

우주비행체의 임무해석

박수홍* (동서대 메카트로닉스공학과)

Mission Analysis of Space Vehicle

S. H. Park (Mechatronics. Eng. Dept., Dongseo University)

ABSTRACT

A Software development of space launch vehicle dynamics and control simulation is presented in this study. The Dynamics for a two body problem including perturbations for various effect show on this paper. Mission analysis for space launch vehicle is included rendezvous mission. The software development is intended to maintain generality to the extent possible through objected approach for future modification and expansion. This result shows various perturbation effect is also important.

Key Words : Misson(임무), Orbit (궤도), Rendezvous (랑데뷰), Perturbation(섭동)

1. 서론

우주발사비행체의 개발과정에서 소프트웨어는 필수적인 기술의 하나이며, 기본적인 제어기 설계 및 이를 검증하기 위한 소프트웨어 개발도구는 우주발사비행체의 초기개발단계에서 주로 활용되고 있다. 최근 우주발사비행체의 국내기술이 비약적으로 발전해오고 있으며 이와 함께 소프트웨어에 대한 관심이 증대되고 있다. 우주발사비행체의 임무는 여러가지 다양함이 존재하나 기본적으로 수행되어야 할 것들은 비행체가 어떠한 운동을 하고 있는가를 계산(궤도해석)하고, 이를 바탕으로 다양한 비행체의 추적자료를 통하여 이 운동을 확정(궤도결정)한다. 또한 이와 함께 필요에 따라서 궤도수정, 자세수정 및 더 나아가서는 두 비행체 간의 랑데뷰와 도킹 및 지구재진입 등이 고려된다면 전체적인 임무해석 소프트웨어가 완성되는 것이다.

본 연구에서는 이를 위한 기초로 먼저 우주비행체의 운동을 해석하였다. 인공위성의 운동해석에는 정확한 수학적 모델의 구성이 요구되나 모든 외란을 고려한 정확한 모델 구성

이 어렵고, 복잡하고 정확한 모델을 구성하여야 한다. 대개 원하는 범위의 오차내에서 인공위성 운동 등의 해석을 하기 위해서는 여러가지의 섭동력을 포함한 운동 모델이 필요하여, 인공위성이 받는 섭동력의 종류를 분석하고, 이 섭동력이 위성에 미치는 영향을 파악하고자 시뮬레이션을 수행하였다. 또 임무해석에 필요한 결과도 함께 보여주었다. 개발된 소프트웨어는 PC상에서 구현하였으며 객체지향형 프로그래밍기법들을 도입하였다. 개발언어는 C++, 개발환경은 마이크로소프트 Visual Studio 6.0을 사용하였다. 개발된 소프트웨어는 대부분 객체지향형 방식을 선택하였으며 필요시에 수정 및 확장이 용이하도록 하였다. 또한 향후 개발되는 국내의 우주발사비행체의 임무설계해석 및 지상관제에도 이용할 수 있으며 특히 교육용으로도 활용 가능하다고 판단된다. [4]

2. 궤도해석 [1][2]

지구를 중심으로 운동하는 위성의 운동은

단순히 지구와 위성사이의 두 물체간의 문제 (two body problem)가 아니라 케플러궤도를 기준으로 불규칙한 궤도 운동을 하고 있다. 이러한 궤도의 불규칙성은 지구를 점질량으로 하였을 때 지구가 인공위성에 미치는 중력 외에 다른 여러 가지 힘, 즉 섭동력 (perturbation)을 인공위성이 받고 있기 때문에 생기는 것이다. 따라서 위성운동의 정확한 표현을 위하여, 위성이 받고 있는 여러 가지의 섭동력을 고려하여야 하고 섭동력을 원 인별로 파악하는 것이 필요하다. 지구 주위를 돌고 있는 모든 위성은 태양계 안에 있는 태양과 행성들의 인력의 영향을 받는다. 이들 중에서 지구가 인공위성의 운동에 가장 많은 영향을 주며, 태양과 달은 지구 다음으로 영향을 주고, 지구 주위를 선회하는 인공위성의 경우는 다른 행성의 영향은 무시해도 좋다. 이러한 영향 외에도 인공위성의 운동을 섭동시키는 요소로서 공기저항, 태양복사압, 지구 자기장, 알베도 복사압, 해양의 조수간만의 차이, 지구의 극운동 효과, 측정 바이어스, 잡음, 기타 확실치 않은 파라메타 등이 있다. 가장 영향을 많이 주는 지구에서, 지구형상을 나타내는 모델 계수의 degree와 order를 36이상으로 점차 정확하게 묘사할 수 있다.

