J. Astron. Space Sci. 11(2), 296–307 (1994)

무궁화 위성의 궤도전이를 위한 최적 원지점 점화 계획

송우영 · 최규홍
연세대학교 천문대기과학과

OPTIMUM AKM BURN PLANNING FOR ORBITAL TRANSFER OF KOREASAT

Woo-Young Song and Kyu-Hong Choi
Department of Astronomy and Atmospheric Science
Yonsei University, Seoul 120-749

(Received Norvember 27, 1994; Accepted December 9, 1994)

요 약

1995년 DeltaII 발사체로 발사예정인 무궁화 위성을 전이궤도에서 표류궤도로 진입시키기 위해 실시하는 원지점 조정에 활용이 가능한 시뮬레이션 S/W를 VAX/VMS에서 사용할 수 있도록 X-Window 시스템(OSF/MOTIF Graphic User Interface)을 이용하여 GUI(Graphical User Interface)를 통한 조작이 가능하도록 개발하였다. 이 S/W는 원지점 점화를 임펄스라 가정하여 조정 파라미터를 계산하는데 필요한 데이터를 제공하는 분석모드와 상세하게 모델링된 원지점 모터를 이용하여 finite burn 적분으로 원지점 점화를 위한 조정 파라미터를 계산하는 운용모드 등 두 가지 모드를 제공한다. 또한 이 개발된 S/W를 이용하여 무궁화 위성의 궤도 전이를 위한 최적 원지점 점화에 대하여 여러가지 시나리오를 수행하고 그 결과를 분석해 보았다.

ABSTRACT

Using X-Window system (Motif Graphic User Interface), the AKM (Apogee Kick Motor) firing software for Koreasat which will be launched in 1995 has been developed to transfer the spacecraft from its transfer orbit, provided by the DeltaII launch vehicle, into a nearly geostationary drift orbit. The AKM firing software runs in one of two modes. In mission analysis mode, using a fixed magnitude impulsive velocity change, it provides the necessary data for

planning the burn parameters. In insert mode, it uses the orbit propagator function to integrate the spacecraft state through the AKM burn. In this case, an AKM thrust profile and specific impulse are applied to the necessary data for planning the burn parameters to obtain the best possible drift orbit. The apogee burn planning simulation for orbital transfer of Koreasat has been performed using the AKM firing software. And the result of this simulation has been analyzed.

1. 서 론

위성체의 개발에 있어서 실제 위성체를 제작하는 것은 많은 시간과 비용이 들 뿐만 아니라, 실제 위성체가 작동하는 실제 우주공간과 똑같이 꾸며 놓은 실험실(모의공간)에 셋팅해 놓고 그 동작상태와 성능을 실험한다는 것은 거의 불가능하므로, 이를 시뮬레이션으로 대치할 수 있는 S/W의 개발이 필요하다. 이러한 S/W를 개발하여 짧은 시간내에 여러가지 시나리오를 수행하고 그 결과를 분석함으로써, 미미한 부분을 보완하고 성능저하 요인을 분석하여 실제 위성체를 제작하거나 시험을 하지 않고도 위성체의 성능을 미리 평가할 수 있다.

무궁화 위성의 경우에도 성공적인 운용을 위해서는 여러분야에 대한 임무 분석이 필요한데, 그 중에서도 궤도전이는 필수적인 기술이다. 실제 인공위성의 궤도전이는 오차가 없는 이상적 궤도전이가 아니라 적재된 추진제를 염두에 두고 발생 가능한 오차까지 고려한 최대한 효율적인 전이가 이루어진다(Pocha 1985). 이것은 여러가지 원인의 오차를 고려한 조건에서는 이상적인 Hohmann 궤도전이 보다는 다소 융통성 있는 궤도전이가 필요하기 때문이다(Escobal 1976). 무궁화 위성의 원지점 궤도전이도 기본적으로는 궤도평면을 바꾸는 타원 궤도전이인데 한번에 최종궤도인 정지궤도에 진입하는 것이 아니라 여러 번의 중간 단계를 거친다(Pritchard *et al.* 1993).

인공위성이 원지점 모터 점화를 하는 경우에, 기계적으로 아무런 이상이 없어도 원지점 점화 시기와 방향이 정확하지 못한 경우에는 최종궤도(GEO) 위치로의 진입에 문제가 생기므로 최종궤도에 도달하도록 하는 궤도조정에 위성의 위치유지용으로 싣고간 하이드라이진이라는 추진제(약 200 - 300 kg)를 사용해야 한다. 그렇게 되면 정작 위치유지용으로 10년간 사용해야 할 추진제가 궤도조정에 쓰이게되어 위성의 수명이 단축된다(Agrawal 1986). 따라서 정상적인 목적궤도 진입을 위해서는 AKM 점화시 생길 수 있는 오차를 가능한 최소화시키는 점화조정 파라미터를 계산하고, 최적의 궤도전이 조건과 일어날 수 있는 여러가지 경우에 대한 분석을 하는 모의실험이 필요하다.

