

정밀궤도결정 시스템 (Precision Orbit Determination System)

글/윤재철 yjch@kari.re.kr, 신재민, 문홍열,
이진호, 천용식, 최해진

한국항공우주연구원, 아리랑위성 5호 사업단

2. SLR 및 DORIS 추적 시스템

1. 서론

SAR (Synthetic Aperture Radar) 및 고해상도 광학 카메라와 고정밀 레이더 및 레이저 고도계가 탑재된 위성들에 의해서 수행되는 영상 획득 임무나 정밀 지구 모델(model) 탐색 임무들은 매우 높은 위성의 위치 정밀도를 요구한다. 이런 위치 정밀도 요구사항을 만족시키기 위해서는 우주 공간에서 인공위성이 받는 힘들을 정밀하게 구현한 위성 동역학 모델, 관측 오차를 최소화시키기 위해 유도한 관측 모델, 그리고 위성의 상태 벡터 및 여러 모델들과 상관관계를 가지는 파라미터들을 추정하는 필터로 구성된 지상처리 소프트웨어가 개발되어야 하고 그 정밀도가 검증되어야 한다. 지난 20년간 미국 NASA 산하의 GSFC (Goddard Space Flight Center), 미국 텍사스주 오스틴에 소재한 텍사스 대학 (University of Texas at Austin) 산하의 CSR (Center for Space Research), 그리고 미국 캘리포니아 공과대학 산하의 JPL (Jet Propulsion Laboratory) 등에서 기존의 정밀궤도결정 소프트웨어에 적용된 여러 위성 동역학 및 관측 모델들을 더욱더 향상시키고, 표준화시키기 위한 여러 노력들을 해 왔다[1]. 특히, 고도 300~1000 km 사이의 저궤도 위성의 경우 지구 중력포텐셜(geo-potential)과 지구 대기밀도의 모델링(modeling) 오차가 궤도결정 정밀도 저하에 큰 영향을 미치기 때문에, 이러한 모델들의 성능을 더욱 향상시킬 필요가 있다.

레이저를 사용한 인공위성 거리 측정 시스템인 SLR (Satellite Laser Ranging)[2]과 전파를 이용한 인공위성 거리 변화율 측정 시스템인 DORIS (Doppler Orbitography and Radiopositioning Integrated by Satellite)[3] 추적 시스템들이 계속 개발되면서 정밀하고 안정된 위성 관측이 수행된 이후 비로소 개발된 동역학 및 관측 모델들에 대한 자세한 분석과 성능 향상이 가능하게 되었다. 현재 대표적인 SLR과 DORIS 데이터를 이용한 정밀궤도결정 소프트웨어로는 GSFC의 GEODYN II[4], CSR의 UTOPIA[5], JPL의 OASIS[6] 등이 있다. 이러한 소프트웨어들의 정밀도는 이전의 많은 연구들에서 검증되었는데, TOPEX/POSEIDON 위성의 SLR과 DORIS 관측 데이터를 사용하여 GEODYN II를 통해 결정된 정밀궤도력은 반경 방향(radial) 오차 약 2~3 cm, 진행 방향(along track) 및 교차 방향(cross track) 오차 약 15 cm RMS (Root Mean Square) 정도의 정밀도를 가지고 있으며[7], CSR과 JPL의 정밀궤도결정 프로그램을 이용하여 CHAMP 위성의 SLR 관측 데이터를 처리한 정밀궤도력의 3D 위치 정밀도는 약 10~15 cm RMS 정도인 것으로 검증되고 있다[8].

SLR과 DORIS 추적 시스템을 이용한 정밀궤도결정 방법은 수십 cm 수준의 위치 오차, 특히 반경 방향으로 수 cm 정도의 위치 정밀도를 획득할 수 있다는 장점이 있는 반면, 위성 운용 측면에서 무시하지 못할 단점을 가지고 있다. 광학 시스템에 기본 원리를 두고 있는 SLR의 경우, 대기의 조건에 절대적으로 영향을 받을 수밖에 없으며, S 밴드 전파 추적 시스템보다 레이저의 빔폭 (beam width)이 작기 때

문에 위성을 추적하기 위해 사전에 궤도를 비교적 정밀하게 알고 있어야 한다. 따라서, 지속적이고 안정적으로 인공위성을 추적하는데 있어 많은 한계가 있다. DORIS의 경우, SLR보다 추적의 안정성은 뛰어난지지만, 위성체에 DORIS 수신기 및 처리 모듈(module)을 탑재해야 하기 때문에, 위성 버스(bus) 시스템 설계에 직접적인 부담을 줄 수 있다. SLR과 DORIS 시스템 모두 전 지구적으로 분포된 수십개에 달하는 지상국들을 운용하기 위한 추가적인 비용이 드는 단점이 있다.



