

액체추진제를 사용한 무궁화위성 3호의 정지궤도 진입 시뮬레이션¹

윤재철¹ · 최규홍¹ · 김두환
김방엽² · 김은규²

¹연세대학교 천문우주학과

²한국항공우주연구소 무궁화위성그룹

LIQUID APOGEE ENGINE BURN PLANS FOR THE KOREASAT-3

Jae-Cheol Yoon¹, Kyu-Hong Choi¹, Du-Hoan Kim
Bang-Yeop Kim², and Eun-Kyou Kim²

¹ Department of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749

²KOREASAT Group, Korea Aerospace Reserch Institute

email: yjch@galaxy.yonsei.ac.kr, khchoi@galaxy.yonsei.ac.kr, kby@satt.kari.re.kr, ekkim@satt.kari.re.kr

(Received Oct 14, 1998; Accepted November 19, 1998)

요 약

무궁화위성 1·2호와 앞으로 발사될 무궁화위성 3호의 원지점 궤도천이는 기본적으로 궤도평면을 바꾸는 타원궤도천이인데, 무궁화위성 1·2호의 경우는 고체추진제를 이용하여 천이궤도의 원지점에서 단 한번 분사함으로써 목표 표류궤도로 진입하는 AKM(Apogee Kick Motor)단계를 거치는 반면, 무궁화위성 3호는 액체추진제를 이용하여 원지점에서 여러번 분사를 통해 천이궤도를 바꾸어 나가면서 최종 표류궤도로 진입하는 LAE(Liquid Apogee Engine)단계를 거치도록 계획되어 있다. 본 연구에서는 액체추진제를 사용한 정지궤도 진입방법과 추진제 제어방법을 연구하여 액체추진제를 사용한 정지궤도 진입 시뮬레이션 툴을 개발하였다. 정밀한 시뮬레이션을 위해 연세대학교 위성궤도공학연구소의 COWELL5 정밀궤도예측 프로그램을 토대로 기본설계를 했으며, 결과는 STK/VO^{TM} 의 지상계 및 3차원 그래픽환경으로 실시간 구현이 가능하도록 했다.

ABSTRACT

The apogee manoeuvre of KOREASAT-1·2·3 is basic elliptical orbit transfer converting orbit plane. The KOREASAT-3 is planned for multi-burn manoeuvres using the

¹이 연구는 한국항공우주연구소와 한국통신의 연구비 지원으로 수행되었음.

liquid apogee engine while the KOREASAT-1 · 2 used the apogee kick motor that executes a single burn in the apogee of transfer orbit using the solid propellant. This study analyzed the multi-burn manoeuvres using the liquid apogee engine and the propellant control method and developed the simulation tools. For the purpose of precise simulation, We designed tools in the basic of orbit propagation software, COWELL5, that was developed by members of Center for Astrodynamics in Yonsei university and the results can be displayed in 3-D graphic of *STK/VOTM*.

1. 서 론

정지궤도 위성의 성공적인 운용을 위해서는 궤도천이는 필수적인 기술이다. 인공위성이 기계적으로 아무런 이상이 없어도 무궁화위성 1호와 같이 최종 목적궤도 진입에 실패하거나 예상외의 추진제를 소비하면 무용지물이 되던지 수명이 단축됨으로 인해 상당한 경제적 손실을 감수해야 한다. 따라서, 정상적인 목적궤도 진입을 위해서는 위성 발사전에 모의실험이 여러번 선행되어야 하고 최적의 궤도천이 조건과 발생할 수 있는 여러 상황에 대한 분석이 반드시 필요하다.

2개의 궤도사이의 궤도천이 방법은 여러가지가 있는데, 최소에너지를 이용해서 천이하는 방법은 Hohmann이 1957년에 발표한 Hohmann 천이궤도(Transfer orbit)이다. 동일한 궤도평면에 놓여 있는 두 원궤도 사이의 최소에너지 천이궤도인 Hohmann 천이궤도의 발견 이후 Hinz(Hinz 1963), Nishmura(Nishimura *et al.* 1970), Bruschi(Bruschi 1979), Vinh(Vinh *et al.* 1988)등에 의해 원궤도 뿐만 아니라 타원궤도에서 궤도평면까지 바꾸는 여러종류의 궤도천이 방법이 연구되었다. 실제 인공위성의 궤도천이는 오차가 없는 이상적 궤도 천이가 아니라, 적재된 추진제를 염두에 두고 발생 가능한 오차까지 고려한 최대한 효율적인 천이가 이루어 진다. 이것은 여러가지 원인의 오차를 고려한 조건에서는 이상적인 Hohmann 궤도 천이보다는 다소 융통성 있는 궤도 천이가 필요하기 때문이다.

