

## 정지궤도복합위성 원지점엔진 분사계획 최적화 연구

박봉규<sup>1,†</sup> · 최재동<sup>1</sup>

<sup>1</sup>한국항공우주연구원

## Optimization of GEO-KOMPSAT-2 Apogee Engine Burn Plan

Bongkyu Park<sup>1,†</sup>, Jaedong Choi<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute

### Abstract

GEO-KOMPSAT-2A and GEO-KOMPSAT-2B are under development by KARI to replace the COMS mission, and will be launched in 2018 and 2019, respectively. GEO-KOMPSAT-2 will be launched and injected into the GTO (Geostationary Transfer Orbit) by the Ariane V launcher. Once injected into the GTO, the satellites are transferred to the drift orbit by applying a series of apogee engine burns. The burn epoch time, duration, and intervals are selected such that the satellite is placed closest to the target drift longitude, or at the drift start longitude. For GEO-KOMPSAT-2, four or five LAE (Liquid Apogee Engine) burns will be applied for drift orbit injection. This paper establishes the GEO-KOMPSAT-2 LAE burn plan, considering predefined constraints and adjustments, taking into account the perturbing forces. Two approaches have been analyzed: the first is a single shot approach, whereas the other is an iteration based optimal solution. Optimal solution has been obtained using the Focusleop, a geostationary satellite LEOP tool.

### 초 록

항공우주연구원은 천리안위성의 임무를 승계하기 위해 2018년과 2019년 발사를 목표로 정지궤도복합 위성 2A와 2B를 개발하고 있다. 정지궤도복합위성은 아리안 V 발사체에 의하여 발사되어 전이궤도(Transfer Orbit)에 진입한 후 여러 번의 액체원지점엔진분사를 통하여 표류궤도에 진입한다. 액체원지점 엔진의 분사시기, 분사시간, 각 분사간의 간격 등은 위성이 목표하는 표류궤도에 진입할 수 있도록 선정되고 적용된다. 정지궤도복합위성의 경우 표류궤도 진입을 위하여 4회의 액체원지점엔진 분사를 수행할 계획이다. 본 논문에서는 미리 정의된 제한조건을 고려하고 외부 교란력을 고려하여 정지궤도복합위성의 액체원지점엔진 분사계획을 수립하였다. 여기서는 단일계산(Single Shot) 방식과 반복계산에 의한 최적화 기법, 두 가지 접근을 고려하였다. 최적의 해를 얻기 위해 Focusleop이라고 하는 발사초기임무해석 도구를 적용하였다.

**Key Words** : GEO-KOMPSAT-2(정지궤도복합위성), Liquid Apogee Engine Burn Plan(액체원지점엔진분사 계획), Launch Early Operation Phase(발사초기운용), Transfer Orbit(전이궤도)

### 1. 서 론

통신, 해양, 기상탐재체를 장착한 천리안위성의 임무

를 승계하기 위해 한국항공우주연구원이 개발중인 GEO-KOMPSAT-2A 및 GEO-KOMPSAT-2B는 각각 기상 및 해양/환경 탐재체를 싣고 2018과 2019년에 Ariane V에 의해 발사될 예정이다. 계획된 전이궤도의 원지점과 근지점 고도는 35,786km와 250km이며, 궤도경사각은 6도 이하이다[1]. 전이궤도 진입 후에는 위성에 장착된 액체원지점엔진(Liquid Apogee

Engine)을 수차례 분사함으로써 근지점고도를 점차적으로 상승시켜, 동경 123도 근처의 표류궤도에 진입한다. 표류궤도 진입 후 목표경도인 동경 128.2도를 향하여 하루 1.8도 내외의 속도로 이동하게 된다.

발사후 전이궤도로부터 엔진분사를 통해 표류궤도에 진입하고 다시 궤도획득을 통해 목표궤도에 진입하는 과정은 정지궤도의 고도가 상대적으로 낮지만 달궤도진입 과정과 유사한 기술이 사용된다[2]. 위성을 목표로 하는 표류궤도에 정확하게 진입시키기 위해서는 액체원지점엔진 분사 시점, 시간 및 분사간의 간격, 분사자세 등을 지상에서 정밀하게 계산하여야 하는데, 이러한 계획은 발사전에 미리 수립되어야 하며 발사 후에는 궤도결정을 통해 얻어진 궤도정보를 바탕으로 수정/보완된다. 정지궤도복합위성의 경우는 총 4회 혹은 5회의 액체원지점엔진 분사를 수행하는 것으로 계획되었다[3-4].