그림 1. 전세계에 분포된 DORIS 추적 지상국



그림 2. CHAMP 위성에 탑재된 SLR 반사경

3. GPS 시스템

SLR과 DORIS 추적 시스템의 단점을 극복하고 그에 상응하는 위치 정밀도를 획득할 수 있는 대안으로서, 후처리 DGPS (post-process Differential Global Positioning System) 기술이 응용된 새로운 시스템이 제안되었다. 이 시스템의 특징은 저궤도 위성에 탑재된 GPS 수신기와 IGS (International GPS Service) 지상국들의 GPS 상시 관측망이 서로 연동된다는 점

이다. 1992년 DGPS 방식에 의한 정밀궤도결정 실험이 고도 1330 km의 TOPEX/POSEIDON 위성에 탑재된 GPS 수신기로부터 획득한 데이터를 이용하여 최초로 성공적으로 수행되었다[9]. TOPEX/POSEIDON 위성의 공식적인 정밀궤도력 POE (Precision Orbit Ephemeris)는 SLR과 DORIS 관측 데이터로부터 계산된다. 위 최초 실험을 통해 저궤도 위성에 탑재된 GPS 수신기로부터 얻어진 L1/L2 이중 주파수 (dual frequency) 반송파 위상 (carrier phase)과 P 코드 (Precision code) 데이터를 이용할 경우 기존의 SLR과 DORIS 정밀궤도력에 상응하거나 혹은 더 정밀한 궤도를 얻을 수 있다는 것이 최초로 검증되었으며, 이때 DGPS 방식의 정밀궤도결정 오차는 반경 방향으로 약 2 cm RMS 정도라는 결론에 도달했다 [10][11][12]. 이는 당시 획기적인 기술적 업적으로 평가되었는데, GPS 시스템에 기반을 둔 저궤도 위성의 정밀궤도결정 시스템을 구축하기 위해 투자한 약 10년의 세월동안 수행된 수많은 연구들을 바탕으로 이룩된 최고의 결과였다. 이 연구들에 크게 이바지한 것으로 평가된 여러 소프트웨어들 중에서 JPL의 GOA II (Gipsy-OAsis software II)[13] 정밀궤도결정 소프트웨어는 1995년 NASA 올해의 소프트웨어로 지목되는 영광을 안게 되었다. DGPS 방식의 정밀궤도결정 시스템은 우주 환경에서 GPS 신호를 정밀하게 수신할 수 있는 위성 탑재용 수신기와 IGS 지상국망 그리고 정밀궤도결정 소프트웨어로 구성된다[14]. 이후 위성 탑재용 GPS 수신기의 성능이 향상되고, GPS 위성망과 IGS 지상국망이 완전히 구축되어 자동화되면서, 정밀한 위치 정보 획득의 요구사항을 가진 여러 위성들에 GPS 시스템이 본격적으로 적용되기 시작하였다. 지금까지 위성에 탑재된 GPS 수신기들은 몇몇 예외적인 것들을 제외하고 성능에 따라 크게 두 가지, 즉 L1/L2 이중 주파수 반송파 위상 및 P 코드 데이터를 수신할 수 있는 수신기와 L1 단일 주파수 (single frequency) 반송파 위상 및 C/A (Coarse Acquisition) 코드 데이터만을 수신할 수 있는 수신기로 구분될 수 있다.