무궁화위성 1 · 2호와 1999년 발사될 무궁화위성 3호의 원지점 궤도천이는 기본적으로 궤도평면을 바꾸는 타원궤도천이인데, 단 한번에 최종적인 정지궤도에 진입하는 것이 아니라 여러 중간단계를 체계적으로 이행함으로써 가능하다. 특히, 무궁화위성 1 · 2호의 경우는 고체추진제를 사용하여 천이궤도의 원지점에서 단 한번 분사함으로써 목표 표류궤도로 진입하는 AKM(Apogee Kick Motor) 단계를 거치는 반면, 무궁화위성 3호는 액체추진제를 이용하여 원지점에서 여러번 분사를 통해 천이궤도를 바꾸어 나가면서 최종 표류궤도로 진입하는 LAE(Liquid Apogee Engine) 단계를 거치도록 계획되어 있다.

본 논문에서는 고체추진제 AKM 과 액체추진제 LAE에 대해 설명하고, 액체추진제를 사용한 정지궤도 진입방법과 추진제 제어방법을 연구하여 액체추진제를 사용한 정지궤도 진입 시뮬레이션 틀을 개발하였다.

2. 원지점 점화에 의한 궤도 천이

원지점 궤도 천이의 목적은 천이궤도의 적당한 점에서 인공위성의 속도를 증가시켜 정지궤도에 가까운 표류궤도로 올리는 것이다. 원지점 궤도 천이방법에는 고체추진제를 이용하는 AKM과 액체추진제를 사용하는 LAE로 나누어 지는데, 고체추진제는 높은 추력에 비해 60초 정도의 짧은 분사시간을 가지고 있으며, 액체추진제는 추력이 낮고 효율이 높으며 최대 50분 정도의 긴 분사시간을 가진다. 무궁화위성 1·2호의 원지점 점화에는 AKM이 사용되었으며, 무궁화위성 3호는 다단계 분사의 LAE를 사용하도록 계획되어 있다.

인공위성의 임무에 대한 분석이 끝나면 적당한 원지점 점화사양에 대한 선택이 필요한데, 현재 주로 사용되는 고체추진제 원지점 모터는 무궁화위성 1·2호의 원지점모터 제작회사인 미국의 Thiokol이나 Aerojet, 프랑스의 Societe Europeenne de Propulsion, 이탈리아의 Snia-Viscosa 등의 회사에서 만들고 있으며 위성의 특성에 따라 설계되고 위성의 질량과 속도증가분을 고려해서 추진제를 채운다. 고체추진제 원지점 모터는 구조가 간단하며 부품이 작고 구조중량이 전체 중량에 비해 작고 저장과 발사작업이 편리해 5년이상 그대로 저장이 가능하고 점화장치가 작동하면 즉시 발사가 가능한 장점이 있으나, 추력의 조절이나 재점화가 불가능한 단점이 있기 때문에 점화이상시 전체 임무에 치명적인 영향을 끼칠 수 있으며, 정밀도도 떨어진다.

고체추진제의 치명적 단점을 개선하기 위해 많은 새로운 인공위성들은 액체추진제에 의한 원지점 엔진의 점화를 고려해서 설계되는데, 액체추진제를 사용할 경우 추력의 융통성이 있고 높은 추진효율을 낼 수 있으며 분사의 정확성도 우수할 뿐만 아니라 분사시간과 분사량을 조절하여 분사오차를 최소화 할 수 있기 때문이다. INSAT, OLYMPUS, IMMARSAT, INTELSAT-VI 위성등이 액체추진제 원지점 엔진을 사용한 대표적인 위성들인데 분사횟수나 분사시간에 대한 선택의 폭이 커지고 분사의 정확성을 높일 수 있었다. 다단계 점화의 경우 복잡한 계획이 요구되지만, 그 이점이 크다. 즉 첫번째 점화후에 엔진은 더 좋은 상태로 조정될 수 있고 이어지는 분사에서는 전단계 분사에서의 오차를 보정할 수 있다. 분사량과 시간을 조절할 수 있으므로 연료효율을 높일 수가 있는 것이다. 이처럼 분사의 회수가 많을수록 분사오차를 점점 줄여 나갈 수 있는데, 예를들어 두번의 분사가 있다면 두번째 분사에서 첫번째 분사오차를 줄일 수 있고, 세번의 분사를 이용한다면 마지막 분사는 소규모로 이루어지므로 오차는 더욱 줄고 정밀한 분사를 통해 효율을 높일 수 있다. 일반적으로 엔진의 성능을 고려할 때 세번의 분사가 많이 적용되는데 각 단계에 따른 분사량은 최고의 분사효율과 최소의 오차를 위해 마지막 분사가 가장 작다.

