

GPS 수신기 데이터의 후처리를 통한 항공기 비행시험 기준궤적 생성

문지현*, 권병문**, 신용설***, 최형돈****

Reference Trajectory Generation of Flight Tests Using an Aircraft through Post-Processing of GPS Receiver Data

Ji-Hyeon Moon*, Byung-Moon Kwon**, Yong-Sul Shin***, Hyung-Don Choi****

Abstract

This paper deals with a post-processing of GPS receiver data in order to acquire a reference flight trajectory of an aircraft test. The flight test using an aircraft that is carried out several times since 2007 is the integrated test to verify the performance of the tracking and communications facilities in Naro Space Center and Jeju Tracking Center. In order to analyze performance of the tracking and navigation equipments, true reference data should be used for performance comparisons. Therefore off-the-shelf commercial GPS receiver, DL-V3 made by NovAtel Inc., is operated on the test to collect the GPS navigation data and the collected data is post-processed by GrafNav which is the off-the-shelf post-processing program made by NovAtel Inc. Through the post-processing of the collected data, a reference trajectory is generated with small error range about several decade centimeter level.

초 록

본 논문에서는 항공기 비행시험의 기준 비행 궤적을 획득하기 위해 수행된 GPS 수신기 데이터의 후처리에 대하여 다룬다. 항공기 비행시험은 나로우주센터의 추적 및 통신 장비의 성능을 검증하기 위해 나로호 탑재 시스템과 지상 장비들에 대해 수행된 통합 시험으로서 2007년부터 수차례 수행되었다. 항공기 시험에서 추적 및 항법 장비의 성능을 분석하기 위해서는 데이터 비교를 위한 참값인 기준 데이터가 반드시 필요하므로 본 논문에서는 이를 위해 성능이 검증된 이중주파수용 GPS 수신기인 NovAtel사의 DL-V3 수신기를 이용하여 비행 데이터를 수집하고, 검증된 후처리 프로그램인 GrafNav로 후처리하여 수십 cm 오차 수준을 가지는 기준 궤적을 생성하였다.

키워드 : 위성항법시스템 (global positioning system), 위성항법수신기(GPS receiver), 비행시험(flight test), 후처리(post-processing)

접수일(2010년5월1일), 수정일(1차 : 2010년 5월 22일, 2차 : 2010년 6월 18일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

* mjhdust@kari.re.kr

** bmkwon@kari.re.kr

*** newys99@kari.re.kr

**** hdchoi@kari.re.kr

1. 서 론

나로호는 과학기술위성 2호를 정해진 궤도로 운송하는 임무를 가진 대한민국 최초의 우주발사체이다. 우주발사체는 일반적으로 지상에서 사용되는 상용제품과 비교하여 발사 및 비행 시에 발생하는 진동, 충격, 열환경, 동특성 등이 매우 극심하고, 1회 발사비용이 천문학적이기 때문에 개발 단계에서 뿐 아니라 개발 완료 후 운용 시에도 각종 조건에 따른 다양하고 엄격한 검증 절차가 필요하다 [1]. 따라서 나로호에 탑재되어 비행시험을 수행하게 되는 온보드(Onboard) 탑재물들은 단품 상태에서의 기능 검증뿐만 아니라 발사 및 비행 환경 조건에서의 성능, 시스템으로의 조립이나 이송, 발사대에서의 운용 등의 조건에 따라 검증 작업을 수행한다 [2]. 비행시험의 성공을 위해서는 나로호 본체 뿐 아니라 발사 후 나로호를 추적하기 위한 지상의 추적 레이더 및 비행 데이터를 송수신하는 역할을 수행해야 하는 통신 장비들에 대해서도 검증 작업이 필요하다. 이를 위한 검증시험으로서 소형 항공기를 이용한 모의 비행시험과 초음속 고등훈련기 T-50을 이용한 비행시험도 수행되었다. 소형 항공기나 초음속 훈련기의 비행 동특성은 나로호 발사체에 비하여 상대적으로 낮은 수준이지만 나로호용 GPS 수신기 시스템을 비롯한 전자탑재 시스템의 실제 운용 경험을 축적할 수 있으며, GPS 수신기의 경우에는 지상에서 수행할 수 있는 차량 시험에서보다 더 큰 동특성을 가지는 항공기에서의 성능을 확인할 수 있다 [3-5].