참고문헌[3]에서는 GEO-KOMPSAT-2에 적용될 원지점엔진 분사계획 수립을 위한 알고리즘을 구성하였고 3회와 4회의 엔진분사로 이루어지는 원지점 분사계획을 수립한 후 시뮬레이션을 통해 알고리즘을 검증하는 작업을 수행하였다. 참고문헌[3]에서는 엔진분사계획은 태양과 달의 인력 지구비대칭중력장 등의 외부교란력을 고려하지 않고 수립하였다. 대신 시뮬레이션 과정에서 외부 교란력을 고려하여 매 엔진분사과정을 시뮬레이션하고 엔진분사 후 획득된 궤도정보를 반영하여 다음 엔진분사계획을 다시 수립하여 적용하는 방법을 사용하였다. 본 논문에서는 이러한 접근을 반복계산(Iteration)을 기반으로 최적화하는 기법과 대비하여 Single Shot Approach라고 명하였다.

참고문헌[4,5]에서는 GEO-KOMPSAT-2의 여러가지 제한조건을 고려하여 액체원지점엔진 분사계획을 정상계획과 백업계획으로 나누어 수립하고, 표류궤도 진입오차 분석, 지상국 가시성 분석, 그리고 오차요인에 의하여 추가적으로 요구되는 연료량을 분석하기 위해 오차해석을 수행하였다.

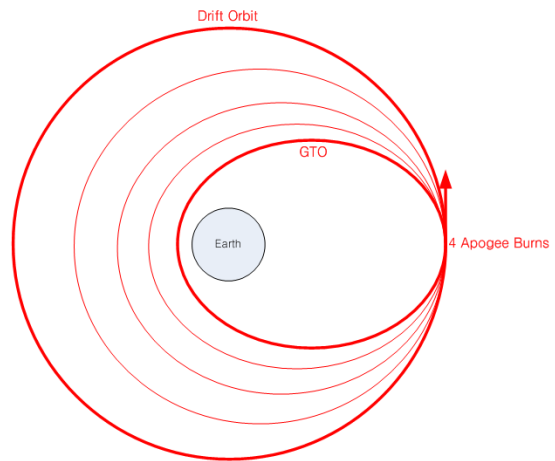
본 논문에서는 참고문헌[3-5]의 엔진분사 계획을 보완하고 그 결과를 스페인 GMV사에서 개발한 LEOP(Launch Early Operation Phase) 해석 전용 도구인 FOCUSLEOP[6]이라는 소프트웨어에 입력하여 최적화하고 Single Shot 방법을 통해 얻어진 결과와 비

교분석하는 작업을 수행하였다.

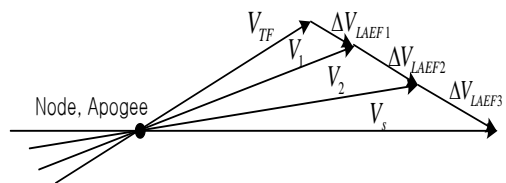
## 2. 원지점엔진 분사계획 수립

### 2.1 분사계획 수립을 위한 알고리즘

GEO-KOMPSAT-2의 경우 전이궤도로부터 목표하는 표류궤도에 진입하기 위해서 Fig. 1과 Fig. 2에서 설명하고 있는 바와 같이 네 번에 걸쳐 원지점엔진을 분사한다.  $\Delta V$ 의 방향 및 크기는 궤도경사각과 이심률이 0에 근접하고 궤도 장반경이 정지궤도와 근접한 표류궤도에 진입하도록 설정된다. 정지궤도의 경우 공전주기가 지구의 자전주기와 일치하도록 궤도의 장반경을 약 42,164 km 내외를 유지하는 반면 표류궤도의 경우 동쪽방향의 표류를 유발하기 위해 이보다 낮은 장반경을 적용한다. 천리안위성의 경우는 동경 123도로부터 시작하여 동경 128.2도로 접근하도록 표류궤도를 설계하였다.