3. 다단계 액체추진제 원지점 엔진 점화 프로그램 알고리즘

본 논문에서 개발한 다단계 액체추진제 원지점 엔진 점화 시뮬레이션 툴은 정밀궤도예측 프로그램 COWELL5(최규홍 *et al.* 1998)를 기본으로 설계했으며 COWELL5의 궤도예측 정밀도는 최대 ± 3 m 의 위치오차를 가지고 있다.

위성의 궤도를 정밀하게 예측하기 위해서는 우주공간에서 위성이 받는 힘들을 정밀하게 모델화 하는 것이 가장 중요하다. 정지궤도 위성의 경우 위성에 주요하게 영향을 미치는 섭동력으로는 지구 중력포텐셜에 의한 섭동, 달과 태양의 중력에 의한 섭동, 태양복사압에 의한 섭동등이 있으며, 저궤도 위성의 경우 위의 세가지 섭동력과 더불어 지구대기밀도에 의한 섭동력이 주요한 힘으로 작용한다. 그 외에 상대적으로 미세한 섭동력으로 분류되는 것으로는 조석효과에 의한 섭동력, 지구복사압에 의한 섭동력, 상대성 이론에 의한 상대론적 효과등이 있으나, ± 3 m 이내의 위치오차내에서 작용하는 힘들이기 때문에 무시할 수 있다.

섭동력들의 모델화 외에 정밀한 궤도예측 알고리즘의 구현을 위해서 필요한 영역이 시간계의 보정과 좌표변환의 정밀성이다. 우리가 흔히 알고 있는 UT(Universal Time)은 엄밀한 의미에서 UT1이며, 이 시간계는 지구의 자전이 불규칙하게 느려지고 있기 때문에 절대시간과 비교해 볼 때 상대적으로 변하게 된다. 따라서 사용자가 원하는 시간에서의 위성의 위치와 속도를 정밀하게 예측하기 위해서는 이러한 불규칙한 UT를 시간의 기준으로 삼으면 안된다. 일반적으로 이러한 불규칙한 기준 시간을 극복하기 위하여 도입된 것이 UTC(Coordinated Universal Time)인데, 원자시계로부터 정의되는 가상의 시간계이며, 위성관제시 시간동기를 위해 사용되는 시간계이다.

지구의 운동, 즉 세차운동과 장동, 극운동을 보정한 기준좌표계의 설정과 여러 좌표계사이의 상호변환도 궤도예측 알고리즘의 정밀성에 큰 영향을 끼치는데, 각 섭동력들에 대한 운동방정식의 전개와 적분과정시 각각 필요한 좌표계의 설정과 상호변환을 정밀하게 구현하여야 한다.

다단계 액체추진제 원지점 엔진 점화 알고리즘에 적용된 섭동력들은 다음과 같다.

JGM-2 70 X 70 중력포텐셜(Nerem et al. 1994), 달과 태양의 중력, 태양복사압, 지구대기밀도, 추력에 의한 섭동력들을 적용했으며, 천체력 계산에는 DE-403 천체력(Standish et al. 1995)를 이용하였고 지구대기밀도모델은 단순지수함수모델, 1976년 U.S. 평균밀도모델(U.S. Government 1976), 수정된 Jacchia 71모델(Hickey 1988), MSISE-90모델(Hedin 1991)들중 선택적으로 사용할 수 있다. 적분방법은 7(8)계 Runge-Kutta single step 방법(최규홍 1996)과 11계 ADAMS-COWELL multi step predictor-corrector 방법(Martin 1974)들중 선택할 수 있으며, 적분시 기준좌표계는 True of Epoch 좌표계이며, 운동방정식은 각각 해당 좌표계로 전개하여 전체 가속도의 합은 True of Date 좌표계로 변환하여 계산한다. 그리고 각각 좌표변환 수행시 시간계의 보정을 위해 입출력시간은 UTC로 사용하며, 원자시계를 이용하여 전체 시간계의 보정을 실시간으로 수행하도록 되어 있다.