지구 대기권 밖의 비행체에 대한 운동 방정식은 지구 중심에 대한 중력의 힘뿐만 아니라 여러가지 외부 섭동력의 영향으로 인해 궤도가 불규칙하게 변하게 되고, 이 영향은 적분하는 동안 상태의 변화물에 영향을 미쳐 결국 궤도결정의 정확도와 관계한다. 지구중심에 대한 궤도선회운동을 정의하는 가장 기본이 되는 법칙은 두 물체간 운동을 정의하는 뉴턴 제 2 법칙에 의해 표시된다.

섭동가속도에는 크게 비대칭 지구 중력장 (earth's gravitational field), 태양과 달의 인력, 태양복사압, 대기저항력 등이 있으며, 이러한 영향을 받고 있는 위성의 가속도 운동 모델은 식(1)이다.

$$a = a_{Gr} + a_S + a_M + a_{SP} + a_D \quad (1)$$

지구비대칭 중력장 영향력에 비해 다른 섭동력들은 상대적으로 작고 비교적 오랜 운동

에 대해 점진적인 영향을 미치게 된다. 일반적으로 지구중심력의 영향력은 그외의 다른 섭동력보다 적어도 10배이상 크다. 또한 이러한 지구의 비대칭 중력장의 모델에서 지구 적도부근의 불룩한 형상때문에 생기는 영향을 표현하는 zonal 항의 2차항 계수인 J_2 는 그 다음의 가장 큰 J_3 보다도 약 400배 이상 크다.

한편, 랑데뷰의 대부분의 경우, 하나는 자유운동을 하는 수동적인 목표기(Target Vehicle :TV)이며, 나머지 우주비행체는 유도 제어명령을 수행하는 능동적인 추적기(Chase Vehicle: CV)로 정의되며, 두 우주비행체사이의 상대운동으로 해석한다. [5]

지상에서 발사된 CV는 다음과 같은 단계를 거쳐 TV와 도킹에 이르게 된다.

1) CV와 TV의 상대거리가 수십킬로로 접근하는 Long range guided phase; 발사후 CV는 TV와 유사한 궤도평면(coplanar)을 갖도록 궤도전이(orbit transfer)를 수행한다. 하며, Hohmann 궤도전이 등이 이용된다.

2) CV와 TV의 상대거리가 수백미터로 접근하는 Short range guided phase : CV와 TV의 궤도가 오차범위내에 있는 동일한 궤도장반경(semimajor axes: a)과 궤도경사각(orbit inclination: i)을 갖는 유사한 원궤도일 때, 두 위성운동은 상대운동으로 해석할 수 있고, 이 해석은 1878년 Hill에 의해 발표된 후 1960년 Clohessy와 Wiltshire에 의해 재정립되었다. 즉, Hill-equation의 기초하에 연료 등의 관점에 의한 최적화(optimization)과정을 거쳐 두차례 이상의 분사(impulse)를 거쳐 범위 내에 접근한다.

3) CV와 TV의 상대거리가 수십미터로 접근하는 Final Approach; 이 부부의 제어는 LOS(line-of sight)의 제어법칙에 의해 수행된다.

4) Docking

이런 순서대로 임무해석에서 사용되는 랑데뷰는 수행된다.

