

## 초소형 위성군 궤도배치 전략 분석

송영범<sup>1</sup>, 신진영<sup>2</sup>, 박상영<sup>3,†</sup>, 전수빈<sup>4</sup>, 송성찬<sup>5</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>우주비행제어 연구실, 천문우주학과, 연세대학교  
<sup>1,5</sup>위성센터, 한화시스템(주)

## Analysis of Orbital Deployment for Micro-Satellite Constellation

Youngbum Song<sup>1</sup>, Jinyoung Shin<sup>2</sup>, Sang-Young Park<sup>3,†</sup>, Soobin Jeon<sup>4</sup>, Sung-Chan Song<sup>5</sup>

<sup>1,2,3,4</sup>Astrodynamic and Control Laboratory, Department of Astronomy, Yonsei University  
<sup>1,5</sup>Satellite Center, Hanwha Systems, Co., Ltd.

### Abstract

As interest in microsattelites increases, research has been actively conducted recently on the performance and use, as well as the orbital design and deployment techniques, for the microsattelite constellations. The purpose of this study was to investigate orbital deployment techniques using thrust and differential atmospheric drag control (DADC) for the Walker-delta constellation. When using thrust, the time and thrust required for orbital deployment vary, depending on the separation speed and direction of the satellite with respect to the launch vehicle. A control strategy to complete the orbital deployment with limited performance of the propulsion system is suggested and it was analyzed. As a result, the relationship between the deployment period and the total thrust consumption was derived. It takes a relatively longer deployment time using differential air drag rather than consuming thrusts. It was verified that the satellites can be deployed only with differential air drag at a general orbit of a microsattelite constellation. The conclusion of this study suggests that the deployment strategy in this paper can be used for the microsattelite constellation.

### 초 록

초소형위성에 대한 관심이 증가함에 따라 초소형위성군의 성능과 활용도뿐 아니라 위성군의 궤도설계, 궤도 배치 기법에 대한 연구가 활발히 수행되고 있다. 본 연구에서는 초소형 위성을 활용한 워커-델타 위성군을 구축하기 위한 궤도배치 기법으로 추력을 이용한 기법과 차등 대기항력 제어 (DADC)를 연구하였다. 추력을 이용할 시, 발사체에 대한 위성의 분리속도와 각도에 따라 궤도배치에 소요되는 시간과 추력량이 달라진다. 초소형위성의 추력시스템 성능을 참고하여 제한된 성능으로 궤도배치를 완료하기 위한 제어전략을 제시하였다. 결과적으로 궤도배치 기간과 총 추력량의 관계를 도출하였다. 차등 대기항력을 이용하면 추력을 소모하지 않는 대신 상대적으로 긴 배치기간을 소요한다. 소프트웨어 시뮬레이션을 통해 일반적인 초소형위성군의 궤도에서 차등 대기항력으로 궤도배치를 완료할 수 있음을 검증하였다. 본 연구 결과를 활용하면 초소형위성군의 궤도배치에 전략을 수립하고 활용할 수 있을 것이다.

**Key Words:** Micro-Satellite(초소형위성), Satellite Constellation(위성군), Orbit Deployment(궤도배치), Differential Air Drag Control(차등 대기항력 제어)

## 1. 서 론

초소형위성에 대한 관심이 증가함에 따라 초소형위성군의 이용가치가 주목받고 있다. 위성군 (satellite constellation)은 주로 지구관측, 통신, 감시정찰 등의 임무를 수행하며 과학적, 상업적, 군사적 목적으로 활용이 가능하다. 위성군 설계 시, 재방문주기 (Revisit time), 탐색완료시간 (Time to Cover by Region) 등의 성능지수를 최적화할 뿐 아니라 위성군의 궤도를 임무에 맞도

Received: Feb. 24, 2022 Revised: Apr. 19, 2022 Accepted: Apr. 23, 2022

† Corresponding Author

Tel: \*\*\* - \*\*\*\* - \*\*\*\* E-mail: spark624@yonsei.ac.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

록 효율적으로 설계하기 위한 연구가 진행되어 왔다. 위성군은 궤도 경사각이 다른 여러 궤도 평면으로 구성되고, 각각의 궤도 평면에는 몇 개의 위성들이 알맞은 위상차를 가지고 골고루 분포되어 있다[1].

초소형위성은 무게가 가볍고 부피가 작으므로 군집용 전용발사체 또는 Space-X 등의 발사체에 승차공유(SmallSat Rideshare Program)형태로 탑재된다. 위성군을 이룰 초소형위성은 우주발사체로 저궤도에 올려진 후에 우주발사체에서 분리되고 최종 목표궤도내의 위치에 배치되어야 한다. 발사 비용과 초소형위성에 탑재된 추력량이 제한되어 있으므로 위성군 배치를 위한 효율적인 전개 전략이 필요하다. 초소형위성은 일반적으로 서로 다른 평면의 위성들이 동시에 발사되는 군집형태로 사출된다. 따라서 위성들의 배치에 따라 평면 내 궤도전개 및 평면 간 궤도전개를 수행하여야 한다[2]. 평면 간 궤도전개를 하기 위해서는 연료가 많이 소모된다. 평면 내 궤도 전개는 크게 추력 사용여부로 구분할 수 있다. 추력을 사용하면 빠른 시간 내에 궤도배치가 완료된다는 장점이 있다. 반대로 추력소모 없이 차등 대기항력 제어(DADC, Differential Air Drag Control)을 이용하면 고도를 조정함으로써 위성 간 상대 위치를 제어할 수 있지만 상대적으로 긴 시간을 필요로 한다.

실제 위성군의 궤도전개에서는 차등 대기항력 제어가 자주 사용된다. Planet Labs의 Flock 위성군과 NASA의 CYGNSS (Cyclone Global Navigation Satellite System) 위성군 모두 차등 대기항력을 이용하여 위성을 배치한다[3,4]. 궤도제어 시, 최대 또는 최소 단면적을 갖도록 자세를 전환(Flip-flop)하는 전략이 동일하게 적용된다. Flock 위성군은 수백개의 위성을 한 평면에 균일하게 배치하여 선스캐너 배치(Line scanner configuration)을 이룬다. CYGNSS 위성군은 한 궤도평면 당 8대의 위성을 균일하게 배치하여 임무를 수행한다. 본 논문에서는 기존 위성군임무에서 사용하는 차등 대기항력 제어 기법과 추력을 사용한 궤도배치 기법을 시뮬레이션 하여 비교분석하는 것을 목표로 한다.