모의 비행시험에서 운용된 나로호용 GPS 수신기 시스템의 비행 성능을 검증하고, 추가적으로 나로우주센터 추적 장비의 성능을 검증하기 위해서는 데이터의 비교·분석을 위한 보다 정확도 높은 항공기의 기준 궤적이 필요하다. 참고문헌 [6]과 같이 개발된 나로호용 GPS 수신기는 L1 신호만을 이용하여 항법을 수행하기 때문에 실시간 항법 정보뿐만 아니라 후처리된 항법 정보도 정확도에 한계를 가진다. 따라서 성능이 이미 검증된 GPS 수신기인 NovAtel 사의 DL-V3 수신기

를 운용하여 비행 데이터를 수집하였으며, 실시간 항법정보보다 더욱 정확한 비행 궤적을 생성하기 위하여 검증된 후처리 프로그램으로 데이터를 한 번 더 처리하였다. 본 논문에서는 NovAtel 사의 DL-V3 수신기의 후처리 과정 및 결과를 제시하고, 후처리로 재 생성된 데이터가 나로호용 GPS 수신기 시스템의 성능 분석 및 나로우주센터 추적 레이더 장비의 성능 분석을 위한 기준 비행 궤적으로 사용될 수 있음을 보인다.

본 논문의 2장에서는 항공기 비행시험에 대하여 설명하고 나로호용 GPS 수신기 및 DL-V3 수신기의 운용, 비행 데이터의 후처리 과정 및 결과를 기술한 후 3장에서 결론을 맺는다.

2. 본 론

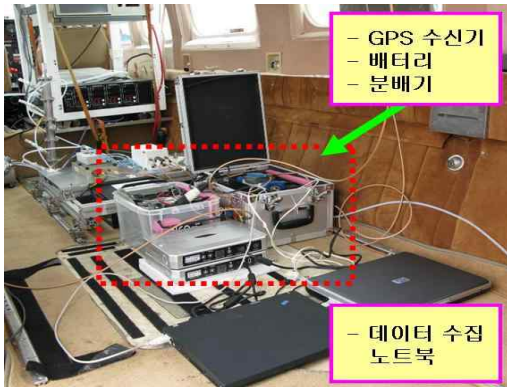
2.1 항공기 비행시험

항공기를 이용한 비행시험은 나로우주센터와 제주추적소에 설치된 텔레메트리 시스템, 추적 레이더, 광학추적장비, 비행종단지령 송신장비 및 다운레인지 시스템 등의 지상장비와 나로호 상단 온보드 시스템과의 RF(Radio Frequency) 성능 및 발사통제 시스템과의 연동 성능을 검증하는 통합 연계시험이다. 이는 2007년부터 시작하여 지금까지 수차례 수행되었으며, 초기 3회를 제외한 모든 시험에서 나로호용 GPS 수신기 시스템을 탑재하여 운용하였다. 나로호용 GPS 수신기 시스템은 소형 항공기가 가지는 동특성 환경에서의 성능 분석 및 추적 장비의 성능 분석을 위한 기준 데이터 제공을 위하여 운용되었으나, 나로호용 GPS 수신기보다 높은 정확도를 가지는 기준 궤적의 필요성이 대두되어 성능이 검증된 상용 GPS 수신기인 NovAtel 사의 DL-V3 수신기를 추가적으로 운용하였다.