3. 시뮬레이션

지구동주기위성의 섭동력영향을 나타낸 것이

시뮬레이션에 사용된 위성으로 고도 약 35,800 km 에서 1일 1회 주기를 가지는 위성이다. 지구 비대칭 중력장에서 의 형상계수 중 에서 J_2 가 가장 큰 영향을 주는 항인 것을 알고 있으므로 정지위성의 경우 지구에 대한 태양과 달의 정확한 위치를 계산하여야 할 필요가 있다. 지구정지궤도 위성은 궤도상에 섭동력이 없다면 정상적인 운동에 의해 본래의 임무궤도를 유지하나, 섭동력의 영향에 의해 고도, 경도, 위도 및 궤도요소가 변화게 된다. 따라서 이러한 영향의 분석이 궤도 유지를 위해서는 필수적이다. 위치 보전 (station keeping)은 궤도 요소들을 일정한 범위 내에 유지하는 것, 즉 지구 동주기성 (geosynchronous)위성의 경우는 위성의 주어진 임무를 수행하기 위해 적도면상의 고정된 범위 내에서 위성의 위치를 유지시키는 것이다. 지구의 모양은 비구형, 비대칭이므로 중력장의 분포가 경도와 위도에 따라 다르다. 따라서 경도의 경우 영역에 따라 안정한 영역과 불안정한 영역으로 구분되며, 위성은 안정한 영역으로 변화하게 되는 현상이 있다. 이러한 현상을 이용하여 즉, 위성 궤도의 장반경이 경도의 영역에 따라 지구 정지 고도를 기준으로 변화하게 되는 특성을 이용하여 초기 궤도 설계를 수행하면 경제적인 위치 보전을 할 수 있으며, 이러한 궤도 설계는 위성의 임무와 연료의 효율적인 사용 등에 따른 여러 사항을 고려하여 적절한 궤도요소를 선택하여야 한다. 본 시뮬레이션에서는 동경 116 도에서 ± 1 도의 경도 편차를 가지도록 초기 장반경을 42,159.3364 km 로 정하였다. Fig. 1, 2 는 시간변화에 따른 위성의 위도(latitude) 변화로서 b 의 경우는 지구 비대칭 중력장의 영향, 태양복사압, 태양의 인력, 달의 인력, c 의 경우는 지구 비대칭 중력장의 영향, 태양복사압, 태양의 인력을 고려한 경우이다. 즉, 지구정지궤도 위성은 태양과 달의 위치 변화에 따라 궤도 경사각이 변화하게 되며, 이런 원인으로 인하여 위성이 적도를 중심으로 남북으로 표류하는 현상(north-south drift)이 일어난다. 따라서 원활한 위성통신을 위한 남북의 위치 보전(north-south station keeping)한계가 ± 0.05 도일 경우는 약 20일마다의 주기적인 궤도제어가 필요하다 는 것을 알 수 있다. Fig. 3은 경도의 변

화에 따른 궤도요소중 장반경의 변화를 나타낸 결과로 궤도요소인 장반경이 1일 1km 정도의 일정한 편차를 가지면서 90일 사이에 경도변화가 ± 1 도의 편차를 가지고 있음을 보여주고 있다. Fig. 4는 Fig. 3의 경우에 달의 인력까지 고려한 경우로 달의 영향으로 인하여 장반경의 변화가 더 많은 비주기적인 편차를 가져오고 있음을 알 수 있다. 이상에서와 같이 어떤 임무고도에서의 각각의 섭동력의 영향들이 궤도요소 및 위도, 경도 등에 많은 영향을 미치며 이러한 영향의 해석이 위성 운용상 매우 필요하다는 것을 알 수 있다. 또한 이런 결과를 기초로 한 위성임무전체 시뮬레이션 그림이 참고로 Fig. 5에 나타나 있다. 이는 위성간의 양태뷰가 가능하도록 두 위성운동을 해석한 결과이다. window에서 작동되는 시뮬레이션 소프트웨어의 의 타이틀 바(bar)에는 simulate, spacecraft, guide, parameter, station, groundtrack, options 의 7가지의 타이틀로 구성하였다.

Nominal Orbital Element		
Semi-major Axis	a	42167.8361 (km)
Eccentricity	e	0.0001632
Inclination	i	0.3 (deg.)
Ascending Node	Ω	194.3726 (deg.)
Arg. of Perigee	ω	48.3485 (deg.)
Mean Anomaly	M	90.5896 (deg.)