3.1 이중 주파수(L1/L2) GPS 수신기

이중 주파수 수신기는 단일 주파수 수신기 보다

상대적으로 값이 비싸며, 저궤도 위성에서 지상으로 전송해야 될 데이터의 양이 많은 단점이 있는 반면, 이온층에 의한 전파 지연 (ionospheric path delay) 효과를 거의 대부분 제거 할 수 있고, IGS 지상국망의 데이터를 이용한 DGPS 알고리즘을 통해 GPS 위성 및 GPS 수신기의 시계 오차를 제거 할 수 있기 때문에 [15][16][17], 반경 방향으로 수 cm, 절대 위치에서 수십 cm 이내의 정밀도로 궤도를 결정할 수 있다. 따라서, GFO, Jason-1, GRACE, CHAMP, ICESAT 위성들과 같이 고도계를 이용한 해수면 및 빙하의 고도 분포 측정과 지구의 중력 분포 및 계수 측정의 임무를 가진 대부분의 위성들은 이중 주파수 GPS 수신기를 탑재하고 있다. 특히 SAR 영상 획득임무를 가진 TerraSAR-X 위성의 경우 레이더 영상의 Interferometer를 이용한 DEM (Digital Elevation Model) 추출을 위해 이중 주파수 GPS 수신기를 탑재하고 있으며, 동시에 GPS 신호의 이온층 염폐(occultation) 현상을 이용해 이온층의 구성(profile)을 연구할 수 있는 과학임무 역할을 더불어 가지고 있다. 이중 주파수 GPS 데이터를 이용한 궤도결정 정밀도는 위성의 고도에 따라 상당한 영향을 받는데, 위성의 고도가 낮을수록, 기존의 지구 중력 포텐셜 및 지구 대기밀도 모델링 오차가 더 커지고, 따라서 궤도결정 정밀도는 더욱더 나빠지게 된다. 이를 극복하기 위해 제시된 방법들은 중력포텐셜 모델 성능 향상 기법 (gravity tuning)[18][19][20]과 reduced dynamic 에 의한 궤도결정 방법[21][22][23][24] 등 크게 두 가지로 발전하여 왔다. 전자의 경우, CSR에 의해서 수행된 전통적인 방법으로서, 위성이 우주공간에서 받은 힘을 정밀하게 분석하여 동역학 방정식으로 모델링 하고 SLR과 DORIS 그리고 GPS 시스템을 이용한 모든 위성들의 데이터를 취합하여 새롭게 중력포텐셜 계수를 추정하고 갱신함으로써 기존의 중력 모델을 향상시키는 방법이며, 대표적인 소프트웨어는 MSODP1 (Multi-Satellite Orbit Determination Program 1)[25]이다. 후자의 JPL에서 제안된 reduced dynamic 방법은 GPS 관측으로부터 획득되는 기하학적 정보를 위성의 운동방정식에 포함되어 있는 동역학적 정보와 결합시키기 위하여, 상태 잡음 보상 (state noise compensation) 기법을 구현한 연속 처리(sequential process) 필터를 기존의 일괄 처리

(batch process) 필터에 부분적으로 적용하는 기술이며, 대표적인 소프트웨어는 GOA II[13]이다. Reduced dynamic 방법에서는 실제 위성에 작용하고 있지만 모델링을 하지 못하거나 잘못 모델링 한 가속도를 가리켜 처리 잡음 가속도 벡터(process noise acceleration vector)라고 하는데, 이 가속도 벡터는 GPS 기하학적 정보와 비교해서 상대적으로 동역학적 정보에 가중치를 두는데 사용된다. 일괄 처리 필터를 통해 일차적으로 궤도가 결정된 후, 처리 잡음 가속도 벡터는 추가적으로 동역학 모델에 적용되고 연속 필터를 통해 추정된다. 위 두 방법은 고도 700 km의 GLAS와 고도 300 km의 GRACE 위성들에 대한 시뮬레이션을 통해 1000 km 이하의 고도에서 궤도결정 오차가 분석되었고, MSODP1과 GOA II 소프트웨어에 대한 상호 검증을 통해 각자의 알고리즘들이 수정되어 최적의 시스템으로 발전하였다. 동역학 모델에 의존한 일괄 처리 방법에 의한 중력포텐셜 모델 성능 향상 기술의 경우, reduced dynamic 방법에서 적용된 처리 잡음 가속도 벡터의 개념을 도입하여 경험적 일반 가속도 (empirical general acceleration) 섭동항을 동역학 방정식에 추가하고 그 계수들을 임의의 시간 간격마다 한번씩 추정함으로써 성능을 높였다. 반면에, 정밀한 동역학 모델을 사용하고 새롭게 향상된 중력포텐셜 모델을 적용하면 reduced dynamic 방법에 의한 궤도결정 정밀도는 더욱더 높아진다는 것이 검증되었다[26].



