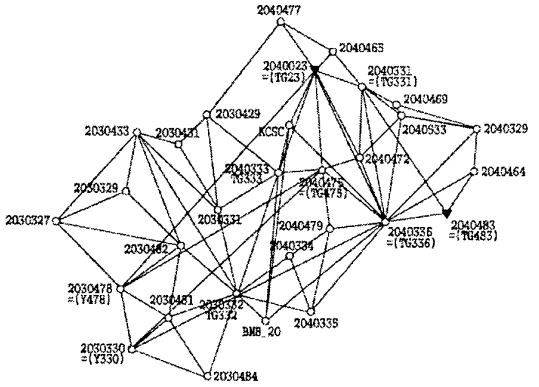


그림 4. 통합망도

수신시간은 1시간이상으로서 수신간격 30초로 GDOP가 양호한 시간대에 수신되었다. 그림 2는 GPS망의 기선해석과 망조정에 이용된 망의 형태를 보여주고 있는데 SKI-Pro 소프트웨어[4]에 의해 기선해석된 결과를 사용하였다.

TS망은 국립지리원에서 1994년에 시행한 대구2지구의 정밀2차기준점측량 지역의 일부이며, 당시의 EDM방식에 의한 각, 거리 등의 관측수부와 망도 등 제반자료를 지리원으로부터 제공받아 적용하였다. 이 자료에는 구면거리로 제공된 관계로 필요에 따라 표석간 공간거리 등[7]을 역계산하여 이용하였다. 망은 거리 61개 측선, 연직각 93개로서 총 28개의 측점으로 구성되었고 삼각점 7점에서는 GPS관측점과 병용되어 있다. 그림 3은 TS망도를 보여주고 있다.

그림 4는 GPS망과 TS망을 혼합한 것으로서 총 32개의 측점으로 구성되어 있고 기선벡터 20개 측선, 거리 61개측선, 연직각 93개 측선으로 이루어 졌다.

GPS망의 경우에는 GPS기선해석의 결과로부터 1점고정망 조정을 실시하고 χ^2검정에 의한 과대오차의 검출이 시행되었는데, 이 경우에는 이미 사전 연구를 통해 WGS84좌표를 알고 있는 1점(TG336)을 고정점으로 하였다[6,8].

TS망의 정확도 검정을 위해서는 2000년도에 고시된 1점(TG23)을 고정점으로 1점고정망조정이 실시되었으며 이를 통해 χ^2검정과 과대오차 검출이 수행되어 불량한 데이터를 통계적 기법에 의해 제거하였다.

검증된 GPS망, TS망, 그리고 통합망은 각각 지구중심계(WGS84)와 지역좌표계(Bessel)에서의 성과 산정을 위해 독립된 파일로 작성되었고 조정계산이 수행되었다.

초기좌표는 두 좌표계 모두 1점고정망의 결과로부터 구한 변환요소에 의해 결정된 값을 이용하였고, 2점을 고정할 때의 고정점의 수치는 고시된 실용성과 및 WGS84좌표를 사용하였다.

4. 결과 분석

기선해석된 GPS벡터망으로부터 1점고정망 조정을 실시하여 두 소프트웨어(Ski-Pro, GeoLab)의 활용기법을 검증코자 하였다[2,4]. 그 결과 지구중심계와 지역좌표계 모두에서 조정값(기선벡터, 잔차, 조정좌표, 통계량 등)이 완전히 일치함을 확인할 수 있었다. 이는 두 소프트웨어에 의해 3차원망조정을 어떤 좌표계를 사용하더라도 신뢰할 수 있음을 알 수 있다.

성과산정을 위한 조정결과를 분석하기 위하여 GPS망, TS망, 통합망의 각각에 대하여 지구중심좌표계와 지역좌표계상에서의 조정을 실시하였다.

먼저 지구중심계에 의한 조정결과는 표 1과 같으며, 고정점은 2점(TG23, TG483)이었다. 세 망간의 조정좌표의 차이를 비교해 볼 때 경위도에서 최대 0.01″ (3㎝), 표고에서 5.4㎝의 차이를 보여준다. 이는 고정점 선택에 있어서 망의 구성상 제약이 따랐으나 앞으로 도입될 지구중심좌표계에서는 관측정확도에 상당하는 위치정확도가 확보될 수 있다는 점에서 중요한 결과로 파악된다.

또한 통합망의 경우와 TS망의 결과에 대한 차이가 상대적으로 작게 나타난 점에 대해서는 GPS측량이 1시간 수신이므로 정확도가 상대적으로 낮다는 것을 의미하며 이는 정밀2차작업규정을 따른다면(4시간 이상 수신) EDM 보다 높은 정확도가 확보될 수 있을 것으로 예상할 수 있다.

지역좌표계에 대한 조정결과는 표 2와 같으며, 고정점은 지구중심계와 동일하였으나 그 수치는 2000년 5월에 새로 고시된 성과를 사용하였다.

세 망간의 조정좌표의 차이를 비교해 볼 때 경위도에서 최대 0.0024″ (7㎝), 표고에서 최대 38㎝를 보여주고 있는데 이는 새로 고시된 성과에서도 지역적으로 변위를 포함하고 있기 때문인 것으로 생각된다.

표 1. 지구중심계에 의한 망조정 분석

global		GPS (1)	TS (2)	GPS+TS (3)	(1)-(2)	(1)-(3)	(2)-(3)
TG23 *	N 35 52	4.1372	4.1372	4.1372	0	0	0
	E128 30	55.4554	55.4554	55.4554	0	0	0
	H	322.617	322.617	322.617	0	0	0
TG331	N 35 51	49.4303	49.4298	49.4298	0.0005	0.0005	0
	E128 31	48.4324	48.4317	48.4322	0.0007	0.0002	-0.0005
	H	126.196	126.142	126.151	0.054	0.045	-0.009
TG336	N 35 49	45.8570	45.8564	45.8563	0.0006	0.0007	0.0001
	E128 32	16.0958	16.0957	16.0956	0.0001	0.0002	0.0001
	H	167.754	167.723	167.731	0.031	0.023	-0.008
TG475	N 35 50	32.9953	32.9942	32.9944	0.0011	0.0009	-0.0002
	E128 31	4.2042	4.2035	4.2042	0.0007	0	-0.0007
	H	117.383	117.37	117.373	0.013	0.010	-0.003
TG483 *	N 35 49	56.0489	56.0489	56.0489	0	0	0
	E128 33	25.2197	25.2197	25.2197	0	0	0
	H	135.098	135.098	135.098	0	0	0

※ 단위; 경위도(″), 표고(m)

표 2. 지역좌표계에 의한 망조정 분석

local		GPS(1)	TS(2)	GPS+TS (3)	(1)-(2)	(1)-(3)	(2)-(3)
TG23 *	N 35 51	53.3068	53.3068	53.3068	0	0	0
	E128 31	3.4153	3.4153	3.4153	0	0	0
	H	294.98	294.98	294.98	0	0	0
TG331	N 35 51	38.5973	38.5978	38.5979	-0.0005	-0.0006	-0.0001
	E128 31	56.3972	56.3960	56.3962	0.0012	0.001	-0.0002
	H	98.485	98.46	98.455	0.025	0.03	0.005
TG336	N 35 49	35.0100	35.0105	35.0108	-0.0005	-0.0008	-0.0003
	E128 32	24.0595	24.0618	24.0619	-0.0023	-0.0024	-0.0001
	H	140.232	139.864	139.849	0.368	0.383	0.015
TG475	N 35 50	22.1544	22.1538	22.1543	0.0006	0.0001	-0.0005
	E128 31	12.1628	12.1636	12.1646	-0.0008	-0.0018	-0.001
	H	89.828	89.622	89.612	0.206	0.216	0.01
TG483 *	N 35 49	45.2033	45.2033	45.2033	0	0	0
	E128 33	33.1920	33.1920	33.1920	0	0	0
	H	107.080	107.080	107.080	0	0	0

※ 단위; 경위도(″), 표고(m)

그러나 TS망과 통합망의 차이는 매우 작은 차이를 보여주는데 이는 GPS망의 강도가 낮아서 큰 영향을 주지 못하고 있기 때문이며 현행체계에서는 조정에 한계가 있다고 보여진다.

이상을 종합한다면, 세가지 형태의 망조정은 두 좌표계에서 모두 성공적으로 조정될 수 있으며, 기존에 측정된 TS데이터도 GPS데이터와 조합한다면 지구중심계에서도 소정의 관측정확도가 확보될 수 있음을 알 수 있다. 그러나 본 연구에서 고정점 선택에 따른 제약이 있었으며 앞으로 기지점의 선택, 지오이드 설정, 망의 규모 등에 대한 연구가 필요한 것으로 보여진다.

5. 결 론

본 연구에서는 대구의 일부 지역을 대상으로 하는 국가기준점에 대하여 GPS측량데이터와 TS측량데이터의 독립조정 및 통합조정을 실시하고 그 초기결과를 제시하는데 목적이 있다.

연구의 결과를 요약하면 다음과 같다.

① 공간거리, 수평각, 천정각 등의 TS측정량과 GPS기선벡터에 대한 관측방정식을 통하여 TS망과 GPS망 조정이 가능함을 확인하였다.

② TS망, GPS망, 통합망의 조정은 지구중심좌표계와 지역좌표계 모두에서 조정될 수 있음을 보여준다.

③ 지구중심계(WGS84 등)의 성과를 조정한 경우에는 고정점의 성과가 양호하므로 1시간 수신의 GPS측량 정확도가 EDM에 의한 정밀2차 기준점측량보다 낮은 정확도를 보여주며, 지구중심좌표계가 도입될 경우 관측정확도인 3㎝ 수준의 위치정확도가 확보될 수 있음을 알 수 있다.

④ 지역좌표계(Bessel)의 성과를 고정한 경우(2차성과)에는 고정점의 성과가 전파되므로 수평위치에서 약 5㎝, 표고에서 약 3㎝의 정확도가 확보될 수 있다.

⑤ 앞으로 지오이드모델, 고정점 수, 망의 규모 등에 관한 연구가 필요하며 관련 S/W개발이 요망된다.

정밀2차기준점측량 EDM 데이터는 국립지리원 측지과로부터 제공받은 것이며 이에 감사드립니다.

참고 문헌

[1] Cooper, M. A. R., "*Control Surveys in Civil Engineering*", Collins, 1987.

[2] GEOsurv Inc, "*The GPS Environment for GeoLab-User's Manual*", 1989.

[3] Hofmann-Wellenhof, B., H. Lichtenegger and J. Collins, "*GPS: theory and practice(4th ed.)*", Springer-Wien, 1997.

[4] Leica, "*GPS System 300; SKI_Pro-Manual*", Leica, 1999.

[5] Leick, A., "*GPS Satellite surveying(2nd ed.)*", Jhon Wiley & Sons, 1995.

[6] 이영진, "희박행렬의 기법을 이용한 대규모 측지망의 조정", 대한토목학회 논문집, 제11권, 제4호, 1991, pp. 143~150.

[7] 이영진, "GPS방식에 의한 정밀기준점측량의 실용화에 대한 연구", 대한토목학회 논문집, 제13권, 제5호, 1993, pp. 201~208.

[8] 이영진, 이준혁 "GPS기준점망의 안정점 추출과 조정", 한국지적학회지, 제15권 제2호, pp. 25~34.

GPS에 의한 대삼각점 성과분석

Analyses of Old Primary Triangulations by GPS Surveying

이영진*, °최규성**, 양근우***

*경일대학교 측지공학과(Tel:(053)850-7313; E-mail:yjlee@bear.kyungil.ac.kr)
**대한지적공사 지적재조사부(Tel:(02)3774-1234; E-mail:kschoi@kcsc.co.kr)
***행정자치부 지적과(Tel:(02)3703-5071; E-mail:yang55@mogaha.go.kr)

Abstract: The Old-Primary-Triangulation Networks are established by National Land Survey in year 1910's and they are nowadays used as geodetic reference system in Korea. In this paper, the estimation of the triangulation Network, GPS observations data of 60 points are re-processed by commercial software and the transformation parameters are computed by without height model. The results show that their accuracies are suitable for transforming a middle scale map to geocentric datum.

Keywords: Old Triangulation, GPS Surveying, ITRF, RINEX, 7-parameter transformation.

1. 서 론

우리나라 위치의 기준이 되는 삼각점은 조선총독부 임시토지조사국에서 1910년 부터 1918년까지 토지조사사업의 일환으로 설치하여 80년이 지난 현재까지 사용하고 있다. 한 국가의 측지학적 기준은 천문측량 등에 의하여 독립적인 기준망을 구축하여야 하나, 이 기준점은 동경원점에서 연결된 일본의 1등 삼각점인 온다케(御嶽)와 아리아케산(有明山)을 대마연락망으로 우리나라의 거제도(옥녀봉)와 절영도(봉래산)를 연결 후 대삼각본점망을 구성하였다[3].

토지조사사업 당시에는 경위의를 사용하여 삼각형의 내각을 관측하고, 기선측량에 의하여 계산된 거리를 이용하여 소구점간의 변장을 계산한 후 좌표를 결정하였으며, 그 후 EDM(Electronic Distance Measurement)이 도입되면서 직접 거리를 측정하여 좌표를 결정하는 방법을 이용하였다. 최근에는 GPS(Global Positioning System)가 도입되어 기준점 측량은 대부분 GPS에 의한 방법을 이용하고 있다.

그러나, 기존의 삼각망의 계산에서는 기준면으로서 평균해면(MSL)을 타원체면으로 취급하는 전개법을 사용하였기 때문에 현재의 개념인 투영법과는 상당한 차이가 있을것으로 예상되고 있다.

본 연구에서는 토지조사사업 당시의 작업체계와 공정 등의 기술적인 내용을 분석하고, 최신 측량방법인 GPS를 이용하여 전국의 주요 지점의 삼각점 60점을 관측한 결과를 재처리하여 설치당시와 현재의 정확도를 비교 분석하고자 한다.

임시토지조사국에서는 토지조사사업을 앞두고 삼각측량의 중요성을 인식하고 대만과 오키나와 임시토지조사사업의 성과를 참고하고 일본 육지측량부의 삼각측량 기준에 준하여 실시하였다. 기선측량, 대삼각본점측량 등 모든 삼각측량은 임시토지조사국 삼각과에서 시행하였다.

삼각과는 제1반부터 제7반까지 7개반으로 편성하였으며, 기선측량, 대삼각본점측량, 대삼각보점측량, 소삼각측량, 험조(驗潮), 수준측량, 도표의 조제로 나누어 업무를 추진하였다.

제1반은 험조측량에 관한 업무, 계산에 필요한 각종 서식의 편찬, 계산의 교정, 도표의 조제 및 보고 등 내업에 관한 업무를 담당하였다. 제2반은 기선측량, 대삼각본점측량, 수준측량을 담당하였으며 제3반과 제4반은 대삼각보점측량을 담당하고 제5반~제7반은 소삼각측량을 담당하였다[2].

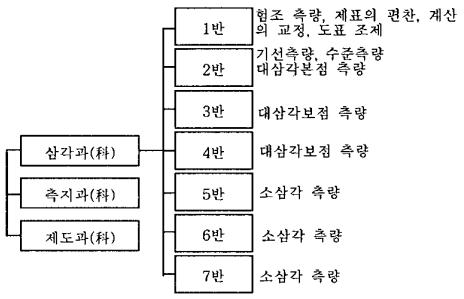


그림 1. 임시토지조사국 측량과 기구표 및 업무분장

2. GPS 관측 및 데이터처리

2.1 GPS관측계획 및 관측

토지조사사업 당시에 설치한 삼각점의 정확도를 비교·분석하기 위하여 전국에 분포한 삼각점(대삼각본점, 대삼각보점) 60점에 대한 관측을 실시하였다.

관측은 2개의 세션으로 구분하고 1세션은 31점, 2 세션은 35점을 동시에 관측 관측하였다. 이 중 광명, 대구, 진안, 해남은 1

차와 2차에 중복 관측하여 1·2차 관측 성과가 하나의 망으로 연결될 수 있도록 하였다.

1 세션은 1998년 4월 22일 10:30~16:30의 6시간 관측이 실시되었으며 관측점은 다음과 같다.

동두천, 광명, 화성, 김포, 고성, 홍천, 횡성, 춘천, 서산, 보령, 공주, 예산, 음성, 청주, 충주, 제천, 진안, 군산, 위도, 순창, 해남, 광주, 안동, 김천, 군위, 영덕, 함양, 거제, 하동, 대구, 기장

2 세션은 1998년 5월 7일 10:30~16:30의 6시간 관측이 실시되었으며 관측점은 다음과 같다.

양평, 광명, 김포, 서울, 화천, 인제, 강릉, 원주, 정선, 예산, 논산, 홍성, 아산, 충주, 영동, 진천, 보은, 대전, 진안, 장수, 임실, 무주, 해남, 영광, 고흥, 구례, 울진, 의성, 포항, 상주, 합천, 고성, 거제, 대구, 울산

관측당시의 수신환경은, 관측모드는 STATIC, 데이터취득간격은 30초, 관측위성 최소고도각은 15도, 최소위성수은 4개 이상이 되도록 계획이 이루어 졌다.

관측에 사용된 장비는 대한지적공사에서 보유하고 있는 4종의 장비를 이용하였다. 관측점 수는 총 60점으로서 평균거리 60㎞이고, 최단거리는 7.8㎞, 최장거리는 141.6㎞였다. 표 2는 거리별 기선수이다.

표 1. 장비 기종과 사용지역.

기 종	수량	수신기	사 용 지 역
LEICA SYSTEM 300	3	2주파	서울, 강원, 울산
TRIMBLE 4000SSI	3	2주파	대전, 전북, 대구
TOPCON TURBO-SII	15	2주파	경기, 충남, 경북, 경남
ASHTECH GSR-2200	11	2주파	강원, 전북, 전남

표 2. 거리별 분포

거 리(km)	기선수	거리(㎞)	기선수
1 ~ 10	1	51 ~ 100	92
10 ~ 20	2	101 ~ 150	15
21 ~ 50	42	계	152

2.2 기선해석 및 1점망 조정

기선해석은 GPS수신기 제작사인 Leica사에서 1999년도에 제작한 SKI-Pro (Version 1.1)를 이용하였다[1].

System 300(LEICA)외 3종의 장비로 혼합하여 관측한 관계로 2차에 걸쳐 관측된 데이터는 각각의 장비사에서 제공하는 소프트웨어를 이용하여 공통포맷인 RINEX(Receiver INdependent EXchange)포맷으로 변환하여 SKI-Pro로 입력한 후 천문연구원의 상시관측소를 기준으로 각 기선별 불확실정수(ambiguity)를 해석해 가는 단일기선해석(baseline processing)방식으로 각 점을 순차적으로 계산하였다.

그림 2는 기선망도(세션1)의 예를 보여준다.

2.3 망조정

기선해석을 완료하고 기선해석 결과의 정확도 검증, 망의 강도를 높이고 전체점에 대한 ITRF성과를 산출하기 위하여 1점 고정에 의한 망조정을 실시하였다. 망조정은 대전에 소재한 천문연구원 GPS관측소를 Control Point로 고정하고 자유망조정을 실시하였다.

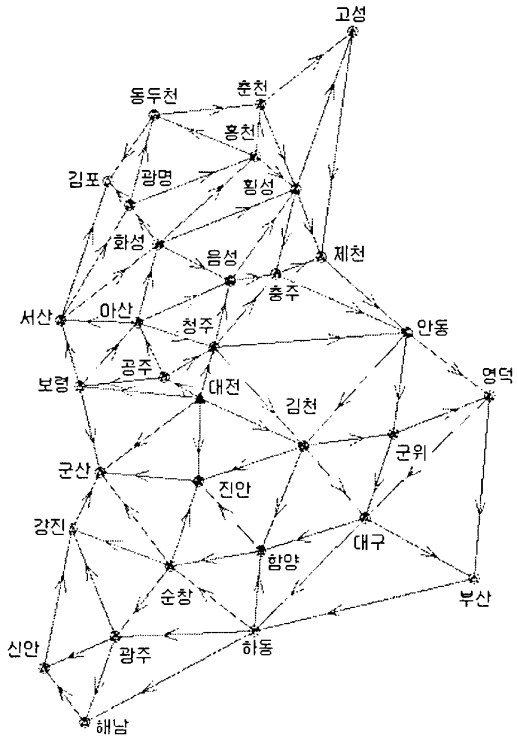


그림 2. 기선망(세션1)의 예

표 3. 천문연구원 GPS관측소의 ITRF 97 좌표(Epoch: 1997.0)

구분	경도(도분초)	위도(도분초)	높이(m)
좌 표	127 21 57.88323	36 22 27.91807	77.463
rms오차	-	-	-
구 분	X(m)	Y(m)	Z(m)
좌 표	-3120422.928	4086355.465	3761769.616
rms오차	0.002	0.002	0.002

※ 높이는 ITRF 97 타원체면으로 부터의 높이임.

표 4. 망조정 결과의 통계량

구 분	점간거리(m)	잔 차(m)	PPM
평 균	64106.7	0.013	0.23
표준편차		0.015	0.25
최소값	7835.8	0	0
최대값	141588.1	0.089	1.1

표 4의 동 관측소는 1999년 3월 18일 까지 운영하여 왔으며, 현재는 관측을 중단하고 현위치에서 북쪽으로 2.8Km 떨어진 지점에 새로운 관측소를 설치하여 운영하고 있다.

상시관측소 1점을 기준으로 망조정 결과 점간거리의 변화량은 평균 0.2ppm이 조정되어 계산 결과가 양호함을 보여준다.

3. 성과 분석

3.1 변환모델 및 전처리

GPS측량에 의하여 산출된 ITRF좌표를 현행좌표계로 변환하기 위한 두 좌표계간의 변환계수 산출은 Molodensky-Badekas식과 Bursa-Wolf식을 각각 적용하였다[4]. 현행좌표는 평면좌표에 비하여 높이 성과의 정확도가 낮은 것을 고려하여 양쪽 좌표의 높이 값을 인위적으로 0으로 수정하는 경우와 현행좌표와 GPS관측결과 좌표의 높이 값을 사용하는 경우, 지적측량에서 사용하는 토지조사당시성과를 그대로 사용하는 경우와, 토지조사사업성과의 위도에 10. 405초를 더하는 방법을 각각 적용하여 8가지 경우의 변환계수를 산출하고 변동점의 제거순서, 잔차, 표준편차의 변화와 변환 결과 좌표를 비교·분석하였다.

변환계수 산출을 위한 S/W는 SKI-Pro의 Datum/Map을 이용하여, ITRF좌표와 현행좌표를 매치 시켜 계수를 산출하는 방법으로 진행하였다.

변환과정에서 현행좌표의 과대오차를 포함하는 점(변동점)을 제거하기 위하여 변환계산을 수행하고 표준편차를 구한 후 각 점의 잔차가 표준편차의 3σ 를 초과하는 점 중 가장 큰 수치를 보이는 1점을 제거하고 다시 변환계산을 반복하여 수행한 후 모든 점의 잔차가 표준편차의 3σ 범위 내에 있을 때 까지 반복하여 계산 후 변환계수를 결정하였다[5].

변동점 제거를 위한 분석결과 Molodensky-Badekas 변환식과 Bursa-Wolf 변환식, 토지조사당시성과와, 경도에 10.405초를 더한 성과의 대비는 변동점의 제거순서는 동일하게 나타났다. 높이를 0으로 한 경우와 높이를 사용한 경우는 변동점의 제거순서가 다르게 나타났다, 이것은 정확도가 낮은 높이 값을 포함하여 변환할 경우 변환계수결정에 영향을 주게되며, 정확한 평면위치를 필요로 하는 경우에는 높이값을 제외하고 변환하는 방법이 높이값을 사용하는 경우 보다 높은 정확도의 성과를 산출할 수 있음을 시사한다(표 5).

표 5. 변동점 제거순서

방 법			제 거 순 서
높이제거	토지조사성과	M-B	KN56, KG06, KG02, KW10, CB29, KW13, KW11, KW09, KW12
		B-W	KN56, KG06, KG02, KW10, CB29, KW13, KW11, KW09, KW12
	경도에 +10.405초	M-B	KN56, KG06, KG02, KW10, CB29, KW13, KW11, KW09, KW12
		B-W	KN56, KG06, KG02, KW10, CB29, KW13, KW11, KW09, KW12
높이사용	토지조사성과	M-B	KN56, KG06, KG02, CB29, KW10, KW13, KW11, KW09, KW17
		B-W	KN56, KG06, KG02, CB29, KW10, KW13, KW11, KW09, KW17
	경도에 +10.405초	M-B	KN56, KG06, KG02, CB29, KW10, KW13, KW11, KW09, KW17
		B-W	KN56, KG06, KG02, CB29, KW10, KW13, KW11, KW09, KW17

3.2 분석

본 연구에서는 전국의 삼각점을 단일변환계수로 적용하여 분석하였으며, 높이(표고, 지오이드고)를 배제하는 변환방법과, 높이를 사용하는 방법, 경도에 10.405초를 더하는 방법과, 토지조사성과를 사용하는 방법으로 분류하여 Molodensky-Badekas 변환식과 Bursa-Wolf 변환식을 각각 적용하여 분석하였다

(1) Molodensky-Badekas식과 Bursa-Wolf식 비교

양식은 이론상으로는 차이가 있으나 변동점을 제거하는 순서와 잔차가 동일하게 나타났으며, 변환결과 좌표도 두 가지 식에 의한 결과가 동일하게 변환되었다.

RMS는 Molodensky-Badekas방법이 월등하게 안정된 값으로 산출되었다. 이것은 별도의 변환원점을 계산하고 변환계수를 산출하는 Molodensky-Badekas 계산식의 특성에 따라 양호한 RMS값을 나타내는 것으로 판단된다

(2) 높이(표고, 지오이드고)를 배제한 경우와 사용한 경우 비교

높이(표고, 지오이드고)를 배제한 변환방법과 높이값을 이용한 변환방법은 변동점 제거 순서가 다르게 나타났으며, 잔차도 서로 다르게 나타났다. 높이값을 배제한 변환계수의 잔차와 표준편차의 크기가 작아 상대적으로 정확하게 변환되는 것으로 분석되었다. RMS값의 경우에도 높이를 무시하는 변환방법이 월등하게 양호하게 나타났다. 이것은 우리나라 삼각점의 높이값에 대한 성과가 XY좌표에 비하여 정확도가 떨어지는 것을 반영하는 것으로 높이 값을 필요로 하지 않는 평면측량의 경우에는 현행성과와 GPS관측결과에서 높이 값을 제거하고 변환할 경우 더욱 높은 정확도의 평면좌표로 변환됨을 알 수 있다.

(3) 경도에 +10.405초 방법과 토지조사성과를 사용방법 비교

경도에 10.405초를 더한 성과와 토지조사성과간의 분석결과 각 점의 잔차와 표준편차, RMS가 동일하게 산출되었으며, 경도에 더해진 10.405초 만큼의 변환계수의 변화가 있었다. 이것은 10.405초를 변환전에 더하거나, 변환후에 더하거나 결과에는 영향을 주지 않는 것을 의미한다

3.3 결과(높이를 제외한 모델)

표고와 지오이드고, 타원체고 등 높이를 모두 제외한 MSL-to-GRS80 변환모델은 표 6 - 표 9에 그 결과를 제시하고 있다.

표 6. 토지조사 성과(M-B)

변환 계수		rms	최대잔차	잔차평균	표준편차
dX(m)	310.2361	0.06	1.02	0.34	0.44
dY(m)	-292.7583	0.06	1.25	0.30	
dZ(m)	-636.6553	0.06	1.16	0.33	
RX(초)	7.90568	0.14			
RY(초)	7.16473	0.14			
RZ(초)	3.23280	0.15			
Scale(ppm)	5.95	0.53			
Rotation origin	X0 -3142745.1237m, Y0 4070188.5569m, Z0 3758690.0704m				

※ 1. 사용좌표 : 토지조사 성과
※ 2. 변환조건 : 현행좌표의 표고 0, ITRF타원체상 높이 0
※ 3. 변환식 : Molodensky-Badekas

표 7. 토지조사 성과(B-W)

변환 계수		rms	최대잔차	잔차평균	표준편차
dX(m)	395.7019	4.91	1.02	0.34	0.44
dY(m)	-510.3123	4.34	1.25	0.30	
dZ(m)	-393.8629	4.06	1.16	0.33	
RX(초)	7.90568	0.14			
RY(초)	7.16473	0.14			
RZ(초)	3.23280	0.15			
Scale(ppm)	5.95	0.53			

※ 1. 사용좌표 : 토지조사 성과
※ 2. 변환조건 : 현행좌표의 표고 0, ITRF타원체상 높이 0

※ 3. 변환식 : Bursa-Wolf

표 8. 토지조사 + 10.405″ (M-B)

변환 계수		rms	최대잔차	잔차평균	표준편차
dX(m)	104.9348	0.06	1.02	0.34	0.44
dY(m)	-451.2832	0.06	1.25	0.30	
dZ(m)	-636.6553	0.06	1.16	0.33	
RX(초)	7.90568	0.14			
RY(초)	7.16473	0.14			
RZ(초)	-7.17221	0.15			
Scale(ppm)	5.95	0.53			
Rotation origin	X0 -3142745.1237m, Y0 4070188.5569m, Z0 3758690.0704 m				

※ 1. 사용좌표 : 토지조사 성과 + 경도 10.405초
※ 2. 변환조건 : 현행좌표의 표고 0, ITRF타원체상 높이 0
※ 3. 변환식 : Molodensky-Badekas

표 9. 토지조사 + 10.405″ (B-W)

변환 계수		rms	최대잔차	잔차평균	표준편차
dX(m)	395.7339	4.91	1.02	0.34	0.44
dY(m)	-510.2922	4.34	1.25	0.30	
dZ(m)	-393.8629	4.06	1.16	0.33	
RX(초)	7.90568	0.14			
RY(초)	7.16473	0.14			
RZ(초)	-7.17221	0.15			
Scale(ppm)	5.95	0.53			

※ 1. 사용좌표 : 토지조사 성과 + 위도 10.405초
※ 2. 변환조건 : 현행좌표의 표고 0, ITRF타원체상 높이 0
※ 3. 변환식 : Bursa-Wolf

4. 결 론

조선총독부 임시토지조사국에서 설치한 기선망, 대삼각본점, 대삼각보점 중 일부인 60점을 선택하여 GPS관측과 성과계산, 망조정, 좌표변환을 통하여 변환계수를 산출하고 이를 통하여 대삼각점의 정확도를 개략적으로 분석하였다.

연구의 결과를 요약하면 다음과 같다

1. Molodensky-Badekas변환식과 Bursa-Wolf 변환식은 이론상으로는 차이가 있으나 변동점을 제거하는 순서와 잔차가 동일하게 나타났으며, 변환결과 좌표도 두 식에 의한 결과가 동일하게 변환되었다.

2. 높이(표고, 지오이드고)를 배제하는 변환방법과 높이 값을 이용하는 변환방법은 변동점 제거 순서가 다르게 나타났으며, 잔차의 크기도 서로 상이하였다. 높이 값을 무시한 변환식이 잔차와 표준편차의 크기가 작아 상대적으로 정확하게 변환되는 것으로 분석 되었다.

3. 토지조사성과를 사용하는 방법과 경도에 10.405초를 더하는 방법은 두 방법에서 변환계수에 10.405초만큼의 차이가 있으나 최종좌표에서는 차이가 없는 것으로 분석되었다.

4. 높이(표고, 지오이드고)를 배제한 3차원 변환모델을 제시하였다. 높이를 고려치 않은 Molodensky-Badekas모델은 표준편차 0.44m이며 최대잔차 1.1m, 평균잔차 0.3m로 나타났다. 이 결과는 높이를 고려한 경우보다 정확도면에서 우수하므로 중축척지도(임야도)등의 변환에 활용이 가능한 것으로 판단된다(표 8).

5. 변환모델의 잔차는 대삼각점의 정확도를 반영하고 있으며 이는 기존의 삼각점 계산이 평균해면을 기준으로 하고 있다는 점과 망내에 왜곡이 포함된 결과이며 보다 연구가 필요하다.

참고 문헌

[1] Leica(1998). *"GPS System 300; SKI-Manual"*, Leica.

[2] 朝鮮總督府(1916). *"三角測量作業結了報告"*, 臨時土地調査局.

[3] 朝鮮總督府(1918). *"朝鮮土地事業報告書"*, 臨時土地調査局.

[4] 이영진(1997). "가중변수법에 의한 국가좌표계 변환요소의 산정", 한국측지학회지, 15권, 제1호, pp. 29~39.

[5] 이영진, 이준혁(1999). "GPS기준점망의 안정점 추출과 조정", 한국지적학회지, 제15권, 제2호, pp. 25~34.

RTK-GPS 測量技法에 의한 地籍測量 實驗成果

梁 哲 壽, 金 相 洙, 金溶柘

大韓地籍公社 地籍技術敎育硏究院
行政自治部 地籍課

要 約

GPS를 이용한 移動測量技法의 적합성을 파악하기 위하여 GPS 신호수신에 적합한 確定測量地區를 선정하여 境界測量을 실시하고 성과를 분석하였다. 測量지역은 면적이 2.1 km^2 이며, 이곳에서 약 70筆地의 300여점에 이르는 筆界点을 관측하여 기존측량성과와 비교한 결과 전체 75%에 달하는 점의 좌표가 3cm 이내의 차이로써 분포하였다. 한편, 무선전화통신을 이용한 실험에서는, GPS 신호수신이 원활한 환경이라면, 기준국-이동국간의 離隔거리가 20km에 달하더라도 RTK측량이 가능함을 확인하였다.

1. 서론

GPS의 등장은 기존측량의 제약을 극복하고 있다. GPS를 이용할 경우 측지망 구성시 위치결정의 정확도가 관측거리에 거의 무관하고 주로 관측시간에 의존하므로 재래식의 계층적 망구성의 한계를 쉽게 극복할 수 있다. 인공위성으로의 시통만 확보되면 광역의 측량범위에 걸쳐 전천후 관측이 가능하고, 旣知좌표점과 未知点을 잇는 관측만으로 기본망에 속하는 점 증설이 가능하다는 것이다.

後處理 방식을 위주로 하는 기준점 측량은 이미 누구나 활용가능한 기술로 정착하였다. 기준점의 WGS-84 또는 ITRF좌표를 안다면 기지점-미지점간의 기선장 정밀도가 0.5ppm 정도로 실현되고 있다. 또, 地域座標系상의 기준점 좌표를 알 경우에는 座標變換에 의해 GPS관측으로부터 未知点의 地域座標를 쉽게 구할 수 있다.

그러나 GPS를 이용한 細部측량의 경우에는 관측점 주변의 각종 지형지물과 전파잡음 등에 의해 작업가능 환경이 극히 제한적일 것이라는 점, 또 이에 따라 많은 관측점에 대한 신속·정확한 성과산출이 어려울 것이라는 문제점이 제기되고 있다. 실제로 우리나라의 경우, 농경지라 하더라도 산지에 둘러싸여 있는 곳이 많고, 도시 지역에서는 각종 구조물이 밀집되어 있을 뿐

만 아니라 고층화되어 가고 있다. 따라서 인공위성 신호의 단절이 많을 것으로 예상되어 GPS가 지적측량에 적합한지에 대한 실험측량의 필요성이 제기되어 왔다.

인공위성-수신기간의 신호단절에 의한 영향은 인공위성-수신기간의 거리계산에 필요한 整數波長解 (intger bias), 즉 未知整數의 결정에 부정확을 초래한다. 또, 기준국-이동국간 이격거리가 클 경우에도 未知整數의 결정에 불확실성이 높아진다. 부정확한 整數解는 RTK-GPS측량의 경우 후속측량에 직접 계통적 오차를 수반한다.

이러한 배경에서, 본 연구에서는, 우선 인공위성으로부터의 신호수신이 원활한 지역을 대상으로 RTK-GPS 방법에 의한 연속관측 및 성과산출이 가능한지를 보았다. 이와 관련해서는 도시지역인 區劃整理確定測量地區를 대상으로 RTK-GPS 기법에 의한 필계점 측량을 실시하고, 이에 의한 성과를 기존의 필계점 성과와 비교·분석하였다.

다음으로 이격거리와 장애물에 의한 일시적 신호차단이 RTK-GPS측량성과에 미치는 영향을 파악하기 위한 실험을 실시하였다. 이와 관련해서는, 일정한 반경으로 운동하는 회전원판의 위치를 연속 추적함으로써 RTK측량의 적용 가능 범위를 추정하였다. 이 과정에서는 RTK-GPS 측량시에 제기되는 문제점의 하나인 기준국-이동국간의 데이터통신을 휴대용무선전화기(PCS)를 이용하여 데이터의 通達거리를 늘리는 방법을 채택하였다.

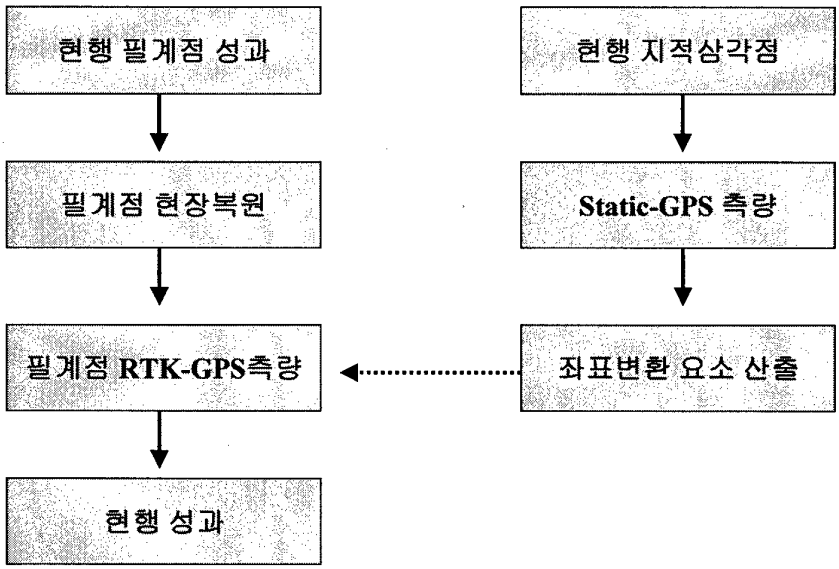
2. RTK-GPS 실험측량 개요

移動測量技法(kinematic)의 개발은 GPS의 활용범위를 크게 넓히고 있다. 이동측량기법이라하더라도 후처리 방법을 채택할 경우에는 기준국-이동국간의 데이터통신이 불필요하다. RTK(Real Time Kinematic) 측량이란 기준국 및 이동국에서 동시에 관측한 GPS위성신호를 조합처리하여 측량 현장에서 곧바로 이동국 관측점의 좌표를 산출하는 기법이다. 기준국-이동국간의 데이터통신은 다양한 통신매체를 언제 어디서나 값싸고 편리하게 활용할 수 있는 방향으로 발전하고 있다.

지적측량의 경우에는 점의 위치가 지역좌표계로 표현되어야 하며, 결측의 발생이 없어야 하며, 모든 점에서 균질의 정확도의 측량성과 산출이 가능해야 한다. 이에따라, 금번의 실험측량에서는, RTK-GPS 측량기법의 실무활용 가능성을 파악하기 위해, 인공위성신호수신에 장애가 없는 지역을 택하여 RTK-GPS관측에 의한 변환성과를 산출하여 이들간의 차이를 비교분석하는 데에 중점을 두었다. 또, 소요인력/시간 등을 고려하는 GPS의 효율성을 추정

하였다.

샘플지역으로는 도시지역인 구획정리확정지구를 선택하였으며, 각 지역의 필계점을 토탈스테이션으로 경계복원하고 그 경계복원한 필계점을 RTK-GPS방법으로 관측하여 기존성과와 GPS성과를 비교하는 방법을 채택하였다. GPS를 이용한 필계점 측량 및 자료처리의 흐름도는 <그림 1>과 같다.



<그림 1> RTK-GPS측량 흐름도

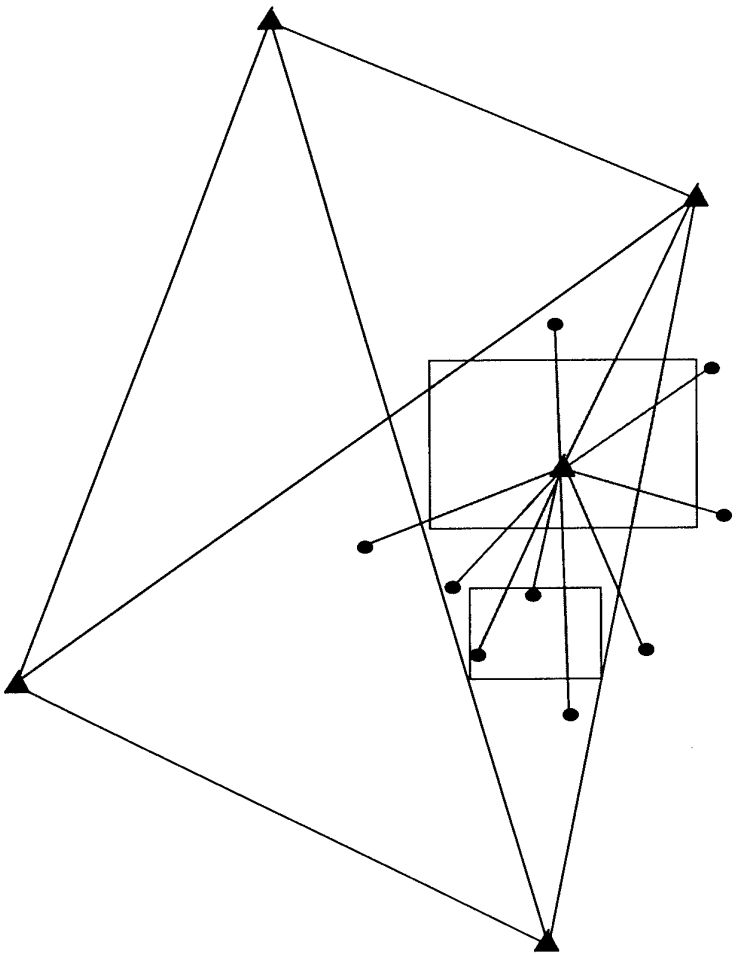
3. 基準点觀測

RTK-GPS 방법의 現場適用을 위해서는 실제 측량에 앞서 地域에 적합한 좌표변환요소를 필요로 한다. 이 때문에, 필계점 측량에 선행하여 측량지역의 내부 및 외부의 인근 기준점을 관측하고 이로부터 좌표변환요소를 산출하였다.

<그림 2>는 실험측량지구의 기준점망도 및 필계점 측량지역을 나타낸다. GPS에 의한 기준점 관측은, 우선 측량지역을 감싸는 외각의 보조삼각점 4점의 성과를 산출하고, 다음으로 이들중의 1점을 기점으로하는 보조기준점을 측량지역의 중심부에 설정하였다. 이들 기준점은 static 방법으로 2시간 관측하였으며, 기선벡터는 약 30km 떨어진 龍仁GPS상시관측소와 연계하여 구하였다. 외각의 보조삼각점간 거리는 1km~2km 정도이다. 한편, 보조기준점과 도근점을 잇는 관측은 방사형에 의하였다. 이들간의 거리는 200m 정도에 불

과하여 수분간의 관측만으로도 충분한 정확도의 성과 산출이 가능함을 확인하였다.

이렇게 구한 GPS좌표성과와 현행성과를 이용하여 Bursa-Wolf 모델에 의한 7-parameter를 산출하고, 이를 필계점에서의 RTK-GPS 측량에 적용하였다. 좌표변환에 사용한 기준점의 좌표변환오차(RMS)는 1.4cm로 나타났으며, 최대오차를 갖는 점은 남북성분이 1.4cm, 동서성분이 3.2cm로써 현행성과와 변환성과간에 비교적 양호한 관계가 성립하였다.

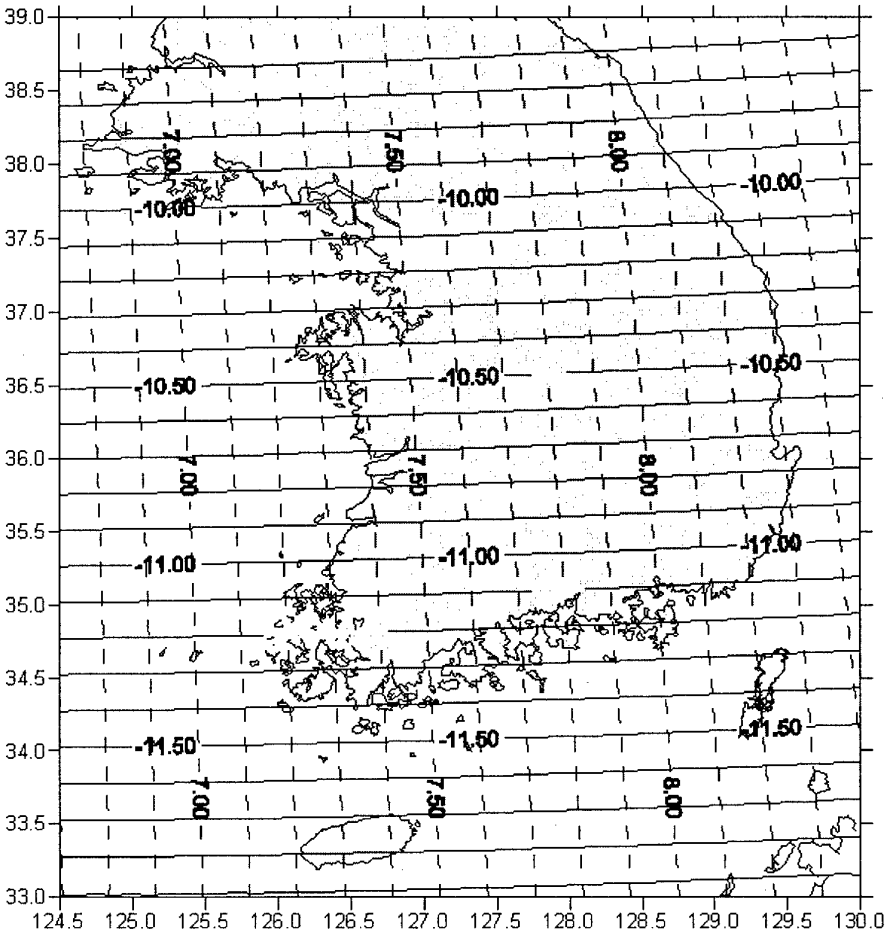


<그림 2> 기준점망 및 RTK-GPS 측량 지역

그런데, 앞에 기술한 방법의 경우에는 지역의 기준점에 국한하는 변환이라는 데에 주의해야 한다. 이 때문에 인접지역과의 불부합 발생을 최소화하기 위해서는 지역을 감싸는 광역의 지역을 대상으로하는 변환파라메터를 이용하든지 또는 활용가능한 데이터를 이용하여 직접 변환성과를 산출·비

교하여 지역 기준점의 특성을 파악할 필요가 있다. 여하튼 지역에 잘맞는 변환성과를 필요로 한다면 광역처리에 포함된 지역 기준점의 변환좌표와 현행 좌표와의 차이를 최소로하는 2차 변환계산을 수행하면 된다. 이 경우 앞에서 기술한 1차례에 그치는 좌표변환 결과와의 차이는 거의 없다.

참고로 <그림 3> 은 우리나라 전역에 대상으로 GPS에 의한 WGS-84성과를 현행의 Bessel 좌표계로 변환하기 위한 경·위도 보정치를 나타낸다. 이차이는 전국 60여점의 삼각점의 현행좌표와 GPS관측성과를 이용하여 구한 좌표변환파라메터에 바탕한 것이다. 이 그림에서 남북으로 잇는 등치선(점선)은 경도 보정값, 동서로 잇는 등치선(실선)은 위도 보정값을 나타내며 단위는 초(arc-second) 이다.



<그림 3> GPS에 의한 WGS-84성과를 우리나라(Bessel) 좌표계로 변환하기 경·위도 보정치 (단위 초).

4. 필계점 관측 및 결과

필계점 관측은 측량지역의 중앙부에 고정기준점을 설치하고 이로부터 방사형으로 각각의 필계점을 잇는 관측을 실시하였다. 사용장비는 Trimble(社)의 4000SSi 2주파수신기이며, 기준국-이동국간의 무선통신은 Trimtalk 라디오모뎀을 사용하였다. 이동국의 초기화는, 필계점 관측에 앞서 WGS-84좌표가 旣知인 점을 이용하였으며, 이동중 신호단절 등에 의한 재초기화는 OTF(On-The-Fly) 기법에 의하였다.

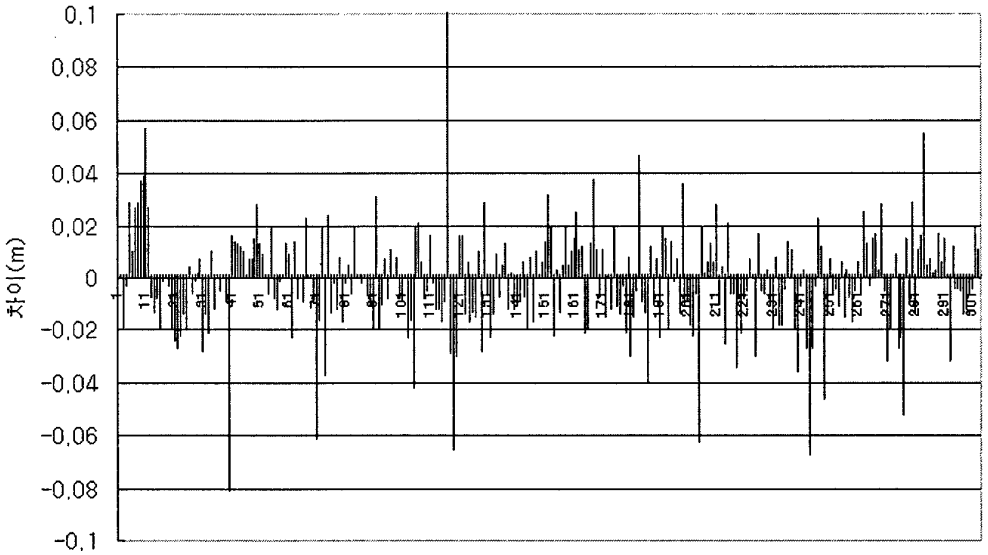
RTK측량은 기준국에 설치한 라디오안테나를 통하여 기준국에서 수신한 위상관측데이타를 이동국에 전송하게 되며, 이동국은 기준점의 위치와 위상관측데이타를 기초로 순간순간의 WGS-84 위치를 계산하고, 이를 미리 설정해 놓은 좌표변환요소를 이용하여 현행좌표계상의 위치로 산출하게 된다. 이러한 방법으로 총관측점 303점에 대하여 산출한 변환성과와 기존의 현행성과와의 차이는 다음과 같다 <그림 4>.

(1) 측량성과간의 차이는 2cm 이하가 전체의 49%, 3cm 이하가 74%로 나타났다. 이러한 차이는 기준점성과를 이용한 변환오차 보다 크다. 그러나 기존성과를 이용한 경계점 복원시의 오차, 복원한 경계점에서의 GPS관측오차 등 각종의 복합적인 요인을 감안한다면 예측하였던 범위내에 속한다.

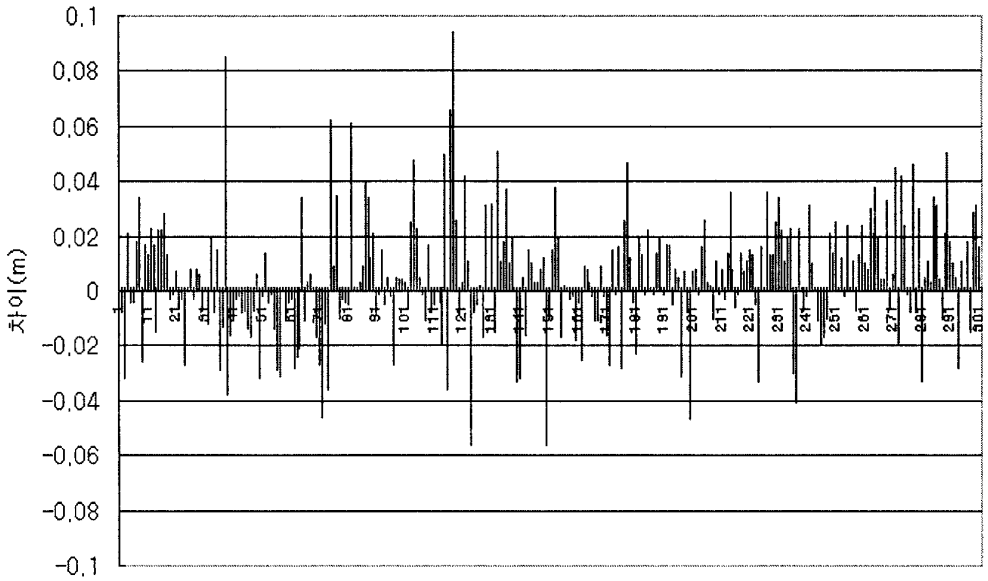
(2) 전체의 21%에 달하는 점은 3cm~5cm의 범위에 속하였다. 이것은 경계측량시 GPS-RTK 기법과 토탈스테이션 등을 이용하는 측량기법간에 상이한 방법을 채용함에 기인할 수 있다. 예를 들어, 확정지구에 있어서 경계점 성과등록시 경계점 근처에 설치한 도근점을 이용하여 좌표를 결정, 등재하고 추후 경계복원시 동일한 도근점을 사용한다. 도근점 망실시는 인접 도근점을 활용하여 보점을 설치한 후 경계복원을 한다. 어쨌던 경계점 부근의 도근점을 활용하는 것이 보통이다. 그러나 RTK로 경계복원 등록시에는 해당필지의 가장 가까운 도근점을 사용하기 보다는 지역 내부 또는 인근에 소재하는 편리한 기준점을 활용한다는 차이가 있다.

(3) 나머지 5%에 달하는 점은 5cm 이상이며, 이들 점의 대부분은 동서 및 남북 공통적으로 큰 차이를 갖는다. 결과적으로 현장경계복원의 부정확에 기인하는 바가 큰 것으로 짐작된다. 실제로 이들 점은 경계의 가구점이 4점, 갈대밭 지역으로 현장복원시 시통의 어려움으로 다소 오차가 발생할 소지가 있는 점 3점, 공사시행지역 1점, 건물근접지역 1점, 분석결과 현장 및 관측에 전혀 이상이 없으나 과대오차가 포함되어 있는 곳이 1점 이었다.

평택지구 남북(X) 성분 차이



평택지구 동서(Y) 성분 차이



<그림 4> 구획확정정리지구(경기도 평택)에서 RTK-GPS 측량성과 (변환성과-현행성과).

5. RTK-GPS 측량의 효율성

RTK-GPS 방법과 토탈스테이션 방법에 따른 소요인력 및 시간을 비교분석하기 위하여 다음의 방법을 채택하였다.

A조 측량자 2인은 TotalStation으로, B조 측량자 1인은 RTK로 해당지구 89점을 관측하였는 데, A조는 2시간20분에 B조는 1시간15분에 관측을 완료하였다. A조의 경우 도근점이 조밀하고 전후시준에 따른 폴맨의 이동, 도근점을 거치하기 위한 이동시간이 실제 관측시간 보다 많이 소요되었다.

RTK의 경우 도근점 거치 없이 1인 혼자 직접 관측을 실시하기 때문에 상당한 시간이 절약되었다. 시간상으로는 RTK 측량이 2배의 효율을 보이는 셈이 된다. 만일 고정점에 1인을 배치할 경우라면 인력소요는 동일하다. 그러나, RTK-GPS에서는 기준국 관리에 필요한 인력이 1인이면 족하므로, 넓은 지역을 대상으로 많은 점을 관측할 경우라면 필계점 측량에 활용 가용한 GPS수신기 대수의 약 2배에 해당하는 만큼의 인력이 절약된다.

여기서의 비교는 일부 지역을 표본삼아 약식으로 비교하였지만, RTK 측량에 적합한 지역이라면 소요인력/시간은 현행측량방법과 비교하여 각각 2배 정도씩의 효율이 있을 것으로 기대된다.

6. RTK-GPS측량의 문제점

RTK측량은 앞에서 분석한 바와 같이 측량시간의 단축, 투입인력을 줄일 수 있다는 이점이 있으나 RTK-GPS측량의 실현이 가능한 환경이 제한적이라는 문제점이 있다. 여기에는, 첫째, 기준국-이동국간 최소 4개 이상의 동일 위성으로부터 신호를 동시에 수신할 수 있어야 한다는 조건, 둘째, 원활한 무선통신수단의 확보에 의해 기준국-이동국간 위상관측데이터의 송수신이 원활해야 한다는 점, 셋째, 미지정수(integer ambiguity)의 신속·정확한 결정 등 데이터프로세싱에 문제가 없어야 한다는 것이다.

이중에서 첫 번째 문제는 해결 불가능이다. 굳이 필요하다면 안테나를 높이 세우는 수 밖에 없다. 그 보다는 토탈스테이션 등 현행의 지상측량장비를 이용하는 것이 더 효율적이다. 첫 번째의 문제가 없다는 전제하에서는 둘째, 셋째의 문제점 파악이 필요하다.

7. 회전테이블 실험

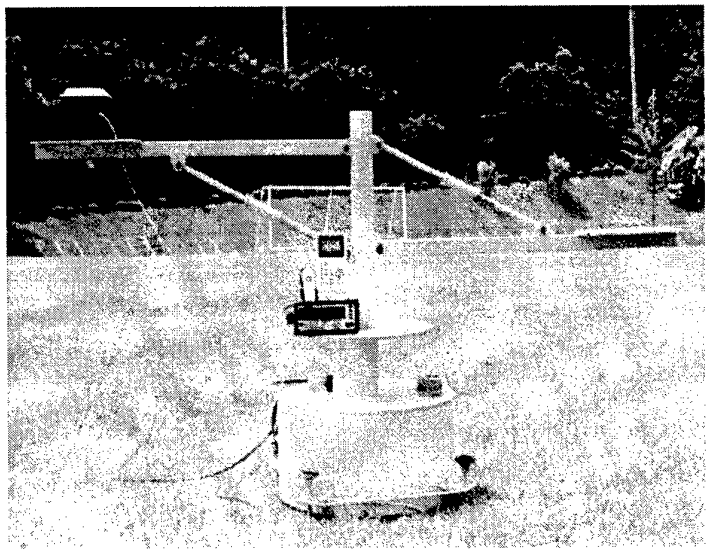
RTK-GPS 측량을 위한 무선데이타 통신은 가용 주파수대가 극히 제한되어 있을 뿐만 아니라 무선출력에도 제약이 있어 가청거리가 10km를 넘지 못하는 게 보통이다. 또, 직진성 때문에 시통에 장애가 있을 경우에는 문제가

발생한다. 한편 OTF(On-The-Fly) 기법의 발전은 이동중 신호단절이 생기더라도 미지정수해를 신속·정확히 결정해주고 있다. 그러나 정확한 미지정수해의 결정 기법은 가시인공위성의 배열 및 기준국-이동국간의 이격거리 등에 관계한다.

이러한 배경하에서 RTK-GPS 측량기법의 적용범위가 얼마나 되는지, 실제 측량의 정확도가 얼마인지 등을 파악하기 위하여, 장거리 무선통신기법을 활용하여 수행한 회전테이블에 의한 실험결과를 소개키로 한다.

<그림 5>에서 보는 바와 같이 일정한 반경을 그리면서 회전하는 테이블에 안테나를 설치하여 일정한 시간 간격으로 관측할 경우, 만일 측량오차가 없다면 동일한 반경의 위치정보가 그려질 것이다. 그러니까 실제로 이동하는 중에도 RTK 측량이 제대로 구현될 것인지를 보자는 것이다. 또, 이동중에 장애물 등에 의해 신호가 단절되었을 경우라도 재초기화 (re-initialization)가 제대로 이루어지는지를 확인해 볼 필요가 있다. 회전테이블은 이러한 요구사항을 확인하는데에 적합한 기구이다.