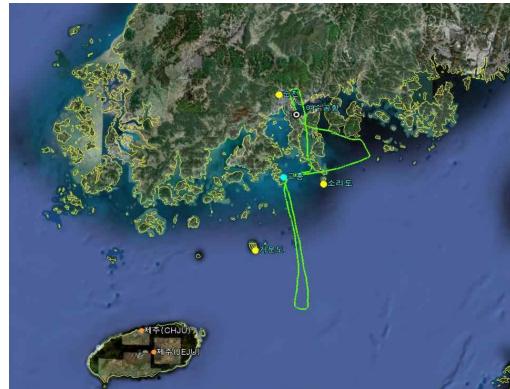
비행시험에 사용된 항공기는 미국 Piper 사에서 제작한 고정익 항공기인 PA 31-350(HL2024)이다. 항공기 내부에 나로호 GPS 수신기 및 상단 전자탑재물을 설치하고, 항공기 외피에 RF 안테나를 설치하여 비행시험을 수행하였다. 항공기의 이륙위치는 김포/제주/김해/여수 등이었으며



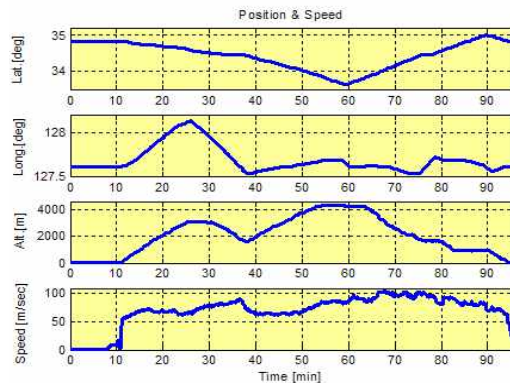
(a) GPS 안테나 설치



(b) 항공기 내부 설치 장비
그림 1. 설치



(a) 항공기 비행 궤적



(b) 위도, 경도, 고도 및 속도
그림 2. 비행 궤적 (14차)

공통적으로 나로우주센터 및 제주추적소 근처의 상공을 비행하며 추적 및 통신장비의 성능검증을 수행하였다. 본 논문에서는 2009년 6월 2일 여수 공항에서 이륙하여 수행된 14차 시험에 대하여 주로 설명한다.

2.2 DL-V3 수신기의 규격 및 운용

DL-V3 수신기는 캐나다의 NovAtel 사에서 제작된 상용 고성능 GNSS 수신기로서, GPS L1 C/A, L2C, L2 P(Y), L5 및 GLONASS L1, L2에 대한 코드 및 반송파 위상 정보를 처리할 수 있다. 또한 CDGPS와 OmniSTAR를 위한 L-Band 처리기능을 가지고 있으며, 최대 72개의 추적채널을 가지고 있다. DL-V3 수신기의 항법 정확도는 L1/L2 이중주파수 모드일 때 정적 수평 위치

오차가 1.5m(RMS)로 매우 우수하며, 데이터를 후처리할 경우에는 보다 정확한 데이터를 획득할 수 있다. 또한 DL-V3 수신기의 데이터 갱신률은 최대 50Hz로 0.02초에 한 번씩 항법정보 및 Raw Measurement를 획득할 수 있다 [7].

14차 항공기 비행시험에서 나로호용 GPS 수신기, DL-V3 수신기, 안테나 및 데이터 수집을 위한 노트북의 설치 모습은 그림 1과 같다. 항공기 시험에서 나로호용 GPS 수신기 시스템의 운용은 참고문헌 [8]과 같이 나로호가 수평 비행하는 경우와 유사하게 GPS 안테나를 설치하였으며, 항공기 상단 외피에 하늘 방향으로 설치된 GPS 안테나는 나로호용 GPS 수신기의 2번 단자 및 DL-V3 수신기의 안테나 단자로 연결되도록 1×2 신호 분배기를 사용하였다. 지평선 방향으로 양

쪽 창에 설치된 1번 및 3번 안테나는 실제 나로호에 탑재되는 GPS 안테나를 사용하였으며, 하늘 방향으로 설치된 2번 안테나는 Antcom 사의 이중 주파수 안테나인 53GO1216A-XT-1을 사용하였다 [9].

DL-V3 수신기로부터 수집된 데이터는 실시간 항법정보, 후처리를 위한 Raw Measurement와 GPS 위성의 궤도 정보인 Ephemeris 데이터이다. 실시간 항법정보는 ECEF 좌표계에 대한 위치 및 속도이며, Raw Measurement에는 Pseudorange, Doppler, 반송파 위상 정보인 Accumulated Delta Range 정보가 포함되어 있다 [8].