그림 3. JPL에서 개발된 Black Jack GPS 수신기

3.2 단일 주파수(L1) GPS 수신기

단일 주파수 GPS 수신기는 값이 저렴하고 위성 설계시 상용 수신기 선택의 폭이 넓기 때문에, 수~

수십 m 수준의 위치 정밀도를 요구하는 임무에 많이 활용되었다. 초기에는 IGS 지상국망과 연동한 DGPS 방식이 적용되지 않는 아래의 두 가지 방법이 많이 적용되었다. 첫째, 위성 탑재 수신기에서 측정된 GPS 데이터만을 이용하여 온보드 (on-board)에서 실시간으로 궤도를 결정하는 방법[27][28][29][30]과 둘째, 탑재 수신기에서 측정된 GPS 데이터를 지상으로 내려 보내 후처리로 궤도를 결정하는 방법[31][32]들로 구성된다. 단일 주파수 GPS 수신기를 활용함으로써, 기존의 S 밴드 전파를 이용한 위성 추적 지상국 시스템에 대한 의존성을 많이 줄일 수 있게 되었고, 위성 운용 효율이 증대되었다. 특히, 위성의 전 궤도에서 3차원의 추적 데이터를 얻을 수 있는 GPS의 특성과 SA (Selective Availability)가 제거됨으로써 나아진 데이터의 질로 인해서 기존의 지상 추적 시스템을 이용한 궤도결정 결과보다 훨씬 좋은 결과를 얻을 수 있는 장점이 있다. 고도 500 km의 TAOS 위성에 탑재된 수신기에서 계산된 GPS 항행해 (navigation solutions) 데이터를 이용하고 확장칼만필터 (extended Kalman filter) 또는 일괄 처리 방식을 적용할 경우, 약 8 m RMS 정도의 위치 정밀도를 획득할 수 있었으며[32], 2000년 5월 2일부터 제거된 SA로 인한 데이터의 질적 향상을 고려한다면, 앞으로 더욱더 정밀도가 향상된 궤도 결정 성능을 얻을 수 있을 것으로 예상된다. 따라서, 향후 5~10 m (1 σ) 수준의 위치 정밀도를 요구하는 임무를 가지는 대부분의 위성들은 단일 주파수 GPS 수신기를 탑재하고, 위 방식을 이용하여 궤도를 결정하는 알고리즘을 채택함으로써, 저 비용으로 최적의 시스템 효율을 얻을 수 있게 될 것이다. 단일 주파수 GPS 시스템이 기존의 추적 시스템을 대체할 수 있는 새로운 시스템으로 검증됨에 따라, 이를 이용하여 궤도결정 정밀도를 더욱더 높일 수 있는 방안들이 강구되기 시작했다. 특히, IKONOS 위성과 아리랑 위성 2호/3호를 비롯한 고해상도 광학영상 획득을 목적으로 하는 위성들은 1 m (1 σ) 정도의 위치 정밀도를 요구한다. 이런 수준의 정밀도를 충족시키기 위한 가장 확실한 방법으로는 수십 cm (반경 방향으로 수 cm) (1 σ) 수준의 위치 정밀도를 보장하는 SLR과 DORIS 시스템을 이용하는 방법과 이중 주파수 GPS 데이터를 이용한 DGPS

방식이 있다. 그러나 앞서도 언급했듯이, 이런 시스템은 광학영상 geo-location 요구사항에 비해 과도한 운용 비용 지출과 시스템 설계의 부담을 안고 있기 때문에, 이를 극복할 수 있는 최적의 대안으로 단일 주파수 GPS 데이터를 이용한 DGPS 방식의 정밀궤도결정 방법이 연구 및 개발되기 시작하였다.

저궤도 위성에서 수신된 단일 주파수 GPS 데이터만을 사용하는 궤도결정 방법은 GPS 위성의 궤도 오차 및 GPS 위성과 저궤도 위성에 탑재된 수신기의 시계오차가 여전히 남아 있기 때문에, 상대적으로 궤도결정 정밀도가 떨어지게 된다. 이러한 시계 오차들은 앞에서 언급한 IGS 지상국 수신망으로부터 생성되는 GPS 데이터를 이용하는 DGPS 개념이 도입된다면 쉽게 제거된다. 그러나 여전히 이온층에 의한 지연 오차는 남아 있게 되는데, 지금까지 단일 주파수에서 이들 오차를 제거하거나 줄이기 위한 시도는 크게 두 가지 방법으로 발전하여 왔다.

첫 번째 방법은 L1 주파수의 GPS 코드 의사 거리 (pseudo range)와 반송파 위상 데이터의 평균을 뺀으로써 생성되는 새로운 형태의 데이터를 이용하는 GRAPHIC(GROUP AND PHASE IONOSPHERE CALIBRATION) 방법이다[33][34][35]. 이 방법은 이온층에 의한 굴절 현상으로 인해 코드가 지연되고 (delay), 반송파 위상은 진행되는 (advance) 특성을 이용하여 이온층에 의한 지연 효과를 제거하는 기술이다. 그러나, 코드 의사 거리 데이터에 내재된 잡음의 절반은 여전히 남아 있게 되고, 이것은 궤도결정 과정에서 정밀도 저하의 주요 원인이 된다. Muellerschoen et al.[36]은 1993년 7월 이후 AS (Anti-Spoofing) 기능으로 인해 C/A 코드와 L1 반송파 위상 데이터만을 수신할 수 있는 TOPEX/POSEIDON 위성의 궤도를 GOA II 소프트웨어를 이용하고 GRAPHIC 방법을 적용하여 결정하였는데, 반경 방향 오차 약 4~5 cm, 진행 방향 및 교차 방향 오차 약 14 cm RMS 정도의 위치 정밀도를 얻을 수 있었다. 이 정밀도는 단일 주파수 데이터를 이용한 것을 감안할 때 매우 고무적인 결과라고 할 수 있지만, 보편적인 기준으로 확대될 수는 없다. 비록 GRAPHIC 방법으로 이온층에 의한 지연 오차가 제거되었다고 할지라도, 여전히 GRAPHIC 데이터의 잡음이 남아 있고, 고도가 낮을수록 지구 중력 모델링 오차와 지구 대기밀도 모델의 예