GTO: Geostationary Transfer Orbit  
GEO: Geostationary Earth Orbit  
**Fig. 1** Concept of GTO to GEO Transfer



**Fig. 2** Apogee Engine Burn Direction

표류궤도 진입 후 수일간의 경도 이동을 통하여 마침내 목표하는 운용궤도에 이르면 추력기를 분사하여

표류를 멈추는 작업을 수행한다. 표류궤도 진입부터 표류를 멈추고 궤도경사각을 적도면과 일치하게 만드는 과정을 궤도획득(Station Acquisition) 이라고 한다. 표류궤도를 거쳐서 목표경도로 이동하는 이유는 액체 원지점엔진의 큰 추력으로 인한 궤도제어 정확도 문제를 해결하기 위함이다. 즉 목표경도 근처에 대략적으로 위치시킨 다음 추력이 작은 추력기를 이용해 정밀 궤도제어를 수행하여 목표경도에 안착시키는 전략이다. 본 논문에서는 전이궤도로부터 궤도획득 전단계인 표류궤도에 이르는 과정을 다루었다.

4차레 혹은 5차레에 걸친 액체원지점엔진발사 후, 궤도경사각을 0으로 만들기 위해서는 전이궤도와 적도면이 만나는 지점에서 액체원지점엔진을 분사하는 것이 바람직하다. 하지만 원지점에서 엔진을 분사하더라도 결과적으로 작은 궤도경사각을 획득할 수 있고 잔여 궤도 경사각은 남/북 위치유지를 통하여 제거가 가능하므로 본 논문에서는 첫 번째 엔진분사를 제외하 나머진 엔진분사는 원지점에서 이루어지는 것으로 가정하였다.

액체원지점엔진 점화계획은 참고문헌[3,5]에서 제시된 바와 같이 모든 엔진분사가 완료될 때 까지 지표기준의 총 경도 변화량을  $\Delta\lambda$ 라고 했을 경우 아래의 수식을 만족하는 파라미터  $l_i$ 와  $n_i$ 를 구하는 것으로 구성된다.

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

여기서  $bn$ 은 계획한 총 엔진분사 횟수,  $l_i$ 는  $i$ -번째 엔진분사 수행 후  $i+1$ -번째 엔진 분사시점까지의 궤도회전수,  $n_i$ 는  $i$ 번째 액체원지점엔진 분사후 획득되는 평균회전속도(Mean Motion: rad/sec)를 의미한다.  $l_0$ 와  $n_0$ 는 발사체 분리 후 첫 번째 엔진 분사시점까지의 궤도회전수 및 평균회전속도를 의미한다. 그리고  $\omega_e$ 는 지구의 자전속도를 나타낸다.

$\Delta\lambda$ , 즉 지표면을 기준으로 한 위성의 총 경도변화량은 아래와 같이 현재 위성의 평균경도( $\lambda_s$ )와 표류궤도 목표 평균경도( $\lambda_d$ )를 이용하여 아래와 같이 표현된다.

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

위 Eq. 1과 Eq. 2로부터 적절한 해를 얻는 방법은  $r$ ,

$l_i (i = 0, \dots, bn-1)$ , 그리고  $n_i (i = 1, \dots, bn-2)$  값을 차례대로 변경시켜 가면서  $n_{bn-1}$ 을 계산하여 아래의 조건을 만족하는 해의 집합을 고르는 것이다.

$$n_{bn-2} > n_{bn-1} > n_d \quad (3)$$

여기서  $n_d$ 는 목표하는 표류궤도의 평균회전속도를 의미한다. Equation 3은 Overshoot에 의한 비정상적인 연료소모를 방지하기 위한 조건을 나타낸다. 각 원지점엔진분사후의 평균회전속도  $n_i$ 과 모두 계산되면  $n_i$ 로부터 원지점엔진분사시점에서의 엔진분사전후의 점선속도를 구하고 그 백터차를 구하면 요구되는 속도변화량을 얻을 수 있다.

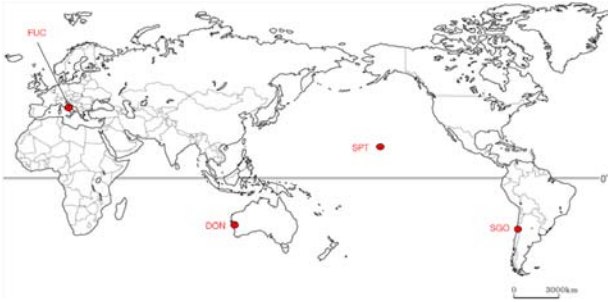
이렇게 해서 해의 집합이 결정되면 여러 가지 제한사항들을 고려하여 적절한 해를 선택하게 된다. GEO-KOMPSAT-2의 경우 다음과 같은 제한사항들을 고려하였다.