2. 무궁화 위성의 궤도 전이를 위한 원지점 점화

1995년 Delta II 발사체로 발사예정인 무궁화 위성을 전이궤도에서 표류궤도로 진입시키기 위해서는 궤도의 원지점에서 원지점 조정을 실시해야 하는데, 본 연구에서는 이러한 궤도전이

S/W를 개발하였다. 이 S/W는 원지점 점화를 임펄스라 가정하고 계산되는 분석모드와 상세하게 모델링된 원지점 모터를 이용하여 finite burn 적분으로 원지점 점화를 위한 조정 파라미터를 계산하는 운용모드 등 두 가지 모드를 제공한다. 목표 시스템은 KOREASAT에 탑재된 GE3000 버스의 원지점 점화 모터이다. 모든 입출력은 VAX/VMS 상에서 실행될 수 있게 되어 있고, OSF/MOTIF Graphic User Interface를 가진 상태에서 동작하게 하였다(Young 1976). 개발된 S/W의 궤도 계산에는 4계의 Runge-Kutta 수치적분을 이용하였고, 전이궤도의 계산에는 적분 간격을 30초로 그리고, 표류궤도 계산에는 적분 간격을 400초로 하였다. 지구 비대칭 중력항은 가장 크게 영향을 미치는 J_2 zonal term만 넣었고, 태양이나 달에 의한 섭동력은 제외시켰다. 그리고 위성이 원지점 모터 분사시에 추력의 방향과 회전방향이 같다고 보았고, 추력 프로파일은 공칭 추력으로 0.5초 간격으로 나누었다.

2.1 분석 모드(Analysis Mode)

분석 모드에서는 전이궤도가 목적하는 표류궤도와 만나는 점을 찾아내고, 지상에 있는 추적소의 추적 범위와 원지점 모터의 점화에 필요한 준비시간을 고려해서 적당한 원지점을 선택해서 특정크기의 속도변화가 인공위성에 가해지고, 그 결과에 의한 표류궤도가 결정된다. 여기서 결정되는 표류궤도의 목표변수는 궤도면과 궤도 기울기, 승교점의 적경, 분사후의 비행각이나 표류율로 나타난다. 분석모드에서 필요로 하는 계산과정은 다음과 같다.

1) 원지점 모터의 특성은 추력 프로파일(thrust profile)과 비추력 그리고 총추력 등으로 이루어지는데, 이러한 자료를 이용하여 속도 증가량과 분사가속 중심을 계산한다.
2) 표류궤도면을 결정한다.
3) 전이궤도와 표류궤도가 만나는 점의 위치와 속도 벡터를 계산한다.
4) 표류율이나 비행각에 의해 결정되는 표류궤도의 속도 벡터를 계산한다.
5) 원지점 모터 속도 증가량의 방향을 결정하고, 분사시의 자세를 계산한다.
6) 표류궤도의 궤도요소를 계산한다.

2.2 운용 모드(Insert Mode)

운용 모드에서는 원지점 모터 분사에 의한 인공위성의 상태변화를 다루기 위해 궤도 계산 함수를 사용하고, 추력 프로파일과 비추력이 이용되는데, 본 연구에서는 추력을 따로 모델링하지 않고, GE Astro Space의 추력 모델링 결과를 이용하였다. 운용과정에서 필요로 하는 과정은 다음과 같다.

1) 원지점 모터의 분사 파라미터를 검색하고 연소 프로파일을 계산한다.
2) 원지점 모터의 분사동안에는 추력 데이타를 읽어서 위성의 궤도를 계산하고, 분사동안의 인공위성의 역학적 상태변화를 계산한다.
3) 원지점 모터 분사에 의한 인공위성의 역학적 변화가 끝나면 최종결과를 이용해서 위치 획득 전단계까지의 표류궤도를 계산한다.

그림 1은 본 연구에서 개발한 원지점 모터 점화 계획 S/W 화면이다.