측 오차가 커지게 되기 때문에, TOPEX/POSEIDON 위성의 고도 1,330 km 보다 낮은 저궤도 위성들, 특히 300~1,000 km 고도에 위치해 있는 위성들의 경우에는 위와 상응한 정밀도를 얻기 힘들다는 것이 검증되었다. Bertiger & Wu[37]는 고도 715 km의 GPS/MET 위성에 탑재된 GPS 수신기로부터 생성된 단일 주파수 데이터를 이용하여 GRAPHIC 데이터를 구성한 후 GOA II 소프트웨어를 통해 궤도결정 한 결과, 반경 방향 오차 약 25 cm, 진행 방향 오차 약 70 cm, 교차 방향 오차 약 15 cm RMS 정도의 위치 정밀도를 얻었다. Gold et al. [38]은 고도 500 km의 EUVE 위성으로부터 얻어진 P1 코드와 L1 반송파 위상을 평균한 GRAPHIC 데이터와 GOA II 프로그램의 reduced dynamic 방법을 이용하여 결정된 궤도의 정밀도를 분석하였는데, 반경 방향 오차 약 42 cm, 진행 방향 오차 약 80 cm, 교차 방향 오차 약 33 cm RMS 정도로 전체적으로 1 m 수준의 위치 정밀도를 얻을 수 있다는 것을 검증하였다.

이온층에 의한 지연 효과를 제거하기 위한 두 번째 방법은 수치적으로 구현된 기존의 이온층 모델을 사용하여 지연 효과를 최소화 시키는 방법이다[39]. 이 방법은 단순히 모델링을 통해 쉽게 이온층의 효과를 줄일 수 있다는 장점이 있는 반면, 이온층 모델을 통해 계산되는 총 전자 수 (Total Electron Content : TEC) 의 값이 실제 값과 비교해 약 30 % 정도의 오차를 가지고 있듯이[40], 총 전자 수의 변화를 정확하게 예측할 수 없기 때문에, 이온층의 F2 영역을 항행하는 저궤도 위성의 궤도결정 정밀도에는 한계가 있을 수밖에 없다. 특히 위성의 고도가 낮을수록 이온층에 의한 지연 오차는 더 커지게 되기 때문에, 궤도결정 정밀도는 더 나빠지게 될 수 있다. Lough et al.[41]은 TOPEX/POSEIDON 위성의 단일 주파수 GPS 데이터에 IRI-95 이온층 모델[42]을 적용하고 GOA II 소프트웨어를 사용하여 반경 방향으로 약 3 cm 보다 나은 정밀도로 궤도를 결정할 수 있다고 주장했다. Davis et al.[43]은 고도 815 km의 RADCAL 위성에서 받은 C/A 코드 데이터에 이온층 모델은 적용하지 않고 MicroCosm® 소프트웨어[44]를 사용하여 궤도를 결정하였는데, 3~7 m 정도의 위치 오차를 가진다고 발표하였다. Yoon et al.[45]은 고도 465 km의 CHAMP 위성

에 탑재된 GPS 수신기에서 생성된 L1 반송파 위상 데이터에 IRI-95 모델을 적용하여, 반경 방향 오차 약 1.0 m, 진행 방향 오차 약 2.4 m, 교차 방향 오차 약 0.6 m RMS 정도의 위치 정밀도를 얻었다.

위와 같이 단순히 이온층을 모델링 하는 방법만으로는 이온층에 의한 지연 오차를 효과적으로 제거할 수 없고, 특히 1,000 km 이하의 저궤도 위성에 대한 궤도결정 정밀도가 현저히 떨어진다는 단점을 극복하기 위하여 Yoon et al.[45]에 의해 새로운 방법이 개발 및 제시되었다. 이 방법은 기존의 이온층 모델을 적용하여 총 전자 수를 계산함과 동시에, 계산된 총 전자 수 값과 실제 값과의 차이를 보정하기 위해 저궤도 위성의 위치에서 총 전자 수 값에 대한 비례 계수 (scale factor)를 각각의 관측 시간마다 추정한다. 즉, 추정되는 총 전자 수 값에 대한 비례 계수들은 정밀궤도결정 과정에서 관측과 연관된 파라미터들로 다루어진다는 것을 의미한다. 이 새로운 방법의 특징은 GRAPHIC 방법과 달리 L1 반송파 위상 데이터만을 사용하기 때문에, 단일 총 전자 수 값에 대한 비례 계수들이 정밀하게 추정될 수만 있다면, 관측 데이터의 잡음을 반송파 위상 데이터의 잡음 수준으로 유지할 수 있다는 장점이 있다. 즉, GRAPHIC 데이터에 여전히 남아 있는 잡음, 즉 코드 데이터에 내재된 잡음 크기의 절반 정도에 해당되는 오차의 영향을 없앨 수 있다. CHAMP 위성의 L1 반송파 위상 데이터만을 사용한 정밀궤도결정 결과는 반경 방향 39 cm, 진행 방향 95 cm, 교차 방향 33 cm RMS를 보여주었다.

