

정지궤도복합위성의 SSTO 액체원지점엔진 점화계획

박봉규*, 최재동**

GEO-KOMPSAT-2 LAE Burn Plan in Supersynchronous Transfer Orbit

Bong-Kyu Park*, Jae-Dong Choi**

Abstract

GEO-KOMPSAT-2 which is under development by KARI to be launched in 2018 is expected to be injected into its orbit through the standard GTO(Geostationary Transfer Orbit) or SSTO(Supersynchronous Transfer Orbit). While the standard GTO mission has been applied for the most of the geostationary satellites, the SSTO mission is rare case and significantly different from the standard GTO mission in technical point of view. This paper lists the operational constraints to be applied for GEO-KOMPSAT-2 SSTO mission, and introduces a preliminary LAE burn plan for GEO-KOMPSAT-2 mission. In order to evaluate the developed plan, a simulation study has been performed considering ground station visibility.

초 록

2018년 발사를 목표로 한국항공우주연구원이 개발중인 정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT-2)은 사용되는 발사체에 따라 GTO(Geostationary Transfer Orbit) 혹은 SSTO(Supersynchronous Transfer Orbit)를 거쳐 정지궤도에 진입하게 된다. GTO는 오늘날 대부분의 정지궤도위성이 사용하는 방식인 반면 SSTO의 경우는 사례가 많지 않고 GTO와는 완전히 다른 기술적인 접근이 필요하다. 본 논문에서는 정지궤도복합위성에의 적용을 목표로 SSTO 운용의 제약 사항을 정리하고 SSTO로부터 정지궤도로 진입하기 위한 액체원지점엔진 점화계획을 예비적인 수준에서 구성하였다. 또한 지상추적소의 가시성을 포함한 궤도 시뮬레이션을 수행하여 구성된 계획을 검증하였다.

키워드 : 정지궤도복합위성(GEO-KOMPSAT-2), 슈퍼천이궤도(Supersynchronous Transfer Orbit), 발사초기운영(Launch and Early Orbit Phase)

접수일(2014년 9월 12일), 수정일(1차 : 10월 21일, 2차 : 10월 27일), 게재 확정일(2014년 11월 1일)

* 정복위성체계팀/pbk@kari.re.kr

** 정복위성체계팀/jdchoi@kari.re.kr

1. 서 론

정지궤도위성은 발사체로부터 분리된 후 전이궤도에서 수차례의 원지점엔진분사 단계를 거쳐 정지궤도에 진입하게 된다. 원지점엔진 분사과정은 전이궤도의 형태에 따라 다른 접근이 필요하다. 전이궤도는 크게 두 가지 형태로 나누어 볼 수 있는데 GTO(Geostationary Transfer Orbit)와 SSTO(Supersynchronous Transfer Orbit)가 그것이다. GTO는 원지점의 고도가 정지궤도고도와 동일한 전이궤도의 한 형태로서 무궁화위성, 천리안위성을 비롯해 대부분의 정지궤도위성에 적용되고 있다. SSTO는 원지점의 고도가 정지궤도보다 높아서 위성의 속도가 저하되기 때문에 궤도경사각을 쉽게 변경할 수 있어 동일성능의 발사체의 경우 GTO에 비하여 적은 연료로 위성을 정지궤도에 진입시킬 수 있다.

참고문헌[1]에서는 정지궤도복합위성에 GTO를 적용하는 경우를 가정하여 액체원지점엔진 점화계획을 알고리즘을 구성하였고 시뮬레이션을 통하여 타당성을 검토하였다.

2018년 발사를 목표로 개발중인 정지궤도복합위성의 경우는 GTO와 더불어 원지점고도 70,000 km의 SSTO를 적용하는 방안도 고려하고 있다. SSTO의 경우 앞에서 언급한 것처럼 소모연료량 측면에서 장점이 있는 반면 추가적으로 고려해야 할 많은 제약 사항들이 있고 세계적으로도 SSTO를 적용한 사례가 많지 않기 때문에 많은 주의가 요구된다. 이러한 제약 사항에도 불구하고 SSTO를 고려하는 이유는 후보 발사체 가운데 하나가 최대 중량 3.6톤인 정지궤도복합위성에 대해 SSTO만을 지원하기 때문이다.

참고문헌[2]에서는 1994년 Atlas IIA 발사체를 이용하여 발사된 ORION F1 위성에 대한 SSTO 운용 사례를 통해 SSTO를 적용하는 경우 고려되어야 할 많은 제한 사항들을 언급하고 있다. 참고문헌[3]에서는 참고문헌[2]에서 언급된 여러 가지 제한사항 중에서 달의 인력에 의한 근지점 고도의 저하문제를 수치적으로 해석하였다.