초기 입력자료로는 천이궤도의 초기궤도요소, 적용할 섭동력, 추력, 비추력, 분사를 시작할 천이궤도 승교점적경 번호, 그외 기타 상수들이 있으며, 출력자료로는 시간에 따른 위성의 위치와 속도가 True of Date, Earth-Centered Fixed, J2000 좌표계에서 파일로 생성되며, 사용자 선택에 따라서 가우시안 랜덤한 오차를 포함하는 관측자료들이 생성되고, STK에 입력될 외부파일도 생성된다.

4. 무궁화위성 3호의 액체추진제 원지점 엔진(LAE) 점화 임무 계획

무궁화위성 3호의 천이궤도 액체추진제 원지점 엔진 점화 계획을 세우는데는 여러 제한조건들이

있다. 이런 제한조건들중에는 한번의 궤도조정이후 다음번 궤도조정의 계획을 세우기 위해 필요한 시간, 임무 명령을 내리기 위해 필요한 지상국과의 교신 가능 위치, 원지점 엔진 성능 제한내에서의 분사시간등이 있다.

각각의 액체추진제 원지점 엔진 점화사이에 다음의 엔진 점화 계획수립에 필요한 시간내에서는 엔진 점화 이전에 천이궤도의 정밀한 궤도결정을 위해 전 궤도에 대한 추적자료를 얻을 수 있어야 하며, 이후의 임무를 계획하고 그 임무를 준비할 수 있어야 한다. 지상국에서 천이궤도에 있는 위성에 대한 추적은 충분히 이루어 져야 하는데, 임무를 준비하고 명령을 내리기 위해서이다. 지상국과의 교신 가능 위치는 여러 원지점의 경도와 지상국에서 추적 가능한 경도영역을 비교함으로써 구해진다.

한번의 액체추진제 원지점 엔진의 점화시에 최대한 분사할 수 있는 제한 시간은 50분이고, 3번의 분사를 수행하며, 각각의 분사시에 최적의 효율을 얻기 위해 추천된 분사시간내에서 이루어 지고, 마지막 분사시간이 가장 짧다. 무궁화위성 3호의 액체추진제 원지점 엔진은 Royal Ordinance Leros 1-B를 사용하는데, 전체 추력은 145 lbf이고, 이 엔진의 산화제와 하이드라이진의 비는 0.85이며, 318 초의 비추력을 가지고 있다.

아리안 4호 발사체를 이용한 무궁화위성 3호의 예비임무는 최종표류궤도를 동경 121도에 위치시킨다. 아리안 발사체는 7도의 궤도경사각, 42164.20 km의 원지점, 6578.15 km의 근지점을 가지며, 첫 번째 근지점의 경도는 동경 352도이며, 마지막 원지점 엔진 점화는 동경 121도에서 일어난다. 천이궤도에서 운용되는 동안은 두개의 주지상국이 사용되는데, 호주의 Armidale 지상국과 샌프란시스코의 Sunnyvale 지상국이다. 최초로 위성과의 교신을 위해 Mauritius 섬에 있는 부지상국이 사용되며, 위성의 텔레메트리를 얻는다. 3번의 원지점 엔진 점화시에는 Armidale에서 추적이 가능해야 하며, 각각의 엔진 점화이전에 이들 두 지상국에서 추적자료가 획득되어야 한다. 최종 표류궤도의 특성상 마지막 원지점 엔진 점화가 일어나기 전의 원지점 즉 8번째 원지점에서는 두 지상국 어디에서도 추적이 되지 않기 때문에, 두번째 원지점 엔진 점화 이후의 원지점 즉 5, 6, 7번째 원지점에서 추적자료를 충분히 얻어야 한다. 최종적으로 표류궤도에 진입하기 까지 거의 6일가량 걸린다.