- Constraint 1: 표류궤도는 동경 123도에서 하루 1.8도의 속도로 동쪽으로 이동하도록 설계되어야 한다.
- Constraint 2: 액체원지점엔진 분사전 155분부터 적어도 하나 이상의 지상추적소로부터 TM/TC (Telemetry/Telecommand) 접속이 연속적으로 이루어 질 수 있어야 한다.
- Constraint 3: 액체원지점엔진 분사 완료 후 75분 동안 적어도 하나 이상의 지상추적소로부터 TM/TC 접속이 연속적으로 유지되어야 한다.
- Constraint 4: 액체원지점엔진은 배터리가 완충된 상태에서 수행되어야 하며 이를 위해 각 엔진분사는 20시간 이상의 간격을 두고 수행되어야 한다.
- Constraint 5: 근지점 고도가 8,000km 이하인 시간은 발사체 분리 후 5일 이내이어야 한다. 본 조건은 환경탐재체의 오염을 방지하기 위한 조건이다.
- Constraint 6: 액체원지점엔진의 연속점화시간은 3,600초 이내로 제한되어야 한다.

즉 앞에서 기술한 과정을 통하여 얻어진 해의 집합 중에서 위에 나열된 6개의 제한사항을 만족하는 해를 선정하였다.

원지점엔진 분사는 지상국과의 교신이 가능한 상태에서 수행되어야 하므로 엔진 분사 계획은 전이궤도운

용에 사용되는 지상국의 조합에 따라 달라 질 수 있다. 전이궤도운용에 사용될 지상국의 조합이 아직 결정되지 않은 상황이어서 본 논문에서는 아래 Fig. 3에 정리된 바와 같이 천리안위성의 경우와 동일한 4개의 해외 지상국을 고려하여 계획을 수립하였다.



Stations	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

Fig. 3 GK2 LEOP Ground Tracking Stations (Assumptions)

### 2.2 분사 초기 계획 수립 결과

Table 1은 지상국의 조합 및 여러 제한사항을 고려하여 수립된 GEO-KOMPSAT-2의 액체원지점엔진 점화 계획을 나타내고 있다. Table 1의 첫 번째 행의 좌측에서 우측방향으로 순서대로 읽어 나갈 경우 정상 계획에 대한 정보를 얻을 수 있으며, 그 아래 위치한 열에서 정상계획의 수행이 실패했을 경우에 대한 백업 계획을 얻을 수 있다. 예를 들어 정상계획을 따라 액체원지점엔진을 분사하던 중 어떤 요인으로 AEF3를 수행하지 못한 경우는 AEF3 아래 열을 따라 계속해서 엔진분사를 진행한다. 즉 AEF1->AEF2->B3AEF3->B3AEF4 순으로 진행하게 된다. 백업시퀀스의 경우 총 분사의 횟수는 정상계획과 동일하게 유지되도록 한다. 다만 AEF4를 실패하는 경우는 목표하는 정도를 획득하기 위한 목적으로 1회의 분사를 추가하여야 한다.

본 계획은 태양과 달의 중력, 지구의 비대칭중력장 등에 의해 발생하는 교란력을 무시한 상태에서 얻어진 계획이다. 교란력은 태양과 달의 위치에 따라 달라지고 이는 위성의 발사시점에 따라서 달라지므로 발사시

점과 무관한 기준 분사계획을 수립하기 위해서는 이러한 교란력을 배제하는 것이 적절하다. 발사시점과 무관한 기준 분사계획을 적용하는 이유는 LEOP 수행에 필요한 장비 및 인력을 사전에 조율하기 위함이다. 본 계획은 섭동을 고려한 분사계획이나 최적화된 계획을 얻기 위한 초기계획으로 사용되며 앞에서 언급한 6개의 제한조건을 모두 만족하는 계획이다.

Table 1 GEO - KOMPSAT-2 Apogee Burn Plan

AEF1(A3) dV= 298.8 m/sec 2291.0sec 1.10 days	AEF2(A5) dV= 478.1 m/sec 3242.4 sec 2.06 days	AEF3(A8) dV= 401.0 m/sec 2364.8 sec 3.85 days	AEF4(A11) dV= 316.1 m/sec 1663.5 sec <b>6.14 days</b>
B1AEF1(A7) dV= 298.8 m/sec 2291.0sec 2.85 days	B2AEF2(A7) dV= 478.1 m/sec 3242.4 sec 3.03 days	B3AEF3(A10) dV= 493.5 m/sec 2869.2 sec 5.04 days	B4AEF4(A14) dV= 209.9 m/sec 1632.5 sec 8.43 days
B1AEF2(A9) dV= 478.1 m/sec 3242.4 sec 3.82 days	B2AEF3(A13) dV= 405.2 m/sec 2388.2 sec 6.60 days	B3AEF4(A15) dV= 223.6 m/sec 1159.1 sec <b>9.13 days</b>	B4AEF5(A17) dV= 107.8 m/sec 781.57 sec <b>11.13Days</b>
B1AEF3(A12) dV= 405.1 m/sec 2387.4 sec 5.61 days	B2AEF4(A15) dV= 311.9 m/sec 1640.1 sec <b>8.13 days</b>		
B1AEF4(A14) dV= 312.0 m/sec 1640.9 sec <b>7.13 days</b>			

