

저추력 추진기를 활용한 초소형위성체계 배치형상 획득을 위한 제어 방법론

Control Methodology for Acquiring Small Satellite Constellation Configurations Using Low-Thrust Propulsion

김 하 은¹ · 김 상 일² · 이 성 섭^{2*}

¹위성체계연구소, LIG Nex1(주)

²세종대학교 우주항공시스템공학부

Ha-Eun Kim¹ · Sang-Il Kim² · Soung-Sub Lee^{2*}

¹Satellite Research Center, LIG Nex1, Co., Ltd., Gyeonggi-do, 16911, Korea

²Department of Aerospace Systems Engineering, Sejong University, Seoul, 050061, Korea

[요약]

현재 우리 군은 북한의 위협뿐만 아니라 다양한 전방위 위협에 신속하게 대응할 수 있는 지휘 통제 체계를 구축하기 위해 초소형 위성체계 사업을 추진하고 있다. 본 논문에서는 저추력의 전기추진시스템인 홀추력기를 사용하여 초소형 군집위성 배치 형상을 획득하기 위한 비선형 제어기법을 제시한다. 제어기법은 일반적인 리야프노프(Lyapunov)의 제어 이론의 적용과 전기추진기의 on-off 제어를 위한 분석적 해법에 의해 구해지며 궤도 6요소 중 장반축만을 제어하여 위성군의 궤도 형상을 효과적으로 배치할 수 있는 기법이다. 본 연구에서 개발된 제어기법은 초소형위성체계에 적용하기 위해 안정성을 검증하고 결과를 분석한다.

[Abstract]

Currently, the Korean military is promoting a small satellite system project to establish a command and control system that can quickly respond to various threats from all directions, not only from North Korea. In this paper, we present a nonlinear control law to acquire the geometry of a small cluster satellite deployment using a low-thrust electric propulsion system, the Hall thruster. The control law is obtained by applying the general Lyapunov's control theory and analytical solution for the on-off control of the electric thruster, and it is a technique that can effectively deploy the orbital configuration of the satellite constellation by controlling only the semi-major axis of the six elements of the orbit. In this study, the stability of the developed control law is verified and the results are analyzed for application to a very small satellite system.

Key word : Microsatellite, Satellite constellation, Constellation configuration, RGT-Walker, Nonlinear control, Orbit control, Electric propulsion.

<http://dx.doi.org/10.12673/jant.2024.28.5.623>



This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0/>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Received 26 August 2024; Revised 26 October 2024

Accepted (Publication) 29 October 2024 (31 October 2024)

*Corresponding Author; Soung Sub Lee

Tel: +82-2-3408-4403

E-mail: spacein0320@sejong.ac.kr

I. 서론

북한의 핵·미사일은 한반도의 안보 상황에서 큰 이슈가이며 앞으로도 지속해서 관심을 가져야 할 위협 중의 하나이다. 2018년에 접어들어 한반도의 안보 상황이 변화되면서 북한의 핵·미사일 위협뿐만 아니라 주변국의 잠재적 위협까지 고려되어야 하는 상황으로 돌변하였고, 이와 더불어 주변국을 볼 수 있는 감시정찰 능력의 중요성이 주목받았다. 그러나 군이 보유한 감시정찰 자산으로는 그 능력이 평원선 이남으로 제한되어 있어 주요 위협인 북한의 핵·미사일 위협이 고려되고 있지 않을 뿐만 아니라 주변국까지 위협의 범위가 확대되어 안보의 공백에 대한 명확성이 더 분명해진다. 북한지역만 고려한다면 감시정찰을 할 수 있는 범위가 지역적이기 때문에 항공정찰 등을 활용하여 적의 동향 파악이 가능하다. 하지만 주변국까지 전방위 위협의 대상이라면 위협이 광범위하게 분포되어 있어 위협의 범주가 한반도를 중심으로 반경 2,000 km의 감시권역으로 확대되어야 한다 [1].

임의의 시간과 장소에서 예측불허하게 발생하는 전방위 위협에 효과적으로 대응하기 위해서 현재 우리 군은 감시정찰 지휘통제체계의 Decision Cycle을 30분을 목표로 초소형위성체계를 구축하고 있다. 일반적인 위성군 설계 개념과 다르게 한반도의 전략적 환경을 고려하여 맞춤형 위성군 설계 기법에 관한 연구가 필요하다. 따라서 본 연구에서는 궤도설계에 대표적으로 사용되는 방법론 중 연속적인 커버리지의 대표적인 방법인 Walker-delta constellation과 주기적인 커버리지의 대표적인 방법인 RGT (repeating ground track) constellation의 장단점을 보완하여 orbit consistency를 유지할 수 있고 RGT 궤도면을 최소화할 수 있는 배치 기법인 RGT-Walker 기법을 사용하여 초소형 위성군의 궤도를 설계한다 [2]-[6].

일반적으로 위성제어에 관한 연구는 대부분 하나의 위성 또는 formation flying에 관련된 연구가 많이 수행됐다 [7]-[11]. 하지만 선행연구를 위한 조사 과정에서 발견한 사실은 위성군 배치의 형상을 유지하기 위한 연구는 부족한 실정이라는 것이다. 따라서 본 연구에서는 기존의 연구에서 수행되지 않은 위성군 형상 유지를 위한 제어기법에 관한 연구를 수행한다. RGT-W 기법은 기존 단순 Walker 기법으로 설계된 궤도보다 더 정확한 궤도요소의 획득이 요구되기 때문에 여러 위성을 하나의 궤도면에 안착시키기 위해서는 궤도요소의 정밀한 제어가 필요하다. 따라서 장수명과 정밀 궤도제어 능력으로 차세대 초소형 위성의 핵심기술로 대두되고 있는 전기추진기 중 홀 추력기를 사용하였으며, 전기추진기의 특징에 맞게 효과적인 궤도제어 방안을 모색한다 [12]. RGT-W로 설계된 위성군의 배치 형상을 획득하는 것이 본 연구의 목적이며, 이를 위한 제어기법을 개발한다.