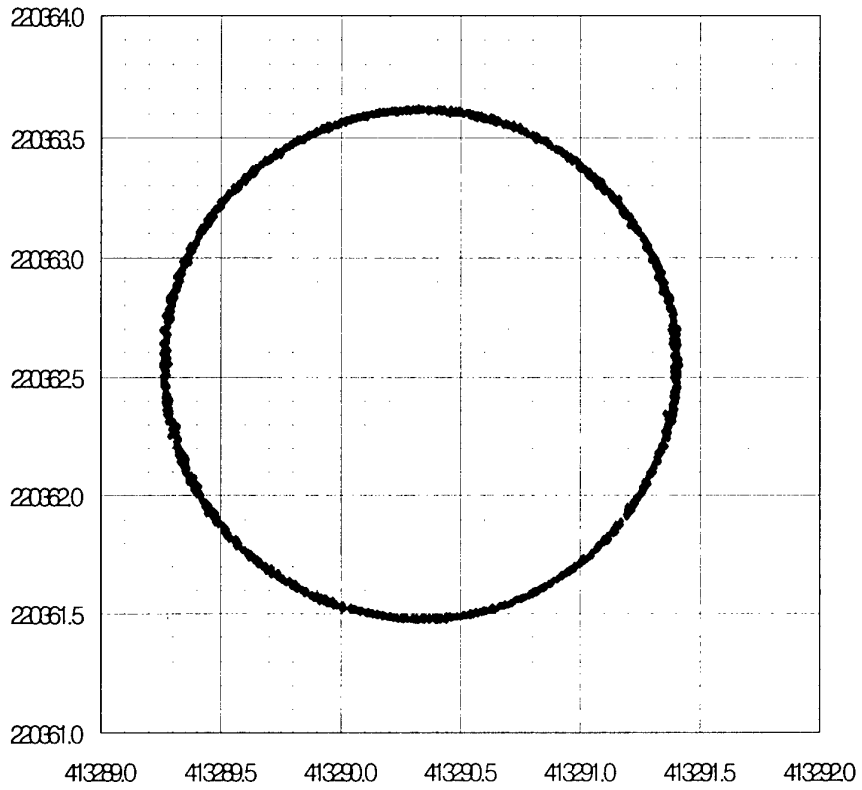
또, 기준국-이동국간의 데이터통신을 기존의 수신기 부속 무전기를 사용하는 대신 PCS 전화를 사용하는 방법을 채택하였다. 기준국에서 받은 위상데이터를 PCS 전화를 이용하여 이동국과 접속하는 방식이다. 이 방식은 지오시스템(社)에서 개발한 것을 빌려서 금번 실험에 사용하였다.



<그림 5> 실험용 회전테이블. 회전속도는 5 RPM 임.

이 회전테이블을 이용한 실험은 기준국-이동국간에 100m, 10km, 20km 이격된 곳에서 5 RPM 정도의 속도로 회전시켰으며, GPS 위상데이터 취득간격을 1초로 설정하였다. 즉, 매 1초 간격으로 회전하고 있는 GPS안테나의 삼차원 위치를 취득하였다. 결과를 정리하면,

(1) 이격거리 100m의 경우, 회전반경의 변동 진폭은 약 3cm 이다. 즉 +/- 1.5cm 정도의 정확도가 얻어졌다 <그림 6>. 실제 이 실험시에는 회전원판을 따라 가면서 여러차례에 걸쳐 위성으로부터의 신호를 차단하는 등의 조치를 취하였다. 그럼에도 불구하고 동일한 궤적을 그린 것을 보면 OTF기능이 제대로 구현됨을 알 수 있었다. 만일 OTF 기능이 제대로 구현되지 않았다면, 특이점이 생긴다든지 또는 회전테이블의 중심이 이동되어 나타난다.

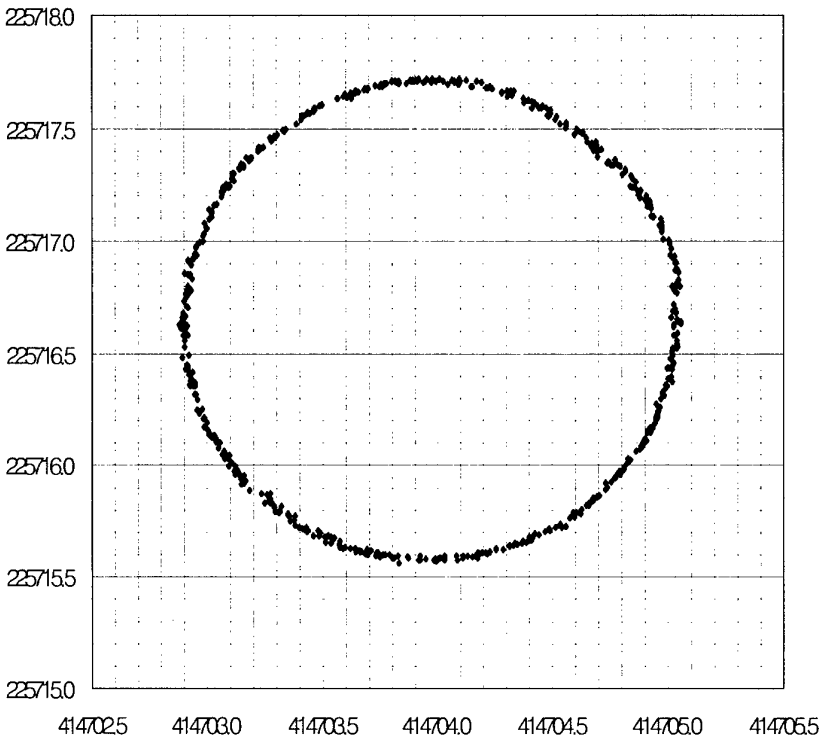


<그림 6> 기준국-이동국간 100m 이격거리에서의 회전원판 실험 결과

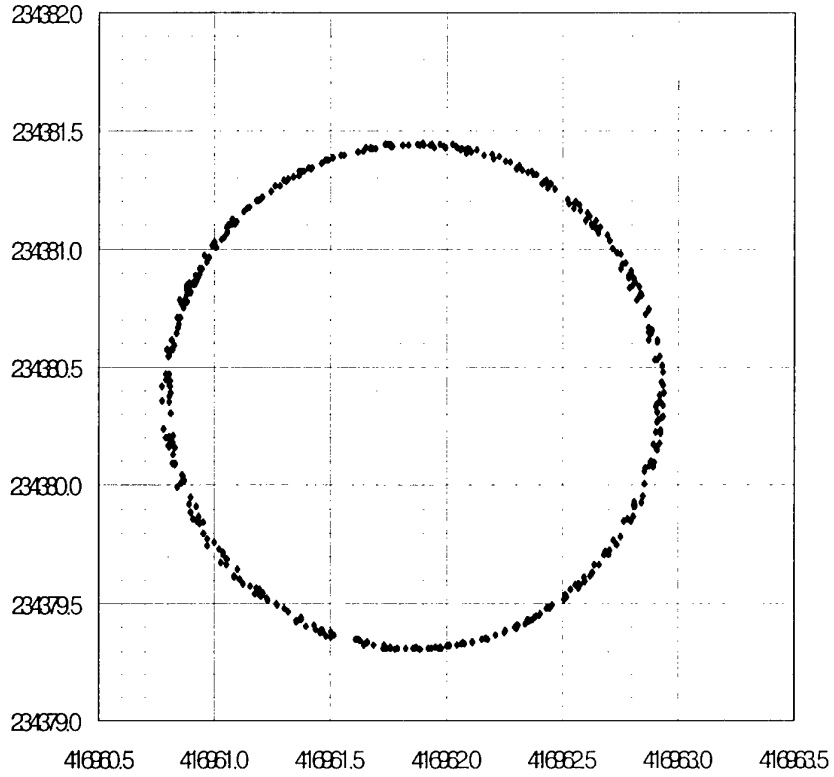
(2) 무선전화기를 이용하는 데이터 통신은 원거리에서도 RTK 측량이 실현될 것이라는 점이다. 이제 10km 이격된 곳에 회전테이블을 설치하고 앞에서와 같은 실험을 실시하였다. 주변환경은 차량통행이 많은 국도변으로서,

회전테이블 바로 곁에 도로표지판이 있는 등 인공위성신호의 일시적 차단, multi-path 등이 혼재할 가능성이 높은 지역이다. 이곳에서의 실험결과는 <그림 7> 과 같다. 다음으로 <그림 8>은 20km 이격한 곳에서 관측한 성과를 나타내고 있다. 이 곳은 개활지로서 RTK 실험에 아무 지장이 없는 곳이다.

<그림 7>에서 오른쪽 중앙부의 위치가 들쭉날쭉 한 것은 도로표지판의 지지대에 의한 영향 때문이다. 그러나 이의 회전반경의 변동폭은 5cm를 넘지 않는다. 결과적으로 인공위성신호의 일시적 차단은 연속이동측량에 큰 영향을 끼치지 않는 것으로 보인다.



<그림 7> 기준국-이동국간 10km 이격거리에서의 회전원판 실험 결과



<그림 8> 이격거리 20km에서의 실험성과

(3) 실험결과를 정리하면, PCS데이터통신에 의해 장거리 측량의 가능성을 확인하였으며, 인공위성 신호수신이 양호한 지역이라면 20km에 달하는 이격거리라 하더라도 삼차원좌표의 표준오차가 남북 2cm, 동서 4cm, 높이 6cm로서 양호한 성과를 획득하였다. 한편, 장애요소가 산재한 10km 이격거리에서는 성과의 비균질성이 보이지만 연속적으로 이동하고 있는 상태에서의 성과임을 감안해야 한다.

실제의 측량업무 수행시에는 정지 상태에서 수초간의 관측이 이루어지므로, 원천적으로 위성으로부터의 적합한 신호수신이 곤란한 지역을 제외하면, 향후의 H/W 및 S/W의 기술발전에 의해 측량가능 범위가 점차 확대되어 갈 것은 분명하다. 꼭, RTK-GPS 측량이 필요한 경우라면, 이격거리 100m에서 인위적으로 위성신호를 차단하는 등의 조치를 취하였던 실험결과를 감안하면, 측량지역의 인근에 임시 기준국을 설치 운영함으로써 성과의 정확도를 향상시킬 수 있을 것으로 기대된다.

8. 결론

본 연구에서는 좁은 지역을 대상으로 RTK-GPS기법을 세부측량에 직접 적용한 실험측량성과와 PCS무선데이타통신을 이용하여 20km에 달하는 이격거리에 위치한 회전원판의 연속위치추적 실험결과를 소개하였다. 이러한 실험은 기준점측량으로부터 세부측량에 이르는 일련의 과정을 GPS로 수행가능한지를 파악하는데에 중점을 둔 것이라 할 수 있다.

실시각이라는 개념에서 본다면 지상측량기법에서 토탈스테이션 또는 데오돌라이트를 사용하여 현장에서 경계복원 또는 현황측량성과를 얻는다는 것과 동일한다. 측량 현장에서의 실시각 성과결정은 망조정계산을 제외하면 후처리에 의한 결과와 다르지 않다. 수차례에 걸친 GPS관측성과의 재현성으로부터 판단할 경우, 필요한 정확도가 2cm 정도라면 20km 정도의 측량범위에서는 망조정계산이 거의 불필요하다. 따라서, RTK-GPS측량기법은 측량성과의 검사에 매우 효율적인 수단이 될 수 있다.

이제부터의 연구는 실무활용에 필요한 문제점의 파악과 이를 해결하기 위한 기술개발이다. 기준국-이동국간의 데이터통신은 현재 1:1 통신이 이루어지고 있으나 향후 1:N 또는 M:N 통신으로 확장해 나가야 한다. 이 경우 복수의 이용자에게 저렴한 비용으로 연속적으로 통신서비스가 가능한 통신매체의 선택이 필수적이다. 이와 별도로 특히 장애요인이 많은 시가지에서의 실시각 GPS측량기법의 적용에는 많은 제약이 있다. 이 때문에 GPS와 토탈스테이션의 실시각적 연계활용기술개발은 필수적이라 하겠다.

또, GPS를 이용한 필계점측량은 다음의 미묘한 문제를 발생시킬 수 있다. 예를들어, 시가지확정측량시 당초에는 장애물이 없는 상태에서 RTK측량방법으로 등록하였으나, 추후 건물 신축으로 인한 장애물이 있을 경우 RTK 측량이 불가능하다. 즉, 경계복원측량 요구가 있을 시에는 타 측량장비를 이용해야하는 불편함이 따른다.

마지막으로, GPS상시관측소를 기준국으로하는 RTK-GPS 측량의 실현은 동일 기종의 이동국 수신기를 기본으로 한다는 점에서 많은 제약이 따른다. 수신기 내장의 RTK-firmware, 수신안테나의 특성, 위상관측데이타 통신포멧의 상이함 등이 그것이다. 이러한 문제점은 異機種의 GPS수신기를 사용하는 다중의 이용자를 위하여 시급히 해소되어야 한다.

<참고문헌>

1) 양철수 · 김정호, GPS 측량성과와 현행성과간의 좌표변환, 한국지적학회지, 제13권 1호 (1997.12)

2) 최광선 · 김정희 · 양철수, 지리산 지역의 정규고 보정에 관한 연구, 한국토목학회지, 제17권 3-1호 (1997.1)

3) 최광선 · 김정희 · 양철수, 지리산 일원의 중력측정, 한국지구과학회지, 제17권 (1996.12)

4) 양철수, GPS를 이용한 실험측량과 현행좌표계상의 위치산출, '98 GPS Workshop (1998)

5) 양철수외, GPS 동시 관측 및 RTK 측량 실험사업, 대한지적공사 지적기술연구소 (1998.12)

6) 양철수외, 좌표변환, 평면거리계산 S/W 개발, 대한지적공사 지적기술연구소 (1998.12)

7) 양철수외, GPS에 의한 지역별, 계절별 변동추이 분석, 지적기술연구소 (1997.12)

8) 양철수외, GPS를 이용한 지적측량 시범사업, 대한지적공사 지적기술연구소 (1997.3)

9) Yang C.S. and S.S. Kim, The expected roles and problems of GPS for coordinated cadastral surveying, The International Federation of Surveyors (1998)

10) Choi, K. S., J. H. Kim, and C. S. Yang, 1997, PNU95 Geoid, The Korean Journal of Geophysical Research, vol.25, No.1

GPS를 이용한 항공 레이저 측량 DTM의 정확도 분석

Accuracy Assessment of DTM by Airborne Laser Mapping System Using GPS

임삼성 * · 김영배 ** · 서정헌 ***

*인하대학교 지리정보공학과(Tel:032-860-7604, Fax:032-863-1506, E-mail:slim@inha.ac.kr)

**인하대학교 지리정보공학과(Tel:032-860-7989, Fax:032-863-1506, E-mail:g1992054@inhavision.inha.ac.kr)

***(주)Mobile Mapper 대표이사(Tel:02-534-1563)

초 록

본 연구에서는 항공 레이저 매핑 시스템 (Airborne Laser Mapping System 혹은 간단히 ALMS)을 이용하여 제작된 DTM의 정확도 분석을 위해 500m 간격으로 측점지역을 선정하였다. 검증 측점의 GPS 측량을 실시하고 다양한 방법을 통해 정확도를 검증하였다. ALMS의 DTM 각 점 사이의 고도 값 추정을 위해 TIN을 제작하고, GPS를 이용한 측점들의 커버리지를 제작하여 TIN과 중첩한 다음 정확도를 분석하는 방법과 GPS 측점 주변에 분포하는 DTM 자료를 평균하여 RMSE를 구하는 방법을 병행하였다.

1. 서 론

컴퓨터와 전자기술의 발달에 힘입어 각종 사회활동에서 다루어지고 있는 정보처리의 기술도 다양화 및 고도화되고 있으며, 이러한 기술들은 최근 정보화 사회의 도래에 따라 폭주하는 정보의 효율적인 처리에 핵심을 이루고 있다. 정보의 폭증과 다양한 활용분야의 개발은 지리정보 분야에서도 예외가 아니어서 이들을 종합적이고 체계적으로 관리하기 위하여 컴퓨터 기술을 활용한 지리정보 시스템이 발전되고, 활발하게 활용되고 있다. 또한 지리정보의 자료의 획득을 위해 현재 국내에서 항공사진을 많이 이용하고 있지만, 외국의 여러 나라에서는 항공 레이저 스캐너 (Airborne Laser Scanner) 등을 이용하여 지형도 및 DEM을 제작하고 있다. 현재 우리나라도 시범사업으로 항공 레이저 매핑 시스템 (Airborn Laser Mapping System ALMS)을 이용한 지형도 제작, DEM제작 등의 여러 분야에 이용을 위한 연구가 진행되고 있다.

본 연구에서는 시범사업으로 레이저 매핑을 실시한 측량지역 일원에 대하여 높이 정확도를 검증하기 위해 레이저 측량지역의 검수점을 선정하여 GPS를 이용해 측량하고, 레이저 매핑 데이터와 GPS 측량성과 간의 높이 값을 비교하는 방법으로 레이저 매핑의 높이 정확도를 검증하였다.

2. 연구 방법

2.1 연구대상지

본 연구의 대상지는 항공 레이저 매핑 시스템을 이용해 레이저 스캔한 지역으로 분당 신도시 지역 일원으로 남북방향 1㎞, 동서방향 12㎞이며, 총 면적은 약 12㎢이다.

2.2 연구수행과정

본 연구의 진행방법은 항공 레이저 지형 매퍼 (Airborne Laser Terrain Mapper 혹은 ALTM)의 시험 대상 지역을 선정하여 ALTM으로 스캐닝한 다음, 취득한 자료의 DTM의 높이 값의 정확도를 검정하기 위해 대상지역내의 동서방향 12㎞의 구간을 500m간격으로 분할하고, 남북방향으로는 측점 간격이 400m가 되도록 측점을 30개 선정하였다.

GPS 측점과 레이저 매핑 데이터의 높이 값의 정확도 비교는 두 가지 방법을 이용하였다. 첫 번째 방법은 GPS 측점 좌표를 포함시키는 가장 가까이 근접해 있는 레이저 데이터의 4점을 선택하고, 이 점들의 높이 값을 평균하여 GPS 측점의 높이를 검정하는 방법이다. 두 번째 방법은 GPS 측점 좌표를 포함시키는 3점을 선정하여, 세 점이 이루는 좌표평면을 구한 후 레이저 매핑의 높이값을 검정하였다.

이 두 가지 방법에 의해 구한 레이저 매핑 데이터와 GPS 측점간의 높이값의 차에 대해 RMSE를 구하였다. 그림 1 은 이와 같은 연구수행과정을 개념화한 것이다.

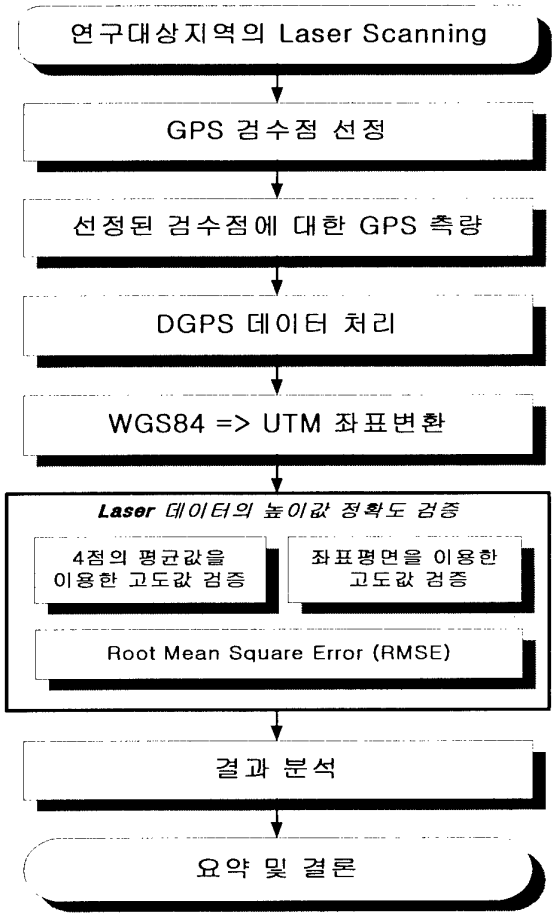


그림 1. 연구수행과정

3. 이론적 배경

3.1 ALTM

GPS와 INS 및 레이저 거리 측정 센서를 통합한 장비로써 항공기에 장착한 후 지형도 및 DTM제작 대상지역에 대해 스캐닝하여 취득한 GPS, INS, Laser 거리측정 데이터를 이용하여 지표면의 측점좌표(X,Y,Z)를 매핑하는 기술로서 대축척 지도 및 수센티미터 정확도의 DEM 제작이 가능하다.

GPS는 레이저 센서의 위치를 결정하며, INS는 항공기 및 센서의 자세를 제어하고, 레이저 센서는 적외선 레이저 빔을 회전반사거울을 통해 투사하고, 투사된 빔이 지표면에 반사되어 돌아오는 시간차와 회전반사거울의 회전각을 이용하여 지표면 측점의 상대위치를 계산하게 된다. 그리고, 레이저 센서의 위치를 GPS와 INS를 이용하여 결정하게 되므로 지표면 측점의 절대위치 X, Y, Z값을 결정한다. 이때 결정되는 레이저 센서는 기지점에 설치한 GPS 기준국을 이용하여 DGPS를 이용하므로 높은 정확도 결과를 얻을 수 있다.

3.2 레이저 데이터의 높이 정확도 검증

정확도 검정의 첫째 방법으로, 아래 그림 2와 같이 GPS측점을 포함하고 있는 4점의 레이저 측점(A, B, C, D)의 높이값(Z) 평균을 구하여 정확도 검증한다.

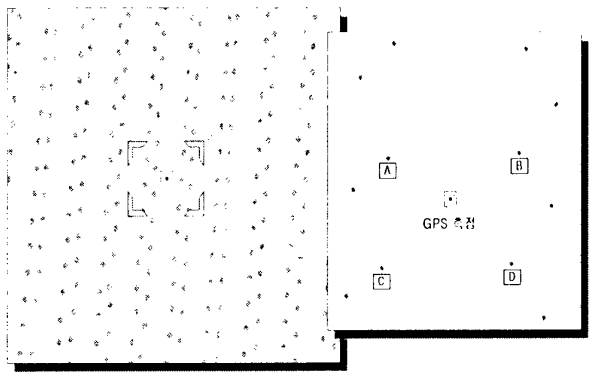


그림 2. Laser 데이터와 GPS 측점의 높이값 비교(I)

좌표평면을 이용한 높이값 검증에서는 GPS측점(Z)을 포함시키는 3점의 레이저 측점(P, Q, R)을 선택하고 이 3점을 지나는 평면방정식을 구하여, 아래 그림 3과 같이 GPS측점과 Z축으로 평행하는 평면상의 측점좌표(F)를 구한다. 평면상의 측점좌표(F)와 GPS측점의 높이 값을 비교한다.

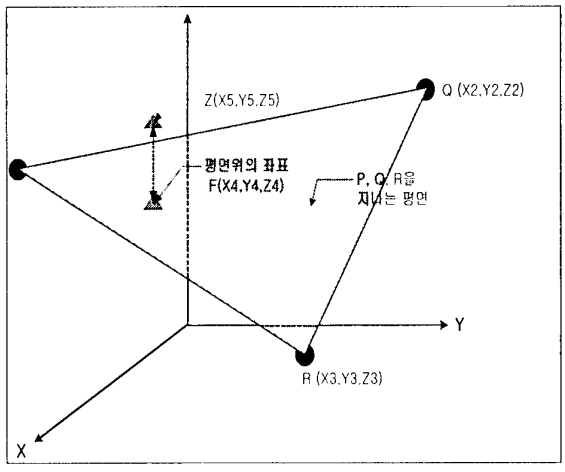


그림 3 Laser 데이터와 GPS 측점의 높이값 비교(II)

4. ALTM 측량

4.1 ALTM 측량

ALTM을 이용한 데이터 확득 및 처리과정은 계획 수립과 취득 작업에 의해 이루어지게 된다. 그림 4는 이와 같은 과정을 개념화한 것이다.

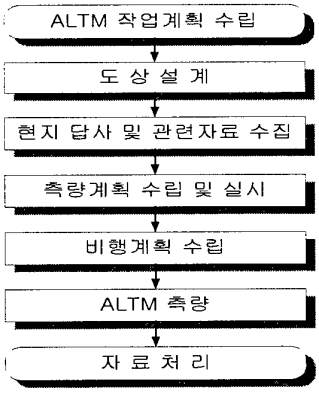


그림 4. ALTM 작업과정

ALTM장비는 하드웨어 부분의 GPS, INS, 레이저 거리측정 센서로 구성되어 있으며, 소프트웨어 부분의 분석 소프트웨어, 컨트롤 소프트웨어, 항법 소프트웨어로 구성되어 있다.

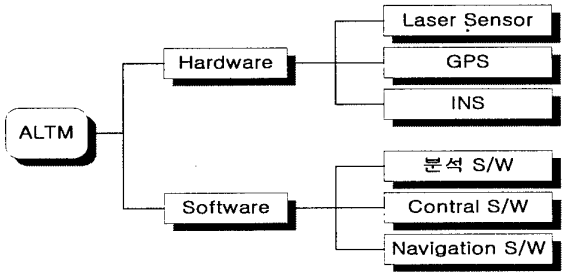


그림 5. ALTM 구성도

본 시범연구에서 사용한 장비는 캐나다 Optech사에서 개발한 ALTM 1010이며, 장비의 주요규격은 다음의 표 1과 같다.

표 1. ALTM 1010 주요 규격

구 분	ALTM
Scan 고도	400~1,200m
Scan Angle	0±20°
Swath	0 to 0.68×고도
Scan Frequency	25Hz for ±20°
Laser Repetition Rate	4kHz
수평정확도	1/1,000×고도 이상
주직정확도	15cm

ALTM으로 얻어진 데이터는 레이저 측량을 실시한 지형에 대해 X, Y, Z에 대한 점으로 이루어져 있으며, 이점들에 의해 지형 정보를 추출할 수 있다. ALTM을 이용하여 분당지역을 측량한 산악지역 일부의 DTM인 영상은 다음과 같다.



그림 6. Digital Terrain Model(DTM) 영상

다음은 레이저 측량을 실시한 지역의 높이값 검수를 위한 GPS 측점 16번에 해당하는 커버리지와 이를 이용하여 제작한 TIN, GPS 측량시 촬영한 사진, 지형도이다.

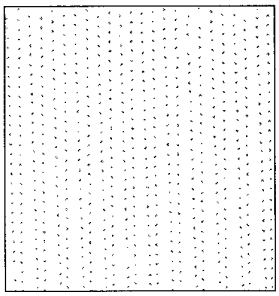


그림 7. Coverage

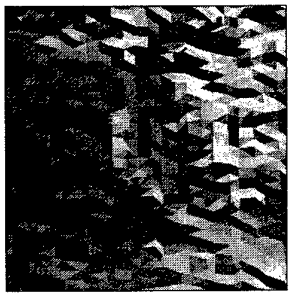


그림 8. TIN



그림 9. 측점 사진

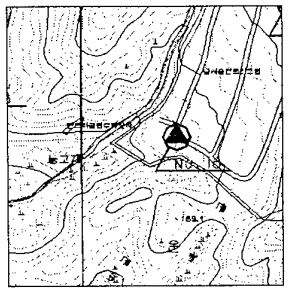


그림 10. 지형도

5. 레이저 데이터의 높이값 검수 결과

GPS 측량점 중 12, 22, 24, 32번은 레이저 매핑 지역 외곽으로 벗어나 있기 때문에 검수에서는 제외하였다. 각 측점의 데이터를 아래의 표 2에 나타내었다.

지역으로 계절적 변화에 영향이 없는 지역이다. 반면 불량지역은 지면이 풀밭이나 농토지역으로 계절적 변화에 따른 지면의 상태가 불안정한 지역이다. 양호지역은 총 검수측점 26곳 중 14지역이고, 불량지역은 12곳이다. 검수결과에서 10, 19, 21, 38번 지역은 검수방법에 따라 높이 값의 차가 15cm 이상 차이를 보이며, 이 지역은 지면상태가 불량한

번 호	측 점 번 호	GPS측점 높이(Z_1)	검수방법에 의한 높이		높이 차		지면 상태
			Laser 4점 평균높이(Z_2)	Laser측점의 좌표평면 높이(Z_3)	$Z_1 - Z_2$	$Z_1 - Z_3$	
1	1	123.837	123.8575	123.879	0.0205	0.042	양호
2	2	71.965	71.930	71.888	-0.035	-0.077	양호
3	3	233.093	232.930	232.833	-0.163	-0.26	양호
4	4	126.781	126.630	126.590	-0.151	-0.191	양호
5	5	208.042	207.880	207.899	-0.162	-0.143	불량
6	6	275.342	275.323	275.320	-0.0195	-0.022	양호
7	7	172.292	172.270	172.275	-0.022	-0.017	불량
8	8	164.779	164.730	164.689	-0.049	-0.09	양호
9	9	250.461	250.405	250.379	-0.056	-0.082	양호
10	10	186.392	186.563	186.421	0.1705	0.029	불량
11	11	245.567	245.572	245.487	0.005	-0.08	양호
12	13	107.499	107.340	107.323	-0.159	-0.176	불량
13	14	80.956	80.938	80.954	-0.0185	-0.002	양호
14	15	109.907	109.735	109.712	-0.172	-0.195	불량
15	16	191.306	191.193	191.392	-0.1135	0.086	불량
16	17	163.428	163.260	163.233	-0.168	-0.195	불량
17	19	66.507	66.320	66.493	-0.187	-0.014	양호
18	20	63.441	63.268	63.164	-0.1735	-0.277	양호
19	21	192.714	193.003	192.769	0.2885	0.055	불량
20	22	140.237	140.140	140.124	-0.097	-0.113	불량
21	25	209.647	209.430	209.357	-0.217	-0.29	불량
22	30	246.869	246.818	246.802	-0.0515	-0.067	양호
23	31	202.516	202.518	202.513	0.0015	-0.003	불량
24	35	367.38	367.363	367.314	-0.0175	-0.066	양호
25	37	371.271	371.118	371.155	-0.1535	-0.116	양호
26	38	255.946	255.718	255.940	-0.2285	-0.006	불량
RMSE					**0.138**	**0.134**	

표 2 . ALTM 높이값 검증결과

높이 검수에서 4점의 평균으로 검수한 결과의 RMSE는 0.138로 GPS 높이와 레이저 매핑높이는 약 13.8cm의 차를 보이는 것으로 나타났고, 좌표평면을 이용한 결과에서는 RMSE가 0.134로서 GPS 높이와 레이저 매핑간의 높이차는 13.4cm로 나타났다 (표 2 참조). 그림 11에서 각 측점의 그래프의 유형을 보면 '4점의 평균'을 이용한 검수방법과 '좌표평면'을 이용한 검수방법의 그래프의 변화는 대체적으로 비슷한 변화를 보였다.

위 결과에서 레이저 매핑 검수측점의 지면상태에 따라 '양호'와 '불량'으로 구분하였고, 양호지역은 지면이 콘크리트나 도로변으로 지면이 견고한 지역으로 레이저 매핑 측점에서 검수 측점 선택시

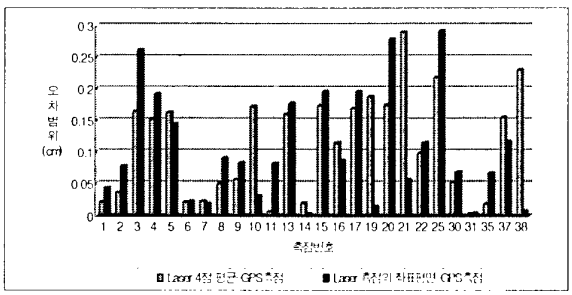


그림 11 . 높이검증 결과에 대한 그래프

지면변화가 심하여 선택된 측점의 높이차가 증가하여서 이와 같은 결과를 나타내는 것으로 사료된다.

6. 결론

연구결과를 토대로 위성영상과, 항공사진을 활용해 정사투영영상을 생성하여 수치표고모델을 추출했을 경우 해상도가 10×10인 위성영상을 이용한 수치표고모델의 추출한계는 약 12m이고, 항공사진을 이용한 수치표고모델의 추출한계는 약3m정도(1/5000수치지도 제작가능) 이다. 이번 연구의 결과 ALTM의 고도값 정확도는 기존에 수치표고모델을 제작방법보다 고정확도를 확보할 수 있어 1/5000 이상의 수치지도 제작에 적용할 수 있는 것으로 나타났다.

본 연구에서는 GPS 측량성과를 이용하여 ALTM의 높이값을 검증한 결과, 약 13cm의 정확도를 보였다. 이 결과는 레이저 매핑 지역 중에서 지형의 기복변화가 심한 산림지역을 대상으로 하였으므로 시가지, 평지, 일반도로, 고속도로 등과 같이 시간에 따른 지면의 변화가 없는 지역을 다수 포함하면 ALTM을 이용한 수치표고모델제작 정확도는 보다 향상될 것으로 기대된다. 이와 같이 ALTM을 이용한 수치표고모델은 1/1,000 수치지도축척제작에 적용할 수 있다.

참고문헌

[1] James Feruson, GEOsurv Inc, "A Practical Evaluation of Airborne Laser Mapping for Highway Engineering Surveys", 2000.

[2] "수치지도 작성작업 내규", 국립지리원 내규 제 71호, pp5~7, 1995.

[3] 유복모, 박홍기, 유환희, 정수, "위성영상을 이용한 3차원 정사투영영상 생성법에 관한 연구" 연세대학교 산업기술연구소, pp18~116, 1997.

GIS 자료 정확도 향상을 위한 GPS 자료처리 모듈 개발

Development of GPS Data Processing Module to Improve GIS Data Accuracy

임삼성*, 김영진**, 변수윤**

*인하대학교 지리정보공학과(Tel:032-860-7604, Fax:032-863-1506, E-mail:slim@inha.ac.kr)

**인하대학교 지리정보공학과(Tel:032-860-7989)

요 약

현재 전 세계적으로 GIS 관련 정보 기술의 급속한 발전과 더불어 공간 정보의 양이 급증하고 있으며 높은 질의 공간 정보 서비스에 대한 요구가 증대하고 있다. 사용자의 분석 욕구가 증가함에 따라 GIS 위치 자료의 정확도 향상과 효율적 관리를 위한 도구의 개발이 필요하게 되었고 경제적인 측면에서는 외국 GIS 엔진을 응용 시스템별로 대체할 수 있는 GIS 소프트웨어의 개발이 필요하게 되었다. 또한 GPS 데이터 처리 모듈을 개발로 인하여 GIS 소프트웨어 기능의 다양성 향상과 모듈개발로 인해 중복투자를 방지할 수가 있게 되었으며 컴포넌트 기반의 GIS 소프트웨어 개발 확산과 선진화 유도를 기대할 수 있다. 이에 본 연구에서는 다양한 분석 욕구와 여러 가지 기대효과를 충족시키기 위한 GPS 데이터 처리 모듈을 OLE/COM 기반으로 개발하였다. 또한 국내 GIS 소프트웨어 활용을 활성화하고 활용방법에 관한 연구의 일환으로 국내 GIS 소프트웨어인 GEOMania의 GDK를 활용하여 응용프로그램을 개발하였다.

1. 서 론

최근 들어 지리정보 데이터의 위치 정확도에 대한 요구가 급증함에 따라 GPS의 사용이 증가하고 있는 추세이다. 현재 우리 나라에서는 GPS 장비나 GPS 관련 S/W의 대부분을 수입하여 사용하고 있다. 본 연구에서는 국내 GIS 소프트웨어의 개발의 일환으로 GPS 자료처리 모듈을 개발하고자 하며 이를 위해 모듈 형태를 COM 기반으로 하였다.

컴포넌트를 기반으로 하게 되면 재사용성과 유지보수의 용이성 면에서 좋은 이점을 찾을 수 있으며 프로그램의 변경도 용이하다. 또한 결과형태가 DLL로 나오게 개발함으로써 GPS 처리 모듈을 다른 응용프로그램과의 연계도 가능하도록 하였으며, 직접 개발한 응용프로그램과도 연동시킬 수 있는 장점을 갖고 있다.

본 연구에서는 컴포넌트 기반의 GPS 처리 모듈을 개발하여 응용프로그램에 연계하고, GIS 기능을 추가하여 GIS 데이터의 정확도를 높이는 것을 목적으로 하였으며, GPS 처리 모듈의 결과를 다른 처리 프로그램의 결과와 비교 분석을 통해 결과치를 검증하였다.

2. GPS 개요

2.1 GPS 데이터 구조

GPS 데이터는 수신기 제조 회사마다 각각 고유의 포맷을 제공한다. 본 연구에서는 수신기 간의 자료 호환이 가능한 Receiver INdependent EXchange format (RINEX)를 대상으로 처리한다.

2.2 GPS 신호 종류 및 데이터 처리 방법

GPS 데이터 신호의 종류는 다양하다. 이를 크게 의사관측치와 위상파 관측치의 두 종류로 나눌 수 있다. 이들 데이터의 처리 방법은 여러가지로 나눌 수 있으나 알고리즘 상으로 본다면 단일 수신기와 복수 수신기 처리 방법으로 나눌 수 있다. 대표적인 계산 방법으로는 최소 제곱법을 이용해 위치를 산출하는 방법이다. 또한 데이터 처리 방법 중에서 처리오차를 줄이기 위한 방법으로 Smoothing 기법을 이용하였다.

2.3 좌표변환 방법

GPS 측량의 결과물은 WGS84 좌표이다. 하지만 우리 나라에서 사용하는 좌표는 Bessel 타원체에 바탕을 둔 TM 투영 좌표이기 때문에 이를 변환해 주어야 한다. 좌표변환 방법에는 7-Parameter, Molodensky, MRE 등의 변환 방법이 있다. 이중에 본 연구에서는 Molodensky 변환방법을 이용하였다.

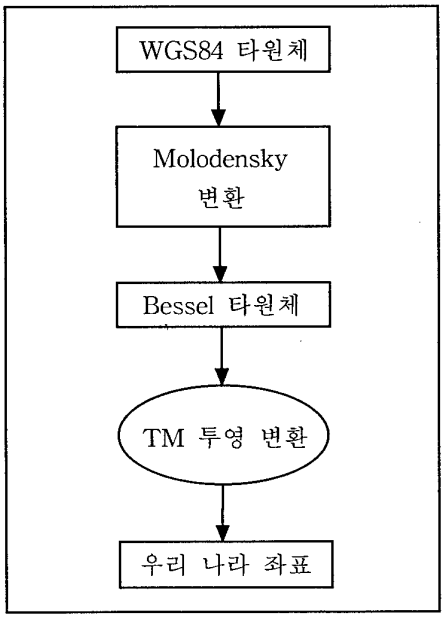


그림 1. 좌표변환 흐름도

3. COM 제작

3.1 COM 구현 기술

현재의 소프트웨어는 많은 기능이 요구 될수록 복잡해지고 크기가 커질 수밖에 없다. 이것을 해결하는 하나의 방법으로, 어플리케이션을 여러 개의 컴포넌트로 분할하여 각 컴포넌트에 비교적 간단한 고유기능을 부여하고, 이들 컴포넌트들을 하나의 어플리케이션으로 통합하는 것이다. 이 방법은 사용자에게 재사용성과 유지보수의 편의를 제공할 수 있다.

각 컴포넌트는 단 하나의 어플리케이션에서만 사용되는 것이 아니라, 컴포넌트가 제공하는 고유한 기능 제공으로 여러 어플리케이션에 재사용될 수 있기 때문에 전체 프로젝트의 코드 작업을 줄일 수 있다는 이점을 제공한다. 이러한 재사용성의 이점은 특정한 기능을 갖는 컴포넌트를 그때마다 구현하는 대신에 이미 시장에서 판매되고 있는 해당 기능을 제공하는 컴포넌트를 구입하여 어플리케이션에 통합함으로써 해당 컴포넌트를 구현한 사람의 기술 및 시간과 노력을 활용할 수 있게 한다.

모듈개발에 있어서 인터페이스란 COM 개체가 자신의 기능을 클라이언트에 노출시키는 기본적인 방법이다. 하나의 인터페이스는 서비스를 제공하는 하나 이상의 메서드(method, 멤버함수)를 정의한다. 각 COM 개체는 반드시 하나의 IUnknown 인터페이스를 제공해야 하며, 그 이외에도 COM 개체의 고유한 기능을 노출하는 하나 이상의 인터페이스를 제공할 수 있다.

프로그램 상에서 인터페이스는 C++과 같은 OOP 언어로서 순수한 가상함수(pure virtual function table, VTBL) 형태의 메모리 구조로 정의된다. 이것의 COM 인터페이스 함수는 HRESULT를 리턴(return)한다.

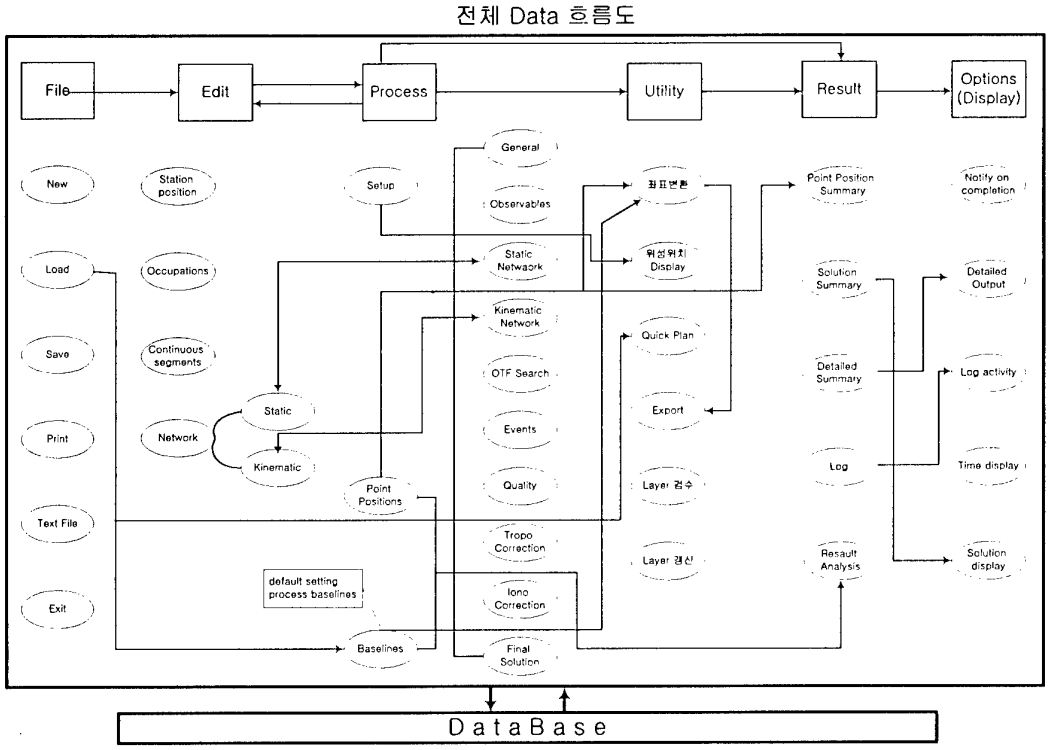


그림 2. GPS Processing 프로그램 전체 흐름도

3.2 GPS Processor 인터페이스

GPS Processor의 COM제작을 위한 인터페이스 구성은 표 1과 같이 하였다. 각각의 인터페이스에 대한 세부적인 설명은 표 1에 있다.

표 1. 처리모듈 구성에 사용된 인터페이스

▷ IEphemeris 위성력 데이터를 가지고 위성의 위치를 결정해주는 인터페이스
▷ ILeastSquare 구성된 행렬을 최소제곱법으로 계산해주는 인터페이스
▷ IC1 GPS 데이터 중 C1 code를 입력받아 처리해주는 인터페이스
▷ IC1L1 GPS 데이터 중 C1 code와 L1 Phase를 입력받아 처리해주는 인터페이스
▷ ICP GPS 데이터 중 C1 code와 P code를 입력받아 처리해주는 인터페이스
▷ ISmoothed GPS 데이터의 오차를 줄이기 위한 Smooth 기법을 수행하는 인터페이스
▷ ICoordinateXYZtoLL 지심 직각 좌표와 경위도 좌표를 상호 변환해주는 인터페이스
▷ IMolodensky 타원체 변환을 해주는 인터페이스
▷ IGLDcfEngine 결과물 출력을 해주는 인터페이스

3.3 개발 모듈의 구성

3.3.1 Data Load

GPS data를 처리하기 위하여 Low data를 S/W로 불러들이는 과정으로 궁극적으로 여러 가지의 Format의l Load가 가능한 형태의 프로그램으로 확장되어야 한다. 현재에는 RINEX format의 Observation data와 Navigation data를 읽어 들이게 개발하였다. 그림 3은 데이터 로딩에 관한 모듈 수행도이다.

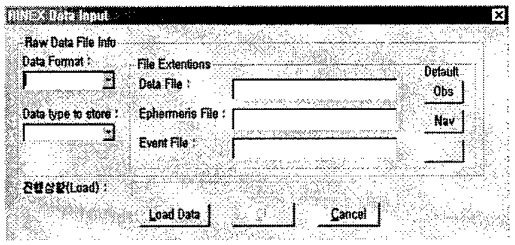


그림 3 Data Load

3.3.2 Process

Data 처리에 관하여 측량방법(Setup)과 신호종류(Data Type)의 선택 또는 선택 가능한 정보의 제공을 처리하는 부분의 사용자 인터페이스이다. 또한 Single GPS (Point Positioning)와 DGPS (BaseLine[DGPS])의 결정을 하는 부분이다.

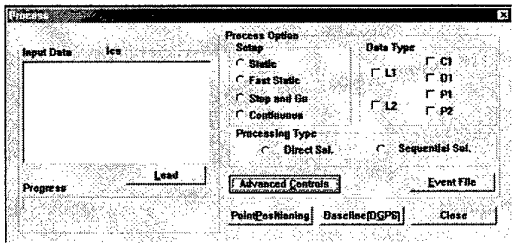


그림 4. Data processing에 대한 선택 화면

3.3.3 Advenced Control

위의 단계에서 선택된 사항과 더불어 하위의 상세한 처리방법을 선택한다.

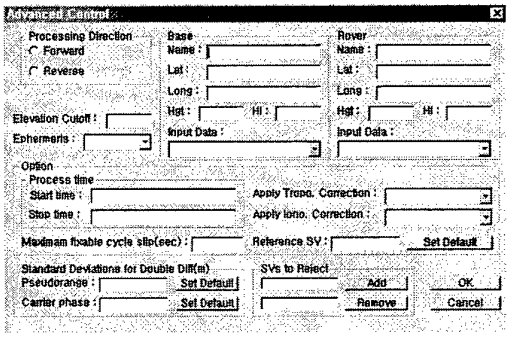


그림 4. Data Processing Option GUI

이 단계에서 전리층지연효과와 대류지연효과 등의 delay등에 관한 처리과정을 선택 결정한다.

3.3.4 Point Positioning

처리과정의 파일정보의 Display와 파일 선택하는 기능을 가지고 잇다. GPS 데이터 처리 결과를 WGS84 타원체의 지심 좌표로 출력된다.

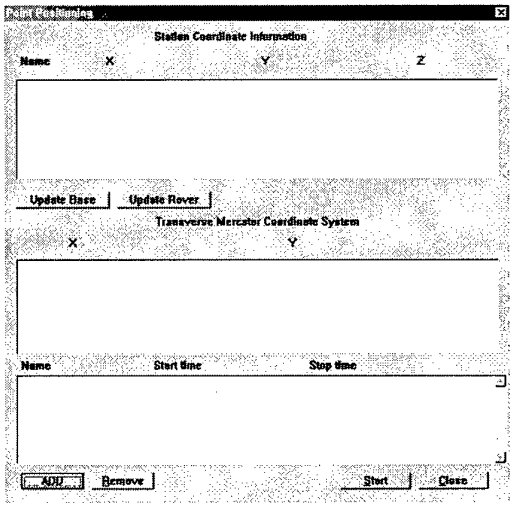


그림 5. 선택된 파일의 처리 및 결과 출력 화면

4. GDK 연계된 응용프로그램 개발

4.1 GDK(GEOMania Development Kit)

GDK는 공간 데이터를 컴퓨터 내부에 표현

하거나 화면에 출력하는 부분과 관련된 편리하고 재사용이 용이한 각종 API 함수들을 제공하여 매뉴얼을 참고하여 짧을 시간에 자신의 GIS 응용 S/W를 개발할 수 있도록 도와주는 개발 도구이다.

GIS 기술을 대부분 외국에 전적으로 의존하고 있으며 기술개발 투자가 미흡한 현재의 국내 상황에서 GDK는 구내 GIS 기술수준을 한 단계 끌어올리기 위한 도구라 할 수 있다.

4.2 사용된 GDK 기능

기능에 있어서 Zoom 값은 화면에 지도가 나타나는 확대/축소의 기준이다. Zoom값은 여러 가지로 표현되어질 수 있는데, 보통의 경우 가로축의 실거리를 Factor값으로 사용한다. 일반적으로 XMS_GetZoomInfo와 XMS_Set ZoomInfo를 가장 많이 사용하며, Zoom관련함수들은 모두 화면갱신이 자동으로 이루어진다.

표 2. 연계로 사용된 기본메뉴

XM_ManagerStart - 초기화 함수
XM_New - 새로운 XISMAP 생성
XM_Open - 기존의 XISMAP을 Open
XM_Close - XISMAP Close

표 3. Zoom 관련 기능

XMS-ZoomIn - 지도를 일정비율로 확대
XMS_Zoomout - 지도를 일정비율로 축소
XMS_Win - 지도를 화면상의 사각형 범위로 확대

좌표변환 함수는 지도좌표와 화면 좌표간의 변환함수와 지도좌표간의 변환함수로 나눌 수 있다. 좌표계간의 변환함수도 중요하지만 사용빈도로 보면 지도좌표와 화면좌표간의 변환함수가 더 많이 쓰인다. 좌표계간 변환함수는 XIS_CoordinateTrans 또는 PR_ConvertProjection을 사용한다.

표 4. 좌표변환에 대한 기능

XIS_LLtoTM - 경위도 좌표 -> TM 좌표
XIS_TMtoLL - TM 좌표 -> 경위도 좌표
PR_ConvertProjection - 좌표계를 변환

5. 결 과

5.1 GPS 컴포넌트의 결과

5.1.1 GPS Processor 구동방법

DLL의 형태의 결과를 Regsvr32라는 명령어를 이용하여 GPS 프로세스를 레지스트리에 등록을 시킨다. 그리고 개발된 응용프로그램을 실행시키면 실제적인 GPS 프로세서 DLL이 구동된다. 위의 방법이 구동 방법이라 할 수 있다.

5.1.2 GPS 처리 모듈의 결과값 비교

결과값을 비교하기 위해 사용된 데이터는 1주파수의 수신기로 Static 측량한 데이터이다. 1주파수는 C1, L1, D1의 신호를 수신한 것으로서 이 측량 데이터를 RINEX Format으로 변환을 하여 구현된 GPS Processor로 여러 가지 결과값을 구했다.

표 6. 두 방법의 결과치 비교

	연속 방법 (Sequential Method)
X	-3026580.05476
Y	4067286.41323
Z	3857258.87068
	일괄 방법 (Batch Method)
X	-3026579.95065
Y	4067286.36163
Z	3857258.45278

두 방법의 결과를 비교해 보면 일반적인 방법인 연속방법보다는 관측치가 많아지면 결과치가 정확해 진다는 논리를 따른 일괄 방법이 실제값과 더 가까운 것을 볼 수 있다. 위의 결과값의 차이가 많이 나는 이유는 오차 요인의 제거가 거의 없었으며, C1 이라는 코드 하나만 가지고 처리를 했기 때문에 차이를 보이는 것이다. 여러 Code와 Phase를 이용하여 계산을 한다면 더욱 정확한 값이 나올 것이다.

5.1.3 좌표변환 모듈의 결과값 비교

GPS 측량의 결과값의 형태는 WGS84이므로 변환을 하였는데 그것에 대한 정확도도 다음과 같음을 알 수 있다.

표 7. 비교에 사용된 WGS84 좌표값

사용된 WGS84 좌표	
Latitude	37 24′09.013″N(37.402503611)
Longitude	126 39′04.502″E(126.651250555)
Height	37.138m

위의 데이터를 입력값으로 하고 Molodensky 변환 방법을 이용하여 입력값을 Bessel 좌표값으로 변환하기 위한 Parameter 5가지인데 그것은 다음과 같은 값이다.

$\Delta a, \Delta f$: 두 타원체의 장반경과 편평율의 차

ΔX, ΔY, ΔZ : 보정치

보정치의 값은 Datum중에서 Tokyo Mean Value를 사용하였으며 그 값은 다음과 같다.

표 8. 좌표변환 요소

ΔX	ΔY	ΔZ
-128	481	664

표 9. 좌표변환 처리 결과

	상용소프트웨어	본 프로그램
Latitude	37.39970284°	37.39970349°
Longitude	126.653334°	126.65333363°
Height	-18.047m	-18.07327807m

표 10. TM 좌표변환 결과

	상용소프트웨어	본 프로그램
X	169052.690m	169052.65477m
Y	433437.008m	433437.08059m

표 8의 변환 요소를 이용하여 상용 소프트웨어와 같은 값으로 비교해 보았다. 결과를 비교해 보면, 경·위도는 10^{-7}의 자리에서 차이가 나는 것을 알 수 있으며, 높이는 센티미터의 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 또한 TM 좌표비교를 하면 다음과 같다. 이를 표 7의 결과를 비교해보면 수cm ~ 수mm로 차이가 있음을 볼 수 있다.

5.2 GDK 연계의 결과

또한 GDK의 연계에 의해 GPS측량 결과를 화면에 띄워 표시할 수 있으며, 이것을 GIS의 데이터로서 GDK 연계에 의한 것이므로

GeoMania 고유 포맷으로 기존의 수치지도의 갱신이나, 새로운 지도의 생성이 가능하다.

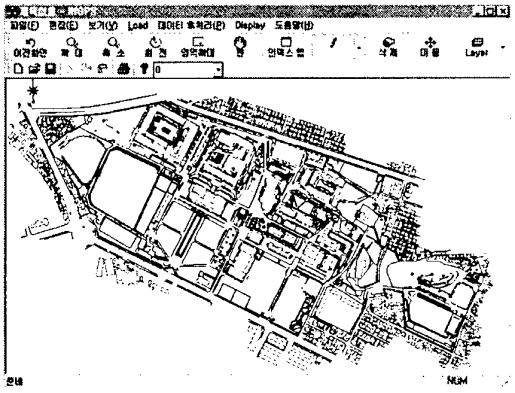


그림 6. 전체 화면 출력

6. 결론

본 연구에서는 국내 GIS 데이터의 정확도의 향상을 위한 국내 GPS 프로세스 모듈 개발에 대한 가능성을 제시하였다. GPS 프로세스 개발에 있어서 컴포넌트 형태의 개발을 함으로써 재사용성에 대한 이점을 살려 어느 응용 프로그램에도 포함이 될 수 있도록 하였다.

이는 물론 개발된 응용프로그램에 연계한 것으로 그것을 알 수 있으며, GPS 프로세스 모듈에 대한 정확도를 검증된 GPS 프로세스 프로그램의 결과와 비교 분석해 봄으로써 신뢰성을 갖추었다. 또한 GDK 연계에 의해 GIS 기능을 갖추어 GPS 측량 데이터 처리를 하고, GIS 데이터로까지의 과정이 한 프로그램에서 나올 수 있음을 볼 수 있다.

현재 쓰고 있는 수치지도의 최근 정보 갱신이나 GPS 측량 결과를 이용한 기존 수치지도보다 더욱 정확한 수치지도를 생성함으로서 GIS 데이터의 위치정확도의 질을 높일 수 있다.

참고 문헌

[1] David Wells, Canadian GPS Associates, Guide to GPS Positioning

[2] Alfred Leick, Wiley Interscience, GPS Sate llite Surveying 2nd edition

[3] B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger, and J. Collins, SpringerWienNewYork, GPS Theory and Practice 4st edition

[4] Gunter Seeber, de Gruyter, Satellite Geodesy

[5] Gilbert Strang, Kai Borre, Wellesley-Cambredge Press, Linear Algebra, Geodesy, and GPS

[6] Jay A. Farrell & Matthew Barth, Mc Graw-Hill, The Global Positioning System & Inertial Navigation

[7] 전병선, 1999. 삼양출판사, MS Visual C++ 6.0 MFC Programming

[8] 전병선, 1999. 삼양출판사, MS Visual C++ 6.0 ATL COM Programming

[9] 이상엽, 1999, 영진출판사, Visial C++ Programming Bible

[10] 거림시스템, 1998, 거림시스템, 국내 개발 GIS S/W GDK v2.5

[11] 권대원, 윤홍식, 최재화, 1995, 7-매개변수 좌표변환에 의한 우리 나라 측지계와 WGS84의 좌표변환

[12] NIMA, 1997, NIMA World Geodetic System 1984

[13] John P. Snyder, 1982, USGS, Map Projections Used by the U.S. Geological Survey

LIDAR 데이터의 Pass Adjustment 기법에 관한 연구

A Study on the Pass Adjustment of LIDAR Data

°이병길*, 김용일**

*서울대학교 지구환경시스템공학부 박사과정 (Tel:880-6286; Fax:889-0032; E-mail:basil@snu.ac.kr)
**서울대학교 지구환경시스템공학부 부교수 (Tel:880-7364; Fax:889-0032; E-mail:yik@snu.ac.kr)

Abstract: The vertical accuracy of LIDAR is quite good, but the horizontal accuracy is somewhat poor compared with ground survey or photogrammetry. Especially, the drift among observations of each flight path is one of the major sources of the positional errors. In this study we have proposed the pass adjustment method for adjusting the drift, and have applied it to the pilot project.

Keywords : LIDAR, Pass Adjustment, Positional Accuracy

1. 서론

21세기 지식정보사회에서는 다양한 종류의 정보를 신속하고 정확하게 획득·처리하는 기술을 기반으로 사회 전 분야에 고부가가치의 지식정보를 창출하는 획기적인 변화가 초래되고 있다. 다양한 지식정보들 중 지형공간정보는 현대사회가 복잡화, 고도화됨에 따라 국토공간의 효율적인 활용 및 관리를 위하여 그 중요성이 날로 증대되고 있다.

현재 국내에서도 「제1단계 국가지리정보체계 구축사업」을 완료하고 「제2단계 국가지리정보체계 구축사업」을 추진 중에 있다. 제2단계 국가지리정보체계 구축사업에서 중점적으로 추진하는 사업은 국가 기본지리정보 구축이며, 국가 기본지리정보는 행정구역, 교통, 해양 및 수자원, 지적, 측량기준점, 지형(수치표고자료), 시설물, 위성영상 및 항공사진으로 구성되어 있다.

국가 기본지리정보에 포함되어 있는 수치표고자료는 지형분석에 반드시 필요하며 국토계획 및 관리, 토목, 환경, 자원, 통신, 군사 등 다양한 분야에서 활용이 되고 있다. 지금까지 수치표고자료는 지상측량에 의한 방법, 기존지도에 의한 방법, 사진측량에 의한 방법 등으로 제작되었으나, 비용, 현시성, 정확도 등에서 문제점을 가지고 있어, 새로운 수치표고자료 제작 기법인 LIDAR(LIght Detection and Ranging) 장비를 이용한 항공레이저측량에 대한 관심이 높아지고 있다.

Airborne 레이저 Scanning 시스템이라고도 불리우는 LIDAR 시스템은 GPS(Global Positioning System)의 기술이 도입된 1980년대 후반부터 본격적인 개발이 시작되어 1990년대 중반에 상용화 된 제품이 출시되었다. 상용화 된 제품 출시 이후 장비성능과 측량정확도의 향상, 자료처리 및 활용 등을 위한 꾸준한 기술개발로 인하여 선진외국에서는 수치표고자료 획득에 LIDAR 기술이 활용되고 있다. LIDAR 장비를 이용한 항공레이저측량의 자료는 최근 DEM(Digital Elevation Model), DSM(Digital Surface Model) 및 DSM에 의해 표현되는 Digital City Model과 같은 원자료 형태로서의 활용이 활발할 뿐만 아니라, 건물과 같은 break-line을 가지는 인공구조물에 대한 vector 자료의 자동추출을 위한 자료원으로 많이 사용되고 있다.