본 연구에서는 초소형위성군의 궤도 배치를 위하여 추력을 사용하는 경우와 DADC를 사용하는 경우의 장단점을 정량적으로 분석하고자 한다. 한반도 주변을 감시정찰하기 위해 설계된 초소형 위성군을 구축하기 위하여, 초소형위성을 궤도배치하는 전략을 세우는 것을 목표로 한다. 총 32개의 초소형위성을 가진 워커-델타 위성군으로 한반도 감시정찰 임무를 수행할 시 궤도전개 기법에 대해 연구하였다. 추력을 이용하는 경우 발사체에서 위성의 분리 속도와 각도에 따른 추력소모량과 배치완료 시간에 대해 분석하였다. 차등 대기항력 제어로 위성을 배치하는 경우 대기 항력에 따라서 초소형 위성의 최소 및 최대 단면적을 유지하는 여러 파라미터를 분석하

였다. 목표하는 배치 간격을 달성하기 위한 유지기간을 구하고 배치완료 시간에 대해 분석하였다. 이러한 분석 결과는 초소형

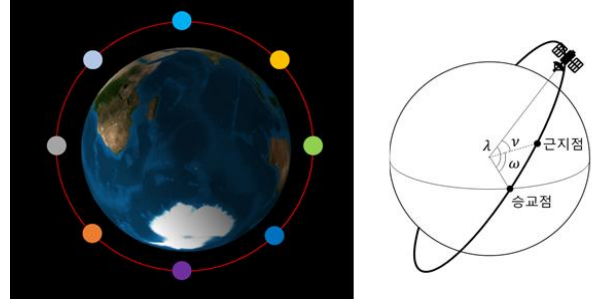


Fig. 1 Schematic diagram of Walker-delta constellation with 8 satellites per plane (Left) and the concept of argument of latitude (Right)

위성을 사용하는 한반도 정찰 위성군 구축에 필요한 전략을 수립하는데 활용될 수 있다.

## 2. 초소형위성군 궤도배치 기법

### 2.1 추력을 이용한 초소형위성군 배치

워커-델타 위성군을 가정하여 32기의 위성을 4개의 궤도평면에 배치하는 경우, 한 평면에 8개 위성이 존재하고 동일 평면상의 위성간 간격은 균일하다(그림 1(왼)). 위도 이각(AoL( $\lambda$ ), Argument of latitude)은 승교점에서부터 위성의 위치를 의미하며 근지점 이각(AoP( $\omega$ ), Argument of perigee)와 진근점 이각(True anomaly,  $\nu$ )의 합으로 나타낸다(그림 1(오)). 따라서 동일 평면에 있는 8개 위성의 위도 이각 차이(Relative argument of latitude,  $\Delta\lambda$ )는 45도가 된다. 발사 후 위성간 위도이각의 차이가 45도로 일정하게 유지되면 위성배치가 완료되었다고 할 수 있다.

위성들은 발사체로부터 1~5 m/s의 상대속도로 수초의 간격을 두고 분리된다. 발사체와의 분리 방향은 위도 이각 차이의 변화율을 결정하므로 이를 제어하기에 용이하도록 선택하여야 한다. 일반적인 초소형위성의 추력 시스템의 최대  $\Delta V$ 크기는 제한되어 있으므로 이를 고려하여 한 번 혹은 여러 번의 순간 추력을 사용하여 궤도배치를 수행하게 된다.

### 2.2 차등 대기항력을 이용한 초소형위성군 배치

위성 간 대기항력의 차이를 이용하면 동일 궤도평면상의 위성들을 배치할 수 있다. 차등 대기항력 제어(DADC, Differential Air Drag Control)는 대기항력으로 인해 고도가 강하하는 현상을 이용하여 초소형위성들의 상대 위도인수 차이를 조정한다. 차등 대기항력 제어를 활용하여 궤도배치를 수행할 시 초소형위성의 자세만

을 제어하여 추력소모 없이도 위성 배치를 수행할 수 있다 [3,4].

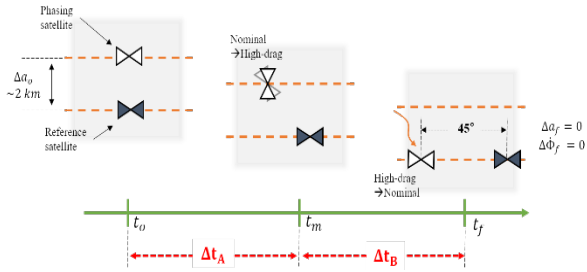


Fig. 2 Orbital deployment strategy by DADC[5]

차등 대기항력 제어를 활용한 궤도전개 전략은 그림 2와 같다. 초소형위성들의 물성치는 모두 동일하다고 가정한다. 초소형위성 운용 시, 초소형위성이 대기항력을 받는 면적을 일반모드 (Nominal mode)에서는 최소로 유지하고, 고향력 모드 (High-drag mode)에서는 최대 단면적을 유지한다. 발사체에서 분리된 초기에 초소형위성들은 기준위성에 대하여 일반모드를 유지하다가  $\Delta t_A$ 가 지나면 상대적으로 높은 고도에 있는 초소형위성을 고향력 모드로 전환한다. 고향력 모드에서는 초소형위성의 평균 장반경 감소율이 증가하므로  $\Delta t_B$ 의 시간이 지나 고도가 충분히 감소하면 다시 일반모드로 전환한다. 최종 시간  $t_f$ 는  $\Delta t_A + \Delta t_B$ 으로, 이 시점에서 두 위성의 평균 궤도장반경이 동일하므로 평균 궤도장반경 감소율과 공전 주기가 일치하게 되어 위성간 위상차는 유지된다.  $\Delta t_A$ 와  $\Delta t_B$ 를 알아내는 것이 본 연구의 핵심이며, 이는 목표 위상차로부터 결정된다[5].

### 3. 결 과

#### 3.1 추력을 이용한 위성군 배치 시뮬레이션

실제 위성에서 궤도제어를 수행할 시, 지상국과의 교신 빈도, 궤도 정보의 정확도, 자세와 추력시스템의 오차 등 다양한 오차요소가 존재한다. 본 논문에서 위성군 배치를 분석할 시에는 표 1의 전제조건을 가정하였다.

Table 1 Assumptions for orbit configuration simulation

|     |                                                                                               |
|-----|-----------------------------------------------------------------------------------------------|
| (1) | The mass and area of the launch vehicle do not change as the satellites are separated.        |
| (2) | There are no errors in the direction, the time interval, and the speed of separation.         |
| (3) | The attitude control system and the propulsion system have no errors for the orbit control.   |
| (4) | The effective cross-sectional areas for the air drag and the solar radiation pressure are the |

|     |                                                                 |
|-----|-----------------------------------------------------------------|
|     | same for every satellite.                                       |
| (5) | The orbit control is available anytime in every orbital period. |
| (6) | The orbit information used for the orbit control has no error.  |

시뮬레이션은 GMAT (General Mission Analysis Tool)과 MATLAB을 연동하여 수행하였다. 발사체의 궤도요소는 표 2과 같다. 위성군의 궤도는 한반도 관측 시 최적의 재방문주기를 갖는 고도 515 km, 궤도 경사각 40도의 원궤도를 가정하였다[5,6]. 근지점 이각과 진근점이각은 발사체가 승교점에 있는 경우를 가정하였다. 실제 운용환경을 모사하기 위해 최대한 많은 섭동을 반영하였다. 표 3과 같이 비대칭 중력장, 대기항력, 태양복사압, 태양과 달의 중력 등을 고려하였다. 초소형위성의 구조적 특성은 표 4에 제시되어 있다. 3.1절의 시뮬레이션에서 유효 단면적은 최소값을 가정하였다. 추력분사를 위한 자세제어는 오차가 없는 이상적인 상황을 가정하였다.