본 논문에서는 정지궤도복합위성에 SSTO를

적용하는 경우를 가정하여 액체원지점엔진 점화계획 알고리즘을 구성하고 분석하였다. 고려되어야 할 제한 사항들을 정의하고 이를 만족하는 액체원지점엔진 점화계획을 구성한 다음 시뮬레이션을 통하여 검증하였다. 참고문헌[2][3]에서 언급한 높은 원지점고도를 사용함에 따라 발생할 수 있는 달의 인력의 영향에 의한 근지점 고도 저하문제도 분석하였다.

2. 액체원지점엔진 분사 계획

2.1 SSTO를 통한 정지궤도 진입과정

발사체로부터 위성이 분리되면 위성은 타원궤도의 GTO 혹은 SSTO 형태의 전이궤도에 진입하게 된다. 그림 1과 그림 2는 SSTO 형태의 전이궤도로부터 정지궤도에 근접한 표류궤도에 진입하는 과정을 나타내고 있다. SSTO의 원지점은 승교점에 위치하게 된다. SSTO의 경우 원지점의 고도는 60,000 km에서 130,000 km, 근지점고도는 180 km에서 300 km 범위에 존재하게 된다. 정지궤도복합위성에서는 SSTO를 적용하는 경우 위성과 지상의 전파 접촉을 고려하여 고도 70,000 km를 적용하는 방향으로 설계를 진행하였다.

이러한 SSTO 궤도로부터 목표하는 정지궤도에 진입하기 위해서는 그림 1과 그림 2에서 설명하는 원지점엔진분사와 근지점엔진분사 단계를 거치게 된다. 원지점엔진분사는 연속분사 가능한 시간과 요구되는 속도변화량을 고려하여 2회 혹은 3회로 나누어 수행한다. 원지점엔진분사를 통해 근지점의 고도는 표류궤도의 근지점 고도에 이르게 되며 이와 동시에 궤도경사각은 최소화된다. 원지점이 정확히 적도면에 위치하는 경우, 획득 가능한 최소 궤도경사각은 0도이며 그렇지 않은 경우는 잔여 궤도 경사각이 불가피하게 존재하게 된다. 그런 다음 근지점에서 2회에 걸쳐 엔진을 역방향으로 분사함으로써 원지점의 고도를 표류궤도의 원지점고도인 35,786 km까지 줄이게 된다.

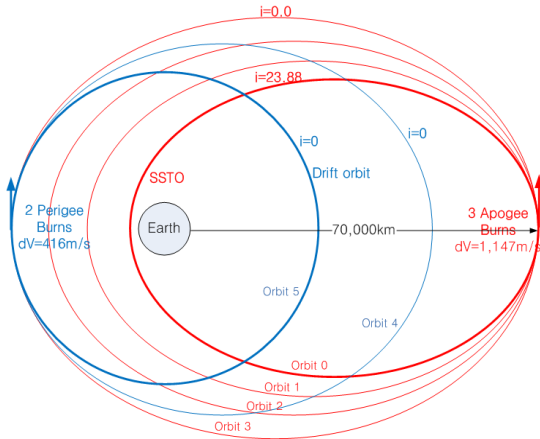


그림 1. SSTS 적용시 표류궤도진입과정

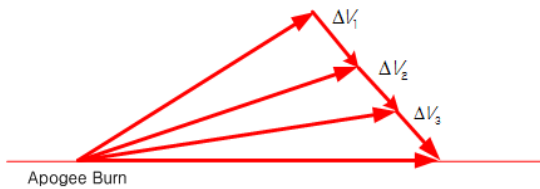


그림 2. 원지점엔진 점화방향 및 크기

궤도진입을 위해 원지점과 근지점에서 엔진을 각각 2회 이상 분사하게 되는데 분사시점 및 분사시간은 마지막 엔진 분사후에 진입하고자 하는 표류궤도의 경도위치 및 기타 제한사항을 고려해 상대적으로 조정을 하게 된다.

2.1.1 원지점과 근지점에서의 속도변화량

원지점과 근지점에서의 속도증감을 계산하기 위해서는 먼저 목적하는 표류궤도를 결정하여야 한다. 표류궤도는 정지궤도와 유사하나 일정이상의 동서 방향의 표류성분을 가진다. 천리안 위성의 경우는 동경 123도에 진입하여 하루 1.4도 속도로 최종 목표경도인 동경 128.2도를 향하여 이동하도록 표류궤도를 설계하였다. 표류궤도의 원지점고도는 정지궤도의 고도와 동일한 $r_s = 42,164 \text{ km}$ 를 적용하며 근지점 고도 r_{pd} 는 아래의 수식을 이용하여 결정한다.

$$r_{pd} = 2 \sqrt[3]{\frac{\mu}{(\lambda_d + \omega_e)^2} - r_s} \quad (1)$$

여기서 λ_d 는 목적하는 표류궤도의 표류속도를 나타내며 ω_e 는 지구의 자전각속도를 의미한다. SSTS로부터 Hohman Transfer를 이용해 표류궤도에 진입하기 위해서는 원지점고도가 SSTS 원지점고도 r_a 와 동일하고, 근지점고도가 r_{pd} 이며 적도 평면에 위치한 중간궤도를 정의하여야 한다.[4] 이렇게 정의된 표류궤도와 중간궤도를 바탕으로 원지점과 근지점에서의 속도변화 요구량 $\Delta \vec{V}_a$, $\Delta \vec{V}_p$ 는 아래와 같이 계산된다.

$$\Delta \vec{V}_a = \vec{V}_{a1} - \vec{V}_{a0} \quad (2)$$

$$\Delta \vec{V}_p = \vec{V}_d - \vec{V}_{p1} \quad (3)$$

여기서 첨자 0는 SSTS, 1은 중간궤도, d는 표류궤도를 의미한다.

