



우주기술과 응용

우주기술과 응용(*Journal of Space Technology and Applications; J. Space Technol. Appl.* 이하 *JSTA*)은 한국의 우주과학 및 우주 응용 분야에서 가장 권위 있는 학술단체인 한국우주과학회에서 *Journal of Astronomy and Space Sciences*와 더불어 발행되고 있는 공식적인 정기 간행물이다. *JSTA*는 2021년 5월 창간호를 시작으로 연 4회 분기별로 발간되고 있으며, *JSTA*의 논문과 기고문은 한국어 또는 영어로 게재 가능하며, 각 논문과 기고문에는 고유의 DOI가 부여된다. *JSTA*에 게재되는 모든 논문과 기고문은 Open Access 정책에 따라 *JSTA* 홈페이지(<https://www.jstna.org>)를 통해 누구나 전문을 무료로 열람할 수 있다.

*JSTA*의 분야

*JSTA*는 우주 이용의 확대에 기여하는 창의적인 연구 논문과 첨단 우주 기술 및 정책에 대한 기고문을 게재하여 발간하며, 다음과 같은 주제를 비롯하여 우주 응용 및 활용과 관련된 모든 분야의 논문과 기고문을 출판한다.

- 우주 임무 해석/설계(space mission analysis/design)
- 우주시스템 엔지니어링(space system engineering)
- 우주 관측기기(space instrumentation)
- 궤도역학(orbital mechanics)/우주동역학(astrodynamics)
- 우주환경(space environment)
- 우주상황인식(space situational awareness)
- 우주데이터(space data)
- 우주정책(space policy)

학술지 *JSTA* 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr

우주기술과 응용

편집위원회 (2025.01.01 – 2025.12.31)

편집위원장	임형철	한국천문연구원		
편집위원	Shinichi Nakamura	JAXA	정종균	한국천문연구원
	Zhang Zhongping	상해천문대	조동현	부산대학교
	강원석	스페이스빔	진 호	경희대학교
	김건희	한밭대학교	최동수	(주)저스텍
	김방엽	한국항공우주연구원	한상혁	한국항공우주연구원
	김해동	경상국립대학교		
	류동영	한국항공우주연구원		
	박설현	조선대학교		
	서인호	국방과학연구소		
	선종호	경희대학교		
	심은섭	(주)솔탐		
	유광선	KAIST 인공위성연구소		
	이균호	세종대학교		
	이병선	한국전자통신연구원		
	이선희	한국항공우주연구원		
	이우경	한국천문연구원		
	이 유	충남대학교		
	이재진	한국천문연구원		
	이주희	한국항공우주연구원		
	이창한	한국항공우주산업		
편집국장	김숙경	한국우주과학회		



우주기술과 응용 Vol. 5 No. 2 May 2025

연구논문

- 61 전자광학 탑재체의 2축 구동시스템에 대한 구조 안정성 연구
김항민, 차운용, 김진훈, 최동수, 오현웅
- 73 누리호 성능을 고려한 Walker-Delta 군집위성 궤도설계
서성원, 최수진
- 86 군 우주통제무기체계 개발 동향 및 발전 방향 제언
윤대겸, 송석민, 성기평, 유성열, 김어진, 최만수
- 102 유전 알고리즘 기반 오피셋 보정 광학 추적 시스템의 PID(Proportional, Integral, Derivative) 이득 최적화
현 철, 김동건, 김현승, 박승욱
- 114 우주자산 충돌 위험 산정을 위한 3차원 셀 모델 개발
김재우, 이진성, 최은정, 최진, 유지웅, 조중현, 감호식, 안재명

연구논문

전자광학 탑재체의 2축 구동시스템에 대한 구조 안정성 연구

김항민¹, 차운용¹, 김진훈², 최동수², 오현웅^{1,3†}

¹STEP Lab. Ltd.

²Justek

³한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

Study on the Safety of a Two-Axis Actuation System for an Electro-Optical Payload

Hang-Min Kim¹, Woon-Yong Cha¹, Jin-Hoon Kim²,
Dong-Soo Choi², Hyun-Ung Oh^{1,3†}

¹STEP Lab. Ltd., Daejeon 34202, Korea

²Justek, Pyeongtack 17711, Korea

³Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University,
Goyang 10540, Korea

Received: February 25, 2025

Revised: March 17, 2025

Accepted: March 19, 2025

†Corresponding author :

Hyun-Ung Oh

Tel: +82-2-300-0116

E-mail: ohu129@kau.ac.kr

Copyright © 2025 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Hang-Min Kim

<https://orcid.org/0009-0008-5772-8269>

Woon-Yong Cha

<https://orcid.org/0000-0001-9937-7585>

Jin-Hoon Kim

<https://orcid.org/0009-0004-2298-9638>

Dong-Soo Choi

<https://orcid.org/0009-0007-8195-5130>

Hyun-Ung Oh

<https://orcid.org/0000-0003-2161-7272>

요약

정지궤도 전자광학 탑재체 구동용 2축 구동시스템은 기존 임무의 승계 및 관측 성능 향상을 위해 적용된다. 본 연구에서는 설계하중 및 발사 충격환경, 궤도환경에서 2축 구동시스템의 구조 건전성을 확인하기 위해 구조해석을 실시하였다. 우선, 모드 해석을 통해 발사에서 구동시스템의 동적응답특성을 예측하였다. 또한 준정적 해석을 통해 구동시스템의 구조 건전성을 검토하였으며, 구동시스템과 위성체 간의 체결부 interface에 적용된 볼트에 대한 체결부 건전성을 검토하였다. 구동시스템의 경우 발사환경 하의 충격해석으로 구조 건전성을 확인하였다. 마지막으로 열응력 해석으로 궤도환경에서의 열적 구조 안전성을 검토하였다.