#### 3.1.1 발사체-위성 분리 시뮬레이션

발사체로부터 순차적으로 분리된 후, 초소형위성들의 상대거리와 마지막 사출위성으로부터의 위도 이각 차이를 설정하였다. 발사체를 기준으로 LVLH (Local-Vertical Local-Horizontal) 좌표계를 정의하였다. x축은

Table 2 Initial orbital elements of the launch vehicle

| Orbital elements                  | Value                          |
|-----------------------------------|--------------------------------|
| Semi-major axis                   | 6893 km                        |
| Eccentricity                      | 0.0001                         |
| Inclination                       | 44.1 deg                       |
| Right Ascension of Ascending Node | 10+90n deg<br>(n = 0, 1, 2, 3) |
| Argument of Perigee               | 60 deg                         |
| True anomaly                      | 300 deg                        |

Table 3 Dynamic model for orbit propagation

|                    |                    |
|--------------------|--------------------|
| Gravity model      | JGM3 [30x30]       |
| Air drag model     | MSISE90            |
| SRP model          | Spherical model    |
| Third body gravity | Sun, Moon, Jupiter |

Table 4 Structural properties of spacecraft

|                |                                   |
|----------------|-----------------------------------|
| Mass           | 60 kg                             |
| Effective area | 1060 x 700 mm <sup>2</sup> (Min.) |

|                                  |                                    |
|----------------------------------|------------------------------------|
|                                  | 1970 x 1060 mm <sup>2</sup> (Max.) |
| Maximum thrust                   | 1.0 mN                             |
| Total $\Delta V$                 | 300 m/s                            |
| Duty cycle of propulsion system  | 20 min per orbital period          |
| Availability of attitude control | always                             |

지구 중심에서 발사체 중심까지의 방향 (Radial axis), z 축은 궤도운동의 각운동량 방향 (Cross-track axis), y 축은 오른손 법칙으로 좌표축을 완성하는 발사체의 속도 방향 벡터 (Along-track axis)이다.

그림 3에서 SAT 1~8의 숫자는 위성의 사출순서이다. 위성들은 LVLH 좌표계의 속도 (Along-track) 방향을 기준으로 분리각도 ( $\theta_{sp}$ ) 0~180도 방향으로 사출된다. 위성은 사출방향에 따라 발사체보다 앞이나 뒤에 위치하며 위성의 상대거리 변화는 분리속도의 속도방향 성분에 의해 결정된다. 분리각도가 25.7도로 동일한 경우 분리속도의 속도방향 성분은  $\sin \theta_{sp}$ 이다. 위성들이 등간격으로 멀어지려면 분리 속도의 속도방향 성분이 등간격으로 분포해야 하므로 위성들의 분리각도(separation angle)는 표 5와 같이 설정되어야 한다.

표 5의 분리속도로 시뮬레이션을 수행한 결과, 그림 4는 발사체로부터의 위도이각 차이를 보여주며, 그림 5는 SAT 8로부터의 각 초소형위성의 위도이각 차이가 등간격으로 변화하는 것을 보여준다. 15일 동안 발사체에 대한 상대 위도이각은 최대 160도까지 멀어진다. 마지막 위성의 사출 이후 근접위성과의 위도이각 차이가 45도가 되는 기간은 표 6에 제시되어 있다.

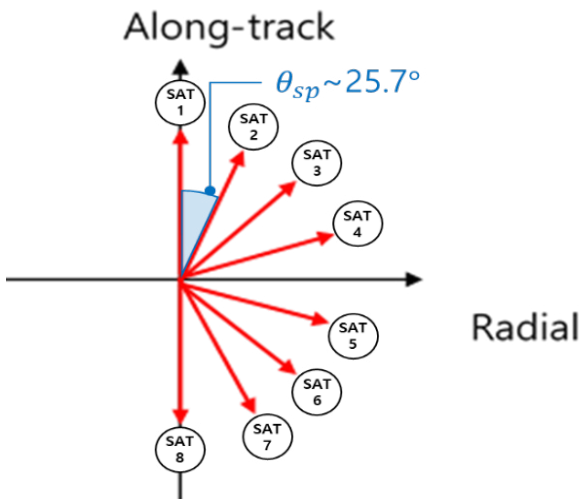


Fig. 3 Ejected directions of SAT 1~8 and the separation angle

Table 5 Separation angles of SAT 1~8 (Unit: degree)

|       |       |       |       |
|-------|-------|-------|-------|
| SAT 1 | SAT 2 | SAT 3 | SAT 4 |
| 0.0   | 44.4  | 64.6  | 81.8  |
| SAT 5 | SAT 6 | SAT 7 | SAT 8 |
| 98.2  | 115.4 | 135.6 | 180.0 |

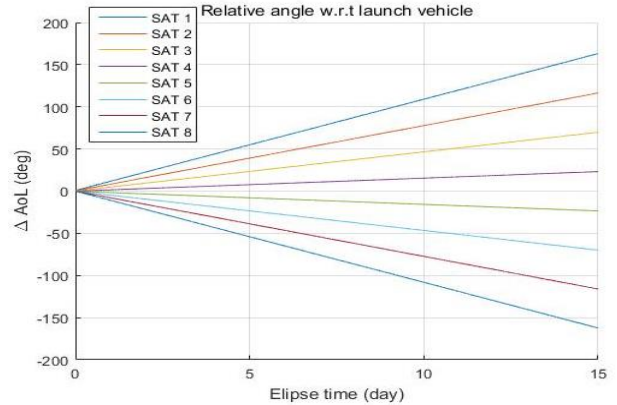


Fig. 4 Relative argument of latitude between the launch vehicle and SAT 1~8

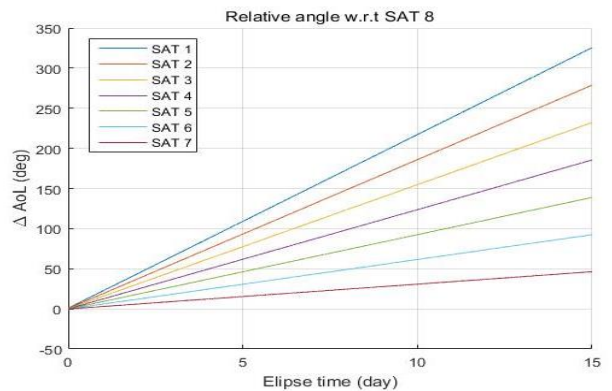


Fig. 5 Relative argument of latitude of SAT 1~7 with respect to SAT 8

Table 6 Duration until the angles between the adjacent spacecraft become 45 degrees (Unit: days)

|         |         |         |         |
|---------|---------|---------|---------|
| SAT 1&2 | SAT 2&3 | SAT 3&4 | SAT 4&5 |
| 14.53   | 14.54   | 14.54   | 14.55   |
| SAT 5&6 | SAT 6&7 | SAT 7&8 | -       |
| 14.58   | 14.60   | 14.61   | -       |