그런데, LIDAR 기술은 여타 다른 수치표고자료 획득기법에 비해 높은 정확도를 가지고 있음에도 불구하고, 수평정확도가 상대적으로 떨어지며, 지역적, 지형적 특성에 따라 상이한 결과를 가질 수 있다. 사용되는 IMU(Inertial Measurement Unit) 장비의 정밀도를 높이면 수평정확도의 향상을 기대할 수 있으나, 비용에 대한 효과가 그리 높지 못한 편이며[4], 특히 우리나라와 같이 토지이용이 세밀하고 건물이 밀집되어 있는 지형공간 특성 하에서는 기존 LIDAR 측량의 작업공정 및 LIDAR 측량에서 제공하는 수평 및 수직정확도를 더욱 개선하기 위한 노력이 필요한 실정이다.

본 연구에서는 항공레이저측량에서 발생하는 수평위치오차의 원인을 분석하고 항공레이저측량의 각 관측 경로에서 발생하는 수평위치오차의 편의를 상호보정하기 위한 방법으로 pass adjustment 기법을 제안하였다.

2. 항공레이저 측량

2.1 LIDAR 장비의 기본 원리

LIDAR 장비는 레이저 scanner, GPS, INS로 구성되어 있으며, 레이저 scanner는 다시 거리측정부와 scanning부분으로 분할되며, 이들은 제어부를 통해 통합 운영되고 제어된다(그림 1. 참조).

GPS가 센서의 위치를, INS가 센서의 자세를, 레이저 scanner가 센서와 지표면과의 거리를 측정하여 지표면 상의 표고점에 대한 3차원 X, Y, Z 좌표를 결정한다. 항공레이저측량에서는 현재 레이저 센서 전면에 부착된 거울이 회전하거나, Palmer scan, fiber scanner, 회전 다각형 등의 방식(그림 2. 참조)으로 지표면을 scanning 하여 보다 넓은 지역을 측정할 수 있으며, scanning angle, acanning rate, 비행고도, 비행속도, 초당레이저측정회수 등이 측량의 밀도와 특성을 결정한다.

2.1.1 거리측정

레이저는 달리 짧은 주기를 가진 높은 에너지의 pulse를 만들 수 있다는 점과 작은 개구(aperture)를 이용하여 고도로 밀집된 상대적으로 짧은 파장의 빛을 만들 수 있다는 장점이 있어, 정밀한 거리 관측에 많이 사용되었다.

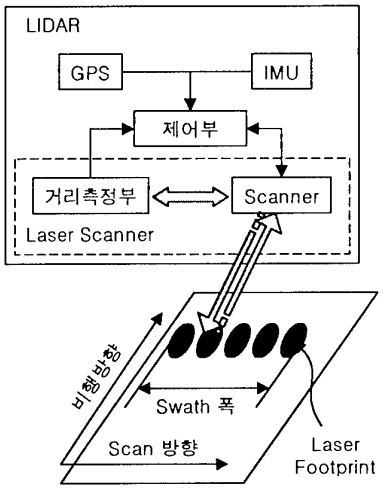


그림 1. LIDAR 장비의 기본 원리

Fig. 1 A Typical LIDAR System

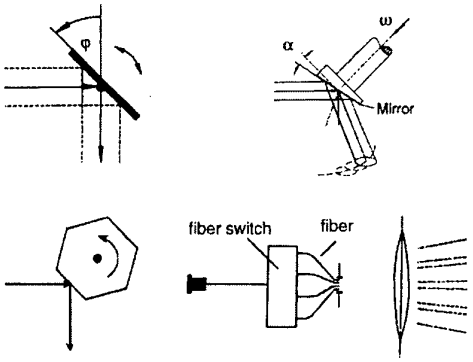


그림 2. Scanning 기법 (좌상단에서 시계방향으로), 진동 거울, Palmer scan, fiber scanner, 회전 다각형[3]

Fig. 2 Scanning mechanisms from top left, clockwise : oscillating mirror, Palmer scan, fiber scanner, rotating polygon

레이저를 이용한 거리의 관측에는 크게 pulse를 이용한 방법과 위상차를 이용하는 방법이 있다. 위상차를 이용하는 방법에서는 지속적으로 방사되는 레이저 광선을 이용한다. 이러한 레이저를 CW(Continuous Wave)라 한다. 현재 사용되고 있는 대부분의 LIDAR 장비에서는 pulse 레이저를 사용한다.

Pulse를 사용하는 경우, 거리를 측정하는 가장 직접적인 방법은 레이저 pulse의 왕복시간을 측정하는 것으로, 다시 말하면 pulse가 방사되고 수신되는 사이의 시간을 이용하는 것이다. 레이저 pulse의 왕복시간은:

$$t_L = 2\frac{R}{c} \tag{1}$$

이며, 여기서 R은 거리측정부(즉, 레이저 송수신부)와 지표면 객체 간의 거리이고, c는 빛의 속도이다. 식(1)에서 거리의 해상도 ΔR은 시간 측정의 해상도 Δt_L에 정비례하며, 다음과 같이 유도된다.

$$\Delta R = \frac{1}{2} c\Delta t_L \tag{2}$$

이 때, 거리의 정확도는 pulse의 생성시간, S/N 비율, 측정비율 등에 의해 결정된다.

$$\sigma_R \sim \frac{c}{2} t_{rise}\frac{1}{\sqrt{S/N}} \tag{3}$$

여기서, t_{rise}는 pulse 생성시간, S는 photodiode 전류의 신호강도, N은 photodiode와 증폭기의 열잡음 강도로, 일반적으로 사용되는 LIDAR 시스템에서 거리측정의 정확도는 cm 단위를 가진다.

2.1.2 스캐닝

대부분의 LIDAR 장비에서 레이저 광선은 일정한 순서로 비행방향을 가로질러 이동하여 측량 대상지역을 포괄하게 된다. 이러한 동작이 탑재기인 비행기의 진행방향에 의해 반복된다(그림 1. 참조). 따라서, scanning의 의미는 거리측정용 레이저를 특정한 pattern에 따라 굴절시켜 높은 점밀도로 대상물체의 표면을 sampling하는 것이라고 할 수 있다.

그림 1.에서 scan 방향으로 점간의 거리는

$$dx_{across_{int}} = \frac{h}{\cos^2(\theta_{inst})}\frac{\dot{\theta}_{inst}}{PRF} \tag{4}$$

이며, 여기서 h는 비행고도, θ_{inst}는 순간스캔각(instantaneous scan angle), $\dot{\theta}_{inst}$는 순간스캔각속도로 단위는 rad/s이고, PRF는 pulse의 반복 횟수이다.

반면에 비행방향으로 점간 거리는

$$dx_{along} = vt_{sc} \tag{5}$$

이며, 여기서 v는 비행기의 지상속도, t_{sc}는 한 scan 방향의 관측에 소요되는 시간으로 진동거울의 왕복주기에 해당한다.

또한, swath 폭은

$$SW = 2h\tan\left(\frac{\theta}{2}\right) \tag{6}$$

이고, 여기서 θ는 스캔각(scan angle)이다.

2.1.3 위치 및 자세 결정

LIDAR 장비에서는 레이저 aperture로부터 지표면의 한 점까지의 가시선 벡터만을 측정한다. 따라서, 기준좌표계 상에서 레이저 장비의 위치(position)와 자세(orientation)을 알고 있다면, 가시선 벡터를 알고 있는 해당 점의 3차원 좌표를 계산할 수 있다. LIDAR 장비가 가지고 있는 거리측정의 정확도가 10cm 보다 좋기 때문에 위치 및 자세 역시 최소한 비슷한 정확도를 가지고 있어야 한다. 이러한 정확도는 GPS와 IMU를 통합해야만 얻을 수 있다.

현재 LIDAR 장비에 많이 사용되고 있는 Applanix사의 POS/AV 장비의 경우 OTF(On-The-Fly) 관측과 DGPS (Differential GPS) 후처리에 의한 위치 및 자세 결정의 정확도는 다음 표1과 같다[4].

표 1. 대표적 위치 및 자세결정장비의 정확도 제원

Tab. 1 Accuracy Specificatioins of Typical Position and Orientation System

	OTF	DGPS 후처리
위치(m)	0.5~2.0	0.05~0.30
속도(m/s)	0.05	0.005~0.01
ω, ϕ(deg)	0.008~0.05	0.005~0.04
χ(deg)	0.05~0.1	0.008~0.08
잡음(deg/$\sqrt{hr}$)	0.01~0.20	
편류*(deg/hr)	0.1~0.75	

* 자세의 오차는 이 비율로 편류하여 위에 정의된 ω, ϕ, χ의 최대 오차까지 증가한다.

2.2 항공레이저 측량의 표고점 좌표계산

항공레이저 측량에서 위치 및 자세 결정부에서 관측된 위치오차가 10cm 이내이고 자세오차가 0.02° 이내라면, 정밀하게 관측된 거리를 이용하여 기준좌표계에 대한 지표면의 좌표를 다음의 식을 이용하여 계산할 수 있다[1].

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_0 \\ Y_0 \\ Z_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_d \\ Y_d \\ Z_d \end{bmatrix} + (R_{IMU} \cdot R_{IMU}^{LS}) \cdot \begin{bmatrix} l_X \\ l_Y \\ l_Z \end{bmatrix} \quad (7)$$

여기서, $(X, Y, Z)^T$는 표고점의 좌표, $(X_0, Y_0, Z_0)^T$는 GPS 장비에 대한 레이저 스캐너의 위치, $(X_d, Y_d, Z_d)^T$는 좌표계 변환에 의한 GPS 위치의 오차, R_{IMU}는 기준좌표계와 IMU 간의 회전행렬, R_{IMU}^{LS}는 레이저 스캐너와 IMU 간의 회전행렬, $(l_X, l_Y, l_Z)^T$는 레이저 스캐너에서의 레이저 광선 벡터이다.

이와 같이 표고점 좌표의 계산을 위해서는 LIDAR 장비를 구성하는 각 부위의 상호 위치 및 자세관계가 규명되어야 하고, 이러한 계통적 변수 들은 흔히 조정(Calibration) 과정을 거쳐 파악된다. 조정은 운동장과 같은 평지나 대형건물과 같은 기준 지역의 상공을 여러 방향에서 비행하여 관측한 자료를 이용하여 수행된다. 그런데, 이러한 조정에 대해서는 표준화된 공정이 없으며, 현재까지는 장비제조업체에서 각각 독자적인 작업방법에 의해 조정을 수행한다.

이상에서 얻어진 관측값은 결국 레이저 스캐너의 위치 (X_{LS}, Y_{LS}, Z_{LS}), 레이저 광선의 순간스캔각을 포함한 자세 $(\omega_L, \phi_L, \varkappa_L)$, 목표물까지의 거리 (D)의 일곱 개이며, 이들 관측값을 이용하여 다음의 식에 의해 표고점의 좌표를 계산할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{LS} \\ Y_{LS} \\ Z_{LS} \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} \cos\varkappa_L & -\sin\varkappa_L & 0 \\ \sin\varkappa_L & \cos\varkappa_L & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin\phi_L \\ \sin\omega_L \\ (1-\cos\omega_L)(1-\cos\phi_L) \end{bmatrix} \quad (8)$$

여기서, $(X_T, Y_T, Z_T)^T$는 표고점의 지상좌표이다.

2.3 표고점 좌표의 오차

레이저 스캐너의 위치와 자세를 알면 지상 표고점의 좌표계산은 비교적 단순한 과정을 통해 이루어질 수 있다. 그러나, 표고점 좌표의 오차는 좌표결정에 영향을 주는 7개의 변수로부터 전파되기 때문에 다양한 오차를 지니게 될 것이라고 예측할 수 있다. 식(8)로부터 표고점의 좌표에 대한 각 변수들의 영향을 추정하면 다음과 같다.

X_T의 오차는

$$\begin{aligned} \frac{\partial X_T}{\partial X_{LS}} &= dX_{LS} \\ \frac{\partial X_T}{\partial Y_{LS}} &= \frac{\partial X_T}{\partial Z_{LS}} = 0 \\ \frac{\partial X_T}{\partial \omega_L} &= -D \cdot \sin\varkappa \cdot \cos\omega \cdot d\omega \\ \frac{\partial X_T}{\partial \phi_L} &= -D \cdot \cos\phi \cdot \cos\varkappa \cdot d\phi \\ \frac{\partial X_T}{\partial \varkappa_L} &= D(\sin\phi \cdot \sin\varkappa - \cos\varkappa \cdot \sin\omega)dx \\ \frac{\partial X_T}{\partial D} &= (-\sin\phi \cdot \cos\varkappa - \sin\varkappa \cdot \sin\omega)dD \end{aligned} \quad (9)$$

이고, Y_T의 오차는

$$\begin{aligned} \frac{\partial Y_T}{\partial X_{LS}} &= \frac{\partial Y_T}{\partial Z_{LS}} = 0 \\ \frac{\partial Y_T}{\partial Y_{LS}} &= dY_{LS} \\ \frac{\partial Y_T}{\partial \omega_L} &= D \cdot \cos\varkappa \cdot \cos\omega \cdot d\omega \\ \frac{\partial Y_T}{\partial \phi_L} &= -D \cdot \cos\phi \cdot \sin\varkappa \cdot d\phi \\ \frac{\partial Y_T}{\partial \varkappa_L} &= D(-\sin\phi \cdot \cos\varkappa - \sin\varkappa \cdot \sin\omega)dx \\ \frac{\partial Y_T}{\partial D} &= (-\sin\phi \cdot \sin\varkappa + \cos\varkappa \cdot \sin\omega)dD \end{aligned} \quad (10)$$

이고, Z_T의 오차는

$$\begin{aligned} \frac{\partial Z_T}{\partial X_{LS}} &= \frac{\partial Z_T}{\partial Y_{LS}} = \frac{\partial Z_T}{\partial \varkappa_L} = 0 \\ \frac{\partial Z_T}{\partial Z_{LS}} &= dZ_{LS} \\ \frac{\partial Z_T}{\partial \omega_L} &= D(1-\cos\phi)\sin\omega\, d\omega \\ \frac{\partial Z_T}{\partial \phi_L} &= D(1-\cos\omega)\sin\phi\, d\phi \\ \frac{\partial Z_T}{\partial D} &= ((1-\cos\omega)(1-\cos\phi)-1)\, dD \end{aligned} \quad (11)$$

이다.

이때, GPS의 위치오차를 각 방향으로 10cm, 센서로부터 지상 표고점까지의 평균거리를 800m, 센서의 자세를 $\omega, \phi, \varkappa$에 대해 각각 평균적으로 25° , 5° , 5° , 센서의 자세오차를 각각 0.02° 라고 가정할 경우, 표고점의 X오차는 약 33.0cm, Y오차는 약 69.5cm, Z오차는 약 10cm가 되어, LIDAR 장비의 일반적인 수직, 수평정확도에 해당함을 알 수 있다. 또한, 식(9), (10), (11)에서 수평위치의 오차는 주로 IMU의 자세오차에 많은 영향을 받으며, GPS의 위치결정 오차는 표고점의 좌표오차에 큰 영향을 주지 않음을 알 수 있다.

항공레이저측량은 대상지역에 대해 50%이상의 중복을 가진 비행경로를 사용하여 관측을 수행하는데, 하나의 비행경로 내에서는 IMU의 자세오차가 일정한 방향성을 가지고 증가하기 때문에 지상표고점 간의 상대적인 위치오차가 최소화될 수 있다. 그러나, 서로 다른 경로 간에는 위에서 살펴본 것과 같은 오차가 서로 일정치 않은 방향성을 가지게 되어 부합하지 않고 편차를 가지는 문제가 발생한다.

이런 편차는 대부분 GPS, IMU 및 거리관측에서 발생하는 우연오차에 의한 것으로 calibration에 의해서도 제거되지 않는 오차이므로, 이에 대한 적절한 보정방법이 요구된다.

3. Pass Adjustment

3.1 각 비행경로 별 편차의 관측

각 비행경로 간에 발생하는 수평위치의 편차는 다음 그림 3.의 세가지 오차가 조합된 형태로 발생한다.

수평위치 편차에 비해 수직위치의 편차는 그렇게 크지 않으며, 일반적으로 항공레이저 측량에서 사용되는 평지에 대한 profile을 이용한 보정으로도 충분한 성과를 얻을 수 있다.

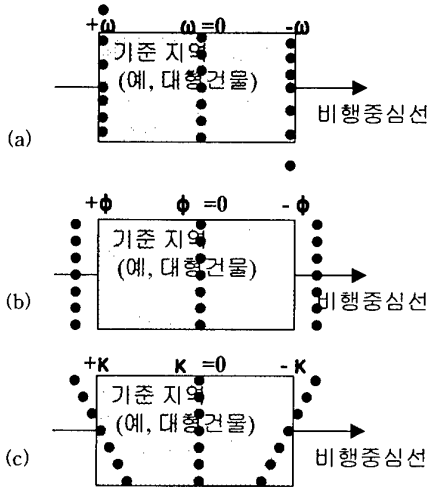


그림 3. 자세오차에 의한 지상표고점의 이동

Fig. 3 Coordinate Shift by Orientation Error

3.2 Pass Adjustment를 이용한 편차의 보정

앞에서 살펴본 바와 같이 일반적으로 한 비행경로에서 GPS와 IMU가 동일한 계통적 오차를 갖는다고 가정한다면 한 비행경로에 대한 항공레이저측량 자료는 하나의 객체공간상 모델로 가정할 수 있다. 이러한 가정을 바탕으로 항공레이저측량자료의 경로별 수평·수직위치 편차를 보정하기 위한 방법으로 Pass adjustment 기법을 제안하였다.

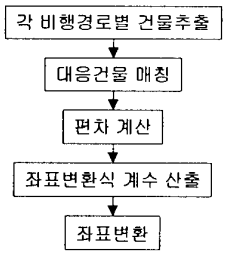


그림 4. Pass Adjustment의 작업 과정

그러나, 비행경로별 편차를 표고점 하나하나를 관측하여 결정하는 것은 거의 불가능하다[2]. 따라서, 경로 간의 편차를 결정하기 위해서는 각 경로 별로 식별하여 대응시킬 수 있는 지상대상물을 추출하여 경로간의 좌표변환식을 유도해야 한다. 지상대상물로는 도시지역에 산재하고 있는 건물의 사용이 유리하며, 이를 자동으로 추출하기 위한 여러 가지 기법에 대한 연구가 활발히 진행되고 있어 앞으로의 활용이 기대된다.

좌표변환식으로는 수직편차가 관측될 수 있으면 7-parameter 법을 사용하거나, 3차원 고차다항식을 이용하는 것이 바람직할 것으로 판단되며, 수직편차를 각 대상물에 대해 직접 관측하기 어렵다면, 수평위치에 대해 먼저 Affine 변환을 수행하고 수직위치를 기존의 방법과 동일하게 수행하는 것이 바람직할 것으로 판단되나, 본 실험연구에서는 아직 수평이동을 이용한 보정만을 수행하여 그 성과를 분석하였다.

3.3 실험 적용

본 연구에서는 분당에서 획득된 항공레이저측량 자료의 일부를 이용하여 pass adjustment를 수행하였으며, 정확도 검증을 위한 건물등의 특이점 좌표는 GPS와 Total Station을 이용하여 측정하였다. 본 연구에서는 실험적으로 지상표고점에서 일정높이 이상의 점을 추출하여 육안으로 식별할 수 있는 건물을 보정을 위한 지상대상물로 사용하였으며, 각 경로간 편차에 대한 수학적 모델이 완성되어 있지 않아 수평이동으로 수평위치오차를 보정하였다.

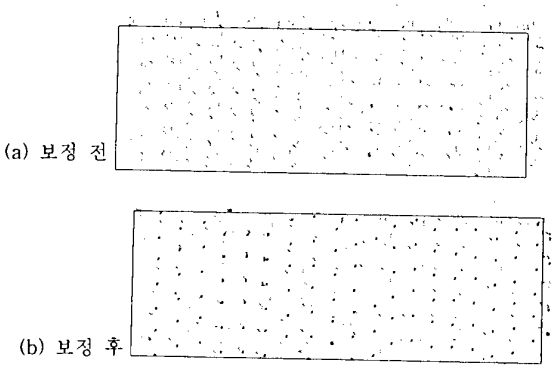


그림 5. 보정 전후의 3경로 지상표고점 비교

Fig. 5 Laser Points before and after of Adjustment

보정 전후 특이점에 대한 수평위치의 RMSE(Root Mean Square Error)는 약 64cm에서 22cm로 향상되었다. 이는 대상지역의 면적이 좁아 수평이동만으로도 충분히 목표하는 정확도의 향상을 달성할 수 있었던 것으로 판단되며, 향후 더 엄밀한 좌표변환식에 대한 연구가 필요하다.

4. 결론

본 연구를 통해 LIDAR 데이터의 오차원인 및 오차의 크기를 분석하였고, 오차 보정을 위한 방법으로 Pass adjustment 기법을 제안하여 기본적인 성능을 평가하였다.

LIDAR 데이터는 수평위치에 오차가 크게 발생하며, 그 주요원인은 IMU의 우연오차이다. IMU의 오차는 비행경로 내에서는 일정하고 비행경로 간에 차이가 나므로, 데이터에 편차를 발생시킨다. Pass adjustment 기법을 이용하여 이러한 편차를 제거할 수 있는 가능성을 확인하였으며, 각 비행경로 간 편차에 대한 엄밀한 수학적 모델을 구성하여, 좌표변환을 수행하면 더 정확한 결과를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

참고문헌

[1] H. Burman, "Adjustment of Laser Scanner Data for Correction of Orientation Errors", Proceedings of XIXth congress of ISPRS, 2000, pp.125-132.

[2] V. Casella, A. Spalla, "Estimation of Planimetric Accuracy of Laser Scanning Data. Proposal of a Method Exploiting Ramps", Proceedings of XIXth congress of ISPRS, 2000, pp.157-163.

[3] A. Wehr, U. Lohr, "Airborne Laser Scanning-an Introduction and Overview", ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, Vol. 54, 1999, pp.68-82.

[4] http://www.applanix.com/html/prod_airborn_tech_210.html

Session 6 – Carrier Phase Technique

초청강연 :
GPS 초기미지정수 추정과 검증: 접근방법, 연구동향 및 현안과제 ----------213
김동현 박사, Richard B. Langley (Univ. of New Brunswick)

GPS 반송파를 이용한 이동체의 3차원 위치 및 자세 측정 ----------222
신명주*, 박종성*, 김찬호*, 이대로*, 이영재*, 지규인**, 박찬국***
(*건국대 항공우주공학과, **건국대 전자정보통신공학과, ***광운대 제어계측공학과)

GPS 반송파를 이용한 모니터링 시스템 개발 ----------226
이준호*, 신명주*, 박종성*, 김찬호*, 이대로*, 이영재*, 지규인**, 박찬국***
(*건국대 항공우주공학과, **건국대 전자정보통신공학과, ***광운대 제어계측공학과)

LSAST를 이용한 실시간 자세결정법 연구 ----------230
장재규, 기창돈 (서울대 기계항공공학부)

반송파 정밀 측위의 미지정수 검색 범위 결정 방법 ----------234
이기원*, 오천균*, 신동호**, 박찬식***, 성태경****
(*충남대 전기공학과, **국방과학연구소, ***충북대 전기전자공학부, ****충남대 정보통신공학부)

실내항법시스템을 이용한 모형차량 자동 제어 시스템 개발 ----------239
윤두희, 전해영, 김도윤, 기창돈 (서울대 기계항공공학부)

이동전화와 인터넷을 이용한 실시간 정밀측위시스템 개발 ----------243
고선준, 원종훈, 이자성 (아주대 전자공학과)

GPS Ambiguity Resolution and Validation: Methodologies, Trends and Issues

Donghyun Kim and Richard B. Langley

GPS Research Group
Geodetic Research Laboratory, Department of Geodesy and Geomatics Engineering
University of New Brunswick, Fredericton, N.B. E3B 5A3, Canada
E-mail: kim@unb.ca, lang@unb.ca

Abstract

Resolving the GPS carrier-phase ambiguities has been a continuing challenge for sub-centimeter-level high-precision GPS positioning. Once the integer ambiguities are fixed correctly, the carrier-phase observations are conceptually turned into sub-centimeter-level high-precision range measurements making it possible to attain high-precision positioning solutions. Consequently, this topic has been a rich source of GPS-research over the last decade.

A brief review of the previous work on ambiguity resolution and validation which has been carried out by many research groups from all over the world is presented in this paper. For a general understanding of these contributions, we have classified the ambiguity resolution techniques in terms of their characteristics. Current research trends and issues in ambiguity resolution and validation are described and a bibliography of representative papers is provided.

Keywords: ambiguity resolution and validation, classification of ambiguity resolution techniques, research trends and issues in ambiguity resolution and validation.

1. Introduction

For the last decade or so, it has been a continuing challenge to resolve the GPS carrier-phase integer ambiguities. From the first demonstration of the use of the GPS carrier-phase observations for sub-centimeter-level precision positioning and surveying, to the latest development of the instantaneous ambiguity resolution on-the-fly (OTF) techniques, a lot of ambiguity resolution techniques have been proposed by many groups from all over the world. According to a recent report of the Special Study Group (SSG) 1.157 of the International Association of Geodesy (IAG), 300 of the 325 catalogued papers on ambiguity resolution and validation have been published during the last decade. Furthermore, research in this area tended to increase recently (Table 1). Why is interest in ambiguity resolution and validation growing? The answer may be found in the interesting scientific aspects of the problem such as integer least-squares estimation theory, ambiguity search algorithms, and the extensive number of scientific applications which can benefit by the highest-possible GPS positioning accuracies. Also, there are large commercial interests in the problem as well.

Table 1. Number of papers on ambiguity resolution and validation

Years	No. of papers
1981-1984	1
1985-1989	24
1990-1994	123
1995-1999	177
Total	325

The GPS carrier-phase ambiguity represents the arbitrary counter setting (an integer value) of the carrier-phase cycle tracking register at the start of observations of a satellite (phase lock), which biases all measurements in an unbroken sequence of that satellite's carrier-phase observations. Once the integer ambiguities are fixed correctly, the

carrier-phase observations are conceptually turned into millimeter-level high-precision range measurements and hence it is possible to attain sub-centimeter-level positioning solutions. However, fixing the integer ambiguities is a non-trivial problem, especially if we aim at computational efficiency and high performance (or success rate). Therefore, this topic has been a rich source of GPS-research over the last decade.

In general, algorithms for solving the integer ambiguities have been developed for two different applications. The first group of the algorithms has been developed for applications using multi-reference stations in static mode. Multi-reference stations are occupied for several hours or even several days. Inter-station distance can reach thousands of kilometres. Whereas the second group of the algorithms has been developed for rapid-static, kinematic and navigation applications. Only two stations are usually involved with at least one station moving. The maximum distance between the stations is a few tens of kilometres. Time of occupation is the order of seconds to minutes or even instantaneous. However, conceptually there are no differences between the two applications, and the research directed to one application can benefit from research conducted for the other. Moreover, particular interests such as real-time long-baseline kinematic applications integrate the two approaches.

For a general understanding of this research area, it may be useful to take a look at previous work in the field and various research projects in progress. One good source of information where we can get an overview of research trends and issues on ambiguity resolution is the IAG Web site, particularly the reports of the SSGs which belong to Section I. IAG Section I is concerned with the scientific aspects of measurements and the analysis of regional and global geodetic networks as well as satellite, inertial, kinematic and marine positioning. One of the main activities of an SSG is the international coordination of the ongoing research in its field. The following SSGs are of particular interest:

1) SSG 1.154 on "Quality issues in real time GPS positioning",
2) SSG 1.157 on "GPS ambiguity resolution and validation",
3) SSG 1.179 on "Wide area modeling for precise satellite positioning".

This paper attempts to review briefly the main issues and research trends in ambiguity resolution and validation. First, we will summarize the previous work which has been carried out by many research groups from all over the world. Then, we will take a look at recent research activity in the area.

2. Ambiguity Resolution Techniques

Comparison of the ambiguity resolution techniques is not easy and not always feasible. The terms of reference of SSG 1.157 clarifies this point:

> "Despite the large effort spent by many groups from all over the world in devising various schemes, knowledge about their theoretical foundation, and how the schemes are related to each other, is still lacking. Different terminology is used and comparisons between methods are rare. Due to a lack of knowledge about the various methods, the implementations used in the comparisons (if made at all) are not always complete, thereby making the test results unreliable. Moreover, results reported of one particular method, are often difficult to relate to the results of another method, due to lacking knowledge of the characteristics of the data and the type of computer that was used."

As a result, comparison of the ambiguity resolution techniques in terms of computational efficiency and performance is not always reliable. To avoid this pitfall, we will restrict our interest to categorizing the techniques in terms of individual characteristics.

Classification based on measurement information utilization

So far, there is only one paper which has presented a comprehensive study of the classification of the ambiguity resolution techniques [*Hatch and Euler*, 1994]. In the paper, many ambiguity resolution techniques are classified according to how they attempt to make use of the information contained within the receiver measurements. Although some papers briefly describe (usually in an introduction) their own classification, there is no significant difference from that of *Hatch and Euler*. The classification is three-fold:

1) Ambiguity resolution in the measurement domain,
2) Search technique in the coordinate domain,

3) Search technique in the ambiguity domain.

The first class is the simplest ambiguity resolution technique which uses C/A or P-code pseudoranges directly to determine the ambiguities of the corresponding carrier-phase observations. Since the precision of raw C/A or even P-code pseudoranges is, however, generally not good enough to determine the integer ambiguities, inter-frequency linear combinations of the L1 and L2 observations are used with a smoothing process for the estimated ambiguities. There are a few papers which give comprehensive studies of the inter-frequency linear combinations (see, for example, *Cocard and Geiger* [1992], *Collins* [1999]).

The second class of algorithms includes the very first ambiguity resolution technique developed, namely the Ambiguity Function Method (AFM) [*Counselman and Gourevitch*, 1981; *Remondi*, 1984]. This technique uses only the fractional value of the instantaneous carrier-phase measurement and hence the ambiguity function values are not affected by the whole-cycle change of the carrier phase or by cycle slips. Despite significant improvement of the original algorithm by *Han and Rizos* [1996], the technique provides relatively poor computational efficiency and consequently it is of little import other than of historical interest.

The third class comprises the most abundant group of techniques which are based on the theory of integer least-squares [*Teunissen*, 1993]. Parameter estimation under the theory is carried out in three steps – the float solution, the integer ambiguity estimation, and the fixed solution. Each technique makes use of the variance-covariance matrix obtained at the float solution step and employs different ambiguity search processes at the integer ambiguity estimation step. The following are some representative techniques in the class: the Least-Squares Ambiguity Search Technique (LSAST) [*Hatch*, 1990]; the Fast Ambiguity Resolution Approach (FARA) [*Frei and Beutler*, 1990]; the modified Cholesky decomposition method [*Euler and Landau*, 1992]; the Least-Squares AMBiguity Decorrelation Adjustment (LAMBDA) [*Teunissen*, 1994]; the null space method [*Martin-Neira et al.*, 1995]; the Fast Ambiguity Search Filter (FASF) [*Chen and Lachapelle*, 1995]; and the Optimal Method for Estimating GPS Ambiguities (OMEGA) [*Kim and Langley*, 1999a].

Table 2. Characteristics of ambiguity resolution techniques.

Technique	Principal Author(s)	Ambiguity Search Method*	Data Processing Method*	Search Space Handling Method*
LSAST	Hatch	Independent	Single-epoch	None
FARA	Frei and Beutler	All	Multi-epoch	Conditional
Modified Cholesky Decomposition	Euler and Landau	All	Multi-epoch	None
LAMBDA	Teunissen	All	Multi-epoch	Transformation /Conditional
Null Space	Martin-Neira	Independent	Single-epoch	Transformation
FASF	Chen and Lachapelle	All	Multi-epoch	Conditional
OMEGA	Kim and Langley	Independent	Single/Multi-Epoch	Transformation /Conditional

* Refer to the section "Classification based on methodology" for details.

Classification based on methodology

The ambiguity resolution techniques which belong to the first two classes delineated in the previous section are so straightforward that further discussion is not needed. As for the third class, however, an overarching point of view may be helpful in understanding the various techniques because each technique has more or less different characteristics. Therefore, in the remainder of this paper we will restrict our discussion to the techniques in the third class.

Before we investigate the ambiguity resolution techniques further, we will consider the general goals of the techniques and discuss both the common and disparate aspects of the techniques. As can be seen in many papers, the general goals

that the ambiguity resolution techniques try to achieve are to increase the performance of the integer ambiguity estimation and to improve the computational efficiency of the ambiguity search process. The performance of the integer ambiguity estimation, which means the capability to discriminate a correct ambiguity set from all candidate sets, can be generally increased by means of more realistic stochastic models for receiver system noise (or observation noise) and well-defined validation procedures for the solutions. Unfortunately, it is not easy to distinguish one technique from the others based on their performance because almost all the techniques have common aspects as far as performance is concerned. In fact, it is the computational efficiency of the ambiguity search process rather than the performance that distinguishes the different ambiguity resolution techniques.

Another common feature of the ambiguity resolution techniques can be found in the objective functions which are derived from the integer least-squares problem. Many ambiguity resolution techniques which perform a search in the ambiguity domain are basically based on the minimization of the quadratic form of the residuals. Principally, this minimization problem is referred to as an integer least-squares problem due to the integer-constraint for the ambiguity parameters. The same objective function, which is related to the minimization of the quadratic form of the residuals under the integer least-squares problem, can be derived using different approaches [*Euler and Landau*, 1992; *Teunissen*, 1993; *Kim and Langley*, 2000a].

With respect to the computation of the objective function, there are two basic approaches: a "*single-epoch*" (or instantaneous) approach and a "*multi-epoch*" approach. A single-epoch approach uses one epoch's observations while a multi-epoch approach uses many sequential observations in computing the quadratic form of the residuals. As far as the performance of ambiguity resolution is concerned, the single-epoch approach may not attain a higher success rate than the multi-epoch approach because the single-epoch approach often fails to find correct ambiguity parameters. This is due to the difference between a local and a global minimum for the quadratic form of the residuals. When the observations are significantly contaminated by biases such as multipath, residual atmospheric effects, satellite orbit error and so on, a local minimum which is determined using one epoch's observations is apt to be biased. On the other hand, a global minimum which is determined using many sequential observations over a relatively long time span is unbiased as long as the behaviour of biases can be assumed to be a random process over the time span. Therefore, the single-epoch approach should be used with a procedure which improves ambiguity resolution performance. It has been reported that the performance of the single-epoch approach can be improved when a linear filter for the residuals is employed [*Borge and Forssell*, 1994] or when the time average of the objective function is used [*Martin-Neira et al.*, 1995].

As turns out to be clear (to some degree) from the above discussion, the ambiguity resolution techniques have different characteristics in terms of the computational efficiency of the ambiguity search process and hence we can classify the techniques according to their approaches for the search process. In classifying the techniques, we kept in mind two questions: 1) How do the techniques describe or limit the ambiguity search space? and 2) How do the techniques deal with the ambiguity parameters?

The computational efficiency of the ambiguity search process can be improved in several ways. A general approach is to reduce the ambiguity search space which comprises the ambiguity candidate sets. In this case, the correct ambiguity set should be retained in the reduced search space once the original search space includes it. We can find two methods for this approach. One is the search domain transformation method which transforms the original ambiguity sets into the corresponding ones in a transformed space. The reduction effect is usually gained through a "many-to-one" relationship between the original and transformed sets, and/or through redefining a more efficient search space than original one [*Abidin*, 1993; *Martin-Neria et al.*, 1995]. The other method for reducing the search space is to define the conditional search ranges in multi-level searches (e.g., FARA and FASF). This method is based on the fact that the ambiguity parameters of lower search levels are conditioned on those of upper search levels. Some techniques use two methods simultaneously (e.g., LAMBDA and OMEGA). Another approach for improving the computational efficiency is to find a more efficient computational algorithm for the quadratic form of the residuals. There have not been many investigations into this approach except for studies on the modified Cholesky decomposition method [*Euler and Landau*, 1992] because the search space reduction methods usually obtain higher computational efficiency anyway. Moreover, we have already well-known computational algorithms for the

quadratic form of the residuals, such as the singular value decomposition and the Cholesky decomposition. Note that the modified Cholesky decomposition is frequently used in the context of the ambiguity resolution techniques due to a symmetric nonnegative definite matrix in the quadratic form of the residuals. Recent studies by *Kim and Langley* [1999b, 2000a] show that computational efficiency can be significantly improved using alternative algorithms for the quadratic form of the residuals.

As mentioned previously, parameter estimation under the integer least-squares problem is carried out in three steps – the float solution, the integer ambiguity estimation, and the fixed solution. Regardless of which ambiguity resolution technique is used, the same computational algorithms can be employed for the float and fixed solutions. On the other hand, the procedures of the integer ambiguity estimation depend on the specific ambiguity search technique adopted. We can classify the ambiguity search techniques into two classes according to how they handle the ambiguity parameters in the ambiguity search process – an "*all-ambiguity-search*" method (e.g., FARA, LAMBDA, FASF and the modified Cholesky decomposition method) and an "*independent-ambiguity-search*" method (e.g., LSAST and OMEGA). In generating the ambiguity search space, the first method uses all the ambiguity parameters while the second one uses only independent ambiguity parameters which provide an unique solution for the system (or observation equations) and hence dependent ambiguity parameters are determined once the independent ones are given [*Hatch*, 1990]. Generally, the independent-ambiguity-search method has a great efficiency in generating the ambiguity search space but computational efficiency of the method is not improved as much as expected because of the computational burden of the dependent ambiguity parameters. *Kim and Langley* [1999b, 2000a] proposes alternative algorithms to overcome the problem.

3. Research Trends and Issues

Over the past decade, the ambiguity resolution techniques have been improved with the ambiguity search process made more efficient in order to make the ambiguity resolution techniques practical. As a matter fact, it is "*computational efficiency*" that the ambiguity resolution techniques have aimed at. Unfortunately, the race for more efficient ambiguity search algorithms seems to be already saturated because current achievements in computational efficiency seem sufficient for many practical applications. For example, some techniques such as FASF, LAMBDA and OMEGA provide ambiguity and positioning solutions within a few tens of milliseconds according to their developers. Such speed is more than satisfactory for most applications. Although many of the currently available techniques are quite efficient, this does not necessary mean that further investigations for better ambiguity search algorithms are pointless.

On the contrary, ambiguity resolution techniques have not usually been described in terms of a generalized (or standard) procedure which includes: a functional (or deterministic) model which describes the relationship between observations and unknown parameters; a stochastic model which represents the noise characteristics of the observations; a quality control scheme which handles cycle slips (or outliers); and a parameter-estimation scheme which determines ambiguity parameters as well as navigation solutions. As a result, it is not always clear if the results reported in the literature are isolated ("best") cases or can be reproduced at any place on the earth at any time during the day. In fact, we need to consider the "*reliability*" of the techniques. IAG SSG 1.154 on "Ambiguity Resolution and Validation" had investigated the problem during the years 1995-1999. Unfortunately, the lack of a generalized procedure is still present although progress has been made. Furthermore, there is no general agreement on the form of the generalized procedure up to now.

As was mentioned previously, the general goal of the ambiguity resolution techniques includes the "*performance*" (or success rate) of ambiguity resolution. Although no comprehensive study has yet been performed, it is evident from many papers that concern about this aspect of ambiguity resolution has been growing. The issues related to performance are two-fold: 1) How do we increase performance? and 2) How do we evaluate performance? The first issue is involved with the *qualitative* realization of performance, whereas the second issue is related to the *quantitative* evaluation of performance.

To obtain optimal solutions in the least-squares estimation, both a functional and a stochastic model should be specified appropriately. As long as the models are correct, in principle, the optimal solutions are not biased and hence we can obtain correct solutions. The same is true for the

ambiguity parameter estimation because it is based on the integer least-squares estimation theory. Therefore, the realization of high performance (i.e., the determination of correct ambiguity parameter values) depends on how correctly we can establish the functional and the stochastic models. With respect to the function model, specific error modeling and parametric modeling for the error sources – ionospheric delay, tropospheric delay, satellite orbit error, multipath and so on – are essential concerns. Although intensive research has been conducted in this area, interest is still growing, particularly for the applications requiring real-time, long-baseline or kinematic solutions. On the other hand, stochastic modeling has received less attention than functional modeling. However, the stochastic modeling turns out to be a crucial research topic as the interest in the performance of ambiguity resolution increases. The race for more realistic stochastic models is in full swing at this moment with many recent developments: the elevation-angle dependent function approach [Jin, 1996]; the signal-to-noise ratio (SNR) or alternatively the carrier-to-noise-power-density ratio (C/N_0) approach [*Hartinger and Brunner*, 1998; *Barnes et al.*, 1998; *Collins and Langley*, 1999]; the (adaptive) least-squares estimation approach [*Wang et al.*, 1998a; *Wang*, 1999; *Tiberius and Kenselaar*, 2000] and the real-time estimation approach [*Han*, 1997; *Kim and Langley*, 2000c]. Fundamental discussions about the observation noise were given by *Langley* [1997] and *Tiberius et al.* [1999]. IAG SSG 1.179 on "Wide Area Modeling for Precise Satellite Positioning" will be closely related to the issues of functional and stochastic modeling during the years 2000-2003.

There are two approaches for the evaluation of performance: 1) the performance evaluation function approach and 2) the discrimination function approach. The first approach tries to evaluate the performance of the integer ambiguity parameters using the probabilistic properties of the integer ambiguity estimators. *Teunissen* [1998, 1999] has proposed a performance evaluation function, particularly for the integer bootstrapping (i.e., sequential conditional integer rounding) technique which was adopted in the LAMBDA method. On the other hand, the second approach tries to measure discrimination power between the best ambiguity candidate and the second-best one. Although some discrimination test procedures have been proposed during the past decade, more reliable test procedures which can quantify discrimination power have been proposed only recently [*Han*, 1997; *Wang et al.*, 1998b]. Compared with the activities for the qualitative realization mentioned previously, the research on the quantitative evaluation is less intense so far. Nevertheless this topic is ripe enough to start a race.

With an increased level of research on (real time) long-baseline (kinematic) applications recently, some of this research has shown up in the ambiguity resolution arena. Although we have already noted the extensive ambiguity resolution research over the past decade, this research was usually directed towards post-processing and static applications. But all the issues mentioned above (i.e., computational efficiency, reliability and performance) are inherent in the real-time, long-baseline, or kinematic applications. For example, functional modeling turns out to be difficult because of the decorrelation of such biases as ionospheric delay, tropospheric delay and satellite orbit error in long-baseline situations, and the quasi-random behavior of multipath in kinematic situations. As a result, stochastic modeling also turns out to be more difficult. On the other hand, those problems can be handled relatively easily in static and short-baseline applications. Conventionally, the multi-reference station approaches have been proposed to overcome the problems in (post-processing) long-baseline (static) applications (see *Fotopoulos* [2000]). The capability of real-time and kinematic processing has been investigated using the virtual reference station approach [*van der Marel*, 1998; *Odijk et al.*, 2000] and the parametric estimation approach [*Kim and Langley*, 2000b].

4. Concluding Remarks

A brief review of the research trends and issues on ambiguity resolution and validation has been presented in this paper. At first, we took a look at the work carried out by many research groups from all over the world. Since it is not always clear if the results reported in the literature are isolated (or ideal) cases or can be reproduced at any place at any time, comparison of the different ambiguity resolution techniques based on the literature is not always reliable. To avoid this pitfall, we tried to give our viewpoints in classifying the techniques solely in terms of their characteristics. This may be helpful for a general understanding of this research area.

Considering the general goals of the ambiguity resolution techniques, it is the computational efficiency of the ambiguity search process rather than the performance that characterizes the

individual ambiguity resolution techniques. For at least a decade, there has been an intensive competition to develop more efficient ambiguity search algorithms because computational efficiency was essential to make the ambiguity resolution techniques practical. As a result, current achievements in computational efficiency seem sufficient for many practical applications. This trend has switched the race to the performance of ambiguity resolution. Currently, work on two issues related to the performance is in full swing: i.e., the qualitative realization of high performance and the quantitative evaluation of performance. Both issues are equally important in terms of accuracy and availability in designing a system.

We are facing a new challenge in the demands of real-time long-baseline kinematic applications. There is an attractive driving force in the challenge because all the issues related to the ambiguity resolution (i.e., computational efficiency, reliability and performance) are inherent to these applications. These applications require the integration of the knowledge and experiences that we have obtained from the conventional approaches for short-baseline and long-baseline analyses, for static and kinematic applications, and for post-processed and real-time evaluations.

5. Acknowledgements

The research reported in this paper was conducted under the program of the GEOIDE Network of Centres of Excellence (project ENV#14). The support of the Canadian Coast Guard; the Canadian Hydrographic Service; Viasat Géo-Technologie Inc.; Geomatics Canada; and the Centre de Recherche en Géomatique, Université Laval is gratefully acknowledged. Also acknowledged is colleague Mr. Sunil Bisnath for useful comments on the early version of this paper.

6. References

Abidin, H.Z. (1993). "On the construction of the ambiguity searching space for on-the-fly ambiguity resolution." *Navigation: Journal of The Institute of Navigation*, Vol. 40, No. 3, pp. 321-338.

Barnes, J. B., N. Ackroyd and P. A. Cross (1998). "Stochastic modeling for very high precision real-time kinematic GPS in an engineering environment." *Proceedings of the F.I.G. XXI International Congress*, Commission 6, Engineering Surveys, Brighton, U.K., 19-25 July, pp. 61-76.

Borge, T. K. and B. Forssell (1994). "A new real-time ambiguity resolution strategy based on polynomial identification." *Proceedings of KIS'94*, Banff, Canada, August 30-September 2, pp. 233-240.

Chen, D. and G. Lachapelle (1995). "A comparison of the FASF and least-squares search algorithms for on-the-fly ambiguity resolution." *Navigation: Journal of The Institute of Navigation*, Vol. 42, No. 2, pp. 371-390.

Cocard, M. and A. Geiger (1992). "Systematic search for all possible widelanes." *Proceedings of the Sixth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning*, Columbus, Ohio, 17-20 March, pp. 312-318.

Collins, J. P. and R. B. Langley (1999). "Possible weighting schemes for GPS carrier phase observations in the presence of multipath." Final contract report for the U.S. Army Corps of Engineers Topographic Engineering Center, No. DAAH04-96-C-0086 / TCN 98151, March, 33 pp. (Available on-line at: <http://gauss.gge.unb.ca/papers.pdf/acereport99.pdf>)

Collins, J. P. (1999). "An overview of GPS inter-frequency carrier phase combinations." Unpublished paper. (Available on-line at: <http://gauss.gge.unb.ca/papers.pdf/L1L2combinations.collins.pdf>)

Counselman, C. C. and S. A. Gourevitch (1981). "Miniature interferometer terminals for earth surveying: ambiguity and multipath with Global Positioning System." IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. GE-19, No. 4, pp. 244-252.

Euler, H.-J. and H. Landau (1992). "Fast GPS ambiguity resolution on-the-fly for real-time application." *Proceedings of Sixth International Geodetic Symposium on Satellite Positioning*, Columbus, Ohio, 17-20 March, pp. 650-659.

Fotopoulos, G. (2000). *Parameterization of DGPS carrier phase errors over a regional network of reference stations.* M.Sc. thesis, August, Department of Geomatics Engineering, University of Calgary, Report No. 20142. (Available on-line at: <http://www.ensu.ucalgary.ca/Papers/Thesis/MEC/00.20142.GFotopoulos.pdf>)

Frei, E. and G. Beutler (1990). "Rapid static positioning based on the fast ambiguity resolution approach "FARA": theory and first results." *Manuscripta Geodaetica*, Vol. 15, No. 4, pp. 325-356.

Han, S. and C. Rizos (1996). "Improving the computational efficiency of the ambiguity function algorithm." *Journal of Geodesy*, Vol. 70, No. 6, pp. 330-341.

Han, S. (1997). "Quality-control issues relating to instantaneous ambiguity resolution for real-time GPS kinematic positioning." *Journal of Geodesy*, Vol. 71, No. 6, pp. 351-361.

Hartinger, H. and F. K. Brunner (1998). "Attainable accuracy of GPS measurements in engineering surveying." *Proceedings of the F.I.G. XXI International Congress*, Commission 6, Engineering Surveys, Brighton, U.K., 19-25 July, pp. 18-31.

Hatch, R. (1990). "Instantaneous ambiguity resolution." *Proceedings of KIS'90*, Banff, Canada, 10-13 September, pp. 299-308.

Hatch, R. and H.-J. Euler (1994). "Comparison of several AROF kinematic techniques." *Proceedings of ION GPS-94*, Salt Lake City, Utah, September 20-23, pp. 363-370.

IAG SSG 1.154 (1996-1999). "Quality issues in real-time GPS positioning." Final Report, (Available on-line at: <http://www.gmat.unsw.edu.au/ssg_RTQC/ssg_rtqc.pdf>).

IAG SSG 1.157 (1996-1999). "GPS ambiguity resolution and validation." Preliminary Report, (Available on-line at: <http://www.geo.tudelft.nl/mgp/people/paul/ssg_1157.html>).

IAG SSG 1.179 (2000-2003). "Wide area modeling for precise satellite positioning." Terms of Reference, (Available on-line at: <http://www.gfy.ku.dk/~iag/HB2000/part3/Sec1.htm>).

Jin, X. X. (1996). "Theory of carrier adjusted DGPS positioning approach and some experimental results." Thesis. Delft University of Technology, Delft University Press, Delft, The Netherlands.

Kim, D. and R. B. Langley (1999a). "An optimized least-squares technique for improving ambiguity resolution performance and computational efficiency." *Proceedings of ION GPS'99*, Nashville, Tennessee, 14-17 September, pp. 1579-1588. (Available on-line at: <http://gauss.gge.unb.ca/papers.pdf/iongps99.pdf>)

Kim, D. and R. B. Langley (1999b). "A search space optimization technique for improving ambiguity resolution and computational efficiency." Presented at GPS99, *International Symposium on GPS: Application to Earth Sciences and Interaction with Other Space Geodetic Techniques*, Tsukuba, Japan, 18-22 October; accepted for publication in *Earth, Planets and Space*, Vol. 52, No. 5, pp. 807-812. (Available on-line at: <http://gauss.gge.unb.ca/papers.pdf/tsukuba99.pdf>)

Kim, D. and R. B. Langley (2000a). "Alternative algorithms for computing the quadratic form of the residuals in GPS ambiguity search methods." To be published.

Kim, D. and R. B. Langley (2000b). "Kalman-filter-based GPS ambiguity resolution for real-time long-baseline kinematic applications." Presented at the workshop of the Central European Initiative working group on Satellite Navigation Systems, Olsztyn, Poland, 3-5 July. (Available on-line at: <http://gauss.gge.unb.ca/papers.pdf/cei.poland.00.pdf>)

Kim, D. and R. B. Langley (2000c). "A reliable approach for ambiguity resolution in real-time long-baseline kinematic GPS applications." *Proceedings of ION GPS 2000*, Salt Lake City, Utah, 19-22 September, 12 pp. (Available on-line at: <http://gauss.gge.unb.ca/papers.pdf/iongps2000.pdf>)

Langley, R. B. (1997). "GPS receiver system noise." *GPS World*, Vol. 8, No. 6, April, pp. 40-45.

Marel, H. van der (1998). "Virtual GPS reference stations in the Netherlands." *Proceedings of ION GPS'99*, Nashville, Tennessee, 15-18 September, pp. 49-58.

Martin-Neira, M., M. Toledo, and A. Pelaez (1995). "The null space method for GPS integer ambiguity resolution." *Proceedings of DSNS'95*, Bergen, Norway, April 24-28, Paper No. 31, 8 pp.

Odijk, D., H. van der Marel, and I. Song (2000). "Precise GPS positioning by applying ionospheric corrections from an active control network." *GPS Solutions*, Vol. 3, No. 3, pp. 49-57.

Remondi, B. W. (1984). *Using the Global Positioning System (GPS) phase observable for relative geodesy: modeling, processing and results*. Ph.D. dissertation, Center for Space Research, University of Texas at Austin.

Teunissen, P.J.G. (1993). "Least-squares estimation of the Integer GPS ambiguities." Invited lecture, Section IV: Theory and Methodology, IAG General Meeting, Beijing, China, August.

Teunissen, P.J.G. (1994). "A new method for fast carrier phase ambiguity estimation." *Proceedings of IEEE PLANS'94*, Las Vegas, NV, April 11-15, pp. 562-573.

Teunissen, P. J. G. (1998). "Success probability of integer GPS ambiguity rounding and bootstrapping." *Journal of Geodesy*, Vol. 72, No. 10, pp. 606-612.

Teunissen, P. J. G. (1999). "The probability distribution of the GPS baseline for a class of

integer ambiguity estimators." *Journal of Geodesy*, Vol. 73, No. 5, June, pp. 275-284.

Tiberius, C. C. J. M., N. Jonkman and F. Kenselaar (1999). "The stochastics of GPS observables." *GPS World*, Vol. 10, No. 2, February, pp. 49-54.

Tiberius, C. C. J. M. and F. Kenselaar (2000). "Estimation of the stochastic model for GPS code and phase observables." *Survey Review*, Vol. 35, No. 277, July, pp. 441-454.

Wang, J., M. P. Stewart and M. Tsakiri (1998a). "Stochastic modeling for static GPS baseline data processing." *Journal of Surveying Engineering*, Vol. 124, No. 4, pp. 171-181.

Wang, J., M. P. Stewart and M. Tsakiri (1998b). "A discrimination test procedure for ambiguity resolution on-the-fly." *Journal of Geodesy*, Vol. 72, No. 11, pp. 644-653.

Wang, J. (1999). "Stochastic modeling for real-time kinematic GPS/GLONASS positioning." *Navigation: Journal of the Institute of Navigation*, Vol. 46, No. 4, Winter, pp. 297-305.

Wanninger, L. (1995). "Improved ambiguity resolution by reginal differential modeling of the ionosphere." *Proceedings of ION GPS-95*, Palm Springs, California, 12-15 September 1997, pp. 55-62.

GPS 반송파를 이용한 이동체의 3 차원 위치 및 자세측정

Measurement of 3-Dimensional Position and Attitude of a Mobile Vehicle Using GPS Carrier Phase

° 신명주 [1], 박종성 [2], 김찬호 [3], 이대로 [4], 이영재 [5], 지규인 [6], 박찬국 [7]

1) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:mjshin@kkucc.konkuk.ac.kr)
2) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:jspark@kkucc.konkuk.ac.kr)
3) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:chkim@kkucc.konkuk.ac.kr)
4) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:drlee@kkucc.konkuk.ac.kr)
5) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-450-3358; Fax: 02-444-6670; E-mail: younglee@kkucc.konkuk.ac.kr)
6) 건국대학교 전자정보통신공학과 (Tel: 02-450-3070; Fax: 02-450-3488; E-mail: gijee@kkucc.konkuk.ac.kr)
7) 광운대학교 제어계측공학과 (Tel: 02-940-5157; Fax: 02-942-9750; E-mail: cgpark@daisy.kwangwoon.ac.kr)

Abstract GPS 반송파는 매우 정밀한 3 차원 위치정보를 제공한다. FAST 는 건국대학교 GPS 시스템 연구실에서 개발하였으며, GPS 정보를 이용하여 실시간으로 미지정수를 결정하는 기법이다. FAST 는 수 ㎜ 이내의 오차로 위치측정이 가능하다. 이러한 고 정밀의 위치정보는 움직이는 물체의 3 차원 위치측정 모니터링에 충분히 적용될 수 있다. 본 논문은 FAST 를 이용하여 차량을 이용한 3 차원 위치측정 및 자세측정 실험을 하였고, 동적실험 결과를 정적실험 결과와 비교하여 타당성을 검증하였으며, 차량의 자세변화도 측정하였다. 이러한 차량실험 결과로 FAST 를 이용한 동적 위치 및 자세측정 가능성을 확인하였다.

Keyword GPS, FAST, 반송파

1. 서론

GPS (Global Positioning System) 는 정확한 3 차원 위치, 속도, 시각 정보를 제공해주며 항법, 측지, 정밀 시각동기, 자세결정 등 다양한 적용이 가능하며, 항공분야, 지상운송, 해상운송, 우주분야, 군사, 과학, 탐사, 자원관리, 레저용, 시각측정 등의 분야에서 응용되고 있다[1]. GPS 차분 반송파를 이용한 센티미터 미만의 정밀한 위치정보는 보다 넓은 응용분야를 창출 할 것으로 기대된다. 본 논문에서는 그 동안 건국대학교 GPS 시스템 연구실에서 개발해온 GPS L1 반송파를 이용한 실시간 정밀 위치 측정알고리즘을 이용하여 움직이는 차량에 대한 위치 및 자세를 측정하는 실험을 수행하였다. 이와 같은 반송파를 이용한 움직이는 물체의 위치측정은 GPS 의 응용범위의 확대를 제시하였다고 할 수 있다. 특히, GPS 를 이용한 방법으로는 현재 관심이 매우 높은 움직이는 물체의 위치를 mm 레벨의 오차로 3 차원으로 관찰 할 수가 있어, 지금까지 C/A 코드를 이용하여 m 레벨의 오차로 측정하여 이용한 것과는 달리 매우 정밀한 위치 해를 얻을 수 있을 것으로 판단된다.

움직이는 물체의 정밀한 위치와 자세를 측정하기 위해서는 GPS 반송파를 이용해야만 제공 받을 수 있다. 그러나, GPS 반송파를 이용할 경우 수신기에서 수신한 위성과 수신기의 위상 차이 값인 맥놀이 위상 (beat phase)을 알 수 있으나, 수신된 반송파가 전송되는 과정에서 위성과 수신기 사이에 몇 주기의 반송파가 존재하는지는 알 수가 없다. 여기서 위성과 수신기 사이에 존재하는 정수의 반송파 주기 값을 미지정수라고 한다. 이러한 GPS 미지정수 결정은 해석해가 존재하지 않기 때문에 문제가 된다. 본 논문은 미지정수 결정기법으로 최근에 연구된 FAST (Fast Ambiguity Search Technique) 알고리즘을 이용하여 이동차량의 3 차원 움직임을 측정하였다.

2. FAST 를 이용한 위치측정

2.1. FAST 기법

이동체의 위치 및 자세측정을 위해서는 정밀한 기저선 벡터 값이 필요하다. FAST 기법은 GPS 반송파를 이용하여 위치 및 자세 측정에 필요한 정밀한 기저선 벡터 값을 제공한다[2].

2.1.1. 초기화과정

일반적으로 미지정수 검색 과정에서 초기화 과정은 초기 위치와 초기 미지정수 계산이 필요하다. 초기위치 값을 얻기 위해서 선형화된 이중차분 코드식을 이용한다. 선형화된 이중차분 코드식으로부터 최소자승법을 사용하여 보정량 벡터를 결정한다.

결정되어진 보정량 벡터와 이중 차분된 반송파 선형식을 이용하여 실수영역의 초기 미지정수를 결정한다. 초기화 과정에서 초기 위치와 초기 미지정수 계산에 주로 쓰이는 방법은 최소자승법인데, FAST 에서도 최소자승법을 쓰고 있다. 하지만, 동적 측량에 있어서 한번의 측정치로 최소자승법의 해를 사용한다는 것은 정확도면에서 떨어지게 되므로 검색공간만을 늘리는 결과를 가져온다. 이에 FAST 에서는 보다

정확한 초기 미지정수를 설정하기 위해서 LAMBDA (Least squares AMBiguity Decorrelation Adjustment)방법을 이용하였다.