2.1.2 엔진분사시점 및 시간결정

앞에서 표류궤도진입을 위해 계산된 원지점과 근지점에서의 총 속도변화요구량은 전력계, 추진시스템의 능력, Robbins Penalty, 표류궤도진입시 목표경도 등의 자료를 바탕으로 여러 번의 엔진 분사로 나누어 할당된다. 본 논문에서는 원지점에서 3회, 근지점에서 2회의 엔진분사를 수행하는 경우를 가정하였다. 정지궤도복합위성의 경우 SSTS 원지점의 고도를 70,000 km 근지점의 고도를 290 km로 적용하게 되는데 위성중량을 3.4톤 기준으로 할 경우 원지점에서 필요한 총 엔진 분사시간은 7,176초이고 2회로 나누어 분사할 경우 최대 분사가가능한 시간이 7,200초가 되므로 약 24초의 여유가 존재한다. 추후 위성의 중량을 3.6톤 까지 고려할 경우 요구되는 분사시간이 늘어날 가능성이 높으므로 3회로 나누어 분사하는 것을 고려하였다.

모든 엔진분사가 완료될 때 까지 총 평균경도 변화를 $\Delta \lambda$ 라고 했을 경우 위성분리 이후로부터 표류궤도 진입에 이르기 까지 위성의 궤도는 아래의 수식에 지배된다.

$$\Delta\lambda = \sum_{i=0}^{b_n-1} \frac{2\pi l_i}{n_i} (n_i - \omega_e) \quad (4)$$

여기서 b_n 은 총 엔진분사 횟수, l_i 는 i -번째 엔진분사 수행 후 다음 엔진 분사시점까지의 궤도회전수, n_i 는 i -번째 액체원자점엔진 분사후의 평균회전속도(Mean Motion)를 의미한다. l_o 와 n_o 는 발사체 분리 후 첫 번째 엔진 분사시점까지의 궤도회전수 및 평균회전속도를 의미한다. 그리고 ω_e 는 지구의 자전속도를 나타낸다. $\Delta\lambda$ 는 아래와 같이 현재 위성의 평균경도(λ_s)와 표류궤도 목표 평균경도(λ_d)에 $2\pi r$ 을 뺀 값이다. r 이 0보다 큰 경우는 지표면 궤적이 지구를 1회 이상 회전하는 경우를 의미한다.

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

위 식 (4)와 (5)로부터 적절한 해를 얻는 방법은 r , $l_i (i = 0, \dots, b_n - 1)$, $n_i (i = 1, \dots, b_n - 2)$ 값을 차례대로 변경시켜 가면서 n_{b_n-1} 을 계산하여 아래의 조건을 만족하는 해의 집합을 고른다.

$$n_{b_n-2} < n_{b_n-1} < n_d \quad (6)$$

이 조건은 Overshoot에 의한 비정상적인 연료 소모를 방지하기 위한 조건이다. 이렇게 해서 해의 집합이 결정되면 이후에 언급될 여러 가지 제한사항들을 고려하여 적절한 해를 선택하게 된다.

해가 선정되면 결정된 $n_i (i = 1, \dots, b_n - 1)$ 정보를 이용하여 앞에서 계산된 ΔV_a 와 ΔV_p 를 분리한다. 계산하는 방법은 평균회전속도 n_i 를 만족하는 궤도들의 원지점, 근지점의 속도를 구하고 각 궤도간의 벡터속도차를 계산한다.

2.1.3 백업계획구성

앞에서 선택된 해의 집합들 중에서 Nominal 계획을 선정하고 나면 Backup 계획을 구성하여야 한다. Backup 계획은 각 엔진분사가 수행되지 못했을 경우 이를 대비하기 위한 차선의 계획을 의미한다. 5번의 엔진분사를 계획하는 경우 1개의 Nominal 계획과 5개의 Backup 계획을 구성하여야 한다. 마지막 엔진 분사가 수행되지 못하는 경우는 목표경도 조건을 만족시키기 위해

마지막 엔진 분사를 두 번으로 나누어 총 6회의 엔진분사계획을 수립하게 된다.

