

■ Session : 궤도 I
4월 28일(목) 14:00 - 15:00 제3발표장

[I-3-1] 한국천문연구원 궤도 전파 및 추정

소프트웨어 개발 현황

조중현¹, 최진¹, 김재혁^{1,2}

¹한국천문연구원 우주물체감시연구그룹

²연세대학교 천문우주학과

2006년도부터 개발을 시작한 한국천문연구원 궤도 전파 및 추정 (KASI Orbit Propagator and Estimator: KASIOPEA) 소프트웨어는 다양한 과제와 연관되어 개발을 추진했다. 초기 이 소프트웨어는 GNSS 자료처리를 염두에 두고 개발을 시작하였으나, 현재 한국천문연구원 우주측지연구그룹에서 추진하는 GNSS 자료처리와 별도로 한국천문연구원에서 1986년도부터 개발을 시작한 우주물체 궤도 추적, 전파 및 추정을 새로운 개발 목표로 재추진하게 되었다. 이 소프트웨어의 개발 요구사항은 광학감시 체계의 운영을 전제로 하고 있어 전파 및 레이저 위성 추적 시스템과 별도로 정의되어 있다, 이 요구사항 분석이 완료되면 이 소프트웨어의 최종 성능에 대한 예비 결정이 이뤄질 것으로 사료된다.

[I-3-2] Graphics Processing Units 를 활용한

위성 임무스케줄링 기법 고안 시 고려사항

이수전¹, 이병선¹, 김재훈¹, 조영민²

¹한국전자통신연구원, ²한국항공우주연구원

천리안위성은 2010년 6월 27일에 발사되어 성공적으로 In Orbit Test (IOT)를 수행하고 있다. 천리안 위성을 지상에서 컨트롤 하기 위하여 ETRI 에서는 위성관제시스템을 개발하였으며, 현재 KARI에서 위성관제시스템을 운영중이다. 위성관제시스템의 일부인 임무계획 시스템은 기상/해양 이미지 촬영에 관한 임무요청, 위성체 기동 요청, 각동 이벤트 등을 종합하여 충돌 없는 임무스케줄을 만들어내게 되는데 이에 복잡한 스케줄링 기법이 요구된다. 천리안 위성의 임무 스케줄링 기법은 CPU 연산을 기본으로 하고 있으나, 이 논문에서는 Graphics Processing Units (GPU) 를 통한 임무 스케줄링 기법의 적용에 따르는 고려사항을 설명한다. 그리고 CPU 기반의 임무 스케줄링 기법과 GPU 기반의 임무 스케줄링 기법의 장단점을 분석한다.

[I-3-3] 상태 의존 Riccati 방정식 기법을 이용한

우주 발사체의 궤적 최적화

은영호, 박상영

연세대학교 천문우주학과 우주비행제어 연구실

우주발사체를 이용하여 인공위성을 궤도에 올리는 문제에서 가장 중요시해야 할 부분은 임무의 성공, 즉 정밀한 궤도 진입이다. 이것이 만족되어졌을 때, 비용의 최소화 또한 설계 시 중요한 고려사항이 된다. 이 두 가지 문제를 동시에 해결하기 위해선 최적 제어 전략이 필요한데, 통상적으로 이 과정은 발사 전에 최적화 기법 등을 이용하여 계산되고 검증된다. 그러나 기존의 최적화 기법은 대부분 선형 시스템에 적합한 기법들 이고, 우주발사체와 같이 매우 복잡하고 강한 비선형을 가진 운송방정식을 최적화 하려면 많은 계산이 소요된다. 계산 소모 시간을 줄이기 위해서는 선형화 등의 기법이 사용되는데, 그러한 경우 최적 해

에 대한 신뢰도가 낮아질 수밖에 없다. 이 논문에서는 그러한 문제를 해결하기 위해 최근 활발히 연구되고 있는 비선형 최적화 기법인 상태 의존 Riccati 방정식 기법 (SDRE)을 이용하여 인공위성을 주어진 궤도에 진입시키는 우주발사체의 최적궤도를 계산하였다. 또한 Hamiltonian 을 이용하여 산출된 궤도의 최적성을 보이고, 목표한 궤도와 비교를 통해 제어기의 정밀성을 확인하였다.

■ Session : 궤도 II
4월 28일(목) 15:40 - 17:00 제3발표장

[II-3-1] Analysis on Frozen & Sun-synchronous Orbit Conditions at the Moon

Young-Joo Song¹, Sang-Young Park², Hae-Dong Kim¹, Joo-Hee Lee¹, and Eun-Sup Sim¹

¹Korea Aerospace Research Institute, Daejeon, Korea

²Astrodynamic and Control Lab. Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul, Korea

Frozen orbit concept is very useful in designing particular mission orbits including the Sun-synchronous and minimum altitude variation orbits. In this work, variety of frozen and Sun-synchronous orbit conditions around the Moon is investigated and analyzed. The first two zonal harmonics of the Moon, J2 and J3, are considered to determine mean orbital elements to be a frozen orbit. To check the long-term behavior of a frozen orbit, formerly developed YonSei Precise Lunar Orbit Propagator (YSPLOP) is used. First, frozen orbit solutions without conditions to be the Sun-synchronous orbit is investigated. Various mean semi-major axes having between ranges from 1,788 km to 1,938 km with inclinations from 30 deg to 150 deg are considered. It is found that a polar orbit (90 deg of inclination) having 100 km of altitude requires the orbital eccentricity of about 0.01975 for a frozen orbit. Also, mean apolune and perilune altitudes for this case is about 136.301 km and 63.694 km, respectively. Second, frozen orbit solutions with additional condition to be the Sun-synchronous orbit is investigated. It is discovered that orbital inclinations are increased from 138.223 deg to 171.553 deg when mean altitude ranged from 50 km to 200 km. For the most usual mission altitude at the Moon (100 km), the Sun-synchronous orbit condition is satisfied with the eccentricity of 0.01124 and 145.235 deg of inclination. For this case, mean apolune and perilune altitudes are found to be about 120.677 km and 79.323 km, respectively. The results analyzed in this work could be useful to design a preliminary mapping orbit as well as to estimate basic on-board payloads' system requirements, for a future Korea's lunar orbiter mission. Other detailed perturbative effects should be considered in the further study, to analyze more accurate frozen orbit conditions at the Moon.