Abstract

The two-axis actuation system for the geostationary electro-optical payload is applied to succeed the existing mission and enhance observation performance. In this study, structural analysis was conducted to verify the structural safety of the two-axis actuation system under design loads, launch shock environments, and orbital conditions. First, a modal analysis was performed to predict the dynamic response characteristics of the drive system during launch. Additionally, a quasi-static analysis was conducted to evaluate the structural safety of the actuation system, and the integrity of the bolts used in the interface between the actuation system and the satellite body was examined. For the system, structural safety was verified through shock analysis under launch conditions. Finally, a thermal stress analysis was performed to assess the thermal structural safety of the system in an orbital environment.

핵심어: 2축 구동시스템, 구조해석, 유한요소해석, 모드해석, 준정적해석, 열응력해석

Keywords: two-axis actuation, structural analysis, finite element analysis (FEA), modal analysis, quasi-static analysis, thermal stress analysis

1. 서론

정지궤도 전자광학 탑재체의 구동시스템은 관측 성능 확보에 필수적인 동작 제어 기술이 요구되나, 현재는 해외 구매에 의존하고 있는 실정이다[1]. 이에 따라, 구동시스템의 기술 자립화 및 원천기술 확보를 위해 개발 중인 2축 구동시스템은 저궤도위성 대비 4.5초까지 노출 시간을 확대하여 복사성능을 향상시키는 반면 노출 시간 동안의 지향 포인트의 불안정성으로 인해 성능이 저하되어 2축 스캔 구동부의 지향 안정도가 필요하다. 이와 같이 2축 구동시스템은 위성체에 장착되어 발사 과정 및 정지궤도에 진입하기까지 발사체 및 위성체 분리에 의한 충격 하중, 발사체의 추진에 의한 정적 가속과 점화, 분리 과정에서의 동적 가속이 조합된 준정적 하중을 경험하게 된다. 또한 목표 궤도에 진입 후 탑재체는 우주의 열, 진공 환경에 노출되어 복사 및 전도에 의한 열 전달이 이루어진다[2,3]. 따라서 2축 구동시스템은 임무기간 동안 성공적인 임무 수행을 위해 상기 환경에서의 하중들로부터 구조건전성이 확보되도록 설계되어야 한다.

본 연구에서는 2축 구동시스템의 개요 및 구조해석 결과에 대해 기술하며, 발사 및 궤도 환경에서의 구조건전성 확보 여부를 검토하기 위해 유한요소모델(finite element model)을 상용 구조해석 프로그램인 MSC Patran / hypermesh로 작성하였으며, Nastran을 solver로 사용하여 구조해석을 수행하였다. 우선적으로, 모드 해석을 수행하여 구동시스템의 동특성을 파악하고, 강성 요구조건 만족 여부를 검토하였다. 또한 준정적 해석을 수행하여 설계 하중부가 시 구동시스템에 발생하는 응력에 대한 구조건전성 확보 및 체결부에서의 반력을 산출하여 체결부 구조건전성을 검토하였다. 추가로 발사 과정에서 탑재체가 경험하게 되는 충격에 대한 해석을 수행하여, 발사 환경 하 구동시스템의 구조건전성 확보 여부를 검토하였다. 마지막으로 궤도환경에서의 전도에 의한 열응력 해석으로 구동시스템의 열적 구조건전성을 검토하였다.

2. 본론

2.1 2축 구동시스템 구조해석 개요

2축 구동시스템의 구조적 요구조건은 Table 1과 같으며, 요구조건에 대한 구조건전성 만족 여부를 검토하기 위하여 작성한 Fig. 1의 유한요소모델 무게는 약 29.6 kg이다. Table 2는 2축 구동시스템 유한요소모델 작성에 사용한 요소의 종류와 개수를 나타내며, 요소들은 구동시스템의 구성품 특성에 따라 적용되었다. 체결부의 경우 RBE2(rigid body element, Form2)와 CBUSH 요소를 조합하여 모사하였으며, 2축 구동시스템이 위성체와 장착되는 main flexure의 24개소의 체결부에 대해 6자유도($UX = UY = UZ = RX = RY = RZ = 0$) 구속을 부여하였다. 회전 구동부의 볼 베어링은 상세 모델링 대신 RBE3(rigid body element, Form3)와 CBUSH 요소를 사용하여 단순화하였다. 발사 환경 시 볼 베어링은 구속되어 있는 상태이므로, CBUSH 강성은 강체로 모사하였다. 2축 구동시스템에 사용한 물성치는 Table 3에 나타내었으며, 작성한 유한요소모델의 적절성은 force balancing check로부터 검증하였으며, 구조체 중량에 대한 force 응답이 각 축별로 동일하게 도출됨을 확인하였다.

2.2 2축 구동시스템 모드해석

2축 구동시스템의 발사 환경에서의 동적 특성을 예측하려는 목적으로 Fig. 1의 유한요소모델을 사용하여, 모드 해석을 수행하였다. Fig. 2는 모드 해석 결과이며, 발사 환경에서 구조체는 탄성 거동하며, 고유진동수는 145.29 Hz로 구조체의 강성 요구조건을 만족함을 확인하였다.