2.2 달의 인력에 의한 근지점 고도 저하

참고문헌[2]에서는 SSTO 적용시 달의 인력에 의해 근지점의 고도가 저하되는 현상에 대해 언급하고 있다. 150 km 이하로 근지점의 고도가 떨어질 경우 대기입자의 마찰에 의해서 위성이 가열되는 현상이 우려되며 이러한 현상이 예측되는 경우 해당 발사시간대를 제외하여야 한다.

참고문헌[3]에서는 이러한 현상을 근지점고도 185km, 원지점고도 130,000 km 인 위성을 가정하여 수치적인 예시를 통해 구체적으로 설명하고 있다. 그림 3은 참고문헌[3]의 데이터를 바탕으로 동일한 결과를 재현해 본 것이다. 근지점의 고도가 122.5 km까지 저하됨을 알 수 있다. 정지궤도 복합위성의 경우는 근지점고도 290 km, 원지점고도 70,000 km를 사용하게 되는데 이 경우에도 동일한 현상이 나타나는지에 대한 해석이 요구된다. 본 논문에서는 정지궤도복합위성을 대상으로 관련 해석을 수행하였다.

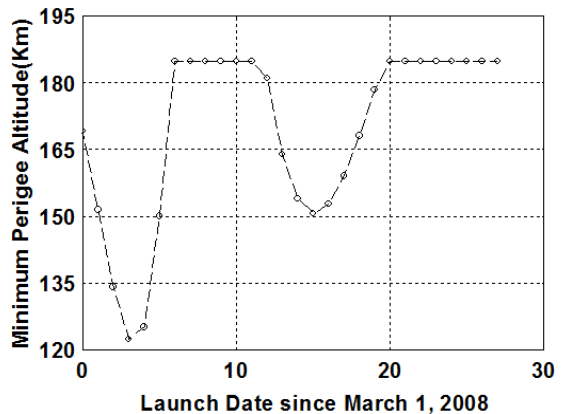


그림 3. 달의 인력에 의한 근지점 최저고도 변화

2.3 계획 수립을 위한 기타 제약 사항

액체원자점엔진 분사계획을 수립하기 위해서는 모든 구속조건을 고려하여야 한다. 본 논문에서는 현재까지 밝혀진 아래 C1~C4의 네 가지 구속조건을 고려하여 분사계획을 수립하였다.

C1: 일반적으로 궤도전이는 임펄스형태로 속도 변화가 주어질 때 효율이 최대화된다. 대부분의 해석적인 방법은 임펄스형태의 속도변화를 가정하게 되는데 연속점화시간이 길어지면 임펄스형태로 속도를 가했을 경우와 비교해 효율저하가 나타난다. 이를 Robbins Penalty라 한다. 발생하는 손실 ΔV_R 은 아래와 같이 표현된다.

$$\Delta V_R = \frac{\omega^2 t^2 \Delta V}{24} \quad (7)$$

여기서 ω 는 점화가 이루어지는 원지점과 동일한 고도를 가지는 원형궤도의 궤도각속도를 의미하며 t 는 엔진분사지속시간, ΔV 는 요구되는 임펄스 속도변화량을 의미한다. 즉 분사시간이 길어질수록 손실이 커짐을 알 수 있다. 따라서 이러한 Robbins Penalty를 최소화하고 배터리의 용량을 고려하기 위하여 액체원지점엔진의 연속점화 시간은 한 시간으로 제한하였다.

C2: 탑재체의 궤도환경요구를 반영하여 근지점의 고도가 8,000 km 이하로 유지되는 시간은 5일 이내로 제한되도록 계획을 구성한다. 이는 첫 번째 액체원지점엔진 점화시점 및 점화연속시간을 결정하는 중요한 구속조건이 된다.

C3: 액체원지점엔진 점화기간에는 태양전지판에 태양광선의 유입량이 저하되므로 배터리의 방전이 불가피하게 발생한다. 따라서 액체원지점엔진 점화이전에 배터리를 완충할 필요가 있으며 이를 위해 기본적으로 엔진점화는 최소 35시간 이상의 간격을 두고 수행하게 된다.

C4: 액체원지점엔진을 점화하는 것은 매우 중요한 과정이기 때문에 이를 지상에서 정밀하게 모니터링 해야 한다. 이를 위해서 기본적으로 엔진점화 155분 전부터 연소 종료 후 75분까지 연속적으로 원격명령 및 텔레메트리 접속이 가능해야 하며 지상추적소의 변경으로 인한 손실을 방지하기 위해 하나의 지상추적소로 위의 시간대를 지원할 수 있어야 한다. C1 조건을 고려해 보면 최장 연소시간이 한 시간이므로 연소중심시간을 기점으로 185분 전과 105분 후까지 하나의 추적소와의 연속적인 연결이 가능해야 한다.

2.4 엔진분사계획 수립

그림 4는 여러 가능한 시퀀스 중에서 최종적으로 선택된 액체원지점엔진 점화계획을 정리한 것으로서 점화계획 및 해당수치는 섭동을 고려하지 않은 결과이다.