수치적으로 도출한 그림 4와 그림 5의 결과를 검증하기 위해 궤도요소 변화를 해석적으로 도출한 식을 이용하였다. 위성의 위도이각 변화는 표류속도 (Drift rate,  $\lambda$ )로 정의되고 식 1과 같이 표현할 수 있다[7,8]. 여기서  $M_0$ 는 초기 평균근점이각 (Mean anomaly,  $M$ ),  $n$ 은 평

균 운동 (Mean motion),  $J_2$ 는 J2섭동의 계수,  $R_E$ 는 지구 반지름,  $p$ 는 통반경 (Semi-latus rectum),  $i$ 는 궤도 경사각 (Inclination),  $e$ 는 이심률 (Eccentricity),  $\mu$ 는 표준 중력변수 (Standard gravitational parameter),  $a$ 는 궤도 장반경 (Semi-major axis)이다.

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= \dot{\omega} + \dot{M}_0 + n \\ &= \frac{3nJ_2R_E^2}{4p^2}(4 - 5\sin^2 i) \\ &\quad + \frac{3nJ_2R_E^2\sqrt{1-e^2}}{4p^2}(2 - 3\sin^2 i) + \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \end{aligned} \quad (1)$$

식 1에서 사용되는 궤도요소는 모두 브라우어 평균 궤도요소 (Brouwer's mean element)이다. 마지막 위성이 사출된 후, 각 위성의 표류속도를 계산하면 근접위성과의 위도이각 차이가 목표 위상차가 되는데 걸리는 시간을 구할 수 있다. 위성의 분리속도 ( $\Delta v_{sp}$ )로 인해 발생하는 궤도요소의 변화 구하기 위해 외란에 의한 궤도요소 변화를 나타내는 가우스 방정식 (GVE, Gauss's Variational Equations)을 식 2에 도입하였다[9]. 여기서,  $\Delta v_{sp} = [\Delta v_{sp(R)} \ \Delta v_{sp(S)} \ \Delta v_{sp(W)}]^T$ 는 LVLH 좌표계에서의 분리속도를 의미한다.

$$\begin{aligned} \delta a &= \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \{e \sin v \Delta v_{sp(R)} + (1 + e \cos v)\} \\ \delta e &= \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left\{ \begin{array}{l} \sin v \Delta v_{sp(R)} \\ \cos v + \frac{e + \cos v}{1 + e \cos v} \Delta v_{sp(S)} \end{array} \right\} \\ \delta i &= \frac{\sqrt{1-e^2} \cos \lambda}{na(1 + e \cos v)} \Delta v_{sp(W)} \end{aligned} \quad (2)$$

식 2의 궤도요소 변화를 식 1에 대입하면 발사체로부터의 분리 이후 표류속도의 변화를 구할 수 있다. 이를 적분하여 시간에 따른 위도이각 차이를 구할 수 있고 이로부터 목표 위상차가 45도가 되는 시간을 구하면 표 7과 같다.

### 3.1.2 위성 배치 시뮬레이션

3.1.1의 그림 4~5에서 알 수 있듯이, 위성 간 위도이각의 차이는 점차 증가한다. 모든 위성의 표류속도가 동일하게 제어되어 상대 위도이각이 일정하게 유지되면 위성 배치를 완료할 수 있다. 발사체로부터 분리되는 속도가 클수록 상대 위도이각이 45도가 되는 기간은 짧아지지만 표류속도를 제어하기 위한  $\Delta V$ 가 증가한다. 위성들의 분리속도는 최소 1 m/s, 최대 5 m/s로 상대 위도이각이 45도가 되기까지 각각 75, 15일이 소요된다. 따라서 3.1.2절에서는 위성 배치 소요시간이 15, 45, 75일 이내인 경우에 대해 총  $\Delta V$ 와 배치 후의 상대 위도이각을 구하였다.

**Table 7** Analytically derived duration until the angles between the adjacent spacecraft become 45 degrees (Unit: days)

|         |         |         |         |
|---------|---------|---------|---------|
| SAT 1&2 | SAT 2&3 | SAT 3&4 | SAT 4&5 |
| 14.55   | 14.55   | 14.55   | 14.54   |
| SAT 5&6 | SAT 6&7 | SAT 7&8 | -       |
| 14.53   | 14.52   | 14.52   | -       |

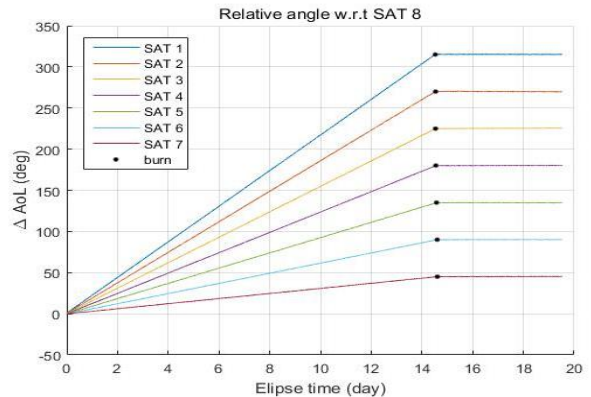
### 1) 15일 이내에 위성 배치가 완료된 경우

초소형위성들이 발사체에 대해서 5 m/s로 분리될 시 상대 위도이각이 45도가 되는 시점에서 단일 순간추력으로 궤도제어를 하는 경우를 가정하였다. SAT 8을 기준위성으로 설정하여, SAT 1~7이 SAT 8과 동일한 표류속도를 갖도록 제어하였다. 약 14.5일 동안 표류 이후에 궤도제어를 하면 상대 위도이각은 그림 6과 같이 45도로 일정하게 유지된다. 각 위성이 소모하는  $\Delta V$ 는 그림 7과 같다.

표 4의 최대 추력 크기 (1.0 mN)와 위성체의 질량 (60 kg)를 가정하면 듀티 사이클 (Duty cycle, 20 min per orbital period)동안 총 0.02 m/s의 초소형위성의 속도 증분 ( $\Delta V$ )을 가할 수 있다. 따라서 한 궤도주기 당 최대 속도 증분량 ( $\Delta V_{Max}$ )은 0.02 m/s이다. 그림 7에 의하면 SAT1의 최대  $\Delta V$  소비량은 10.02 m/s이므로 500 궤도주기 이상, 즉 약 34일 정도가 소요된다. 따라서 발사체로부터의 분리속도를 감소시킬 필요가 있다.