Table 1. Requirement for structural analysis

Classification		Requirement
Stiffness		120 Hz $\leq$ Natural frequency
Strength	Quasi-static	0 $\leq$ MoS
	Shock	0 $\leq$ MoS
	Thermoelastic	0 $\leq$ MoS

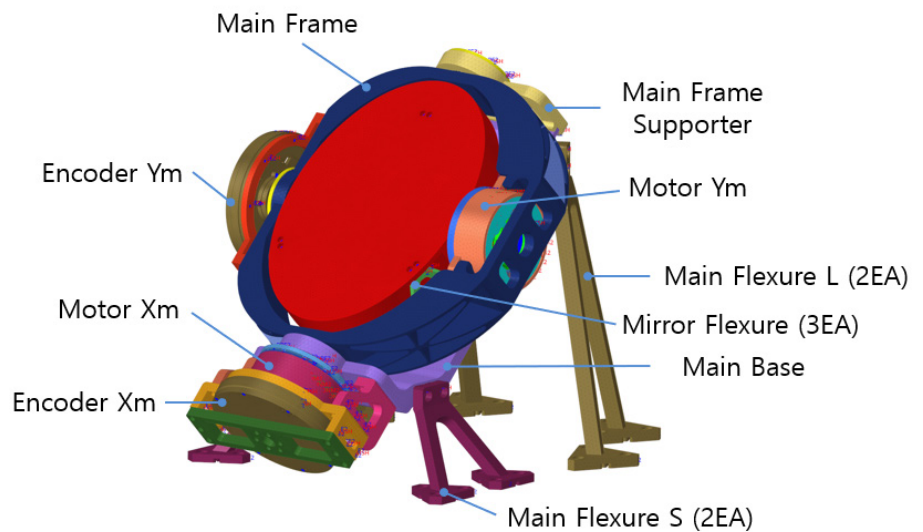


Fig. 1. Finite element model of two-axis actuation system.

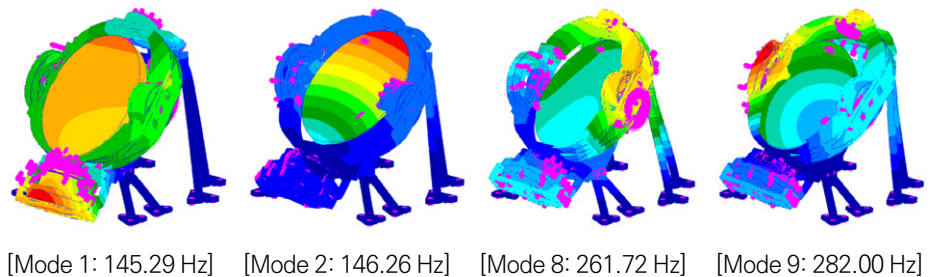
Table 2. Description of finite element model

Node or element			Qty.	Total qty.
Node			3,009,135	3,009,135
Element	1D	RBE2	568	1,967,025
		RBE3	16	
		CBUSH	223	
		CONM2	58	
	2D	CQUAD4	15,077	1,951,083
	3D	CTETRA10	1,951,083	

RBE2, rigid body element, Form2; RBE3, rigid body element, Form 3.

Table 3. Material properties for two-axis actuation system

Material	Young's modulus [GPa]	Poisson's ratio [-]	Density [kg/m ³]
Al6061-T651	68.3	0.33	2,700
Al7075-T6	71.7	0.33	2,800
SUS304	190.0	0.30	8,000
SUS440C	200.0	0.27	7,650
Ti-6Al-4V	113.8	0.34	4,430
Copper	110.0	0.34	8,930

**Fig. 2.** Mode shape of two-axis actuation system.

2.3 2축 구동시스템 준정적 해석

2.3.1 2축 구동시스템

2축 구동시스템의 설계 하중에 대한 구조 건전성 검토를 위해 구조체 각 축 방향으로 30 g를 부가하여 구조체에 발생하는 최대 응력으로부터 안전여유(MoS)를 식 (1)을 통해 계산하였다.

$$MoS = \frac{\sigma_{allow.}}{S.F \times \sigma_{max.}} - 1 \geq 0 \quad (1)$$

식 (1)에서의 $\sigma_{allow.}$ 은 재료의 허용 응력이며, $\sigma_{max.}$ 는 구조해석 결과로 계산되는 최대응력, 그리고 S.F.는 안전계수로, 항복강도에 대해 1.25, 극한강도에 대해 1.40을 적용하였다[4]. Fig. 3은 준정적 해석 결과로 축 방향 별 설계하중 부가 시 구조체에 발생하는 최대 응력을 나타낸다. Table 4에서 작성한 바와 같이 각 축별 최대응력을 식 (1)로 안전여유를 계산한 결과를 정리한 것이며, 안전계수가 0 이상 값을 가지므로 설계 하중에 대해 구조체는 구조 건전성이 확보됨을 확인하였다.

2.3.2 체결부

2축 구동시스템의 설계 하중에 대한 탑재체와의 인터페이스 체결부 구조 건전성 검토를 위해 설계 하중 부가 시 체결부에서 계산되는 반력으로 안전계수를 계산하였다. 체결부에 적용된

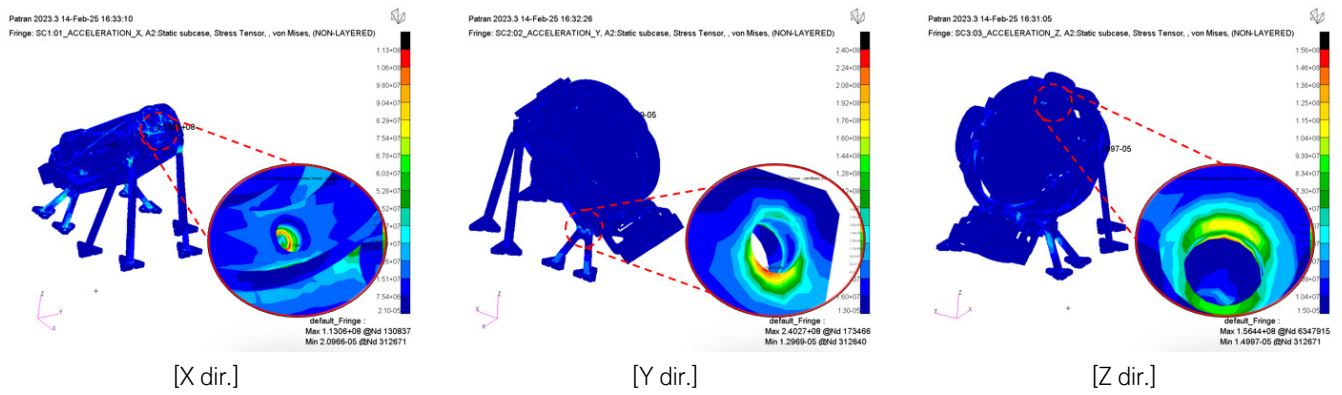


Fig. 3. Stress contour of the two-axis actuation system.