LAEF1 A3 450.9m/s 3,181sec T=26.83h I=9.1deg. 2.43day	LAEF2 A5 450.9m/s 2,757sec T=33.78h I=2.29deg. 4.67day	LAEF3 A7 225.4m/s 1,237sec T=39.78h I=0.0deg. 7.48day	LAEF4 P8 158.6m/s 819sec T=31.79h I=0.0deg. 9.97day	LAEF5 P10 257.3m/s 1244sec T=23.84h I=0.0deg. 12.61day
B1-LAEF1	B2-LAEF2	B3-LAEF3	B4-LAEF4	B5-LAEF5
A4 450.9m/s 3,181sec T=26.83h I=2.28deg. 3.42day	A6 450.9m/s 2,757sec T=33.78h I=2.29deg. 5.79day	A8 225.4m/s 1,237sec T=39.78h I=0.0deg. 8.89day	P10 226.3m/s 1352sec T=27.91h I=0.0deg. 13.29day	P11 66.34m/s T=29.29h I=0.0deg. 13.95day
B1-LAEF2	B2-LAEF3	B3-LAEF4	B1-LAEF5	B5-LAEF6
A6 450.9m/s 2,757sec T=33.78h I=0.0deg. 5.65day	A8 225.4m/s 1,237sec T=39.78h I=0.0deg. 8.61day	P9 300.4m/s 1517sec T=26.87h I=0.0deg. 11.38day	P12 149.6m/s 710sec T=23.84h I=0.0deg. 15.62day	P14 191m/s T=23.84h I=0.0deg. 17.6day
B1-LAEF3	B2-LAEF4	B3-LAEF5		
A8 225.4m/s 1,237sec T=39.78h I=0.0deg. 8.46day	P9 195.8m/s 1,004.9sec T=30.34h I=0.0deg. 11.07day	P11 115.5m/s 545.7m/s T=23.84h I=0.0deg. 13.62day		
B1-LAEF4	B2-LAEF5			
P9 152m/s 786sec T=32.06h I=0.0deg. 10.95day	P11 220.2m/s 1,058sec T=23.84h I=0.0deg. 13.61day			
B1-LAEF5				
P11 264m/s 1,277sec T=23.84h I=0.0deg. 13.62day				

At Sep.
T=23.39h
I=21.9deg.
0days

그림 4. 선택된 액체원지점엔진 점화계획

그림 4에서 첫 행은 Nominal 시퀀스를 나타내며 열은 Backup 시퀀스를 나타낸다. 가령 첫 행의 LAEF1, LAEF2를 수행하고 어떤 이유로 LAEF3를 수행하지 못한 경우는 LAEF3의 아래쪽 열을 따라 B3-LAEF3, B3-LAEF4, B3-LAEF4 순서로 엔진분사를 수행한다. 앞에서 언급한 바

와 같이 Nominal한 경우는 5회(12.6일 소요) Backup-5의 경우는 6회(17.6일 소요)로 나누어 액체원자점엔진분사를 계획하고 있음을 알 수 있다. GTO를 적용한 천리안위성의 경우는 9일 이내에 표류궤도에 진입했던 것을 고려할 때 상당히 긴 시간이 소요됨을 알 수 있다.

첫 번째 엔진분사가 가장 늦게 일어나는 시퀀스는 Backup-1으로서 3.42일이 되는 시점이며 이후로는 근지점고도가 8,000 km 이상으로 상승하기 때문에 앞에서 언급한 C2 조건을 만족시킨다. 최장 엔진점화시간은 3,181초, 점화간격은 35시간 이상이 유지되어 앞에서 언급한 C1과 C3 조건을 만족시키고 있음을 알 수 있다.

3. 시뮬레이션을 통한 계획 검증

3.1 시뮬레이션 입력 및 조건

이상에서 언급한 SSTO 액체원자점점화계획을 검증하기 위하여 궤도 시뮬레이션 작업을 수행하였다. 사용된 시뮬레이션 입력데이터는 표 1과 표 2에 정리된 것과 같다.

표 1. 시뮬레이션 입력 데이터

항목	수치
Apogee Altitude	70,000 km
Perigee Altitude	290 km
Inclination	21.9 degree
RAAN	GHA+180.0 degree
Argument of Perigee	180.0 degree
True Anomaly	0.0 degree
Target Drift Rate	1.4 degree/day
Injection Longitude	123 degree.E
SC Mass	3,400.0 kg

표 2. 지상 추적소 위치

	longitude(deg.E)	latitude(deg)
Fucino	13.603	41.980
Dongara	115.349	-29.046
South Point	-115.663	19.014
Santiago	-70.667	-33.151

위성은 123.0 도에 진입해서 128.2 도를 향해 하루 1.4 도 속도로 접근 하도록 엔진점화계획을 구성하였다.