2.1 2.1 차 검색과정

LAMBDA 방법은 상관되어 있는 공분산 행렬과 미지정수들을 비상관화하여 검색 공간을 획기적으로 줄임과 동시에 정확한 미지정수를 효과적으로 검색할 수 있다. LAMBDA 방법은 정확한 공분산 행렬을 만들고 실시간 측정을 원할 경우에는 다른 종류의 측정치, 즉 코드 정보가 필요하게 된다. 즉, 위치 보정량 벡터에 대한 공분산 행렬과 반송파 오차의 공분산 행렬의 조합으로 초기 실수영역의 미지정수 공분산 행렬을 구할 수 있다. 이렇게 구해진 실수영역의 미지정수와 공분산 행렬을 가지고 정수영역의 초기 미지정수를 검색하게 된다. 이러한 검색을 통하여 정수영역의 초기 미지정수를 얻을 수 있다. LAMBDA 방법은 다중시점(multi-epoch)을 위한 알고리즘이므로, 단일시점(single-epoch)에 응용할 경우 검색된 미지정수의 정확도가 떨어질 수 있다. 그러므로 LAMBDA 방법을 실시간으로 이용할 때에는 미지정수 검사 과정이 꼭 필요하게 된다.

2.1 3. 2 차 검색과정

1 차 검색 과정에서 구한 정수영역의 초기 미지정수와 공분산 행렬을 이용하여 식(1)과 같이 검색공간을 설정하여 참 미지정수를 검색하게 된다.

$$\hat{n}_i \, \delta n_i \le \hat{n}_i \le \hat{n}_i + \delta n_i \quad i = 1, 2, 3, ., m-1 \qquad (1)$$

여기서,

$\hat{n}_i$: 정수영역의 미지정수

$\delta n_i = \beta \sqrt{Q_{\hat{N}}}$: 검색 공간 (β 는 신뢰도 계수)

$Q_{\hat{N}}$: 초기 실수영역의 미지정수 공분산 행렬

식(1)에서 나타나는 것과 같이 검색 공간은 미지정수의 공분산 행렬에 따라서 변하게 된다. 즉, 측정 오차를 고려하여 검색공간이 변하기 때문에 주변 상황에 알맞은 범위가 설정되므로 효율적인 검색이 가능하게 된다.

또한, 미지정수 항 중에서 3 개만이 독립임을 이용하여 나머지 종속 미지정수 항을 직접 하는 방법으로 검색범위와 계산량이 줄어들며, 미지정수 검사를 위한 계산과정이 줄어들게 된다. 그러나 매 미지정수 후보에 대하여 위치를 구해야 되므로 계산량이 많아지는 단점이 있다. 이러한 단점을 보완하기 위해 영공간을 이용하여 위치항을 소거하였다.

2.1.4. 검사과정

독립 위성군의 미지정수 후보에 대하여 종속 위성군의 미지정수를 구할 수 있다. 이렇게 구해진 종속위성군의 미지정수는 실수이기 때문에 가장 가까운 정수로 바꾸어 준다.

목적함수는 종속 위성군의 미지정수의 함수가 된다. 목적함수는 종속위성군의 실수영역 미지정수를 정수로 바꾸는 과정에서 발생하는 오차 값을 이용하여 나타낼 수가 있다. 임계치는 목적함수로부터 가변형의 임계식를 사용하였다.

목적함수와 임계식은 미지정수 검색 공간 중에서 참 미지정수를 결정하기 위해 필요한 것이다. 그런데, 미지정수에 대한 목적 함수치는 완만하게 변하므로 미지정수 후보 중에 임계치를 만족하는 유일한 것을 찾기는 거의 드물다. 그래서 필요한 것이 비율검사다.

임계치를 만족하는 미지정수 후보가 2 개 이상 있을 경우 목적 함수치가 가장 큰 것과 그 다음 큰 것의 비율을 계산하여 비율이 큰 것을 최종적으로 결정하면 이것이 참 미지정수가 된다.

3. 실험 및 결과

3.1 실험 방법

이동체의 위치측정을 위해서 GPS 안테나를 다음의 그림 1과 같이 차량의 위쪽에 501 안테나와 차량용 안테나를 설치하였고, 데이터를 획득 하기위해 노트북 2 대와 NovAtal 사의 3152R 수신기 2 대를 이용하였다.



그림 1. 실험차량모습

실험은 그림2와 같이 건국대 기준국에서 약 1.6Km 떨어져 있는 뚝섬시민공원 주차장에서 이루어 졌으며 이동체의 트랙은 약 가로 40m 세로 25m 정도이고, 그림 2에서와 같이 기준국과 이동체의 데이터를 동시에 획득하여 사용하였다. 본 실험에서 차분 반송파기법에 필요한 데이터를 얻기 위하여 사용된 기준국은 건국대학교 항공우주공학과의 기준국1을 이용하였다. 본 실험의 자세한 구성은 표 1과 같다. 본 논문의 실험에서는 GPS 데이터를 실시간으로 받아서 후처리 (post-processing) 방법으로 처리하였다.

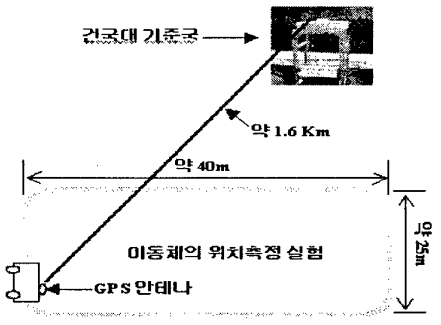


그림2. 실험 개요도

표 1. 실험 구성

GPS 수신기	샘플링 레이트 0.5초 데이터 획득 시간 8분 GPS안테나 3개 NovAtel 3151R 수신기 3대 데이터 저장용 컴퓨터 3대
정밀위치측정 알고리즘	FAST알고리즘

3.2 실험 결과

3.2.1 DGPS 를 이용한 실험 결과

이동체의 위치 및 자세를 측정하기 위해서 차량에 GPS 안테나와 수신기 2 대를 탑재하여 약 8 분 동안 주차장을 돌며 데이터를 획득하여 실험 결과를 분석 하였다. 다음의 그림 3 은 이동체의 안테나 1 에서 데이터 획득기간동안 관측되어진 GPS 위성의 개수와 각종 DOP 이다.

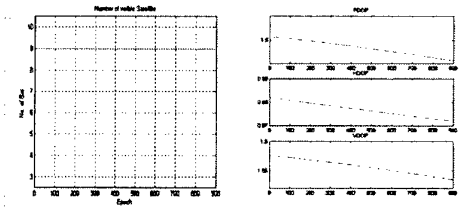


그림 3. 가시위성 수와 각종 DOP

가시위성의 개수는 9 로써 정밀 위치를 측정할 수 있는 차분 반송파 알고리즘인 FAST 의 필요조건인 5 개 이상의 조건에 만족한다. 그림 5 의 DOP 는 PDOP, HDOP, VDOP 모두 2 이하의 값으로 이동체의 위치측정 실험 시 위성의 배열이 적절함을 나타낸다.

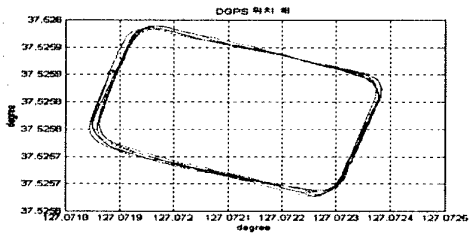


그림 4. DGPS 로 처리한 수평 궤적

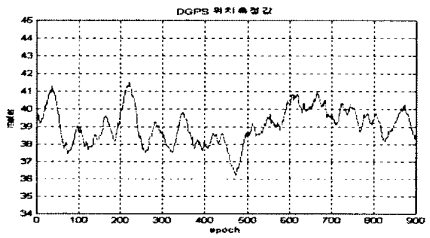


그림 5. DGPS 로 처리한 수직 궤적

그림 4 와 그림 5 는 안테나 1 에서 받은 데이터를 DGPS 로 측정 한 이동체의 궤적 결과 이다. 그림 4 와 그림 5 에서 에서 보는 바와 같이 meter 레벨의 정확도를 보여주나 이동체의 움직임의 대략적인 결과는 얻을 수 있었다.

3.2.2 FAST 를 이용한 실험결과

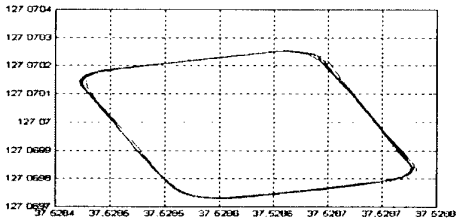


그림 6. FAST 로 처리한 수평 궤적(안테나 1)

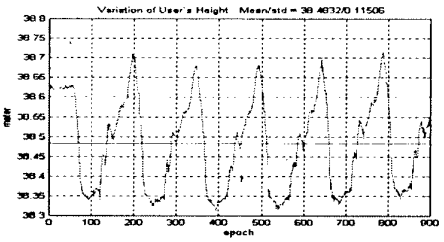


그림 7. FAST 로 처리한 수직 궤적(안테나 1)

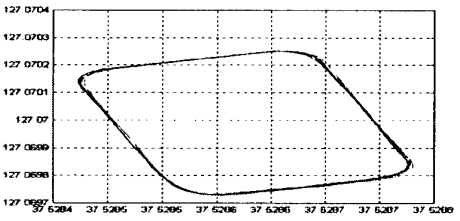


그림 8. FAST 로 처리한 수평 궤적(안테나 2)

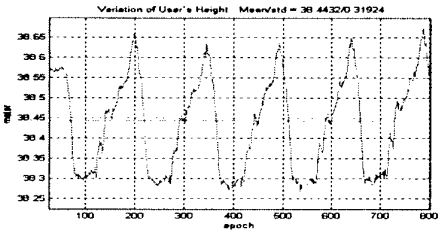


그림 9. FAST 로 처리한 수직 궤적(안테나 2)

그림 6~9 는 안테나 1 과 2 에서 받은 데이터를 FAST 를 이용하여 처리한 이동체의 수평위치와 수직위치를 나타낸 그림이다. 실험상황 시 이동체 즉 차량을 일정한 사각형을 중심으로 6 바퀴정도 움직였다. 그림 6 과 그림 8.에서와 같이 이동체의 수평면 궤적이 6 바퀴를 돌았으나 거의 일정하게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이런 결과는 그림 7 과 9.의 수직방향의 측정 결과를 보면 더 자세히 알 수가 있다. 그림 7 에서의 결과를 보면 이동체가 6 번 반복하여 궤적을 돌았음을 확연히 알 수 있고 측정 당시의 뚝섬공원의 주차장이 약 30cm 정도 한쪽으로 기울어져 있음을 확연히 알 수 가 있다. 그림 7 과 9 에서 보면 수직궤적이 약 5cm 정도 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 이것은 두 안테나의 높이가 약 5cm 정도 높이차

이 나므로 이 차이가 반영된 결과이다.

이 결과를 DGPS 의 결과와 비교해 보면 다음의 그림 10 과 같이 DGPS 의 경우에는 meter 레벨의 오차를 가지고 아무런 경향도 없는 결과값을 보이고 있으나 FAST 로 처리한 결과는 그림 10 에서와 같이 매우 정확한 결과값을 보여 주었다.

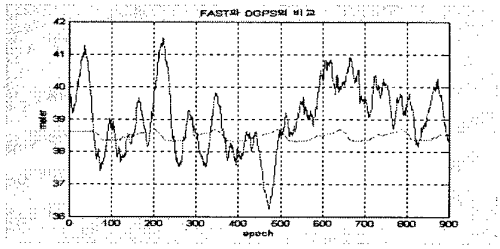


그림 10. FAST 와 DGPS 의 처리결과 비교

이 실험의 신뢰성을 높이기 위해 다음의 그림 9 와 같이 정적으로 실험을 하여 이동 측정실험의 결과와 비교 분석하였다.

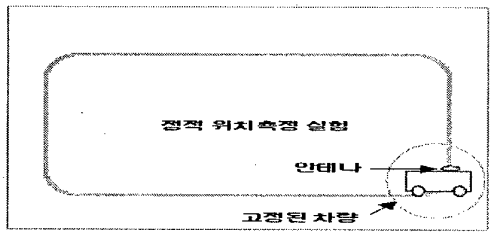


그림 11. 정적위치측정 실험 모형도

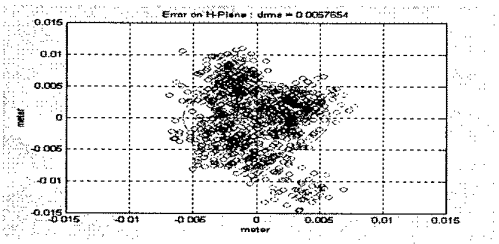


그림 12. 수평방향의 정적실험

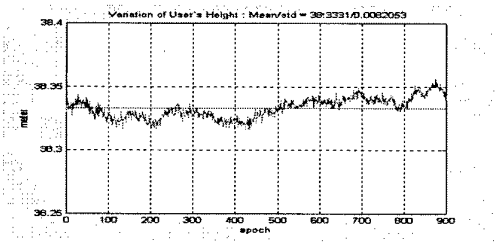


그림 13. 수직방향의 정적실험

위의 그림 12 과 그림 13 은 정적으로 실험한 결과이다. 그림 12 에서 보는 것과 같이 수평방향의 오차는 drms 로 약 5.7mm 정도의 오차를 나타냈으며 그때의 수직방향은 그림 13 에서 보는 것과 같이 고도는 38.33m 의 평균값을 보였다. 이 결과를 그림 7 과 9 에서의 이동체의 수직방향의 위치와 비교하면 그림 11 의 이동체의 위치가 위치 궤적에서 정확히 측정됨을 볼 수 있다.

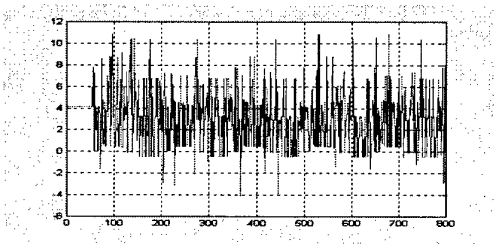


그림 14. Epoch 에 따른 Pitch

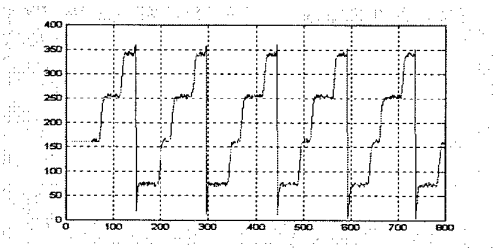


그림 15. Epoch 에 따른 Heading

위의 그림 14 와 15 는 차량 위쪽에 설치한 두 안테나에서 획득된 데이터를 이용하여 차량을 자세를 측정한 결과이다. 그림 15 에서의 Heading 의 변화를 살펴보면 실험당시 사각으로 이루어진 궤적을 돌았기 때문에 그림에서 보여주는 것과 같이 사각궤적을 한번 돌 때마다 정확히 4 번의 90 도의 Heading 각 변화가 나타나는 것을 볼 수 있다. 이는 GPS 반송파를 이용하여 이동체의 위치뿐만 아니라 자세도 측정 가능함을 보여준다.

4. 결론

본 논문에서는 이동체의 위치와 자세를 3 차원으로 GPS 반송파 정보를 이용하여 측정하였다. 기존의 센서들은 m 레벨로 측정하는 반면에 반송파를 이용한 GPS 를 이용한다는 것은 저렴한 비용의 장점이 있으며, 전통적으로 사용되고 있는 여러 가지 센서보다 mm 레벨의 정확한 위치측정이 가능함을 보였다. 또한, 데이터를 얻어서 기준국 데이터를 이용하여 실시간 및 후처리가 가능하기 때문에 실시간의 움직이는 이동체 위치 및 자세의 모니터링이 가능하다.

이상 건국대학교 GPS 시스템 연구실에서 개발한 실시간 GPS 반송파 이용 알고리즘인 FAST 를 이용하여 이동체의 움직임을 3 차원으로 mm 레벨의 측정이 가능함을 보여주었다.

감사의 글

본 연구는 1999 년도 국가지정연구실 사업 지원에 의한 것이며, 지원에 감사드립니다.

참고문헌

[1] B. Hofmann-Wellenhof *et al*, "*Global Positioning System theory and Practice*", SpringerWienNewYork, 1997.

[2] 원유두, *GPS 반송파 위상의 미지정수 실시간 검색기법*, 건국대학교 석사학위논문, 1999.

GPS 반송파를 이용한 모니터링 시스템 개발

Development of Monitoring System Using Carrier Phase

° 이준호 [1], 신명주 [2], 박종성 [3], 김찬호 [4], 이대로 [5], 이영재 [6], 지규인 [7], 박찬국 [8]

1) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail: ishock@hanmail.net)
2) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:mjshin@kkucc.konkuk.ac.kr)
3) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:jspark@kkucc.konkuk.ac.kr)
4) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:chkim@kkucc.konkuk.ac.kr)
5) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-458-0164; Fax: 02-444-6670; E-mail:drlee@kkucc.konkuk.ac.kr)
6) 건국대학교 항공우주공학과 (Tel: 02-450-3358; Fax: 02-444-6670; E-mail: younglee@kkucc.konkuk.ac.kr)
7) 건국대학교 전자정보통신공학과 (Tel: 02-450-3070; Fax: 02-450-3488; E-mail: gijee@kkucc.konkuk.ac.kr)
8) 광운대학교 제어계측공학과 (Tel: 02-940-5157; Fax: 02-942-9750; E-mail: cgpark@daisy.kwangwoon.ac.kr)

Abstract FAST 는 건국대학교 GPS 시스템 연구실에서 개발하였으며, GPS 정보를 이용하여 실시간으로 미지정수를 결정하는 기법이다. 본 연구는 이 FAST 를 이용하여 GPS Monitoring System 을 구성하였으며, 연구의 응용으로 한강의 수위 측정을 실시한 결과 한강의 상류와 하류차에 의한 고도차와 수위의 변화 모습을 확인할 수 있었다. Monitoring System 은 C++과 OpenGL 로 구성되었으며, 사용자가 편하게 수위측정 모습을 관찰할 수 있게 구성되어있다. 본 논문은 수위측정 실험과 Monitoring System 을 구성 함으로서 3 차원으로 수위 측정이 가능함을 보여 주었다.

Keyword GPS, FAST, Monitoring System, 반송파

1. 서론

본 논문은 최근 들어 응용범위가 넓어지고 있는 GPS응용분야 중 정밀 수위 측정을 위한 GPS반송파 모니터링 시스템 개발에 관한 내용을 다루고 있다. SA가 꺼진 최근에 GPS응용분야에 대한 관심이 넓어 지고 있는 시점에서 본 실험과 시스템 구현은 매우 큰 의의가 있다고 볼 수 있다. SA가 꺼진 후 GPS를 이용한 위치결정법의 정확도는 적게는 수십 센티미터 많게는 수백미터까지 좋아졌다. 따라서 GPS를 이용한 위치결정 분야에 긍정적인 작용을 할 것이다. GPS를 이용한 위치결정법에는 코드를 이용하는 의사거리 측정 법과 반송파 위상을 이용하는 반송파 위치 결정기법이 있다. GPS 반송파를 이용한 위치 결정법은 GPS위성에서 보내지는 GPS 반송파 위상을 이용하여 위성과 수신기 사이의 거리를 측정 하고자 하는 방법이다. 특히 L1 단일 주파수의 반송파 위상이 19cm 정도로 짧아서 코드를 이용하는 거리 측정법에 비해서 측정오차가 매우 작은 측정치를 구할 수 있어 서 정확도 높은 결과를 얻을 수 있다. 허나, 반송파 위상을 이용하면 의사 거리를 이용하는 것에 비해 계산량이 훨씬 많아지는 단점이 있다. 따라서 본 논문에서는 이러한 단점을 보안하기 위하여 최소자승법에 의해서 구해진 미지정수를 비 상관화 하여 검색을 하고 있는 LAMBDA방법과 독립위성군의 미지 정수만을 검색하여 검색범위를 줄이는 LSAST와 제한 조건식을 이용한 미지정수 결정기법 ARCE를 상호보완적으로 사용하여 더욱 빠르고 안정적이며 효율적으로 미지정수를 검색하는 방법인 FAST를 이용하였다. 본 문에서의 실험은 한강의 수위 측정을 통해 GPS를 이용한 정밀 수위측정이 가능하다는 판단의 근거를 제시 하고있다. 본 논문은 2절에서 미지 정수 선별과정을 소개하였다. 3절에 GPS모니터링 시스템 개발 방법, 4절에서는 실험방법 및 결과를 소개 하였다. 마지막으로 5절에서는 본 연구결과에 대한 평가와 고찰을 하였다.

2. FAST를 이용한 수위 측정

본 논문은 단일 주파수를 사용하는 범용 GPS 수신기 (NoVatel 3151R)를 이용하여 기존의 미지정수 기법들의 장점들을 취합하여 더욱 안정적이며 효율적인 미지정수 검색 기법인 FAST를 이용하여 정밀 수위를 측정하는데 초점을 두었다.

2.1 초기화 과정

이중 차분 된 코드식을 선형화 하면 다음과 같이 된다.

$$\rho = H\delta x + \nu \quad \nu \sim (0, Q_{DF}) \tag{1}$$

여기서,

ρ : 의사거리의 측정값과 계산 값의 차이

H : 계수 행렬

δx : 위치 보정량 벡터

ν : 모델링 되지 않은 오차

Q_{DF} : 코드 오차의 공분산 행렬

최소자승 법을 사용하여 다음과 같이 위치 보정량 벡터를 결정한다.

$$\hat{\delta x} = (H^T H)^{-1} H^T \rho \quad (2)$$

이중 차분 된 반송파 위상의 선형식은 다음과 같이 표현한다.

$$l = H\delta x + \lambda N + w,\ w \sim N(0, Q_{D\Phi}) \quad (3)$$

여기서,

l: 반송파 위상의 측정값과 계산 값의 차이

H: 계수행렬

δx: 위치 보정량 벡터

λ: L1 주파수의 파장

N: 미지정수 벡터

w: 모델링 되지 않은 오차

$Q_{D\Phi}$: 반송파 오차의 공분산 행렬

식(2)에서 구한 위치 보정량 벡터와 이중 차분된 반송파 선형식(3)을 이용하여 다음과 같이 실수영역의 초기 미지정수를 결정한다.

$$\hat{N} = \frac{l - H\delta x}{\lambda} \quad (4)$$

미지정수 검색 과정에서 초기화 과정은 초기 위치와 초기 미지정수 계산을 한다. 이때 주로 쓰이는 방법이 최소자승 법이다.

2.2 미지정수 결정

본 논문에서 쓰고있는 FAST에서도 최소자승 법을 이용하고 있다. 하지만 한번 측정된 측정치를 최소자승법의 해로 사용하는 것은 정확도를 떨어지게 하고 검색 공간을 늘리는 결과를 가져온다. 이렇게 늘어난 검색 공간을 줄이기 위해 FAST에서는 상관되어 있는 공 분산 행렬과 미지정수를 비상관하여 검색 공간을 크게 줄이는 LAMBDA 방법을 이용하고 있다. 정확한 공 분산 정보를 이용한 LAMBDA방법은 실시간 측정을 할 시에 코드 정보의 위치 보정량 벡터에 대한 공분산 행렬과 반송파 오차의 공분산 행렬의 조합으로 구한 초기 실수 영역의 미지 정수와 공분산 행렬을 가지고 정수 영역의 초기 미지 정수를 검색하게 된다. 그러나, 코드 정보를 이용하므로 정확도가 떨어지는 단점이 있기에 미지정수 검사 과정을 필요로 한다. 검사 과정은 앞서 구한 정수영역의 초기 미지정수와 공 분산 행렬을 이용하여 검색 공간을 설정하는데 검색 공간은 각 위성의 측정 오차를 고려하여 번하므로 매우 커질 수 있다. 따라서, 위성의 고유 번호인 PRN에 따라 독립 위성 군과 종속 위성 군으로 나누어 미지정수를 검색하는 LSAST와 ARCE방법을 고려 하고 있다. LSAST 방법은 3개의 독립 위성 군의 미지정수를 이용하여 종속 위성 군의 나머지 미지 정수를 직접 구하므로 검색 범위와 계산량을 줄일 수 있다. 그러나, 매 미지정수 후보에 대해 위치를 구하기 때문에 계산량이 많아지므로 ARCE에 쓰이는 영공간을 이용하여 위치 항을 소거하였다. 이렇게 구한 미지 정수는 비율 검사를 통해 참 미지 정수를 결정한다. 구해진 참 미지 정수를 이용하여 최종 위치 해를 결정을 한다.

3. GPS 모니터링 시스템

본 연구의 일환으로 개발된 GPS 모니터링 시스템은 방송파를 이용하여 수위나 구조물의 진동을 관찰하기 위하여 개발되었다. 본 프로그램은 Visual C++을 이용하여 구현되었으며 줌 기능을 탑재하여 보다 자세한 정보를 얻기 쉽도록 구성되어 있다. 본 프로그램의 개발 환경은 다음의 표 1과 같다.

표1. 프로그램 개발환경

개발환경	설명
OS	WINDOWS NT
CPU	PII 233
Ram	128M
Graphic Card	Voodoo
사용언어	C++, Open GL

본 프로그램은 다음의 그림과 같이 GPS, DGDP, Carrier Phase 계산모듈과 이를 보여주는 그래픽 모듈로 구성되어 있다.

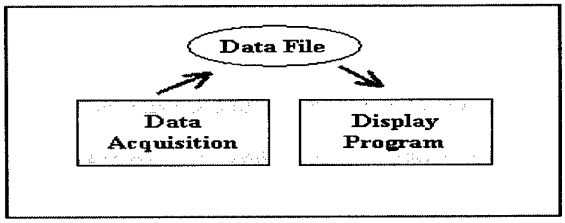


그림 1. 프로그램 구성도

4. 실험 방법 및 결과

본 실험은 FAST를 이용하여 한강 시민 공원에서의 수위를 측정한 실험이다. 이 수위측정 실험은 차분 반송파기법을 이용하기 위하여 건국대 기준국1과 실험 부표에서 동시에 데이터를 획득하였다.

수위를 측정하기 위해 GPS안테나를 다음의 그림 2와 같이 정사각형의 스티로폼 부표 정 중앙에 방수처리 하여 설치하였다.

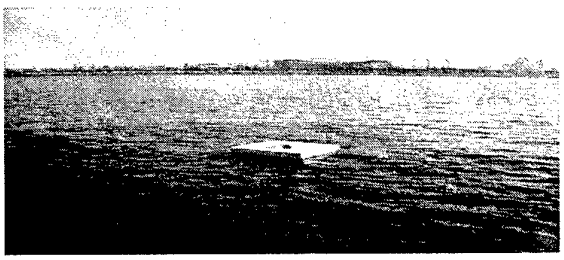


그림 2 한강 실험 모습

4.1 한강 수위 측정

한강 수위 측정은 그림 3과 같이 건국대 기준국 1에서 약 1.5~3킬로미터 떨어진 한강의 3포인트에서 실험 하였다. 멀티 패스를 배제하기 위해 가장 자리에서 최대한 멀리 떨어지게 실험하였다. 이를 위해 안테나 선 이외에 당김 줄을 연결하여 그림2, 4와 같이 부표와 수신기 사이의 거리가 15미터 정도 되는 수면 위에서 데이터를 획득하였다.

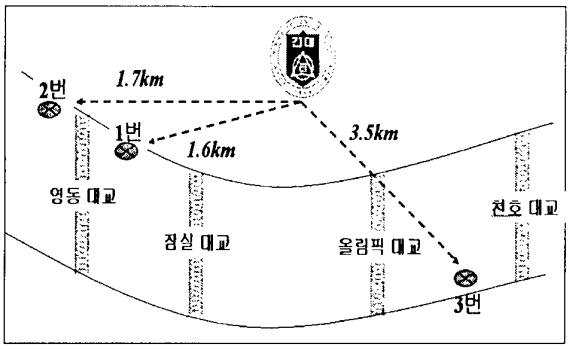


그림 3. 실험 방법

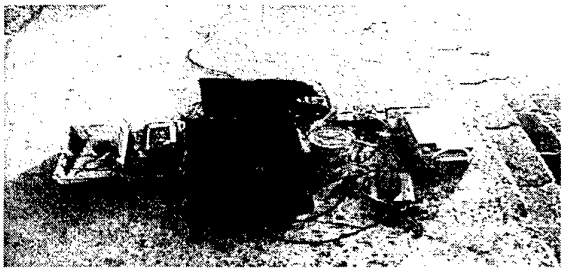


그림 4. 수신 장비 모습

한강 수위 측정은 획득한 데이터를 후처리 방법으로 FAST에 적용하였다. NovAtel 3151R수신기 2대와 GPS 501안테나 2개를 사용하여 기준국과 한강에서 동시에 데이터를 획득하였다. 실험 구성은 표 2과 같다.

표 2. 한강 실험 구성

장비 및 장소	비고
NovAtel 수신기	2대
GPS 안테나	2개
노트북 및 테스크탑	각1대
정밀 위치 측정 알고리즘	FAST
샘플링 레이트	0.5초
데이터 획득 시간	10분
실험 장소	한강 시민공원

4.2 실험 결과

4.2.1. 한강 수위 측정 결과

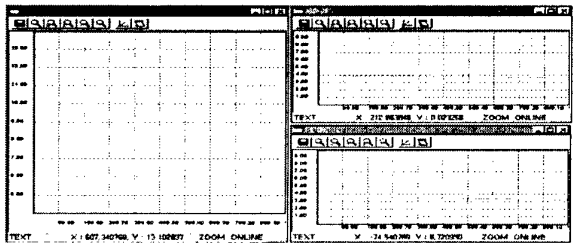


그림 5. 가시 위성개수와 DOP(1번 포인트)

그림 5는 1번 포인트 실험 시 가시 위성 개수와 DOP을 보여주며 획득한 데이터를 FAST로 후처리 한 한강수위의 수직,수평변화의 측정 결과는 그림 6과 그림 7과 같다.

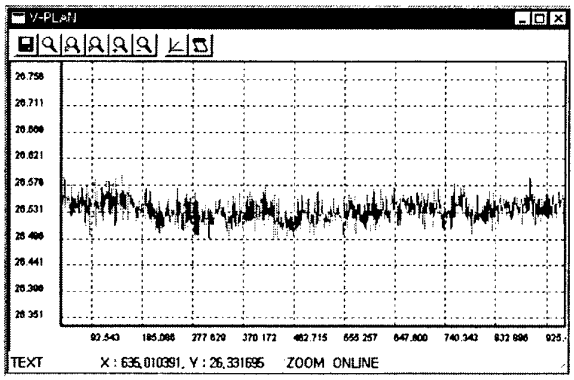


그림 6. FAST로 처리한 수위변화(1번 포인트)

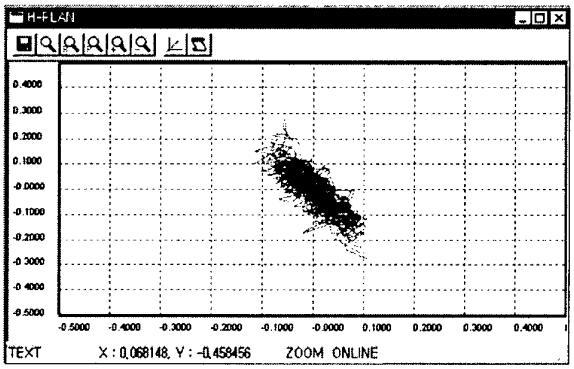


그림 7. FAST로 처리한 부표의 수평 궤적(1번 포인트)

1번 포인트에서 한강에서의 수위 변화는 총 7센티 미터의 변화를 보이고 있는데 이는 강물의 흐름에 의한 영향이 있다고 예측 할 수 있다. 부표의 수평 변화도 1미터 이내에서 변화 되는 것을 알 수 있다.

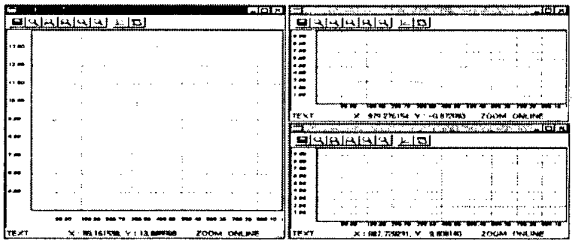


그림 8. 가시 위성개수와 DOP(2번 포인트)

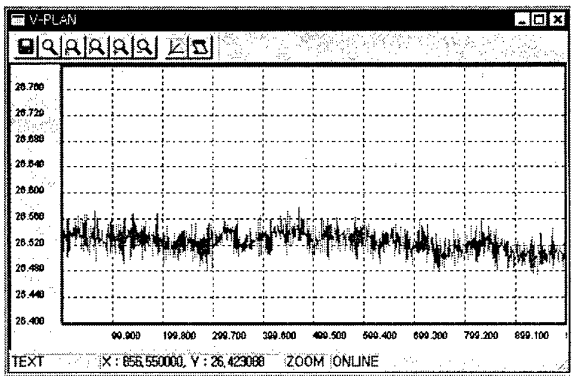


그림 9. FAST로 처리한 수위변화(2번 포인트)

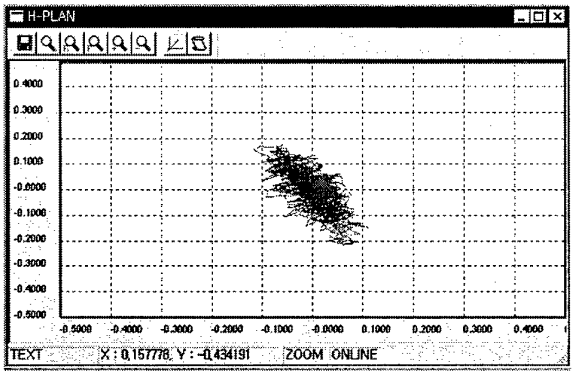


그림 10. FAST로 처리한 부표의 수평 궤적(2번 포인트)

그림 8은 2번 포인트에서 관측된 위성개수와 DOP이다. 2번 포인트의 실험 결과는 위의 그림 9와 그림 10과 같다. 그림 9의 부표의 수직궤적을 보면 그림 3에서와 같이 측정위치가 1번 포인트보다 약간 떨어진 한강 하류이므로 약 2cm정도 부표의 평균 고도 값이 낮게 나오는 것을 볼 수 있다.

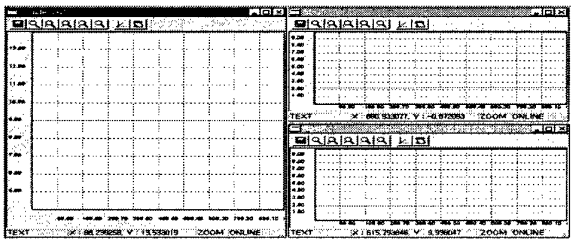


그림 11. 가시 위성개수와 DOP(3번 포인트)

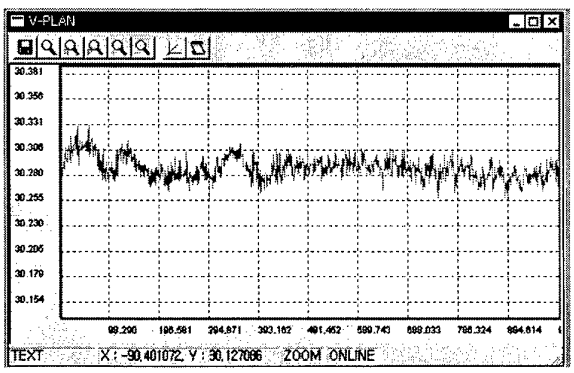


그림 12. FAST로 처리한 수위변화(3번 포인트)

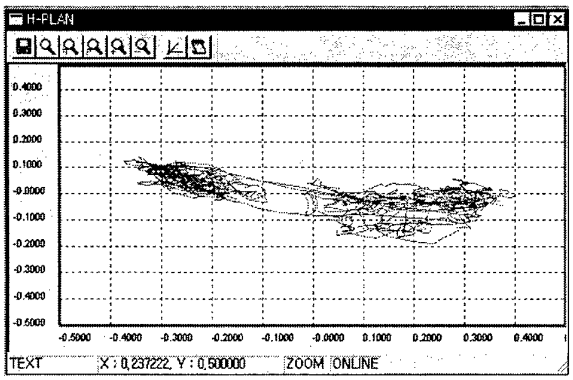


그림 13. FAST로 처리한 부표의 수평 궤적(3번 포인트)

그림 11은 3번 포인트에서 관측된 위성개수와 DOP이다. 3번 포인트의 실험 결과는 위의 그림 12와 그림 13과 같다. 그림 12의 부표의 수직궤적을 보면 그림 3에서와 같이 측정위치가 1,2번 포인트보다 떨어진 한강 상류이므로 약 3.5m정도 부표의 평균 고도 값이 높게 나오는 것을 볼 수 있다.

5. 결론

본 논문에서는 GPS 반송파 정보를 이용하여 한강 수위를 정밀 측정 하였다. 결과에서 보았 듯이 기저선의 변화가 수 킬로 미터에서도 밀리 미터의 수위 측정이 가능 한 것을 알 수 있었다. 이는 전통적인 방법에 의해 구한 수위 변화를 GPS를 이용하여 실시간 모니터링이 가능하게 하여 하나의 기준국에서 거리가 다른 여러 곳의 수위를 총 관리 할 수 있게 하므로 수위 변화에 따른 대책 수립과 관리에 도움을 줄 수 있는 파급 효과를 기대 할 수 있다. 이상은 건국대학교 GPS 시스템 연구실에서 개발한 FAST 알고리즘을 이용한 정밀 수위 측정에 관한 실험 결과를 보여 주었다. 실험결과 정리는 표 3에 나타내었다.

표 3. 결과 정리

결과	1번 포인트	2 포인트	3포인트
평균 값	26.54m	26.52 m	30.20 m
수직 최대값	26.59 m	26.58 m	30.25 m
수직 최소값	26.49 m	26.46 m	30.18 m
2 Sigma	0.036514 m	0.020215 m	0.011173 m

감사의 글

본 연구는 1999년도 국가지정연구실 사업 지원에 의한 것이며, 지원에 감사드립니다.

참고 문헌

[1] B. Hofmann-Wellenhof et al, " *Global Positioning System theory and Practice*". SpringerWienNewYork, 1997.

[2] 원유두, *GPS 반송파 위상의 미지 정수 실시간 검색 기법*, 건국대학교 석사 학위 논문, 1999.

LSAST를 이용한 실시간 자세결정법 연구

Real-time attitude determination using LSAST

°장 재 규*, 기 창 돈**

*서울대학교 기계항공공학부(Tel:880-8918; Fax:876-6649; E-mail: zang@snu.ac.kr)
**서울대학교 기계항공공학부(Tel:880-1912: E-mail: kee@snu.ac.kr)

Abstract: To determine attitude in real time, it is very important to reduce computational efforts by making searching space efficiently. There are many algorithm developed for real time RTK or Attitude determination. In those one, We used LSAST(Least Square Ambiguity Search Technique) which is introduced by Hatch, and determine attitudes using baseline constraint to reduce searching space effectively using constraint equation of ARCE(Ambiguity Resolution with Constraint Equation). Using L1 carrier phase, we could determin attitude with 0.4 deg. accuracy in elevation and 0.2 deg. in azimuth

Keywords: LSAST, ARCE, baseline constraint, integer ambiguity, attitude determination

1. 서 론

GPS 반송파 신호를 이용해 자세를 결정하는 여러 알고리즘 중에서 L1 단일 신호의 epoch-by-epoch 정보를 이용해 미지정수를 결정하는 것은 LSAST (Least Square Ambiguity Resolution Technique), ARCE(Ambiguity Resolution with Constraint Equation) 등이 있다. 본 논문은 이중 LSAST를 이용해 실제 실험을 함으로써 그 성능과 특성을 파악하고 문제점을 살펴보는 것을 목적으로 한다. 또한 실제 시스템에서 미지정수 결정에 소요되는 계산 량을 효과적으로 줄이기 위해 자세결정에 있어 고유한 제한조건으로 사용할 수 있는 기저선 길이 정보를 사용함으로써 검색 구간을 줄여 LSAST에 적용해 보도록 한다.

2. 기본 알고리즘

Hatch[4]에 의해서 처음 제안된 LSAST(Least Squares Ambiguity Search Technique)는 기본적으로 최소자승법(Least Squares Techniques)에 근거하고 있으며, 관측 위성을 위치계산에 필요한 주위성군과 부위성군으로 나누어 3차원 공간에서 미지정수를 검색함으로써 계산 량을 효과적으로 줄일 수 있다. 주위성군은 초기 자세 각 추정에 사용하여 초기 보정벡터(first correction vector)를 생성하게 되며, 부위성군 정보와 순차적 최소자승법을 이용해 보정벡터를 갱신하게 된다.

또한 다른 미지정수 검색 기법과 같이 최소 공분산 값(Minimum variance factor)에 의해 결정된 해를 테스트(Threshold test, Ratio test)함으로써 잘못된 미지정수(Incorrect integer ambiguity)를 걸러내는 방법을 취한다. 그러나 이 경우에는 초기에 참 미지정수가 제거되는 위험이 존재하게 된다.

2.1 초기 자세벡터 추정 및 검색공간

LSAST에서의 계산은 위치영역에서 행해지므로 위성을 배열하게 위해서는 PDOP을 이용하며, 일단 위성이 배열된 후에는 주위성군의 의사거리 측정치를 이중 차분한 값을 이용해 기저벡터 값을 추정하게 된다.

$$\nabla\Delta\bar{\rho} = SLos\,\delta\bar{x} + \nabla\Delta\varepsilon \qquad (1)$$

$$\delta\bar{x} = (SLos^T Q_{DD}^{-1} SLos)^{-1} SLos^T Q_{DD}^{-1} \nabla\Delta\bar{\rho} \qquad (2)$$

$\nabla\Delta\bar{\rho}$, $SLos$는 각각 이중 차분 된 의사거리와 단위 차분 된 관측행렬을 나타내며, $\delta\bar{x}$는 기저벡터의 초기 값을 나타낸다. 이중 차분 과정에서 측정잡음을 제외한 대부분의 잡음이 사라지게 되므로 $\nabla\Delta\varepsilon$는 이중 차분 된 측정잡음에 해당한다. Q_{DD}는 이중 차분 의사거리의 공분산 행렬이다.

그러나 강체(Rigid body)의 자세결정을 할 경우에는 기저선의 길이가 일정하다는 추가의 정보를 활용할 수 있기 때문에 이를 이용해 검색구간을 효율적으로 줄일 수 있다. 본 논문에서는 초기 위치추정에 의해 검색구간을 설정하지 않고 ARCE(Ambiguity Resolution with Constraint Equation)에서 사용된 기저선 조건 식을 사용해 미지정수 후보 군을 설정했으며, 이 경우 3차원 공간 내의 검색구간을 표면영역만의 공간으로 축소시킬 수 있다.[8]

$$b^2 = [L^{-1}(\Phi_p - \lambda N_p)]^T [L^{-1}(\Phi_p - \lambda N_p)] \qquad (3)$$

$$SLos_p SLos_p^T = LL^T \quad (4)$$

b 는 기저벡터의 길이를 Φ는 이중차분된 반송파 측정치를 나타낸다. N,λ는 각각 미지정수와 반송파 파장의 길이이다. 첨자 p는 주위성군을 나타낸다.

2.2 순차적 최소자승법

LSAST에서는 각 미지정수 후보조합에 대해 기저벡터를 구하기 위해서 순차적 최소자승법(Sequential least squares)을 사용한다. 이 경우에는 모든 위성에 대해 최소자승법을 이용하는 것에 비해서 계산 량을 많이 줄일 수 있다. 미지정수는 단 3개만 독립이기 때문에 주위성군으로 배정된 4개의 위성을 이용, 먼저 초기 보정벡터를 구하게 된다. 그리고 이 정보와 부위성군을 이용해서 다음과 같이 순차적 최소자승법으로 보정벡터를 갱신해 주게 된다.[5]

$$\delta x_p = (SLos_p^T Q_p^{-1} SLos_p)^{-1} SLos_p^T Q_p^{-1} (\Phi_p - \lambda N_p) \quad (5)$$

$$\Delta x = W^{-1} SLos_s^T Q_s^{-1} (\Phi_s - \lambda N_s - SLos_s \delta x_p) \quad (6)$$

$$\delta x_c = \delta x_p + \Delta x \quad (7)$$

단,

$$N_s = round((\Phi - SLos_p \delta x_p)/\lambda) \quad (8)$$

$$W = (SLos_p^T Q_p^{-1} SLos_p + SLos_s^T Q_s^{-1} SLos_s) \quad (9)$$

첨자 s는 부위성군을 나타내며 Q는 반송파의 공분산 행렬을 나타낸다. $\delta x, \Delta x$는 각각 초기 보정벡터와 순차적 최소자승법에 의한 보정량을 나타내며, δx_c는 주어진 미지정수에 대해서 최종적으로 구해진 기저벡터를 나타낸다.

2.3 Ambiguity Resolution

참 미지정수는 위의 순차적 최소자승법에 의해 구해진 잔차의 제곱 항을 목적함수로 삼아 그 값을 최소로 하는 미지정수 조합으로 결정된다.

$$\hat{\sigma}^2 = \frac{\bar{v}_c^T Q_c^{-1} \bar{v}_c}{n-4} \quad (10)$$

$$\bar{v}_c = \Phi_c - SLos_c \delta x_c - \lambda N_c \quad (11)$$

$$N_c = \begin{bmatrix} N_p \\ N_s \end{bmatrix}, \quad \Phi_c = \begin{bmatrix} \Phi_p \\ \Phi_s \end{bmatrix}, \quad SLos_c = \begin{bmatrix} SLos_p \\ SLos_s \end{bmatrix}. \quad (12)$$

$\hat{\sigma}^2$ 는 목적함수를 나타내며 n은 가시위성의 개수이다. 첨자 c는 주위성군과 부위성군을 모두 포함한 위성 군을 나타낸다.

그러나 이것만으로 해를 구하게 될 경우 잘못된 것을 참 미지정수 조합으로 결정할 가능성이 크다. 따라서 기저선 길이가 충분히 작을 경우가 아니면 Threshold test와 Ratio test를 이용해 참 미지정수 조합을 선택해야 하는데, 이 경우에는 미지정수 후보의 수를 줄여나감으로써 계산 량을 효율화 할 수 있는 장점이 있다.

임계치는 n-2 자유도의 χ^2-분포[6]를 따르게 되며 반송파 측정치를 이용한 잔차가 정규분포를 따른다고 가정하면 다음을 만족해야 한다.

Threshold test:

$$(n-2)\frac{\hat{\sigma}^2}{\sigma_0^2} \le \chi^2_{n-2.P} \quad (13)$$

추정된 분산 값은 통계학적으로 독립적이기 때문에[3] 다음과 같은 비율 테스트를 통과할 수 있다. 하지만 참 미지정수를 갖는 경우에도 이 비율테스트를 통과하지 못하는 경우는 충분히 발생하기 때문에 이 방법을 안전하게 통과하기 위한 방법을 생각해야 한다.

Ratio test:

$$\frac{\hat{\sigma}_2^2}{\hat{\sigma}_1^2} \ge F(r1, r2, 1-\alpha) \quad (14)$$

$\hat{\sigma}_1^2$ 는 최소 분산항(목적함수), $\hat{\sigma}_2^2$ 는 두 번째 최소 분산항을 나타낸다.

3. 실험 장치 및 구성

수신기는 자세결정용 수신기인 ADU-2 수신기를 사용했으며, 그림1. 처럼 4개의 안테나를 사용한다. 본 실험에서는 그 중 2개만을 사용해 실험을 실시하였으며, 따라서 roll 자세 각을 제외한 나머지 두 자세 각만을 사용한다. 기저선의 길이, 즉 안테나 Phase center간 거리는 1.0009 m 이다.

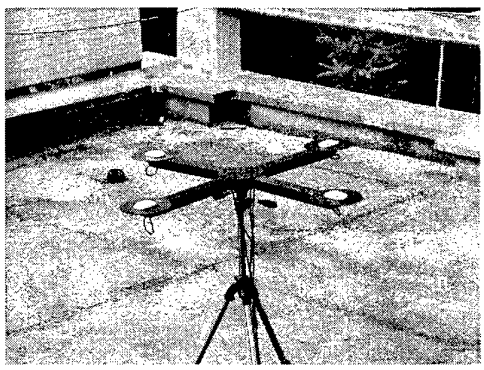


그림 1. 실험 안테나 마운트

기저벡터가 짧기 때문에 Threshold test의 값은 χ^2-분포값을 그대로 사용할 경우 상당수의 목적함수가 범위 내에 포함되어 계산 량이 많아지고 참 미지정수를 찾아낼 확률이 떨어져 각 위성 수에 따라 참 미지정수가 제거되지 않을 정도의 크기로 (경

험적으로) 구한 상수를 곱해주어 그 크기를 줄였다. Ratio test를 위해 사용된 비율 값(F-분포)은 3이며[7] 이 값 이하의 값을 가지는 미지정수 후보 조합이 5번 연속으로 들어오면 제거되도록 했다.

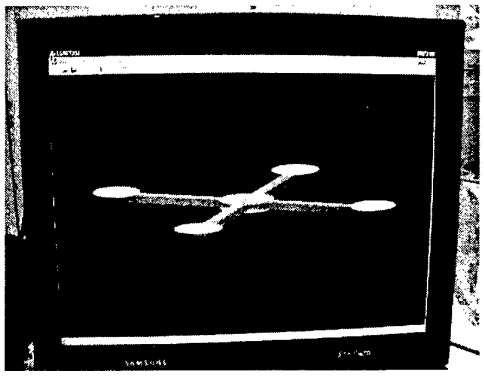


그림 2. 데모화면

그림2.는 자세를 계산하는 사용자용 컴퓨터이며, 데모를 위해 자세를 그래픽으로 처리해서 나타내주도록 했으며, 실험은 오차 분석을 위한 정적 실험과 자세검증을 위한 동적 실험을 실시하였다. 구해지는 자세가 참값임을 검증하기 위해서는 정적실험시 받은 데이터를 이용 각 안테나의 위치를 측위해서 두 값을 비교하는 방식을 사용하였다.

4. 실험 결과

4.1 정적 실험

오차 분석과 자세결정 성능분석을 위해 정적 실험을 실시하였다. 성공률은 98.0 %이며, 실패율은 모두 미지정수 후보가 모두 걸러지고 참 미지정수 후보가 남는데 걸린 시간동안 발생하였다. (그림3.참고) 가시위성 수는 6~8개였다.

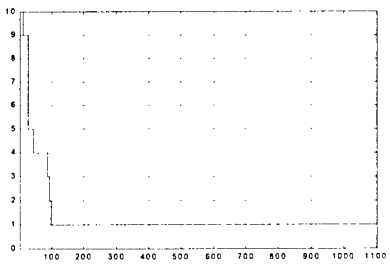


그림 3. 미지정수 후보조합 수

기저선 제한조건에 의한 초기 미지정수 조합 후보는 위성 배치에 따라 다르지만 약 300개 ~ 1000개 정도이며 본 실험에서는 약 500~700개 정도이다. 실험환경이 좋은 경우는 몇 epoch 만에 참 미지 정수가 결정되기도 하지만 본 실험에서는 참 미지정수 하나만이 남는데 98초가 걸렸다.

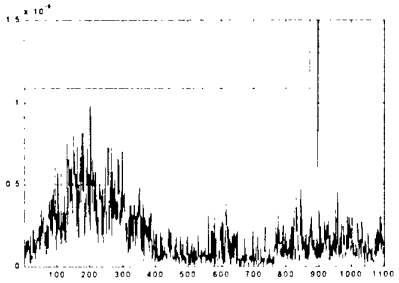


그림 4. Min variance factor vs threshold

성공률과 계산 량에 있어 가장 큰 변수는 임계치의 설정이다. 작게 설정이 되면 참 미지정수를 걸러내는데 걸리는 시간을 급격히 줄일 수 있지만 초기에 참 미지정수가 제거될 위험이 있다. 하지만 LSAST를 이용한 단기저선 문제에서는 본 실험에서처럼 χ^2-분포에 경험적 값을 곱해 설정해야 하는 등 특별한 기준은 없는 것으로 보인다.

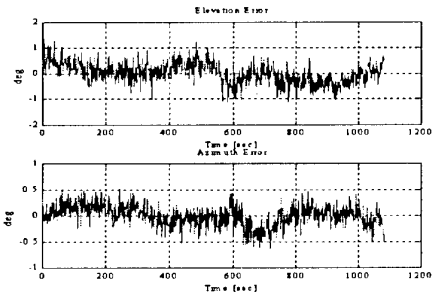


그림 5. 자세 각 에러

각각의 자세 각 성분별 오차는 1sigma로 [방위각, 앙각] = [0.2도, 0.42도]이며, 기저벡터가 1m 이므로 수평 3.5mm, 수직 7.2mm 정도에 해당한다. (표 1 참고)

표 1 정적 테스트 결과

위성수 \ std	elevation [도]	azimuth [도]	성공률
7	0.416	0.201	98%
6	0.400	0.186	75.4%

비율테스트로 걸러진 것은 단 1개로 미지정수를 걸러내는데 큰 기여는 하지 않았지만 제한을 더 완화시킬 경우에는 참 미지정수가 제거될 가능성이 높아지게 된다.

4.1 동적 실험

동적 실험은 가시 위성의 수가 7개일 때 실시되었으며, 정적 상태에서 어느 정도 미지정수 조합이 걸러진 이후 (약 90초 후) 앙각과 방위각을 각각 변화시키며 반복적으로 실시되었다.

그러나 실험 중간에 몇몇 epoch에서 기저선 제한 조건을 이용한 미지정수 후보에 참 미지정수가 포함되지 않은 경우가 생기는 것을 확인할 수가 있었다. 본 실험에서는 약 9%의 epoch에서 후보 집합에 참 미지정수가 포함되지 않는 것을 확인하였다.

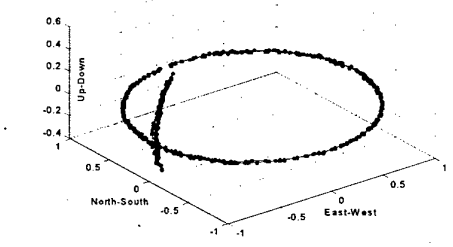


그림 6. 3D history of antenna

본 실험에서는 이 경우에 대비해 저장된 미지정수 후보 군과 기저선 제한 식을 이용한 초기 미지정수 후보 군과의 공통항이 없을 경우에 이전에 결정된 미지정수를 그대로 이용하도록 하였다. 그림 6.은 이 같은 방법을 사용해 실험한 결과이다. 앙각과 방위각만을 각각 변화시킨 경우에 대해 궤적이 반복적으로 겹치게 찍혀있는 것을 확인할 수 있다.

5. 결론

정적 실험 시 저장된 데이터를 이용 후처리를 이용해 가시위성수에 따른 성공률을 구해보았다. 처리 결과 가시위성의 수가 6개일 경우 75.4%, 7개 이상일 경우 98% 이상의 매우 높은 성공률을 보이는 것을 확인할 수 있었다. 자세 각의 정확도 면에서 보면 azimuth 오차가 (기저선 1m 에 대해 1sigma로) 0.2도 이내로 들어오고 있다. 이 값은 안테나 가 바람에 의해 어느 정도의 흔들림을 가지고 있었다는 것을 감안해 볼 때 매우 정확한 값이라 할 수 있다. 그러나 위성이 언제나 7개 이상 보이는 것은 아니므로 단일 epoch만을 사용하는데는 위험부담이 따르게 된다. 따라서 몇 개의 epoch을 더 사용할 필요가 있다.

한편, 본 실험에서는 위성의 배열에 있어 PDOP을 사용하며, 주위성군에 속하는 것이 계속 존재하는 한 처음 구한 PDOP에 의한 배열로 위성을 배열하고 있다. 위성의 배열과 threshold의 설정은 계산 량과 성공률에 있어 매우 중요하지만 기저벡터가 매우 짧기 때문에 chi-분포만을 사용해 설정하기에는 무리가 있어 보인다. 실험에서는 0.00045 ~ 0.0007의 값을 안전계수로 사용 chi-분포 값에 곱해주고 있다. 반면에 비율검사는 안전한 방법은 아니어서 경험적 횟수(5회~10회)를 사용했지만, 실험 과정에서 한 두개의 후보만이 제거되는 등 사용하지 않는 것과 큰 차이는 없었다.

ARCE의 기저벡터 정보를 제한 조건 식으로 사용해 미지정수 후보 공간을 설정하는 것은 검색공간을 줄여 계산량을 줄여주는데 매우 효과적인 역할을 하고 있다. 본 실험에서는 1초 단위로 GPS 신호를 받았지만 검색 구간이 수백 개 이내로 효과적으로 줄어들었기 때문에 2Hz 이상으로 데이터를 받아 미지정수를 푸는 데에도 이상이 없음을 확인할 수 있었다. 그러나 생성된 후보 공간 내에 참 미지정수가 존재하지 않는 일이 드물게 발생함을 확인할 수 있었다. 이에 대해서는 실제 Implementation 과정에서 적절한 조치가 필요할 것으로 보인다.

참고 문헌

[1] Parkinson, B. W., Spilker, J., Jr.,Axelrad,P., (eds.), *The Global Positioning System: Thory and Applications,* Volumel 1, AIAA, Washington, DC, 1996

[2] Parkinson, B. W., Spilker, J., Jr., Axelrad,P., (eds.),*The Global Positioning System: Thory and Applications,* Volume 2, AIAA, Washington, DC, 1996

[3] Erickson, C., An Analysis of Ambiguity Resolution Techniques for Rapid Static GPS Surveys Using Single Frequency Data, Proceedings of ION GPS-92, The Institute of Navigation, 1992, pp.453-462[3]

[4] Hatch , R., Instantaneous Ambiguity Resolution, Proceedings of IAG International Symposium 107 on Kinematic Systems in Geodesy, Surveying and Remote Sensing, Sept. 10-13, 1990, Springer Verlag, New York, pp.299-308

[5] Christophe MACABIAU, COMPARISON OF THE LSAST AND MAPAS METHODS FOR AMBIGUITY RESOLUTION ON-THE-FLY, DSNS 96, Saint Petersburg, May 23 1996

[6] Gilbert Strang, Kai Borre, Linear Algebra, Geodesy and GPS, Wellesley-Cambridge press

[7] 김용일, 김동현, LSAST를 이용한 정밀측위에 관한 연구, Proceedings of GPS Workshop, Nov. 21-23, 1996, pp. 465-475

[8] 박찬식, GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세결정, 서울대학교 대학원 전기공학부 공학박사학위 논문, 2.1996.

본 연구는 기계분야 BK-21 사업의 지원 하에 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

반송파 정밀 측위의 미지정수 검색 범위 결정 방법

A Method of Determining Search Range of Integer Ambiguities in Carrier Phase DGPS

°이기원*, 오천균**, 신동호***, 박찬식****, 성태경*****

*충남대학교 전기공학과 석사과정(Tel:042-823-9495; Fax:042-823-7970; E-mail:wony@ivlab.chungnam.ac.kr),

**충남대학교 전기공학과 석사과정(Tel:042-823-9495; Fax:042-823-7970; E-mail:wony@ivlab.chungnam.ac.kr),

***국방과학연구소(Tel:042-823-9495; Fax:042-821-7705; E-mail:snoopy@sunam.kreonet.re.kr),

****충북대학교 전기전자공학부 교수(Tel:043-275-6953; E-mail: chansp@cbucc.chungbuk.ac.kr)

*****충남대학교 정보통신공학부 조교수(Tel:042-821-5660; Fax:042-821-7705; E-mail:tksaint@ivlab.chungnam.ac.kr)

Abstract: With GPS L1 carrier whose wavelength is about 19 *cm*, very high accuracy can be achieved. If integer ambiguities of carrier phase measurements are removed, it is possible to realize precise positioning within a few millimeters. In order to determine ambiguity set, however, it needs large computation. For the reduction of computation, there is way to reduce search range of integer ambiguity.

This paper presents a method that is able to improve a Ambiguity Resolution with Constraints Equation(ARCE) algorithm. By selecting the allocation of satellites observed and the operator of satellites differencing, it is proved to be able to reduce a search range.