Table 4. Quasi-static analysis results for two-axis actuation system

Axis	Component	Material	$\sigma_{yie.}$ [MPa]	$\sigma_{ult.}$ [MPa]	$\sigma_{max.}$ [MPa]	S.F.	MoS
X	Bearing holder	SUS440C	450.0	760.0	113.1	Yie. 1.25	2.18
						Ult. 1.40	3.79
Y	Flexure	Ti-6Al-4V	848.1	944.6	240.3	Yie. 1.25	0.49
						Ult. 1.40	1.25
Z	Dummy mirror	Al6061-T651	276.0	310.0	156.4	Yie. 1.25	1.30
						Ult. 1.40	2.47

볼트는 Tables 5, 6과 같이 Ti-6Al-4V 재질의 M8 볼트이며, Fig. 4는 구동시스템의 체결부 24개소에 대한 정의이다. 체결부에 사용된 볼트에 대한 구조 건전성 검토는 유한요소해석으로 산출된 X, Y, Z 방향의 반력으로부터 von-Mises stress 변환 후 안전여유를 식 (2)–(5)를 통해 계산하였다[5,6].

Table 6은 적용 bolt에 대한 preload로 유한요소해석으로부터 산출한 볼트의 축 방향 하중에 합산하여 von-Mises 응력을 계산하여 구조건전성 평가에 적용하였다[6]. Table 7은 볼트 구조건전성 평가로 각 축 방향 설계하중(30 g) 부가 시 보수적으로 반력의 최대값을 사용하여 식 (5)와 같이 검토하였으며, 안전계수가 0 이상의 값을 가져 체결부에서의 구조 건전성이 확보됨을 확인하였다.

Table 5. Fastener information

Fastener type	Material	A_s [mm]	Strength [MPa]		S.F.	
			Yie.	Ult.	Yie.	Ult.
M8	Ti-6Al-4V	36.6	848.1	944.6	1.25	1.40

Table 6. Fastener preload

Fastener type	Material	% _{yie.}	% _{uncrt.}	Preload [N]		
				P ₀	P _{0_min}	P _{0_max}
M8	Ti-6Al-4V	0.6	0.1	18,227	16,404	20,049

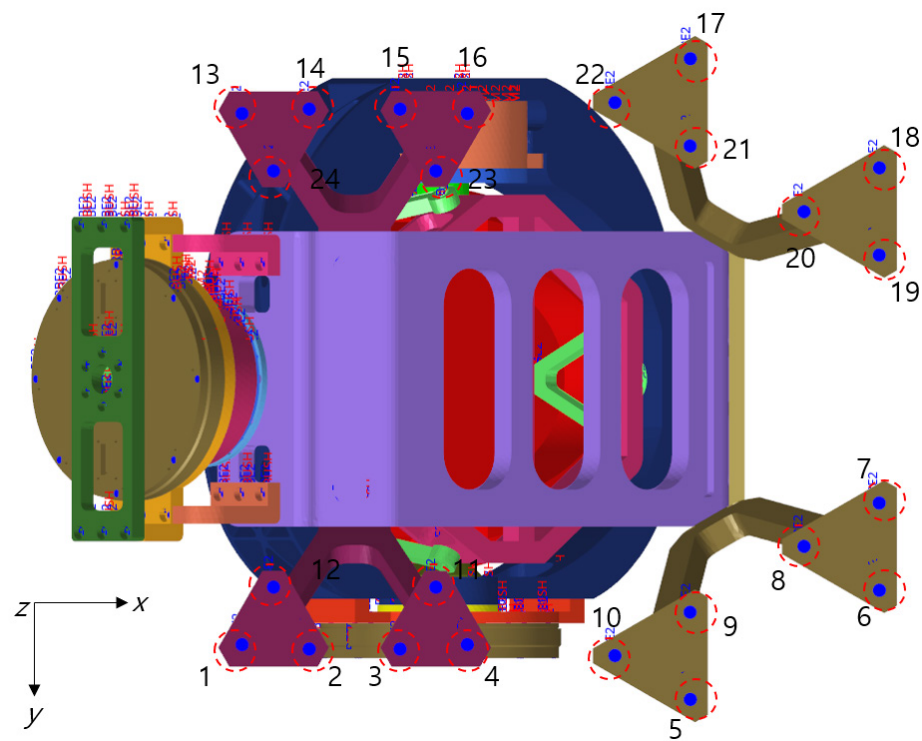


Fig. 4. Information for attachment on mounting interface.

$Fastener\ Axial = \sqrt{(F_z)^2}$ (2)

$Fastener\ Shear = \sqrt{(F_x)^2 + (F_y)^2}$ (3)

$\sigma_{Fastener} = \sqrt{(\frac{(Fastener\ Axial + P_{0_Max})}{A_s})^2 + 3 \times (\frac{Fastener\ Shear}{A_s})^2}$ (4)

$MoS = \frac{\sigma_{allow.}}{S.F \times \sigma_{Fastener}} - 1 \geq 0$ (5)

Table 7. Bolt analysis results

No.	Fastener shear [N]			Fastener axial [N]			Max. fastener stress [MPa]	MoS	
	X	Y	Z	X	Y	Z		Yie.	Ult.
1	2,697	1,771	1,217	1,706	1,327	674	608	0.09	0.05
2	1,246	774	1,396	838	757	921	576.8	0.15	0.11
3	601	904	107	410	837	3	572.3	0.16	0.12