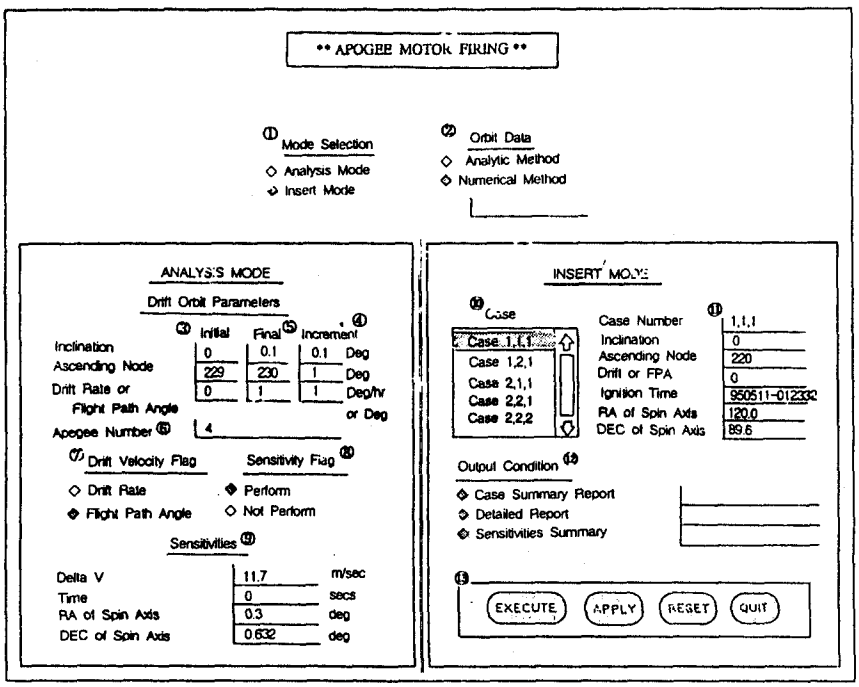

그림 1. 원지점 모터 점화 계획 S/W 화면.

3. 모의 실험 결과 분석 및 검토

본 연구에서 개발한 원지점 모터 점화 S/W에 적당한 초기조건을 입력하여 모의 실험을 수행하였다. 실험의 목적은 전이궤도의 궤적과 목표 표류궤도가 만나는 적당한 점을 구하고, 미리 모델링된 원지점 모터의 추력 자료를 이용해 표류궤도를 따라 분사시켜서, 무궁화 위성이 원하는 궤도와 자세를 유지하는 가를 알아보는 것이다.

그림 2는 무궁화 위성에 대한 전이궤도 상에서의 원지점의 경도상에서의 위치와 Guam과 한국의 관측소에서 추적할 수 있는 범위를 나타낸 그림이다.

Delta II의 변형된 전이궤도의 직하점 궤적을 계산하여 그림 3에 나타내었다. 이 그림에서 보듯이 Delta II의 변형된 전이궤도 궤적은 표준 전이궤도의 궤적과는 궤도의 기울기와 이심율, 장반경, 근지점 고도, 승교점 적경, 근지점 각등의 궤도 요소가 다르므로 다른 모습을 나타냄을 알

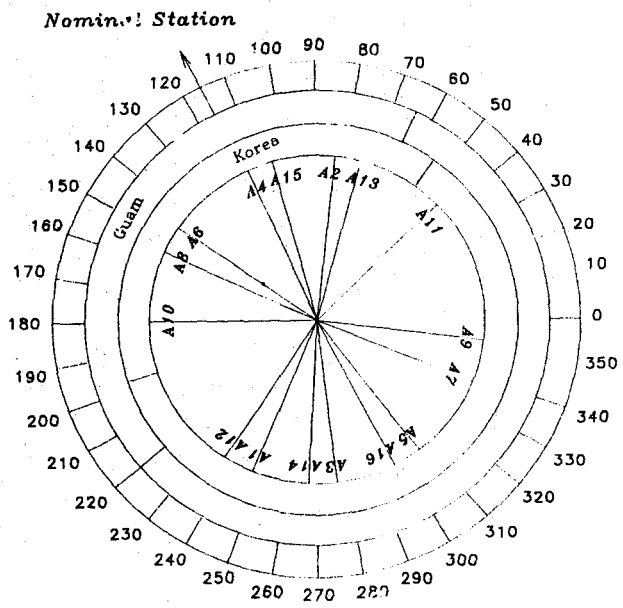

그림 2. 무궁화 위성의 전이 궤도에서의 원지점 경도 위치.

수 있다. 특히 근지점 고도가 표준 전이 궤도 크기 때문에 발사 후 전이 궤도 진입 시간이 길고 전이궤도 진입 각도인 궤도 기울기도 작아짐을 알 수 있으며, 발사 후 바로 전이궤도에 진입하지 않고, 지구를 반 바퀴 정도 돈 후에 20.4도의 궤도 기울기로 동경149도의 적도 상공에서 전이궤도상에 진입하게 된다. 그리고 표준 전이 궤도와는 달리 승교점에서 전이궤도 진입이 이루어지는데, 이것은 변형 전이궤도의 근지점 각이 358도이기 때문이다.

그림 2와 그림 3에 나타낸 여러 원지점들 중에서 원지점 점화를 위한 최적 원지점은 위성이 최종적으로 정지해야 할 경도 및 추적소에서 위성을 추적할 수 있는 범위, 그리고 궤도결정과 자세제어에 필요한 최소한의 시간등을 고려해서 결정한다(Pattan 1993).