### 2) 45일 이내에 위성 배치가 완료된 경우

위성의 운용 시나리오에서 발사체 분리 후 초기화, 안정화, 시운전 등을 거친 후 궤도제어를 수행할 수 있다. 이 기간을 약 30일로 가정하여, 5 m/s의 속력으로 사출된 지 30일 이후부터 궤도제어를 시작하고 45일 이내에 위성배치를 완료하도록 하였다.



**Fig. 6** Relative argument of latitude when the configuration is completed within 15 days

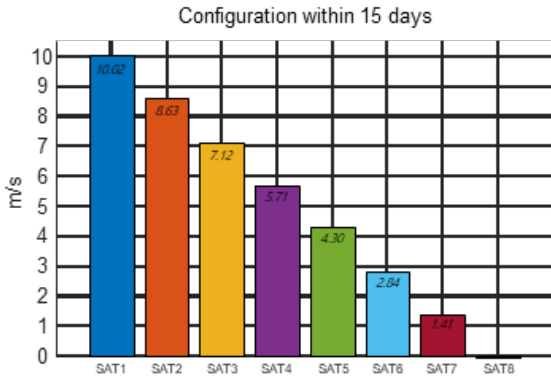


Fig. 7 Delta-V for the configuration within 15 days (Unit: m/s)

2-1) 단일 순간추력을 사용한 경우 (추력제한이 없는 경우)

발사체에서 초소형위성들이 분리된 후 45일 뒤에 원하는 상대 위도이각을 갖도록 분리각도를 설정하였다. 각 위성체의 분리각도는 표 8에서 제시된 값을 갖는다. 그 결과, 그림 8에 의하면 약 43일 후에 원하는 상대 위도이각을 갖는다. 초소형위성의 추력제한이 없다면 한번의 궤도제어를 통하여 목표한 궤도를 구현할 수 있다. SAT 8을 기준으로 SAT 1~7의 궤도를 제어하면 그림 8과 같이 일정한 상대 위도이각을 유지할 수 있다. 각 위성이 소모한  $\Delta V$ 와 배치가 완료된 시점은 각각 그림 9, 10에 제시되어 있다.

Table 8 Separation angle for the configuration within 45 days by a single thrust (Unit: degree)

|       |       |        |        |
|-------|-------|--------|--------|
| SAT 1 | SAT 2 | SAT 3  | SAT 4  |
| 70.53 | 76.23 | 81.79  | 87.27  |
| SAT 5 | SAT 6 | SAT 7  | SAT 8  |
| 92.73 | 98.21 | 103.77 | 109.47 |

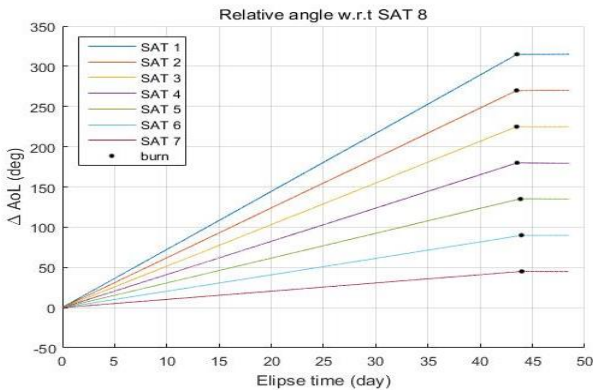


Fig. 8 Relative argument of latitude when the configuration is completed within 45 days by a single thrust

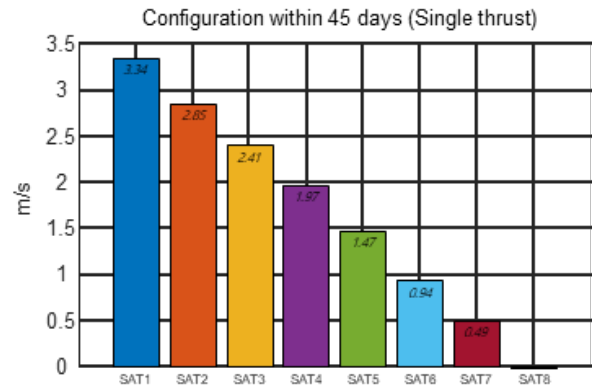


Fig. 9 Delta-V for the configuration within 45 days by a single thrust (Unit: m/s)

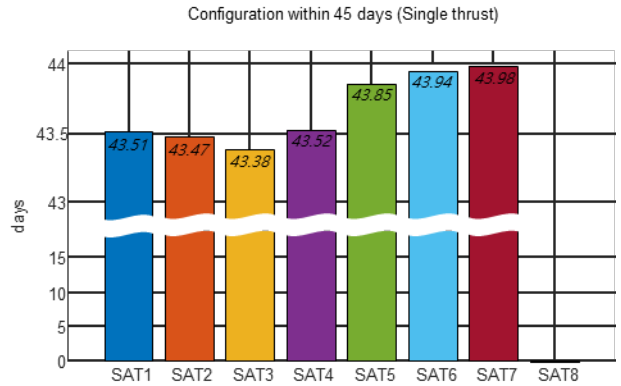


Fig. 10 Deployment completion time for the configuration within 45 days by a single thrust (Unit: day)

2-2)  $\Delta V_{Max}$ 가 0.02 m/s인 경우

초소형위성이 가진 최대 추력크기가 작을수록 궤도 배치를 완료하기 위해 긴 시간이 소요된다. 궤도제어 횟수 ( $N$ )는 단일 순간추력을 사용할 경우의  $\Delta V$ 소모량으로부터 예측할 수 있다. 궤도주기를  $\Delta T$ 라 할 때 궤도제어는 목표 상대 위도이각에 도달하는 시각보다 궤도제어 소요 시간의 절반 ( $\frac{N\Delta T}{2}$ )이전에 시작한다 (그림 11).  $\Delta V_{Max}$ 가 0.02 m/s인 경우에 궤도제어를 여러 번 수행하여 배치하면, 시간에 따른 상대 위도이각의 변화는 그림 12와 같다. 검은 실선은 궤도제어를 수행 (burn)할 때마다 표시된 점이 이어진 것이다. 상대 위도이각의 오차는 표 9에 나타난 것과 같이 0.74도 이하로 제어되었다.

궤도제어 시, 소모한  $\Delta V$ 는 그림 13과 같다. 단일추력으로 제어하는 경우인 그림 9와 비교하면 최대 속도증분 차이는 0.03 m/s로 제어횟수는 약 1회 이하 차이가 난다. 이는 추력에 의한 표류속도의 예측 변화량과 실제 변화량이 다르기 때문에 발생한다. 기준위성에서 멀리 위치할수록 궤도요소 차이와 표류속도 차이가 크다. 따라서 결과적으로  $\Delta V$ 가 커지고 궤도제어를 완료하는데 소요되는 기간이 길어진다. 결과적으로 위성 배치가 완

료되는데 더 오랜 시간이 소비된다 (그림 14).