Table 7. Continued

No.	Fastener shear [N]			Fastener axial [N]			Max. fastener stress [MPa]	MoS	
	X	Y	Z	X	Y	Z		Yie.	Ult.
4	1,768	1,451	694	1,155	1,065	522	585.4	0.13	0.09
5	220	982	313	148	802	242	571.6	0.16	0.12
6	934	282	169	690	255	142	568.4	0.16	0.13
7	958	328	180	887	345	185	573.8	0.15	0.12
8	380	130	78	512	63	99	562.1	0.18	0.14
9	104	117	233	122	175	305	556.3	0.19	0.15
10	437	737	269	410	713	234	568.4	0.16	0.13
11	345	525	123	691	315	15	567.2	0.17	0.13
12	651	572	537	1,182	306	849	580.9	0.14	0.10
13	2,839	1,802	1,125	1,806	1,342	591	612.1	0.08	0.05
14	1,243	819	1,405	837	789	904	576.4	0.15	0.11
15	636	867	87	432	813	15	571.5	0.16	0.12
16	1,962	1,435	752	1,283	1,060	539	590.2	0.12	0.08
17	313	934	385	219	766	296	570.4	0.16	0.12
18	1,015	312	208	743	276	171	570.1	0.16	0.12
19	1,087	293	209	1,016	315	207	577.9	0.14	0.11
20	428	134	109	564	99	140	563.6	0.17	0.14
21	129	89	269	147	138	349	557.5	0.19	0.15
22	538	699	352	513	679	314	567.3	0.17	0.13
23	380	539	97	764	340	118	569.2	0.16	0.12
24	663	558	595	1,220	277	910	582	0.14	0.10

2.4 2축 구동시스템 충격해석

2축 구동시스템의 발사과정에서 시스템이 경험하는 충격 하중에 대한 구조건전성 검토를 목적으로 한다. 충격 하중에 대한 정보는 상위 연구기관에서 제공받은 정보이며, Fig. 5와 Table 8과 같다. 충격하중은 매우 짧은 시간 동안 작용하는 하중으로 이를 해석적으로 모사하기 위해 모드 과도 해석(modal transient analysis) 수행하였다. 본 해석에서는 SRS(shock response spectrum)를 기반으로 하여 임의의 시간 영역에서의 가속도 응답을 도출하였다. 도출된 가속도 응답은 Fig. 6에 제시되어 있으며, 시간 영역에서의 입력 파형은 감쇠된 정현파(damped sinusoids)의 조합으로 합성하였다. 감쇠된 정현파를 조합하는 방식은 다양한 주파수 성분을 포함할 수 있어 충격 하중의 특성을 보다 정확하게 모사하는데 유용하다. 이를

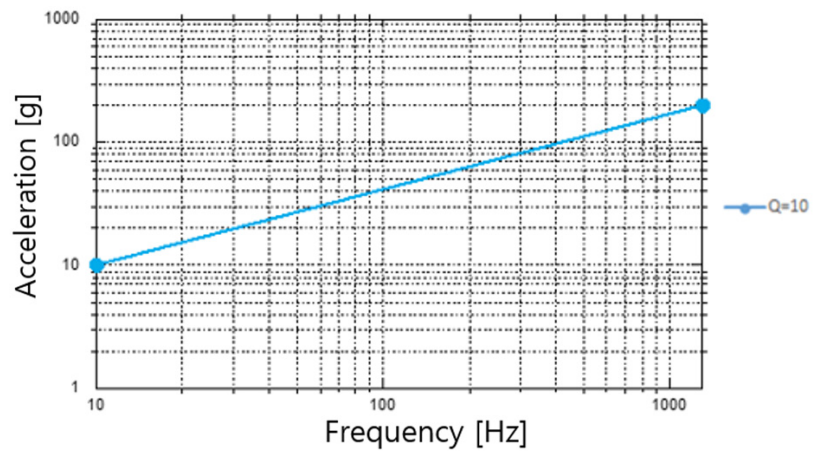


Fig. 5. Shock input profile.

Table 8. Shock analysis specification

Frequency [Hz]	Acceleration [g]
10	10
1,300	200

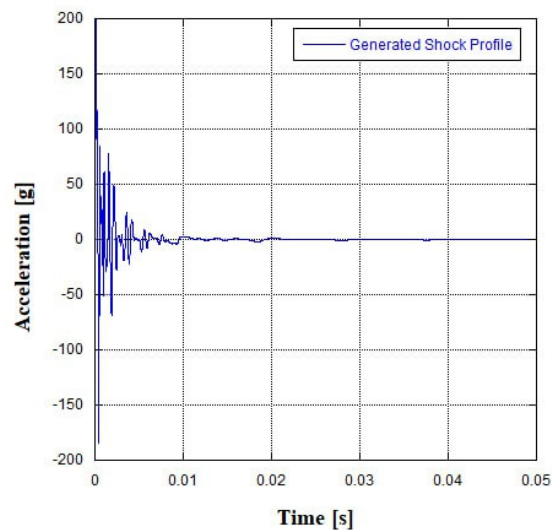


Fig. 6. Acceleration-time curve base on shock response spectrum.

통해 구조물의 동적 거동을 보다 정확하게 예측하고자 하였다[7]. 도출 규격의 타당성 검증을 위해 SRS를 Fig. 7과 같이 재산출 하였으며, 시험 규격인 +6-0 dB 내 profile이 위치하여 규격과 유사한 경향성을 나타냄을 확인하였다.

SRS 기반으로 time domain profile을 적용한 축 방향 별 충격해석의 결과는 Fig. 8과 같으며, 구조체의 발생하는 최대 응력을 식 (1)을 통해 안전여유를 계산한 결과는 Table 9에 정리하였다. 안전계수가 0 이상의 값을 가지므로 2축 구동시스템은 충격하중에서 구조건전성이 확보 가능할 것으로 판단된다.