그림 2와 그림 3에서 Guam과 한국에 있는 추적소가 무궁화 위성을 추적할 수 있는 범위 및 무궁화 위성이 최종적으로 정지해야 할 경도인 동경 116도를 고려했을 때 가능성이 있는 원지점은 2번(동경 83도), 4번(동경 113도), 6번(동경 145도), 8번(동경 155도), 13번(동경 73도), 15번(동경 104도) 원지점등이다. 이 원지점들 중에서 궤도결정과 자세제어에 필요한 최소한의 시간등을 고려했을 때 2번 및 4번 원지점은 제외되고, 또한 13번 및 15번 원지점은 동경 116도 근처까지 표류하는데 너무 많은 시간이 소요되므로 제외된다. 이러한 결과로 무궁화 위성이 원지점 모터를 점

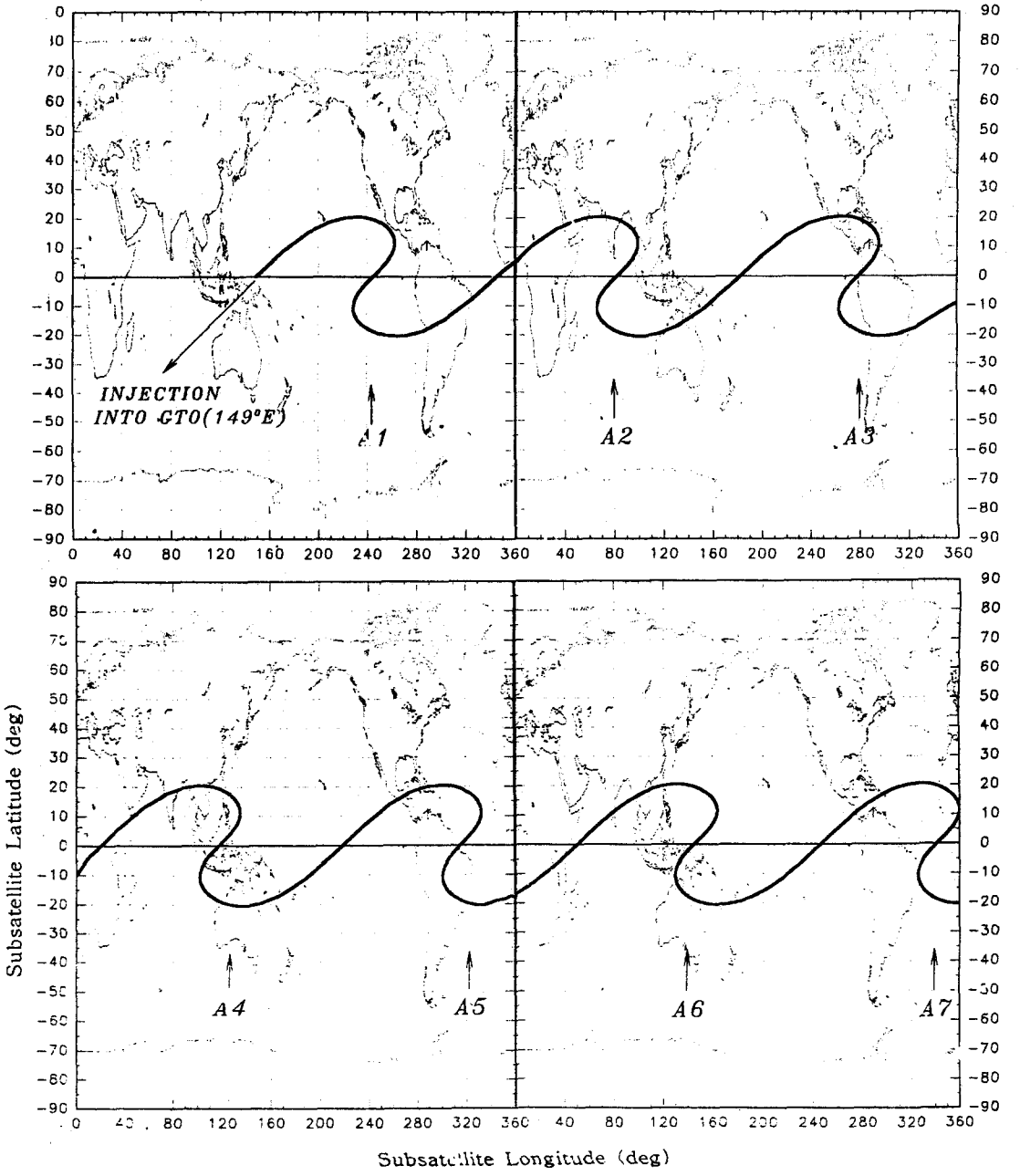

그림 3. Delta II의 변형 전이 궤도의 직하점 궤적.

화하기에 가장 좋은 최적 원지점은 6번 원지점이 되고, 예비 원지점은 8번 원지점이 된다.

이와같은 결과를 가지고 모의 실험에 초기조건으로 입력하여야 하는 값인 목표 표류궤도의 파라미터 초기값(궤도 기울기, 승교점 적경, 표류율)과 원지점 번호등을 결정하여 모의 실험에 사용하였으며, 사용된 입력사항들은 표 1에 자세히 나타내었고, 편의상 case 번호를 지정하였다.

