

정지궤도 복합위성 운용궤도 진입과정 시뮬레이션 연구

박봉규*, 양군호**, 이상철***

Simulation Study on GEO-KOMPSAT Operational Orbit Injection

Bong-Kyu Park*, Koon-Ho Yang**, Sang-Cherl Lee***

Abstract

After launch, in order to inject the geostationary satellite into its operational orbit, the perigee altitude are forced to be raised to geostationary altitude by firing onboard LAE(Liquid Apogee Engine) at apogee of the transfer orbit. In this process, the LAE burn is divided into three or four separated burns in order to control the orbit very precisely by giving feedback the determined orbit informations and to inject the satellite in predefined longitude. This paper proposes an algorithm to determine LAE firing time slots and ΔV vectors under assumption of impulsive LAE burning, and additionally, a method to compensate errors induced by continuous burning. And computer simulations have been performed to validate proposed algorithms.

초 록

위성의 발사 후 정지궤도위성을 운용궤도에 진입시키기 위해서는 전이궤도 원지점(Apogee)에서 위성에 장착된 액체원지점엔진을 발사하여 근지점(Perigee) 고도를 정지궤도 고도에 이르도록 높여준다. 이 과정에서 궤도결정 결과를 피드백하여 정밀하게 궤도조정을 수행하고 종료 후 원하는 경도에 안착시키기 위해 상황에 따라 엔진발사를 3회에서 4회로 나누어 수행하게 된다. 본 논문에서는 먼저 임펄스 형태의 기동을 가정하여 각 액체원지점 엔진 발사시점과 ΔV 벡터를 결정하기 위한 알고리즘을 수립하였고, 추가적으로 연속점화에 따른 오차를 보정하기 위한 기법을 제안하였다. 또한 시뮬레이션을 통하여 제안된 기법의 타당성을 분석하였다.

키워드 : 정지궤도위성(Geostationary Satellite), 발사초기운용(Launch Early Operation), 액체원지점엔진(Liquid Apogee Engine)

접수일(2011년 8월 일), 수정일(1차 : 2011년 9월 일, 2차 : 2011년 9월 일, 게재 확정일 : 2011년 10월 일)

* 정지궤도위성체계팀/pbk@kari.re.kr ** 정지궤도위성체계팀/khyang@kari.re.kr *** 정지궤도위성체계팀/sclee@kari.re.kr

1. 서 론

기상탐재체, 해양탐재체 그리고 Ka-밴드 중계기를 탑재한 천리안 위성(COMS)은 2010년 6월 26일에 성공적으로 발사되었고 현재 정상적으로 서비스를 제공하고 있다.[1] 성공적인 서비스 제공 이전에 발사로부터 IOT에 이르기 까지 많은 단계를 거치지만 정지궤도위성의 경우, 그중에서도 전이궤도운용은 상당한 위험요소를 수반한다. 천리안 위성의 경우 프랑스 툴루즈에 위치한 MMSC(Multi Mission Spacecraft Control Center)에서 Astrium 기술진에 의해 전이궤도 운용이 이루어 졌으며 항공우주연구원의 기술진들은 위성의 상태를 감시하는 역할을 주로 수행하였다. 이 과정에서 부분적인 기술이전이 이루어 졌으나 독자적으로 발사초기 운용을 수행하기에는 상당히 미미한 수준에 그쳤다.

전이궤도 운용과정에서 가장 중요한 과정은 발사체로부터 위성이 분리된 후 수행되는 위성초기화 과정과 정지궤도에 진입시키기 위해 수행되는 액체원지점엔진발사 단계라고 할 수 있다. 3회 혹은 4회에 걸쳐서 수행되는 액체원지점엔진 발사는 발사단계 만큼이나 매우 신중하게 운용이 이루어진다. 과거에는 고체원지점엔진을 사용하여 단번에 정지궤도로 진입하는 방식을 취하였다.[2] 본 작업이 착오 없이 종료되어야만 비로소 성공적으로 위성이 발사되었다라고 선언할 수 있다. 참고적으로 천리안위성의 경우, 450N짜리 액체원지점엔진을 사용하였다.[1]

천리안위성 후속으로 발사 계획 중인 정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT)의 경우는 해외업체와 공동으로 항공우주연구원에 설치된 장비들을 이용하여 발사초기운용을 수행할 예정이다. 따라서 천리안위성의 경우에 비하여 국내기술진에 대한 의존도가 상당히 높을 것으로 예상된다. 역으로 현 단계에서 관련기술을 많이 축적할 경우 해외 의존도를 많은 부분 줄일 수 있을 것으로 판단된다. 그러한 의미에서 본 논문에서는 액체원지점엔진 점화계획을 수립하기 위한 알고리즘과 소프트웨어를 개발하고 시뮬레이션을 통하여 타당성을 검토하였다.