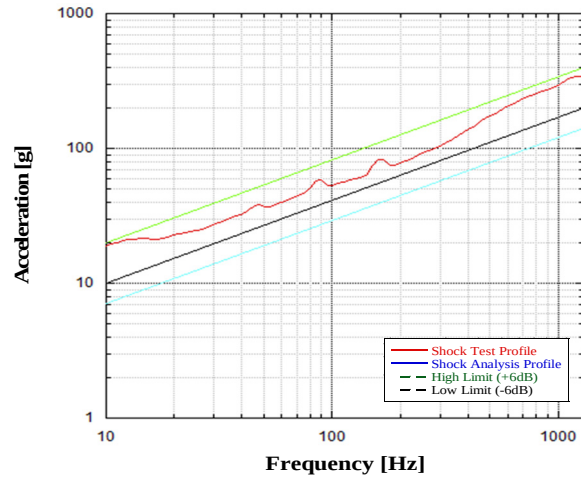


Fig. 7. Shock test & analysis shock response spectrum.

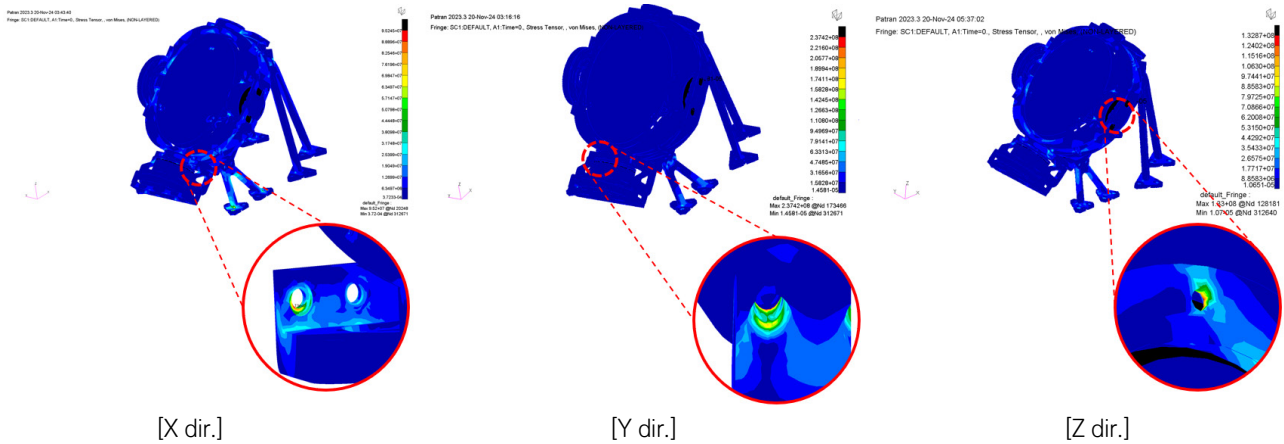


Fig. 8. Shock analysis results.

Table 9. Shock analysis results for two-axis actuation system

Axis	Component	Material	$\sigma_{yie.}$ [MPa]	$\sigma_{ult.}$ [MPa]	$\sigma_{max.}$ [MPa]	S.F.	MoS
X	Bracket	Al6061-T651	276.0	310.0	73.4	Yie.	1.25
						Ult.	2.01
Y	Flexure	Ti-6Al-4V	848.1	944.6	237.4	Yie.	1.25
						Ult.	1.84
Z	Yoke Ym	SUS440C	450.0	760.0	132.8	Yie.	1.25
						Ult.	3.08

2.5 2축 구동시스템 열응력해석

상온(약 20℃)에서 조립된 2축 구동시스템은 Non-Operation(-20℃~+55℃)의 온도 환경 조건에서 구조건전성을 검토하였다. 실제 온도차는 ΔT 는 35℃이나, 보수적인 해석을 위해

40℃의 조건을 구조해석에 적용하였다. 2축 구동시스템의 적용된 물성은 등방성 물성으로 선형적인 온도 변화를 가지며, 온도 변화에 의해 물체 내부에서 발생하는 열응력은 식 (6)에 따르며 초기 온도 기준 1℃ 차이를 준 선형 해석 이후 결과를 선형 보간하여 결과를 도출하였다.

$$\sigma_T = E\alpha\Delta T \quad (6)$$

열응력 해석 결과는 Fig. 9와 같으며, 온도 변화에 의해 구조체 내부에서 발생하는 최대 열응력을 식 (1)을 통해 안전여유를 계산한 결과를 물성 별 결과로 Table 10에 정리하였다. 2축 구동시스템의 온도 환경보다 보수적인 해석 수행 결과로 안전계수가 0 이상의 값을 가지며 이는 구조체의 열적 구조안전성이 확보됨을 확인하였다.

3. 결론

본 논문에서는 정지궤도 전자광학 탑재체의 2축 구동시스템에 대한 구조 건전성 검토를 위해 구조해석을 수행하였다. 구조해석은 모드해석, 준정적해석, 충격해석, 열응력 해석 총 4 항목을 수행하였으며, 모드 해석 결과 2축 구동시스템의 고유진동수 요구조건인 120 Hz 이상을 만족함을 확인하였다. 또한 준정적해석 수행 결과로 허용응력 대비 구조체에 발생하는 응력에 대한 안전여유를 산출하여 설계하중에 대한 구조체의 구조건전성 및 준정적해석으로 계산되는 체결부에서의 반력으로 구조체와 위성체 간 체결부의 구조 건전성 역시 확보됨을 확인하였다. 2축 구동시스템이 발사간 경험하는 충격하중에 대한 충격해석을 수행하여 충격하중에서의 구조건전성을 확인하였으며, 궤도 환경에서의 온도 조건에 대한 열응력 해석 수행으로 온도 변화에 대한 구조체의 구조건전성을 확인하였다.