표 1. 모의 실험에 사용된 입력 사항.

	CASE NUMBER
원지점 번호	case***; A6, case8***; A8
궤도 기울기	case1**; 0.0°, case2**; 0.5°, case3**; 1.0°, case4**; 01.5°
승교점 적경	case*1*; 225.0°, case*2*; 230.0°, case*3*; 235.0°
표 류 율	case**1;−1.0°/day , case**2; 0.0°/day, case**3; 1.0°/day

표류 궤도의 속도는 정지궤도의 속도인 3.07km/s보다는 다소 큰 3.08km/s에서 3.10km/s 정도이고, 주기도 항성일인 86164초에 비해 85927.43초에서 86406초 정도의 값을 나타내는데, 목표 표류 궤도의 표류율을 그대로 반영한 것이다. 주기와 연관된 장반경도 정지궤도의 장반경인 42164.16km에 비해 42086.93km에서 42165.05km의 값을 나타낸다. 이와같이 표류율은 주기와 연관이 있고, 또 주기는 장반경과 연관이 되기 때문에 목표 표류 궤도의 표류율이 0인 경우(case**2)는 정지궤도의 주기와 장반경에 가깝다.

위성의 회전축(모터의 분사 방향)의 적경은 260도 - 280도정도의 값을 가지며, 회전축 적위는 원지점이 강교점 근처이므로 전이 궤도의 강교점 기울기인 -20도와 비슷한 절대값인 20도정도의 적위를 가진다. 즉, 무궁화 위성이 만드는 전이 궤도의 원지점인 강교점에서 무궁화 위성이 남동쪽으로 20도기울기의 운동을 할때 원지점 모터는 북서쪽으로 분사를 해서 표류 궤도의 기울기를 거의 0도로 만드는 것이다.

이심율과 궤도 기울기는 정지궤도에 비해서 비교적 큰 값을 가지는 것으로 나타났다. 이심율은 원지점 고도와 근지점 고도를 반영하는데, 이심율이 커질수록 원지점 고도와 근지점 고도의 차이가 큰 것을 알 수 있다. 그리고, 이처럼 이심율과 궤도 기울기가 큰 것은 그 만큼 표류 궤도와 정지궤도가 차이가 나는 것을 의미하므로 이심율 및 궤도 기울기가 클수록 위치획득에 더 많은 추진제를 필요로 하게 된다는 것을 알 수 있다.

그림 4에는 전이 궤도의 궤도속도와 원지점 모터의 분사속도를 합한 속도 벡터의 적경(그림 4a)과 적위(그림 4b)의 변화를 나타내었다. 적경에서는 최고 6.5도(case 8433)에서 최저 1도(case 212)정도 증가하고, 적위는 -20도 정도에서 점차 감소하여 적도면인 거의 0도에 가까운 값(case 212; -0.29도, case 433; -1.12도)을 나타내는 것을 볼 수 있다. 즉, 원지점 모터의 분사 동안 동쪽으로 1도 내지 6도 정도 적경이 증가하고, 궤도면을 20도 정도 바꾸는 궤도 전이를 하게 된다. 그리고 최종적으로 적위가 0도가 되지 않는 것은 그 각도만큼 기울기를 줄여주는 궤도전이를 다시 해야 하는 것을 말하는데, 이것은 위치획득 과정에서 이루어진다.