Table 1. 위성의 궤도요소

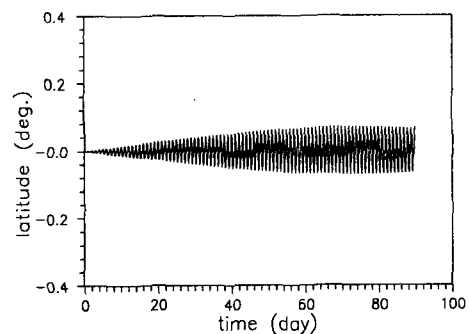


Fig. 1 Satellite orbit motion due to case b (case b : $a_{ge}(36 \times 36) + a_p + a_{sp} + a_s + a_m$)

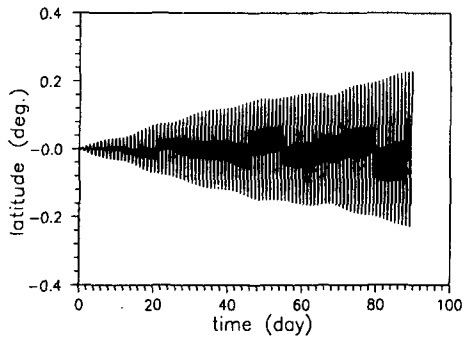


Fig. 2 Satellite orbit motion due to case c
(case c : $a_{CE}(36 \times 36) + a_D + a_{SP} + a_S$)