5. 무궁화위성 3호 액체추진제 원지점 엔진 점화 시뮬레이션

아리안 4호 발사체를 사용한 3단계 액체추진제 원지점 엔진 점화 시뮬레이션을 수행하여 무궁화위성 3호 예비임무의 타당성을 검토하였다. 초기 천이궤도의 궤도요소는 무궁화위성 3호의 이론적인 예비임무 자료로부터 유도한 값을 사용하였으며, 천이궤도의 3, 5, 9번째 승교점에서 원지점 엔진 점화를 수행하였다. 엔진점화 원지점의 선택의 경우 본 시뮬레이션에서는 무궁화위성 3호의 예비임무 자료에서 제시된 원지점을 선택하였으며, 만일 실제 발사시 다른 원지점으로의 변화가 발생할 시 사용자가 임의로 바꿀 수 있다. 일반적으로 엔진점화 원지점의 선택과 분사시간은 앞 4장에서 설명한 제한조건에 의해 좌우되며, 매번의 분사를 수행하는 순간의 위치가 그 이후의 과정에 중요한 영향을 미치게 된다. 천이궤도상에서는 여러 섭동들에 의해서 교란력들을 받게 된다. 따라서, 정밀한 시뮬레

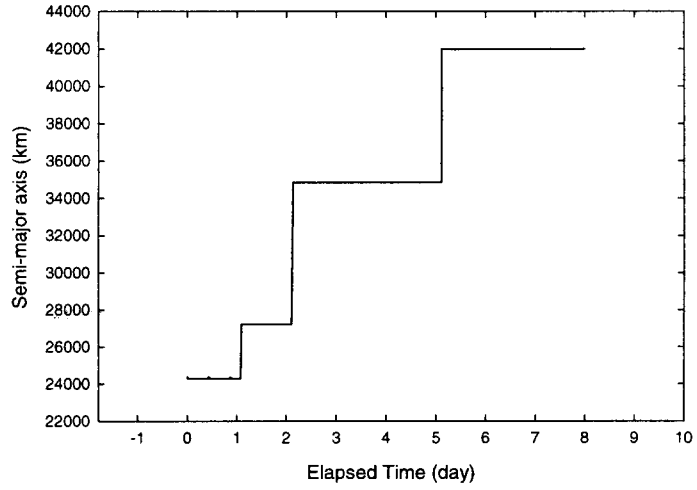


그림 1. 3번의 점화동안 장반경 변화.

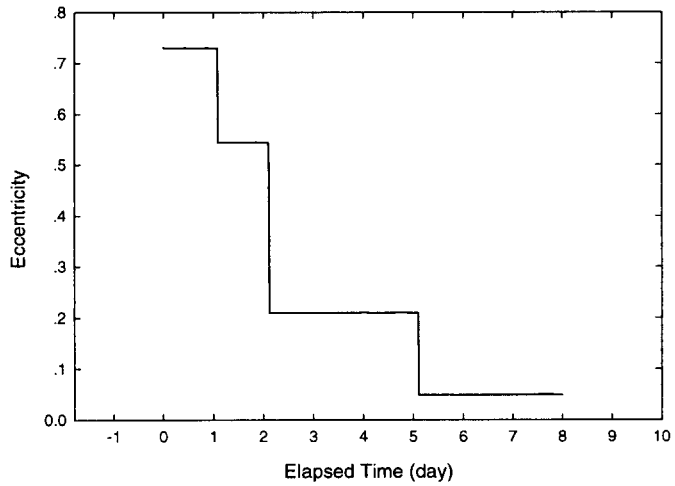


그림 2. 3번의 점화동안 이심률 변화.

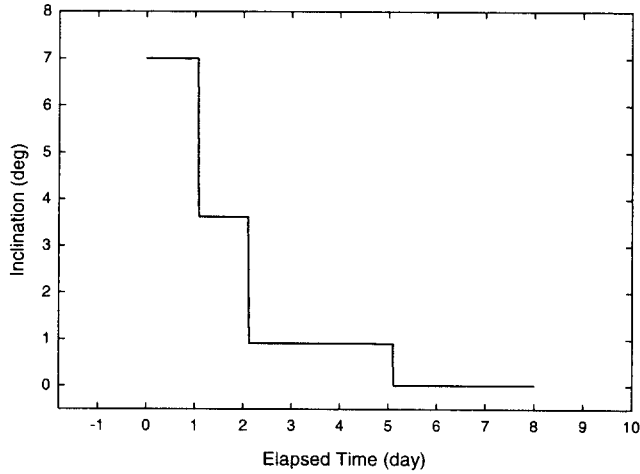


그림 3. 3번의 점화동안 궤도경사각 변화.