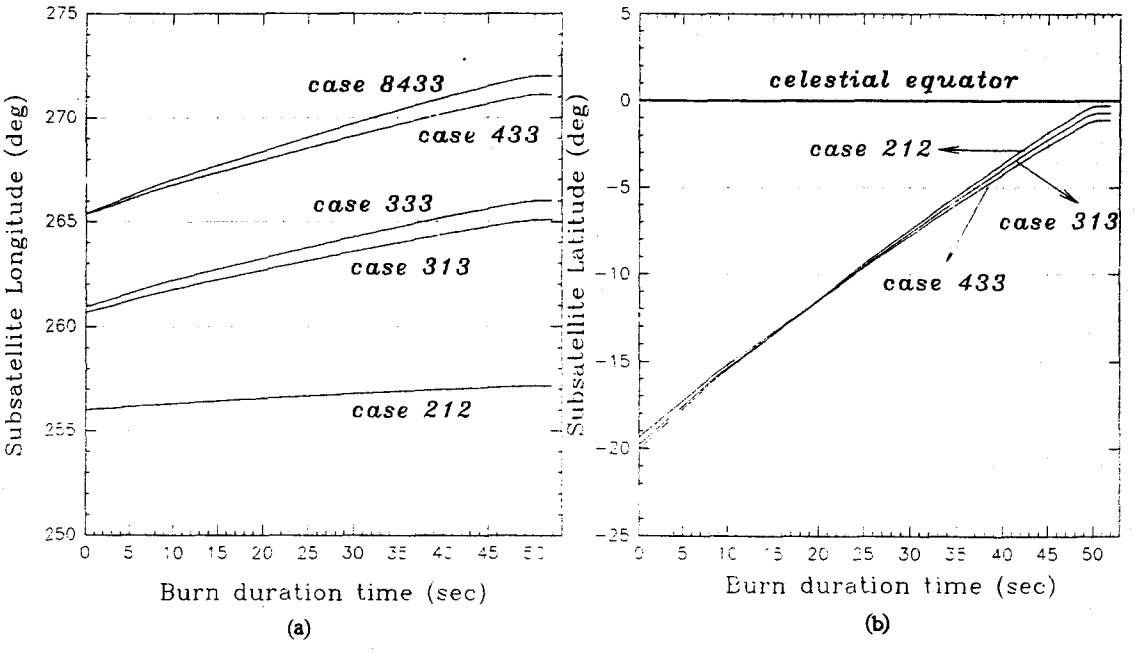

그림 4. 전이 궤도속도와 원지점 모터 분사속도를 합한 속도 벡터의 적경(a) 및 적위(b) 변화.

그림 5에는 원지점 모터 분사동안의 표류 궤도 속도(그림 5a) 및 거리(그림 5b)의 변화를 나타내었다. 원지점 모터의 분사 속도의 합성속도인 표류 궤도 속도는 원지점 분사 시작점의 전이 궤도 속도(case 212; 1.734km/sec, case 433; 1.778km/sec)에서 분사가 진행됨에 따라 계속 증가하여 표류 궤도 속도(case 212; 3.110km/sec, case 433; 3.166km/sec)의 값을 가진다. 거리는 정지궤도 보다는 작은 거리에서 조금씩 감소하는 모습을 나타내고 있는데, 궤도 기울기가 클수록 정지궤도와의 차이가 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이렇게 정지궤도와의 차이가 크다는 것은 그 만큼 위치획득하기에 상대적으로 어렵고 그 만큼 추진제도 많이 쓰이는 궤도전이가 더 이루어져야 하는 것을 의미한다. 결국 이것들을 종합해 볼 때 거리가 정지위성의 궤도인 42164.16km보다는 작으면서, 속도는 정지위성의 궤도속도인 3.075km/sec 보다 큰 것은 최종 궤도가 이심율이 있는 궤도라는 것을 말해 준다.

그림 6에는 운용모드의 결과인 원지점 모터를 분사한 최종결과를 이용해서 몇가지 경우에 대해 위치획득하기 전까지 수치 적분한 표류 궤도의 진화를 표류궤도상에서의 위성직하점 경위도의 변화(그림 6a) 및, 표류궤도상에서의 거리변화(그림 6b)로써 나타내었다.

그림 6에서는 확실한 차이가 있음을 알 수 있는데, case322의 경우가 case222의 경우보다는

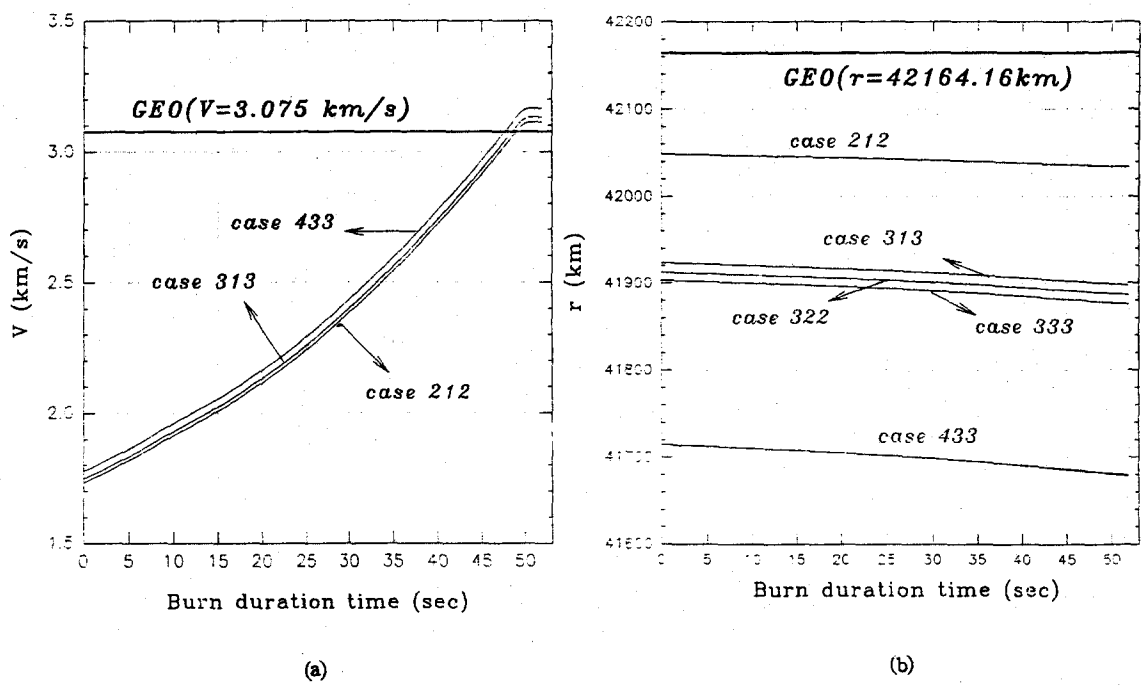

그림 5. 원지점 모터 분사동안의 표류 궤도 속도(a) 및 거리(b)의 변화.

