

는 기동이다. 임무 설계는 최소연료로 지구 주차궤도에서부터 달 임무궤도까지 도달하는 모든 단계에 대해서 실시되었으며 미래 한국의 달 탐사 개발 계획에 실질적인 도움이 되기 위해 2017년, 2020년, 2022년으로 각각 나누어 설계가 되었다. 임무 설계를 위해 가정된 추력은 순간 추력(Impulsive thrust)으로 가정하였으며 발사체의 성능은 현재 개발중인 KSLV-II로 가정하였다. 미래 한국의 가상 달 탐사선이 지구-달 천이 궤적(Trans Lunar trajectory)에 진입하는 방법으로는 지구 주차 궤도에서 직접 진입 하는 방법을 비롯하여 여러번의 타워 중계 궤도를 거친 후 지구-달 천이 궤적으로 진입하는 방법 등 다양한 방법이 이용되었다. 아울러 TL 기동(maneuver)시 탐사선의 대전 지상국에서의 가시성에 따른 기동의 크기에 대한 영향 분석 또한 실시되었다. 탐사선의 운동방정식은 태양, 지구, 달의 섭동력을 고려한 N 체 운동 방정식이 사용되었으며 보다 실질적인 우주환경의 모사를 위하여 지구의 비대칭 중력장(Geopotential), 태양 복사압(Solar radiation pressure) 그리고 달의 J2 섭동에 의한 영향도 임무 설계시 고려되었다. 행성의 정밀한 위치 계산을 위해서는 JPL의 정밀 천체력인 DE405를 사용하였으며 비행 궤적의 최적화는 SNOPT(Spares Nonlinear OPTimizer) 상용 소프트웨어를 이용하여 산출하였다. 이 연구를 통한 임무 설계 결과는 달 탐사 임무 설계를 위한 발사 가능 시기(launch opportunity), 성공적인 임무 수행을 위한 임무 단계별 최적의 기동량 및 해당 궤도의 특성 그리고 다양한 임무 파라미터등의 해석을 포함하고 있다. 이 연구를 통해 개발된 임무 설계 알고리즘과 이를 이용하여 해석된 다양한 달 탐사 임무 설계 결과는 미래 한국 달 탐사 임무를 설계하는데 많은 도움이 될 것이다.

[ORB-03] 선형 및 비선형 상대운동모델들의 정확도 분석

박한열, 이상진, 박상영, 최규홍
연세대학교 천문우주학과 우주비행제어 연구실

위성편대비행에서 위성 사이의 상대 운동을 모델링 하는 다양한 연구가 있다. 대표적인 상대운동 모델로는 HCW(Hill-Clohessy-Wiltshire) 방정식이 있다. 이 모델은 섭동을 고려하지 않고, 주위성의 궤도를 원궤도로 가정한 단순한 형태의 선형 모델이다. 따라서 이 모델은 위성간 거리가 멀거나 주위성의 궤도가 타원 궤도일 때 정확성이 떨어지게 된다. 이런 문제점을 극복하기 위해서 좀 더 실제와 같은 환경을 모사하는 다양한 상대 운동 모델이 연구되었다. 예를 들어, Lawden 방정식, Tauner-Hempel 방정식, Theron의 개선된 Tauner-Hempel 방정식, Schweighart와 Ross의 J2 섭동을 고려한 방정식 등의 선형 모델들 및 Ahn-Won과 Irvin의 상대의존 Riccati 방정식 모델 등의 비선형 모델들이 개발 되었으며, 이 밖에도 우리 연구실에서 개발한 상대의존 Riccati 방정식 비선형 모델들이 있다. 이와 같은 다양한 모델들은 궤도 이심률이나 위성 사이의 상대거리에 따라 제각기 서로 다른 정확도를 갖기 때문에, 임무의 성격에 따라 적절한 모델을 선택하는 것이 중요하게 된다. 따라서 이 연구에서는 모델 선택의 기준이 되는 각 모델들의 정확도를 궤도 이심률과 위성 사이의 거리에 대해 수치적으로 분석 비교하였으며, 이를 통해