※ BiAEFj: j-th burn of Backup Plan i

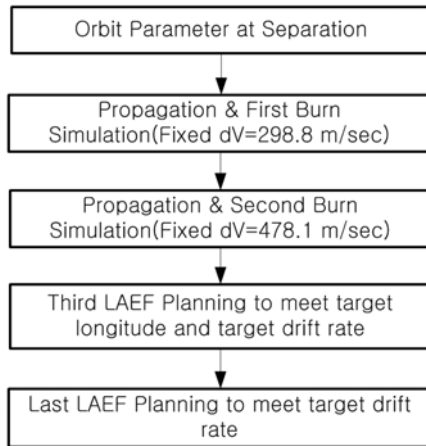
### 3. 섭동을 고려한 분사계획 조정

앞 Table 1에서 소개한 원지점엔진 점화계획은 발사시점과는 무관하게 만들기 위하여 태양과 달의 인력 지구의 비대칭 중력장 등의 교란력을 무시한 상태에서 수립된 결과이다. 무시한 교란력은 태양과 달의 위치에 따라 달라지며 태양과 달의 위치는 위성의 발사시점에 따라서 달라지므로 발사 및 전이궤도 진입이 끝나고 나면 궤도결정 결과를 고려하여 조정이 이루어져야 한다. 여기서는 Single Shot Approach와 최적화된 결과를 비교하는 작업을 수행하였다.

#### 3.1 Single Shot Approach

본 접근은 아래 Fig. 4와 같이 모든 교란력을 고려하여 엔진분사를 시뮬레이션하고 그 결과를 반영하여

다음 번 엔진분사 계획을 수정하여 최종적으로 목표하는 경도에 목표하는 표류속도를 가지는 표류궤도를 획득하도록 한다. 전체 원지점엔진분사 횟수가  $n$ 이라고 했을 때  $n-1$  번째 분사계획은 표류궤도진입경도와 표류속도를 목표치에 근접하도록 하는 방향으로 계획되며 마지막  $n$  번째 분사계획은 목표하는 표류속도를 획득하도록 계획된다. 나머지 분사계획은 고정된 계획을 사용한다. 그리고 각 엔진분사가 이루어지는 원지점의 번호는 Table 1의 내용을 그대로 유지한다. 이 방법을 사용할 경우에는 이전 엔진분사 계획 및 수행 오차, 그리고 무시된 외부 교란력을 다음번 엔진분사 계획에서 반영하게 된다. 본 논문에서는 이러한 접근을 반복계산(Iteration)을 기반으로 최적화하는 접근과 구별하여 Single Shot Approach라고 명하였다.



**Fig. 4** Concept of Apogee Engine Burn Simulation (Single Shot Approach)

### 3.2 Focusleop을 이용한 최적화

Focusleop은 스페인의 GMV 사에 의하여 개발된 정지궤도위성 전용 LEOP 해석 및 계획 도구이다. Focusleop에서는 엔진점화계획을 최적화하기 위해 반복계산(Iteration)을 수행한다. 반복 작업에 의한 소요 시간 증가 문제를 해결하기 위해 Focusleop은 각 반복계산을 수행시 획득된 오차를 고려하여 목표값을 수정하는 접근을 사용한다. 예를 들어 목표하는 표류궤도의 경도 및 표류속도가  $\lambda_d$ 와  $\dot{\lambda}_d$ 라고 하고 현재의 계획에 의해  $\epsilon\lambda_d$ 와  $\epsilon\dot{\lambda}_d$  오차가 발생했다고 하면 다음

번에는 목표값을  $\lambda_d - \epsilon\lambda_d$ 과  $\dot{\lambda}_d - \epsilon\dot{\lambda}_d$ 로 수정하여 해를 구하며 이러한 과정을 오차가 일정 수치 이하로 줄어들 때 까지 반복 수행한다.