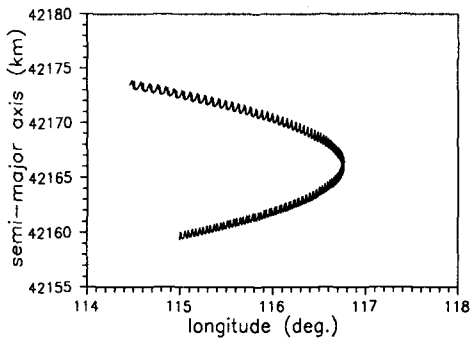


Fig. 3 Satellite orbit motion due to case b

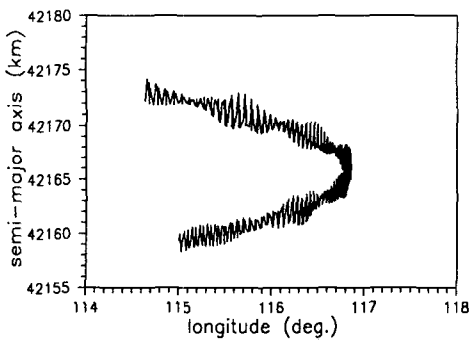


Fig. 4 Satellite orbit motion due to case c

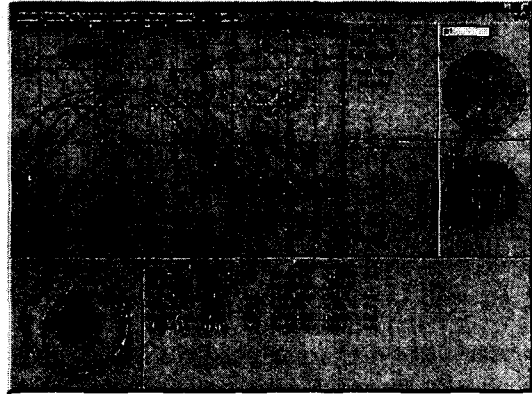


Fig. 5 Mission Analysis of Satellites

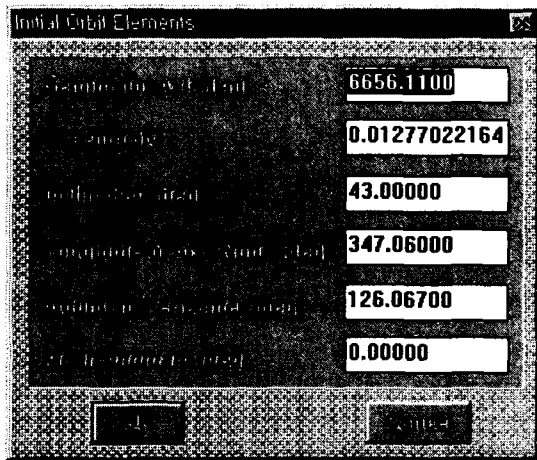


Fig. 6 Orbit Element of Satellites

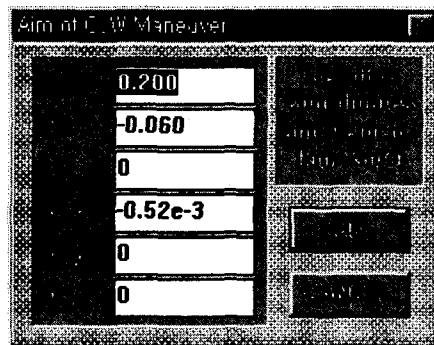


Fig. 7 Relative velocity of Satellites

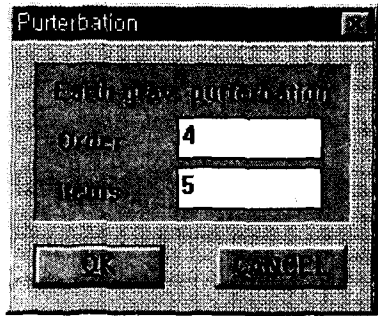


Fig.8 Earth Gravitation
Perturbation

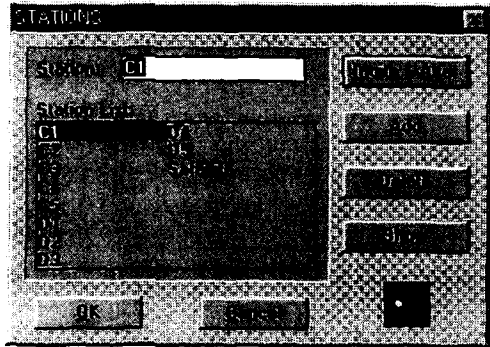


Fig.9 no.of station

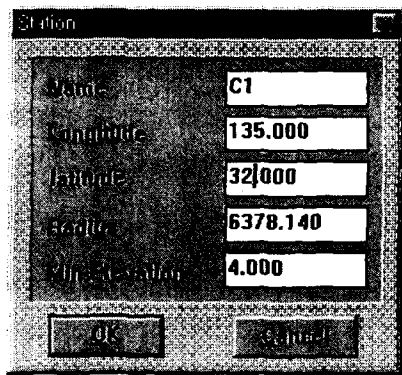


Fig.10 Position of station

Fig. 6은 타이틀바의 spacecraft의 수동적인 목표표기와 능동적인 추적기의 궤도요소의 초기치 기입하도록 하고 시간 변화에 따른 운동을 표현한다. Fig.7은 두 비행체의 상대운동을 표현하도록 하였다. Fig.8은 타이틀바의 parameter

서의 지구중력장 모델을 정하도록 하였다. 참고로 여기에 사용된 모델은 NASA에서 제공하는 GEMS모델을 사용하였다. Fig.9는 우주발사비행체의 운동을 추적하는 지상관제소의 갯수를 설정하도록 하였으며, 특히 GPS를 이용한 비행체간의 추적을 사용할 수 있도록 설정하였다. Fig.10은 지상추적소의 위치를 위도, 경도 등으로 표현하였으며, 이는 전체 운용 소프트웨어에서 까만 점으로 설정되어 만약 그 지상추적소에서 비행체가 관찰 될 때는 변화된 색깔로 표현되어 지상추적소에서 데이터가 획득됨을 알 수 있도록 하였다.

4. 결론

비대칭 지구 중력, 태양과 달의 인력, 태양 복사압, 대기저항력 등에 의한 인공위성의 궤도를 해석하였다. 또한 해석된 궤도가 인공의 운동에 어떠한 영향을 주는가를 파악하였다. 개발 소프트웨어는 C++언어와 객체지향형 구조로 작성되었고 GUI를 이용한 편의성을 제공하였으며 보완성과 확장성에 중점을 두었다. 향후 이러한 소프트웨어를 기초로 다양한 임무해석과 특히 우주발사비행체의 재진입에 대하여 연구가 진행될 예정이다.

참고문헌

1. James R. Werts, and Wiley J. Lason, *Space Mission Analysis and Design*, Kluwer Academic Publisher, 1991.
2. Ching Fang Lin, *Modern Navigation, Guidance, and Control Processing*, Prentice Hall Inc, 1991.
3. S.H.Park, *Orbit Analysis and Orbit Determination*, Ph.D Thesis, 1993.
4. Hyun Jae Lee, Jinwon Han and Hyochong Bang, "S/W Simulator for three axis attitude control of satellites", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol.29, No.5, pp.108-116, August, 2001.
5. Michael D. griffin and James R. French, "*Space Vehicle Design*", AIAA education series, 1991, pp 153-158