이전을 위해서는 천이궤도상에서 위성체에 작용되는 섭동력들이 고려되어야 하며, 다음과 같은 섭동들을 적용시켰다.

- 지구중력장에 의한 섭동 (JGM-2 20 X 20)
- 달과 태양의 중력에 의한 섭동
- 태양복사압에 의한 섭동
- 지구대기밀도에 의한 섭동 (MSISE-90 대기밀도모델)
- 원지점 엔진 점화시 추력에 의한 섭동
 - 액체추진제 원지점 엔진 추력 : 145.00 lbf
 - 액체추진제 원지점 엔진 비추력 : 318 초
 - 위성체 초기 질량 : 2814.19 kg

액체추진제 원지점 엔진 점화 시뮬레이션의 최종결과는 다음과 같다.

표 1. 액체추진제 원지점 엔진 점화 결과.

원지점 번호	원지점 엔진 점화	위도(도)	경도(도)	속도증가량(m/s)	분사시간(분)
3번 원지점	분사시작	-0.265	141.997	490.636	33.012
	분사종료	0.180	138.674		
5번 원지점	분사시작	-0.203	128.609	673.182	37.619
	분사종료	0.072	126.580		
9번 원지점	분사시작	-0.028	126.068	335.497	15.925
	분사종료	0.000	125.874		

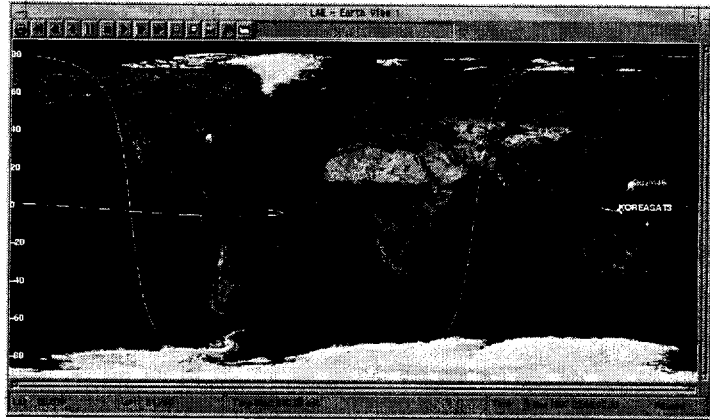


그림 4. 첫번째 원지점 엔진 점화.

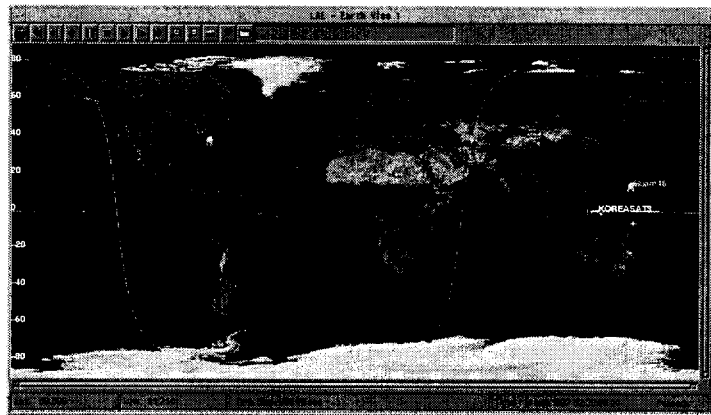


그림 5. 두번째 원지점 엔진 점화.

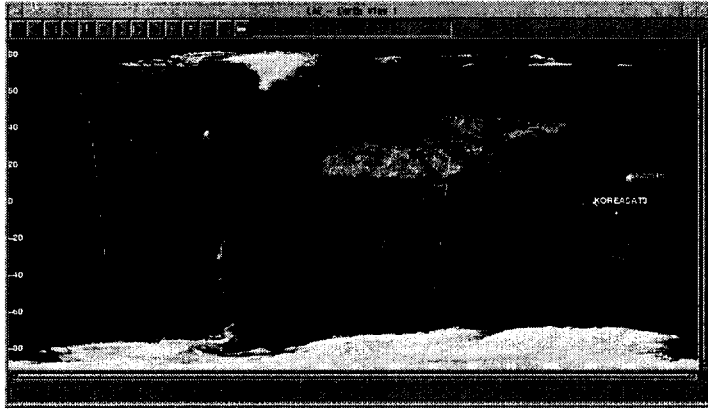


그림 6. 세번째 원지점 엔진 점화.