3회 혹은 4회에 걸쳐서 이루어지는 액체원지점엔진 발사를 통해 목표궤도의 장반경(Semi-major axis), 궤도경사각(Inclination), 이심율(Eccentricity) 그리고 경도(Longitude)를 획득한다. 따라서 액체원지점엔진발사를 계획하는 과정은 일종의 Rendezvous 문제의 해를 찾는 것과 동일하다고 볼 수 있다.

2. 액체원지점엔진 발사 계획 알고리즘

2.1 정지궤도 위성 운용궤도 진입과정

발사체로부터 위성이 분리되면 위성은 그림 1과 같이 타원궤적의 전이궤도에 진입하게 된다. 그리고 발사체에 따라서 일정한 궤도 경사각을 가지게 된다. 대부분의 경우 전이궤도의 원지점은 적도면과 만나는 승교점에 위치하게 되며 원지점의 고도는 정지궤도고도에 해당하는 약 42,164km에 이른다.

이러한 전이궤도로부터 목표하는 정지궤도에 이르기 위해서는 그림 1과 2에서 보여준 바와 같이 세 번에 걸쳐 액체원지점엔진을 점화한다. ΔV 의 방향 및 크기는 그림 1과 2를 통하여 알 수 있는 바와 같이 궤도경사각과 이심율이 0에 근접하고 궤도 장반경이 정지궤도와 근접한 표류궤도에 진입하도록 설정된다.

3차에 걸친 액체원지점발사후에 위성은 곧바로 정지궤도에 진입하지 않고 사전에 계획된 궤도에서 목표경도로 느리게 접근하는 표류궤도에 진입하게 된다. 참고로 천리안위성의 경우는 동경 123도로부터 시작하여 동경 128.2도로 접근하도록 표류궤도를 설계하였다. 표류궤도를 통하여 마침내 목표하는 운용궤도에 이르면 추력기를 발사하여 표류를 멈추도록 작업을 수행한다. 이를 궤도획득(Station Acquisition) 이라고 한다.[2] 본 논문에서는 궤도획득을 제외한 전이궤도로부터 표류궤도에 이르는 과정을 다루었다.

3차 혹은 4차에 걸친 액체원지점엔진발사 후, 궤도경사각을 0으로 만들기 위해서는 전이궤도와 적도면이 만나는 지점에서 액체원지점엔진을 점

화하는 것이 바람직하다. 하지만 원지점에서 엔진을 발사하더라도 결과적으로 작은 궤도경사각을 획득할 수 있고 잔여 궤도 경사각은 남/북 위치유지를 통하여 제거가 가능하므로 본 논문에서는 항상 원지점에서 액체원지점엔진을 발사하는 것으로 가정하였다.

기본적으로 이러한 점화계획은 위성이 발사되기 전에 여러 가지의 정상, 비정상 상황을 가정하여 미리 준비되어야 한다.