Focusleop은 최적의 해를 구하기 위해서 Table 1과 같은 초기 분사 계획이 요구되며 이러한 초기계획은 Focusleop에 구성된 틀을 이용하여 생성하거나 외부에서 생성된 결과를 입력하여야 한다. Focusleop에서는 이러한 초기 분사 계획을 바탕으로 발사 후의 궤도 요소를 적용하여 분사계획을 수정한다. 기본적으로 초기계획은 이미 사용 연료량 측면에서 최적의 궤도전이 방식인 Hohmann Transfer가 적용되었기 때문에 초기계획의 큰 틀은 유지되며 다만 고려되지 않은 교란력, 발사오차 등의 영향이 반영되어 분사시점 및 시간이 조정된다[7]. Table 1의 초기계획은 발사전에 수립되며 최적화 과정은 발사후에 궤도결정 정보를 반영하여 수행된다. 본 논문에서는 Table 1에서 정리된 엔진분사계획을 Focusleop의 초기 값으로 입력하여 계획을 최적화하는 과정을 수행하고 앞에서 설명한 Single Shot Approach를 통해 획득된 결과를 비교하였다.

## 4. 시뮬레이션 및 결과분석

본 시뮬레이션에 사용된 주요 파라미터 값들을 정리하면 Table 1과 같다.

**Table 2** Simulation Parameters

Items	Data
Epoch Time	2018/5/31 22/15/0.0
Semi-major Axis	24434.864
Eccentricity	0.728693
Inclination	6.00 degree
RAAN	401.783 degree
Longitude of AN	178.674 degree
Argument of Perigee	178.060 degree
True Anomaly	59.988 degree
Target Drift Rate	1.8 degree/day
Injection Longitude	123.0 degree.E

본 시뮬레이션은 항공우주연구원에서 개발된 궤도 해석도구인 AstroLibrary를 사용하였다[8]. 엔진분사 절차는 Table 1에서 정리된 5개의 계획 중에서 Normal과 Backup 1 계획을 고려하였다.

### 4.1 Normal Burn Plan

Table 3부터 Table 6은 Normal 분사계획에 대해 초기계획, Single Shot Approach와 최적화된 계획을 적용하여 획득된 결과를 서로 비교하고 있다. Table 3과 Table 4에서 최대 분사 시작 시각 차이는 두 번째 분사에서 나타나며 약 7분가량 차이가 발생하는 것을 볼 수 있으며 분사 시간은 각 분사에 대해 10초 이내의 차이를 보이고 있는 것을 볼 수 있다. Table 4에서 최적화된 결과가 오히려 1.3 초가량 분사시간이 길고 이에 따라 Table 5에서 볼 수 있는 바와 같이 속도변화도 2.3 m/sec 가량 최적화된 계획이 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. 이러한 예측과는 상반된 결과는 Table 6에서 설명이 가능하다. Table 6에서 최종적으로 획득된 궤도 경사각은 Single Shot에 의한 결과가 0.0537도 최적화된 결과가 0.0489로서 최적화된 결과가 더 작은 궤도 경사각을 획득함을 알 수 있다. 또한 표류궤도 진입 경도는 최적화된 결과의 경우 거의 오차를 보이지 않지만 Single Shot의 경우 약 0.1도 가량 오차를 보이고 있음을 알 수 있다. 표류속도의 경우 두 경우 모두 목표한 1.8도/일에 근접한 좋은 결과를 보이고 있음을 알 수 있다. 초기계획을 그대로 적용할 경우 경도오차는 1도이며 표류속도는 0.3도/일로 비교적 큰 오차를 나타냄을 알 수 있다.

**Table 3 Burn Start Time(Normal)**

Burns	Date	Initial	Single Shot	Optimized
1 <sup>st</sup> (A3)	6/2	00:13:21	00:13:21	00:10:48
2 <sup>nd</sup> (A5)	6/2	23:16:39	23:05:47	23:12:17
3 <sup>rd</sup> (A8)	6/4	18:21:11	18:13:40	18:17:14
4 <sup>th</sup> (A11)	6/7	01:18:17	01:13:52	01:17:44

**Table 4 Burn Duration(Normal)**

Burns	Initial	Single Shot	Optimized
1 <sup>st</sup> (A3)	2291	2295	2293
2 <sup>nd</sup> (A5)	3242	3255	3248
3 <sup>rd</sup> (A8)	2365	2327	2337
4 <sup>th</sup> (A11)	1664	1659	1660
Total	9562 sec	9536 sec	9537 sec