본 시뮬레이션은 항공우주연구원에서 개발된 KT/KARI MAS의 핵심 계산모델인 AstroLibrary를 사용하여 수행되었다.[5] AstroLibrary는 한국통신(현 KT)의 지원으로 개발된 이후에 무궁화위성 1호 경도이동을 위한 추력기 효율추정 등 무궁화위성 1, 2호의 운용 보조도구로서 사용되었으며 지속적인 개선 작업을 거쳐 천리안위성의 운용에도 적용되고 있다. 또한 AstroLibrary는 다른 도구와의 비교작업을 거쳐 정지궤도 복합위성 임무해석용도로 사용중인 검증된 도구이다.

3.2 엔진점화에 따른 궤도변화

계획된 엔진점화계획을 검증하기 위하여 섭동을 고려한 궤도시뮬레이션을 Nominal과 Backup 1, Backup 5에 대하여 수행하였다. 본 시뮬레이션에서는 연속점화대신에 임펄스형태로 속도변화를 고려하였다.

그림 5와 6은 각 경우에 대한 위성의 경도변화를 나타내고 있다. 섭동을 고려한 경우임에도 엔진점화가 진행됨에 따라 위성의 경도가 동경 123도 근처로 수렴하고 있는 것을 볼 수 있다.

그림 7과 8은 위성의 근지점과 원지점의 고도변화를 나타내고 있다. 엔진분사가 거듭되면서 일차적으로 근지점의 고도가 증가하고 그 이후에 원지점의 고도가 감소하여 최종적으로 표류궤도에 진입하는 것을 볼 수 있다. 모든 경우에 대해서 첫 번째 엔진점화이후 근지점의 고도는 8,272 km까지 증가하여 앞에서 언급한 C2 조건을 만족한다.

그림 9와 그림 10은 표류속도의 변화를 나타내고 있다. 최종 표류속도는 1.2도/일로서 목표치인 1.4도/일에 약간 미치지 못하는 값이다. 이는 지구의 비대칭중력장 섭동에 의해 표류속도가 감소되었기 때문인 것으로 분석된다.

그림 11과 그림 12는 궤도경사각의 변화를 나타내고 있다. 3회에 걸친 원지점에서의 엔진점화 과정을 통해 궤도 경사각이 적절히 감소함을 알

수 있고 근지점에서의 엔진점화 기간에는 궤도경사각의 변화가 없음을 알 수 있다. 수치적으로는 0.34도 가량 잔여 경사각이 존재함을 볼 수 있는데 이는 계획단계에서는 고려하지 않았던 섭동에 의해 발생한 성분이다. 이를 제거하는 방안으로는 엔진점화 계획에 대한 최적화 과정을 거치거나 추가적인 남북위치유지 작업을 수행하는 방법이 있다.

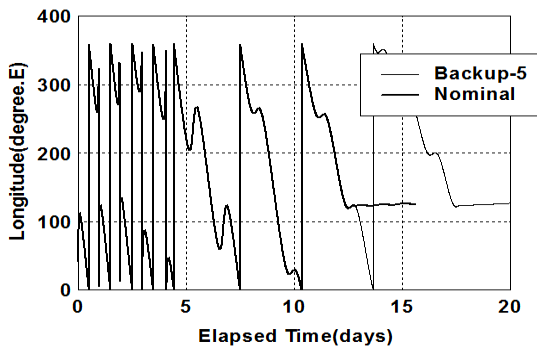


그림 5. 위성경도 변화(Nominal, Backup 5)

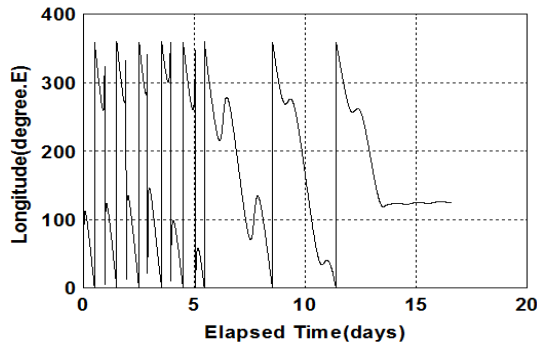


그림 6. 위성경도 변화(Backup 1)

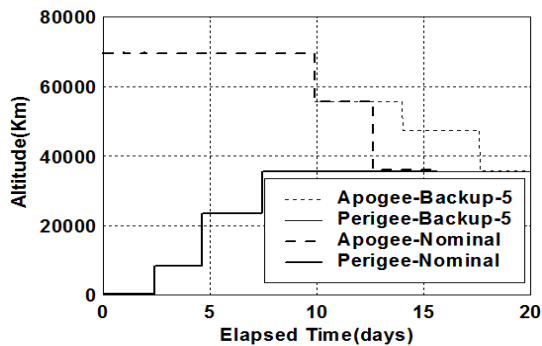


그림 7. 원지점/근지점 고도변화

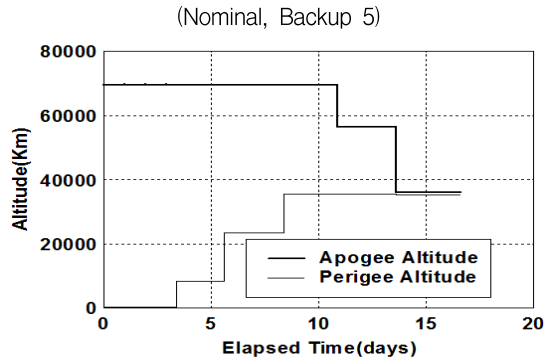


그림 8. 원지점/근지점 고도변화(Backup 1)