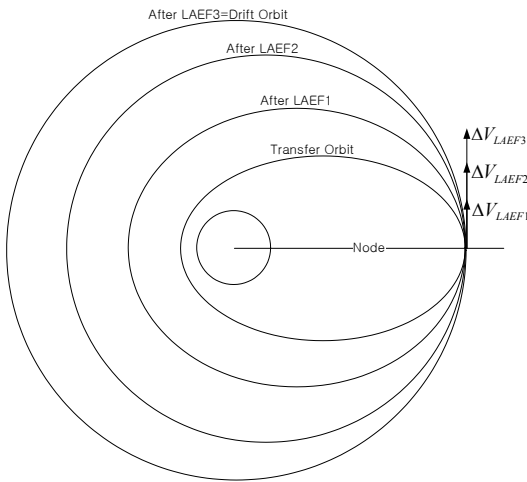


그림 1. 액체원지점엔진을 이용한 표류궤도진입과정 I

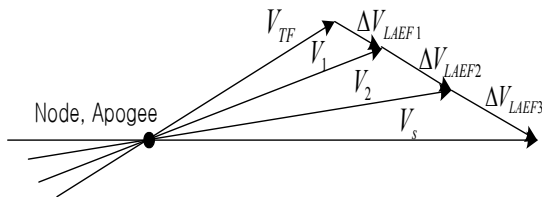


그림 2. 액체원지점엔진을 이용한 표류궤도진입과정 II

2.2 1차 액체원지점 엔진 발사계획

그림 3과 같이 액체원지점엔진 발사계획을 수립하기 위해서는 여러 원지점 중에서 엔진이 발사되는 원지점을 먼저 설정한다. 즉 엔진이 발사

되는 위상을 조정하는 것이다. 이 단계에서는 엔진발사간의 최소시간간격 등의 구속조건을 고려하여야 한다. 그런 다음 아래에 기술된 과정을 따라 평균회전속도(Mean Motion) $n_1, n_2, (n_3)$ 를 계산하여 이들이 적절한 값인지를 확인하고 그렇지 않을 경우는 위상을 다시 조정하여 (그림 3)과 같이 재 시도하는 반복적 기법을 사용한다.

먼저 본 논문에서는 1차 원지점엔진점화 계획을 작성함에 있어서 표류궤도로 진입하기 위한 전체 속도변화 크기를 ΔV_{LAEF} 라고 했을 경우 임의의 비율을 할당하는 방식을 사용하였다. 즉,

$$\Delta V_{LAEF1} = \eta \Delta V_{LAEF} \quad (1)$$

여기서 η 는 1차 원지점엔진발사에 할당하는 속도변화량의 비율로서 균일하게 ΔV 를 할당하는 의미에서 초기치로 약 0.3 정도가 적당하다.

그림 1과 2의 기하학적 관계를 통하여 지구중심으로부터의 원지점거리 r_a 와 1차 액체원지점엔진 발사후의 위성접선속도 V_1 을 계산할 수 있으며 이로부터 궤도 장반경을 아래와 같이 계산할 수 있다.[3]

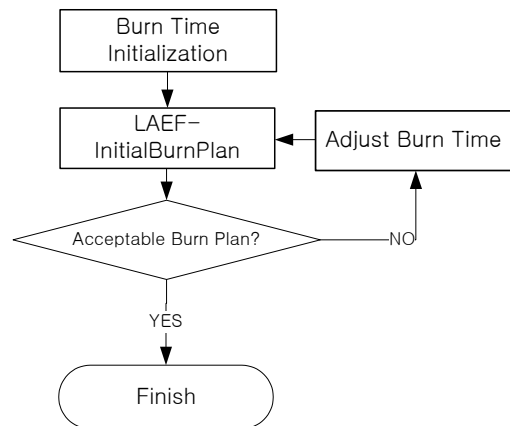


그림 3. 액체원지점엔진발사계획 수립과정

$$a_1 = \frac{1}{\frac{2}{r_a} - \frac{V_1^2}{\mu}} \quad (2)$$

궤도 장반경 a_1 이 결정되면 평균회전속도 (Mean Motion) n_1 은 다음과 같이 결정된다.[3]

$$n_1 = \sqrt{\frac{\mu}{a_1^3}} \quad (3)$$

3번의 액체원지점엔진 발사기간 동안 경도 변화를 $\Delta\lambda$ 라고 했을 경우 위성분리 이후로부터 표류궤도 진입에 이르기 까지 위성의 궤도는 아래의 수식에 의하여 지배된다.

$$\Delta\lambda = \frac{2\pi l_o}{n_0}(n_0 - \omega_e) + \frac{2\pi l_1}{n_1}(n_1 - \omega_e) + \frac{2\pi l_2}{n_2}(n_2 - \omega_e) + \frac{2\pi l_d}{n_d}(n_d - \omega_e) \quad (4)$$