4. 결론

본 논문에서 정밀궤도결정의 간략한 정의와 현재까지 기술 발전 동향과 구현된 정밀도에 대해 자세히 살펴보았다. 본 분야에 대해 기존의 많은 투자와 연구가 전 세계적으로 수행되었으며, 그 결과를 바탕으로 실제 위성 운영에 적극적으로 적용되고 있다. 현재 아리랑위성 2호에 단일 주파수 GPS 수신기를 탑재하여 DGPS 방식의 정밀궤도결정을 수행할 예정이며, 2008년말 발사 예정인 아리랑위성 5호의 SAR 영상 interferometer 적용을 위해 이중 주파수 GPS

수신기 탑재가 고려되고 있다. 특히 향후 SLR 시스템과 이중 주파수 GPS 시스템이 동시에 구축되어 상호 보정이 가능한 시스템으로 발전한다면, 영상 획득무외에 부가적으로 파생되는 과학임무의 수효가 많아 질 것으로 예상된다.

참고문헌

- Nerem, R. S., Lerch, F. J., Marshall, J. A., Pavlis, E. C., Putney, B. H., Chan, J. C., Klosko, S. M., Luthcke, S. B., Patel, G. B., Pavlis, N. K., Williamson, R. G., Tapley, B. D., Eanes, R. J., Ries, J. C., Schutz, B. E., Shum, C. K., Watkins, M. M., Rapp, R. H., Biancale, R., & Nouel, F., 1994, Gravity Model Development for TOPEX/POSEIDON: Joint Gravity Model-1 and 2, *J. Geophys. Res.*, vol. 99, no. C12.
- Tapley, B. D., Schutz, B. E., Eanes, R. J., Ries, J. C., & Watkins, M. M., 1993, Lageos Laser Ranging Contributions to Geodynamics, Geodesy, and Orbital Dynamics, *Contributions of Space Geodesy to Geodynamics: Earth Dynamics, Geodynamics Series 24 of AGU*, Washington, DC, pp. 147-174.
- Nouel, F., Bardina, J., Jayles, C., Labrune, Y., & Troung, B., 1988, DORIS : A Precise Satellite Positioning Doppler System, *Adv. Astron. Sci.*, J. K. Solder *et al.* (Eds.), 65, pp. 311-320.
- McCarthy, J. J., Rowton, S., Moore, D., Pavlis, D. E., Luthcke, S. B., Tsaoussi, L. S., Rowlands, D. D., & Marshall, A. J., 1993, *GEODYN II System Description*, Goddard Space Flight Center.
- Schutz, B. E. & Tapley, B. D., 1980, *Utopia: University of Texas Orbit Processor*, Department of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, The University of Texas at Austin, TR 80-1.
- Wu, S. C., Bertiger, W. I., Border, J. S., Lichten, S. M., Sunseri, R. F., Williams, B. G., Wolff, P. J., & Wu, J. T., 1986, *OASIS Mathematical Description V.1.0*, Jet Propulsion Laboratory Report D-3139.
- Tapley, B. D., Ries, J. C., Davis, G. W., Eanes, R. J., Schutz, B. E., Shum, C. K., Watkins, M. M., Marshall, J. A., Nerem, R. S., Putney, B. H., Klosko, S. M., Luthcke, S. B., Pavlis, D., Williamson, R. G., & Zelensky, N. P., 1994, Precision Orbit Determination for TOPEX/POSEIDON, *J. Geophys. Res.*, vol. 99, no. C12.
- URL:<http://nng.esoc.esa.de/gps/slr.html> [cited 20 May 2005a]
- Melbourne, W. G., Davis, E. S., Yunck, T. P., & Tapley, B. D., 1994, The GPS Flight Experiment on TOPEX/POSEIDON, *Geophys. Res. Lett.*, vol. 21, no. 19.