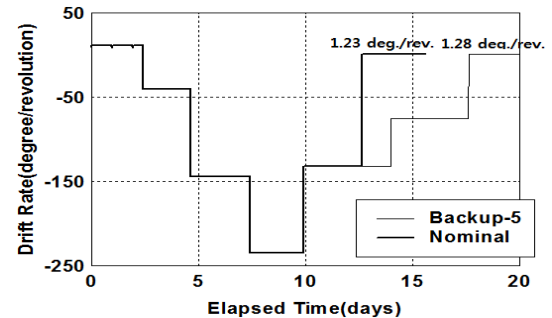


그림 9. 표류속도 변화(Nominal, Backup 5)

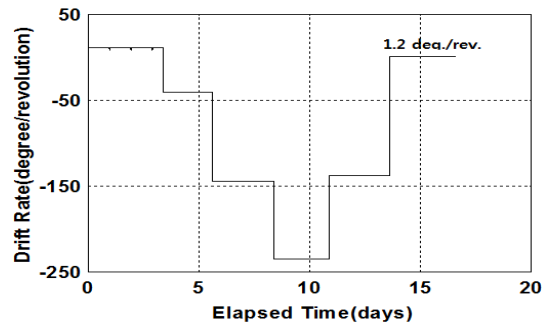


그림 10. 표류속도 변화(Backup 1)

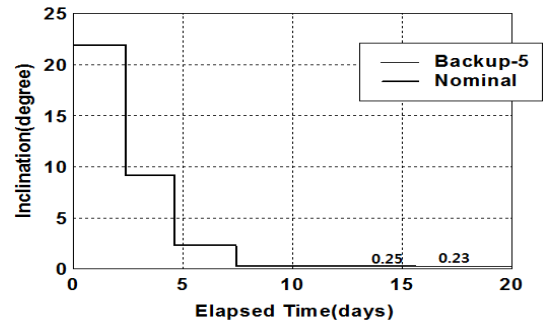


그림 11. 궤도경사각 변화(Nominal, Backup 5)

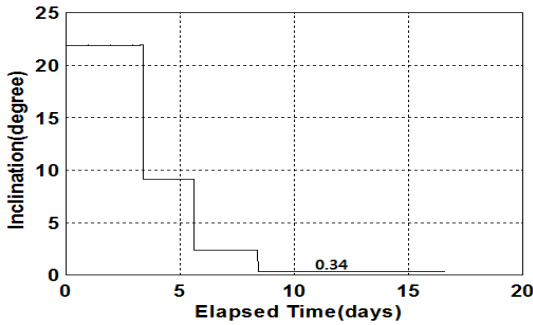


그림 12. 궤도경사각 변화(Backup 1)

3.3 지상추적소의 가시성

표 3과 표 4는 엔진분사시점을 기준으로 지상추적소의 가시성을 나타내고 있다. 모든 경우 우수한 가시성을 보여주고 있다. Backup-1의 첫 번째 엔진점화의 경우가 가장 열악한 경우로서 Fucino 추적소의 경우 엔진분사 중심시간으로부터 약 192분 전부터 가시성이 확보된다. 즉 가장 열악한 조건에서도 앞에서 언급한 C4 조건이 적절히 만족됨을 알 수 있다.

표 3. 지상추적소 가시성(Nominal)

Burns	STN	before (minutes)	after (minutes)
LAEF 1	FUC	241.96	494.37
LAEF 2	FUC	790.81	28.19
	SGO	290.31	557.02
LAEF 3	FUC	375.39	480.11
LAEF 4	FUC	799.77	1114.23
LAEF 5	DON	965.16	continuous

표 4. 지상추적소 가시성(Backup-1)

Burns	STN	before (minutes)	after (minutes)
LAEF 1	FUC	192.43	598.57
LAEF 2	FUC	802.44	96.06
	SGO	226.11	655.06
LAEF 3	FUC	306.52	561.47
LAEF 4	FUC	720.57	1193.09
LAEF 5	DON	953.73	continuous

3.4 Robbins Penalty

표 5는 각 시퀀스에 대한 Robbins Penalty를 나타내고 있다. 최악의 Robbins penalty는 위성 중량이 가장 많은 첫 번째 엔진분사시기에 나타나며 선정된 점화계획의 경우 그 크기는 0.170 m/sec 로서 무시 가능한 수준이다. Backup-5의 경우도 0.1 m/sec 이내의 수준으로 파악되기 때문에 여기서는 별도로 계산을 하지 않았다. Robbins penalty를 누적하면 최악의 경우인 Backup-3의 경우 0.475 m/sec 증가함을 볼 수 있다.