여기서 l_i 는 ECI 좌표에 대하여 위성의 지구중심에 대한 공전수, 혹은 원지점의 Passing 횟수를 의미하며 n_i 는 i 번째 액체원지점엔진 발사후의 평균회전속도(Mean Motion) n_d 는 표류궤도의 평균회전속도를 의미한다. 그리고 ω_e 는 지구의 자전속도를 나타낸다. $\Delta\lambda$ 는 요구되는 경도 변화로서 아래와 같이 현재 위성의 평균경도(λ_s)와 표류궤도 목표 평균경도(λ_d)에 $2\pi r$ 을 더한 값이다. r 이 0보다 큰 경우는 지구기준좌표에 대하여 지구를 한 바퀴 이상 회전하는 경우를 의미한다.

$$\Delta\lambda = \lambda_d - \lambda_s + 2\pi r (r = 0, 1, 2, \dots) \quad (5)$$

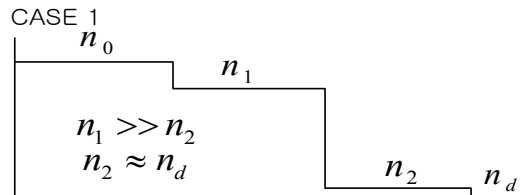
r 은 액체원지점엔진 발사 계획에 따라 변경되는 값으로 $n_2 > n_d$ 의 조건이 만족될 때 까지 순차적으로 증가를 시킨다.

위의 수식 (1)을 정리하면 2차 액체원지점엔진 발사 종료 후 위성의 평균회전속도(Mean Motion)은 아래와 같이 정리될 수 있다.

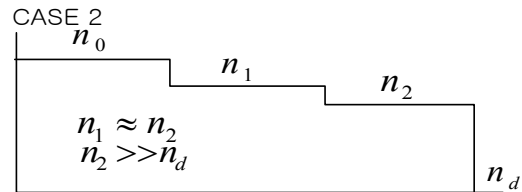
$$n_2 = \frac{-\omega_e l_2}{\frac{\Delta\lambda}{2\pi} - l_o - l_1 - l_2 + \omega_e \left(\frac{l_o}{n_o} + \frac{l_1}{n_1} \right)} \quad (6)$$

본 n_2 는 3회 혹은 4회에 걸쳐 이루어지는 액체원지점엔진 점화 후 위성의 경도를 목표경도로 일치시키기 위한 평균회전속도이며 앞에서 언급한 바와 같이 $n_2 > n_d$ 조건을 만족하지 않을 경우 수식 (5)의 r 값을 증가시켜 다시 시도한다.

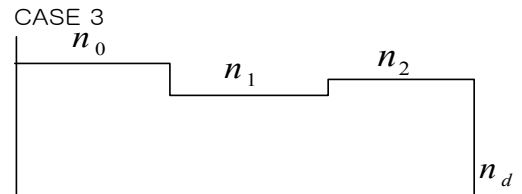
이상의 과정을 통해서 계산되면 획득된 평균회전속도 n_0, n_1, n_2, n_d 가 적절한지를 판단해야 한다. 이 과정은 3회 혹은 4회에 걸쳐 이루어지는 액체원지점엔진의 발사가 균일하게 분포하는지를 확인하는 과정이다. 특정한 액체원지점엔진 발사가 오래 지속되는 경우 바람직하지 못한 결과를 나타낼 수 있다. 엔진의 발사시점(위상) 및 ΔV 의 크기를 조정하는 방법은 그림 4와 같다.



1. decrease l_1 or l_0 if possible
2. decrease n_1 (increase ΔV_1)
3. increase l_1 or l_0 and try again



1. increase l_1 or l_0



1. increase l_1 or l_0

그림 4. 액체원지점엔진 발사계획 조정

2.3 2차 액체원지점엔진 발사계획

1차 액체원지점엔진 발사가 종료되면 궤도결

정을 수행하고 획득된 궤도 요소와 1차 액체원지점엔진계획에서 획득된 데이터 l_1, l_2 를 이용해 2차 액체원지점엔진 발사계획을 수립한다. 이 과정은 앞 수식(6)을 아래와 같이 수정하여 수행 가능하다.

$$n_2 = \frac{-\omega_e l_2}{\frac{\Delta\lambda}{2\pi} - l_1 - l_2 + \frac{\omega_e l_1}{n_1}} \quad (7)$$

n_2 가 정해지면 앞 수식(3)을 변형시킨 아래 수식으로부터 요구되는 궤도 장반경 a_2 를 구할 수 있다.