Keywords: GPS, Carrier Phase, Integer Ambiguity, Search Range

1. 서 론

Global Position System(GPS)는 60년대 미 국방성에서 군사용 목적으로 개발된 항법 시스템이다. 그 후 GPS의 사용은 항공기, 차량, 선박 등으로 확장 되고 있으며 향후 잠재적인 응용분야에서도 널리 사용될 전망이다.

GPS 수신기는 사용하는 용도에 따라 요구되는 정확도가 다양하다. 특히, 정밀한 위치를 측정 하기 위해서는 위성으로부터 전송되는 반송파 위상을 이용해야 한다. 코드 측정치의 오차를 보정하는 방법인 Differential GPS(DGPS)는 최대 수 m의 정확도를 얻을 수 있는데 반해 반송파 위상 정보를 이용하면 수 *cm* 이하의 정확도를 갖는 정밀한 위치 측정이 가능하기 때문이다[1,2]. 그러나, 측정된 반송파 위상은 위성과 수신기 사이의 거리에 미지정수(Integer ambiguity)가 발생되면서 이를 결정해야 하는 어려움이 있다. 대표적인 미지정수를 결정하는 방법 중에는 Fast Ambiguity Resolution Approach (FARA), Least squares AMBiguity Decorrelation Adjustment (LAMBDA), Ambiguity Function Method(AF-

-M), Least Square Ambiguity Search Technique (LSAST) [3], 그리고 Ambiguity Resolution with Constraint Equation(ARCE) [9] 등이 있다.

미지정수 결정을 위한 연구에 있어서 대부분의 초점은 계산량을 줄이는데 있으며, 이것은 미지정수 검색 범위와 연관이 있다. 검색 범위를 줄이는 것은 계산량의 감소를 의미하기 때문이다. 또한, 최소화한 미지정수 검색 범위를 줄이면 잘못된 미지정수를 구할 확률을 줄일 수 있는 효과도 부가적으로 얻을 수 있다.

미지정수 검색범위를 최소화 하기 위하여 본 논문에서는 미지정수 결정 기법들 중에서 ARCE 기법을 기본으로 하여, 측정된 전체 위성정보를 이용하여 독립 미지정수의 검색 범위를 결정하는 방법을 제시하고, 이를 수식적으로 증명하였다. ARCE에서는 검색 범위 결정에 있어서 독립 미지정수에 관련된 위성의 측정치만으로 미지정수의 검색 범위를 결정한다[9]. 이러한 경우 4개의 위성만을 이용하기 때문에 위성의 기하학적인 조건에 민감하게 되며, 미지정수 검색 범위 격자 간격은 넓어지지만 검색 범위도 넓어진다. 그러나 전체 위성의 코드 측정치를 이용한 위치 추정치를 이용하여 검색 범위를 결정하면 공간적인 검색 범위는 위성의 기하학적인 조건에 둔감해진다. 즉 전체 위성의 측정치를 이용하여 독립 미지정수의 검색 범위를 줄이고, 위성의 배치와 위성 차분 연산자의 결정으로 검색 범위의 격자간격을 넓힐 수 있다. 하지만 위성 배치와 위성 차분 연산자에 관련된 연구가 부족한 상태이다. 따라서 본 논문에서는 미지정수의 검색 범위를 줄이기 위해서 위성의 배치와 이와 함께 고려되어야 할 위성 차분 연산자의 결정이 이루어지야 한다는 것을 수식적으로 증명하였다.

2. 본 론

2.1 ARCE 방법[9]

2.1.1 ARCE방법에서의 미지정수 결정문제

ARCE는 위치에 무관한 미지정수 사이에서의 제한 조건식을

유도하고, 이를 이용하여 미지정수를 검색하는 방법이다. 제한 조건식을 유도하기 위하여 5개 이상의 위성을 기준국과 사용자가 동시에 관측하고 있다고 가정한다.

관측된 위성의 개수가 m 개이고, 이중차분(double difference)된 반송파 위상에 대하여 선형화된 식은 식(1)과 같이 주어진다[4].

$$l(t) = H(t)\,\delta x(t) + \lambda N + w(t) \tag{1}$$

여기서

$l = \left[l_{AB}^{12} \;\; \Lambda \;\; l_{AB}^{(m-1)m}\right]^T$,

H 의 성분: $h_{B_0}^{ij} = h_{B_0}^{j} - h_{B_0}^{i}$,

$h_{B_0}^{i} : B_0$ (선형화 기준점)에서 위성 i 사이의 시선각 벡터,

$w = \left[w_{AB}^{12} \;\; \Lambda \;\; w_{AB}^{(m-1)m}\right]^T$, $N = \left[N_{AB}^{12} \;\; \Lambda \;\; N_{AB}^{(m-1)m}\right]^T$ 이다.

식(1)로 주어지는 이중차분된 반송파 위상에서 $H(t)$ 의 영 공간(Null space)은 다음과 같다.

$$E(t) = null(H(t)^T) \tag{2}$$

식(1)에 $E(t)^T$ 를 곱하면 다음과 같은 제한 조건식을 얻는다.

$$E(t)^T l(t) = \lambda E(t)^T N + E(t)^T w(t) \tag{3}$$

식(3)을 정리하면 다음과 같다.

$$l_E(t) = \lambda E(t)^T N + w_E(t) \tag{4}$$

여기서, $w_E(t) \sim N(0, E(t)^T Q_{D\Phi}(t) E(t)) \equiv N(0, Q_E(t))$ 이다.

미지정수 결정문제에서는 해석적인 해가 존재하지 않으므로 주어진 범위내의 모든 가능한 미지정수 후보를 대입하여 목적함수를 구하고, 구해진 목적함수 중 최소값을 주는 미지정수를 찾는다. 따라서 m 개의 위성에 대한 $(m-1)$ 개의 미지정수에 대하여 각 미지정수의 검색범위가 W 일 때 $W^{(m-1)}$ 개의 미지정수 후보를 검색해야 한다. 이를 위해 계산량의 감소와 저장에 필요한 메모리의 감소를 위하여 검색대상 미지정수 후보의 축소가 필요하다. 제한 조건식에서 $(m-1)$ 개의 미지정수항 중 3개만이 독립이므로, 이를 이용하여 독립인 미지정수 항은 W^3 개의 미지정수 후보만을 검색하면 된다. 따라서 제한 조건식을 다음과 같이 각각 독립 미지정수항과 종속 미지정수항으로 나누어 정리 할 수 있다.

$$l_E(t) = \left[E_I^T \quad E_D^T\right]\begin{bmatrix}\lambda N_I \\ \lambda \tilde{N}_D\end{bmatrix} = E_I^T \lambda N_I + E_D^T \tilde{N}_D \lambda + w_E(t) \tag{5}$$

여기서

N_I : 미지정수 중 임의의 3개항(독립 미지정수항),

$\tilde{N}_D$: 나머지 $(m-1)-3$ 개항(종속 미지정수항),

$E_I^T(t)$: N_I 의 정의에 따라 나누어진 $E(t)$ 의 부분,

$E_D^T(t)$: $\tilde{N}_D$ 의 정의에 따라 나누어진 $E(t)$ 의 부분이다.

식(5)에서 $E_D(t)$ 는 $((m-1)-3)\times((m-1)-3)$ 의 정방행렬이므로 식(5)로부터 $(m-1)-3$ 개의 나머지 미지정수항을 다음 식으로 구할 수 있다.

$$\lambda \tilde{N}_D = E_D^{-T}(t)(l_E(t) - E_I^T \lambda N_I) \tag{6}$$

여기서, $N_D = round(\tilde{N}_D)$ 이다.

각 미지정수 후보에 대하여 식(6)으로 구해진 실수영역에서의 종속 미지정수항으로 구성된 $\tilde{N} \equiv \left[N_I \;\; \tilde{N}_D\right]$ 을 고려하면 목적함수는 다음 식으로 나타난다.

$$\Omega_E(t) = \left(l_E(t) - \lambda E_I^T N_I - \lambda E_D^T \tilde{N}_D\right)^T Q_E^{-1}(t) \left(l_E(t) - \lambda E_I^T N_I - \lambda E_D^T \tilde{N}_D\right) = 0 \tag{7}$$

식(7)에서 목적함수 $\Omega_E(t)$ 는 임의의 독립 미지정수항 N_I 를 이용하여 구해지는 실수영역의 $\tilde{N}_D$ 에 대하여 항상 0이 됨을 알 수 있다. 그러나 검색과정에서는 실수 영역의 $\tilde{N}_D$ 가 아닌 정수 영역의 N_D 가 사용되므로 $\tilde{N}_D$ 와 N_D 는 다음의 식(8)로 나타낼 수 있으며 이를 이용하여 목적함수를 구한다.

$$N_D \equiv \tilde{N}_D + \delta N_D \tag{8}$$

$$\Omega_E(t) = \left(\lambda E_D^T \delta N_D\right)^T Q_E^{-1}(t) \left(\lambda E_D^T \delta N_D\right) = \lambda^2 \delta N_D^T (E_D Q_E^{-1}(t) E_D^T) \delta N_D \tag{9}$$

식(9)로부터 미지정수 결정을 위한 목적함수 $\Omega_E(t)$ 는 실수영역에서 추정된 종속 미지정수항과 정수영역에서 추정된 종속 미지정수항간의 차이를 나타내는 척도가 된다.

2.1.2 검색범위의 결정

독립 미지정수 항만을 포함하는 이중 차분된 코드와 반송파 위상은 식(10)과 (11)로 나타 낼 수 있다.

$$\rho_I = H_I \delta x_I + v_I, v_I \sim (0, Q_{D\Psi}) \tag{10}$$

$$l_I = H_I \delta x_I + \lambda N_I + w_I, w_I \sim (0, Q_{D\Phi}) \tag{11}$$

여기서

ρ_I : 독립 미지정수 항에 대한 이중 차분된 코드 측정치,

l_I : 독립 미지정수 항에 대한 이중 차분된 반송파 위상 측정치,

H_I : 독립 미지정수 항에 의하여 나누어진 H 의 부분,

v_I, w_I : 독립 미지정수 항에 대한 이중 차분된 측정 잡음이다.

식(10) ~ (11)로부터 미지정수 추정치는 식(12)가 된다.

$$\hat{N}_I = \frac{l_I - \rho_I}{\lambda} \tag{12}$$

수신기 채널별 특성이 같다면 추정된 미지정수의 공분산은 식(13)이 되며 검색범위는 식(14)로 각각 나타난다.

$$\mathrm{cov}(\hat{N}_I) = \frac{\mathrm{cov}(l_I - \rho_I)}{\lambda^2} = \frac{(\sigma_\psi^2 + \sigma_\phi^2)}{\lambda^2}(DD \cdot DD^T) \tag{13}$$

여기서

σ_ψ : 코드 측정잡음의 표준편차,

σ_ϕ : 반송파 위상 측정잡음의 표준편차 이다.

$$\hat{n}_i - \delta n_i \le \hat{n}_i \le \hat{n}_i + \delta n_i, \quad i = 1.\ 2.\ 3 \tag{14}$$

여기서

$\delta n_i = \beta \frac{2}{\lambda}\sqrt{\sigma_\psi^2 + \sigma_\phi^2}$, β : 중요도(significant level).

DD 는 이중 차분 연산자이다.

2.1.3 독립 미지정수 항을 위한 위성 배치 결정

ARCE기법에서 미지정수 결정의 성능과 계산량은 독립 미지

정수 항을 결정하는 위성의 순서에 영향을 받는다. 즉 가시 위성 중 어떤 위성을 사용하여 독립 미지정수 항을 결정하는 가에 따라 전체적인 성능이 달라질 수 있다. 위성의 앙각이 작을수록 측정잡음이 증가하고, 항체의 움직임에 대하여 위성이 계속 관측되어야 하므로 일반적으로 사용자와 위성사이의 앙각에 의하여 위성의 순서를 결정한다. 그러나 이 경우 앙각이 큰 4개의 위성이 한 곳에 몰려있으면 큰 Geometric Dilution of Precision (GDOP)값을 갖게 되어 측정잡음에 민감해지므로 Noise NDOP을 최소화하는 위성의 조합을 구해야 한다. NDOP는 다음과 같이 정의한다.

$$NDOP = trace\left[E_D Q_E^{-1} E_D^T\right]^{-1} = trace\left[H_D H_I^{-1} Q_{II} H_I^{-T} H_D^T + Q_{DD}\right] \quad (15)$$

여기서, H_D 는 종속 미지정수항에 의하여 나누어진 H 의 부분. 식(15)에서 H_I 와 H_D 는 E_I, E_D 와 같은 방법으로 정의 되며, Q_{II} 와 Q_{DD} 는 H_I, H_D 의 정의에 따라 나누어진 $Q_{D\Phi}$ 의 부분 행렬이며, $Q_{D\Phi}$ 는 대각선 부근에만 값이 존재하므로 식(15)와 같이 근사화 된다. NDOP은 종속 미지정수 항의 분산을 나타내며, NDOP이 줄어들면 임계치가 증가하므로 NDOP를 사용함으로써 앙각만으로 위성의 순서를 결정하는 것에 비하여 안정적으로 미지정수를 결정할 수 있게 된다.

2.2 제안된 미지정수 결정 방법

식(12)의 미지정수 추정치는 독립미지정수에 관련된 4개의 위성 정보만으로 구해지므로 4개 위성의 배치가 나쁘면 추정치의 오차가 커지게 된다. 본 논문에서는 수신된 전체 위성의 정보를 이용하여 미지정수를 추정하는 방법을 제시하였다.

전체 위성에 대한 이중 차분된 코드 측정치 식(16)에서 가중 최소 자승법(weighted least square)을 적용하여 위치벡터를 구하면 다음과 같다.

$$\rho = H\delta x + v, \quad v \sim (0, Q_{D\Psi}) \quad (16)$$

$$\hat{\delta x} = (H^T Q_{D\Psi}^{-1} H)^{-1} H^T Q_{D\Psi}^{-1} \rho \quad (17)$$

식(17)의 위치벡터 추정치를 이용하여 미지정수를 추정할 경우 다음과 같은 정리를 만족한다.

정리 1 : 전체 위성정보를 이용하여 미지정수를 추정하면 독립미지정수에 관련된 4개의 위성정보만을 이용하였을 때 보다 미지정수 추정치의 공분산은 항상 작다. 즉 다음 식(18)과 같은 관계가 항상 성립한다.

$$\mathrm{cov}\left(\frac{l_I - \rho_I}{\lambda}\right) \geq \mathrm{cov}\left(\frac{l_I - H_I \hat{\delta x}}{\lambda}\right) \quad (18)$$

여기서, $\hat{\delta x}$ 는 전체 위성정보를 이용하여 추정한 위치 벡터이다.

증명 : 구해진 위치 벡터를 이중 차분된 반송파 위상 측정치인 식(1)에 대입하여 미지정수를 추정치를 식(19)과 같이 구할 수 있다.

$$\lambda N_I = l_I - H_I (H^T Q_{D\Psi}^{-1} H)^{-1} H^T Q_{D\Psi}^{-1} \rho \quad (19)$$

여기서 코드와 반송파 위상측정치가 연관이 없으며, 채널간 특성이 같다고 가정하면 식(20)이 성립한다.

$$\begin{aligned} Q_{D\Psi} &= \sigma_\Psi^2 (DD \cdot DD^T) \\ Q_{D\Phi} &= \sigma_\Phi^2 (DD \cdot DD^T) \end{aligned} \quad (20)$$

여기서, DD 는 크기가 $(m-1)\times 2m$ 인 이중 차분 연산자이다.

식(20)을 식(19)에 대입하여 식(21)을 정리하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \lambda N_I &= l_I - H_I (H^T Q_{D\Psi}^{-1} H)^{-1} H^T Q_{D\Psi}^{-1} \rho \\ &= l_I - H_I (H^T (DD \cdot DD^T)^{-1} H)^{-1} H^T (DD \cdot DD^T)^{-1} \rho \end{aligned} \quad (21)$$

H 와 $DD \cdot DD^T$ 를 다음과 같이 정의 한다.

$$H = \begin{bmatrix} H_I & H_D \end{bmatrix}$$

$$DD \cdot DD^T = \begin{bmatrix} A & C^T \\ C & B \end{bmatrix} \quad (22)$$

여기서 A는 N_I 의 정의에 따라 나누어진 DD 의 일부분이다. 추정된 미지정수의 공분산은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \mathrm{cov}(N_I) &= \frac{1}{\lambda^2} \mathrm{cov}\{l_I - H_I (H^T Q_{D\Psi}^{-1} H)^{-1} H^T Q_{D\Psi}^{-1} \rho\} \\ &= \frac{\sigma_\Phi^2 (D \cdot D^T) + \sigma_\Psi^2 H_I (H^T (DD \cdot DD^T)^{-1} H)^{-1} H_I^T}{\lambda^2} \end{aligned} \quad (23)$$

$(DD \cdot DD^T)^{-1}$ 의 역행렬은 식(24)와 같다[5].

$$(DD \cdot DD^T)^{-1} = \begin{bmatrix} A^{-1} + A^{-1} C^T \Delta^{-1} C A^{-1} & -A^{-1} C^T \Delta^{-1} \\ -\Delta^{-1} C A^{-1} & \Delta^{-1} = (B - C A^{-1} C^T)^{-1} \end{bmatrix} \quad (24)$$

따라서 미지정수 추정치의 공분산인 식(23)을 식(25)와 같이 정리하면 다음과 같다.

$$\mathrm{cov}(N_I) = \frac{\sigma_\Phi^2 A + \sigma_\Psi^2 A}{\lambda^2} - \frac{\sigma_\Psi^2}{\lambda^2} AV (V^T AV + \Delta)^{-1} V^T A \quad (25)$$

여기서 $V \equiv A^{-1} C^T - H_I^{-T} H_D^T$ 이다.

식(25)는 두 부분의 덧셈으로 이루어지있고, 첫번째 부분이 식(12)에서 구한 미지정수 추정치와 같다는 것을 알수 있다. 따라서 두번째 부분이 항상 양수가 되면 식(25)에서 구해진 미지정수 추정치는 식(12)에서 구해진 값에 비해 항상 작게 된다. 식(25)에서 두번째 부분이 항상 양의 값을 가지려면 Δ 값이 항상 양의 값을 가지면 된다. 여기서 Δ 는 양정치행렬(positive definite matrix)인 $(DD \cdot DD^T)^{-1}$ 의 부분 행렬이므로 항상 양정치행렬이며, 두번째 부분의 수식은 항상 양의 값을 갖는 것을 알 수 있다[7].■

결과적으로 제안된 방법으로 구해진 독립미지정수 항의 공분산은 기존의 방법으로 구해진 공분산에 비하여 항상 작다. 또한, 식(25)의 두번째 항인 식(26)이 최대가 되는 위성 배열을 선택하면 검색 범위를 최대로 줄일 수 있다.

$$\frac{\sigma_\Psi^2}{\lambda^2} AV (V^T AV + \Delta)^{-1} V^T A \quad (26)$$

2.3 독립 미지정수 항을 위한 위성 배치 및 위성 차분 연산자 결정

식(26)을 최소화하는 위성 배치를 결정하기 위해서는 위성의 배치와 위성 차분 연산자의 형태를 결정해야 하는데 이 경우 많은 계산량이 필요로 하게 된다. 본 절에서는 계산량을 간소화한

준최적 방법을 제안한다.

전체 위성정보를 이용하여 추정된 미지정수의 공분산인 식(23)을 다시 쓰면 식(27)이 된다.

$$\mathrm{cov}(N_I)=\frac{1}{\lambda^2}[\sigma_\Phi^2(D\cdot D^T)+\sigma_\Psi^2 H_I(H^T(DD\cdot DD^T)^{-1}H)^{-1}H_I^T] \quad (27)$$

여기서 식(22)에서 독립미지정수와 종속미지정수와의 연관성을 나타내는 C 를 무시하고 근사화 하면 독립 미지정수 추정치의 공분산 값은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$\begin{aligned}\mathrm{cov}(N_I)&=\frac{1}{\lambda^2}\left[\sigma_\Phi^2 A+\sigma_\Psi^2 H_I\left\{\begin{bmatrix}H_I^T & H_D^T\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}A^{-1} & 0\\ 0 & B^{-1}\end{bmatrix}\cdot\begin{bmatrix}H_I\\ H_D\end{bmatrix}\right\}^{-1}H_I^T\right] \quad (28)\\ &=\frac{1}{\lambda^2}\left[\sigma_\Phi^2 A+\sigma_\Psi^2 H_I(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}H_I^T\right]\end{aligned}$$

여기서 역행렬의 정리를 이용하면 다음과 같다[5].

$$\begin{aligned}&H_I(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}H_I^T \quad (29)\\ &\quad=A-AH_I^{-T}[(H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}+H_I^{-1}AH_I^{-T}]^{-1}H_I^{-1}A\end{aligned}$$

따라서, 독립 미지정수 추정치의 공분산은 다음 식(30)과 같이 정리 된다.

$$\mathrm{cov}(N_I)=\frac{\sigma_\Phi^2A+\sigma_\Psi^2A}{\lambda^2}-\frac{\sigma_\Psi^2}{\lambda^2}AH_I^{-T}[(H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}+H_I^{-1}AH_I^{-T}]^{-1}H_I^{-1}A \quad (30)$$

식(28)의 공분산의 대각성분을 최소로 하기 위해서는 식(31)의 대각 성분을 최대화 해야 한다.

$$\begin{aligned}&AH_I^{-T}[(H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}+H_I^{-1}AH_I^{-T}]^{-1}H_I^{-1}A \quad (31)\\ &\quad=A-H_I(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}H_I^T\end{aligned}$$

이는 식(32)의 대각 성분을 최소화 하는 것과 같다.

$$H_I(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}H_I^T \quad (32)$$

식(32)는 다음과 같은 의미를 포함하고 있다. 위성간 차분 연산자를 K 라 정의 하고 G_I 와 G_D 는 차분 되기 전의 시선각 행렬로 정의하면 식(33)과 같이 쓸 수 있다.

$$H_I=K_3G_I,\quad H_D=K_{m-4}G_D \quad (33)$$

따라서, 식(33)과 $DD\cdot DD^T=2K\cdot K^T$ 임을 이용하면 식(32)는 식(34)로 표현 할 수 있다.

$$\begin{aligned}&H_I(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}H_I^T \quad (34)\\ &=H_I(G_I^TK_3^T(2K_3K_3^T)^{-1}K_3G_I+G_D^TK_{m-4}^T(2K_{m-4}K_{m-4}^T)^{-1}K_{m-4}G_D)^{-1}H_I^T\end{aligned}$$

식(34)에서 $K_3^T(2K_3K_3^T)^{-1}K_3$ 의 성질을 보면 다음과 같다.

$$K_3^T(2K_3K_3^T)^{-1}K_3=\frac{1}{2}(I_4-\frac{1}{4}e_4e_4^T) \quad (35)$$

$$K_{m-4}^T(2K_{m-4}K_{m-4}^T)^{-1}K_{m-4}=\frac{1}{2}(I_{m-3}-\frac{1}{m-3}e_{m-3}e_{m-3}^T) \quad (36)$$

여기서 $e_n=[1\ \ 1\ \ \Lambda\ \ 1]^T$ 이다.

위의 식(35)과 식(36)은 위성 차분 연산자 K 의 형태에 관계없이 성립한다[8]. 따라서, 식(34)의 항 중 가운데 부분인 $(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}$ 는 위성 차분 연산자의 형태에 영향을 받지 않고, 단지 위성의 배치에만 그 값이 영향을 받는다는 것을 알 수 있다.

정리 2 : 다음 식(37)을 최소화하는 것은 식(32)의 대각 성분의 합을 최소화하는 것의 충분 조건이다.

$$S=\sum_{i=1}^{3}\|h_{I,i}\|_2^2\cdot\left\|(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}\right\|_{Frob} \quad (37)$$

여기서 $h_{I,i}^T$ 는 H_I 의 i 번째 행을 표현한 것이다.

증명 : 식(32)의 대각성분의 합을 최소화 시키기 위해서 i 번째 대각성분만으로 표현하면 식(38)과 같이 쓸 수 있다.

$$h_{I,i}^T(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}h_{I,i} \quad (38)$$

식(38)의 노름(norm)을 구하여 Schwarz Inequality를 적용하면 벡터 노름과 행렬 노름의 곱으로 식(39)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned}&\left\|h_{I,i}^T(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}h_{I,i}\right\|_2 \quad (39)\\ &\quad\le\|h_{I,i}\|_2^2\cdot\left\|(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}\right\|_2\end{aligned}$$

여기서 벡터의 2-노름은 $h_{I,i}=[h_{I,i1}\ \ h_{I,i2}\ \ h_{I,i3}]^T$ 이므로,

$\|h_{I,i}\|_2=(h_{I,i1}^2+h_{I,i2}^2+h_{I,i3}^2)^{\frac{1}{2}}$ 로서 구할 수 있다.

$n\times n$ 의 크기를 갖는 대칭 양정치행렬을 R 이라고 할 때, 이 행렬의 2-노름은 다음과 같다.

$$\|R\|_2=\sqrt{\sigma_{\max}(R^TR)}=\sigma_{\max}(R) \quad (40)$$

여기서 $\sigma_{\max}$ 는 비정칙치(Singular Value)의 최대값이다.

노름의 성질을 이용하면 식(40)을 식(41)로 재정리 할 수 있다[6].

$$\|R\|_2^2=\sigma_{\max}(R^TR)\le\|R\|_{Frob}^2=tr(R^TR) \quad (41)$$

여기서 $\|R\|_{Frob}=(\sum_i^m\sum_j^n r_{ij}^2)^{\frac{1}{2}}$ 이다.

따라서, 식(39)를 모든 대각성분에 대하여 정리하면 식(42)와 같다.

$$\begin{aligned}&\sum_i^m\left\|h_{I,i}^T(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}h_{I,i}\right\|_2 \quad (42)\\ &\quad\le\sum_i^m\|h_{I,i}\|_2^2\cdot\left\|(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}\right\|_{Frob}\end{aligned}$$

식(38)의 노름의 합이 식(42)와 같이 표현 되므로 식(37)을 최소화하는 것은 식(32)의 대각 성분을 최소화하는 것의 충분 조건이 됨을 알 수 있다.■

식(32)의 중간 항인 $(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}$ 는 위성 차분 연산자의 형태에 관계없이 항상 일정하므로, m 개의 위성 중 다음 식(43)을 최소화 하는 4개의 위성 조합을 결정한다.

$$\left\|(H_I^TA^{-1}H_I+H_D^TB^{-1}H_D)^{-1}\right\|_{Frob} \quad (43)$$

이 때, 경우의 수는 ${}_mC_4$ 이 된다. 그리고, 결정된 4개의 위성을 이용하여 $\|h_{I,i}\|_2^2$ 가 최소가 되는 위성 차분 연산자를 결정한다. 이 때, 경우의 수는 ${}_6C_3$ 가 된다. 이와 같이 위성 배치와 위성 차분 연산자를 결정하여 독립 미지정수 추정치 $\hat{N}_I$ 의 공분산을 작게하므로 이는 준 최적의 위성 배치 결정 기준이 될 수 있다.

3. 결 론

본 논문에서는 독립 미지정수의 검색 범위를 결정함에 있어

서 독립 미지정수에 관련된 위성 정보만이 아닌 관측된 전체의 위성 정보를 이용함으로써 독립 미지정수의 검색 범위를 더 줄일 수 있고, 이것은 위성의 배치와 위성 차분 연산자의 적절한 선택에 의해서 결정된다는 것을 수식적으로 전개 하였다.

향후 여러 경우를 고려한 실험을 통하여 제시된 수식의 타당성을 검증할 예정이다.

참 고 문 헌

[1] Parkinson, B. W., Spilker, J., Jr.,Axelrad,P., (eds.), *The Global Positioning System: Theory and Applications, V*olume1 1, AIAA, Washington, DC, 1996.

[2] Parkinson, B. W., Spilker, J., Jr.,Axelrad,P., (eds.), *The Global Positioning System: Theory and Applications, V*olume1 2, AIAA, Washington, DC, 1996.

[3] Kaplan Elliott D., *Understanding GPS: Principles and Applications,* Artech House, Boston, London, 1996.

[4] Hoffmann-Wellenhof, B.H., H. Lichtenegger and J. Collins, *Global Positioning System Theory and Practice*, Springer-Verlag, Wien, 1993.

[5] Kailath, Thomas, *Linear Systems,* Prentice-Hall, 1980.

[6] Horn, Roger A., Johnson, Charles R., *Matrix Analysis,* Cambridge Univ. Press, New York, 1985.

[7] Golub, Gene H., Van Loan, Charles F., *Matrix Computations.* The Johns Hopkins Univ. Press, London, 1996.

[8] D.H. Shin, S.B. Son, T.K. Sung, "DOP Relationship between the TOA and the TDOA positioning", ION, June, 2000.

[9] 박찬식, *GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세 결정*, 공학박사 학위논문, 서울대학교 전기공학부, 1996.

실내항법시스템을 이용한 모형차량 자동 제어 시스템 개발

Automatic Control of Miniature Vehicle Using Indoor Navigation System

°윤두희*,전해영**,김도윤***, 기창돈****

*서울대학교 기계항공공학부(Tel:+82-2-880-8918;Fax:+82-2-876-6649;E-mail:aerochol@snu.ac.kr)
**서울대학교 기계항공공학부(Tel:+82-2-880-8918;Fax:+82-2-876-6649;E-mail:hyjun@snu.ac.kr)
***서울대학교 기계항공공학부(Tel:+82-2-880-7395;Fax:+82-2-877-2662;E-mail:einheit@snu.ac.kr)
****서울대학교 기계항공공학부(Tel:+82-2-880-1912;Fax:+82-2-877-2662;E-mail:kee@snu.ac.kr)

Abstract: Nowadays, the range of GPS navigation is being extended indoors. Pseudolite is thought to play a key role in this area. The indoor navigation system is one of pseudolite application.After rigorous efforts, we have successfully implemented the indoor navigation system using CDGPS. Error analysis shows that the RMS value of horizontal kinematic positioning error is below 1cm. In this system, a miniature truck is equipped with all the devices for real-time operation. Our final research goal is automatic control of vehicle using this system. To achieve this, we have mounted 2-GPS antenna on the truck to obtain the yaw angle. From experimental results, we can concluded the indoor navigation system can be sufficient position and attitude sensor for miniature vehicle control in factory, hanger, indoor amusement park, and etc.

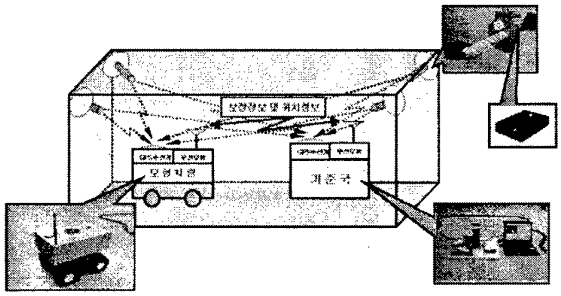
Keywords: pseudolite, indoor navigation system, automatic vehicle control, simple line transfer control

1. 서 론

최근 위성항법시스템(GPS)의 응용범위가 실내로 확장되고 있으며 의사위성 기술은 이 분야에 있어 핵심을 이루고 있다.[1] 특히, 실내항법시스템은 의사위성 응용의 대표적인 사례이다. 그런데, 의사위성을 이용하여 실내항법시스템을 구축하기 위해서는 샘플링 시각 동기, 다중경로 오차 및 근/원거리 문제와 같은 난해한 문제점들을 해결해야 하며, 이러한 부분은 최근에 들어 많이 연구되고 있다. 여러 차례의 시행착오 결과, 의사위성을 이용한 실내항법시스템 구축에 성공하였다.[2] 사용자의 위치를 계산하기 위하여 반송파 위상 보정 위성항법(CDGPS)을 사용하였으며, 오차분석 결과 수평 방향의 동적 정확도가 1cm이내임을 확인하였다. 본 연구에서는 모형 차량을 이용하여 사용자를 구축하였으며, 무선모뎀 및 자동 제어 장비를 탑재하여 독립적으로 작동할 수 있도록 하였다. 이 때, 사용자의 위치는 10Hz로 계산된다. 우리의 최종 연구 목표는 이러한 실내항법시스템을 사용하여 모형 트럭을 자동 제어하는 것이다. 이를 위하여 2개의 GPS 수신기 안테나를 트럭 위에 설치하여 2차원 자세를 계산할 수 있도록 하였다. 오차 분석결과 1도 이내로 자세를 결정할 수 있음을 확인하였다. 이로부터 우리의 실내항법시스템은 사용자의 위치 및 자세를 실시간으로 제공할 수 있으며, 공장자동화나 실내 놀이동산과 같은 환경에서 모형차량을 제어할 수 있는 센서로 충분함을 알 수 있었다.

2. 비동기 의사위성을 이용한 실내항법시스템 개요

비동기 의사위성을 이용하는 실내항법시스템은 크게 의사위성, 기준국, 사용자로 구성되며, 이를 [그림1]에 도시하였다.



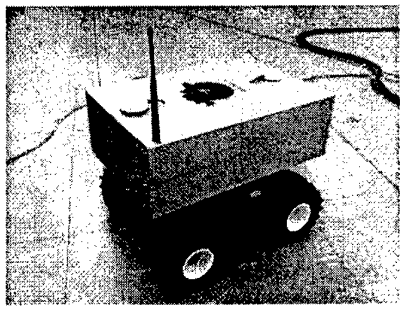
[그림1] 실내 항법시스템의 구성

기준국과 의사위성의 위치는 정밀 측위를 통하여 정확하게 알려져 있으며, 기준국에서는 각 의사위성에서 송출된 반송파 위상 이중 차분 보정치를 계산하여 사용자에게 송출한다. 사용자는 기준국에서 송출된 보정치를 사용하여 자신의 위치를 실시간으로 계산한다. 이러한 기본적인 사용자의 위치 계산 원리는 GPS 위성 신호를 사용하는 실외 항법시스템과 비슷하다. 그러나, 실내라는 아주 좁은 공간 특성 및 의사위성이 원자시계보다 부정확한 TCXO를 사용함으로 인하여 생기는 문제점들로 인하여 실내항법시스템은 실외항법시스템과 많은 차이점을 갖고 있다. 이러한 난점들을 극복하고 실내항법시스템을 성공적으로 구축하였는데, 이에 관한 전반적인 사항들은 논문[2]-[6]에 자세히 설명되어 있으니 이를 참조하면 될 것이다.

3. 모형 차량 구조 및 제어 시스템

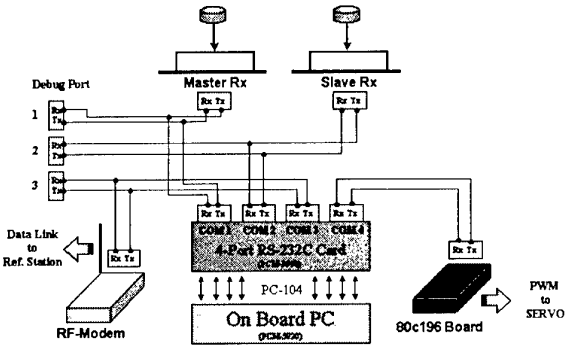
본 연구에서 사용한 모형차량은 [그림2]와 같다. 모형 차량에

는 2차원 자세각을 결정하기 위하여 GPS 수신기 안테나 2개가 탑재되었으며 주안테나와 부안테나사이의 기저선 길이는 36cm 이다.



[그림 2] 모형 차량

모형 차량은 독립적인 사용자로 운용이 가능하도록 산업용 컴퓨터, 데이터 링크용 무선 모뎀 등이 장착되었으며 자세한 통신 및 제어 시스템 구조는 [그림3]과 같다.



[그림 3] 모형 차량 통신 및 제어 시스템 구조

본 논문에서는 모형 차량의 조향각만을 입력의 대상으로 한다. 제어는 80c196kc 마이크로 컨트롤러에서 펄스폭 변조 신호(PWM)를 생성하고 이를 조향각 서보에 입력함으로써 이루어진다. 참고로 본 시스템은 사용자의 위치를 10Hz로 계산하며 이 때마다 제어 입력을 갱신한다.

4. 모형 차량 위치 및 자세각 계산 방법

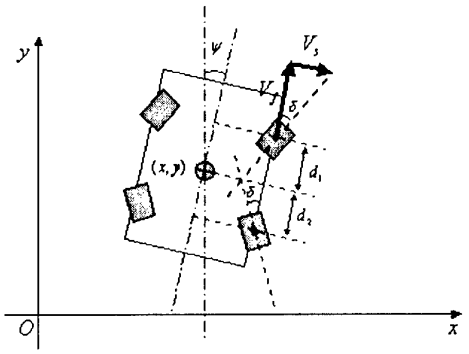
모형차량의 위치는 주 안테나와 부 안테나의 위치를 각각 구한 후 평균값을 취하는 방법을 사용하였다. 물론, 주 안테나와 부 안테나 사이의 길이를 이용하는 방법도 있지만 실내항법의 특성상 강력한 비선형 방정식을 풀어야 하므로 금번 논문에서는 이와 같은 간단한 방법을 사용하여 사용자의 위치 및 자세각을 계산하였다. 또한 반송파 위상 미지 정수를 해결하기 위하여 모형 차량의 초기 위치 정보(주 안테나 및 부 안테나의 위치)를 사용하였다. 위치 계산 알고리즘은 문헌 [3]에 제시된 것을 사용하였다. 정적 실험 결과 [표 2]와 같은 정확도로 모형 차량의 위치 및 자세각을 얻을 수 있음을 확인하였다. 여기서, 모형차량의 위치 및 자세각은 10Hz로 계산된다.

[표 1] 모형 차량의 정적 위치 및 2차원 자세각 결정 오차

	x(cm)	y(cm)	z(cm)	자세각(도)
RMS	0.92	1.85	1.91	0.72

5. 모형 차량 모델링

모형 차량은 바퀴가 4개 이지만 간단한 모델링을 위하여 바퀴 2개만을 대상으로 [그림 4]와 같이 모델링 한다. 결국은 되먹임 제어(feedback control)를 사용할 것이기 때문에 모델링의 오차가 어느 정도 존재하여도 문제가 발생되지 않는다.[7]



[그림 4] 모형 차량 모델링

만일,

$$\psi \rightarrow small, \quad \delta \rightarrow small$$
$$d_1 = d_2$$

이 성립한다면 위의 그림에서 다음과 같은 선형화된 관계식 (1)을 유도할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= V_f \psi + V_f \delta \\ \dot{y} &= V_f - V_f \delta \psi \\ \dot{\psi} &= \frac{V_f}{d_1} \delta \end{aligned} \qquad \text{식(1)}$$

6. 제어기 설계 및 실험 결과

제어기 설계

본 논문은 간단한 차선 변경 제어기(Simple Line Transfer)를 설계한다. 추종하려고 하는 궤적은 [그림 5]에서와 같이 $x = c$ 로 표현될 수 있으며, 추종 제어기를 설계하기 위하여 새로운 변수를 다음과 같이 정의한다.

$$\begin{aligned} x_{new} &\equiv x - c \\ y_{new} &\equiv y \\ \psi_{new} &\equiv \psi \end{aligned}$$

그러면, 앞의 선형화된 모형 차량의 운동방정식 식(1)은 식(2)과 같이 변경된다.

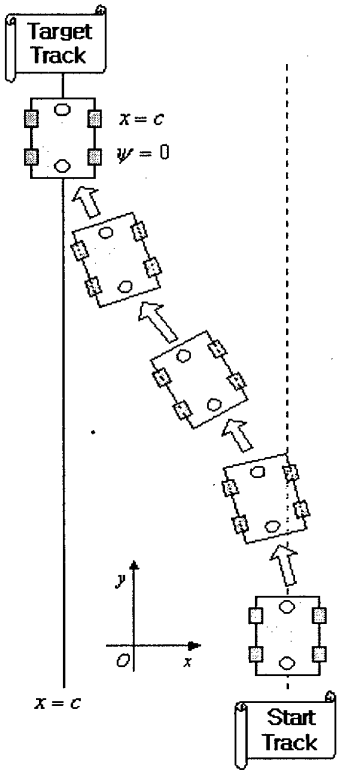
$$\begin{aligned} \dot{x}_{new} &= V_f \psi_{new} + V_f \delta \\ \dot{y}_{new} &= V_f - V_f \delta \psi_{new} \\ \dot{\psi}_{new} &= \frac{V_f}{d_1} \delta \end{aligned} \qquad \text{식(2)}$$

간단한 차선 변경 제어기의 경우 제어대상이 x_{new}와 ψ_{new}이므로 다음과 같이 state-space model을 구성한다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_{new} \\ \dot{\psi}_{new} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & V_f \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{new} \\ \psi_{new} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} V_f \\ V_f / d_1 \end{bmatrix} \delta$$

이 때, 사용된 가정은 다음과 같다.

1. V_f 는 상수로 가정 할 수 있다. (측정 가능하다)
2. δ 에 대한 시간 지연은 없다.
3. 모든 상태변수들이 관측가능하다.



[그림 5] Simple Line Transfer Control

실제 시스템은 10Hz로 이산화되었으므로 윗식을 샘플링 시간을 0.1초로 하여 다음과 같이 이산화한다.

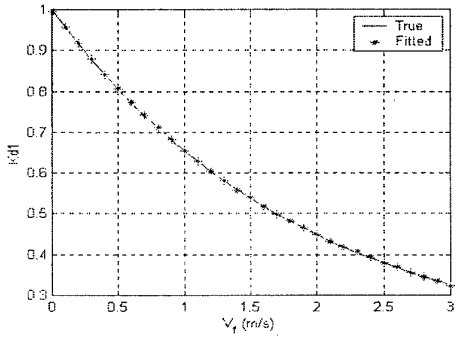
$$\begin{bmatrix} x_{new}(k+1) \\ \psi_{new}(k+1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & V_f \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{new}(k) \\ \psi_{new}(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} V_f \\ V_f / d_1 \end{bmatrix} \Delta t \ \delta(k)$$

제어기는 DLQR(Discrete Linear Quadratic Regulator)을 사용하여 설계하였으며 제어입력은 다음과 같다.

$$\delta(k) = -[K_{d1} \ K_{d2}] \begin{bmatrix} x_{new}(k) \\ \psi_{new}(k) \end{bmatrix}$$

실제로는 모형 차량의 전방향 속도 V_f가 일정하지 않기 때문에 매 순간마다 이를 측정하여 제어기 이득을 실시간으로 계산하여야 한다. 즉, 제어기의 이득이 모형 차량의 전방향 속도의 함수가 되어야 한다. 그러나, 이를 위해서는 Riccati 방정식을 실시간으로 해결해야 하므로 그리 간단한 문제는 아니다. 따라서,

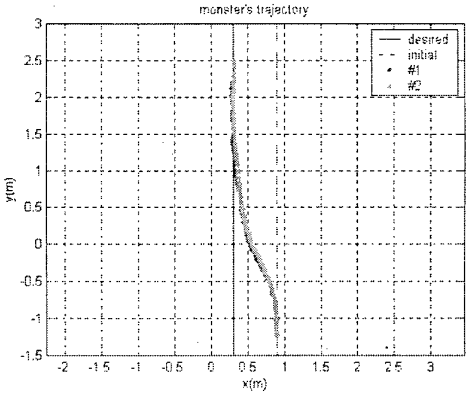
본 논문에서는 이를 간단히 해결하기 위하여 여러 가지 전방향 속도에 대하여 제어기 이득을 계산한 후, 4차 다항함수로 근사시켜 이를 사용하였다. [그림 6]에 이중 일부를 도시하였는데 거의 오차가 없는 것을 확인 할 수 있다. 참고로 모형 트럭의 전방향 속도는 위치의 시간 차분에 자세각을 고려하여 계산한다.



[그림 6] True Gain K_{d1} vs. Fitted Gain K_{d1}'

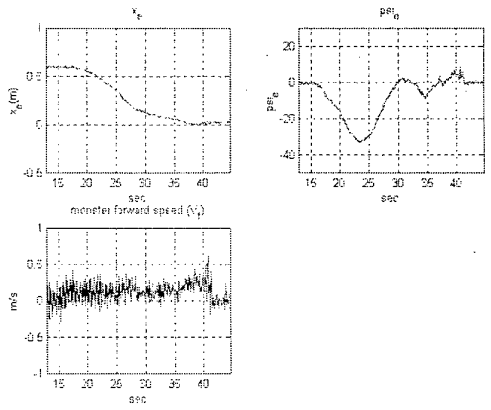
실험 및 오차분석

[그림7]에 실험 결과를 도시하였다. 초기 차량의 위치는 (0.9m, -1.2m)이고 자세각은 0도였으며, $x = 0.3m$궤적을 추적하도록 하는 제어기를 사용하였다. 실험은 2번에 걸쳐 수행되었다.

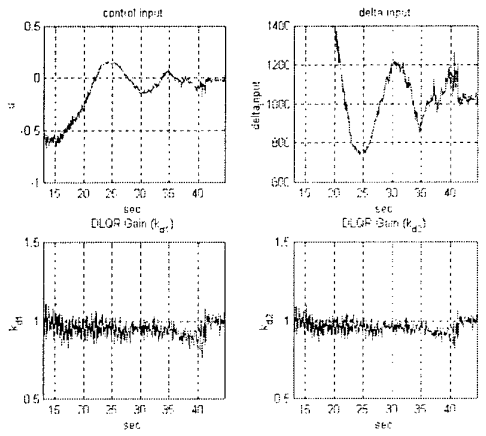


[그림 7] Simple Line Transfer Control Trajectory

[그림 8]에는 첫 번째 실험에서 획득한 x방향 오차, 자세각 오차 및 추정된 전방향 속도를 시간에 따라 도시하였다. 실험 결과 차선 변경이 잘 됨을 확인 할 수 있다.



[그림 8] State of Vehicle vs. Time



[그림 9] Control Input and DLQR Gain vs. Time

[그림9]에 첫 번째 실험에서 실제로 입력된 제어 입력(u)(이에 대응하는 펄스폭 변호 신호(PWM) 입력 : delta input)과 DLQR 제어 이득을 도시하였다. 참고로, DLQR 설계시 사용한 가중치 Q 및 R은 단위 행렬을 사용하였다.

2가지 실험에서 얻은 정상 상태에 제어 오차를 [표2]에 정리하였다.

[표 2] Simple Line Transfer Control Error (Steay-State)

	x(RMS)	자세각 (RMS)
실험 1	0.70cm	3.99도
실험 2	1.96cm	3.02도

오차 분석 결과 실내항법시스템을 이용한 모형 차량 차선 변경 제어가 위치로는 2cm정도 자세로는 약3도의 오차범위 내에서 성공적으로 이루어졌음을 알 수 있다.

7. 결론 및 향후과제

본 논문에서는 비동기 의사위성을 사용하여 구축된 실내항법 시스템을 위치 및 자세 센서로 사용하여 모형 차량을 실시간으로 자동 제어하였다. 정적 실험 결과, 모형 차량의 수평 위치의 경우에는 1cm 이내로 자세는 1도 이내의 오차로 계산이 가능하였다. 이러한 정확도가 실내 환경에서 모형 차량과 같은 이동체를 자동 제어 하는 센서로서 충분히 사용될 수 있는지를 확인하기 위하여 간단한 차선 변경 제어기를 설계하여 실험을 수행하였다. 실험결과 제어가 성공적으로 이루어졌다. 따라서, 실내항법 시스템은 모형 차량과 같은 이동체의 자동 제어용 자세 및 위치 센서로서 충분함을 확인하였다.

향후 연구되어야 할 분야로는 반송파 위상 미지 정수를 모형 차량의 초기 위치 정보를 사용하지 않고 자동으로 결정하는 방법, 모형 차량의 전방향 속도 추정의 잡음을 줄일 수 있는 필터 설계, 다양한 궤적을 추종할 수 있는 제어기 설계 등이다.

후 기

본 연구는 정보통신부 지원 '98-3차 국제공동연구 본격연구개발 "의사위성을 이용하는 위성항법 제반기술 개발"과제의 일부로 수행되었습니다. 지원에 감사드립니다.

본 연구는 기계분야 BK-21 사업의 지원 하에 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] H.Stewart Cobb, "GPS Pseudolites: Theory, Design, And Applications", Ph.D Theis of AA, Stanford Unviersity, 1997.

[2] Changdon Kee, Doohee Yun, Haeyoung Jun, Bradford W. Parkinson, Thomas Lenganstein, and Sam Pullen, "Precise Calibration of Pseudolite Positions In Indoor Navigation System", Proceedings of ION GPS-99, Nashiville, 1999.

[3] 윤두희, 전해영, 기창돈, "비동기 반송파 위상을 이용한 실시간 실내 항법 시스템 개발", pp.136-145, 제7회 항공기 개발 기술 심포지움 논문집, 2000.

[4] 전해영, 윤두희, 기창돈, "의사위성을 이용한 정밀 실내 항법 시스템 개발", 2000년도 춘계항공우주학회 논문집, pp.181-184.

[5] 윤두희, 전해영, 기창돈, "의사위성을 이용한 실시간 실내 이동체 위치 파악 시스템 개발", 2000년도 춘계항공우주학회 논문집, pp.185-188.

[6] C. Kee, H. Jun, D. Yun, Seoul National University, Korea; B. Kim, Y.Kim, NAVICOM; B.W. Parkinson, T. Langenstein, S. Pullen, Stanford University, "Developement of Indoor Navigation System Using Pseudolites", Proceedings of ION GPS-2000, SaltLake, 2000.

[7] Thomas Bell, "Precision Robotic Control of Agricultural Vehicles On Realistic Farm Trajectories", Ph.D Theis of AA, Stanford Unviersity, 1999.

이동전화와 인터넷을 이용한 실시간 정밀측위시스템 개발

Development of Real-Time GPS Precise Positioning System Using Mobile Phone and Internet

°고선준*, 원종훈**, 이자성***

*아주대학교 전자공학과(Tel:031-219-2487; Fax:031-212-9531; E-mail: sjko@madang.ajou.ac.kr)
**아주대학교 전자공학과(Tel:031-219-2487; Fax:031-212-9531; E-mail: jhwon@madang.ajou.ac.kr)
***아주대학교 전자공학과(Tel:031-219-2482; Fax:031-212-9531; E-mail: jsung@madang.ajou.ac.kr)

Abstract: This paper presents a practical real-time Carrier Differential GPS(CDGPS) using low-cost C/A code GPS receivers and a communication link based on mobile phone and internet. Such a communication link is ideal for a high data rate. Since the mobile phone and internet systems are universally available nowadays, use of such a system extends the relative positioning application to virtually unlimited areas. A Kalman filtering technique is used to estimate integer ambiguity states in real time. Field test results are presented to evaluate the performance of the proposed system.

Keywords: RTK, OTF, CDGPS, Internet, Kalman Filter, Integer Ambiguity Resolution

1. 서 론

GPS를 이용한 정밀측위시스템은 높은 정밀도의 측정치를 제공하는 반송파위상을 사용하여 mm수준의 위치정확도를 제공할 수 있다. 하지만, 반송파위상정보를 이용하기 위해서는 반드시 미지정수(Integer Ambiguity)를 추정하여야 하며, 이로인한 계산시간의 증가로 실시간에 적용하는데 어려움이 있다. 따라서 이러한 반송파 위상측정치를 활용한 실시간 정밀측위시스템 구현을 위해서는 효율적인 검색공간형성을 통한 검색시간의 최소화가 반드시 요구되며, 빈번하게 발생되는 가시위성의 변화와 사이클 슬립(cycle slip), 그리고 다중경로 오차에 대한 처리과정이 필요하다. 일반적으로 기존의 미지정수 결정 알고리듬중 LAMBDA (Least squares AMBiguity Decorrelation Adjustment) 기법이 최적의 미지정수 결정기법으로 알려져 있다[1,5].

이러한 정밀측위시스템에서는 상대측위기법을 이용한 이중차분된 측정치를 사용하므로, 기준국과 이동국간의 데이터통신이 반드시 필요하며, 전송지연시간을 최소화할 수 있는 효율적인 통신시스템 활용이 요구된다. 기존의 무선모뎀을 활용한 시스템은 전용통신망을 사용하므로, 범용적인 활용이 어렵고, 추가적 통신장비가 필요하며, 유한자원인 주파수 할당에 대한 문제점을 지니고 있다, 일부에서는 이동전화의 문자전송 서비스(SMS)를 이용한 방법이 제시되었으나, 통신패킷의 제한과 전송지연시간의 증가로 인하여 적용이 불가능하다. 따라서 실시간 정밀측위시스템을 구현하기 위해서는 효율적인 통신시스템의 결합과 실시간 시스템에 적합한 알고리듬의 구성이 반드시 필요하다.

본 논문에서는 반송파 위상 측정치를 활용한 정밀측위시스템을 구현한다. 칼만필터(Kalman Filter) 설계를 통하여 미지정수 추정을 수행하며, 실시간 시스템에 적합하도록 재구성한다. 또한 재구성기법의 활용을 통하여 빈번하게 발생하는 가시위성의 변화에 대처할 수 있도록 구성하며, 실수영역에서의 미지정수를 함께 사용함으로써, 사이클 슬립과 검색과정 전에도 연속적인 측위가 가능하도록 구성하였다[5]. 또한 인터넷과 이동전화를 활용한 통신시스템 구성을 제시함으로써, 좀더 효율적인 정밀항법시스템 구현이 가능할 것이라 사료된다. 이를 통하여 다양한 응용분야에 적용가능한 범용적 실시간 정밀측위시스템을 구현하며, 실험을 통하여 제시된 시스템의 성능을 확인한다.

2. 칼만필터 기반의 정밀측위 시스템

본 논문에서는 저가의 단일주파수 C/A 코드 GPS 수신기를 위한 실용적인 정밀측위 시스템을 구현하였다. 이를 위하여 L1 반송파에 대한 의사거리와 반송파 위상측정치를 사용하는 칼만필터 기반의 미지정수 결정기법을 적용하였으며, 최소제곱기법과의 비교를 통해 성능분석을 수행하였다.

2.1 최소제곱기법을 이용한 미지정수 추정

시간 t에서 이중차분된 의사거리와 위상측정치를 수학적으로 모델링하면 다음과 같다[1,5].

$$\triangle\nabla P^{ij}_{AB}(t) = \triangle\nabla\rho^{ij}_{AB}(t) + \triangle\nabla e^{ij}_{P_{AB}}(t) \quad (1)$$

$$\triangle\nabla\Phi^{ij}_{AB}(t) = \triangle\nabla\rho^{ij}_{AB}(t) + \lambda_1\cdot\triangle\nabla N^{ij}_{AB}(t) + \triangle\nabla e^{ij}_{\Phi_{AB}}(t) \quad (2)$$

여기서,

$\triangle\nabla(\cdot)^{ij}_{AB} = (\cdot)^j_B - (\cdot)^i_B - (\cdot)^j_A + (\cdot)^i_A$: 이중차분 연산자

P : 이중차분된 의사거리 측정치

Φ : 이중차분된 반송파 위상 측정치

ρ : 위성과 수신기간 기하학적 거리

N : 미지정수

λ_1 : L_1 반송파 파장

e_P, e_Φ : 의사거리와 반송파 위상측정치 오차

i,j : 위성 식별자

A,B : 수신기 식별자

측정식을 이용한 선형 관측식을 표현하면 다음과 같다.

$$l = H \cdot \delta X + \varepsilon \tag{3}$$

여기서, $l = \left[\nabla \Delta P_{AB}^T, \frac{\nabla \Delta \Phi_{AB}^T}{\lambda_1} \right]^T$

$\delta X = [\delta x, \delta y, \delta z, \delta n_{21}, \delta n_{32}, \cdots \delta n_{m(m-1)}]^T$

$\varepsilon = [\varepsilon_P^T, \varepsilon_\Phi^T]^T$

H : 계수행렬

m : 가시위성수

최소제곱기법을 활용한 해는 다음과 같다.

$$\delta \hat{X} = [H^T Q_l^{-1} H]^{-1} H^T Q_l^{-1} \cdot l \tag{4}$$

여기서, Q_l은 측정치의 공분산 행렬을 의미하며, 최소제곱해인 $\delta \hat{X}$는 위치해와 미지정수 실수해(float solution)을 포함한다. 미지정수 고정해(fixed solution)는 공분산 행렬로부터 형성되는 검색공간을 이용, 검색과 검사과정을 통해 얻어진다. 이 과정에서 최소제곱기법은 이중차분에서 기인한 높은 상관특성이 그대로 반영되므로, 광범위한 검색공간의 형성과 후보해의 급격한 증가로 인하여 계산성능 저하와 계산불능으로 인한 시스템 안정성 문제가 발생할 수 있다. 따라서, 검색공간을 효과적으로 줄이는 것이 실시간 시스템에 적용여부를 결정하는 중요한 요소로 작용하며, 본 논문에서는 미지정수에 대한 상태 공분산 정보을 이용, 검색공간 형성과 빠른 미지정수 추정이 가능한 구조의 칼만필터를 설계하여 실시간 시스템에 적용하였다.

2.2 칼만필터 기반의 미지정수 추정

이동중 GPS 측위시스템의 이동과 반송파 위상 미지정수의 시스템 방정식은 각각 등속도 모델과 실수 파라미터로 모델링 가능하다. 이산시간영역에서의 확장칼만필터 시스템 방정식과 측정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$X_{k+1} = F_k \cdot X_k + \omega_k \ , \ \omega_k \sim N(0, Q_k) \tag{5}$$

$$Z_k = H_k \cdot X_k + \upsilon_k \ , \ \upsilon_k \sim N(0, R_k) \tag{6}$$

여기서,

$X_k = [x_k, y_k, z_k, \dot{x}_k, \dot{y}_k, \dot{z}_k, n_{21}, n_{32}, \cdots, n_{m(m-1)}]^T$

$$F_k = \begin{bmatrix} I_{3\times3} & \Delta t \cdot I_{3\times3} & 0_{3\times(m-1)} \\ 0_{3\times3} & I_{3\times3} & 0_{3\times(m-1)} \\ 0_{(m-1)\times3} & 0_{(m-1)\times3} & I_{(m-1)\times(m-1)} \end{bmatrix}$$

$$Z_k = \left[\nabla \Delta P_{AB}^T \ \ \frac{\nabla \Delta \Phi_{AB}^T}{\lambda_1} \right]^T$$

$$H_k = \begin{bmatrix} h_1 & 0_{(m-1)\times3} & 0_{(m-1)\times(m-1)} \\ h_2 & 0_{(m-1)\times3} & I_{(m-1)\times(m-1)} \end{bmatrix}$$

$$h_1 = \begin{bmatrix} \frac{\partial \rho_{21}}{\partial x} & \frac{\partial \rho_{21}}{\partial y} & \frac{\partial \rho_{21}}{\partial z} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial \rho_{m(m-1)}}{\partial x} & \frac{\partial \rho_{m(m-1)}}{\partial y} & \frac{\partial \rho_{m(m-1)}}{\partial z} \end{bmatrix}$$

$$h_2 = \begin{bmatrix} \frac{\partial l_{21}}{\partial x} & \frac{\partial l_{21}}{\partial y} & \frac{\partial l_{21}}{\partial z} \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial l_{m(m-1)}}{\partial x} & \frac{\partial l_{m(m-1)}}{\partial y} & \frac{\partial l_{m(m-1)}}{\partial z} \end{bmatrix}$$

또한, I는 항등행렬을, 0은 영행렬, 그리고 Δt는 샘플링 시간을 나타낸다. 또한 계수행렬 H와 측정오차 공분산 행렬 R, 그리고 시스템 오차 공분산 행렬 Q는 다음과 같다.

$$R = \begin{bmatrix} R_P & 0_{(m-1)\times(m-1)} \\ 0_{(m-1)\times(m-1)} & R_\Phi \end{bmatrix} \tag{7}$$

$$Q = \begin{bmatrix} Q_{11} & 0_{6\times(m-1)} \\ 0_{(m-1)\times6} & q_\phi \cdot I_{(m-1)\times(m-1)} \end{bmatrix} \tag{8}$$

여기서,

$$Q_{11} = q \cdot \begin{bmatrix} \frac{\Delta t^3}{3} \cdot I_{3\times3} & \frac{\Delta t^2}{2} \cdot I_{3\times3} \\ \frac{\Delta t^2}{2} \cdot I_{3\times3} & \Delta t \end{bmatrix}$$

$R_\Phi = DD \cdot \sigma_\Phi^2 \cdot I_{(m-1)\times(m-1)} \cdot DD^T$

$R_P = DD \cdot \sigma_P^2 \cdot I_{(m-1)\times(m-1)} \cdot DD^T$

DD : 이중차분 연산자

이와 같은 칼만필터 기반의 미지정수추정과 정밀위치결정 알고리듬은 최소제곱기법보다 정확한 미지정수해를 제공하며, 시간의 경과에 따른 오차 공분산 행렬 크기의 감소를 통해 검색구간을 줄일 수 있으므로, 계산부하의 감소와 시간적 효율성을 높일 수 있다. 또한 유수잡음(measurement residual)를 이용하여 사이클 슬립의 검출과 처리가 가능하다. 또한 초기 정지모드 수행없이 미지정수 실수해를 이용, 연속적인 위치해를 제공할 수 있으며, 검색과정을 통해 고정해를 산출한 후에는 높은 정밀도의 위

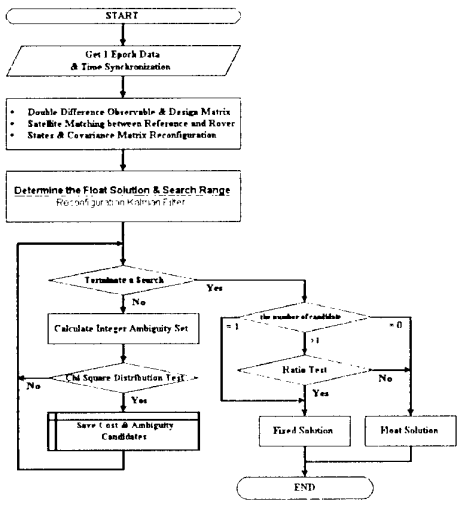


그림 1. 칼만필터 흐름도

Fig. 1. Flow Chart of Kalman Filter Algorithm

치해를 제공하는 잇점이 있다. 반면, 실제로 빈번하게 발생되는 가시위성수의 변화로 인하여 미지정수에 대한 상태변수 초기화와 공분산 행렬의 수렴시간에 대한 문제점이 발생한다. 따라서 기존의 칼만필터를 기반으로 하는 미지정수 검색 알고리듬은 실시간 시스템에 활용이 불가능하며, 본 논문에서는 이러한 문제점을 해결하고자, 이중차분된 미지정수의 관계를 효율적으로 이용하는 가변차수 특성을 지닌 칼만필터를 이용, 실시간 시스템을 구현하였다[5]. 또한 검색시간을 단축시키기 위해 상태변수의 공분산치가 충분히 수렴한 후, 검색과 검사과정을 수행하였다.