- Bertiger, W. I., Bar-Server, Y. E., Christensen, E. J., Davis, E. S., Guinn, J. R., Haines, B. J., Ibanez-Meier, R. W., Jee, J. R., Lichten, S. M., Melbourne, W. G., Muellerschoen, R. J., Munson, T. N., Vigue, Y., Wu, S. C., Yunck, T. P., Schutz, B. E., Abusali, P. A. M., Rim, H. J., Watkins, M. M., & Willis, P., 1994, GPS Precise Tracking of TOPEX/POSEIDON: results and implications, *J. Geophys. Res.*, vol. 99, no. C12.
- Schutz, B. E., Tapley, B. D., Abusali, P. A. M., & Rim, H. J., 1994, Dynamic Orbit Determination Using GPS measurements from TOPEX/POSEIDON, *Geophys. Res. Lett.*, vol. 21, no. 19.
- Yunck, T. P., Bertiger, W. I., Wu, S. C., Bar-Server, Y., Christensen, E. J., Haines, B. J., Lichten, S. M., Muellerschoen, R. J., Vigue, Y., & Willis, P., 1994, First assessment of GPS-based Reduced Dynamic Orbit Determination on TOPEX/POSEIDON, *Geophys. Res. Lett.*, vol. 21, no. 7.
- Lichten, S. M., Bar-Server, Y., & Bertiger, W. I., 1995, *GIPSY-OASIS II: A high Precision GPS Data Processing System and General Satellite Analysis Tool*, Technical Report, Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, CA.
- Muellerschoen, R., Lichten, S., Lindquister, U., & Bertiger, W., 1995, Results of an Automated GPS Tracking System in Support of TOPEX/POSEIDON and GPSMet. *Proc. of the ION GPS-95 Meeting*, Palm Springs, CA.
- Lichten, S. M. & Border, J. S., 1987, Strategies for High-Precision Global Positioning System Orbit Determination, *J. Geophys. Res.*, vol. 92, no. B12.
- Ho, C. S., 1990, *Precision Orbit Determination of Global Positioning System Satellites*, Ph.D. dissertation, The University of Texas at Austin.
- Powell, G. E., 1992, *Precise GPS-based Tracking of Remote Sensing Satellites*, Ph.D. dissertation, The University of Texas at Austin.
- Rim, H. J., 1992, *TOPEX Orbit Determination Using GPS Tracking System*, Ph.D. dissertation, The University of Texas at Austin.
- Nerem, R. S., Lerch, F. J., Marshall, J. A., Pavlis, E. C., Putney, B. H., Chan, J. C., Klosko, S. M., Luthcke, S. B., Patel, G. B., Pavlis, N. K., Williamson, R. G., Tapley, B. D., Eanes, R. J., Ries, J. C., Schutz, B. E., Shum, C. K., Watkins, M. M., Rapp, R. H., Biancale, R., & Nouel, F., 1994, Gravity Model Development for TOPEX/POSEIDON: Joint Gravity Model-1 and 2, *J. Geophys. Res.*, vol. 99, no. C12.
- Tapley, B. D., Watkins, M. M., Ries, J. C., Davis, G. W., Eanes, R. J., Poole, S., Rim, H. J., Schutz, B. E., Shum, C. K., Nerem, R. S., Lerch, F. J., Pavlis, E. C., Klosko, S. M., Pavlis, N. K., & Williamson, R. G., 1995, The JGM-3 Gravity model, *J. Geophys. Res.*, vol. 100, no. C12.
- Wu, S. C., Yunck, T. P., & Thornton, C. L., 1991, Reduced-dynamic Technique for Precise Orbit Determination of Low Earth Satellites, *J. Guid., Control, and Dynamics*,