$$a_2 = \sqrt[3]{\frac{\mu}{n_2^2}} \quad (8)$$

그런 다음 목표 원지점 접선속도 V_{a2} 를 다음과 같이 계산한다.

$$V_{a2} = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r_{a2}} - \frac{1}{a_2} \right)} \quad (9)$$

여기서 r_{a2} 는 2차 액체원지점엔진 발사이후의 원지점의 지구중심고도를 나타낸다. 이상적으로는 $r_{a1} = r_{a2}$ 의 관계가 성립하여야 한다. 요구되는 ΔV_{LAEF2} 는 앞 그림 2의 기하학적인 관계로부터 쉽게 계산이 가능하다.

2.4 3차 액체원지점 엔진 발사계획

2차 액체원지점엔진 발사가 종료되면 궤도결정을 수행하고 획득된 궤도 요소와 1차 액체원지점엔진계획에서 획득된 데이터 l_2 를 이용해 3차 액체원지점엔진 발사계획을 수립한다. 3차 원지점엔진발사는 목표하는 평균회전속가 n_d 로 이미 정해져 있으므로 앞 수식 (8)과 (9)의 n_2 를 n_d 로 교체하여 적용하여 ΔV_{LAEF3} 를 계산할 수 있다. 3차 액체원지점 엔진 발사는 표류궤도의 표

류속도를 조정하는데 중점을 둔다.

2.5 4차 액체원지점 엔진 발사계획

이상상태로 인하여 3차 액체원지점 엔진 발사를 수행하지 못한 경우에는 목표궤도를 획득하기 위해서 2회의 발사를 추가하여 전체 4차에 걸쳐서 발사를 수행한다. 이를 위해서 3차 발사시각을 다시 잡고 앞에서 기술된 2차 액체원지점엔진 발사계획 관련 수식들을 이용하여 3차 액체원지점발사 계획을 수립한다. 그런 다음 앞 3차 액체원지점 엔진 발사계획 관련 수식을 이용하여 4차 액체원지점 엔진 발사계획을 수립하여 실행한다.

이상에서 기술된 액체원지점엔진 발사계획 절차를 간단히 그림으로 정리하면 그림 5와 같다.

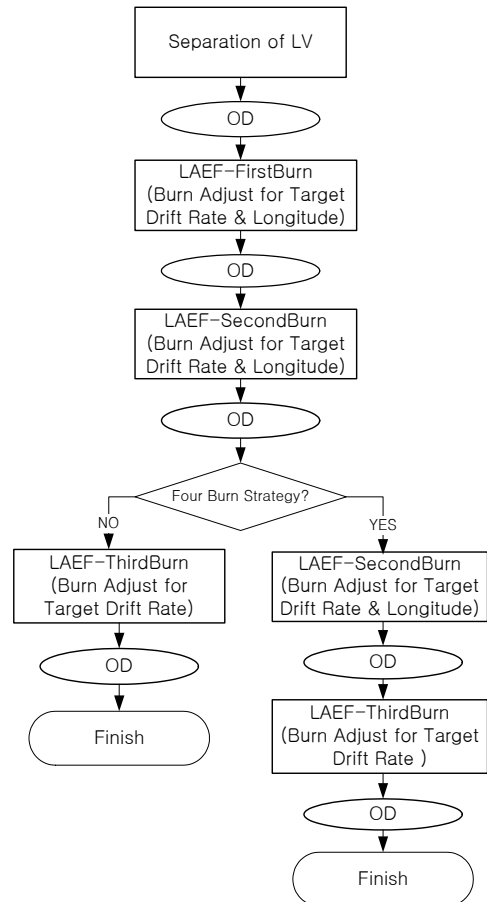


그림 5. 액체원지점엔진 발사계획 수립절차

액체원지점엔진발사 계획을 수립하기 위해서 FirstBurn, SecondBurn 그리고 ThirdBurn 세 가지 독립된 프로그램 모듈을 개발하였으며 이를 통하여 3차 및 4차 액체원지점엔진 발사도 계획할 수 있도록 하였다.