3. 실시간 시스템 구성

3.1 CDGPS 시스템 구성

본 논문에서는 정밀측위시스템 구성을 위하여 이동전화와 TCP/IP 통신기법의 유기적 결합을 통해 정밀측위시스템을 구현하였다. 구현된 시스템은 다음과 같다.

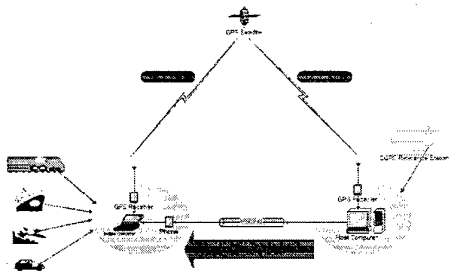


그림 2. 시스템 구성도
Fig. 2. System Structure

그림 2에서와 같이 기준국과 이동국간에는 이동전화와 인터넷을 통하여 상호연결되며, TCP/IP 프로토콜(protocol)을 사용한 패킷(packet) 통신을 수행한다. 기준국에서는 1Hz의 주기로 데이터를 전송하며, 이를 이동국이 수신받아 정확한 위치를 추정할 수 있도록 구성하였다. 이러한 통신과정을 수행함으로서, 추가적인 통신장비없이 인터넷을 통해 필요한 데이터를 수신할 수 있으며, 또한 다중 사용자가 동시에 데이터를 수신, 처리가능하므로, 통신 효율의 극대화와 범용적 사용이 가능하다는 장점을 지닐 수 있다.

일반적으로 상대측위기법에서는 전송지연시간이 증가할수록 이중차분에 의한 오차상쇄효과가 감소하므로, 통신상의 오차요인을 최소화할 수 있도록 효율적인 통신패킷을 구성하는 것이 중요하다. 본 논문에서 제시하는 통신패킷은 다음과 같다.

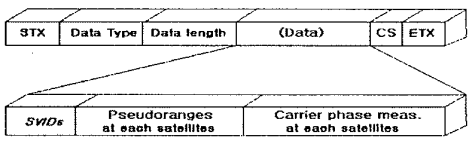


그림 3. 통신 패킷
Fig. 3. Communication Packet

통신속도를 높이기 위하여 이진코드(binary code)를 이용한 이진 패킷통신을 수행하였다. STX와 ETX는 통신패킷의 처음과 끝을 의미하며, Data Type은 CDGPS mode를 나타내는 'CD'로 표현되고, Data Length는 전송데이터의 bytes수를 나타낸다. Data 부분에는 추적중인 위성번호와 각 위성에 대한 의사거리, 그리고 반송파 위상 측정치로 구성되며, CS는 통신상의 에러 보정을 위한 체크섬(checksum)을 나타낸다. 이러한 통신패킷을 활용하여 1초마다 데이터를 송수신하게 되고, 송수신된 데이터는 15초 주기로 추출되어 이중차분을 통해 측정치로 활용된다.

3.2 이동국과 기준국 시스템 구성

본 논문에서 설계된 CDGPS 정밀측위시스템은 이동전화를 이용하여 통신 기지국의 서버와 접속한 후, TCP/IP 프로토콜을 사용하여 구현된 CDGPS 기준국 서버와 연결된다. 접속이 성공적으로 수행되면 기준국으로부터 1초 주기로 데이터를 수신하며, 15초의 주기로 미지정수와 위치를 추정하게 된다. 이러한 일련의 과정을 수행하기 위하여 본 논문에서는 PC와 windows 환경을 기반으로 시스템을 설계하였다. 세부적인 부분을 모듈(module)화 하여 다른 응용분야에서 활용이 가능하도록 이식성을 높였으며, 각 모듈은 개별적인 동작이 용이하도록 Thread로 설계하였다[2,4]. 프로그램 언어로 Borland C++ Builder™를 이용하였으며, 다음 그림은 구현된 CDGPS 시스템 이동국용 Client 프로그램 외형도를 나타낸다.

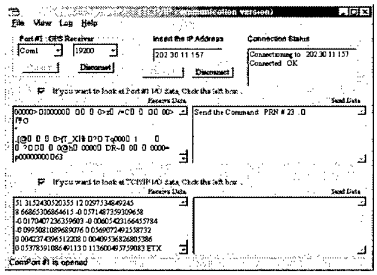


그림 4. 이동국용 Client 프로그램 외형도
Fig. 4. Client Program Layout for Rover

그림 4에서 보듯이, 직렬포트(serial port) 설정과 IP address 입력을 통하여 GPS 수신기와 기준국과의 연결을 시도하며, 연결확인 후, 데이터를 전송받게 된다. 시스템 운영시 모든 상황을 모니터링(monitoring)할 수 있도록 구성하였고, 데이터 저장 기능을 추가하였다. 다음은 이동국용 client 프로그램 구성도를 나타낸다.

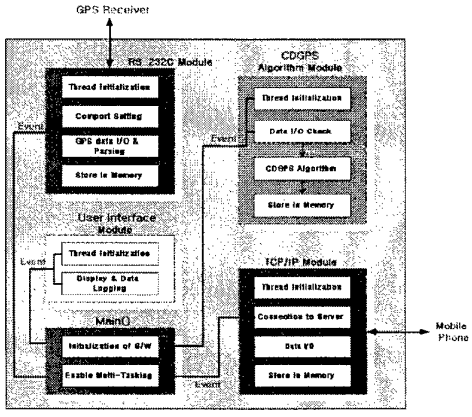


그림 5. 이동국용 Client 프로그램 구성도
Fig. 5. Client Program Structure for Rover

기준국용 프로그램은 client 프로그램을 기반으로 설계하였으며, GPS 수신기로부터 수신한 측정치를 이동국으로 전송하는 역할을 수행한다. 기준국 서버(server)는 client가 접속을 요청할 때까지 대기상태를 유지한 후, 접속이 이루어지면 해당되는 IP address로 데이터를 전송하며, client는 폰사업자의 서버와 이동전화를 통하여 데이터를 전송받는다. 이와 같은 과정을 통하여 전송지연의 최소화와 CDGPS를 위한 충분한 크기의 패킷을 제공받을 수 있는 통신시스템을 구성하였다. 본 논문에서 구현된 기준국 서버 IP address는 202.30.11.157이다.

4. 실험결과

본 논문에서는 구현된 실시간 시스템으로 정적측위실험과 동적측위실험을 수행하였다. 실험장비로는 기준국과 이동국에 Trimble 4000SSi GPS 수신기를 사용하였으며, PCS폰을 이용하여 통신하였다[3]. 폰 사업자가 제공하는 데이터 전송속도는 14.4Kbps이며, 8개 위성에 대한 패킷크기가 약 150bytes정도로, 전송지연을 최소화하기 위하여 이진통신을 수행하였다. 기준국은 아주대학교 원천관 옥상에 설치된 기준점을 사용하였으며, 기준점의 위치는 다음과 같다(ECEF 좌표계,meters)

X=-3060929.808, Y=4055654.110, Z=3842493.107

그림 6, 7은 기준국 시스템 구성과 기준점 안테나위치를 나타내며, 성능분석을 위하여 최소제곱기법을 함께 수행하였다.

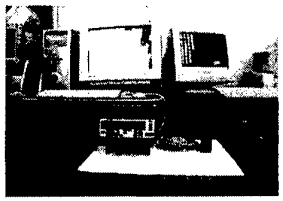


그림. 6 기준국 시스템
Fig. 6. Reference Station

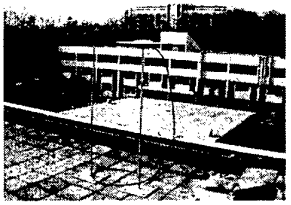
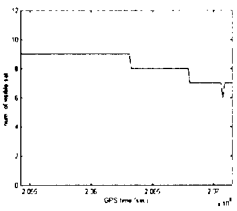


그림 7. 기준점 안테나 위치
Fig. 7. Antenna Location with Reference Station

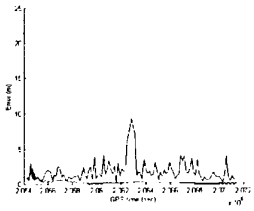
측위실험은 기준점으로부터 기선거리가 약 75m인 측지점을 활용하여 15초 epoch 간격으로 약 30분동안 수행하였다. 결과에서 보듯이, 초기시에는 최소제곱기법과 비슷한 위치해를 제공하나, 공분산치의 수렴을 통한 검색과정 수행으로 위치정확도가 향상되었음을 볼 수 있다. 이러한 점은 검색을 통해 참 미지정수가 결정되었음을 나타내며, 결정까지의 검색시간은 약 15 epoch정도로, 검색공간을 줄임으로써 빠른 검색이 이루어졌음을 보여준다. 그림 8-(a)는 실험중 가시위성수를 나타내며, 측위결과에서 확인할 수 있듯이, 가시위성수변화에 대한 영향이 거의 발생하지 않음을 볼 수 있다. 실험중 통신에 대한 지연시간은 0.22초로 접속까지의 시간을 포함하며, 1초 주기의 데이터 전송을 고려할 때, 충분한 처리시간과 시각일치효과를 얻을 수 있음을 확인하였다. 다음 표는 실험을 통해 얻은 측위오차를 나타내며, 칼만필터가 최소제곱기법보다 20배정도의 측위정확도를 보이고 있다.

표 1 측위오차 비교
Table 1. Comparison of Position Errors

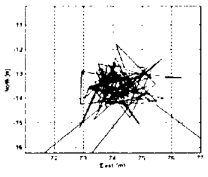
	최소제곱기법	칼만필터
측위오차(RSS)	2.03m	0.204m



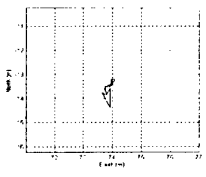
(a)



(b)



(c)



(d)

그림 8-(a). 가시위성수
Fig. 8-(a). The Number of Visible Satellites
그림 8-(b). 3차원 위치오차 비교
Fig. 8-(b). 3-Dimensional Positioning Error
그림 8-(c). 최소제곱기법을 이용한 측위결과
Fig. 8-(c). Positioning Result with Least squares
그림 8-(d). 칼만필터를 이용한 측위결과
Fig. 8-(d). Positioning Result with Kalman Filter

6. 결론

본 논문에서는 칼만필터를 이용한 실시간 정밀측위 시스템 구현과 이를 위한 효율적인 통신시스템 구성을 제시하였으며, 실시간 실험을 통해 구현된 시스템의 성능을 확인하였다. 또한 최소제곱기법과의 비교를 통하여 설계된 칼만필터의 성능을 검증하였고, 기존 칼만필터의 문제점을 극복함으로써, 실제적인 응용이 가능한 구조임을 실험을 통해 확인하였다. 본 논문에서 구현된 시스템을 기반으로 사이클 슬립과 epoch간 시간간격 축소에 대한 연구가 병행된다면 정밀항법시스템 또한 가능할 것으로 사료된다.

참고 문헌

[1] Cannon, M.E., Lachapelle, G., and Lu, G., "Kinematic Ambiguity Resolution with a high precise C/A code receiver," *Journal of Surveying Engineering*, Amer. Soc. Civil Eng., Vol. 119, No. 4, Nov. 1993.

[2] S. Meyers, *Effective C++*, Addison-Wesley,1998.

[3] Trimble Navigation Limited, *4000SE/SSE/SSi RS-232 Interface Data Collector Format Specification Manual*, 1995.

[4] 정태영, *볼랜드 C++ 빌더정복 4.0*, 가남사, 1999.

[5] 원종훈, 고선준, 이자성, "재구성기법을 이용한 칼만필터기반의 실시간 정밀 GPS 측위기법," 2000년도 대한전기학회 하계학술대회 논문집, 2000.7.

The7th GNSS Workshop- International Symposium on GPS/GNSS

튜토리알 1 :

GPS의 기본원리와 응용 ----------247
이자성 교수 (아주대 전자공학과)

튜토리알 2 :

GPS 수신기 기술과 동향 ----------275
정도형 박사 (삼성전자 무선사업부)

튜토리알 3 :

DGPS 원리와 응용 ----------312
이영재 교수 (건국대 항공우주공학과)

튜토리알 4 :

무선측위 원리 및 동향 ----------361
성태경 교수 (충남대 정보통신공학부)

GPS의 기본 원리와 응용

Principle and Application of GPS

2000. 11. 30

아 주 대 학 교
이 자 성

내 용

- **GPS 시스템**
- **항법의 기본원리**
- **GPS 시스템 구성**
- **GPS 신호 및 의사거리 측정원리**
- **항법 알고리듬**
- **GPS 오차와 항법 정밀도**
- **GPS 현대화(Modernization)**
- **GPS 응용**
- **GPS Internet Sites**

Global Positioning System

- 인공위성을 이용한 측위(항법) 시스템
- 전 세계 사용자에게 정밀한 위치, 속도, 시간정보를 제공
- **20**년에 걸쳐 미국 국방성에서 개발한 **150**억불 시스템
  - Phase I : Concept Validation Phase(1973~1979)
  - Phase II : Development Phase(1979~1984)
  - Phase III : Operational Phase(1984~)
- **1995**년 **7**월 **17**일에 완전 가동**(Full Operation)**
  - 21개의 주위성과 3개의 보조위성의 배치완료

GPS – 아홉번째 유틸리티

- 인류 문명사상 개발된 여덟개의 유틸리티 (공익 서비스 시스템)

수도 시스템	도로시스템
철도시스템	천연가스 송수관
전기 공급망	전화통신망
항공시스템	방송망

- **GPS : 24**시간 전세계 어느 곳에든지 정밀한 위치, 속도, 시간 정보를 제공해주는 아홉번째 유틸리티로 간주
- 무료사용

GPS의 이중 서비스

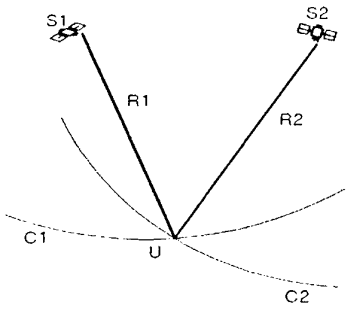
- 민간용 표준측위 서비스(standard Positioning Service, SPS)
  - C/A 코드를 이용을 통해 누구든지 무제한 사용가능
  - 30 ~ 100 meter 의 측위 정밀도
    (2000. 5. 1 고의오차(SA) 해제 후 30m 이하)
- 군사용 정밀 측위 서비스(Precise Positioning Service, PPS)
  - 미국이 전략상 필요에 의해 지정한 군대와 사용자에 한해 비밀코드(P- Code)를 통해 사용 가능
  - 5 ~ 15 meter 의 측위 정밀도

다른 항법 시스템과의 비교

항법 시스템	위치 정밀도(meters)
OMEGA	2200
TACAN	400
TRANSIT	200
LORAN C	180
GPS SPS	30
GPS PPS	10

GPS 항법의 원리

- **GPS** 항법의 기본 원리
  - 기하학적 삼각법에 의한 위치 결정
- **2**차원 평면상의 위치 결정
  - 두 위성의 위치 **S1**과 **S2**를 알고 사용자와의 거리 **R1**과 **R2**를 알면 사용자의 위치, **U**는 두 원호 **C1**과 **C2**가 만나는 지점으로 결정

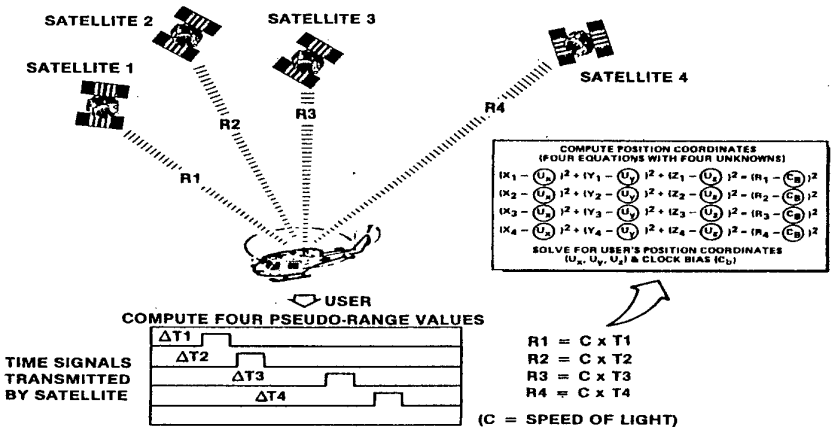


- **3**차원 공간상의 위치 결정
  - 세 위성의 위치 **S1, S2, S3**을 알고 , 그로부터 사용자와의 거리 **R1, R2, R3**를 알면 그와 같은 반경을 갖는 세 구면이 만나는 지점이 사용자의 위치

GPS 항법의 원리 (계속)

- 위성의 위치
  위성이 송신하는 항법 데이터를 이용하여 계산 .
- 위성과 사용자간의 거리
  신호가 위성으로부터 사용자에 도달하는데 걸리는 시간을 측정하여 구함.
  즉, $R = c \cdot \Delta T$ (c= 전파의 속도)
- 세계 어느 곳에서든지 항상 **4**개 이상의 위성이 보이도록 **24**개의 **GPS** 위성 배치.

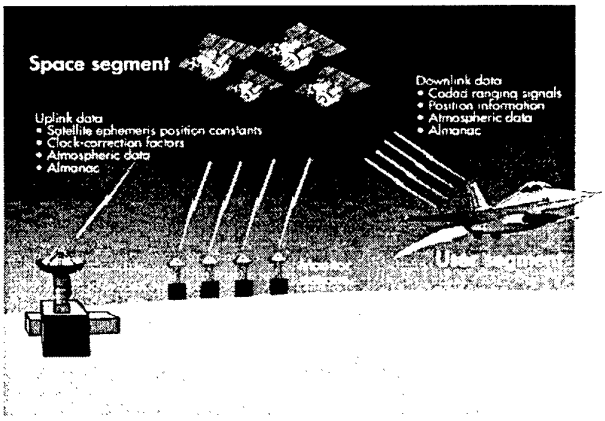
GPS 항법의 원리 (계속)



GPS 구성과 운용

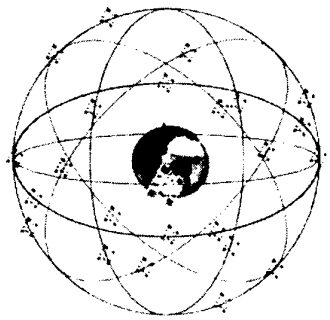
- **SPACE SEGMENT**
  - 55도의 inclination을 갖는 6개의 궤도상에 21개의 주위성과 3개의 보조위성 배치
  - 20,200 Km 고도(12 시간 궤도)
- **CONTROL SEGMENT**
  - 전세계 분포된 여러 개의 Monitor Station과 미국 Colorado Springs에 위치한 Master Control Station으로 구성
  - GPS 위성의 데이터 수집, 분석, 건강(Health)상태 점검, 궤도와 자세수정 및 제어명령 수행
- **USER SEGMENT**
  - Low, Medium, High Dynamic 수신기
  - 항법용, 측지용, 시간 동기용 수신기
  - 기타

GPS 구성과 운용 (계속)



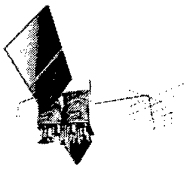
GPS Space Segment

- **GPS Constellation**
  - 24 satellites
  - Circular 12 hour Orbit
  - 6 Orbital Planes
  - Each plane inclined 55 degrees.
  - 20,000km above the Earth
- **Visibility**
  - Direct LOS(Line of Sight Vector) to at least 4 satellites anywhere on the ground



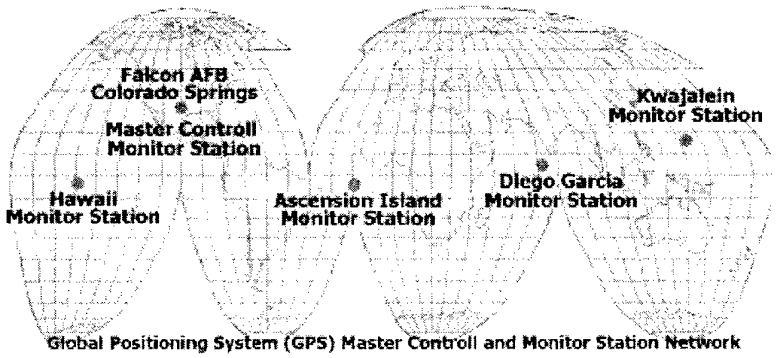
GPS 인공위성





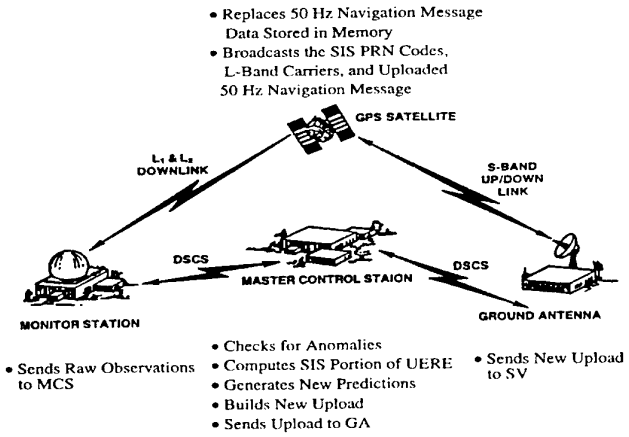

Block I	Block II	Block IIR	Block IIF
First Launch : 1978	First Launch : 1989	First Launch : 1997	First Launch : 2001
Rockwell International	Rockwell International	Lockheed Martin	Boeing(Rockwell International)

GPS Control Segment



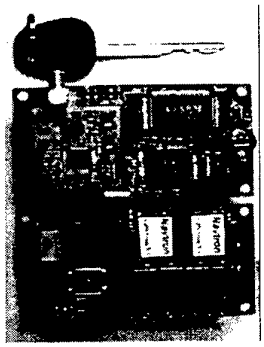
Global Positioning System (GPS) Master Controll and Monitor Station Network

GPS Control Segment (계속)

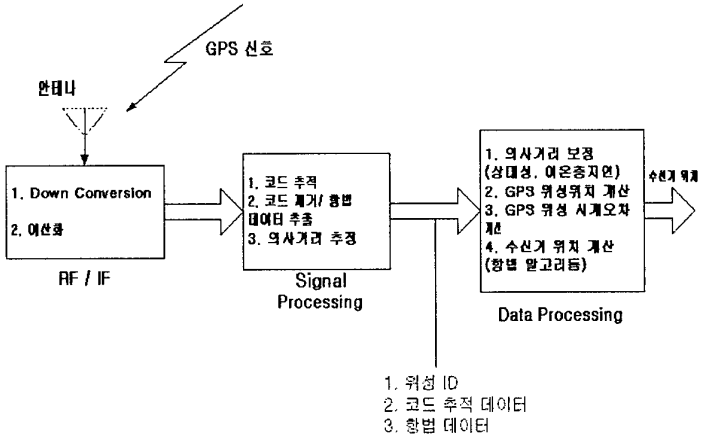


GPS User Segment (Receiver)

- 항법(측위)용 수신기
- 측지용 수신기
- 시각 동기용(Time Keeping) 수신기
- Low Dynamic용
- Medium Dynamic용
- High Dynamic용



GPS 수신기의 기본 원리 및 GPS 신호



의사거리(Pseudo range)의 측정원리

- 의사거리

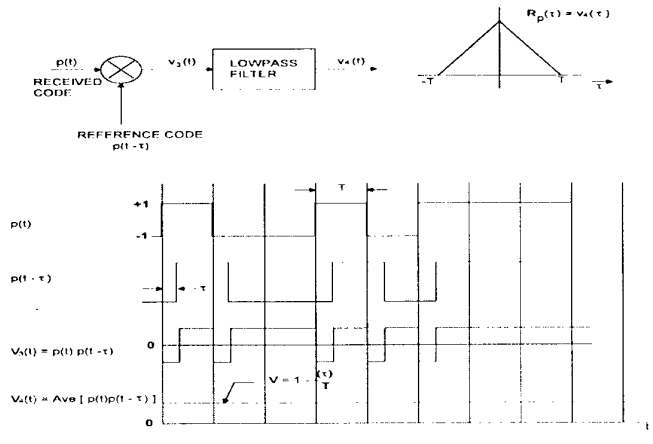
$$PR = c \cdot \tau = c \cdot (\tau_{true} + \delta\tau) = R + B$$

c : 전파 속도
τ : GPS위성과 수신기 시계로부터 구한 전파시간
τ_{true} : 참 전파시간
$\delta\tau$: 위성과 수신기의 시계오차의 차이
R : 참 거리
B : 시계오차의 등가거리

의사거리의 측정원리 – Code Tracking

- 위성에서 보내는 **Code**와 똑같은 **Code**의 신호를 수신기 내에서 생성한다.
- 수신기 내에서 수신된 **Code** 신호 : **p(t)**
- 수신기에서 생성되는 **Code** 신호 : **P(t-τ)**
- 두 신호의 시간 상관 함수가 최대되는 τ를 찾음
  - Delay Lock Loop(DLL)기법 : PN Code Correlator

PN Code의 상관(Correlation)



GPS 신호설계

- **10 M** 위치정밀도(정밀측위서비스, **PPS)**
  - 3.3M(11 NSEC)의 의사거리 오차(GDOP=3 기준)
  - 10.23 MBPS code 시스템 (P-Code) 채용
- **30M** 위치 정밀도(표준측위 서비스, **SPS)**
  - 1.023 MBPS Code 시스템 (C/A Code) 채용
- 정밀 서비스의 사용제한
  - 비밀코드 P(Y) 채용
- 표준측위서비스의 정밀도 조작기능
  - Selective Availability(SA) 채용 : 2000년 5월 1일부로 해제

GPS 신호설계 (계속)

- 고의적인 신호방해나 외란에 대한 강인성
  - 확장 스펙트럼(Spread Spectrum) 신호 이용
  - Pseudo Random Noise (PN) P-Code, C/A Code.
- 지상 및 지상 근접 사용자 대상의 송신에 적합한 반송파
  - L-Band Radio Frequency(RF) 신호 채용
  - 신호의 이온층 전파지연 보상을 위해 2개의 L-Band 신호사용
  - L1 신호: 1575.42 MHz (=154 X 10.23 MHz)
    L2 신호: 1227.6 MHz (=120 X 10.23 MHz)
- 측지용 센티미터 정밀도 제공
  - RF 반송파 위상측정에 의해 가능

GPS 신호의 구조 : L1 신호

$$S_i(t) = ApXP_i(t)D_i(t)\cos(2\pi f_0 t + \phi) + AcXG_i(t)D_i(t)\sin 2\pi f_0 t + \phi)$$

f_0 : L1 Carrier Frequency (1575.52 MHz)

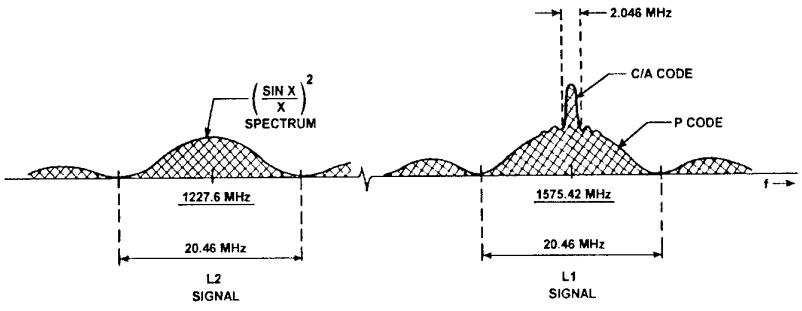
$D_i(t)$: 이진(binary) 항법 데이터(50 BPS)

$XP_i(t)$: P-Code (10.23 MBPS, 주기 7일)

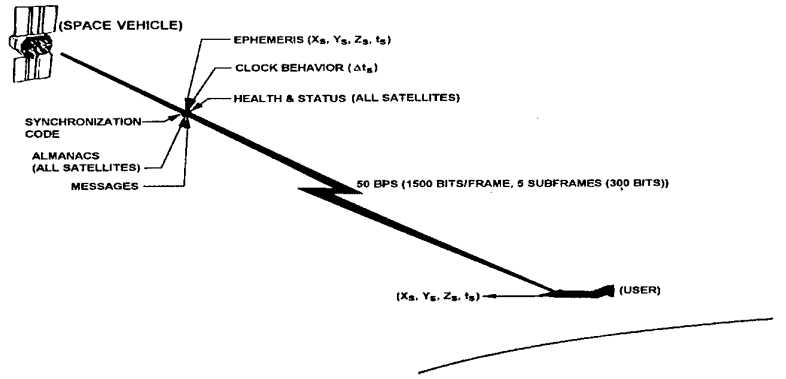
$XG_i(t)$: C/A-Code (1.023 MBPS, 주기 1 MSEC)

Ap , Ac : P-Code와 C/A Code 상대적 강도 조절 상수

GPS 신호의 스펙트럼



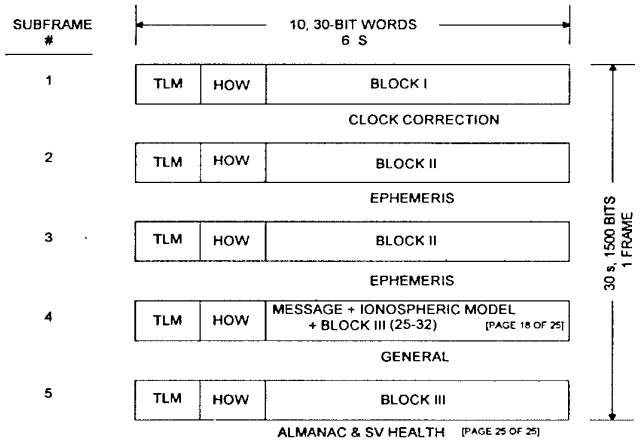
GPS 위성의 항법 데이터



항법 데이터(Navigation Message)신호의 구조

- **50bps** 이진 데이터
- 총 **1500 BITS, 3**초의 길이
- 내용 **(Navigation Message)**
  - GPS 위성의 위치및 시간 파라메터
  - HANDOVER WORD(HOW) : C/A-CODE로부터 P-Code 획득에 이용
  - ALMANAC : 전 GPS 위성의 근사적인 위치 및 건강상태 파라메터
  - GPS 시각으로부터 UTC 시각의 변환 파라메터
  - 단일 Frequency 사용자를 위한 이온층 전파지연 보정 파라메터

항법 데이터 포맷 (Navigation Message Format)



항법 알고리듬

- 인공위성의 항법 데이터를 이용하여 위성의 시각과 위치 계산
  - Clock Correction Parameter : 송신 위성 시계의 시간 보정값 계산
  - Ephemeris parameter : 송신 위성의 위치 계산
- **4**개 이상의 **GPS** 위성에 대한 의사거리 측정치로부터 수신기의 위치**(X,Y,Z)**와 시계오차**(B)**를 구함
  - Deterministic Solution Method
  - Kalman Filter Solution Method

의사거리 측정식 (Pseudo range Measurement)

$$PR_i = \sqrt{(x_u - x_i)^2 + (y_u - y_i)^2 + (z_u - z_i)^2} + B_u + E_i \quad (i = 1,2,...)$$

PR_i : 수신기와 i 번째 위성간의 측정된 거리

(X_i, Y_i, Z_i) : i 번째 위성의 위치

(X_u, Y_u, Z_u) : 사용자(수신기)의 위치

B_u : 거리로 환산한 수신기의 시간오차 ($c\Delta\tau$)

(c : 전파(빛)의 속도, $\Delta\tau$: 수신기의 시간오차)

E_i : 시계오차를 제외한 오차(UERE)

항법 알고리듬의 종류

- **Instantaneous Solution**
  - Iterative Method
    - initial state required
  - Direct Method
    - no initial state required
    - Koch(1980), Bancroft(1985), Krause(1987), Leva(1996), Biton(1998)
- **Sequential Filtering Solution**
  - Kalman Filter

Instantaneous Solution (Koch Algorithm)

가시위성수가 4개일 때 의사거리 측정식은

$$(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 = (\rho_i - \tau)^2 \qquad \text{for } i=1,2,3,4 \qquad (1)$$

(4-unknowns, 4-equations)

이때 식 (1)을 제곱하면,

$$x_i^2 - 2x_i x + x^2 + y_i^2 - 2y_i y + y^2 + z_i^2 - 2z_i z + z^2 = \rho_i^2 - 2\rho_i \tau + \tau^2 \qquad (2)$$

각 식을 차분하고 선형화하면 다음과 같다.

$$a_j x + b_j y + c_j z - d_j \tau = f_j \qquad \text{for } j = 1,2,3 \qquad (3)$$

식 (3)을 τ에 대하여 풀면,

$$\begin{aligned} x &= k_1 \tau + l_1 \\ y &= k_2 \tau + l_2 \\ z &= k_3 \tau + l_3 \end{aligned} \qquad (4)$$

Koch Algorithm

식 (4)를 식 (1)에 대입하여 i=1에 대한 식으로 나타내면,

$$\alpha\tau^2 + 2\beta\tau + \gamma = 0 \qquad (5)$$

그러므로, 근의 공식에 의한 식 (5)의 해는

$$\tau_{1,2} = \frac{-\beta \pm \sqrt{\beta^2 - \alpha\gamma}}{\alpha}$$

제한조건에 의하여 알맞은 τ를 선택한다. ($|\tau| \leq 150\,km$)

Kalman Filter

- Dynamic Model

$$x(k+1) = \Phi x(k) + w(k)$$

- Measurement Model

$$z(k) = Hx(k) + v(k)$$

Where,

x = [x y z ㎐ ㎐ ㎐ B ㎒] in ECEF Coordinates

Φ : State Transition Matrix

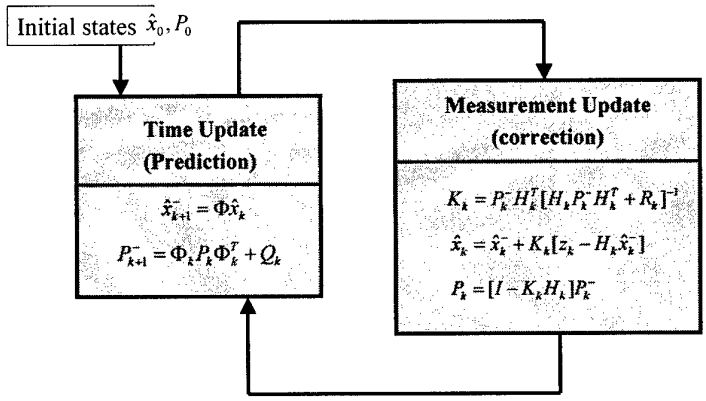
H : Observation Matrix

w : Process Noise

v : Measurement Noise

k : Time Sequence

Kalman Filter Process



GPS 항법오차 결정요소

GPS 항법오차를 결정하는 두가지 요소:

1. **GDOP** : 사용자와 GPS위성간의 기하학적인 배치상태
   (Geomatric Dilution of Precision)

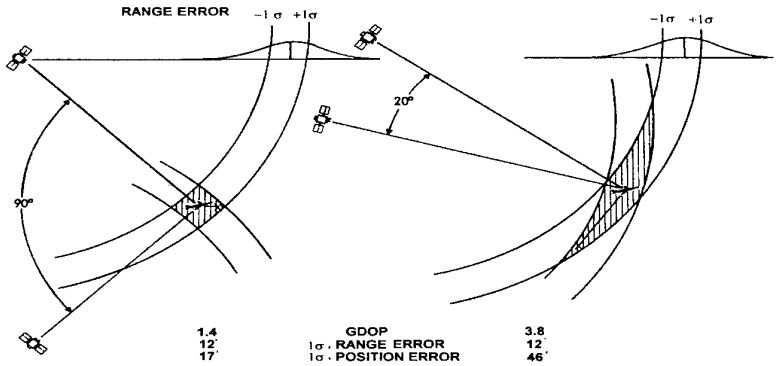
2. **UERE** : 의사거리 측정오차의 크기
   (User Equivalent Range Error)

항 법 오 차 (1-sigma) = GDOP x UERE

C/A Code 의사거리 측정오차 (1-Sigma, meters)

오차 Source	S/A 작동 안된 경우			S/A 작동된 경우		
	Bias	Random	Total	Bias	Random	Total
Ehpemeris Data	2.1	0.0	2.1	2.1	0.0	2.1
위성시계	2.0	0.7	2.1	20.0	0.7	20.0
이온층 전파지연	4.0	0.5	4.0	4.0	0.5	4.0
대류권 전파지연	0.5	0.5	0.7	0.5	0.5	0.7
Multipath	1.0	1.0	1.4	1.0	1.0	1.4
수신기 잡음	0.5	0.2	0.5	0.5	0.2	0.5
UERE	5.1	1.4	5.3	20.5	1.4	20.6
Filter 후 UERE	5.1	0.4	5.1	20.5	0.4	20.6
수직 오차(VDOP=2.5)			12.8	수직 오차(VDOP=2.5)		51.4
수평 오차(HDOP=2.0)			10.2	수평 오차(HDOP=2.0)		41.1

GPS 위성 배치의 정밀도에 대한 영향



GDOP의 개념

- GDOP의 정의

$$\text{GDOP} = \frac{4-\text{D항법오차}(1\sigma)}{\text{의사거리측정오차}(1\sigma)} = \sqrt{\frac{\sigma_x^2+\sigma_y^2+\sigma_z^2+\sigma_t^2}{\sigma_R^2}}$$

- GDOP 파라메터의 추정

$$\text{cov}(\mathbf{x}) = \text{E}(\Delta\mathbf{x}\cdot\Delta\mathbf{x}^{\mathbf{T}}) = \sigma_R^2\cdot[\mathbf{G}^{\mathbf{T}}\mathbf{G}]^{-1}$$

$$= \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} & \sigma_{xt} \\ \sigma_{yx} & \sigma_y^2 & \sigma_{yz} & \sigma_{yt} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_z^2 & \sigma_{zt} \\ \sigma_{tx} & \sigma_{ty} & \sigma_{tz} & \sigma_t^2 \end{bmatrix}$$

단, G는 수신자와 위성간의 방향벡터로 이루어진 행렬

GDOP의 종류

$$\text{HDOP} = \frac{\text{수평성분위치오차}(1\sigma)}{\text{의사거리측정오차}(1\sigma)} = \sqrt{\frac{\sigma_x^2+\sigma_y^2}{\sigma_R^2}}$$

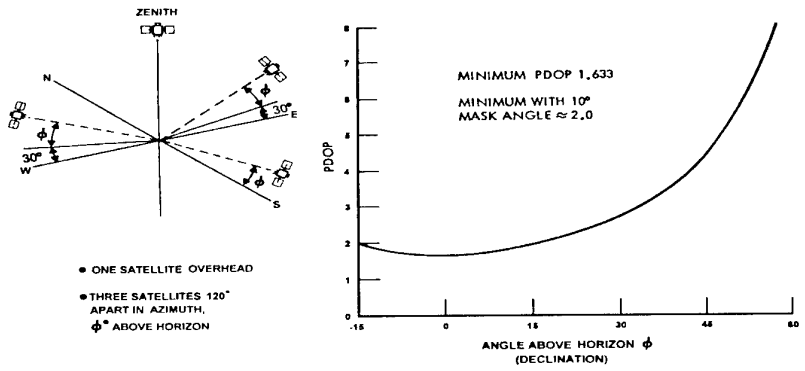
$$\text{VDOP} = \frac{\text{수직성분위치오차}(1\sigma)}{\text{의사거리측정오차}(1\sigma)} = \sqrt{\frac{\sigma_z^2}{\sigma_R^2}}$$

$$\text{PDOP} = \frac{3-\text{D위치오차}(1\sigma)}{\text{의사거리측정오차}(1\sigma)} = \sqrt{\frac{\sigma_x^2+\sigma_y^2+\sigma_z^2}{\sigma_R^2}}$$

$$\text{TDOP} = \frac{\text{시간오차}(1\sigma)}{\text{의사거리측정오차}(1\sigma)} = \sqrt{\frac{\sigma_t^2}{\sigma_R^2}}$$

$$\text{GDOP} = \frac{4-\text{D항법오차}(1\sigma)}{\text{의사거리측정오차}(1\sigma)} = \sqrt{\frac{\sigma_x^2+\sigma_y^2+\sigma_z^2+\sigma_t^2}{\sigma_R^2}}$$

4개의 GPS위성 양각에 따른 PDOP의 변화



GPS 항법오차 측정

항 법 오 차 (1-sigma) = GDOP x UERE

UERE = 5.1m , VDOP = 2.5 , HDOP = 2.0

수직오차(1σ) = VDOP x UERE = 12.8m
수평오차(1σ) = HDOP x UERE = 10.2m

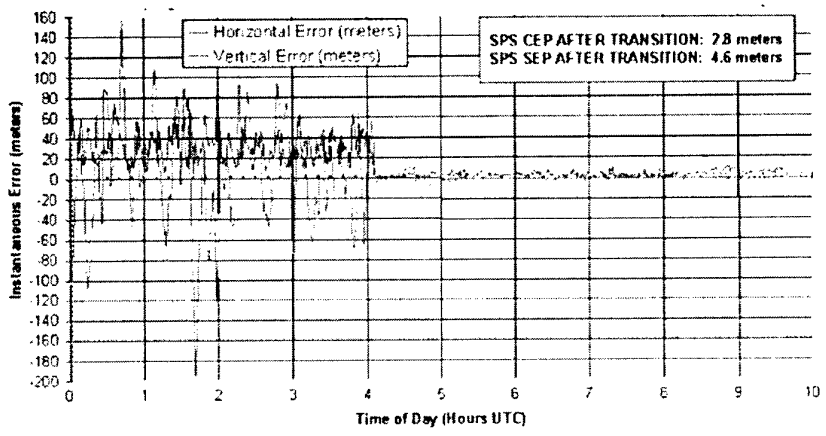
GPS의 현대화(Modernization)

- 필요성
  - 민간 GPS이용 분야의 급격한 확산 추세
    민간, 상용, 과학용 응용분야
  - 민간용 서비스(SPS)의 정밀도 및 신뢰도 향상요구
  - 인명의 안전(Safety-of-Life)를 요하는 분야의 안전성 확보요구
    비행착륙, 구조활동 등
  - 군사적인 기능 증강
    의도적 간섭으로부터 GPS 신호 보호
    전시중 적대국의 GPS 이용 억제 기능 강화

GPS의 현대화(Modernization)

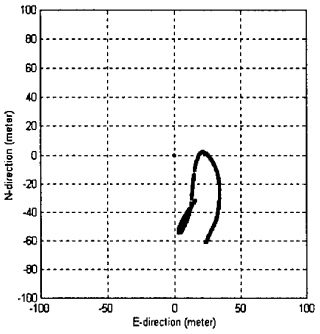
- **History**
  - 1996년 미대통령 지시문 발표 (PDD on U. S. GPS Policy)
    안정적이고 지속적인 GPS 무료 사용, 10년 이내 고의 오차 SA 제거
  - 1997년 Interagency GPS Executive Board (IGEB) 결성: 미 DoD 와 DoT의 공동기구
    민간용 서비스(SPS)를 위한 새로운 신호 추가 및 주파수 할당 계획
  - 1997년 미국 National Defense Authorization Act for FY1998
    신규군용 신호 (M-code)
  - 1998, 1999년 미 부통령 Gore 발표(GPS Modernization Initiative)
    L2 주파수(1227.6 MHz)에 민간용 C/A-code 신호 추가
    2005년까지 제 3의 민간용 신호 추가(Safety-of-Life 용)
  - 1999년 IGEB Working Group
    제3의 민간용 GPS 신호를 1176.45 MHz (L5)에 할당
  - 2000년 미 대통령, SA해제 발표 - 2000년 5월 1일 SA해제 실시

Selective Availability(SA) 해제("Magic Moment")
2000년 5월 1일(0:00 EDT, 4:00 UTC)

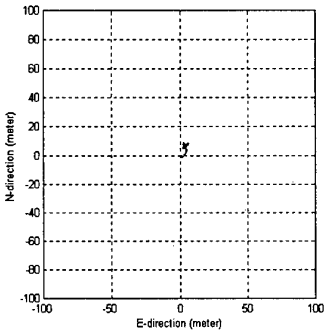


Selective Availability(SA) 해제 전과 후

SA 작동 시 (2000. 2.15)

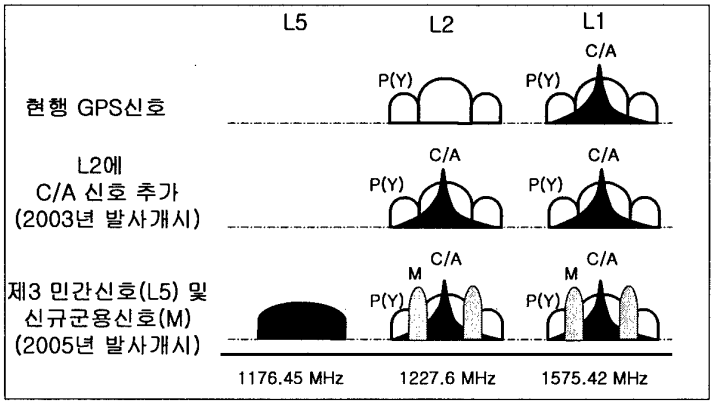


SA 해제 후 (2000. 5. 9)



* 아주대학교 공학관 옥상 위에서 측정

GPS 현대화(Modernization)에 따른 차세대 GPS 신호의 배치



* C/A: 민간신호, P(Y): 현행군용신호, M : 신규군용 신호

GPS Block IIR Satellites with New Signals



Up to twelve IIR satellites

L1

- Possible increases in P(Y) and C/A-code power over current specifications (-163 and -160 dBW)
- New Earth coverage military code (M_L code)



- Possible increase in P(Y)-code power over current specifications (-166 dBW)
- Addition of C/A-code
- New Earth coverage military code (M_E code)

GPS Block IIF Satellites with New Signals



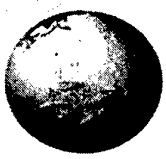
Twelve IIF satellites

L5

L1

- New robust Civilian Navigation Signal in ARNS band
- Centered at 1176.45 MHz

- New M_E code added
- Complete Picture Undefined (open to Boeing design decisions)



- C/A code
- New M_E code added
- Complete Picture Undefined (open to Boeing design decisions)

GPS 현대화에 따른 민간용 서비스(SPS)의 정밀도 향상 (derived from 1995 SPS Signal Spec)

Error Source	Typical Range Error Magnitude (meters, 1-sigma)			
	With SA	Without SA	Multiple C/A-code signals (L1, L2 and/or L5)	Control Station Improvement
Selective Availability	24.0	0.0	0.0	0.0
Atmospheric Delay				
Ionospheric	7.0	7.0	0.1	0.1
Tropospheric	2.3	0.2	0.2	0.2
Clock and Ephemeris	2.3	2.3	2.3	1.25
Receiver Noise	0.6	0.6	0.6	0.6
Multipath	1.5	1.5	1.5	1.5
Total User Equivalent Range Error(UERE)	25.0	7.5	2.8	2.0
Typical Horizontal DOP(HDOP)	1.5	1.5	1.5	1.5
Total Stand-Alone Horizontal Accuracy, 95%(2-sigma)	75.0	22.5	8.5	6.0

GPS 현대화(Modernization) 일정

Activity	Implementation Date
SA set to zero GPS IIR enhancements -M-code on L1 & L2 -C/A Code on L2	May 2000 2003 – 2006
GPS IIF enhancements -C/A Code on L2 -M-code on L1 & L2 -L5	2005 – 2010
GPS III enhancements -C/A Code on L2 -M-code on L1 & L2 with greater power -L5 -Future Capability	2010 – TBD
OCS enhancements	2000 – 2008

GPS 응용(Application)

- 정적 응용(Static Applications)
  - 측지, 지도제작, GIS
- 동적응용(Kinematic Applications)
  - 항법 : 차량, 선박, 항공, 우주
- 시각전달(Time Transfer)
  - 시각동기(Time Synchronization)
- 기타
  - 자세결정 : 인공위성, 항공기, 차량

GPS 응용 분야(I)

- 측량, 측지
  - 지도제작, 지형정보시스템(GIS) 구축
  - 지각운동 감시: 빙하이동, 지각이동, 광산침강
- 차량 항법
  - 전자항법시스템, 경로인도
  - AVL: 트럭회사, 택시회사, 경찰차, 고장 수리차, 구급차
- 시각동기
  - 지역 시각 동기
  - 이동통신 시각동기, 인터넷망 시각동기
- 항공
  - 비행항법, 항공 촬영, 항공살포
  - 공항관제, 이착륙시스템

GPS 응용 분야(II)

- 해상
  - 선박항해, 해상 측량, 항만공사
- 우주
  - 위성위치결정, 자세결정, 원격탐사
- 군사
  - 미사일 유도, 군대통제 (Battle Management), 포사격, 사진정찰
- 여가 응용
  - 등산, 보트, 사냥, Fishing
- 무인 항법
  - 무인 항공기, 로봇 항법

차세대 GPS 응용 분야

- **GSP + Internet** + 이동통신
  - GPS 실내 작동성 향상 (SnapTrack)
  - 자동위치 파악
  - 신호획득 보조
  - 네트워크 시각동기
  - 항법정보 실시간 전달
- **GPS + E119**
  - 119 구조 전화 시 자동 위치 인식
  - 미국 E911 Mandate

    2001년 10월 까지 모든 무선 이동통신 단말시스템은 E911 접속 시 125m(2dRMS)이내의 위치정보를 최소 67%의 성공률로 제공할 것

GPS Internet Web Sites

GPS Overview, by Peter H. Dana, The University of Texas Austin	http://wwwhost.cc.utexas.edu/ftp/pub/grg/gcraft/notes/gps/gps.html
Richard Langley's Navstar GPS Internet Connections	http://gauss.gge.unb.ca/gps.internet.service.html
Paul Tarr's GPS WWW Resource list	http://www.inmet.com/~pwt/gps-gen.htm
John Beadles's Introduction to GPS Applications	http://galaxy.einet.net/editors/john-beadles/intorgps.htm
Wolfgang R. Dick's GPS-Information Centor	http://www.potsdam.ifag.de/server/geodesy/tech-gps.html
GPS World on-line	http://www.gpsworld.com/
Navtech Seminars	http://www.navtech.gps.com/
USGS-Navigation Center(NAVCEN)	http://www.navcen.uscg.mil/
US Naval Observatory	http://tycho.usno.navy.mil/gps.html
The Institude of Navigation	http://www.ion.org/

결 론

- **GPS** – 금세기의 새로운 유틸리티
- 무한 서비스 제공

  Coverage, Accuracy, Availability, Affordability
- 안정적이고 지속적인 운영
- **"GPS** 현대화"를 통한 성능 향상
- **GPS** 응용의 다양화 및 지속적인 확산
- 이동통신, 인터넷과 더불어 차세대 신응용분야 전망

GPS 수신기 기술과 동향
(GPS Receiver Technology & Trend)

정 도 형

dima_chung@samsung.com

삼성전자 무선사업부

목 차

GPS 수신기의 구성 및 하드웨어

GPS 수신기 소프트웨어

GPS 수신기의 성능 및 평가

최근 GPS 수신기 기술의 동향

GPS 수신기의 구성 및 HW

- GPS 수신기의 구성
  - GPS 수신기의 기능
  - 일반적인 GPS 수신기의 구성
- GPS 수신기 Hardware
  - RF/IF
  - Digital Correlator
  - Tracking Loops

GPS 수신기의 주기능

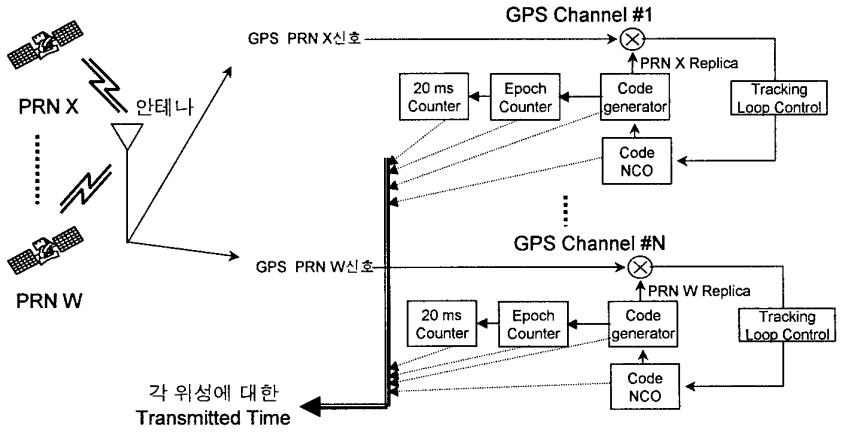
- Pseudorange의 측정

→ 현재 수신기에 도착한 GPS 위성 신호의 Transmitted Time ?

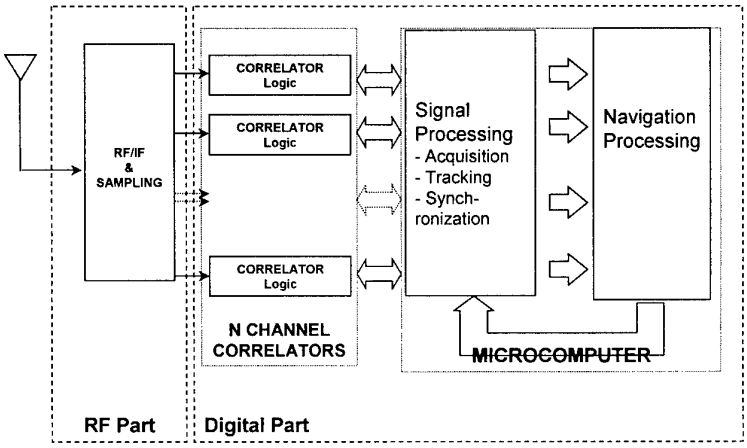
← GPS PRN 신호의 replica를 생성하면서 이 replica가 실제 GPS PRN 신호를 계속적으로 Track할 수 있도록 함(Tracking Loop).

← 어느 한 순간에 이 replica들의 Phase 및 PRN 1ms epoch count를 동시에 측정하여 Transmitted Time을 구함.

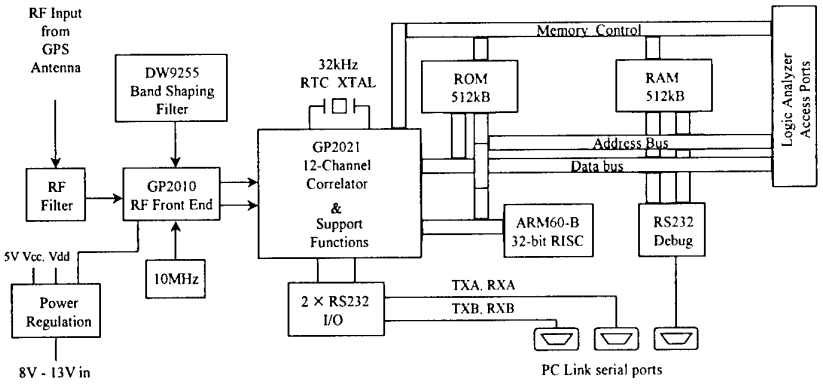
Transmitted Time의 측정



일반적인 GPS 수신기 구조



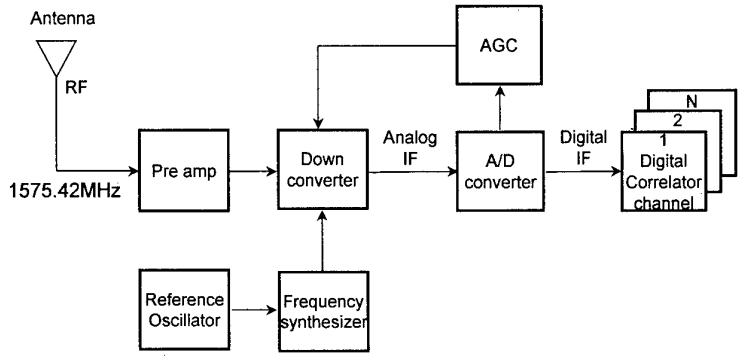
GPS 수신기 구조(Mitel)



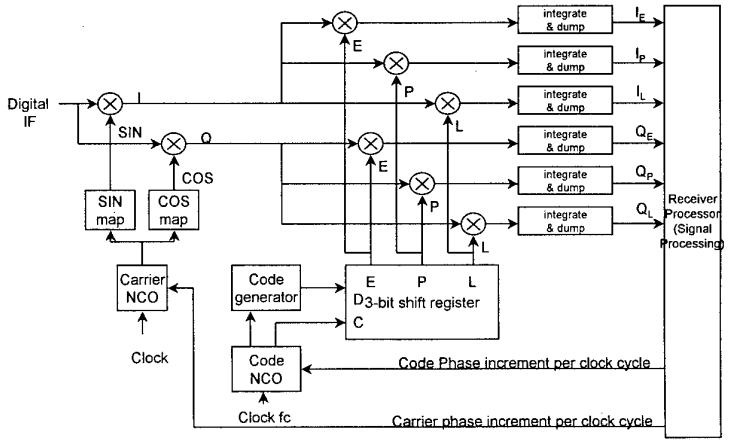
RF/IF

- Translate spectrum to convenient IF frequency
- Establish thermal noise floor for system
- Reject out of band interference prior to correlation
- Reject internally generated spurious responses

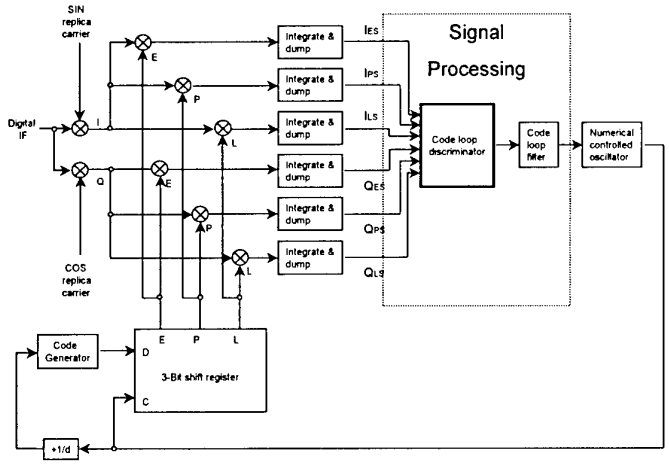
RF/IF Down Conversion



Digital Correlator(Example)



Code Tracking Loop(Example)



Code Loop Discriminators

$\sum (I_{ES} - I_{LS}) I_{PS} + \sum (Q_{ES} - Q_{LS}) Q_{PS}$

→ Dot product power.