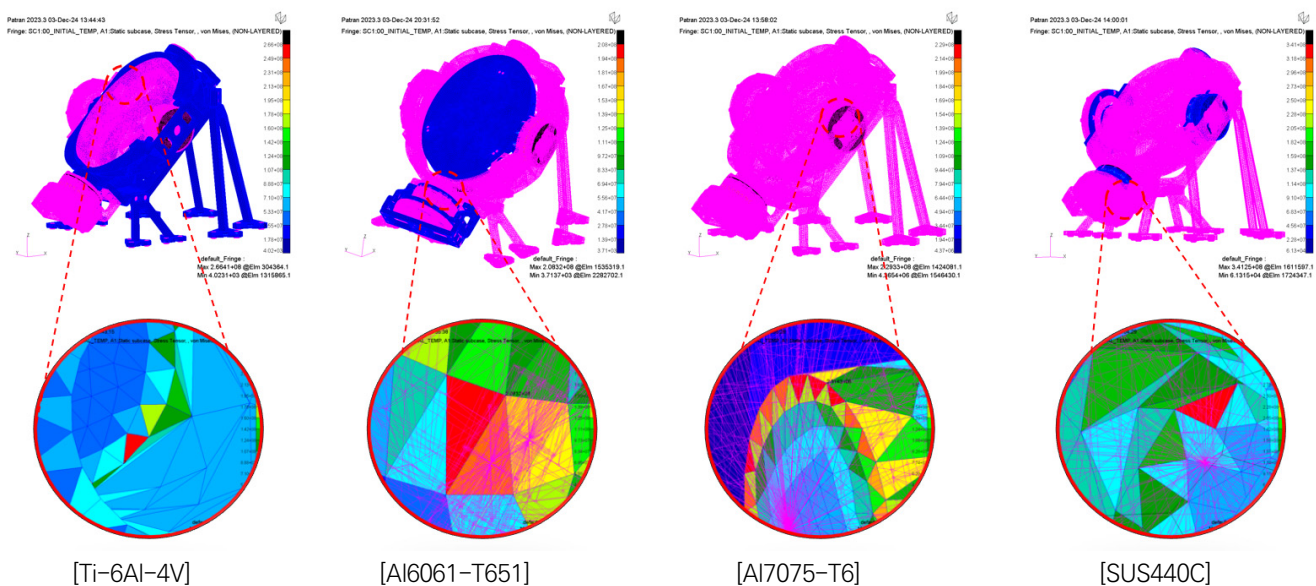


Fig. 9. Thermal stress analysis results.

Table 10. Thermal stress analysis results for two-axis actuation system

Component	Material	$\sigma_{\text{yie.}}$ [MPa]	$\sigma_{\text{ult.}}$ [MPa]	$\sigma_{\text{max.}}$ [MPa]	S.F.	MoS
Main frame	Ti-6Al-4V	848.1	944.6	266.4	Yie. 1.25	1.54
					Ult. 1.40	1.53
Rotation plate Xm	Al6061-T651	276.0	310.0	208.3	Yie. 1.25	0.06
					Ult. 1.40	0.07
Shaft Ym	Al7075-T6	503.0	572.0	231.4	Yie. 1.25	0.73
					Ult. 1.40	0.76
Yoke Xm	SUS440C	450.0	760.0	341.3	Yie. 1.25	0.05
					Ult. 1.40	0.59

감사의 글

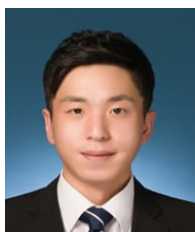
본 연구는 과학기술정보통신부의 거대과학연구개발사업인 ‘스페이스 파이오니어사업’에 의해 수행되었습니다(세부과제번호: 2021M1A3B9094415).

References

1. Song BS, Suk BS, Park SM, Shim YJ, Yong SS, et al., The space key technology development trend through Korea space pioneer program, *Curr. Ind. Technol. Trends Aerosp.* 21, 112-120 (2023).
2. Jeon SH, Kwon SC, Kim TH, Oh HU, Enhancement of microjitter attenuation capability for a stepper-actuated two-axis gimbal-type antenna by using a spring-blade isolator, *J. Aerosp. Eng.* 30, 04017017 (2017). [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000714](https://doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000714)
3. Jeong SY, Oh HU, Lee KJ, Kim BS, Mechanical stability analysis of PCB and component for launch and on-orbit environment based on fatigue failure theory and FEM, *J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci.* 39, 952-958 (2011). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.10.952>
4. Space Engineering, Mechanisms (European Cooperation for Space Standardization, Noordwijk, the Netherlands, 2009).
5. Space Engineering, Threaded Fasteners Handbook (European Cooperation for Space Standardization, Noordwijk, the Netherlands, 2010).
6. Steeve BE, Wingate RJ, Aerospace threaded fastener strength in combined shear and tension loading (2012) [Internet], viewed 2025 Feb 26, available from: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov>
7. Irvine T, Shock Response Spectrum Synthesis via Damped Sinusoids Revision B (Vibrationdata, Catarina Mesa, AZ, 2012).

Author Information

김 항 민 hmkim@steplab.co.kr



전북대학교 기계설계공학부에서 2018년 학사학위를 취득한 후, 2019년부터 ANH Structure에서 회전의 구조설계, 해석 업무를 수행하였다. 현재는 (주)스텝랩에서 위성체 구조해석 및 연구를 수행하고 있다.

최 동 수 dschoi@justek.com



서울대학교 전기공학부에서 1996년 학사학위를 취득한 후, 서울대학교 전기컴퓨터공학부에서 1998년과 2002년에 각각 석사와 박사학위를 취득하였다. 현재는 (주)저스텍에서 대표이사로 재직하고 있으며, 연구분야는 비선형 제어 이론을 응용한 리니어모터의 고정밀 자세 제어이다.