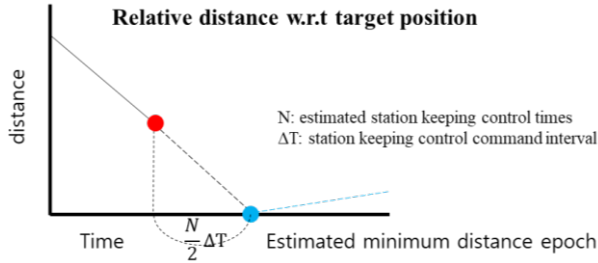


Fig. 11 Schematic diagram of the initial orbit control time

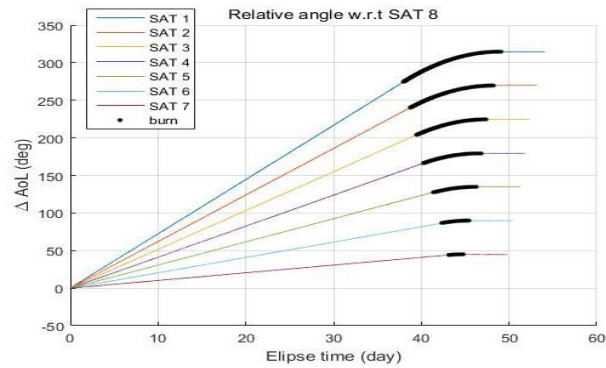


Fig. 12 Relative argument of latitude when the configuration is completed within 45 days by multiple thrusts

Table 9 Relative AoL errors for the configuration within 45 days by multiple thrusts (Unit: degree)

|       |       |       |       |
|-------|-------|-------|-------|
| SAT 1 | SAT 2 | SAT 3 | SAT 4 |
| 0.27  | 0.39  | 0.41  | 0.74  |
| SAT 5 | SAT 6 | SAT 7 | -     |
| 0.27  | 0.08  | 0.06  | -     |

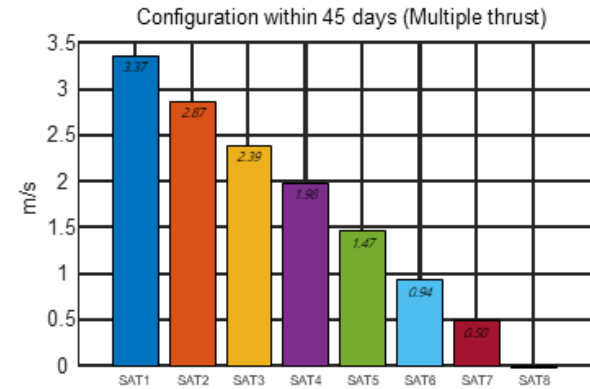


Fig. 13 Delta-V for the configuration duration within 45 days by multiple thrusts (Unit: m/s)

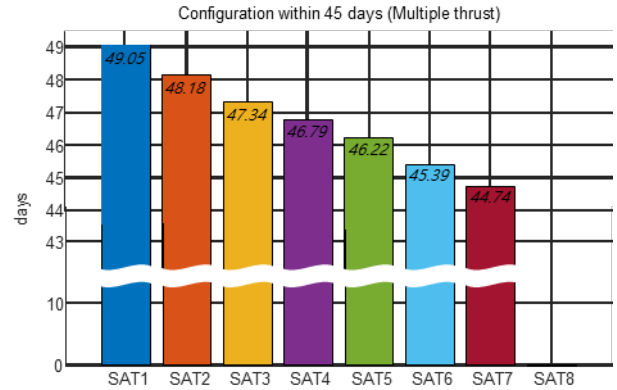


Fig. 14 Deployment completion time for the configuration duration within 45 days by multiple thrusts (Unit: days)

### 3) 75일 이내에 위성 배치가 완료된 경우

3.1.2절의 1, 2)는 발사체로부터의 초소형위성의 분리 속도를 5 m/s로 설정하였다. 분리속도가 1 m/s인 경우 기준위성을 SAT 5로 설정하면 그림 15과 같이 위성을 배치할 수 있다. 이때 소비한  $\Delta V$ 는 그림 16과 같다. 추력 분사횟수와 궤도제어에 소요되는 시간이 감소하므로 궤도배치를 75일 이내에 완료할 수 있다 (그림 17). 기준위성을 중간에 위치한 SAT5로 정하면, 위성들 간의 궤도 배치에 필요한 추력량의 차이가 상대적으로 작아진다.

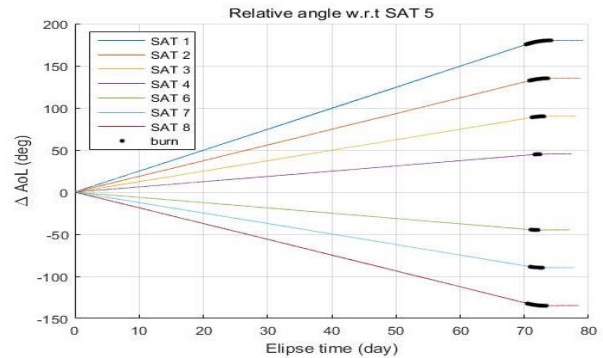
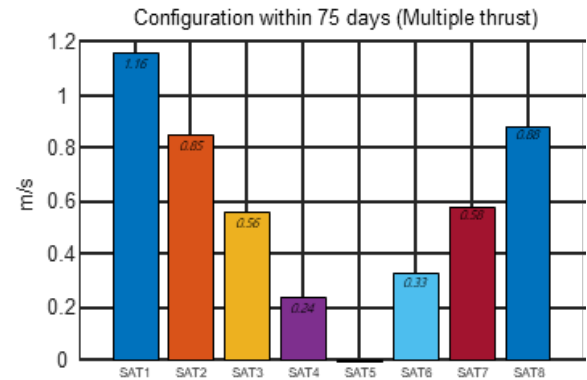
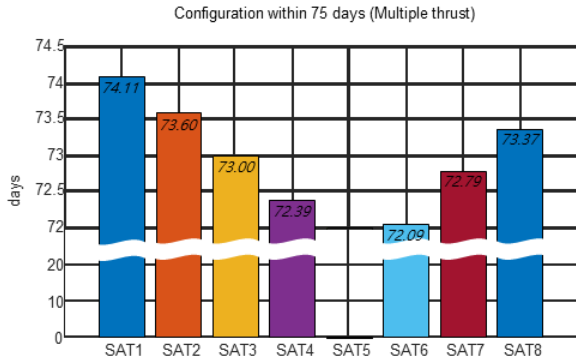


Fig. 15 Relative argument of latitude when the configuration is completed within 75 days by multiple thrusts



**Fig. 16** Delta-V for the configuration duration within 75 days by multiple thrusts (Unit: m/s)



**Fig. 17** Deployment completion time for the configuration duration within 75 days by multiple thrusts (Unit: days)

**3.2 차등 대기항력을 이용한 위성군 배치 시뮬레이션**

차등 대기항력을 이용한 초소형위성의 궤도전개 시뮬레이션을 위한 가정을 수립하였다 (표 10). 동일한 제어 전략을 사용하는 플래닛 랩스 (Planet Labs 社) 위성들의 경우, older Flocks (발사년도 2014)의 고도는 600 km, Flock 2p (발사년도 2016)는 510 km, Flock 3p (발사년도 2017)는 505 km이다 [3]. 이를 참고하여 기준위성의 고도는 524 km이고 나머지 제어위성들은 이보다 2 km 높은 526 km의 고도를 갖도록 가정하였다. 모든 위성들의 초기 위도인수는 0도로 설정하였다.