$\sum (I_{ES}^2 + Q_{ES}^2) - \sum (I_{LS}^2 - Q_{LS}^2)$

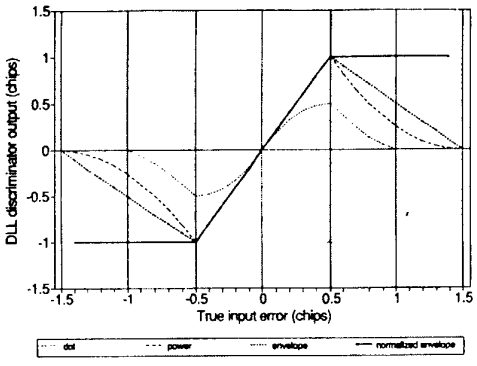
→ Early minus late power

$\sqrt{(I_{ES}^2 + Q_{ES}^2)} - \sqrt{(I_{LS}^2 + Q_{LS}^2)}$

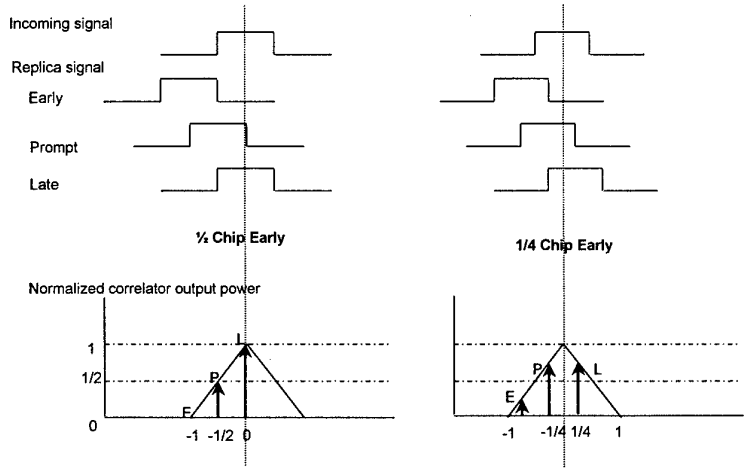
→ Early minus late envelope

$$\frac{\sqrt{(I_{ES}^2 + Q_{ES}^2)} - \sqrt{(I_{LS}^2 + Q_{LS}^2)}}{\sum \sqrt{(I_{ES}^2 + Q_{ES}^2)} + \sum \sqrt{(I_{LS}^2 + Q_{LS}^2)}}$$

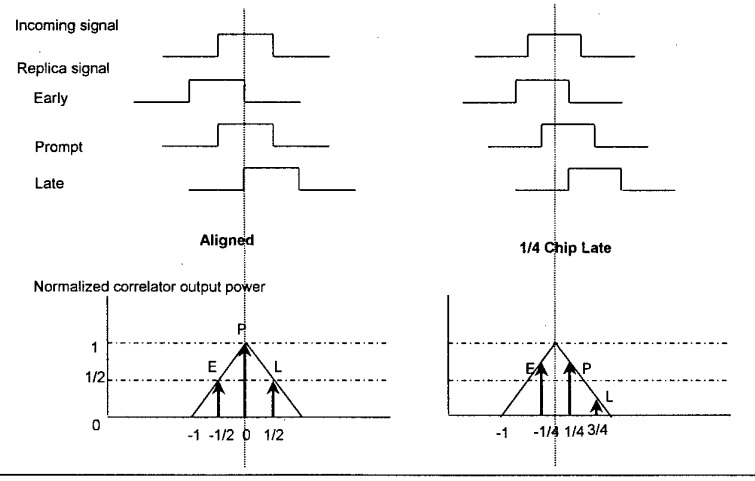
→ Early minus late envelope normalized by the early plus late envelope



Code Correlation



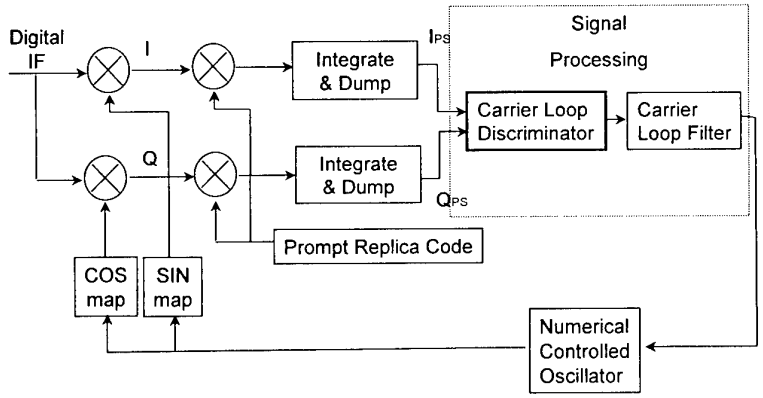
Code Correlation(Cont.)



Code Tracking Loop Design

- Design Consideration
  - Discriminator design: Computation Burden vs Performance
  - Code Loop Filter Design
  - Predetection Integrator Design
  - Correlator Design : Combined Early-Late Correlator, Tau Dither Technique, Variable Correlator Design, Narrow Correlator
  - Summation and Update Rate : Doppler Aiding from Carrier Tracking Loop

Carrier Tracking Loops(Example)



Carrier Tracking Loop

- PLL(Phase Lock Loop)
  - Minimize Carrier Phase Difference
  - Accurate Tracking
  - Sensitive to dynamics
- FLL(Frequency Lock Loop)
  - Minimize the Difference of Carrier Phase Difference in Time domain
  - Less Accurate Tracking
  - Less Sensitive to dynamics

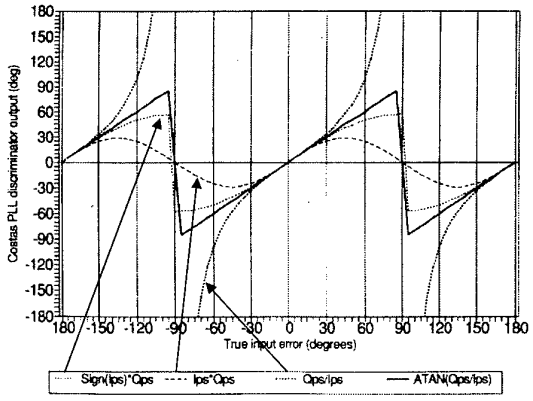
Phase Lock Loop Discriminators

$\text{Sign}(I_{PS}) \cdot Q_{PS} \rightarrow \sin\phi$

$I_{PS} \cdot Q_{PS} \rightarrow \sin 2\phi$

$Q_{PS}/I_{PS} \rightarrow \tan\phi$

$ATAN(Q_{PS}/I_{PS}) \rightarrow \phi$



Frequency Lock Loop Discriminators

Discriminator Algorithm	*Output Frequency Error*
$\frac{\text{sign(dot)cross}}{t_2 - t_1}$	$\frac{\sin[2(\phi_2 - \phi_1)]}{t_2 - t_1}$

where

dot $= I_{PS1} \cdot I_{PS2} + Q_{PS1} \cdot Q_{PS2}$

cross $= I_{PS1} \cdot I_{PS2} - Q_{PS1} \cdot Q_{PS2}$

$\frac{\text{cross}}{(t_2 - t_1)}$	$\frac{\sin[(\phi_2 - \phi_1)]}{t_2 - t_1}$
$\frac{\text{ATAN2(cross,dot)}}{(t_2 - t_1)360}$	$\frac{\phi_2 - \phi_1}{(t_2 - t_1)360}$

Carrier Tracking Loop Design

- To tolerate dynamic stress:
  - Discriminator - FLL
  - Predetection time - Short
  - Carrier Tracking BW :Wide
- Carrier doppler phase measurement to be accurate:
  - Discriminator - PLL
  - Predetection time - Long
  - Carrier Tracking BW :Narrow
- Design Consideration
  - → Discriminator Design : FLL/PLL
  - → Carrier Loop Filter : Band width, velocity/acceleration sensitivity
  - → Variable Tracking Plan

GPS 수신기 Software

- Signal Processing
  - Acquisition
  - Tracking
  - Synchronization & Navigation Message Collection
- Navigation Processing
  - Satellite Acquisition and Tracking Planning
  - Navigation Message Decoding and Processing
  - Satellite Position Calculation
  - Navigation Computation
    - Pseudorange Formulation
    - Weighted Least Square Method, Kalman Filtering

GPS 수신기 SW 구성

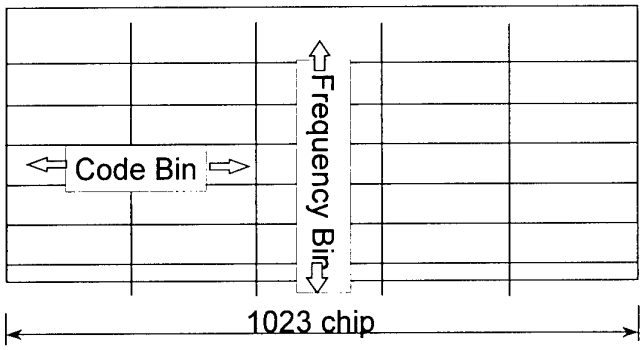
- **1kHz Tasks**
  Correlator read, accumulate
  Correlator Control

- **50Hz Tasks**
  Tracking Loop Update
  GPS Navigation Message Collection

- **1Hz ~ Tasks**
  Navigation Processing

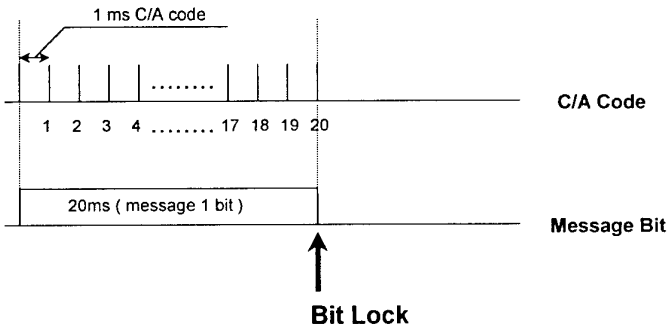
Signal Acquisition

- 1/2 chip단위의 code bin을 code검색
- T=dwell time per cell (1.0ms~20.0ms)
- Dwell time동안의 $\sqrt{I^2+Q^2}$ 를 계산후 Threshold의 값과 비교



Bit Synchronization

- Message Bit 와 동기

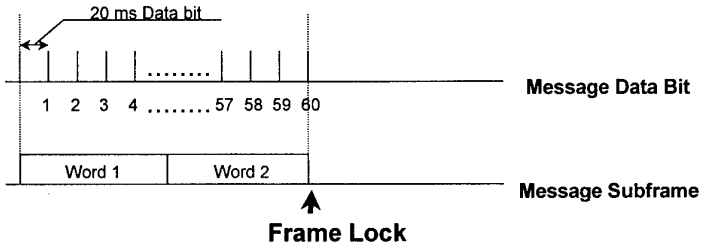


Frame Synchronization

- Message Subframe Synchronization

  Subframe의 Word 1과 Word 2에 대하여 다음의 Parameter들이 만족되면 Frame Lock을 선언

  1. TLM preamble (10001011)
  2. HOW subframe ID
  3. HOW zero bits (bits 29 and 30)
  4. Parity check

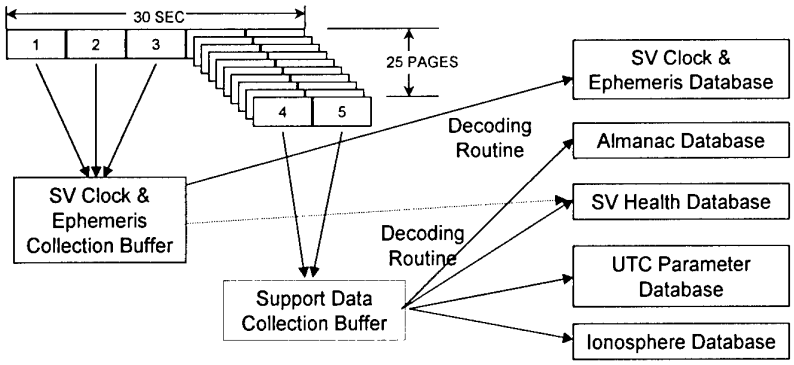


Navigation Processing

- Navigation Message Decoding and Processing
- Satellite Position Calculation
- Navigation Computation
  - Pseudorange Formulation
  - Weighted Least Square Method, Kalman Filtering
- Satellite Acquisition and Tracking Planning

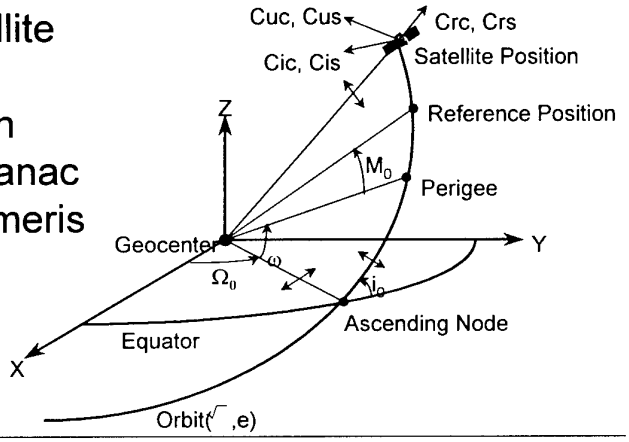
Navigation Message Decoding and Processing

- Navigation Database



Satellite Position Calculation

- GPS Satellite Position Calculation using Almanac and Ephemeris



Navigation Computation

- Pseudorange Formulation

  Raw Pseudorange

  ← SV Clock Correction Calculation

  ← Ionospheric Delay Correction Calculation

  ← Tropospheric Delay Correction Calculation

Navigation Computation

- Pseudorange to *i*'s satellite

$$\rho_i = |r_i - r_u| + c \cdot b_u + \varepsilon_i$$

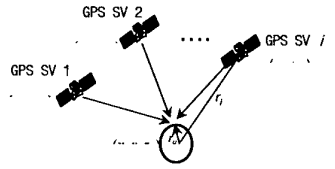
- Pseudorange Estimate to *i*'s satellite

$$\hat{\rho}_i = |r_i - \hat{r}_u| + c \cdot \hat{b}_u + \hat{\varepsilon}_i$$

- Pseudorange *residual*

$$\Delta\rho_i = \rho_i - \hat{\rho}_i = \left[-H_i^T \;\; 1\right]\begin{bmatrix}\Delta r \\ c \cdot \Delta b\end{bmatrix} + \Delta\varepsilon_i$$

$$H_i^T \equiv \frac{r_i - \hat{r}_u}{|r_i - \hat{r}_u|},\ \Delta r \equiv r_u - \hat{r}_u,\ \Delta b \equiv b_u - \hat{b}_u,\ \Delta\varepsilon_i \equiv \varepsilon_i - \hat{\varepsilon}_i$$



ρ_i = Pseudorange to *i*'s satellite
r_i = ECEF Position Vector of *i*'s satellite
r_u = ECEF Position Vector of GPS receiver
c = Speed of Light
b_u = Receiver Clock Bias
$\varepsilon_{\rho i}$ = Pseudorange Error

Navigation Computation

• **If there are N Pseudorange measurements :**

$$\Delta\rho_1 = h_{x1}\Delta r_x + h_{y1}\Delta r_y + h_{z1}\Delta r_z + c\cdot\Delta b + \Delta\varepsilon_1$$
$$\Delta\rho_2 = h_{x2}\Delta r_x + h_{y2}\Delta r_y + h_{z2}\Delta r_z + c\cdot\Delta b + \Delta\varepsilon_2$$
$$\mathrm{M}$$
$$\Delta\rho_n = h_{xn}\Delta r_x + h_{yn}\Delta r_y + h_{zn}\Delta r_z + c\cdot\Delta b + \Delta\varepsilon_n$$

$$\Rightarrow \quad \Delta\rho = G\,\Delta x + \Delta\varepsilon$$

$$\Delta\rho = \begin{bmatrix}\Delta\rho_1\\ \Delta\rho_2\\ \mathrm{M}\\ \Delta\rho_n\end{bmatrix} \quad G = \begin{bmatrix}-H_1^T & 1\\ -H_2^T & 1\\ \mathrm{M} & \mathrm{M}\\ -H_N^T & 1\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}h_{x1} & h_{y1} & h_{z1} & 1\\ h_{x2} & h_{y2} & h_{z2} & 1\\ & & \mathrm{M} & \\ h_{xN} & h_{yN} & h_{zN} & 1\end{bmatrix} \quad \Delta x = \begin{bmatrix}\Delta r_x\\ \Delta r_y\\ \Delta r_z\\ c\Delta b\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}r_{u_x} - \hat{r}_{u_x}\\ r_{u_y} - \hat{r}_{u_y}\\ r_{u_z} - \hat{r}_{u_z}\\ c(b_u - \hat{b}_u)\end{bmatrix}$$

• **Weighted Least Square Solution**

$$\Delta\hat{x} = (G^T R^{-1} G)^{-1} G^T R^{-1}\Delta\rho$$

Weighted Least Square Method

● 오차 벡터 v, 측정값 벡터 z, 측정값 행렬 H

$$z = Hx + v$$

즉, $$v = z - Hx \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (1)$$

● J를 최소화하는 값으로 $\hat{x}$ 를 정하면,
(*Least Square*)

$$\min_{\hat{\theta}} J = v^T R^{-1} v \quad \cdots\cdots\cdots\cdots\cdots (2)$$

$$\hat{x} = (H^T R^{-1} H)^{-1} H^T R^{-1} z \ :\ \textit{Weighted Least Squares}$$

Kalman Filter

$$x_{k+1} = Ax_k + G_k w_k, \quad w_k \sim N(0, Q) \qquad \text{: System Model}$$

$$z_k = C_k x_k + v_k, \quad v_k \sim N(0, R) \qquad \text{: Measurement Model}$$

- Time Update/Propagation :

$$\hat{x}_{k+1}^- = A\hat{x}_k^+, \quad P_{k+1}^- = AP_k^+ A^T + G_k Q G_k^T$$

- Measurement Update :

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + P_k^+ C_k^T R^{-1}(z_k - C_k \hat{x}_k^-), \qquad P_k^{+-1} = P_k^{--1} + C_k^T R^{-1} C_k$$

Kalman Filter Implementation

- System Model

$$x_{k+1} = Ax_k + G_k w_k, \quad w_k \sim N(0, Q)$$

$$x_k \equiv \left[r_{u_x}(k) \quad r_{u_y}(k) \quad r_{u_z}(k) \quad b_u(k) \quad v_{u_x}(k) \quad v_{u_y}(k) \quad v_{u_z}(k) \quad d_u(k) \right]^T$$

$$A \equiv \begin{bmatrix} 1 & & & & \Delta T & & & \\ & 1 & & & & \Delta T & & \\ & & 1 & & & & \Delta T & \\ & & & 1 & & & & \Delta T \\ & & & & 1 & & & \\ & & & & & 1 & & \\ & & & & & & 1 & \\ & & & & & & & 1 \end{bmatrix}$$

r_{u_i} → Recv. Position in ECEF Frame

v_{u_i} → Recv. Velocity in ECEF Frame

b_u → Recv. Clock Bias in meters

d_u → Recv. Clock Drift in m/s

Q → Process Noise Covariance (depending on Receiver dynamics)

Kalman Filter Implementation

- Measurement Model

$$z_k = \begin{bmatrix} \sqrt{(r_{1_x}(k)-r_{u_x}(k))^2+(r_{1_y}(k)-r_{u_y}(k))^2+(r_{1_z}(k)-r_{u_z}(k))^2}+b_u(k) \\ \sqrt{(r_{2_x}(k)-r_{u_x}(k))^2+(r_{2_y}(k)-r_{u_y}(k))^2+(r_{2_z}(k)-r_{u_z}(k))^2}+b_u(k) \\ \text{M} \\ \sqrt{(r_{m_x}(k)-r_{u_x}(k))^2+(r_{m_y}(k)-r_{u_y}(k))^2+(r_{m_z}(k)-r_{u_z}(k))^2}+b_u(k) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \text{M} \\ \varepsilon_m \end{bmatrix}$$

$$= f(r_u(k), b_u(k)) + \mathrm{v}_k$$

$$= f(x_k) + \mathrm{v}_k$$

$$\leftarrow x_k \equiv \begin{bmatrix} r_{u_x}(k) & r_{u_y}(k) & r_{u_z}(k) & b_u(k) & v_{u_x}(k) & v_{u_y}(k) & v_{u_z}(k) & d_u(k) \end{bmatrix}^T$$

→ **Extended Kalman Filter using Measurement Model Linearization**

$$\rightarrow H(x) \equiv \frac{\partial f(x_k)}{\partial x}$$

Kalman Filter Implementation

- Time Update/Propagation :

$$\hat{x}_{k+1}^- = A\hat{x}_k^+, \quad P_{k+1}^- = AP_k^+A^T + G_kQG_k^T$$

- Measurement Update :

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + P_k^+H^T(\hat{x}_k^-)R^{-1}(z_k - f(\hat{x}_k^-)), \quad P_k^{+-1} = P_k^{--1} + H^T(\hat{x}_k^-)R^{-1}H(\hat{x}_k^-)$$

$$H(x) \equiv \frac{\partial f(x)}{\partial x}$$

Kalman Filter Implementation

- Implementation Consideration
  - Computational Capacity of Microcomputer
  - Numerical Stability
  - →Covariance Matrix should always be Symmetric and Positive Definite.
  - → UD Algorithm

GPS 수신기의 성능 및 평가

- 일반적인 GPS 수신기의 성능
- Basic Functionality Test
- Parametric Test
- Environmental Test
- 기타 시험 항목

일반적인 GPS 수신기의 성능

- C/N0 : Carrier-to-Noise Density

  C/N0(dBHz)= Carrier Power(dBW) – Noise Power Density(dBW/Hz)

  – Carrier Power(dBW) : Antenna를 통해 수신된 GPS 신호의 Power(Antenna Gain이 증가하면 같이 증가됨)

  – Noise Power Density : 10Log(kT)+Noise Figure

  예) *-160dBW –(-200 dBW/Hz) = 40 dBHz*

  → GPS 수신기 시험시 C/N0를 Monitor하면서 GPS RF의 성능 및 안정성 여부를 판단.

TTFF(Time To First Fix)

- TTFF : GPS 수신기가 동작하기 시작하여 Valid한 Navigation Solution을 생성할 때까지 소요되는 시간
  – Hot Start TTFF : Approximate Position, Time and Valid Ephemeris Present
  – Warm Start TTFF : Approximate Position, Time and Valid Almanac Present
  – Cold Start TTFF : No Position or Time Present

TTFF 성능

- 일반적인 Hot Start Flow
  : GPS 수신기 Power Up → Acquisition → Tracking/Message Decoding → Frame Synchronization → Navigation Solution Computation
- Hot Start TTFF
  : Power Up/ Acquisition/ Tracking Time
  + Frame Synchronization Time
  + Navigation Solution Converge Time

예) 4 초 + 4 초 +1 초 = 9 초

TTFF 성능

- 일반적인 Warm Start Flow
  : GPS 수신기 Power Up → Acquisition → Tracking/Message Decoding → Frame Synchronization/Ephemeris Collection → Navigation Solution Computation
- Warm Start TTFF
  : Power Up/ Acquisition/ Tracking Time
  + Ephemeris Collection Time
  + Navigation Solution Converge Time

예) 6 초 + 30 초 +1 초 = 37 초

Navigation Accuracy

- SPS(Standard Positioning Service)
  - Predictable Accuracy
  - ≤ 100 meters horizontal 95% of time
  - ≤ 156 meters vertical 95% of time
  - ≤ 300 meters horizontal 99.99% of time
  - ≤ 500 meters vertical 99.99% of time

Basic Functionality Test

- Check the Basic Operation of GPS Receiver
  - BIT(Built-In Test)
  - Measure Test Points
  - Antenna Connector Matching and Return Loss
  - Predetermined Factory Test Scenario

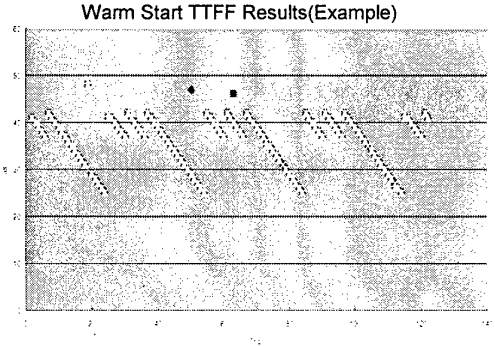
Parametric Test

- Evaluate the performance of GPS receiver for TTFF(Time To First Fix), C/N0, Navigation Accuracy.
- Test Methodology and Test Conditions:
  - ION STD 101 : Recommended Test Procedures For GPS Receivers

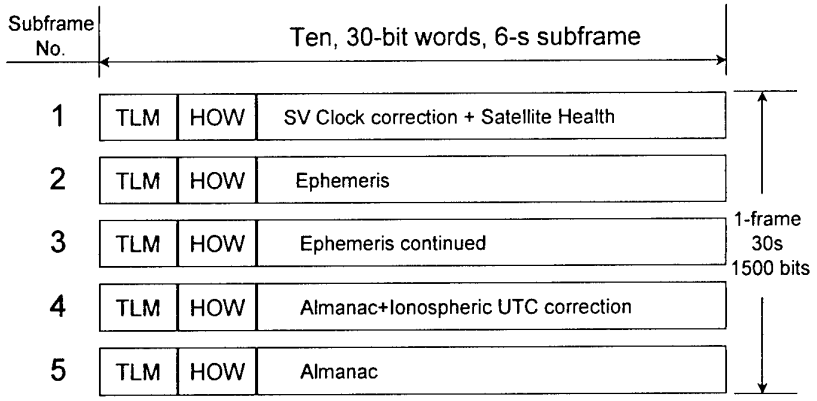
TTFF Test

- Calculation of Minimum / Average / Maximum / Standard Deviation
- Even Start Time among 1 GPS Frame

Warm Start TTFF Results(Example)

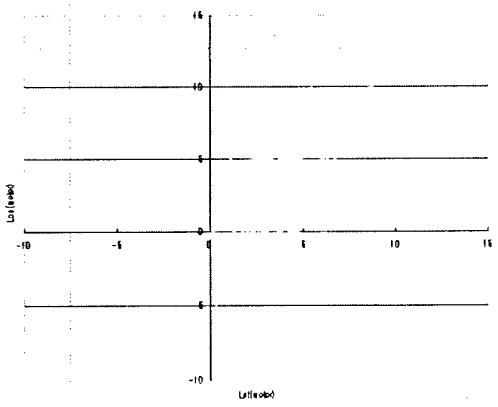


Ephemeris in Navigation Message



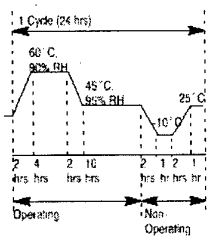
Static Navigation Accuracy

- Calculation of 95%, 99.99%, 68%, 50% percentile / Minimum, Maximum / Percent Valid
- Position Plot



Environmental Test

- Temperature/Humidity
  - RF components, especially RF crystal, are severely effected by changing Temperature
  - Monitor Position Accuracy and C/N0 with respect to given Temperature Profile.



Environmental Test

- Shock & Vibration
  - RF crystal is subjected to Vibration and Shock.
  - Monitor C/N0 with respect to given Vibration Profile.
  - Monitor the mounting of each components.

기타 시험 항목

- AMPS/CDMA/PCS Interference Test
  - Layout, Shielding
- EMC(Electro-Magnetic Compatibility) Test
  - Radiated Emissions Test
  - Specially important for Automotive Application
  - Layout, Shielding
- ESD Test

최근 GPS 수신기 기술의 동향

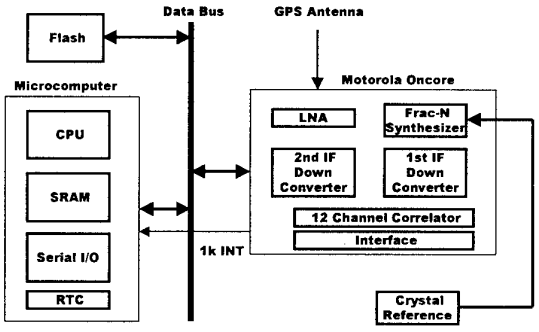
- 초소형/저전력 GPS 수신기
  - Motorola, SiRF, ST Electronics
- GPS/DR Integration
- Network Aided GPS

초소형/저전력 GPS 수신기

- Motorola Oncore(Features)
  - GPS RF Front End and 12 channel correlator in ONE chip.
  - Dual Conversion Architecture with Fractional Synthesizer onboard : Crystal reference range from 10 MHz to 26 MHz
  - Low Power Consumption : 60mW for the combined RF and digital sections.
  - Small Size: 64 Pin MAP BGA(8mm X 8 mm)
  - Full production : Q1 2001

Motorola Oncore

- Block Diagram(Preliminary)

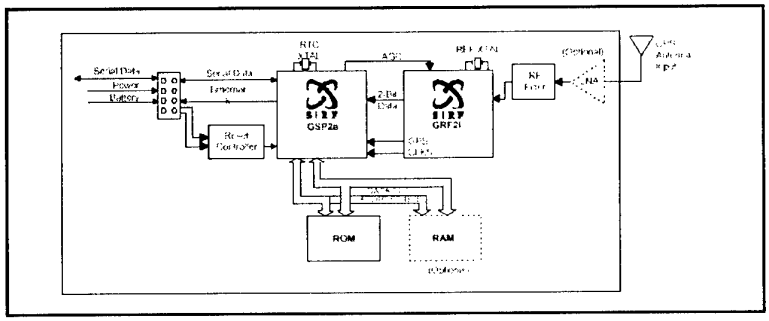


초소형/저전력 GPS 수신기

- SiRFstar II
  - Enhanced GPS Core based on high performance SiRFstar I : 1920 time/frequency search channels
  - Integrated ARM7TDMI
  - On-chip 1Mb EDO DRAM for GPS navigation
  - Real-Time Clock and battery backed SRAM
  - TricklePower Mode for power saving

SiRFstarII

- Block Diagram

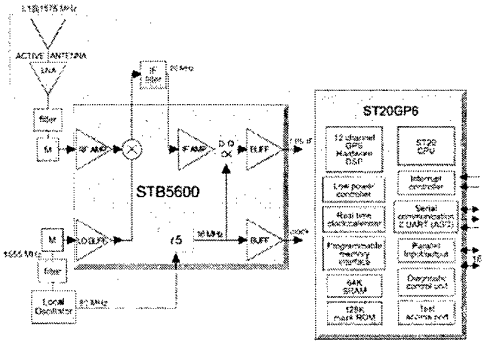


초소형/저전력 GPS 수신기

- ST Microelectronics
  - GPS RF Front End(STB5600) and CPU with 12 channel correlator(ST20-GP6).
  - very low cost oscillator (no TCXO)
  - On-chip 1Mb SRAM for GPS navigation
  - Real-Time Clock and Peripherals

ST Microelectronics

- Block Diagram(ST GiPSy)

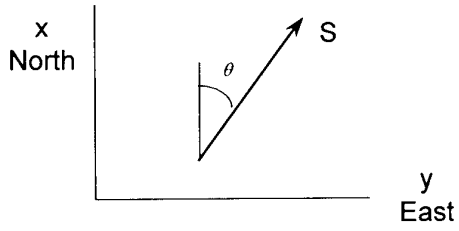


초소형/저전력 GPS 수신기

- 기술 동향
  - 소형화 및 One Chip화 : RF와 Digital의 One Chip화, SRAM 및 CPU의 One Chip화
  - 저전력화: 자체적으로 소모 전력을 감소시키거나 Power Saving Mode(Low Power Mode) 구현.
  - Embeded GPS solution for Mobile Application (RF crystal & host processor의 공유)

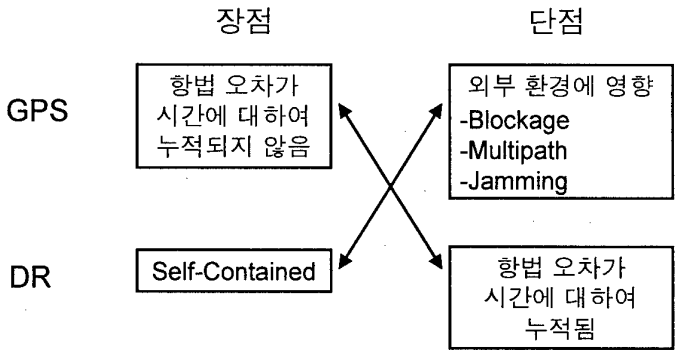
GPS/DR Integration

- DR(Dead Reckoning)
  - Current position is calculated from a knowledge of an initial position and measurements of speed and direction of the vehicle.(uses gyros, accelerometers, odometer, wheel tick sensors)



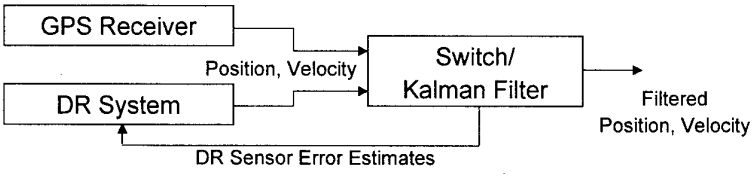
GPS/DR Integration

- GPS vs DR



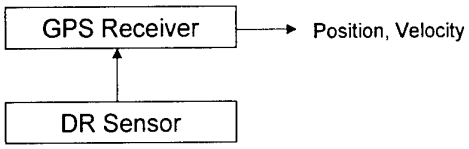
GPS/DR Integration

- Switched/Filtered GPS-DR System
  - The navigation solution is switched/combined between/from GPS and DR.
  - When GPS solution quality is good, GPS velocity is used to calibrate bias and scale factor errors.



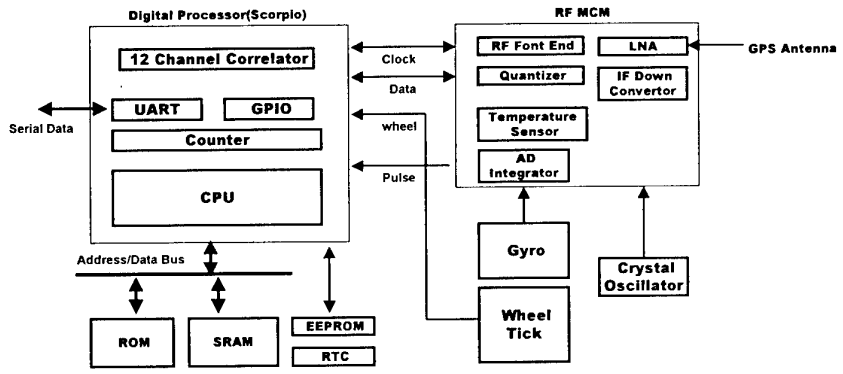
GPS/DR Integration

- Integrated GPS-DR System
  - Uses DR sensors to propagate(time update) GPS receiver's navigation state.
  - Uses measurement update to compute navigation solution as well as DR sensor error estimates.
  - Provides more accurate state estimate and improves reacquisition and multipath rejection.



Conexant GPS/DR System

- Block Diagram(Jupiter/DR)



Network Aided GPS

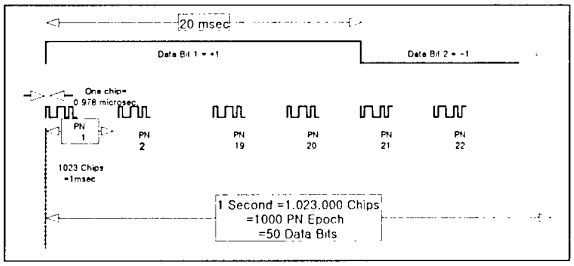
- FCC E911 Phase II Rule(Background)
  - Automatic Location Identification(ALI) capability requirement for handsets sold in Unite States.
  - Position Accuracy (Handset based solution): 50 m(67%), 150 m (95%)
  - Deployment Schedule: start selling ALI-capable handsets beginning from October 2001.

Network Aided GPS

- Restrictions for Conventional GPS Receiver
  - Does not work indoors !
  ⇒ Need to increase sensitivity
  - Too Slow !!
  ⇒ Need to get Navigation Messages somewhere else
  - Too Big and Expensive !!!
  ⇒ Need to incorporate into existing handset hardware

Sensitivity Enhancement

- CDMA Network time is synchronized with GPS time
- Coherent Integration time can be increased up to 20 ms for CDMA/PCS system.



Navigation Messages

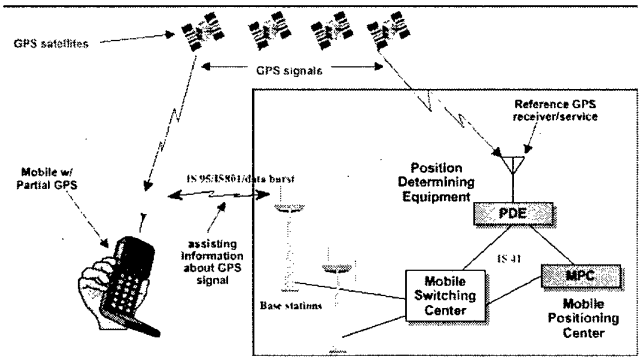
- Navigation Messages can be received via network.
- Received Navigation Messages can be used to prolong coherent integration time for sensitivity improvement.

⇒ *Position Determination Service Standard for Dual Mode Spread Spectrum Systems* (TIA/EIA/IS-801)

TIA/EIA/IS-801

- *Mobile Terminated* Response Message(BS ⇒ MS)
  - **Provide BS Capabilities**
  - **Provide GPS Acquisition Assistance**
  - Provide GPS Location Assistance
  - **Provide GPS Sensitivity Assistance**
  - Provide Base Station Almanac
  - Provide GPS Almanac
  - Provide GPS Ephemeris
  - Provide GPS Navigation Message Bits
  - **Provide Location Response**
  - Provide GPS Almanac Correction
- *Mobile Originated* Response Messages(MS ⇒ BS)
  - **Provide MS Information**
  - Provide Autonomous Measurement Weighting Factors
  - **Provide Pseudorange Measurement**
  - **Provide Pilot Phase Measurement**
  - **Provide Location Response**
  - Provide Time Offset Measurement

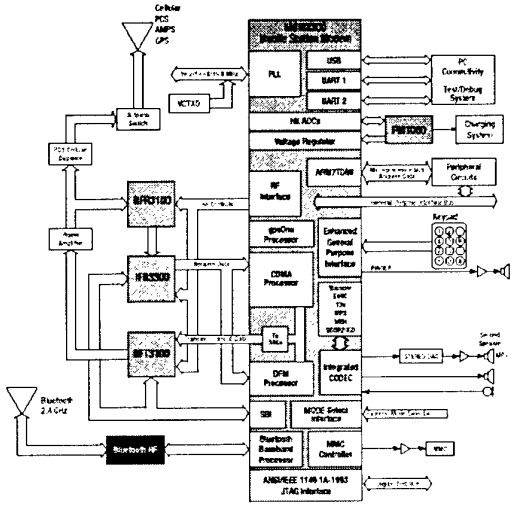
Network Aided GPS(Topology)



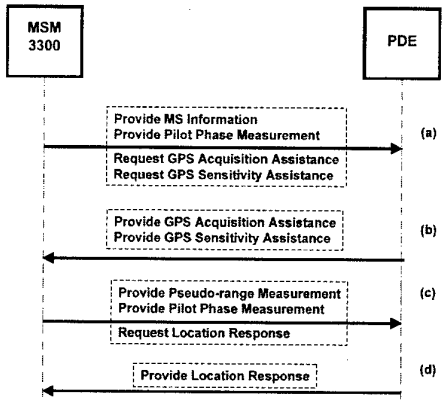
Qualcomm gpsOne

- Network Aided GPS + Advance Forward Link Trilateration(AFLT) = Hybrid Solution
- Signal coverage of wireless network and GPS satellite complement each other.
  - Rural & Suburban area : sparse base station coverage, more than four GPS satellites
  - Urban & In-Building : few GPS satellites and more base station.
- gpsOne support: MSM3300(IS95), MSM5100(CDMA2000 1X)

- gpsOne in MSM3300
  - MSM:Mobile Station Modem
  - → CDMA Processing ASIC + CPU + Peripherals



- IS801 Message Flow (Example)



DGPS 원리와 응용

건국대학교 항공우주공학과

이 영 재

Phone (02) 450-3358

FAX (02) 444-6670

Email : younglee@kkucc.konkuk.ac.kr

국가지정연구실
National Research Lab.

2000년 12월 1일

제 **7** 차 **GNSS** 워크샵 튜토리얼

발 표 순 서

- **GPS** 관련오차
- **GPS** 응용과 요구 정확도
- **DGPS** 오차 보정 방법
- **RTCM SC-104** 표준 규격
- 기준국 설계시 고려할 점
- 단일 기준국과 다중 기준국
- **DGPS** 실험
- **DGPS** 응용 분야 및 전망
- **DGPS** 관련 참고문헌

GPS 관련 오차

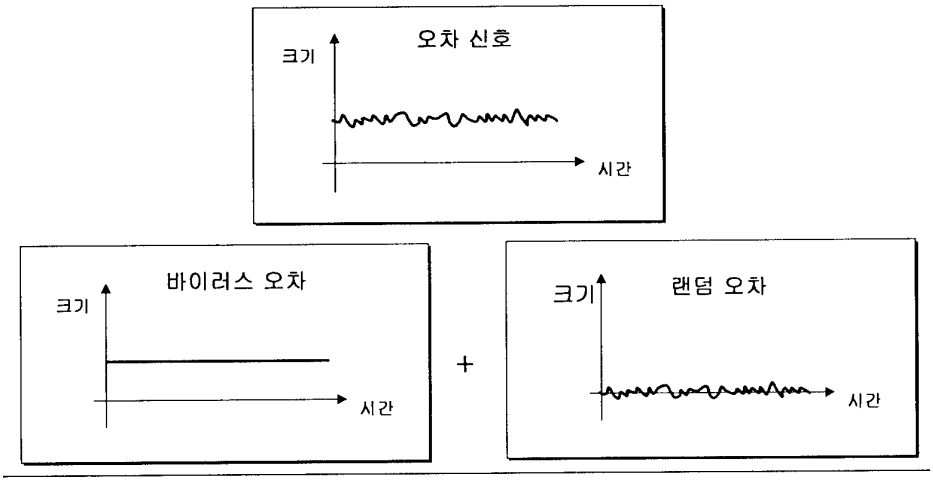
GPS 관련 오차 이해

- **GPS**를 이용한 위치 및 시각 측정시 영향을 주는 오차 요인을 이해하는 것이 중요
- 오차 감소를 위한 연구와 **GPS**시스템의 한계를 이해
  - 응용 범위 이해와 확대에 관한 필수 연구
  - 관련 오차 대처 방안 연구
  - 응용 효율 증대

6 가지 종류의 주요 오차

- 위성궤도 오차 : 전달되는 위성궤도 정보 오차
- 위성시계 오차 : 전달되는 위성시각 정보 오차
- 전리층 오차 : **GPS**신호의 전리층 통과시 전달시간 지연 오차
- 대류권 오차 : **GPS**신호의 대류권 통과시 전달시간 지연 오차
- 다중경로 오차 : **GPS**신호의 다중 경로에 의한 오차
- 수신기 오차 : 열 잡음, 안테나 위상 오차, 채널간 간섭오차, 소프트웨어 오차 등

바이어스오차와 랜덤오차



GPS 관련오차(1)

● SA가 없을 경우의 C/A 코드 사용

오차 원인	rms 오차 크기 1σ(m)		
	Bias	Random	Total
위성궤도	2.1	0.0	2.1
위성시계	2.0	0.7	2.1
전리층	4.0	0.5	4.0
대류권	0.5	0.5	0.7
다중경로	1.0	1.0	1.4
수신기	0.5	0.2	0.5
UERE*	5.1	1.4	5.3
Filtered UERE	5.1	0.4	5.1
수직 오차 (VDOP = 2.5)			12.8
평면 오차 (HDOP = 2.0)			10.2

(*) UERE : User Equivalent Range Error

GPS 관련오차(2)

● **SA**가 있을 경우의 **C/A** 코드 사용

오차 원인	rms 오차 크기 1σ(m)		
	Bias	Random	Total
위성궤도	2.1	0.0	2.1
위성시계	20.0	0.7	20.0
전리층	4.0	0.5	4.0
대류권	0.5	0.5	0.7
다중경로	1.0	1.0	1.4
수신기	0.5	0.2	0.5
UERE	20.5	1.4	20.6
Filtered UERE	20.5	0.4	20.5
수직 오차 (VDOP = 2.5)			51.4
평면 오차 (HDOP = 2.0)			41.1

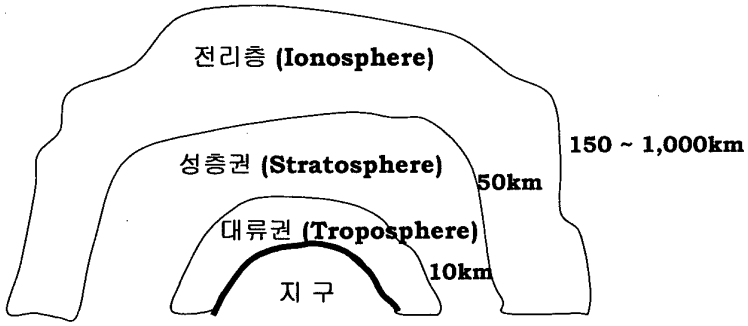
GPS 관련오차(3)

● **P** 코드 사용

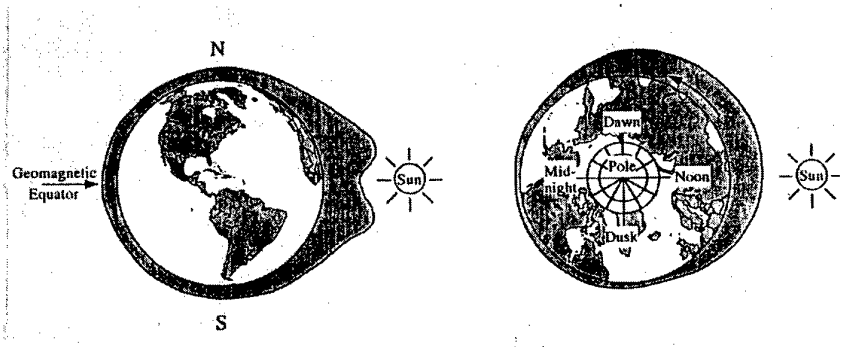
오차 원인	rms 오차 크기 1σ(m)		
	Bias	Random	Total
위성궤도	2.1	0.0	2.1
위성시계	2.0	0.7	2.1
전리층	1.0	0.7	1.2
대류권	0.5	0.5	0.7
다중경로	1.0	1.0	1.4
수신기	0.5	0.2	0.5
UERE	3.3	1.5	3.6
Filtered UERE	3.3	0.4	3.3
수직 오차 (VDOP = 2.5)			8.3
평면 오차 (HDOP = 2.0)			6.6

전리층 오차

지구의 대기권



전리층 하루 중 변화



전리층의 특징

- 지상 **50km**에서 **1,000km**사이에서 널리 분포되어 있는 전자와 이온들의 집단
- **100MHz** 이하의 전파는 반사하나, **VHF**이상의 전자파**(100MHz)**는 통과 **(GPS** 반송파 **: L1 = 1.575GHz, L2 = 1.228GHz)**
- **GPS** 신호 통과시의 영향은 위치측정의 주요 오차 요인
- 전파전달 시간 지연은 총 전자수* **(TEC : Total Electron Content)**에 비례하고 주파수의 제곱에 반비례

$$\text{전달지연시간} = \Delta_{L1} = \frac{40.3}{cf^2} TEC \ (\text{초})$$

(*) $1m^2$ 면적의 수직기둥 내에 포함된 전자의 갯 수

전리층에 의한 시간 지연 특징 **(1)**

- 하루 중 오후 **2**시에 총 전자수 최고치
- 일년 중에는 춘분 경이 최고치
- 태양 흑점활동과 관계 **(11**년 주기**) :** 다음 최고치는 **2000 ~ 2001**년
- 지구 지리적 위도 **(Geodetic)** 경도/위도 보다는 지구 자기 **(Geomagnetic)** 경도/위도에 관계

전리층에 의한 시간 지연 특징 (2)

- **100MHz** 이상의 전자파가 전리층을 통과 할 때의 영향
  - **Polarization Rotation**
  - **Angular Reflection**
  - **Amplitude and Phase Scintillation**
  - **Group Delay and Carrier Phase Advance)**
    - 코드 **(Group Delay) :** 통과 경로의 총 전자수에 비례하는 전달 시간 지연
    - 반송파 **(Carrier Phase Advance) :** 코드와 같은 크기의 시간 만큼 앞섬

전리층 보정 방법 (1)

- **Dual Frequency** 수신기 **: L1**과 **L2**반송파의 도착 시간 차이를 이용하여 시간지연오차 보상

$$\Delta_{L1} = \frac{40.3}{cf_{L1}^2} TEC \text{ (초)}, \quad \Delta_{L2} = \frac{40.3}{cf_{L2}^2} TEC \text{ (초)}$$

- **L1**과 **L2** 주파수가 다르므로 지연시간이 다르다.
  - ➔ **L1**의 주파수가 높으므로 빨리 도착 **:** $\Delta_{L1} < \Delta_{L2}$

$$\Delta_{arrival} = \Delta_{L2} - \Delta_{L1} = \frac{40.3}{cf_{L2}^2} TEC - \frac{40.3}{cf_{L1}^2} TEC$$

$$= \frac{40.3}{c}\left(\frac{1}{f_{L2}^2} - \frac{1}{f_{L2}^2}\right) TEC = \frac{40.3}{c}\left(\frac{f_{L1}^2 - f_{L2}^2}{f_{L1}^2 \cdot f_{L2}^2}\right) TEC$$

$$\therefore TEC = \Delta_{arrival} \cdot \frac{c}{40.3}\left(\frac{f_{L1}^2 \cdot f_{L2}^2}{f_{L1}^2 - f_{L2}^2}\right)$$

전리층 보정 방법 (2)

- **Differential GPS :** 기준국과 사용자 사이의 공통오차로 소거
- **Klobuchar** 모델 이용
  - 지구전역의 예측 모델
  - 항법메세지를 통해 **C/A** 코드 사용자에 제공
  - 약 **50%** 정도의 보정 효과

전리층 보정 방법 (3)

$T_{iono} = DC + A\cos\frac{2\pi(t - T_r)}{P}$: Zenith Delay

DC = 정수값(5×10^{-9}), A = 진폭, T_r = 피크 때의 시간(50,400초), P = 주기

$F = 1 + 2\left(\frac{96^\circ - E}{90^\circ}\right)^3$: slant factor

$x = \frac{2\pi(t - T_r)}{P}$

$t = \frac{\lambda}{15} + \text{GPStime}$: Local Time Ionospheric point

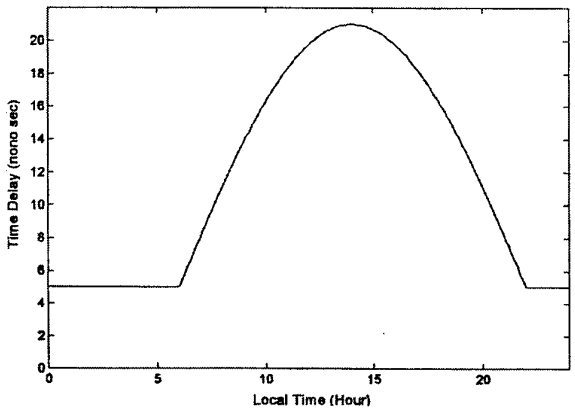
$A = \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \Phi_m^n$, $P = \sum_{n=0}^{3} \beta_n \Phi_m^n$, α_n, β_n : GPS 항법메세지를 통해 제공

$\Phi_m = \Phi_i + 11.6^\circ \cos(\lambda_i - 291^\circ)$: 지구자기위도

$T_{iono} = F \times \left[5 \times 10^{-9} + A\left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24}\right)\right]$ $for\ |x| < \frac{\pi}{2}$

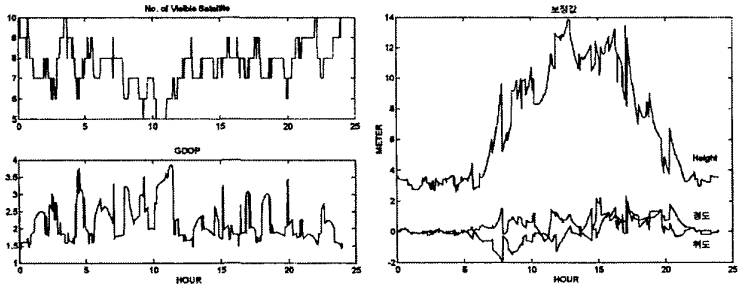
$= F \times [5 \times 10^{-9}]$ $for\ |x| \geq \frac{\pi}{2}$

Klobuchar Model



실험 결과

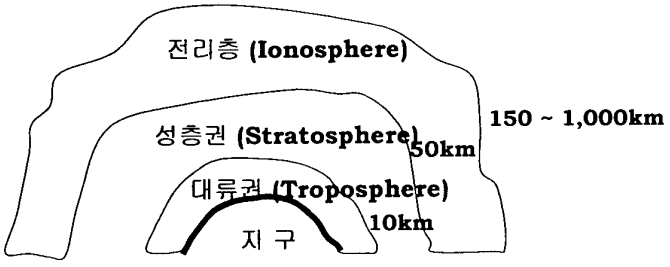
실험일 : 1995. 3. 21. 춘분



대류권 오차

대류권의 특징

- 지구 대기권의 가장 낮은 부분으로 고도가 증가할 수록 온도가 내려간다.
- 두께는 일정하지 않다.