14차 비행시험에서 나로호용 GPS 수신기 및 DL-V3 GNSS 수신기는 이·착륙 구간 및 약 85분의 비행 구간에서 정상적으로 운용되었다. 비행 궤적은 그림 2의 (a)와 같으며, 위도, 경도, 고도 및 속도의 변화는 그림 2의 (b)와 같다. 그림 2와 같이 14차 시험에서 항공기는 약 4,350m의 최고 고도에 도달하였으며, 최대 약 106.5m/sec의 속도로 비행하였다.

2.3 데이터의 후처리

항공기 비행시험에서 획득한 DL-V3 수신기 데이터는 NovAtel 사의 상용 후처리 프로그램인 GrafNav를 이용하여 후처리되었다 [10]. 기본적으로 GPS를 이용하여 계산된 항법정보에는 GPS 위성의 궤도정보 오차 및 시계 오차, 전리층 및 대류층 오차, 수신기의 시계 오차, 멀티패스 (Multipath) 오차 등이 포함되어 있다 [11]. GPS 데이터의 후처리는 이러한 오차들을 제거하는 처리 과정으로 상대 측위 기법이 많이 사용되며 GPS 위성에서 송신되는 반송파 위상 정보는 다음과 같다 [12].

$$\Phi = \rho + c(dt - dT) + \lambda N - \delta_I + \delta_T + \delta_E + \delta_M + w \quad (1)$$

- Φ : 반송파 위상 [m]
- ρ : 위성과 사용자 간 실제 거리 [m]
- c : 빛의 속도
- dt : 위성 시계오차

- dT : 수신기 시계오차
- λ : 파장
- N : Carrier의 사이클 수, Ambiguity
- δ_I : 이온층 지연오차
- δ_T : 대류층 지연오차
- δ_E : 위성 궤도오차
- δ_M : 멀티패스 오차
- w : 수신기 잡음

수식 (1)로 주어진 반송파 위상 정보에서 이미 알고 있는 기지국 정보를 이용하여 공통 위성에 대한 위성의 시각 오차항을 제거하거나, 공통 수신기에 대한 수신기의 시각 오차항 및 이온층/대류층 오차항을 제거하는 등 공통적으로 포함되어 있는 오차를 제거하여 정확도를 향상시키는 방식의 처리 방식을 상대측위 기법이라고 한다. 상대측위 기법을 이용하여 수집된 반송파 위상 측정치로부터 반송파의 사이클 수인 미지정수 N 을 계산하게 되면 센티미터(cm) 및 밀리미터(mm) 수준까지 정확도가 크게 향상된다. 참고로 미지정수 계산 기법은 참고문헌 [13, 14]에 다양하게 소개되어 있다.

상대측위 기법은 크게 후처리 상대측위 기법과 실시간 이동측위 기법으로 나뉜다. 후처리 상대측위 기법이란 정밀위치를 알고 있는 기준국과 사용자가 동시에 GPS 관측을 수행하여 후처리로 사용자의 정확도를 향상시키는 방법으로 실시간으로 이루어지지 않는으나, 실시간으로는 사용할 수 없는 여러 가지 보정 데이터들을 사용하여 밀리미터(mm) 수준의 정밀도를 얻을 수 있는 기법이며, 실시간 이동측위 기법은 정밀한 위치를 확보한 기준점에서의 반송파 오차 보정치를 사용자에게 전송함으로써 사용자가 실시간으로 센티미터(cm) 수준으로 정밀한 관측치를 얻을 수 있게 하는 기법이다. 본 논문에 제시되어 있는 14차 시험의 기준계적의 생성을 위해 후처리 상대측위 기법이 사용되었으며, 이륙 지점인 여수공항의 북서쪽에 가장 가까이 위치한 순천 기준국의 데이터가 사용되었다.