II. RGT-W 위성군 궤도설계

본 장에서는 제어기법 적용을 위한 위성군 배치 형상을 디자인하고자 한다. 배치형상은 최근 LEE에 의해 발표된 RGT-W 기법을 기반으로 동일한 목적을 가진 위성군이 임무분석기간을 주기로 동일한 궤적을 가지도록 설계한다. RGT-W 위성배치기법은 i, N_s, N_p, N_q 의 4개의 디자인 파라미터로 RGT 궤도기반의 위성군 설계가 가능하며 다음과 같이 정의한다[6].

- (1) $\chi_p^{N_s} = i: N_s, N_p, N_q$
 - $\chi_p^{N_s}$: p개의 궤도면에 총 위성 수 N_s 개
 - i : 위성군의 경사각
 - N_p : RGT 궤도 형성을 위한 위성궤도의 회전수
 - N_q : RGT 궤도 형성을 위한 지구의 회전수
- 명심할 것은, $N_s = N_q \left(\frac{p}{q} \right)_{\perp}$ 이다.

- (2) 모든 위성은 같은 경사각과 고도를 가진다.

설명된 디자인 파라미터로 위성군이 동일한 ECI (earth-centered inertial) 궤도면을 가지면서 동시에 ECEF (earth-centered-earth-fixed) 좌표계에서 동일한 RGT궤도를 가질 수 있는 승교점과 초기 평균 근점 이각 ($\Omega - M_0$)의 상관관계는 아래와 같다.

$$\Omega_k = \frac{2\pi}{N_s} N_q (k-1); \tag{1}$$

$$M_{k0} = -\frac{2\pi}{N_s} N_p (k-1)$$

여기서, $k = 1, 2, 3, \dots, N_s$. 그리고 위성 배치를 위한 운동방정식은 다음과 같다.

$$x_k = A \cos \left[\left(\frac{N_p - N_q}{N_p} \right) \tau - 2\pi \left(\frac{N_p - N_q}{N_s} \right) (k-1) \right] + B \cos \left[\left(\frac{N_p - N_q}{N_p} \right) \tau - 2\pi \left(\frac{N_p + N_q}{N_s} \right) (k-1) \right]; \tag{2a}$$

$$y_k = A \sin \left[\left(\frac{N_p - N_q}{N_p} \right) \tau - 2\pi \left(\frac{N_p - N_q}{N_s} \right) (k-1) \right] - B \sin \left[\left(\frac{N_p - N_q}{N_p} \right) \tau - 2\pi \left(\frac{N_p + N_q}{N_s} \right) (k-1) \right] \tag{2b}$$

$$z_k = C \sin \left[\tau - 2\pi \left(\frac{N_p}{N_s} \right) (k-1) \right] \tag{2c}$$

여기서, $A = \frac{k}{2} \left(\frac{N_p}{N_q} \right)^{-\frac{2}{3}} (1 + \cos i)$, $B = \frac{k}{2} \left(\frac{N_p}{N_q} \right)^{-\frac{2}{3}} (1 - \cos i)$, $C = k \left(\frac{N_p}{N_q} \right)^{-\frac{2}{3}} (\sin i)$, $\tau = 2\pi \frac{t}{T_p}$ 이고, T_p 는 위성의 주기다.

다음으로 앞에서 설명한 RGT-W 기법을 활용하여 초소형위성체계의 배치형상을 설계한다. 위성군 배치형상은 $\chi_s^{40} = 43^\circ : 40, 359, 24$ 를 선정하였다. 따라서, 위성군 임무분석

주기는 24일 간격으로 40개 위성의 일관된 관측 영상을 획득할 수 있다. 표 1은 식(2)을 통한 $\chi_5^{40} = 43^\circ : 40, 359, 24$ 의 배치형상을 위한 승교점(Ω)과 초기 평균 근점 이각(M_0)의 값이며, 그림 1은 식 (2)를 활용하여 시현된 위성군의 배치형상으로 40기 위성은 5x8 (궤도면당 위성수) 궤도 형상을 가진다.

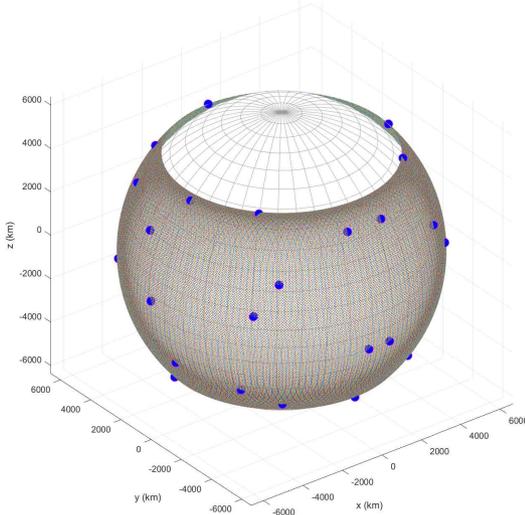


그림 1. 초소형위성체계 배치 형상

Fig. 1. Deployment configuration of small satellite systems.

표 1. 위성군 $\chi_5^{40} = 43^\circ : 40, 359, 24$ 의 승교점과 초기 평균 근점 이각

Table 1. Right of ascension of ascending node(RAAN) and initial mean anomaly for $\chi_5^{40} = 43^\circ : 40, 359, 24$.