- vol. 14, no. 1, pp. 24-30.
22. Melbourne, W. G., Yunck, T. P., Bertiger, W. I., Haines, B. J., & Davis, E. S., 1993, Scientific Applications of GPS on Low Earth Orbiters, *J. of Satellite-Based Positioning, Navigation and Communication*, vol. 4.
 23. Gold, K., Born, G., Irish, K., Reichert, A., Markin, R., Binning, P., Axelrad, P., Mitchell, S., Frazier, W., Bertiger, W., & Hajj, G., 1995, Precision Orbit Determination in the GEOSAT Orbit, *Proc. of the ION National Technical Meeting*, Anaheim, CA.
 24. Irish, K., Gold, K., Born, G., Reichert, A., & Axelrad, P., 1998, Precision Orbit Determination for the GEOSAT Follow-on Satellites, *J. Spacecraft and Rockets*, vol. 35, no. 3, pp. 336-341.
 25. Rim, H. J., 1992, *TOPEX Orbit Determination Using GPS Tracking System*, Ph.D. dissertation, The University of Texas at Austin.
 26. Davis, G. W., 1996, *GPS-based Precision Orbit Determination for Low Altitude Geodetic Satellites*, Ph.D. dissertation, The University of Texas at Austin.
 27. Hart, R. C., Hartman, K. R., Long, A. C., Lee, T., & Oza, D. H., 1996, Global Positioning System (GPS) Enhanced Orbit Determination Experiment (GEODE) on the Small Satellite Technology Initiative (SSTI) Lewis Spacecraft, *Proc. of the ION GPS-96 Meeting*, Kansas City, MO.
 28. Bertiger, W. I., Haines, B. J., Kuang, D., Lough, M., Lichten, S. M., Muellerschoen, R. J., Vigue, Y., & Wu, S. C., 1998, Precise Real-time Low Earth Orbiter Navigation with GPS, *Proc. of the ION GPS-98 Meeting*, Nashville, TN.
 29. Goldstein, D. B., 2000, *Real-time Autonomous Precise Satellite Orbit Determination Using the Global Positioning System* Ph.D. dissertation, The University of Colorado.
 30. Psiaki, M. L., 2002, Satellite Orbit Determination Using a Single-Channel Global Positioning System Receiver, *J. Guid., Control, and Dynamics*, vol. 25, no. 1, pp. 137-144.
 31. Langer, J. V., Feess, W. A., Harrington, K. M., Bacigalupi, M. R., Cardoza, M. A., Mach, R. G., & Abusali, P. A. M., 1994, RADCAL: Precision Orbit Determination with a Commercial Grade GPS Receiver, *Proc. of the ION National Technical Meeting*, San Diego, CA.
 32. Yoon, J. C., Lee, B. S., & Choi, K. H., 2000, Spacecraft Orbit Determination Using GPS Navigation Solutions, *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 4, no. 3, pp. 215-221.
 33. MacDoran, P. F., 1970, A First Principles Derivation of the Differenced Range Versus Integrated Doppler (DRVID) Charged Particle Calibration Method, *JPL Space Programs Summary*, vol II, pp. 37-62.
 34. Cohen, C. E., Pervan, B., & Parkinson, B., 1992, Estimation of Absolute Ionospheric Delay Exclusively Through Single Frequency GPS Measurements, *Proc. of the ION GPS-92 Meeting*, Albuquerque, NM.
 35. Yunck, T. P., 1993, Coping with the Atmosphere and Ionosphere in Precise Satellite and Ground Positioning in Environmental Effects on Spacecraft Trajectories and Positioning, *American Geophysical Union Monograph*, A. Vallance-Jones (Eds.).
 36. Muellerschoen, R. J., Bertiger, W. I., Wu, S. C., Munson, T. N., Zumberge, J. F., & Haines, B., 1994, Accuracy of GPS Determined TOPEX/POSEIDON Orbits During Anti-Spoof Periods, *Proc. of the ION National Technical Meeting*, San Diego, CA.
 37. Bertiger, W. I. & Wu, S. C., 1996, *Single Frequency GPS Orbit Determination for Low Earth Orbiters*, Technical Report 96-0179, Jet Propulsion Laboratory.
 38. Gold, K. L., Bertiger, W. I., Wu, S. C., Yunck, T. P., & Muellerschoen, R. J., 1994, GPS Orbit Determination for the Extreme Ultraviolet Explorer, *J. Institute of Navigation*, vol. 41, no. 3, pp. 337-351.
 39. Klobuchar, J. A., 1987, Ionospheric Time-delay Algorithm for Single Frequency GPS Users, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System*, vol. AES-23, no. 3.
 40. Feess, W. A. & Stephens, S. G., 1987, Evaluation of GPS Ionospheric Time-delay Model, *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System*, vol. AES-23, no. 3.
 41. Lough, M. F., Haines, B. J., Lichten, S. M., Muellerschoen, R. J., & Vique-Rodi, Y., 1998, Precise Orbit Determination for Low-Earth Orbiting Satellites using GPS Data: Recent Advances, *Proc. of the ION 54th Annual Meeting*, Denver, Colorado.
 42. Bilitza, D., Rawer, K., Bossy, L., & Gulyaeva, T., 1993, International Reference Ionosphere- Past, Present, and Future: I. Electron Density, *Advanced Space Research*, vol. 13, no. 3.
 43. Davis, G. W., Gold, K. I., Axelrad, P., Born, G. H., & Martin, T. V., 1997, A Low Cost High Accuracy Automated GPS-based Orbit Determination System for Low Earth Satellites, *Proc. of the ION GPS-97 Meeting*, Kansas City, MO.
 44. Van Martin Systems, Inc., 1996, *MicroCosm[®] Systems Description*.
 45. Yoon, J. C., Roh, K. M., Park, E. S., Moon, B. Y., Choi, K. H., Lee, J. S., Lee, B. S., Kim, J., & Chang, Y. K., 2002, Orbit Determination of the Low Earth Orbiting Satellite Using the GPS Single Frequency Measurement, *J. Spacecraft and Rockets*, Vol.39, No.5.