2.6 연속점화 고려를 위한 보정

이상에서의 모든 수식들은 임펄스(Impulse) 형태의 추력이 발사를 가정하였다. 하지만 실제는 이와 다르게 길게는 한 시간 가량 연속적으로 추력기를 발사하는 경우도 있다. 이 경우 궤도 변화는 임펄스 형태로 예측된 결과와는 다소 달라질 수 있다. 이를 보정하여 임펄스로 가정된 결과와 동일한 궤도요소를 얻기 위해서는 점화시작 시간과 지속시간을 보정하는 과정이 필요하다. 먼저 지속시간은 궤도의 장반경을 결정하게 되므로 궤도장반경을 임펄스 Burn을 가정한 결과와 동일하게 만들어 주기 위하여 아래와 같이 보정을 수행한다.

$$a_t = a + \frac{\partial a}{\partial t_d} \Delta t_d \quad (10)$$

$$\Delta t_d = (a_t - a) / \left(\frac{\partial a}{\partial t_d} \right) \quad (11)$$

여기서 a_t 는 목표하는 장반경 혹은 임펄스 Burn을 가정한 경우의 장반경을 의미하며 a 는 연속 Burn을 했을 경우 얻어진 장반경을 의미한다. t_d 는 Burn Duration을 의미한다.

같은 방법으로 액체원지점 점화 시작시간 (Δt_s)은 원지점의 위치를 유지하기 위하여 아래의 수식을 통하여 보정이 가능하다.

$$\Delta t_s = (A_t - A) / \left(\frac{\partial A}{\partial t_s} \right) \quad (12)$$

$$A = \Omega + \omega \quad (13)$$

여기서 Ω 와 ω 는 각각 승교점적경(Right Ascension of Ascending Node)과 근지점이각(Argument of Perigee)를 나타낸다.[3]

본 논문에서는 편미분을 구하기 위하여 수치적인 접근을 사용하였다.

3. 시뮬레이션을 통한 성능 검증

이상에서 언급한 액체원지점점화계획 알고리즘을 검증하기 위하여 궤도 시뮬레이션 작업을 수행하였다. 사용된 시뮬레이션 입력데이터는 표 1에 정리된 바와 같다. 위성은 123.2도에 진입해서 128.2도를 향해 하루 1.4도 속도로 접근하도록 하는 것이 목적이다. 이 과정에서 위성의 자세제어 오차 $1.65\text{도}(3\sigma)$ 를 고려하였다.

표 1. 시뮬레이션 입력 데이터

항 목	테 이 터
Epoch Time	2017/3/22 22/15/0.0
Semi-major Axis	24480.69
Eccentricity	0.72929851
Inclination	2.002 degree
RAAN	336.411 degree
Longitude of AN	182.058 degree
Argument of Perigee	177.945 degree
True Anomaly	0.0 degree
Target Drift Rate	1.4 degree/day
Injection Longitude	123.2 degree.E
SC Mass	2467.0kg
Attitude Error(3σ)	1.65 degree

표 2는 액체원지점이 발사되도록 선택된 전위 궤도의 원지점을 나타내고 있다. 본 시뮬레이션에서는 정상상황과 3번째 추력기 발사를 수행하지 못할 경우 백업으로 사용되는 계획을 함께 고려하였다. 백업의 경우는 총 4회에 걸쳐서 추력기를 발사하게 된다.

그림 6은 3회에 걸쳐 액체원지점엔진이 발사되는 동안 위성의 경도변화를 보여주고 있다. 위성은 지구기준좌표에 대해 지구를 3회 회전한 다음 최종적으로 123.34도에 진입하는 것을 볼 수

있다. 목적값 123.2도에 비하여 0.14도 차이가 나는 것을 볼 수 있다. 이는 액체원지점엔진 발사 시 발생한 자세오차에 기인한 것으로 분석된다. 표류궤도의 목적에 부합하는 범위의 오차로 볼 수 있다.