Sat#	Ω_k	M_{k0}	Sat#	Ω_k	M_{k0}
1	0.0	45.0	21	0.0	225.0
2	72.0	18.0	22	72.0	198.0
3	144.0	36.0	23	144.0	216.0
4	216.0	9.0	24	216.0	189.0
5	288.0	27.0	25	288.0	207.0
6	0.0	90.0	26	0.0	270.0
7	72.0	63.0	27	72.0	243.0
8	144.0	81.0	28	144.0	261.0
9	216.0	54.0	29	216.0	234.0
10	288.0	72.0	30	288.0	252.0
11	0.0	135.0	31	0.0	315.0
12	72.0	108.0	32	72.0	288.0
13	144.0	126.0	33	144.0	306.0
14	216.0	99.0	34	216.0	279.0
15	288.0	117.0	35	288.0	297.0
16	0.0	180.0	36	0.0	360.0
17	72.0	153.0	37	72.0	333.0
18	144.0	171.0	38	144.0	351.0
19	216.0	144.0	39	216.0	324.0
20	288.0	162.0	40	288.0	342.0

III. 위성군 궤도제어

3-1 비선형 제어기법

본 연구는 40기의 위성군이 우주발사체에 의해 투하 후 원하는 궤도 배치형상을 획득하기 위한 제어기법을 개발하는 것으로 장반경의 제어와 동시에 위성별로 전기추력기의 기동시간을 조절하여 원하는 초기 평균 근점 이각으로 도달하도록 제어하는 방식이다. 시스템의 운동방정식은 일반적인 classical orbit elements를 사용하며, J_2 섭동의 영향을 고려한다[13].

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n^*} A \tag{3}$$

$$\frac{de}{dt} = 0 \tag{4}$$

$$\frac{di}{dt} = 0 \tag{5}$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\frac{3n^* Re^2 J_2}{2a} \cos i \tag{6}$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \frac{3n^* Re^2 J_2}{4a^2} (4 - 5\sin^2 i) \tag{7}$$

$$\frac{dM}{dt} = n \left[1 - \frac{3Re^2 J_2}{4a^2} (3\sin^2 i - 2) \right] = n^* \tag{8}$$

위성별 배치형상을 제어하기 위해 초기 궤도는 우주발사체가 위성군을 원형궤도에 투하하는 것으로 가정한다. a는 장반축, e는 이심률, i는 경사각, Ω 는 승교점, ω 는 근일점편각 그리고 M은 평균 근점이각이다. 궤도요소를 표현하기 위해 다음과 같이 정의한다.

$$x = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6]^T = [a \ e \ i \ \Omega \ \omega \ M]^T \tag{9}$$

식 (3) ~ 식 (8)에서 장반축 제어를 위한 steady state form은 다음과 같다.

$$\dot{x} = Bu \tag{10}$$

식 (10)에서 u는 4x1 control 벡터로 local vertical local horizontal (LVLH) rotating frame을 사용하며 $u = [u_r \ u_\theta \ u_h]^T$ 으로 표기한다. 그리고 B는 다음과 같다.

$$B = \begin{bmatrix} 0 & \frac{2}{n^*} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{11}$$

식 (10)의 운동방정식과 함께 비선형 제어기법을 개발하기

위해서는 Lyapunov 후보 함수의 정의가 필요하며, 일반적인 Lapunove 후보 함수는 6개 궤도요소로 표현된다. 이를 제어기 법에 적용하기 위해서 장반축 제어와 무관한 $K_2 \sim K_6$ 의 가중치를 0으로 설정한다.

$$V = \frac{1}{2} \left(K_1 \frac{(a - a_e)^2}{Re^2} + K_2 (e - e_e)^2 + K_3 (i - i_e)^2 + K_4 (\Omega - \Omega_e)^2 + K_5 (\omega - \omega_e)^2 + K_6 (M - M_e)^2 \right) \quad (12)$$

식 (12)의 derivative of Laypunov function은 다음과 같다.

$$\frac{\partial V}{\partial x} = \left(K_1 \frac{(a - a_e)}{Re^2} + K_2 (e - e_e) + K_3 (i - i_e) + K_4 (\Omega - \Omega_e) + K_5 (\omega - \omega_e) + K_6 (M - M_e) \right) \quad (13)$$

따라서 구하고자 하는 제어기법은 matrix B와 Lyapunov 함수의 미분을 활용하여 다음과 같이 구할 수 있다[14].

$$u = -A \frac{B^T V_x}{|B^T V_x|} \quad (14)$$

여기서 A는 추력의 가속도 크기이고, $\frac{B^T V_x}{|B^T V_x|}$ 는 방향 벡터이다.

식 (14)을 적용한 시스템의 안정성은 리야프노브 안정성의 negative definite를 만족함으로써 globally asymptotically stable 함을 보장한다.

$$\frac{dV}{dt} = \dot{V} = VV_x \dot{x} = VV_x Bu = -AV \frac{(B^T V_x)^2}{|B^T V_x|} < 0 \quad (15)$$

3-2 분석적 해법

다음은 앞서 얻어진 제어기법을 활용하여 위성군이 원하는 초기 평균 근점 이각으로 도달하기 위한 해석적 해를 구하고자 한다. 이를 위한 방법은 한 궤도면에 배치할 여러 기 위성의 기동 시간을 각각 다르게 하여 목표 고도로 제어하는 것이다. 이를 위해 첫 번째로 장반축과 평균 근점 이각의 변화량을 이용하여 목표 장반축에 도달했을 때의 평균 근점 이각을 구한다. 식 (3)과 식 (8)로부터 평균 근점 이각 변화에 따른 장반축의 변화량은 아래와 같다.