**Table 5 Velocity Change(Normal)**

Burns	Initial	Single Shot	Optimized
1 <sup>st</sup> (A3)	298.8	299.0	299.0
2 <sup>nd</sup> (A5)	478.1	479.0	479.0
3 <sup>rd</sup> (A8)	401.0	394.1	396.0
4 <sup>th</sup> (A11)	316.1	314.5	314.9
Total	1494.0 m/s	1486.6 m/s	1488.9 m/s

**Table 6 Drift Orbit Achieved(Normal)**

Items	Initial	Single Shot	Optimized
Longitude(deg.E)	124.08	123.10	123.00
Drift Rate(deg./day)	2.1297	1.7998	1.8000
Inclination(deg.)	0.0717	0.0544	0.0489

### 4.2 Backup 1 Burn Plan

Table 7부터 Table 10은 Backup 1 분사계획, 즉 정상계획의 첫 번째 분사를 어떤 이유에서 수행하지 못한 경우를 가정한 백업 계획에 대해 Single Shot Approach와 최적화된 계획을 서로 비교하고 있다.

Table 7과 Table 8에서 분사시작 시각은 최대 10분가량 차이가 발생하는 것을 볼 수 있으며 분사 시간은 각 분사에 대해 30초 이내의 차이를 보이고 있는 것을 볼 수 있다. Table 8에서 정상적인 경우에서 확인했던 것과 같이 최적화된 결과가 오히려 2초가량 분사시간이 길고 이에 따라 Table 5에서 볼 수 있는 바와 같이 속도변화도 2.6 m/sec가량 최적화된 계획이 오히려 더 크게 나타나는 것을 볼 수 있다.

Table 6에서 최종적으로 획득된 궤도 경사각은 Single Shot에 의한 결과가 0.0601도, 최적화된 결과가 0.0493도로서 최적화된 결과가 더 작은 궤도 경사각을 획득함을 알 수 있다. 일반적인 운요궤도의 허용 경사각은 0.05도이기 때문에 Single Shot의 0.0601도는 추가적인 궤도조정이 필요함을 의미한다. 표류궤도 진입 경도는 최적화된 결과의 경우 거의 오차를 보이지 않지만 Single Shot의 경우 여전히 약 0.1도 가량 오차를 보이고 있음을 알 수 있다. 표류속도의 경우 두 경우 모두 목표한 1.8도/일에 근접한 좋은 결과를 보이고 있다.

이상에서 확인한 바와 같이 정상시퀀스와 Backup1 시퀀스의 경우 유사한 경향을 보이고 있다. 즉 소요되

는 분사시간은 Single Shot의 결과가 최적화된 결과에 비해 짧은 반면 획득된 표류궤도의 경도 및 경사각의 경우 Focusleop을 이용해 최적화된 결과가 더 좋은 수치를 보이고 있음을 알 수 있다. 결국 Focusleop에 의해 최적화된 엔진분사계획은 더 정밀한 표류궤도 진입경도 및 궤도경사각을 얻기 위해 미세하게 많은 연료를 사용하는 것으로 해석할 수 있다.

Single Shot 방법에 의한 결과는 획득된 표류궤도의 경도와 궤도경사각에 상대적으로 크기는 하지만 그 차이는 크지 않기 때문에 Single Shot에 의한 결과도 신뢰할 만한 수준이 것으로 보인다. 잔여 궤도경사각은 이후에 수행되는 궤도획득(Satellite Acquisition)을 통해 처리가 되며 궤도경사각이 클 경우 궤도획득을 위해 더 많은 연료량이 소모된다. 본 논문에서는 지면 관계상 소개하지는 않았지만 나머지 백업계획 즉, Backup 2, Backup 3, Backup 4도 유사한 결과를 나타냄을 확인할 수 있었다.

Table 11은 두 방법을 적용했을 경우 계산에 소요되는 시간을 비교하고 있다. Focusleop의 경우는 소프트웨어 자체적으로 측정해서 출력한 cpu 시간이며 Single Shot Approach의 경우는 수동 타이머를 이용해 측정된 결과이다. Focusleop이 상대적으로 많은 시간이 소요되지만 이 역시 1분 내외의 짧은 시간이기 때문에 문제가 될 수준은 아님을 알 수 있다.