표 5. Robbins Penalty

	LAE1	LAE2	LAE3	LAE4	LAE5
Nominal	0.170	0.128	0.013	0.024	0.090
Backup 1				0.021	0.097
Backup 2				0.044	0.055
Backup 3				0.156	0.008
Backup 4				0.110	0.017

3.5 달의 중력에 의한 근지점 고도 변화

그림 13은 달의 중력에 의한 근지점 고도의 변화를 나타내고 있다. 2018년 5월 31일 자정을 기점으로 1년 동안 하루간격으로 발사시점을 바꾸어 가면서 변화를 시뮬레이션한 결과이다. 매 발사시점에 대해 3.42일 동안 1초 간격으로 시뮬레이션해서 근지점의 최소값을 정리하였다. 3.42일을 적용한 이유는 첫 번째 엔진점화가 가장 늦게 일어나는 경우가 3.42일(Backup-1)이기 때문이다. 그 이후는 원지점의 고도가 80,000 km 이상으로 상승하기 때문에 대기마찰에 의한 문제가 사라진다.

시뮬레이션 결과에 따르면 근지점고도 290 km, 원지점고도 70,000 km를 적용할 경우 최대 나타날 수 있는 근지점고도의 낙폭은 10 km에 미치지 않음을 볼 수 있고 고도 150 km 이상으로 안정적으로 유지됨을 알 수 있다. 이를 통하여 앞에서 언급된 그림 3의 경우와는 달리 원지

접고도 70,000 km를 사용하는 정지궤도복합위성의 경우는 발사시간대를 결정하는데 있어서 달의 인력에 의한 근지점의 고도저하는 문제가 되지 않음을 알 수 있다.

과정이 필요하며 추후에 이에 관한 연구를 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

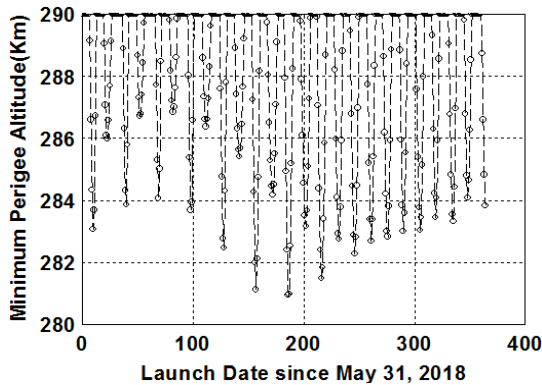


그림 13. 달의 인력에 의한 근지점 고도변화

4. 결 론

본 논문에서는 정지궤도복합위성에 SSTO를 적용하는 경우를 가정하여 전이궤도로부터 표류궤도로 진입시키기 위한 액체원지점엔진 점화계획을 수립하였다.

분석결과 원지점고도 70,000 km를 적용하는 경우 달의 인력에 의한 근지점 고도의 손실은 10 km 이내로서 근지점고도 290 km를 적용하는 정지궤도복합위성의 경우 발사시간대 선정에 영향을 주지 않음을 알 수 있었다.

액체원지점엔진 점화계획 구성결과 정상적인 경우 표류궤도 진입에 소요되는 시간은 13.6일이며 최악의 경우 17.6일까지 시간에 연장될 수 있음을 알 수 있었다. 따라서 표류궤도진입에 소요되는 시간을 단축시키기 위하여 분사횟수를 줄이는 방안도 검토가 필요하다. 연속점화에 의한 Robbins Penalty는 총 0.475 m/sec로서 무시할 만한 수준인 것을 알 수 있었다.

본 연구는 정지궤도복합위성에 SSTO를 적용하는 경우 대략적인 계획을 파악하기 위해 수행되었다. 따라서 수립된 계획을 실제 환경에 적용하기 위해서는 실제 섭동 환경을 고려한 최적화

1. 박봉규, 양근호, 이상철, "정지궤도복합위성 운용궤도 진입과정 시뮬레이션 연구", 항공우주기술, 제10권, 제2호, 2011, pp.65-73
2. Walters J. M., Baker J.F., Shurner I.M., "ORION-A Supersynchronous Transfer Orbit Mission," NASA GSFC Flight Mechanics/Estimation Symposium, May 1995.
3. Whalen D. J., "Orbit Parameter Perturbations in "Supersynchronous GEO transfer Orbits", 26th International Communications Satellite Systems Conference(ICSSC), June 2008.
4. Chobotv, V. A., *Orbital Mechanics*, AIAA, 1996. pp.120-123
5. 김성규외, *KT/KARI MAS 이론 및 프로그램 설명서*, 한국통신, 1994