$$\frac{da}{dt} \frac{dt}{dM} = \frac{da}{dM} = \frac{2A}{n^*} \quad (16)$$

n^* 는 J_2 를 고려한 평균 근점 이각의 변화량으로 식 (8)을 식 (16)에 대입하여 양변을 적분하면 일정한 (constant) 추력의 가속도 A로 목표 고도의 도달한 순간의 평균 근점 이각 M_{ref} 를 구할 수 있다.

$$\therefore M_{ref} = \frac{\mu}{4A} \left(a_f^{-2} - \frac{3}{4} Re^2 J_2 (3 \sin^2 i - 2) a_f^{-4} + \frac{3}{16} Re^4 J_2^2 (3 \sin^2 i - 2)^2 a_f^{-6} \right) + M_0 \quad (17)$$

$$\left(-a_0^{-2} + \frac{3}{4} Re^2 (3 \sin^2 i - 2) a_0^{-4} - \frac{3}{16} Re^4 J_2^2 (3 \sin^2 i - 2)^2 a_0^{-6} \right)$$

여기서 a_0 와 M_0 는 투하할 때의 장반축과 초기 평균 근점 이각이고, a_f 는 목표 장반축이다. a_f 에 도달했을 때 목표 초기 평균 근점 이각 $M_{0_{bs}}$ 를 구하기 위해서는 궤도 전이에서의 최종 평균 근점 이각 M_f 를 구하는 것이 필요하며, M_f 는 M_{ref} 의 회전수의 올림된 정수가 고려된 값이다.

$$k = ceil [Rev(M_{ref})] \quad (18)$$

결과적으로 a_f 에서의 평균 근점 이각 M_f 는 $M_{0_{bs}}$ 에 M_{ref} 의 회전수가 반영된 결과값이다.

$$M_f = M_0^{des} + 2\pi k \quad (19)$$

다음으로, 위에서 구한 평균 근점 이각 M_f 에 도달할 수 있는 가속도 크기 A_m 는 식(17)에 식(19)를 대입함으로써 구할 수 있다. 여기서 $A_m \leq A$ 조건을 만족한다.

$$A_m = \frac{\mu}{4(M_f - M_0)} \left(a_f^{-2} - \frac{3}{4} Re^2 J_2 (3 \sin^2 i - 2) a_f^{-4} + \frac{3}{16} Re^4 J_2^2 (3 \sin^2 i - 2)^2 a_f^{-6} \right) \quad (20)$$

$$\left(-a_0^{-2} + \frac{3}{4} Re^2 (3 \sin^2 i - 2) a_0^{-4} - \frac{3}{16} Re^4 J_2^2 (3 \sin^2 i - 2)^2 a_0^{-6} \right)$$

추력방향의 가속도 크기 A_m 으로 원하는 목표 초기 평균 근점 이각에 도달하는 데 걸리는 시간 t_{man} 은 식 (3)의 적분을 통해서 구할 수 있다.

$$t_{man} = t_f - t_0 = \frac{\sqrt{\mu}}{2A_m} \left[a_f^{-\frac{1}{2}} - \frac{1}{5} a_f^{-\frac{5}{2}} \frac{3}{4} Re^2 J_2 (3 \sin^2 i - 2) - a_0^{-\frac{1}{2}} + \frac{1}{5} a_0^{-\frac{5}{2}} \frac{3}{4} Re^2 J_2 (3 \sin^2 i - 2) \right] \quad (21)$$

실제 상황에서 일반적으로 임무 설계자는 주어진 전기추력 성능 범위에서 일정한 추력을 사용하여 기동하기를 원한다. 따라서 추력 가속도 크기 A로 기동하여 원하는 지점으로 가기 위해서는 추력기의 on/off 조절로 가능하다. 추력기의 off 시간은 앞에서 구한 A_m 과 A의 비율로부터 구할 수 있다.

$$t_{off} = \frac{t_{on} A_m}{A} - t_{on} \quad (22)$$

그리고, on/off의 횟수는 단순하게 기동시간 t_{man} 을 추력기의 on과 off 시간의 합으로 나눈다.

$$P_n = \frac{t_{man}}{t_{off} + t_{on}} \quad (23)$$

따라서 앞서 구한 기동시간 t_{man} 만큼 고도를 제어하면 목표 고도에 정확히 도달하고, 목표 고도에 도달한 순간의 초기 평균 근점 이각 또한 획득할 수 있다.

IV. 모의실험 결과

본 장은 제어기법적용을 위해서 5개 궤도면 중에 한 궤도면을 선택하여 진행한 모의실험 결과를 보여준다. 모의실험을 위한 궤도면은 표 1에서 Ω 가 0인 궤도면을 활용하였으며 궤도요소는 표 2와 같다.

본 연구에서는 개발된 제어기법 분석을 위해 전기추력기를 활용하였으며, 관련 추진기의 제원은 표 3과 같다.

모의실험에서 위성 8기는 우주발사체로부터 투하된 이후 즉시 기동한다고 가정하며 초기 고도의 오차는 10 km이다.

표 2. 제어기법 모의실험을 위한 궤도요소

Table 2. Orbital elements for control law simulation.

Sat #	a	Ω_1	M_{10}
1	6881.9km	0.0	45.0
2			90.0
3			135.0
4			180.0
5			225.0
6			270.0
7			315.0
8			360.0

표 3. 전기추진 제원

Table 3. Electric propulsion specifications.

Type	Total mass	Thrust	Isp
Hall Thruster	100kg	11mN	1500s

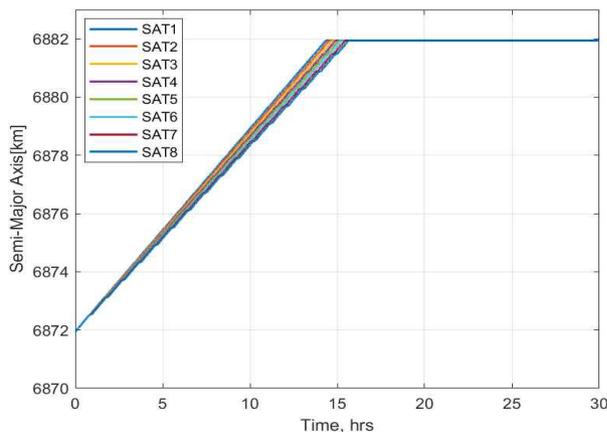


그림 2. 제어기법을 적용한 장반축 제어 결과
Fig. 2. Results of semi-major axis control using the control law.