표류율이 훨씬 크기 때문에 1.5일 정도 더 빨리 위치획득 위치에 도달하게 되고, 이심율도 약 2배 정도 크므로 근지점과 원지점의 거리변화도 그만큼 크게 나타나는 것을 알 수 있다. 그러므로 case222의 경우가 case322의 경우보다는 근지점과 원지점이 정지궤도의 거리에 가깝기 때문에 위치획득하기에 상대적으로 용이하고 그만큼 추진제도 작게 쓰이며, 그만큼 정밀한 위치획득이 가능하게 된다.

표류궤도에서의 진화에서는 표류율이 클수록 더 빨리 위치획득 지점에 도달하는 것을 알 수 있다. 하지만, 인공위성의 궤도 전이는 여러번의 표류궤도를 만들어 점점 표류율을 줄여나가 최종적으로 표류율을 0으로 만들면서 정지하는 전이궤도를 이용하므로, 표류율이 클수록 그만큼 위치획득이 어려워지게 된다. 또 표류가 너무 빠르면 위치획득에 필요한 동경에서의 위도가 위치획득 지점과는 다소 차이가 생겨서 그만큼 정밀한 위치획득을 할 수 없게 되며, 표류율이 작은 경우보다는 그만큼 추진제도 더 많이 쓰이게 된다. 그리고, 이심율이 작을 수록 근지점과 원지점의 거리 변화 폭도 작게 나타나게 되고, 근지점과 원지점이 정지궤도거리에 가깝기 때문에 결국 위치획득하기에 상대적으로 용이하게 된다.

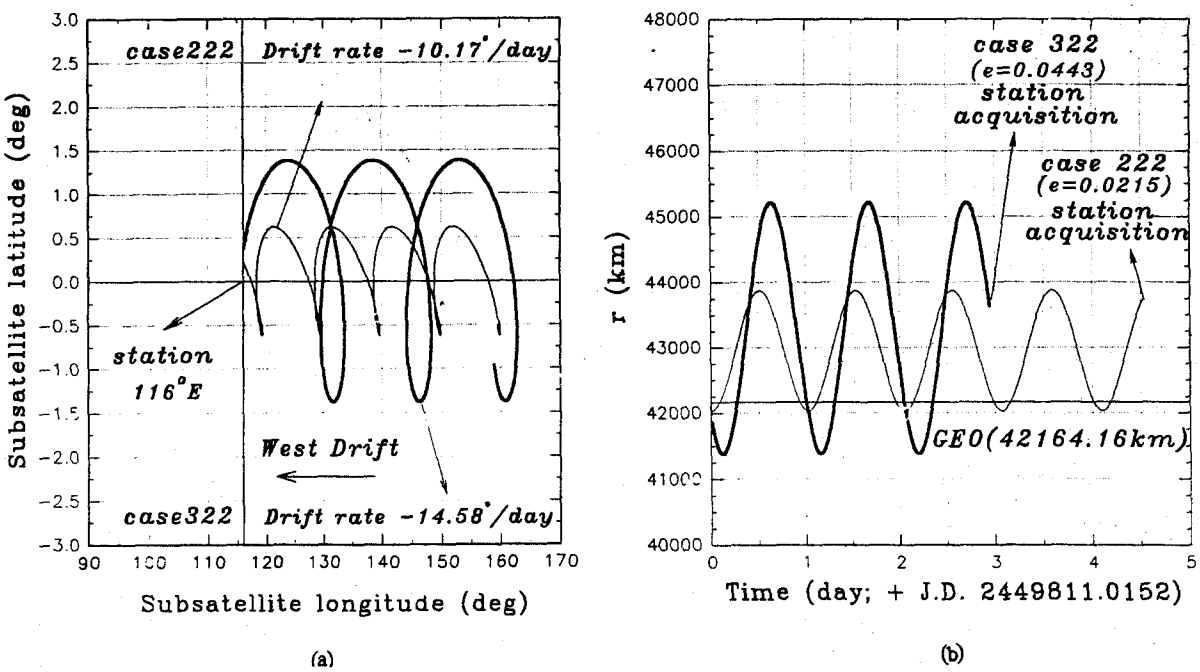

그림 6. 표류궤도상에서의 위성직하점 경위도 변화(a)및 거리변화(b) 변화.