GrafNav 프로그램에서는 사용자 및 기준국의 관측 데이터를 바탕으로 순방향 및 역방향 칼만

필터(Kalman Filter)를 이용하여 후처리가 수행되며, Carrier의 사이클 수인 미지정수를 결정하는 자체적인 알고리즘인 KAR(Kinematic Ambiguity Resolution)도 수행된다 [10].

낮은 고도각(Elevation Angle)으로 수신되어 항법해의 정확도를 떨어뜨리는 위성신호를 후처리 계산에서 배제하기 위해 마스크각(Mask Angle)을 10° 로 설정하였고, 실시간으로는 제공되지 않으나 최대 2주 후에 제공되는 GPS 위성의 정밀 궤도 및 시계 정보를 사용하여 후처리 데이터의 정확도를 높이고자 하였다. 참고로 실시간으로 제공되는 방송용 궤도정보 및 시계오차는 각각 최대 160cm 및 7ns 수준인 반면 정밀 궤도 및 정밀 시계 오차는 각각 5cm 미만, 0.1ns 미만의 정확도를 가지는 것으로 알려져 있다 [13].

2.4 후처리 결과

본 장에서는 14차 비행시험에서 수집된 DL-V3 수신기 데이터의 후처리를 통해 도출된 다양한 처리결과를 제시하여 후처리된 데이터가 비행시험의 정확도 높은 기준 궤적 데이터로서 충분히 사용될 수 있음을 보인다.

후처리된 데이터는 그림 3과 같이 Quality Factor, Combined Separation, Number of Satellites, Estimated Position Standard Deviation, Estimated Velocity Standard Deviation, Distance Separation의 6가지로 구분하여 제시되어 있다.

Quality Factor는 후처리된 데이터의 품질을 나타내는 6단계(1 ~ 6)의 지표로서 숫자가 낮을수록 데이터의 품질이 좋음을 나타낸다. Quality가 1인 항법해는 Carrier의 미지정수가 해결된 정수해(Fixed Solution)로 0.0 ~ 0.15m의 정밀한 오차범위 내에 있으며, 실수해(Float Solution)로서 Quality 2 또는 Quality 3인 데이터는 각각 0.05 ~ 0.40m, 0.2 ~ 1.0m의 오차범위를 가진다. 14차 시험에서는 데이터 대부분의 구간에서 미지정수가 해결되어 0.10m 이내의 오차범위를 갖는 Quality 1의 항법해가 제공되고 있다.

Combined Separation은 순방향 처리 결과와 역방향 처리 결과의 차이를 나타내며, 각 방향에

대한 계산 결과의 차이가 크지 않아야 계산된 항법해의 신뢰도가 높다고 판단한다. 14차 시험에서 Combined Separation은 수평 방향으로 0.05m 미만, 수직 방향으로 0.14m 미만으로 각 방향 계산의 차이가 L1에 대한 한 파장의 길이인 19cm 보다 작은 수준으로 매우 유사하게 계산되었음을 알 수 있다.

Number of Satellites는 항법해 계산에 사용된 사용자와 기준국 간의 공통 위성의 개수를 나타내며, 14차 시험에서는 전 구간에서 8개 이상으로 위성 상태가 매우 좋음을 알 수 있다.

Estimated Position Standard Deviation은 위성 배치, 측정치 정확도, Cycle Slip 등을 이용하여 칼만 필터에서 계산된 위치에 대한 표준편차를 말하며, Estimated Velocity Standard Deviation은 예측된 속도의 표준편차를 의미한다. 14차 시험에서 위치 표준편차는 0.00 ~ 0.10m 범위의 데이터가 98.9%를 차지하고 있으며 나머지 1.1%가 0.10 ~ 0.30m의 범위를 가진다. 속도 표준편차는 전 구간에서 0.65m/sec 이내로 나타나고 있다.

Distance Separation은 기준국과 사용자간 기선 거리를 의미하며, 일반적으로 거리가 가까울수록 후처리 데이터의 품질이 향상되고 거리가 멀어질수록 품질이 저하된다. 14차 시험에서 기준국과의 수평거리는 최대 146.144 km, 최소 6.392km를 나타내고 있으며, 기선 거리의 증가 및 감소에 따라 위치 표준편차의 증감 경향에 영향을 주는 것을 볼 수 있다.