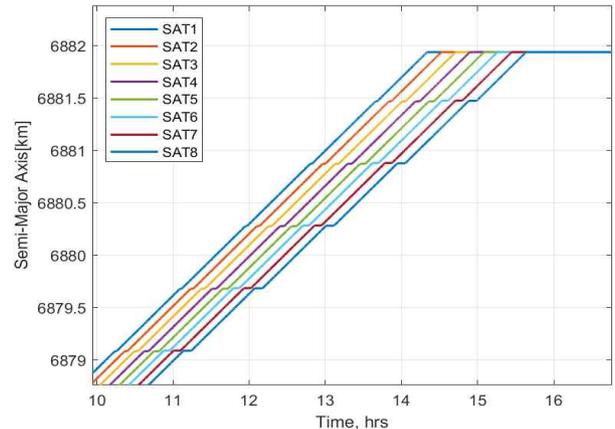


그림 3. 추력기의 on-off 현상을 보여주는 장반축 그래프
Fig. 3. Graph of the semi-major axis showing the thrust on-off phenomenon.

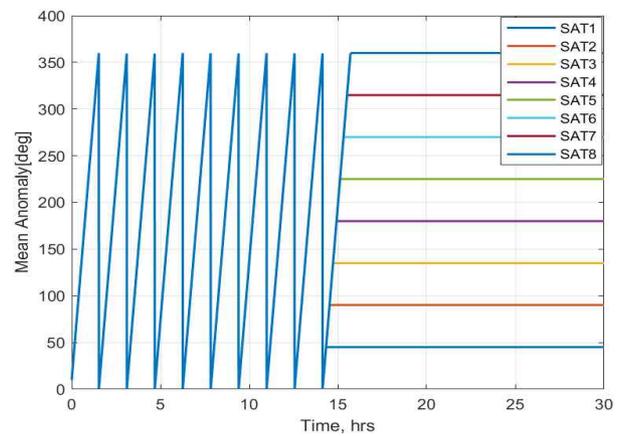


그림 4. 제어기법을 적용한 평균 근점 이각 결과
Fig. 4. Results of mean anomaly control using the control law.

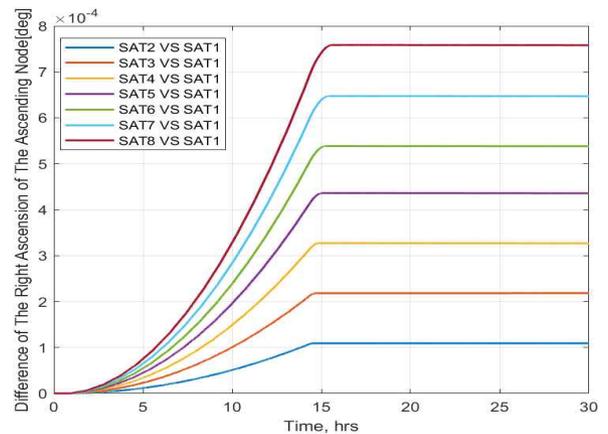


그림 5. 1번 위성과 나머지 위성의 승교점 편류량 차이
Fig. 5. Difference in the right ascension of the ascending node between Satellite 1 and the other satellites.

표 4. 제어기법을 적용하였을 때의 8기 위성의 전기추진기 작동 현황

Table 4. Status of electric propulsion system for 8 satellites with control law.

Sat #	Maneuvering time, hrs	Thruster turn off time, s	Number of pulse	Additional thruster turn on time, s
1	14.33	75.52	16	2401.35
2	14.53	117.78		2434.35
3	14.73	160.04		2467.34
4	14.92	202.30		2500.34
5	15.12	244.56		2533.33
6	15.32	286.82		2566.33
7	15.51	329.08		2599.33
8	15.71	371.34		2632.32

그림 2는 제어기법에 따라 초기투하 고도에서 원하는 RGT 고도를 획득한 결과를 보여준다. 그림 2에서 보는 바와 같이, 모든 8기 위성이 10 km의 오차로부터 목표 고도인 503.80281 km에 도달하기 위해서 대략 14~16시간이 걸리는 것을 확인할 수 있다. 그림 3에서 계단 모양의 형태는 장반축을 제어하는 동안에 추력기의 on-off 현상을 보여준다.

식 (18)을 통해 궤도 전이 과정에서 위성의 회전수는 M_{eff} 의 회전수의 올림값으로 구했으며, 이러한 회전수는 그림 4에서 Peak모양으로 나타난다. 그림 4은 8기의 위성이 초기 평균 근점 이각 10° 에서 시작하여 45° 간격으로 제어를 통해 배치하는 데 9번의 회전(revolution) 후 진입하는 것을 볼 수 있다. 승교점의 경우는 궤도제어 동안에 J_2 의 영향으로 음의 방향으로 편류되며, 이러한 현상은 위성들의 기동시간 차이로 모든 위성이 각각 다른 양을 갖는다. 하지만 그림 5는 표 3의 1번 위성에 대해 2~8번 위성의 승교점 편류량을 비교한 것으로 그 값은 약 10^{-4} 정도로 매우 작은 오차를 갖는다.