임무 성격에 맞는 적절한 모델을 제시한다. 객관적인 분석을 위해 모델링 오차를 나타내는 지표를 정의하여 사용하였다. 이 지표는 오차율에 비례하는 값으로, 작을수록 모델링 오차가 적음을 의미한다. 결론적으로, 선형모델의 경우 위성간 거리가 증가함에 따라 지표값이 증가하였으며, 전체적으로 우리 연구실에서 개발한 비선형 모델이 가장 작은 지표값을 보여주었다.

[ORB-04] 저궤도 위성의 태양전지판 출력 전력과 배터리 충방전 전류 예측 방법 분석

이나영, 김대영
한국항공우주연구원 다목적3호체계팀

저궤도 위성의 전력은 태양전지판의 출력 또는 배터리의 출력에 의해 공급된다. 태양전지판은 태양전지판 제어용 모터를 이용해 위성의 자세에 관계 없이 태양을 계속 바라 볼 수 있다. 이와 같은 제어 로직이 구현되지 않는 경우 위성의 자세에 따라 태양의 입사각이 달라지므로 태양전지판에서 생성되는 전류의 양이 변한다. 태양전지판의 전류는 위성 운용에 사용되거나 배터리 충전에 사용되기 때문에 그 입력량을 예측하는 것은 위성 기동 상황별 전력 예측에 반드시 필요하다. 배터리는 그 특성에 따라 방전량(Depth of discharge)에 대한 요구 조건이 있기 때문에 위성 기동 상황 별 전력 예측 시 배터리의 방전량 변화 경향이 요구 조건을 만족하는 지 분석해야 한다. 이 논문은 저궤도 위성의 위성 기동 상황 별 전력 예측에 필요한 데이터를 검토하고 전력 예측 시 나타나는 배터리 충방전 특성 분석 방법에 대해 기술한다.

[ORB-05] 위성편대유지 Hardware-In-the-Loop 시뮬레이션 테스트

박재익, 박한열, 심선화, 박상영, 최규홍
연세대학교 천문우주학과 우주비행제어 연구실

이 연구는 예비 설계된 편대비행위성 Hardware-In-the-Loop (HIL) 시뮬레이션 테스트베드를 이용해 가상의 저궤도 편대비행체의 편대유지에 관한 시뮬레이션 테스트에 목적이 있다. 앞서 설계된 HIL 시뮬레이션 테스트베드는 실제의 인공위성 시스템 인터페이스와 최대한 유사하게 설계되었으며 환경 컴퓨터, GPS 시뮬레이터, GPS 수신기, 비행제어 컴퓨터, 시각화 컴퓨터 등 각각의 주어진 임무를 수행하는 독립적인 시스템으로 구성되어 있다. 영국의 Spirent Communication사의 GSS 6560 GPS RF 시뮬레이터와, (주)세트랙아이에서 제작한 우주용 GPS 수신기를 이용하여 실제와 유사한 GPS 관측데이터를 사용한다. GPS 수신기로부터 항법해와 의사거리, 반송파위상과 같은 원시관측데이터를 획득하여 비행제어 컴퓨터 시스템으로 전송하여 편대비행위성의 실시간 절대위치 및 상대위치결정을 수행한다. 위치결정 값을 바탕으로 제어 알고리즘을 통해 편대유지를 위해 필요한 제어량을 계산한다. 계산된 제어량은 환경 컴퓨터 시스템으로 전송되어 편대위성의 궤도정보를 갱신하고 이를 다시 GPS 시뮬레이터로 전송하여 새로운 관측데이터를 생성하는 절차를 폐순환 반복하는 구조를 갖는다. 이 연구에서는 Leader/Follower 편대의 대형을 이루는 두 위성 사이의 기저선(baseline)이 짧은 경우에 대하여 제어를 통해 거리 변화가 일정하게 유지됨을 테스트하고