**Table 7 Burn Start Time(Backup 1)**

Burns	Date	Initial	Single Shot	Optimized (Focusleop)
1 <sup>st</sup> (A7)	6/03	18:10:00	18:10:00	18:07:28
2 <sup>nd</sup> (A9)	6/04	17:14:16	17:13:40	17:09:32
3 <sup>rd</sup> (A12)	6/06	12:24:14	12:23:46	12:15:56
4 <sup>th</sup> (A14)	6/08	01:11:43	01:13:33	01:10:45

**Table 8 Burn Duration(Backup 1)**

Burns	Initial	Single Shot	Optimized (Focusleop)
1 <sup>st</sup> (A7)	2291.0	2295.2	2292.2
2 <sup>nd</sup> (A9)	3242.4	3254.9	3248.3
3 <sup>rd</sup> (A12)	2387.4	2343.8	2371.7
4 <sup>th</sup> (A14)	1640.9	1634.6	1618.2
Total	9561.7 sec	9528.5 sec	9530.4 sec

**Table 9 Velocity Change(Backup 1)**

Burns	Initial	Single Shot	Optimized (Focusleop)
1 <sup>st</sup> (A7)	298.8	299.0	299.0
2 <sup>nd</sup> (A9)	478.1	479.0	479.0
3 <sup>rd</sup> (A12)	405.1	397.0	402.3
4 <sup>th</sup> (A14)	312.0	310.05	307.3
Total	1494.0 m/s	1485.0 m/s	1487.6 m/s

**Table 10 Drift Orbit Achieved(Backup 1)**

Items	Initial	Single Shot	Optimized (Focusleop)
Longitude(deg.E)	123.57	123.09	123.00
Drift Rate(deg./day)	1.8188	1.7993	1.80
Inclination(deg.)	0.0654	0.0601	0.0493

**Table 11 Computing Time**

Methods	Normal	Backup 1
Single Shot	17.0 sec	20.0 sec
Focusleop	25.0 sec	72.0 sec

## 5. 결 론

이상에서 교란력을 고려한 정지궤도복합위성의 원지점엔진 점화계획을 수립하기 위해 Single Shot 방법과 Focusleop의 최적화 기법에 의한 결과를 비교분석하였다. 정상시퀀스와 Backup1 시퀀스, 두 경우를 대상으로 비교작업을 수행한 결과 소요되는 분사시간은 Single Shot의 결과가 최적화된 결과에 비해 약 2초가량 짧은 반면 획득된 표류궤도의 경도 및 경사각의 경우 Focusleop을 이용해 최적화된 결과가 각각 0.1도 및 0.01도 가량 더 정밀한 수치를 보이고 있음을 알 수 있었다.

Focusleop을 통하여 최적화된 결과는 미세하지만 Single Shot 방법에 비하여 더 많은 연료를 사용하여 상대적으로 더 정밀한 표류궤도 진입경도 및 궤도경사각을 얻는 것으로 해석할 수 있었다. 하지만 두 접근 방법에 의하여 얻어진 차이는 크지 않기 때문에 Single Shot에 의해 생성된 원지점엔진 점화계획도 충

분히 실제 LEOP에 적용 가능한 수준인 것으로 보인다.

## References

- [1] Arianespace, Ariane 5 User's Manual, Arianespace, Issue 5, 2011.
- [2] S. J. Choi, I. K. Kim, S. M. Moon, S. Y. Min and D. Y. Rew, "Study on Variation of Orbital Elements according to Variation of Target Value of Lunar Orbit Insertion", *Journal of The Society for Aerospace System Engineering*, Vol. 9, No. 4, pp 16-22, 2015.
- [3] B. K. Park, K. H. Yang and S. C. Lee, "Simulation Study on GEO-KOMPSAT Operational Orbit Injection", *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 10, No. 2, pp.65-73, 2011.
- [4] B. K. Park and J. D. Choi, "Analysis of GEO-KOMPSAT-2 LAE Burn Plan in Transfer Orbit", *Bulletin of The Korean Space Science Society*, Vol.12, No.2 October 2014.
- [5] B. K. Park and J. D. Choi, "GEO-KOMPSAT-2 Drift Orbit Injection Error Analysis", *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical & Space Sciences Conference*, November 2015.
- [6] GMV, *Focusleop Software User's Manual(SUM) Ver 2.1*, GMV, 2015.
- [7] Pocha, J.J., *Mission Design for Geostationary Satellites*, Space Technology Library, 1987.
- [8] Sue, W., *Mission Analysis Software Detailed Design Specification*, Lockheed Martin Missile & Space, DN-20050382. 1998.