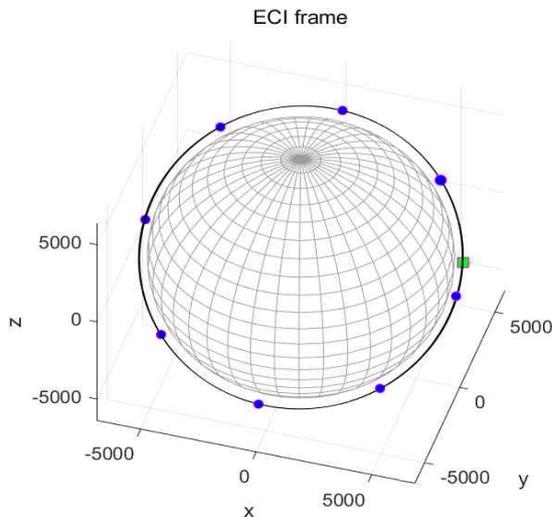


그림 6. ECI 좌표계에서 제어기법을 적용한 8기 위성의 배치 형상

Fig. 6. Configuration of 8 satellites applying the control law in the ECI coordinate system.

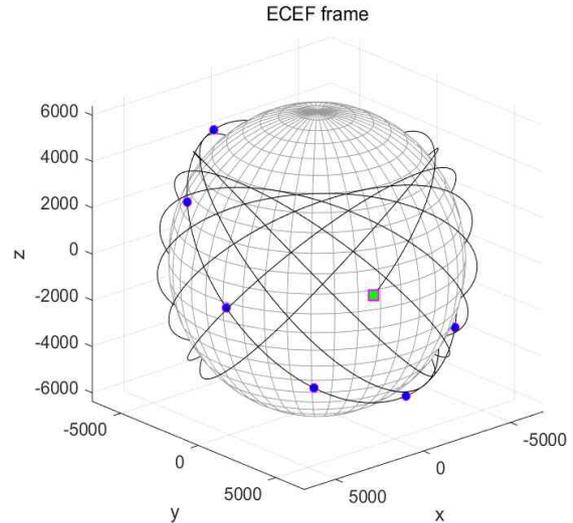


그림 7. ECEF 좌표계에서 제어기법을 적용한 8기 위성의 배치 형상

Fig. 7. Configuration of 8 satellites applying the control law in the ECEF coordinate system.

표 4는 전기추진기 작동 현황을 보여준다. 8기 위성은 기동 시간 동안 원하는 초기 평균 근점 이각에 도달하기 위해 16번의 pulse를 가지며, 위성마다 추가적인 추력기를 켜는 시간을 갖는다. 추력기의 전원을 끄는 시간은 초기 초기 평균 근점 이각과 목표 초기 평균 근점 이각 사이에 phasing 각도가 클수록 길어진다. 결론적으로 추력기의 전원을 끄는 시간과 추가적인 추력기를 켜는 시간에 따라서 원하는 목표 초기 평균 근점 이각을 획득할 수 있는 것이다.

그림 6부터 그림7은 비선형제어기법을 적용한 8기 위성의 최종결과를 보여준다. 그림에서 사각형은 초기 위성의 위치이며 8기 위성 모두 같은 초기값을 가진다고 가정한다. 그림 7은 ECEF 좌표계에서 8기 위성은 같은 궤적을 그리며 제어되는 것을 확인할 수 있으며, 그림 6을 통해 8기 위성은 ECI 좌표계에서 45° 간격으로 하나의 궤도면에 배치되는 것을 확인할 수 있다.

추가로 다양한 장반축의 오차별로 연료와 시간을 분석하기 위하여 5-25 km 사이의 고도 오차에 대해 모의실험을 하였다. 모의실험을 위해서 선택한 위성은 표 3에서 8번째 위성으로 목표 RGT 고도는 503.80281 km이고 초기 평균 근점 이각은 360° 또는 0° 이다.

그림 8에서 보는 바와 같이, 장반축은 제어기법에 의해서 고도 오차에 따라 원하는 값에 대해 차래대로 수렴하는 것을 볼 수 있으며, 그림 9에서는 초기 평균 근점 이각이 10° 에서부터 제어되어 고도 오차별로 필요한 회전(revolution) 이후 원하는 초기 평균 근점 이각에 도달하는 것을 볼 수 있다.

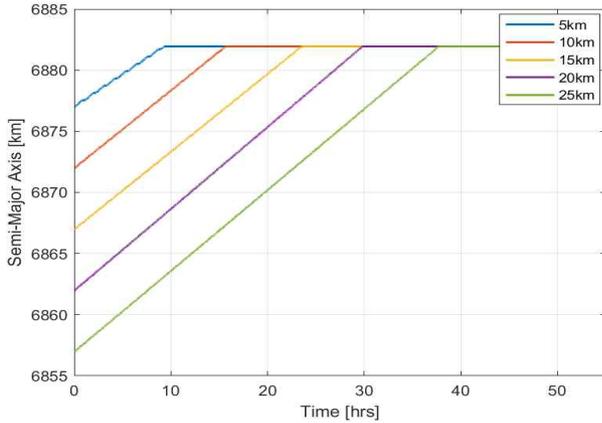


그림 8. 고도 오차별 장반축 제어 결과
Fig. 8. Results of semi-major axis control for altitude errors.