무궁화위성 3호의 원지점 진입을 위한 예비임무분석의 결과는 최종 표류궤도가 동경 121도에 있는 것으로 되어 있으나, 이것은 이론적인 2체문제로 계산한 결과이며, 실제 섭동력과 추력의 특성을 고려한 본 시뮬레이션 툴의 결과 약 4도정도의 차이가 있는 것을 알 수 있다. 그리고 예비임무의 경우는 천이궤도의 원지점과 승교점이 일치하는 이상적인 천이궤도를 가정하고 원지점에서 원지점 엔진을 점화한 것을 가정한 것이지만, 실제 천이궤도의 경우는 위성에 작용하는 섭동으로 인해 원지점과 승교점이 정확하게 일치하지 않게 되고 지구중심으로부터 승교점까지의 거리가 원지점까지의 거리보다 약간 짧게 된다. 본 시뮬레이션에서는 천이궤도의 승교점에서 원지점 엔진 점화를 수행했기 때문에, 최종 표류궤도의 장반경은 이론적인 예비궤도보다 약 200 km 정도 짧게 되며, 최종 표류궤도의 표류율은 약 2.5 도/rev이 된다. 실제 상황에서는 근지점 모터 점화를 할 때, 천이궤도의 승교점을 표류궤도의 장반경과 일치시키기 위해 천이궤도의 장반경을 좀 더 크게 하도록 계획하는 것으로 알려져 있다.

6. 결론

본 연구에서 개발한 액체추진제 원지점 엔진 점화 시뮬레이션 툴은 1999년 무궁화위성 3호의 정지궤도 진입과정시 실시간으로 구현하여 천이궤도를 선회하고 있는 무궁화위성 3호의 상태와 다단계 원지점 엔진 점화의 실패 유무 및 그 오차를 실제 상황과 곧바로 비교, 검토하기 위해 개발되었다. 따라서, 정밀한 궤도의 예측을 위해 COWELL5 궤도예측 프로그램을 기본으로 설계했으며, 다단계 액체추진제 원지점 엔진 점화시 필요한 추력 알고리즘을 개발하였다. 무궁화 3호 발사 직후부터 최종 표류궤도 진입까지의 전 과정동안 이 툴은 실시간으로 작동하는 것으로 계획되어 있으며,

STK/VOTM 환경에서 3차원 그래픽으로 구현될 수 있도록 하였다.

참고문헌

- 최규홍 1996, “정지궤도위성의 궤도결정 소프트웨어 개발”, 한국항공우주연구소:한국통신, 3장
- 최규홍, 이병선, 윤재철, 노경민, 최은정, 심광주 1998, “저궤도 위성 궤도예측/결정/조정 프로그램 테스트 틀에 관한 연구”, 한국전자통신연구원, 2장
- Brusch, R. G. 1979, *J. Guidance and Control*, 2, 3
- Hedin, A. E. 1991, Extension of the MSIS-86 Thermospheric Model into the Middle and Lower Atmosphere, *J. Geophys. Res.* 96, 1159
- Hickey, M. P. 1988, The NASA Engineering Thermosphere Model, NASA
- Hinz, K. H. 1963, *AIAA J.*, 1, 1367
- Martin, T. V. 1974, GEODYN Descriptive Summary, NAS 5-11933-MOD 30
- Nerem, R. S., Lerch, F. J., Marshall, J. A., Pavlis, E. C., Putney, B. H., Tapley, B. D., Eanes, R. J., Ries, J. C., Schutz, B. E., Shum, C. K., Watkins, M. M., Klosko, S. M., Chan, J. C., Luthcke, S. B., Patel, G. B., Pavlis, N. K., Williamson, R. G. 1994, Gravity model development for TOPEX/POSEIDON: Joint gravity models 1 and 2, *J. Geophys. Res.*, 99(C12), 24421-24447
- Nishimura, T. and Pfeiffer, C. G. 1970, *J. Spacecraft*, 7, 4
- Standish, E. M., Newhall, X. X., Williams, J. G. & Folkner, W. M. 1995, JPL Planetary and Lunar Ephemerides: DE403/LE403, JPL IOM 314.10-127
- U.S. Standard Atmosphere, 1976, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C.
- Vinh, N. X. and Kuo, S. H. 1988, *astronaut. Acta*, 17,875