시뮬레이션에서 사용한 위성체의 질량 대비 유효단면적은 일반모드에서  $0.002 \text{ kg/m}^2$ , 고향력 모드에서  $0.02 \text{ kg/m}^2$  로 설정하였다. 실제 위성 운용에서는 고향력 모드와 임무모드, 통신모드 등을 동시에 수행할 수 없고 태양 플릭스 등의 대기환경의 예측이 어렵다. 따라서 일반적인 초소형위성의 규격을 고려한 적절한 값으로 시뮬레이션을 수행하였다. 기준위성의 고도가 가장 낮기 때문에 나머지 위성들의 목표 상대 위도이각은 기준위성에 대해 45도 간격으로 분포하며 음의 값을 갖는다. 목표 상대 위도이각과 이를 달성하기 위한 일반모드 유지기간 ( $\Delta t_A$ )와 고향력 모드 유지기간 ( $\Delta t_B$ )은 표 11과 같다.

일반모드와 고향력 모드에서 평균 궤도장반경의 감소율을 수치적으로 구해보면 그림 18과 같다. 그림 18은 약 13일간 일반모드를 유지하다가 (위) 그 이후 고향력 모드로 전환할 시 (아래), 기준위성과 제어위성의 궤도장반경을 나타낸 것이다. 궤도 장반경을 시간에 대한 1차 함수로 피팅하면 그 기울기는 궤도 장반경의 평균 변화율이 된다. 일반모드에서 제어위성의 궤도 장반경 감소율은  $-0.0097 \text{ km/day}$ 고 기준위성과 동일하다. 고향력 모드로 전환할 시 제어위성의 궤도 장반경 감소율은

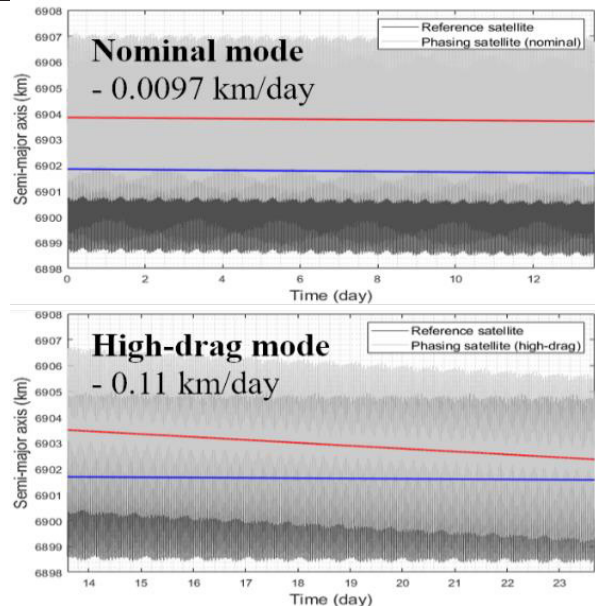
$-0.11 \text{ km/day}$ 으로 일반모드의 약 10배가 된다.

**Table 10** Assumptions for the DADC simulation

|     |                                                                                                           |
|-----|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| (1) | The decreasing rate of the mean semi-major axis in the actual operational environment is precisely known. |
| (2) | The initial mean semi-major axes of the other satellites are 2 km larger than the reference satellite.    |
| (3) | The initial relative AoL of every satellite is the same.                                                  |
| (4) | The solar activity and the air drag density are both consistent.                                          |
| (5) | The attitude of the spacecraft is controlled only for the orbital deployment.                             |

**Table 11** Relative argument of latitude errors and mean semi-major axis errors at  $t_f$

|                    | Value (deg) | $\Delta t_A$ (day) | $\Delta t_B$ (day) |
|--------------------|-------------|--------------------|--------------------|
| $\Delta \lambda_1$ | -45         | 8.24               | 19.97              |
| $\Delta \lambda_2$ | -90         | 27.36              | 19.22              |
| $\Delta \lambda_3$ | -135        | 47.35              | 16.85              |
| $\Delta \lambda_4$ | -180        | 67.03              | 15.04              |
| $\Delta \lambda_5$ | -225        | 86.46              | 13.71              |
| $\Delta \lambda_6$ | -270        | 104.91             | 14.24              |
| $\Delta \lambda_7$ | -315        | 122.29             | 16.80              |



**Fig. 18** Average decrease rate of the mean semi-major axis in the nominal and high-drag mode



표 11의 자세전환 시점을 적용하여 8대 위성을 한 평면에 배치하였다. 위성들은 표 11에 제시된  $\Delta t_A$ 가 지난 후 고향력 모드에 진입하여  $\Delta t_B$ 동안 고향력 모드를 유지한 후, 최종 시간  $t_f (= \Delta t_A + \Delta t_B)$ 이 되면 다시 일반모드로 돌아온다. 각 위성들은 최종 시간에서 평균 궤도 장반경이 일치하고 목표하는 위성간 위상 차를 만족하여야 한다. 그림 19는 기준위성에 대한 제어위성들의 상대 위도인수, 그림 20은 기준위성과 제어위성들의 궤도 장반경이다. 이로부터 궤도제어를 마치기 위해서는 약 150일의 시간이 소요됨을 알 수 있다. 궤도전개를 마치는 최종 시간 ( $t_{f,i} = \Delta t_{A,i} + \Delta t_{B,i}$ ,  $i = 1, \dots, 7$ )에서의 상대 위도인수 오차와 평균 궤도장반경 오차는 표 12에 제시되어 있다. 상대 위도인수 오차는 최대 1.57도로 위성 간 위도 인수 차 조건 45도의 4%에 해당한다. 평균 궤도 장반경 오차는 최대 0.14 km로 목표 위상차가 -180도인 위성에서 가장 크므로 최종 시간 이후 오차 증가율이 가장 크게 나타난다.