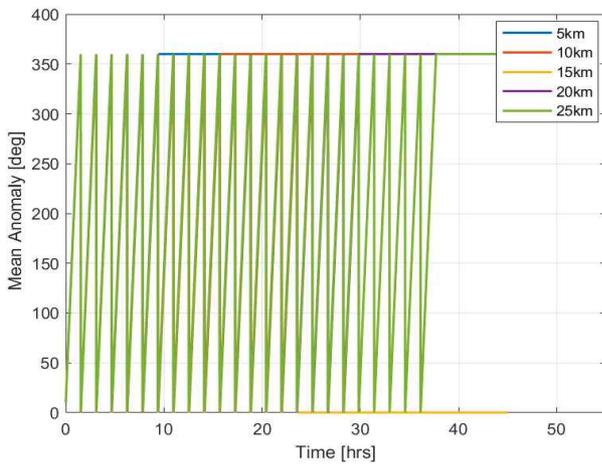


그림 9. 고도 오차별 평균 근점 이각 제어 결과
Fig. 9. Results of mean anomaly control for altitude errors.

그림 10는 고도 오차에 따른 추력기의 on-off 시간과 pulse 횟수를 나타낸 것이다. 일반적으로 추력기를 켜는 (turn on) 시간은 추력기 성능에 따라 임무 설계자가 임의로 설정할 수 있으며, 본 연구에서는 turn on 시간을 3000초로 고정하였다. 그림 10에서 보는 바와 같이, 고도 오차 5km를 제어하기 위해서는 3000초의 고정된 추력기의 turn on 시간과 1042초의 추력기를 끄는(turn off) 시간을 8번 수행하고 계산된 기동시간 (maneuvering time)에 도달하기 위해 추가로 추력기를 켜다. 추가로 추력기를 켜는 시간은 1559.7초이다.

표 5는 고도 오차에 따른 기동시간과 연료소비량을 나타낸 것으로 기동시간은 식 (21)과 같이 초기 조건과 목표로 하는 궤도요소를 만족할 수 있는 추력방향의 가속도로부터 구해진 값이며, 연료소비량은 기동시간 동안 추력기의 전원이 켜있는 시간(turn on)에 의해서 계산된다.

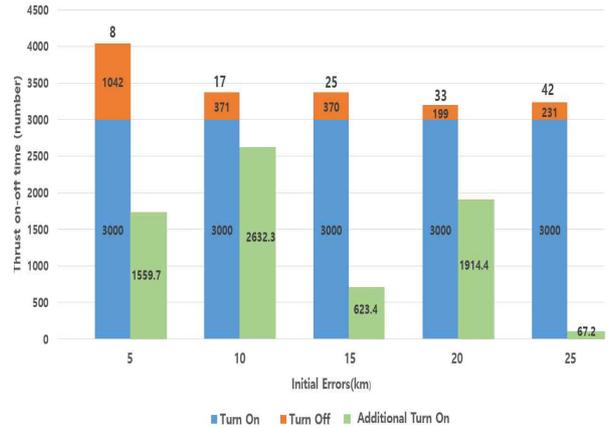


그림 10. 고도 오차에 따른 추력기의 on-off 시간과 pulse 횟수
Fig. 10. Thrust on-off time and number of pulses for altitude errors.

표 5. 고도 오차에 따른 기동시간과 연료소비량
Table 5. Maneuvering time and mas consumption for altitude errors.

Error	Maneuvering time, s/hrs	Mass consumption, kg
5km	33947.515/9.4	0.0187
10km	56653.540/ 15	0.0375
15km	85012.777/ 23.5	0.0564
20km	107666.038/ 29.8	0.0752
25km	135966.264/ 37.7	0.0940

V. 결 론

초소형위성체계의 운영개념인 재방문 주기 30분을 갖는 감시정찰 능력을 확보하기 위해 40기의 위성에 RGT-W 기법을 적용하여 궤도설계를 하였다. RGT-W 설계 기법은 경사각, 지구의 회전수, 위성의 회전수로 고도 계산이 가능하여 그림 1과 같이 고도 503.802810km에서 5개의 궤도면에 8기 위성으로 배치된 초소형위성체계 궤도 형상을 획득하였다.

궤도 6요소를 동시 제어하는 모의실험을 통해, 초기 투입 후 목표 초기 평균 근점 이각까지 phase 각도가 클 경우 저추력으로 큰 오차를 제어하기에는 기동시간이 매우 오래 걸려 부적합하다는 것을 확인하였다. 따라서 위성군 배치 형상을 전기추진 시스템으로 획득하기 위해서는 효과적인 제어방식의 모색이 필요하였으며 따라 본 연구에서 동일한 지상반복제어를 유지하기 위해 고도를 제어하는 비선형 제어기법을 개발하였다.

제어기법은 분석적인 방법으로 목표 고도에 도달할 수 있는 기동시간을 구해서 고도 제어뿐만 아니라 초기 평균 근점 이각

의 조절이 가능하여 군집으로 위성을 배치할 수 있다.

개발된 feedback 제어기법의 안정성을 검증하기 위해 리아프노프 안정성(Lyapunov stability)을 사용하였으며, 제어하고자 하는 궤도요소는 전역에서 점근적으로 안정(global asymptotically stable)하게 목표 궤도요소로 도달하는 것을 검증하였다.

본 연구에서는 하나의 궤도면을 대상으로 모의실험을 진행하였지만, 5개의 궤도면에 대해 같은 제어 방법론을 적용할 경우, 최종 40기의 군집위성 배치 형상을 획득할 수 있으며 관측 대상으로 동일한 지상반복궤적을 가지면서 일정한 재방문 주기를 달성할 수 있는 군집위성을 이룰 수 있다.

현재 초소형 위성체계 사업은 한국형 발사체의 사용을 고려하고 있으나, 한국형 발사체는 러시아 소유스 로켓의 프레가트(fregat) 상단 단계와 같은 위성을 목표 궤도에 정확히 배치하는 기능이 부족하다. 여러 개의 위성이 동시에 우주에 투하될 경우, 목표 초기 평균 이각까지의 위상 각도가 크게 벌어지므로 저추력기로 큰 오차를 보정하는 데 필요한 기동 시간이 상당히 길어져, 부적합한 상황이 발생할 수 있다. 그러나 본 연구에서 개발된 제어 기법은 전기추진시스템과 같은 저추력기를 활용하더라도 효과적으로 위성 군집의 배치 형상을 획득할 수 있도록 설계되었다.