그림 7에는 최종 표류궤도 요소(분석 모드)의 결과와 표 3의 원지점 분사의 최종 궤도 요소(운용 모드)에서의 속도를 비교해 나타내었다. 그림 8에 나타나는 속도의 차이는 순간적인 속도증가(운용 모드)와 원지점 모터 분사 추력에 의해 생기는 표류궤도의 차이로 볼 수 있는데, 비교적 큰 차이를 보이는 것은 그만큼 원지점 모터 분사에 의해 생기는 궤도 요소가 많이 변화한다는 것을 말해준다.

4. 결 론

본 연구에서는 전이 궤도의 원지점에서 모터를 발사하여 원하는 표류 궤도로 위성을 진입시킬 때 궤도의 원지점에서 실시하는 원지점 조정에 필요한 조정 파라미터를 계산해 주는 원지점 모터 점화 S/W를 VAX/VMS상에서 사용할 수 있도록 X-Window 시스템(OSF/MOTIF)을 이용하여 개발하였다.

전이 궤도는 비대칭 중력장이나 공기의 항력, 태양과 달에 의한 섭동 등에 의해 영향을 받게 되는데, 이와 같은 여러 조건들을 조금 더 자세히 분석하여 고려해 주지 못하고, 또한 추력을 따로 모델링하지 않은 결과로 본 S/W에서는 원하는 결과에서 다소 차이가 생길 수는 있다.

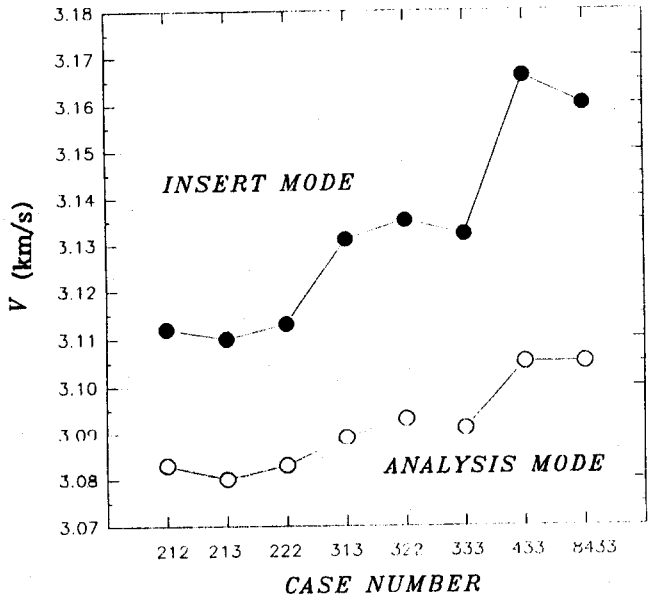

그림 7. 운용 모드와 분석 모드 결과에서의 속도 차이.

개발된 S/W를 이용하여 1995년 Delta II 발사체로 발사 예정인 무궁화 위성에 대한 모의 실험을 수행하여 전이 궤도의 궤적과 목표 표류 궤도가 만나는 적당한 점을 구하고, 미리 모델링된 원지점 모터의 추력 자료를 이용해 표류 궤도를 따라 분사시켜 무궁화 위성이 원하는 궤도와 자세를 유지하는가를 알아보았다.

발사체에 의해 전이 궤도에 진입한 위성의 궤도 데이타를 얻는다면 가능한 원지점을 선택할 수 있게 되는데, 모의 실험 결과 Delta II 발사체로 발사 예정인 무궁화 위성의 원지점 모터 점화에 의한 궤도 전이의 최적 원지점은 6번 원지점이 되고, 예비 원지점은 8번 원지점이 된다.

본 연구에서 개발한 S/W는 생산 활용 단계이며, 무궁화 위성과 후속 위성의 운용에도 적용될 수 있다. 이러한 S/W를 국산화시켰을 때 우리나라는 단순한 위성 보유국에서 위성 운용이 가능한 국가로 올라서게 되며, 국내의 우주과학 기술의 발전을 위해 이러한 운용 S/W의 개발이 계속되어야 할 것이다.

참고 문헌

Agrawal, B. N. 1986, Design of Geosynchronous Spacecraft (Prentice-Hall: Englewood Cliffs), pp 1-55

Escobal, P. R. 1976, Method of Orbital Determination (John Wiley & Sons: New York), pp 84-88

Pattan, B. 1993, Satellite Systems: Principles and Technologies (Van Nostrand Reinhold: New York), pp 82-98

Pocha, J. J. 1985, An Introduction to Mission Design for Geostationary Satellite (D. Reidel Publishing Company: Dordrecht), pp 51-66

Pritchard, W. L., Suyderhoud, H. G. & Nelson, R. A. 1993, Satellite Communication Systems Engineering (Prectice Hall: New Jersey), pp 148-193

Young, D. A. 1976, The X Window System; Programming and Application with Xt-Intrinsics OSF/MOTIF Edition (Prentice Hall INC.)