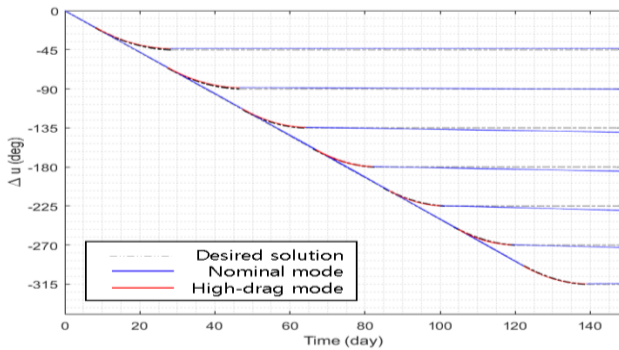


Fig. 19 Relative argument of latitude deployed by the differential air drag control

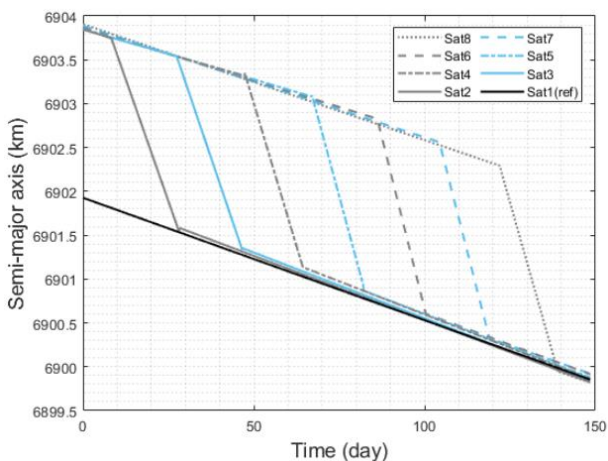


Fig. 20 Mean semi-major axes deployed by the differential air drag control

Table 12 Relative argument of latitude errors and mean semi-major axis errors at  $t_f$

|                               | $\Delta\lambda_{err}(t_f)$ (deg) | $\Delta a(t_f)$ (km) |
|-------------------------------|----------------------------------|----------------------|
| $\Delta\lambda_{d1}$ (-45 °)  | 1.57                             | -0.001               |
| $\Delta\lambda_{d2}$ (-90 °)  | 1.56                             | 0.058                |
| $\Delta\lambda_{d3}$ (-135 °) | 0.31                             | 0.127                |
| $\Delta\lambda_{d4}$ (-180 °) | 0.15                             | 0.143                |
| $\Delta\lambda_{d5}$ (-225 °) | 0.11                             | 0.102                |
| $\Delta\lambda_{d6}$ (-270 °) | 0.41                             | 0.035                |
| $\Delta\lambda_{d7}$ (-315 °) | 0.45                             | -0.049               |

### 4. 결 론

본 연구에서는 위커-델타 위성군에서 한 궤도평면 내에서 초소형위성을 균일하게 배치하는 경우를 연구하였다. 추력을 사용한 배치기법과 추력 소모 없이 차등 대기항력만을 이용한 배치기법의 전략을 수립하고 성능을 분석하였다. 초소형위성의 상대 위도이각은 발사체로부터의 분리속도 크기와 방향에 의해 결정된다. 분리속도의 발사체 속도방향 성분이 균일하면 위성들은 동일한 상대 위도이각을 갖고 전개된다. 8기의 위성을 한 평면에 전개할 시, 위커-델타 위성군을 가정하면 상대 위도이각 차이를 45도로 유지하여야 한다. 발사체로부터의 분리속도가 1~5 m/s이므로 분리각도를 조절하면 위성배치를 15~75일 이내에 완료할 수 있다. 발사체로부터의 분리속도가 클수록 배치기간이 짧아지나, 표류속도 차이가 커서 배치를 완성하기 위한 총추력은 증가한다. 발사체로부터의 분리속도가 작을 경우, 표류기간은 길어지나 표류속도 차이가 작아서 추력 분사횟수와 궤도제어양이 감소한다. 상대 위도이각이 45도가 되는 시점에서 단일추력으로 제어하는 경우를 기준으로 제어 시점과 추력 소모량을 예측할 수 있다. 여러 번의 추력으로 제어할 시, 이 추력 소모량으로부터 궤도제어 횟수와 궤도제어 소요기간을 계산할 수 있다.

궤도배치를 위하여 초소형위성의 자세를 제어하면 기준위성에 대하여 차등 대기항력제어를 수행할 수 있다. 차등 대기항력제어를 효율적으로 수행하려면 단면적과 질량의 비 (Area to mass ratio)가 적절해야 한다. 초소형위성은 일반적으로 0.002~0.02  $kg/m^2$ 의 비를 가지므로 추력을 사용하지 않고도 궤도배치를 완료할 수 있다. 본 논문에서는 일반모드와 고향력 모드를 구분하여 각 모드에서 최소 단면적과 최대 단면적을 유지하였다. 524 km의 저궤도에서 제어한 결과, 목표 위상차 (45도)를 달성하기 위해서는 약 150일 정도가 소요된다. 따라서 차등 대기항력을 이용한 궤도전개 기법은 추력을 사용하는

기법에 비해 궤도배치 기한이 정해지지 않은 임무에서 활용도가 높다. 하지만 초소형위성의 수명이 길지 않기 때문에 DADC 기법을 적용한 궤도배치에는 제한적일 것이다. 본 연구결과들은 초소형위성군의 궤도배치를 구현할 때 필요한 배치기간, 궤도제어, 추력량의 관계를 제시하며, 이를 활용하면 위성군을 적절하게 배치하는 종합적인 전략을 수립할 수 있을 것이다.

Methods of Astrodynamics," *AIAA Education Series*, New York, 1999.

## 후 기

본 연구는 한화시스템(주)의 “초소형 위성 시스템 및 군집위성군 연구” 과제 지원으로 수행되었음.

## References

- [1] J. Shin, “Design of Regional Coverage Low Earth Orbit (LEO) Constellation with Optimal Inclination,” *J. Astron. Space Sci.*, vol. 38, no. 4, pp. 217-227, 2021.
- [2] N. H. Crisp, K. Smith and P. Hollingsworth, “Launch and deployment of distributed small satellite systems,” *Acta Astronautica*, vol. 114, pp. 65-78, Sep-Oct 2015.
- [3] C. Foster, J. Mason, V. Vittaldev, L. Leung, V. Beukelaers, L. Stepan and R. Zimmerman, “Constellation Phasing with Differential Drag on Planet Labs Satellites,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 55, no. 2, pp. 473-483, Mar.-Apr. 2018.
- [4] C. D. Bussy-Virat, A. J. Ridley, A. Masher, K. Nave and M. Intelisano, “Assessment of the Differential Drag Maneuver Operations on the CYGNSS Constellation,” *IEEE Journal of Selected Topics in Applied Earth Observations and Remote Sensing*, vol. 12, no. 1, pp. 7-15, Jan. 2019.
- [5] J. Shin, *Microsatellite Constellation Design for Regional Coverage and Constellation Orbit Deployment Strategy*, Master Thesis, Yonsei University, 2021.
- [6] Y. Hwang, *Study of Micro-satellite constellation design and station keeping*, Master Thesis, Yonsei University, 2020
- [7] J. Newman, “Drift recovery and station keeping results for the historic CanX-4/CanX-5 formation flying mission,” *29th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2014.
- [8] Y. Song, S. Park, G. Kim and D. Kim, “Design of Orbit Controls for a Multiple CubeSat Mission Using Drift Rate Modulation,” *Aerospace*, vol. 8, no. 11, 2021
- [9] R. H. Battin, “An Introduction to the Mathematics and