표 2. 액체원지점엔진발사 시점

Burns	Apogee Interval	
	Normal Plan	Contingency
1-st	4	4
2-nd	2	2
3-rd	4	6
4-th	-	2

그림 7은 표류속도의 변화를 나타내고 있다. 액체원지점발사와 함께 궤도 장반경이 증가하고 이에 따라 표류 속도가 급격히 감소하는 것을 볼 수 있다. 최종적으로 목적하는 값에 근접한 1.39도/일의 표류속도를 획득하는 것을 볼 수 있다. 표류속도의 변화가 전체적으로 잘 배분되어 있음을 알 수 있다. 그림 8은 궤도경사각의 변화를 나타내고 있다. 최종적으로 0에 근접한 0.039값이 획득됨을 볼 수 있다. 이는 남북위치유지박스(± 0.05 도) 내로 진입하는 수치이다.

그림 9에서 그림 11은 백업 액체원지점발사 계획에 따른 궤도요소의 변화를 나타내고 있다. 약 10일에 걸쳐서 지구좌표를 기준으로 지구를 4회 회전한 다음, 목적하는 표류궤도를 획득하는 것을 볼 수 있다. 위성경도, 표류속도 그리고 궤도경사각 모두 목적하는 수치와 잘 일치하는 것을 확인할 수 있다. 그림 10에서 세 번째와 네 번째의 액체원지점엔진발사는 상대적으로 짧은 시간동안 이루어진 것을 볼 수 있는데 이는 정상상태의 경우 3번째 발사량을 두 번으로 나누어 적용함으로써 나타나는 현상이다. 잔여 궤도경사각의 경우도 0.045도 로서 남북위치유지작업에 의해 충분히 제어 가능한 범위의 값이다.

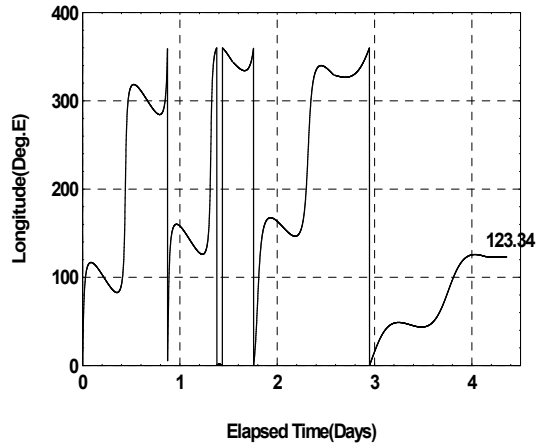


그림 6. 위성경도의 변화(3-Burns)

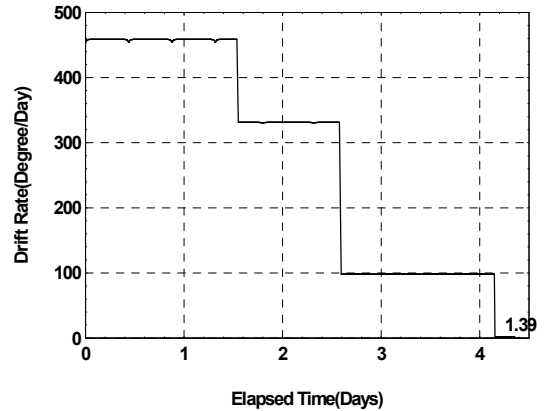


그림 7. 표류속도의 변화(3-Burns)

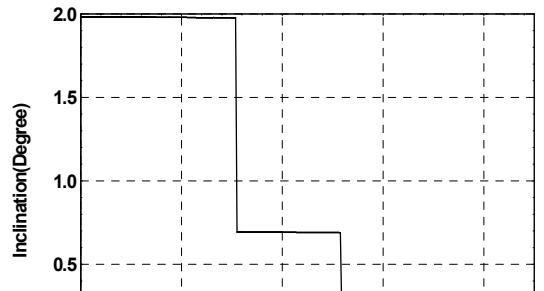


그림 8. 궤도경사각의 변화(3-Burns)

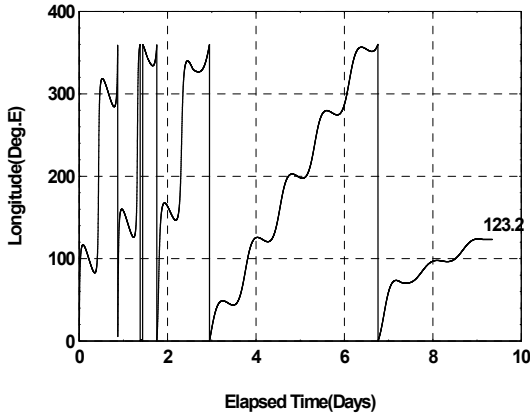


그림 9. 위성경도의 변화(4-Burns)