대류권 지연 오차 (1)

- 대류권에 의해 **GPS**신호가 진공상태의 빛의 속도에서 벗어나서 오차가 발생 (지연 오차)
- 기압, 온도, 습도 등의 상태에 따라 전파의 속도가 변함
- 코드와 반송파가 같은 크기의 지연을 발생
- **15GHz**까지 영향을 끼치나, *주파수의 영향 무*
- **GPS** 신호에 **Attenuation, Scintillation, Delay** 등의 영향

대류권 지연 오차 (2)

- 건성 성분**(dry constituents)**과 습성 성분**(wet constituents)**으로 구성되어 있는데, 각각의 영향을 고려함.
- 수직 지연시간을 연구한 후, 고각**(elevation angle)**에 대한 영향을 고려함 : **mapping function**

대류권 지연 오차 (3)

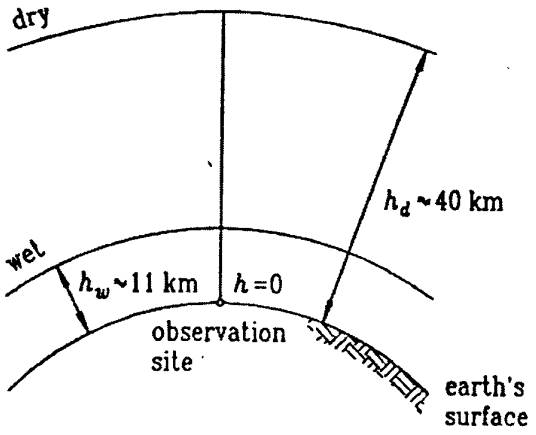
● 대류권에 의한 **Excess Delay**는 건성 천정 지연**(dry zenith delay)**와 습성 천정 지연 **(wet zenith delay)**의 두 부분으로 분리

$$\Delta = \left[\Delta_{zd} m_d(E) + \Delta_{zw} m_w(E)\right]$$

여기서, Δ_{zd} = **dry zenith delay**
Δ_{zw} = **wet zenith delay**
$m_d(E)$ = **dry mapping function (obliquity factor)**
$m_w(E)$ = **wet mapping function (obliquity factor)**

Note : $m_d(E)$ 과 $m_w(E)$ 은 고각과 대류권의 분포의 함수

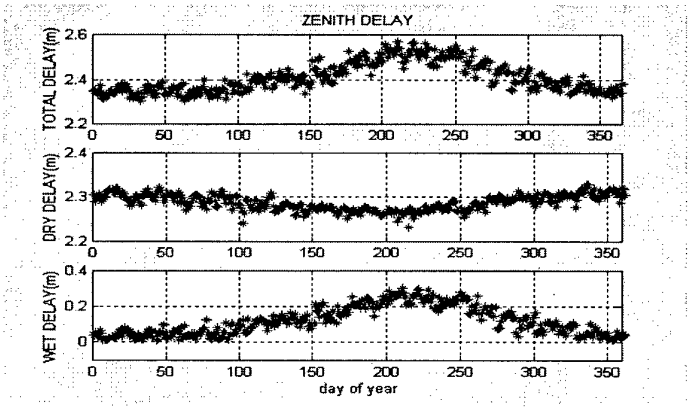
대류권 지연 오차 (4)



대류권 오차의 영향

- 관측위성이 상공에 잘 분포되어 있는 경우
  - 평면 오차는 서로 상쇄
  - 수직 오차와 수신기 시계오차에 잔류
- 저고각의 경우 습한 부분 지연이 평면오차에 잔류
- 일반적으로 습성부분에 의한 천정 오차는 시간당 약 **3cm** 정도이나 예측하기 난해 : 현재 까지 많은 종류의 모델이 존재하는 이유
- 건성부분에 의한 오차는 예측 가능 (기압, 고각 등의 함수)

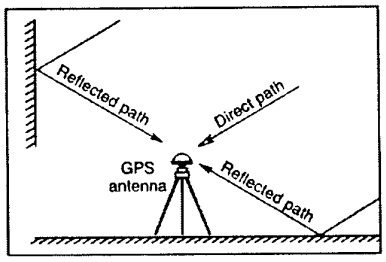
1999년 서울지역의 천정방향지연



다중경로 오차

다중경로 (**Multipath**)

- 위성을 출발한 전파가 반사와 회절을 통해 여러 경로 (direct and indirect path)로 수신기에 도달하는 현상
- 수신기 환경에 따라 매우 다르게 나타나므로 공통오차로 상쇄시키기 불가능
- 신호의 4가지 특징이 변화
  - 시간 지연
  - 진폭
  - 위상
  - 위상 변화율



다중경로 오차의 특징 (1)

- 수신기에 도달하는 신호의 시간차로 인한 **offset**의 발생으로 위치 측정 오차가 발생
- 위치측정 오차 뿐 아니라 신호 **Locking**이 안 될 수 있음
- 주파수에 따라 특성이 상이 (전리층 오차도 주파수 함수)

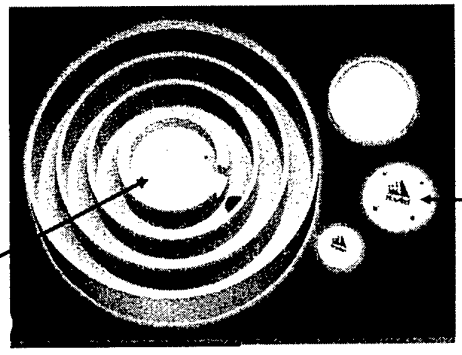
다중경로 오차의 특징 (2)

- 코드에 의한 오차는 보통 **6 ~ 10**분 주기
- **C/A**코드에 의한 오차
  - 일정 크기 이상의 오차는 수신기 내에서 구별 가능
  - 최대 오차는 **1.5chip** 정도의 오차 **:1466ns** (약 **440 m**)
  - 보통 **1.2 ~ 1.4m** 정도
- **P**코드에 의한 오차
  - 최대오차가 **1.5chip** 정도의 오차이므로 **C/A**코드보다 덜 민감
- 반송파 위상에 의한 오차
  - 최대 **1/4** 사이클의 오차 수**cm** 정도 (**L1**의 경우 약 **4cm**)의 오차
  - 좋은 위성 관측 상황에서 보통 **1cm** 정도 이내의 오차
  - 중요한 문제가 아님

다중경로 완화 기법 (1)

- 수신기 안테나에 관계되는 사항
  - 안테나 주변 환경을 고려하여 설치
  - 신호 극성을 이용
    - 직접신호 : **right-handed circular polarized signal**
    - 간접신호 : **left-handed circular polarized signal**
  - 안테나의 **Gain Pattern**을 조절하여 고각이 낮은 신호를 무시
  - 위성 신호 수신시 저앙각 **(mask angle)** 신호 차단
  - 초크링 **(choke ring)**을 사용하여 낮은 각도로 접근하는 신호 차단
  - 가능한 장시간 측정

다중경로 완화 기법 (2)



다중경로 완화 기법 (3)

- 수신기 소프트웨어에 의한 기법
  - **Correlation Function's Leading Edge**
  - **Narrow Correlator Technology ('90 – '93)**
  - **Correlation-Function Shapes ('94 – '95)**
  - **MEDLL (Multipath Estimating Delay-Lock Loop)**
  - **Strobe Correlator ('96) : MEDLL**의 장점을 이용
  - **Modified Correlator Reference Waveforms**

위성 궤도 및 시각 관련 오차

위성 궤도 및 시각 관리

- **GPS**위성의 궤도와 시각의 정확도는 사용자 위치 오차에 직접 영향
- 궤도 및 시각 관리와 전달
  - **5**개의 관측소 **(Monitor Station)**에서 위성을 관측
  - 주관제소에 자료를 보내면 주관제소에서 계산
  - 지상관제국 **(ground control station)**에서 **uplink**안테나를 통해 **GPS**위성에 전달 : 보통 하루에 한번, **1**시간의 데이터
  - 항법메세지를 통해 사용자에게 전달

위성 궤도 관리 (1)

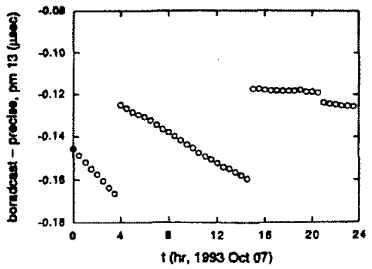
- 전 세계의 관측소에서 보내온 데이터를 이용하여 ***Grand Solution***을 풀어 궤도를 예측
  - **Dual Frequency**수신기, 세시움 시계, 기상데이터 등을 입력
  - **30**시간 데이터로 분석 **(GPS**정오가 중앙에 있고 **6**시간 데이터 중첩**)**
- 항법메세지의 궤도정보는 예측된 값이므로, 항상 일정 크기이상의 오차가 포함
- 위치측정시 궤도오차는 위성과 수신기의 시선벡터**(line-of-sight vector)**에 투영한 크기 만큼 오차 발생
- 위성시계와 더불어 **rms** 값으로 약 **3.6m** 정도의 오차가 발생

위성 시각 관리 (1)

- **GPS**를 이용한 위치측정에 핵심
- **GPS**위성의 시계
  - **Block II, IIA** : 세시움 (2개) + 루비디움 (2개)
  - **Block IIR** : 세시움 (1개) + 루비디움 (2개)으로 설계 되었으나, 루비디움 시계를 장착할 예정
- **GPS OCS(Operational Control System)**는 **GPS Time**을 **UTC**에 **1 msec**이내로 정확도를 유지
- 각 위성의 시각은 **1 msec**정도로 맞춘 다음 항법정보로 오차를 전송 : 원자시계는 하드웨어적으로 조정을 자제

위성 시각 관리 (2)

- 이러한 시각관리 후에도 약 **10 nsec**정도의 오차 (약 **3m**의 의사거리오차)가 잔류
- 잔류 시각 오차 + **SA**에 의한 오차 = 위성 시계에 의한 오차



기 타 오차

Selective Availability (SA) 개요 (1)

- **1970**년도 **GPS**개발 과정에서 **C/A**코드의 오차가 **20~30m**정도로 판명되어, 미국방성이 고려한 인위적인 위치 측정오차 조작
- 원래는 **500m (2drms)**였으나, **100m**로 확정 **(1983**년**)**
  - 항공기의 비정밀접근시 **VOR**과 비교한 결과
  - **Random Processing**으로 적용 : 예측이 어려움
  - 실제로는 **60~80m** 정도의 오차
- 두 가지 종류의 **SA** 작용
  - 위성 궤도 정보 조작 : ε-프로세스 ➔ 거의 사용 안 함
  - 위성 시계 조작 **(clock dither)** : δ-프로세스 ➔ 주로 사용

Selective Availability (SA) 개요 (2)

- 위성마다 독립적으로 적용
- 위성의 궤도와 시각 오차이므로 수신기간의 공통 오차

  ➔ **DGPS**로 제거 가능
- **SPS**서비스 정책은 **24**개의 위성이 정상적으로 작동할 때의 기준
- **P** 코드 사용자에게는 **SA**정보를 전달하여 피해 가게 하고, **C/A**코드 사용자들에게는 비공개
- 미국에서의 민간 단체는 이 **SA**를 제거하기 위한 정치적 노력을 활발히 진행함
- **1996**년 **3**월 미국 클린턴 대통령의 **SA** 정책 발표 : ***"10년 이내 SA 중단을 결정하겠음"***

Selective Availability (SA) 개요 (3)

	With SA	Without SA
평면오차	100 m (95%)	20 m (95%)
고도오차	140 m (95%)	30 m (95%)
시 각	340 m (95%)	40 m (95%)

GPS 관련오차(1)

● **SA**가 없을 경우의 **C/A**코드 사용

오차 원인	1rms 오차 크기 1σ (m)		
	Bias	Random	Total
위성궤도	2.1	0.0	2.1
위성시계	2.0	0.7	2.1
전리층	4.0	0.5	4.0
대류권	0.5	0.5	0.7
다중경로	1.0	1.0	1.4
수신기	0.5	0.2	0.5
UERE(User Equivalent Range Error)	5.1	1.4	5.3
Filtered UERE	5.1	0.4	5.1
수직오차 (VDOP=2.5)			12.8
평면오차 (HDOP=2.0)			10.2

GPS 관련오차(2)

● **SA**가 있을 경우의 **C/A**코드 사용

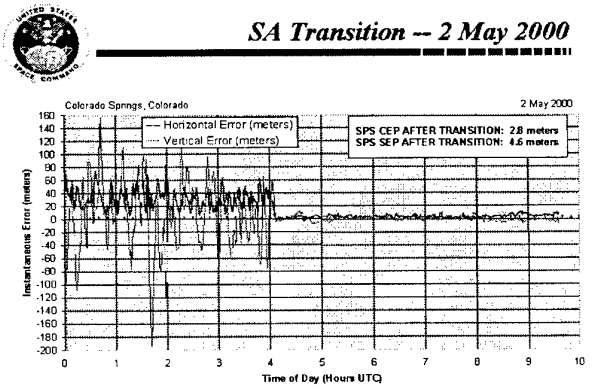
오차 원인	1rms 오차 크기 1σ (m)		
	Bias	Random	Total
위성궤도	2.1	0.0	2.1
위성시계	20.0	0.7	20.0
전리층	4.0	0.5	4.0
대류권	0.5	0.5	0.7
다중경로	1.0	1.0	1.4
수신기	0.5	0.2	0.5
UERE(User Equivalent Range Error)	20.5	1.4	20.6
Filtered UERE	20.5	0.4	20.5
수직오차 (VDOP=2.5)			51.4
평면오차 (HDOP=2.0)			41.1

SA제거 발표

- **2000**년 **5**월 **2**일 **UTC 04**시를 기해 **SA**제거 할 것을 전격적으로 발표
  - **GPS** 신호를 국지적으로 **Jamming** 할 수 있는 기술 개발로 안보 문제를 해결했다고 판단
- 수평면 오차를 **100m**에서 **20m**로 성능향상
- 다양한 분야에서 **GPS** 활용이 증대되어, 미국이 전세계에 대해 정치적/경제적 이익이 지대할 것으로 예상

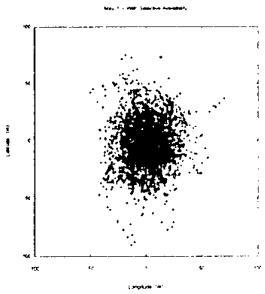
SA제거 전후의 오차 분석(1)

- 미국 **Space Command**의 자료

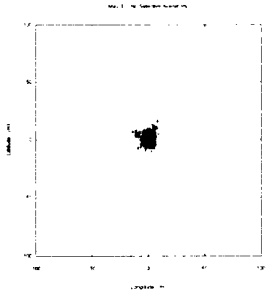


SA제거 전후의 오차 분석(2)

● 수평면 오차 분석 (**NOAA National Geodetic Survey** 수신 데이터)



SA제거 전 (오차 **45.0m**)
2000년 **5**월 **1**일



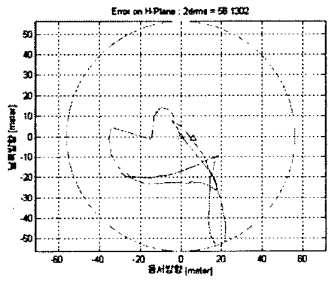
SA제거 후 (오차 약 **6.3m**)
2000년 **5**월 **2**일

국가지정연구실 National Research Lab

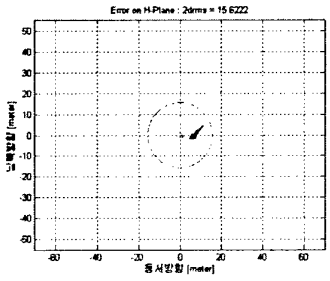
건국대학교 **GPS** 시스템 연구실

SA제거 전후의 오차 분석(3)

• 수평면 오차 분석 (건국대학교 항공우주공학과 옥상 수신 자료)



SA제거 전 (**2drms** 오차 **56.13m**)
1999년 **1**월 **16**일



SA제거 후 (**2drms** 오차 **15.62m**)
2000년 **5**월 **3**일

국가지정연구실 National Research Lab

건국대학교 **GPS** 시스템 연구실

수신기 관련 오차

- 열 잡음 **(thermal noise)**
  - 절대온도 **0**도 이상의 상황에서 전자 흐름에 의한 잡음
- 수신기 채널간 오차 **(interchannel bias)**
  - 디지탈화 되면 대폭 감소
- 소프트웨어에 의한 계산 오차
  - 위상 및 코드 계산
  - **20,000,000 m**의 계산 : **round off error**
  - **8, 16, 32 bit** 프로세서

안테나 관련 오차 : 위상중심 변화에 의한 오차

- 위치 측정시 사용자위치의 기준점
- 기하학적 중심과 자기적 중심간의 불일치에 의한 오차
- 위성 신호의 방향, 세기, 주파수 **(L1, L2)** 등에 따라 다르다.
- **Offset**과 **Variation**이 있는데, **Variation**의 영향이 중요
- 위상중심 발생의 두 요인
  - 생산과정에서의 오차
  - 수신되는 위성 신호에 의한 변화
  - **Novatel**사의 **Model 501** 안테나 : **5mm**이내

DGPS 원리와 응용

GPS 응용과 요구 정확도

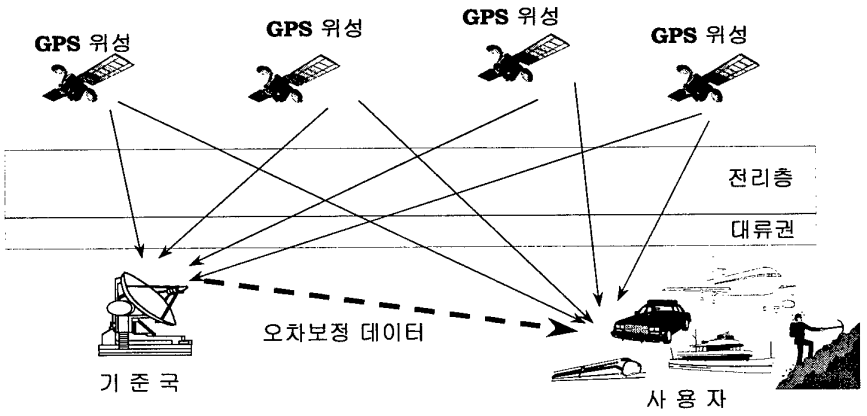
오 차	응 용 분 야	적 용 방 법
100m	항해 비행, 항로 운항	C/A 코드 수신기
30m	일반적인 항법 (지상항법)	P 코드 수신기
10m	탐사 항구 접근 항공기 착륙 (CAT-I, CAT-II)	DGPS
1m	항공기 착륙(CAT-III) 측량, 지구 중력 측정 지진연구, 댐관측	반송파 위상

GPS 관련 오차

● **SA**가 있을 경우의 **C/A** 코드 사용

오차 원인	rms 오차 크기 1σ(m)		
	Bias	Random	Total
위성궤도	2.1	0.0	2.1
위성시계	20.0	0.7	20.0
전리층	4.0	0.5	4.0
대류권	0.5	0.5	0.7
다중경로	1.0	1.0	1.4
수신기	0.5	0.2	0.5
UERE	20.5	1.4	20.6
Filtered UERE	20.5	0.4	20.5
수직 오차 (VDOP = 2.5)			51.4
평면 오차 (HDOP = 2.0)			41.1

DGPS 원리



DGPS관련오차 분석(1)

● 실시간 적용 시 **DGPS**의 제한요인

기준국에서 만들어진 오차보상치가 사용자에게 전달되어 사용될 때 기준국과 사용자간의 기하학적 위치 불일치 때문에 고려해야 할 사항이 있음 : *응용분야 따라서는 중요한 문제*

Type 1 : 거리에 따른 오차

Type 2 : 시간에 따른 오차

Type 3 : 비상관 오차

DGPS관련오차 분석(2)

● 기준국 오차보상치와 사용자의 오차보상치 간의 **1**차 관계

$$\Delta\vec{\rho}_u \cong \Delta\vec{\rho}_R + \underbrace{\frac{\partial(\Delta\bar{\rho})}{\partial\bar{x}}}_{(a)} + \underbrace{\Delta\dot{\vec{\rho}}_R}_{(b)}\Delta t + \underbrace{\delta\bar{\rho}}_{(c)}$$

여기서 $\Delta\vec{\rho}_u$ = 사용자가 적용하는 오차보상치

$\Delta\vec{\rho}_R$ = 기준국에서 계산된 오차보상치

(a) = **Type 1** 오차

(b) = **Type 2** 오차

(c) = **Type 3** 오차

DGPS관련오차 분석(3)

● 기준국의 수신기 잡음, 간섭, 다중경로 오차 : **Type 3**

- 기준국과 사용자가 서로 관계없는 오차
- 사용자 오차에 그대로 더해짐
- 두 가지 종류의 대표적 테크닉
  - **a. Carrier Aiding** 테크닉 : 반송파를 이용한 **smoothing**
  - **b. Narrow Correlator : Correlator**의 간격을 좁혀 오차를 **1m**이내 까지 줄일 수 있음
- 기준국 장비 설치 시 주의
  - · 디지털 장비 사용, 다중경로가 발생하지 않도록 주의

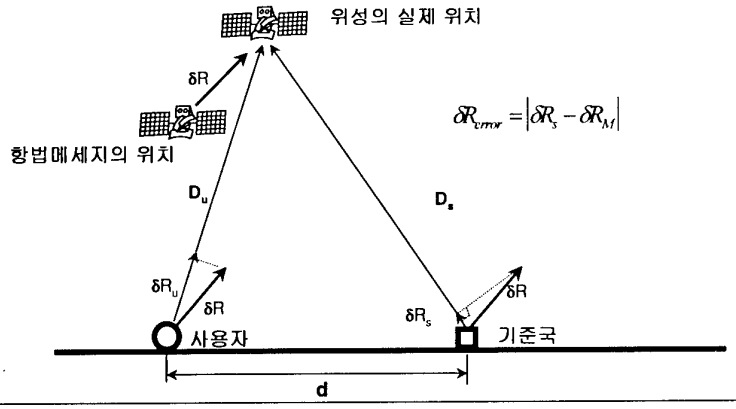
DGPS관련오차 분석(4)

● 위성 시계 오차 : **Type 2**

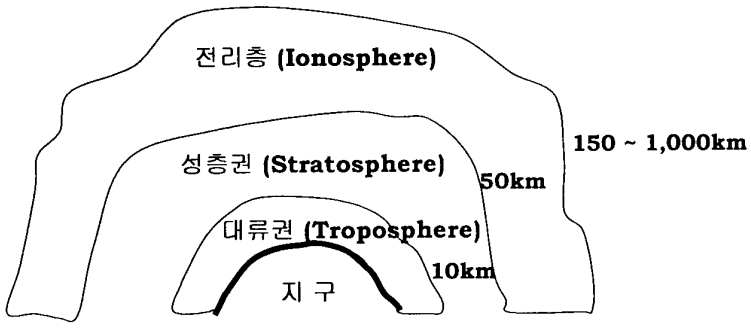
- 실제 신호가 전달되는 시각과 항법메세지에 내포된 시각과의 차이
- 거리에 따라 달라지는 오차가 아니므로 모든 수신기에 공통 오차
- 주로 **SA**에 영향을 많이 받으므로, 오차의 예측이 쉽지 않음
- 특정 시간에 계산된 오차보정치가 시간에 따라 효력이 떨어지게 되는 주요인
- **SA**를 예측하는 필터

DGPS관련오차 분석(5)

● 위성 궤도 오차 : **Type 1**



지구의 대기권



DGPS관련오차 분석(7)

- 전리층 오차 : **Type 1 & 2**
  - 공간과 시각의 함수
  - 최악의 경우 수십**m**의 오차 발생 가능
    - **a.** 태양풍이 있을 경우
    - **b.** 고각이 매우 낮을 경우
    - **c.** 오후 **2**시경의 피크 시각 경우
  - **DGPS**에서 전리층 지연에 의한 오차가 잔류하는 이유
    - **a.** 기준국과 사용자에 도달하는 위성신호가 다른 전리층을 통과
    - **b.** 위성신호가 모두 다른 각도에서 수신기에 도달
    - **c.** 오차보상치의 시간 지연 : 매우 적은 효과

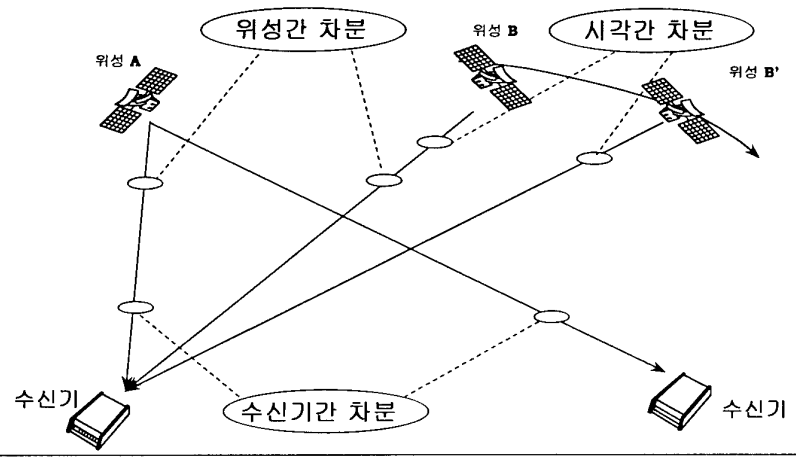
DGPS관련오차 분석(8)

- 대류권 오차 : **Type 1 & 2**
  - 공간과 시각의 함수
  - 온도, 기압, 습도의 함수
  - **DGPS**오차보상 없이 모델링만으로도 **90%**정도 제거 가능하나, 모델링되지 않은 부분에 의한 오차가 앙각이 **5**도 정도일 경우 **2-3m** 정도
  - **DGPS** 오차보상으로 매우 적은 오차값으로 보정가능하나, 두 지점간의 기상학적 계수가 다르면 오차 발생 가능
    (예) 기압 (고도), 기온, 습도 등

DGPS구현 방법

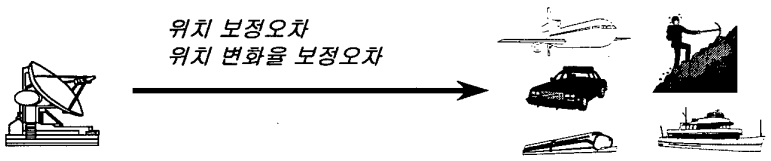
- 차분방법 **(Differencing Method)**
- 오차보정법 **(Form of Correction Term)**
- 오차전송시간 **(Correction Data Update Rate)**
- 전송방법 **(Communication Link)**

차 분 방 법



DGPS 오차 보정 방법 (1)

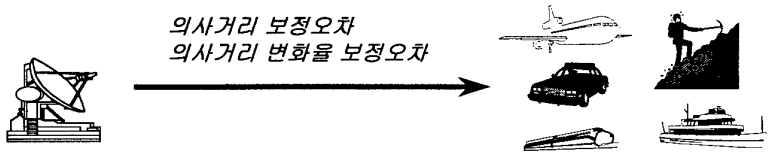
● 위치 보정 방법



- 모든 경우의 위성의 조합별 위치 및 위치 변화율 보정오차
- 기준국의 계산 양이 매우 많음 (전달할 데이터가 많음)
  - **8**개 위성 관측 시 **163**가지의 위치해
- 표준규격이 없음

DGPS 오차 보정 방법 (2)

● 의사거리 보정 방법



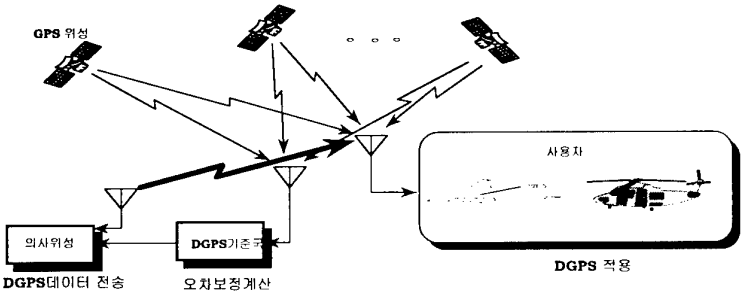
- 관측가능한 모든 위성의 위성별 의사거리 및 의사거리 변화율 보정오차
- 사용자의 어떤 위성 조합도 사용 가능
- 기준국 알고리즘이 간단
- **RTCM SC-104** 표준규격

오차보정 전송방법 (1)

- 실시간 **DGPS**응용에 매우 중요
- 서비스 영역, 사용 가능한 주파수 여건, 통신의 신뢰성, **RF**인터페이스, 장비의 가격, 장비의 휴대성 등이 고려
- 주요 데이터 링크 방법을 사용
  - **LF, MF** 등 지상파 시스템
  - **VHF, UHF** 시스템
  - **FM DARC,** 휴대전화 **SMS**
  - 인공위성

오차보정 전송방법 (2)

- 의사위성



- 지상 고정위치에 **GPS** 위성 역할을 하는 송신기
- 위성의 항법 정보 **(Navigation Message)**에 **DGPS** 오차 정보를 보냄

RTCM SC-104 표준 규격(1)

- **DGPS** 오차보정 정보의 표준화의 필요성
- **1983**년 **11**월 미국교통성 산하기관에서 정함
- 버젼 **2.2 (1998**년 **1**월 **15**일 발표)
  - **64**가지의 타입 지정 가능
  - **11**가지의 타입 지정
- **GPS**의 항법메세지 형태와 같은 형태의 페리티 알고리즘을 그대로 사용

RTCM SC-104 표준 규격(2)

[버전 **2.2**]

MESSAGE TYPE NO	CURRENT STATUS	TITLE
1	Fixed	Differential GPS Corrections
2	Fixed	Delta Differential GPS Corrections
3	Fixed	GPS Reference Station Parameters
4	Tentative	Reference Station Datum
5	Fixed	GPS Constellation Health
6	Fixed	GPS Null Frame
7	Fixed	DGPS Radiobeacon Almanac
8	Tentative	Psedolite Almanac
9	Fixed	GPS Partial Correction Set
10	Reserved	P-Code Differential Corrections
11	Reserved	C/A-code L1,L2 Delta Corrections
12	Reserved	Pseudolite Station Parameters
13	Tentative	Ground Transmitter Parameters
14	Tentative	GPS Time of Week
15	Tentative	Ionospheric Delay Message
16	Fixed	GPS Special Message
17	Tentative	GPS Ephemerides
18	Fixed	RTK Uncorrected Carrier Phases

RTCM SC-104 표준 규격(3)

[버전 2.2]

MESSAGE TYPE NO	CURRENT STATUS	TITLE
19	Fixed	RTK Uncorrected Pseudoranges
20	Tentative	RTK Carrier Phase Corrections
21	Tentative	RTK/Hi-Acc. Pseudorange Corrections
22	Tentative	Extended Reference Station Parameters
23-30		Undefined
31	Reserved	Differential GLONASS Corrections
32	Reserved	Differential GLONASS Reference Station Parameters
33	Tentative	GLONASS Constellation Health
34	Tentative	GLONASS Partial Differential Correction Set(N>1) GLONASS Null Frame(N≤ 1)
35	Tentative	GLONASS Radiobeacon Almanac
36	Tentative	GLONASS Special Message
37	Tentative	GNSS System Time Offset
38-58		Undefined
59	Fixed	Proprietary Message
60-63	Reserved	Multipurpose Usage

RTCM SC-104 표준 규격(4)

- **TYPE 1 MESSAGE**
  - 의사거리오차보정, 의사거리변화율 오차보정, 관측시각, 위성 번호, 기준국 ID, 기준국 상태 등

여기서

PR = 오차가 보정된 의사거리

PRM = 사용자가 측정한 의사거리

PRC = 기준국에서 t_0에 보내온 의사거리 오차보정값

RRC = 기준국에서 t_0에 보내온 의사거리 변화율 오차보정값

RTCM SC-104 표준 규격(5)

FIRST WORD OF EACH MESSAGE

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
Preamble										Message Type								Station ID										Parity	

SECOND WORD OF EACH MESSAGE

Modified Z-Count																Seq No	Length of Frame	Station Health	Parity										

PREAMBLE : 시작임을 알려주는 부분 (0110110으로 고정)
MESSAGE TYPE : 메시지 타입을 가르키는 부분
STATION I.D. : 기준국의 고유 번호
MODIFIED Z-COUNT: 메시지가 만들어진 시간
SEQUENCE NO. : 프레임 동기화에 사용
LENGTH OF FRAME : 프레임의 길이 (타입과 관측된 위성수에 따라 변화)
STATION HEALTH : 기준국의 상태

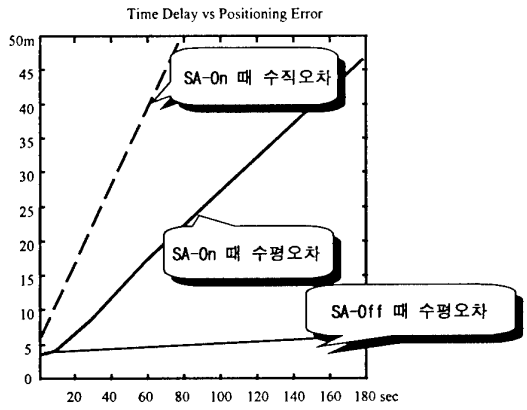
RTCM SC-104 표준 규격(6)

Type 1 Message

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
SF	UDRE	Sat ID						Pseudorange Correction																			Parity		
Range-Rate Correction										Issue of Data										SF	UDRE	Sat ID					Parity		
Pseudorange Correction																				Range-Rate Correction							Parity		
Issue of Data								SF	UDRE	Sat ID										PRC (Upper Byte)							Parity		
PRC (Lower Byte)										Range-Rate Correction										Issue of Data							Parity		
Range-Rate Correction										Issue of Data										FILL							Parity		
Issue of Data										FILL																	Parity		

SF : Scale Factor
SAT ID : 위성의 고유 번호
PRC : 의사 거리 보정항
UDRE : 의사거리 보정항의 불확실성
IOD : 궤도, 시간 변수들이 생성된 때
RRC : 의사거리 변화율 보정항

오차보정율과 위치 오차



기준국 설계 시 고려할 점

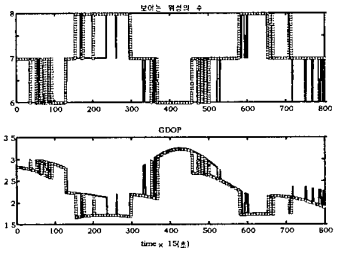
- 대상 시스템 및 목표로 하는 정밀도
- 서비스 영역
- 데이터 링크: **VHF, UHF,** 위성, 의사위성
- 기준국 수 : 단일 기준국, 다중 기준국

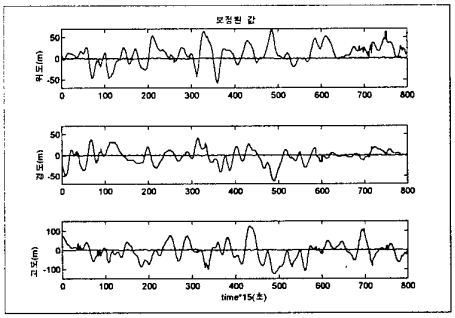
- 기준국 및 사용자 장비 : 수신기 및 통신 장비
- 기준국 시계 : **Quartz, Rb, Cs**
- 모니터링 환경 : 마스킹 각도, 다중경로 환경

- 오차 보정 형태 : 의사거리, 위치
- 소프트웨어 : 알고리즘 종류와 형태
- 갱신주기 : 최종 오차와 직접 관계
- 보정메세지 형태 : **RTCM SC-104** (버전), 기타

정적 위치측정 실험 : 절대위치측정 I

(서울 건국대 **vs** 대전 천문대)

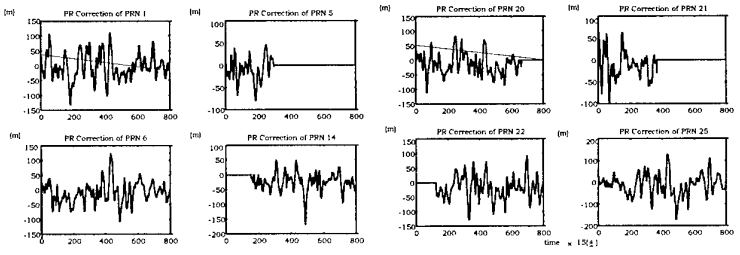




정적 위치측정 실험 : 절대위치측정 I

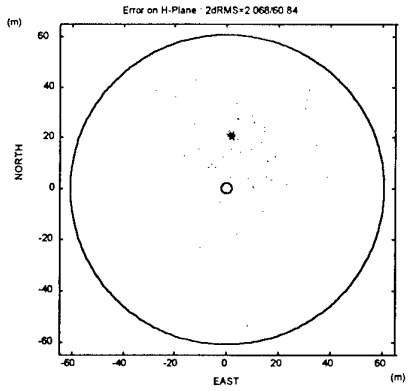
(서울 건국대 **vs** 대전 천문대)

기준국에서의 의사거리 보정치



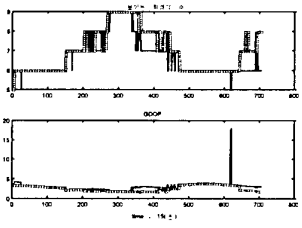
정적 위치측정 실험 : 절대위치측정 I

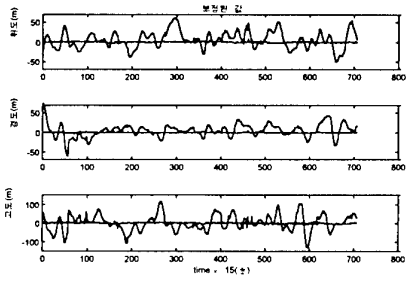
(서울 건국대 **vs** 대전 천문대)



정적 위치측정 실험 : 절대위치측정 II

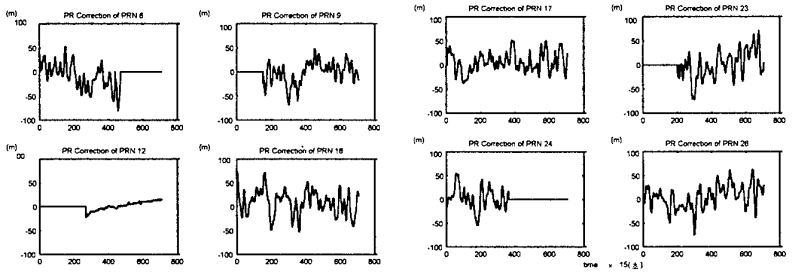
(서울 건국대 **vs** 부산 공업대)





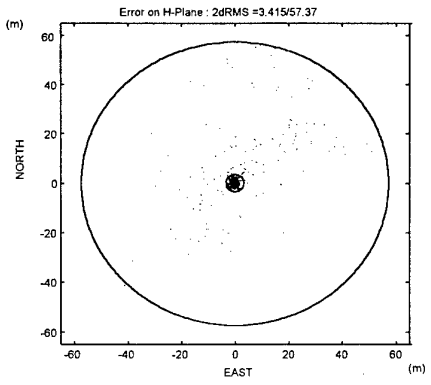
정적 위치측정 실험: 절대위치측정 II

(서울 건국대 **vs** 부산 공업대)



정적 위치측정 실험 : 절대위치측정 II

(서울 건국대 **vs** 부산 공업대)



정적위치측정 실험 요약
(서울 건국대 기준국)

		서울 기준국 vs 대전 천문대	서울 기준국 vs 부산공업대
기저선 길이		130 km	300 km
수평면 오차 (2drms)	GPS	60.84 m	57.37 m
	DGPS	2.068 m	3.415 m
고도오차 (2σ)	GPS	114.12 m	96.64 m
	DGPS	3.086 m	6.848 m

정적 위치측정 실험 : 상대거리측정
(건국대 공과대학 옥상의 두 지점)

	평 균	2σ
Standalone GPS	101.9571m	41.5886m
DGPS	91.0482m	1.7016m
광파거리측정기	91.2533m	

* 광파거리측정기 : TOPCON GTS-2B, 오차범위 $2x10^{-6}$ D cm

동적위치측정
(건국대학교 주행 : GPS)



국가지정연구실 National Research Lab.

건국대학교 **GPS** 시스템 연구실

동적위치측정
(건국대학교 주행 : DGPS)



국가지정연구실 National Research Lab.

건국대학교 **GPS** 시스템 연구실

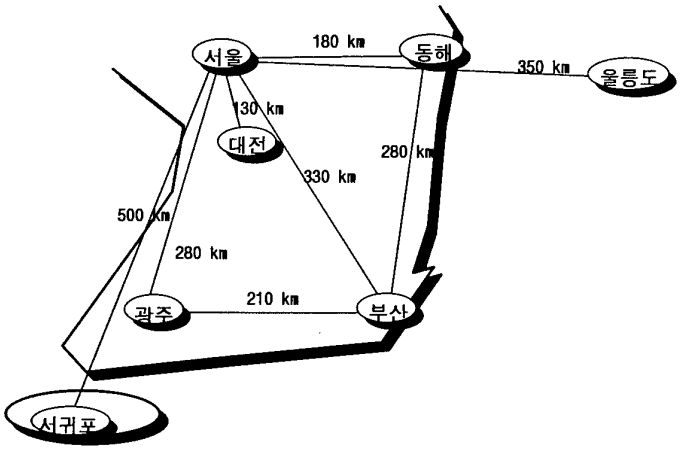
단일 기준국과 다중 기준국 **DGPS**

- 단일 기준국 **DGPS**
  - ▯ 하나의 기준국에서 오차보정 데이터 생성
  - ▯ 기준국과 사용자와의 거리가 멀어지면 정밀도 저하 **(1cm/Km)**
  - ▯ 일정한 정밀도를 보장해주는 서비스 영역이 제한
- 다중 기준국 **DGPS**
  - ▯ 여러 기준국에서 오차보정 데이터 생성
  - ▯ 기준국 망을 형성하여 보다 광범위한 지역 서비스 가능
  - ▯ 보다 견실한 시스템의 구성 (기준국의 고장을 감지, 복구 가능)

상용화된 다중 기준국 시스템

이 름	업 체	서비스지역	알고리즘
AQCCPOINT	AQCCPOINT Communication Corporation	미국	측정 영역 알고리즘
OMNISTAR	JOHN E.CHANCE & ASSOCIATES	미국,멕시코 캐나다	
SkyFix	RACAL SURVEY LTD	해양(전세계)	
EAGLE	Differential Correction Inc(DCI)	미국	상태공간영역 알고리즘
WAAS	THE US FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION	미국	
STARFIX	JOHN E.CHANCE & ASSOCIATES	미국,멕시코 캐나다	위치 영역 알고리즘

다중 기준국 **DGPS** 시스템 실험 **(1)**

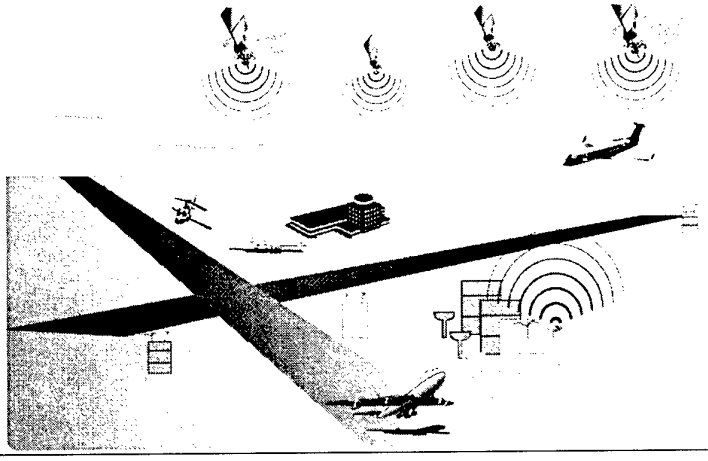


다중 기준국 **DGPS** 시스템 실험 **(3)**

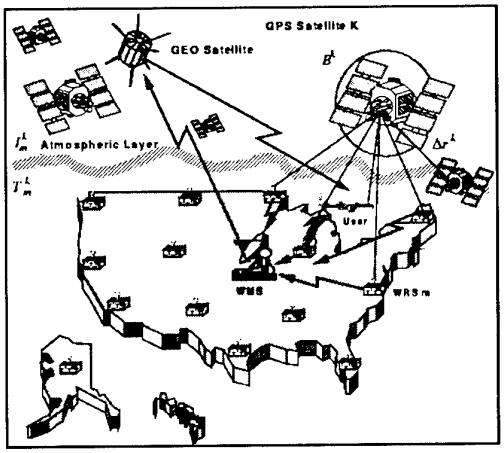
- 대전 사용자 위치

기준국	단일 기준국	다중 기준국	
	서울	서울-광주-부산-동해	
2drms(m)	2.55	MVA	건국대 방법
		1.52	1.16

LAAS (Local Area Augmentation System)



WAAS (Wide Area Augmentation System)



활 용 분 야

- 항공기의 착륙 계기 : **DGPS**가 고도를 정밀하게 측정
  - 기존의 **ILS, MLS** 등 장비보다 가격이 매우 저렴
  - 헬리콥터 운행
- 좁은 운하 항해, 항구 접근
- 교통관제, 물류관제, **ITS (Intelligent Transportation System)**
- 측지**(Surveying), GIS** 응용
- 지구 과학
  - 지진연구, 지각운동 연구
- **GPS** 감시와 경고 : **Integrity Monitoring**

활 용 전 망

- **SA** 제거 후에도 계속적으로 필요한 분야 존재
- 비교적 저렴한 가격으로 높은 정밀도
  - 위치정보를 필요로 하는 다양한 분야에 응용
- 민간 기구를 중심으로 활발히 응용될 전망
- 반송파 등을 같이 사용하면 수 **cm ~ mm**정도의 정밀도 가능
- 이용에 따른 신뢰성 문제 선결이 필요
  - **GPS** 시스템, 데이터 전송 시스템의 안정이 중요
  - 다른 위치정보제공 시스템과 연계가 필요
- 우리나라 실정에 맞는 시스템 구축을 위한 연구가 필요

DGPS관련 참고 문헌

1. FAA GPS Product Team, *http://gps.faa.gov/*
2. 미국 해안경비대, *http://www.navcen.uscg.mil/gps/*
3. 미국 GPS 위원회 (IGEB) *http://www.igeb.gov/*
4. Navtech GPS Supply의 홈페이지 *http://www.navtechgps.com/*
5. 네델란드 델프트 공대 홈페이지 *http://www.geo.tudelft.nl/map/*
6. 캐나다 New Brunswick 대학의 Langley 교수 홈페이지
   http://www.unb.ca/GGE/Personnel/Langley/Langley.html
7. B. Hofmann-Wellenhof *et al*, *Global Positioning System : Theory and Practice*, Springer-Verlag, Wien, 1994.
8. B.W. Parkinson and J. J. Spilker Jr. (ed.), *Global Positioning System : Theory and Applications*, Vol. I & II, AIAA, 1996.

Wireless Location Technologies & Its Application

2000. 11.

충남대학교 정보통신공학부
지능항체연구실
성 태 경
e-mail : tksaint@ivlab.chungnam.ac.kr

Contents

- Introduction
- Wireless Location Technology
  - Principle & classification
  - Limitation and alternatives
- Network-assisted GPS
  - Principle
  - Case studies
    - Snaptrack
    - SiRF
    - Qualcomm

Introduction

- **Personal navigation**에 대한 저변 및 요구가 증대
  - **Wide deployment of Wireless network**
    - **Cellular, PCS, TRS, IMT2000**
    - **Wireless data communication infra including internet access**
  - **Need for Personal navigation**
    - **Safety**
      - **Wireless 911, Anti-kidnapping, etc.**
    - **Location-based commerce**

Introduction

- **E-911(Enhanced 911) in U.S.**
  - **Wireless 911 calls represent about 43% of all 911 calls**
  - **More than 25% could not identify their location**
  - **FCC mandate to locate emergency mobile telephone calls (CC Docket No. 94-102, Sep/1999, www.fcc.gov)**
  - **Two phase implementation to be completed**
    - **Phase I : location of cell site/ or sector(by Apr/1998)**
    - **Phase II : location of users with an accuracy of the followings(by Oct/2001)**
      - **Network-based solution : 100m for 67%, 300m for 95% of calls**
      - **Handset-based solution : 50m for 67%, 150m for 95% of calls**

Introduction

- Other applications of wireless location
  - Location-based commerce
    - Location-based billing
    - Location-based yellow page
  - Traveler information
    - Personal navigation aids
    - Vehicle navigation & route guidance
  - Fleet management
  - Tracking
    - Asset tracking for freight carriers
    - Personal tracking, child tracking

Introduction

- Wireless location의 필요성
  - GPS
    - Good positioning accuracy
    - Limited in open sky(outdoor)
    - Long TTFF(time-to-first-fix)
    - Needs an additional equipment in MS(mobile station)
  - Wireless Location
    - Positioning using existing cellular network
    - No additional equipment in MS
      - Efficient solution for personal navigation
    - Indoor positioning capability
    - Accuracy limitation

Wireless Location Technology

Wireless Location Technology

- **Radiolocation**
  - **Location derived from simple geometric relationships**
  - **2 types of location system**
    - **Reverse link location : remote positioning**
      - **BSs received signal from MS**
      - **No additional equipment in MS**
      - **Complexity added to network**
      - **Security & Privacy problem**
    - **Forward link location : self positioning**
      - **BSs received signal from MS**
      - **Minor revision in MS**
      - **No additional equipment in network**

Wireless Location Technology

- Radiolocation(cont'd)
  - 3 types of measurements
    - Signal strength
    - AOA(angle of arrival)
    - Time-based
      - TOA(time of arrival)
      - TDOA(time difference of arrival)

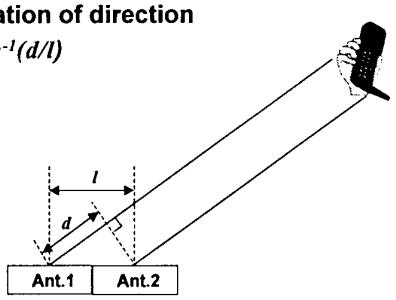
Wireless Location Technology

- Signal strength
  - Empirical propagation models describe signal attenuation with distance
  - Several models for macro-, micro-, and pico-cell
  - Signal attenuation : proportional to d^{-b}
  - Noise sources : shadow fading, multipath fading
  - Very inaccurate in multi-path fading with empirical models

Wireless Location Technology

- AOA(direction finding)
  - Need antenna arrays or directional antennas
    - Calculation of direction

$a=sin^{-1}(d/l)$

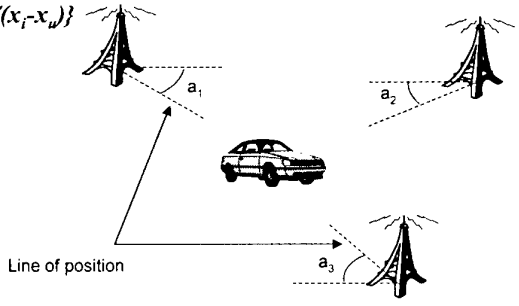


Array antenna

Wireless Location Technology

- AOA(cont'd)
  - Location at intersection of straight lines of position
  - Measurement

$a_i=tan^{-1}\{(y_i-y_w)/(x_i-x_w)\}$

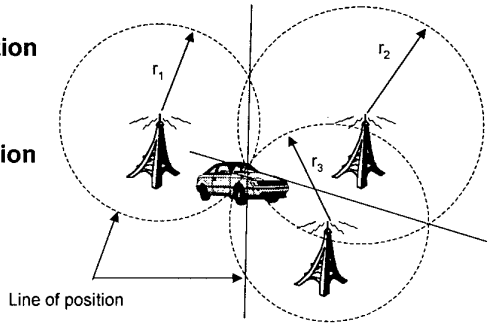


Wireless Location Technology

- AOA(cont'd)
  - Solution
    - Usually 2D solution
    - Needs more than 2BSs for 2D solution
  - Environment dependent : scatter effects
    - Macrocell
      - Ring of scatters : good accuracy
    - Microcell
      - Elliptical and dual scatter models : bad accuracy

Wireless Location Technology

- Time-based methods
  - Time synchronization of network is required
  - TOA
    - Line-of position
      - Circle
    - Location
      - Intersection Of LOP



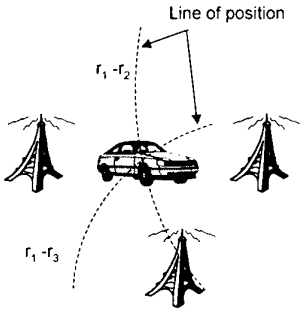
Wireless Location Technology

- TOA
  - Measurement
    - Travel time t_d

      $ct_{di}=r_i=\{(x_i-x_u)^2+(y_i-y_u)^2\}^{1/2}$
  - Solution of TOA
    - MS Clock may have bias
    - Needs more than 4 BSs for 3D solution
    - Linearized LS(least square)

Wireless Location Technology

- Time-based methods(cont'd)
  - TDOA
    - Differencing between BS
    - Line of position
      - Hyperbola
    - Location
      - Intersection of LOP



- TDOA
  - Measurement
    - Travel time t_d

      $ct_{dik}=r_{ik}=\{(x_i-x_u)^2+(y_i-y_u)^2\}^{1/2}-\{(x_k-x_u)^2+(y_k-y_u)^2\}^{1/2}$
  - Solution of TOA
    - MS Clock bias is eliminated
    - Needs more than 4 BSs for 3D solution
      - More than 3 measurement equations
    - Linearized weighted LS
    - Analytic solution for 3 or 4 BSs

Wireless Location Technology

- Time-based methods(cont'd)
  - Linearized LS solutions of TOA and TDOA are equivalent
    - Same position estimate
    - Same error covariance
  - Error sources
    - Multipath fading
    - NLOS(non-line-of-sight) propagation
      - Typically 400-700m
    - MAI(multiple-access interference)
      - Near-far effect(by power control)
      - Particularly in CDMA system

Wireless Location Technology

- Limitation in wireless location
  - Hearability
    - For wireless location, 3(2D) or 4(3D) BSs should be related
    - Hard to hear from 3 or 4 BSs in large portion of cellular coverage areas
  - Accuracy
    - By multipath, MAI, and NLOS, positioning error is much larger than GPS

Wireless Location Technology

- Alternatives
  - Network Assisted GPS
    - GPS positioning assisted by wireless network
    - Assistance from network : Timing, Doppler, MS clock correction, visible SVs PRN No., ephemeris(SV position), PR correction, etc.
    - Fast TTFF, Indoor capability
  - Hybrid method
    - AOA+TOA/TDOA
    - TOA/TDOA+GPS(including network assisted)

Wireless Location Technology

ν Location Service Categories

Category 1 Basic Service Level	Location of all handsets, including legacy, based on cell or improved cell accuracy
Category 2 Enhanced Service Level	Location of all new handsets with improved accuracy at a reasonable cost
Category 3 Extended Service Level	Location of new handsets with high accuracy and higher (compared to *Category 2*) cost with customer choice

Wireless Location Technology

ν Categories Mapping

System	Category	Location Technology
GSM	1	Improved CI location method. The improved CI location method utilizes in addition to CI information e.g. TA and other GSM specific measurement data. This accuracy category can be implemented without changes to MS.
	2	GSM specific E-OTD (MS assisted/based) positioning technology, which is, standardised for GSM Release'98.
	3	The MS Based GPS concept which is standardised for GSM Release'98.
TIA/EIA -136	1	Cell coverage based method, which is already included in ANSI-136.
	2	Currently no support in TIA/EIA-136 C standard exists for this category.
	3	MS Based GPS location concept that is standardised for TIA/EIA-136 C. Recognising the commonalties and convergence in TIA/EIA-136 and GSM, the TIA/EIA-136 implementation of NW Assisted MS Based GPS location technology is harmonised with the GSM GPS concept to the greatest extent practical.
IS-95	1	CI based method, which is standardised for TIA/TR45.2 IS-41.
	2	IS-95 specific AFLT (MS assisted/based) position technology, which is standardised for TIA/IS-801.
	3	MS Based GPS concept which is standardised for TIA/IS-801.

Wireless Location Technology

- **Related Companies**

Company	Technology
TruePosition	TDOA
Cell-Loc	TDOA
Grayson wireless	TDOA
Lockheed Sanders	TDOA
SnapTrack	Cellular Aided GPS
US Wireless	Multipath fingerprint
SigmaOne	AOA
Cambridge Positioning Systems	Cross Correlated TDOA
Harris Corporation	MicroTrax
Corsair – Phonetrack	AOA/TDOA

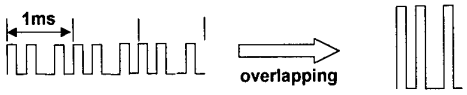
Network Assisted GPS

Network Assisted GPS

- **Main concept**
  - **Limitation in GPS positioning**
    - **Long TTFF in cold or warm start**
    - **Positioning only when open sky(outdoor) is provided**
  - **Assistance from wireless network**
    - **Time assistance**
      - **In CDMA cellular, GPS time is used as reference**
    - **Frequency assistance**
      - **MS clock drift can be compensated by cellular carrier tracking**
    - **Doppler/position assistance**
      - **SV Doppler is provided from a location server that is attached to cellular network**
      - **SV ID, ephemeris, PR correction from location server**

Network Assisted GPS

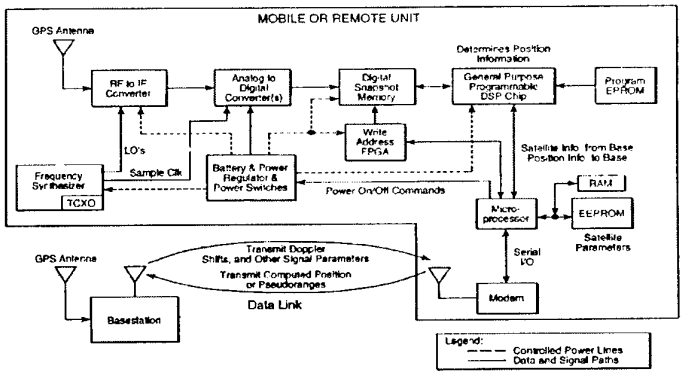
- **Main concept(cont'd)**
  - **Solution**
    - **Fast TTFF : Using assistance data(time, ephemeris, frequency, Doppler)**
    - **Sensitivity**
      - **Using frequency assistance, MS clock drift can be compensated**
      - **By multiple convolution(multiple PN sequence set), sensitivity is increased**



      - **By GPS navigation data, # of overlapping PN sequence is limited**

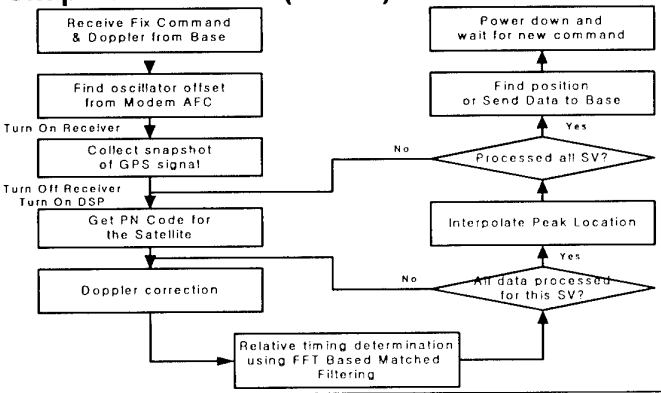
Network Assisted GPS

ν **SnapTrack Solution**



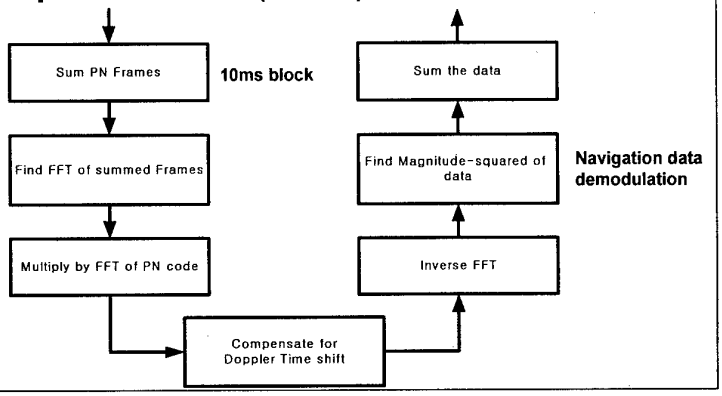
Network Assisted GPS

ν **SnapTrack solution(cont'd)**



Network Assisted GPS

ν **SnapTrack solution(cont'd)**



Network Assisted GPS

ν **SnapTrack solution(cont'd)**

- υ **Fast TTFF**
  - o **Network assisted Doppler**
  - o **GPS local oscillator calibration using BS carrier**
- υ **Sensitivity**
  - o **Multiple convolution : use 10ms block**
  - o **GPS local oscillator calibration using BS carrier**
- υ **Time assistance**
  - o **Time from BS : Time tag**
  - o **Correlation results to PDE(position determination entity) with time tag**
- υ **Low Power Consumption**

Network Assisted GPS

- SnapTrack solution(cont'd)
  - PDE(position determination entity)
    - Attached to BSC or MSC
    - Find exact position with
      - Ephemeris
      - Correlation result from MS
      - Time index for measurements from MS
      - PR correction if necessary

Network Assisted GPS

- SiRF
  - Wireless Aided GPS(WAG) technology + SiRF's GPS receiver technology
  - Fast TTFF
    - Network assisted time and Doppler information
    - Uncertainty is reduced to about 10us and 150Hz
    - Drastically reduces the size of the receiver's search
      - Network assisted time and Doppler information
      - Uncertainty is reduced to about 10us and 150Hz

Network Assisted GPS

- SiRF (cont'd)
  - High sensitivity
    - Provides satellite position information or ephemeris
    - Cell phone clock sharing with GPS
    - Reduce the integration time per dwell
      - If navigation bit transition information available
        → Integration time up to 20ms
      - If bit phase information available
        → Integration time beyond 20ms
  - Low power consumption
    - SiRF's TricklePower techniques

Network Assisted GPS

- SiRF (cont'd)
  - Robustness to assistance information inaccuracy
    - SiRFstar architecture feature a large number of satellite-searching correlators.
  - Supports various kinds of location mode
    - Network centric, network assisted, and autonomous mode
    - Can reduce Wireless Geolocation Server computing load
    - Flexible enough to accommodate a "broadcast type" of location assistance information

Network Assisted GPS

- SiRF (cont'd)
  - "Network Centric" mode : remote positioning
    - Location computation is made at the server
    - Acquisition assistance can be high level(almanacs) or low level(code phase and carrier frequency)
    - GPS in MS deliver only some variation of pseudorange
  - "Network Assisted" mode : self positioning
    - Location computation is made at MS
    - Stand-alone or DGPS position is sent back to the server
  - "Autonomous" mode : no assistance
    - Location is computed locally at MS, and is sent back to the server, with or without DGPS correction
    - Little or no assistance information

Network Assisted GPS

- Qualcomm's solution(MSM 3300)
  - "gpsOne solution"
    - Similar to Snaptrack's solution
    - Time domain correlation
  - Implementation
    - Antenna switch
    - GPS correlation using cellular components

Network Assisted GPS

- **Standards**
  - **TIA/EIA**
    - **IS801 : CDMA cellular signaling standard**
    - **PN3890 : CDMA cellular network entities standard**
  - **ETSI**
    - **GSM spec.**
    - **Being moved to 3GPP**
  - **3GPP(3rd Generation partnership project)**
    - 3G TS 22.071, 3G TS 23.171, 3G TS 25.305
  - **T1P1**
  - **ITU**

Network Assisted GPS

- **E911 Network Reference Model(IS-801)**

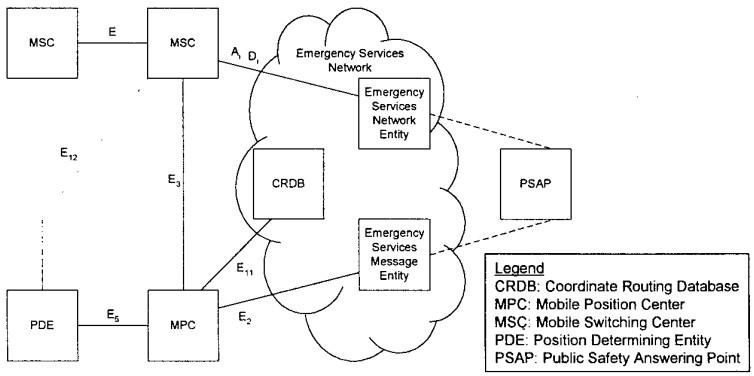
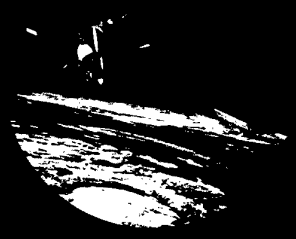


Diagram is from Standard PN-3890, Enhanced Wireless 9-1-1 Phase 2, May 2000

References

- *IEEE communication Magazine*, Apr 1998
- *Revision of commission's rules to ensure compatibility with enhanced 911 emergency calling systems*, CC Docket No. 94-102, FCC, Sep 1999
- *Wireless location in CDMA cellular radio systems*, James J. Caffery, Jr., KAP
- *Location technology survey*, CTIA Bellcore, Jan 1999
- SnapTrack, US Patent 5663734, 5781156, 5812087
- SiRF, "Wireless Assisted GPS SiRF Architecture and Field Test Results," ION GPS workshop, 1999
- *Position Determination Service Standard for Dual-Mode Spread Spectrum Systems*, IS 801, TIA/EIA



International Symposium on GPS/GNSS