본 연구에서는 궤도 면 내 제어만을 다루었다. 섭동이 있는 우주 환경에서 군집 위성의 수명 동안 궤도를 유지하기 위해서는 궤도면 외 제어와 관련된 위치 유지(station keeping)에 대한 추가 연구가 필요하다. 추후 연구에서는 장반축을 제어하여 위성 군집의 위상 유지가 가능한 orbit tube 개념을 도입함으로써 궤도 조정 횟수를 줄이고 연료 소모를 최소화할 수 있을 것으로 기대된다.

Acknowledgments

본 연구는 2023년도 K-모델 임무성능분석도구 과제의 일환으로 수행된 연구로서, 관계부처에 감사드립니다.

References

[1] S. S. Lee, J. H. Son and Y. B. Song, "Analysis of satellite orbit elements and study of constellation methods for micro-satellite system operation," *The Journal of Korea Navigation Institute*, Vol. 27, No. 4, 2023. DOI: <https://doi.org/10.12673/jant.2023.27.4.337>.

[2] J. G. Walker, "Satellite patterns for continuous multiple whole-earth coverage," *Maritime and Aeronautical Satellite Communication and Navigation, IEEE Conference Publications*, Vol. 160, pp. 119-122, 1978. Retrieved from

<https://api.semanticscholar.org/CorpusID:129591707>.

[3] S. Cornara, T.W. Beech, M. Belló-Mora and G. Janin, "Satellite constellation mission analysis and design," *Acta Astronaut*, Vol. 48, pp. 681-691, 2001. DOI: [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(01\)00016-9](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00016-9).

[4] S. D. Vtipil and B. Newman, "Determining an earth observation repeat ground track orbit for an optimization methodology," *Journal of Spacecraft Rocket*, Vol. 49, No. 1, 2012. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.A32038>.

[5] T. Li, J. Xiang, Z. Wang and Y. Zhang, "Circular revisit orbits design for responsive mission over a single target," *Acta Astronaut*, Vol. 127, pp. 219-225 2016. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.05.037>.

[6] S. S. Lee, "Explicit mathematical formulation and coverage consistency of satellite constellation designs for repeating ground track orbits," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, Vol. 60, pp. 1102 - 1112, 2024. DOI: <https://doi.org/10.1109/TAES.2023.3333287>

[7] F. Y. Hadaegh, B. Acikmese, D. S. Bayard, G. Singh, M. Mandic, S.-J. Chung, and D. Morgan, "Guidance and control of formation flying spacecraft: from two to thousands," in *Adventures on the Interface of Mechanics and Control*, Tech Science Press, pp. 327-371, 2012. DOI: https://doi.org/10.1007/978-0-387-85774-9_2.

[8] D. Morgan, and S. J. Chung, "Swarm-keeping strategies for spacecraft under J2 and atmospheric drag perturbations," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 35, No. 5, 2012, pp. 1492-1507. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.55705>.

[9] F. Y. Hadaegh, S.-J. Chung, and H. M. Manohara, "On development of 100-Gram-Class spacecraft for swarm applications," *IEEE Systems Journal*, Vol. 10, No. 2, pp. 673-684, 2016. DOI: <https://doi.org/10.1109/JSYST.2014.2327972>.

[10] H. Schaub, and K. T. Alfriend, "J2 invariant relative orbits for spacecraft formations," *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 79, pp. 77-95, 2001. DOI: <https://doi.org/10.1023/A:1011161811472>.

[11] H. Schaub, "Impulsive feedback control to establish specific mean orbit elements of spacecraft formations," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 24, No. 4, 2001, pp. 739-745. DOI: <https://doi.org/10.2514/2.4774>.

[12] I. Levchenko, et al, "Space micropropulsion systems for cubesats and small satellites: from proximate targets to furthestmost frontiers," *Applied Physics Reviews*, Vol. 5, 2018. DOI: <https://doi.org/10.1063/1.5007734>.

[13] C. N. McGrath and M. Macdonald, "General perturbation method for satellite constellation reconfiguration using

low-thrust maneuvers,” *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 42, No. 8, 2019. DOI: [https://doi.org/ 10.2514/1.G003739](https://doi.org/10.2514/1.G003739).

[14] Z. Costantinos, “Trajectory control and optimization for responsive spacecraft,” *Theses and Dissertations*, Vol. 1074, 2012. Retrieved from <https://scholar.afit.edu/etd/1074>



김 하 은 (Ha-Eun Kim)

2022년 2월 : 세종대학교 기계항공우주공학부 항공우주공학전공 (공학사)
2022년 9월 : 세종대학교 우주항공시스템공학과 국방우주공학전공 석사과정
2024년 ~ 현재 : LIG 넥스원 위성체계연구소 연구원
※관심분야 : 군집위성 궤도설계 및 제어



김 상 일 (Sang-II Kim)

2020년 2월 : 세종대학교 기계항공우주공학부 항공우주공학전공 (공학사)
2023년 9월 ~ 현재 : 세종대학교 우주항공시스템공학과 국방우주공학전공 석사과정
※관심분야 : 군집위성 궤도설계 및 제어



이 성 섭 (Soung-Sub Lee)

2009년 3월 : 미국 버지니아공대 (우주공학박사)
2018년 1월 : 국방부 미사일우주정책 과장
2021년 3월 ~ 현재 : 세종대학교 우주항공시스템공학과 교수
※관심분야 : 군집위성 궤도설계 및 제어, 머신러닝/딥러닝 기반 위성궤도 역학, 궤도결정 및 궤도예측 등