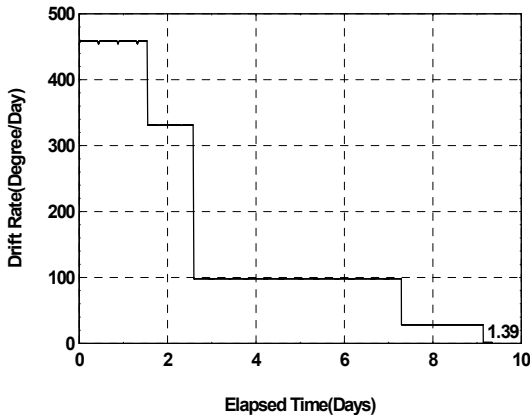


그림 10. 위성표류속도의 변화(4-Burns)

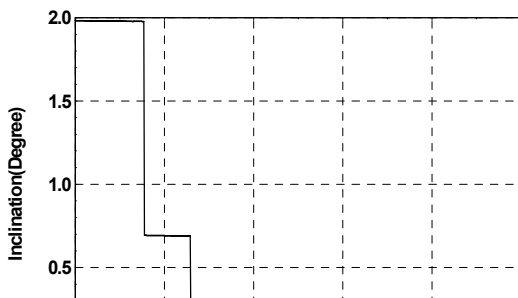


그림 11. 궤도경사각의 변화(4-Burns)

표 3은 백업계획을 수행한 경우 얻어진 여러 특징적인 수치들을 나타내고 있다. 연속발사에 따른 발사시간 보정값(Δt_d)은 최대 5.75초이며 발사 시작시간 보정값(Δt_s)은 최대 59초에 이르는 것을 확인할 수 있다. 이것을 볼 때 임펄스를 가정한 액체원지점발사계획은 큰 오차를 유발하지 않음을 알 수 있다. 하지만 최대한 정확한 운용을 위해 제안된 알고리즘을 적용하여 시간 파라미터를 조정하는 것이 바람직한 것으로 판단된다.

표 3. 액체원지점엔진발사 데이터 요약(4-Burns)

	Burn1	Burn2	Burn3	Burn4
duration (sec)	2415.3	3032.8	726.5	265.0
ΔV (m/sec)	475.14	719.93	199.89	76.18
Δt_d (sec)	2.99	5.75	0.08	0.0
Δt_s (sec)	29.41	56.88	3.33	-0.06
Δm (kg)	344.42	432.47	103.6	37.79

4. 결 론

본 논문에서는 정지궤도위성의 발사초기운용 작업 중에서 위성을 전이궤도로부터 표류궤도로 진입시키기 위한 액체원지점엔진 점화계획 수립 방법에 대하여 정리하였다. 또한 연속발사를 가정한 실제 운용에서 발생할 수 있는 오차를 제거하기 위한 시간보정방법을 제시하였다.

시뮬레이션 결과 기술된 기법을 통하여 위성을 안정적으로 목표하는 경도에 목표하는 표류속도로 진입시킬 수 있음을 확인하였다. 또한 임펄스 Burn을 가정한 계획이 액체원지점엔진 발사 시에도 큰 오차를 나타내지 않음을 확인하였다. 하지만 최대한 위성을 정밀하게 운용하기 위하여 제안된 시간보정 개념을 적용하는 것이 바람직한 것으로 판단된다.

본 논문에서는 항상 액체원지점엔진이 노드가 아닌 원지점에서 발사되는 것으로 가정하였다. 시뮬레이션 결과 최종획득된 궤도 경사각은 ± 0.05 도 이내

로 수립하는 것으로 확인되었으며 이는 남북위치유
지 기법을 통하여 처리가 가능함을 알 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 양군호 외, *통신해양기상위성 개발사업*, 한국
항공우주연구원, 2011.
2. Sue, W., *Mission Analysis Software Detailed
Design Specification*, Lockheed Martin Missile
& Space, DN-20050382. 1998
3. Chobotv, V.A., *Orbital Mechanics*, AIAA, 1996.