3. 결 론

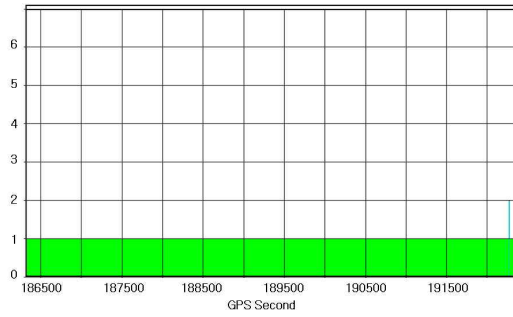
본 논문에서는 나로우주센터 및 제주추적소에 위치한 지상 추적 장비 및 통신 장비의 성능 검증을 위해 수행된 항공기 시험에서 보다 정확하고 정밀한 비행 궤적을 획득하기 위하여 운용된 NovAtel사의 DL-V3 GNSS 수신기 데이터의 수집 및 데이터의 후처리에 관하여 기술하였다.

DL-V3는 상용 고성능 GNSS 수신기로서 실시간으로 계산된 항법해도 매우 우수한 특성을 갖

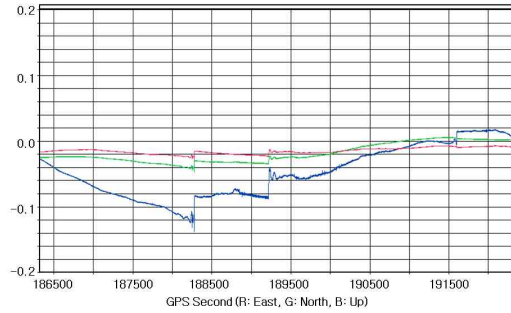
고 있으나, 실시간 데이터보다 더욱 정확하고 신뢰도 높은 데이터를 생성하기 위하여 NovAtel사의 GrafNav 프로그램으로 후처리하여 데이터를 재 생성하였다. GPS L1/L2 이중주파수 측정치를 수집하여 처리된 14차 비행시험 데이터의 후처리를 통해 대부분의 구간에서 Carrier의 미지정수가 계산되었으며, 0.0 ~ 0.15m의 정밀한 오차 범위를 가지는 Quality 1의 데이터가 생성되었다. 계산에 사용된 위성의 개수도 최적이었으며, 위치 및 속도의 표준편차는 각각 0.15m, 0.65m/sec 이하로 양호한 결과를 보여주고 있다. 이처럼 후처리 과정을 통해 생성된 데이터는 나로호용 GPS 수신기의 성능분석을 위한 기준 체계적으로 사용되었으며, 나로우주센터 및 제주추적소의 추적 레이더 장비의 성능분석을 위한 기준 데이터로 활용되었다 [3-5, 16].

참 고 문 헌

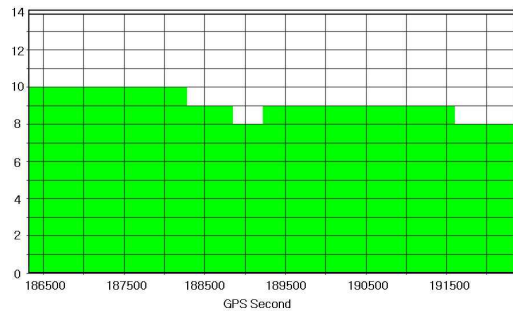
1. 전영두, "KSLV-I 상단부 콤포넌트 환경시험 조건(SP51400PA00000-0001)", *한국항공우주연구원 내부자료*, 2004.
2. 전영두, "KSLV-I 상단부 비행1호기 개발계획", PN11000PA00000-0015, *한국항공우주연구원 내부자료*, 2007.
3. 권병문, 문지현, 신용설, 최형돈, "항공기를 이용한 비행시험에서 KSLV-I GPS 수신기 시스템의 정확도 분석", *제10회 우주발사체기술 심포지움*, 2009.
4. 권병문, 문지현, 신용설, 최형돈, 김주년, "항공기를 이용한 위성발사체용 GPS 수신기 시스템의 성능시험", *한국항공우주학회 춘계학술발표회*, 2009.
5. 문지현, 권병문, 신용설, 최형돈, "항공기 비행시험에서 KSLV-I GPS 수신기 시스템의 실시간 및 후처리 데이터 분석", *제16차 GNSS Workshop*, 2009.
6. 최형돈 외, 위성발사체 탑재시스템 정밀도 및 신뢰도 향상 기술연구, *한국항공우주연구원*, 2003 ~ 2007.
7. DL-V3 User Manual, OM-20000119, *NovAtel Inc.*, 2007.
8. 권병문, 문지현, 최형돈, "수평비행 중인 위성발사체에서 GPS 수신기 시스템의 가시영역 분석과 운용 시험", *한국항공우주학회 춘계학술발표회*, 2006.
9. Active or Passive L1/L2 GPS Antennas, *Antcom Corporation*, 2006.
10. GrafNav/GrafNet User Guide, OM-20000105, *NovAtel Inc.*, 2008.
11. B. W. Parkinson, J. J. Spilker, P. Axelrad, *Global Positioning System: Theory and Applications*, AIAA, Washington, DC. 1996.
12. 박찬식, "GPS 반송파 위상신호를 이용한 자세결정", *서울대학교 박사학위 논문*, 1997.
13. Peter J. G. Teunissen, Alfred Dleusverg (Eds.), *GPS for Geodesy*, Springer, 1997.
14. 이대규, 성태경, "OTP 정밀측위를 위한 신속한 미지정수 결정 방법", *제어자동화시스템 공학 논문지*, 제10권, 제5호, pp. 458-463, 2004.
15. <http://igsb.jpl.nasa.gov/components/prods.html>, 검색일: 2010년 5월 20일.
16. 심형석, "제 14차 우주센터 경항공기 탑재 비행시험의 TSPI 결과 및 FSIS 운영 결과 분석 (TR41300PA00000-0013)", *한국항공우주연구원 내부자료*, 2009.



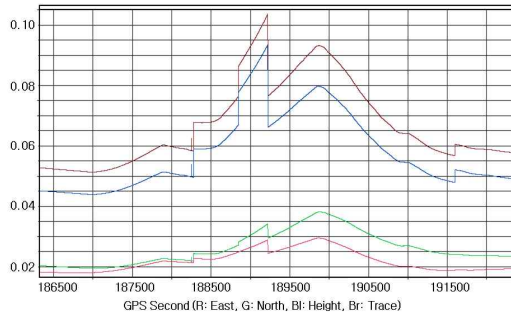
(a) Quality Factor



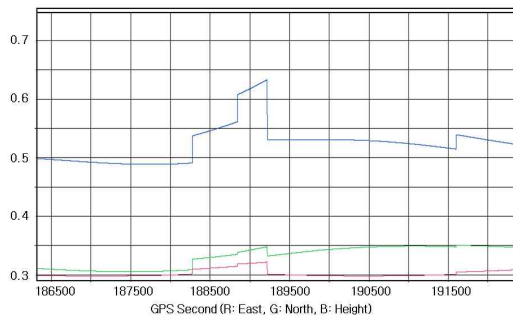
(b) Combined Separation [m]



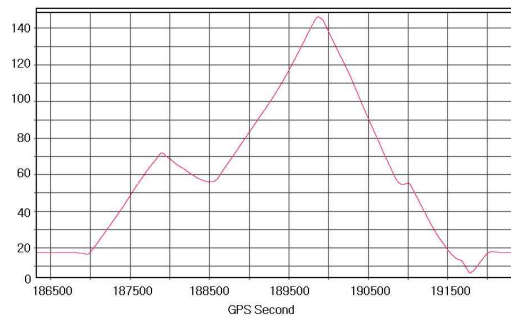
(c) Number of Satellites [EA]



(d) Estimated Position StdDev. [m]



(e) Estimated Velocity StdDev. [m/sec]



(f) Distance Separation [km]

그림 3. 후처리 결과 (14차)