차 윤 용 wycha@steplab.co.kr



연구를 수행하고 있다.

선문대학교 기계공학과에서 동역학 및 기계진동 전공으로 박사학위를 취득하였으며, 2012년부터 엠에이치에스에서 ANSYS와 RecurDyn을 활용하여 구조/동역학에 대한 해석 및 연구를 수행하였다. 현재는 (주)스텝랩에서 위성체 기계시스템, 우주용 메커니즘 등 다양한

오 현 웅 ohu129@kau.ac.kr



연구를 수행하고 있다. 현재 한국항공대학교 항공우주공학과 교수로 재직중이며, 위성/탑재체 기계시스템, 초소형위성, 진동제어 등 다양한 연구를 수행하고 있다.

1992년 한국항공대학교 항공우주공학 학사학위, 동 전공으로 일본 동경대학교에서 1997년 석사학위, 1999년 박사학위를 취득했다. JAXA(1999-2005), 국방과학연구소(2005-2012)에서 연구원으로 근무하였으며, 조선대학교(2012-2023) 스마트이동체융합시

김 진 훈 jhkim@justek.com



부산대학교 기계공학과에서 1996년 학사학위를 취득한 후, (주)삼성전기에서 수석연구원으로 근무하였다. 현재는 (주)저스텍에서 수석연구원으로 재직하고 있으며, 연구분야는 위성용 구동부 개발업무를 수행하고 있다.

연구논문

누리호 성능을 고려한 Walker-Delta 군집위성 궤도설계

서성원¹, 최수진^{2†}

¹과학기술연합대학원대학교 항공우주시스템공학과

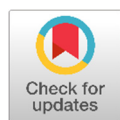
²한국기술교육대학교 메카트로닉스공학과

Walker-Delta Constellation Orbit Design Considering Korea Space Launch Vehicle-II (KSLV-II) Performance

Sungwon Seo¹, Su-Jin Choi^{2†}

¹Department of Aerospace System Engineering, University of Science and Technology, Daejeon 34113, Korea

²Department of Mechatronics Engineering, Korea University of Technology and Education, Cheonan 34036, Korea



Received: March 6, 2025

Revised: March 20, 2025

Accepted: March 22, 2025

†Corresponding author :

Su-Jin Choi

Tel: +82-41-560-1308

E-mail: jin5864@koreatech.ac.kr

Copyright © 2025 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Sungwon Seo

<https://orcid.org/0009-0006-2748-7949>

Sujin Choi

<https://orcid.org/0000-0002-0285-2720>

요약

누리호는 투입 경사각 80도에서 최고의 성능을 나타낸다. 발사장의 지형적 위치와 안전거리 이슈로 발사 방위각이 약 172도로 고정되기 때문이다. 최근 국내 군집위성 연구에서 언급되는 45도 정도의 경사각은 요기동이 요구되어 성능에 손실이 불가피하다. 본 연구에서는 누리호의 탑재체 투입 성능을 최대화할 수 있는 80도의 투입 경사각을 기준으로 군집위성의 시스템 설계를 수행하고, 5개 및 6개의 궤도평면을 이용하는 Walker-Delta 군집위성 궤도설계를 수행하여 관심 지역의 재방문 주기를 분석하였다. 분석 결과 평균 재방문 주기는 45분 정도임을 확인할 수 있었고, 해당 군집위성의 실현 가능성을 고찰하였다.

Abstract

Korea Space Launch Vehicle-II (KSLV-II) shows the highest efficiency at an input angle of 80 degrees. The launch azimuth angle is fixed at about 172 degrees due to the geographical location and safety range issues of the launch site. The inclination angle of 45 degrees mentioned in recent domestic satellite constellation studies is required yaw maneuvers, which inevitably causes loss in performance. In this study, the satellite constellation are designed based on the 80 degrees inclination, maximizing the injection performance of the payload of KSLV-II, and the Walker-Delta constellation with 5 and 6 orbital planes are designed to analyze the revisit time (RT) of the area of interest. It was confirmed that the average RT was about 45 minutes and the feasibility of the satellite constellation was considered.

핵심어: 누리호, 군집위성, 워커델타, 궤도 설계, 재방문 주기

Keywords: Korea Space Launch Vehicle-II, satellite constellation, Walker-Delta, orbit design, revisit time

1. 서론

대한민국의 발사체 누리호(Korea Space Launch Vehicle-II, KSLV-II)는 3단형 액체 로켓으로 1.5톤급 실용위성을 태양동기궤도(SSO, sun-synchronous orbit)에 투입할 수 있는 성

능을 갖도록 개발되었다[1]. 누리호는 1단 및 2단의 낙하점 이슈로 발사장인 나로우주센터에서 방위각 172도로 발사되며, SSO로 위성을 투입하기 위해 발사 과정에서 경사각 변경을 위한 요기동을 수행하며 투입 성능은 약 1.5톤이다. 발사 과정에서 요기동을 수행하지 않고 300 km의 저궤도(경사각 80도)에 투입한다면 성능은 약 2.6톤이 된다. 최근 누리호의 성능은 약 25% 정도 향상되어[2], 300 km의 저궤도(경사각 80도)에 3.0톤을, 700 km의 SSO에 1.9톤의 수송이 가능할 것으로 판단된다. 이러한 성능을 바탕으로, 특정 임무 수행을 위한 위성 군집을 운용할 경우, 목표 궤도 설정이 중요한 요소가 된다. 예를 들어, 보다 높은 투입 성능을 고려할 경우 500 km 저궤도(경사각 80도)가 하나의 유력한 후보가 될 수 있으며, 이 경우 약 2.5-2.6톤의 탑재체를 해당 궤도에 투입할 수 있을 것으로 예상된다.

군집위성은 일반적으로 재방문 주기를 기준으로 평가된다. 기존 연구에서는 군집위성의 재방문 주기를 최소화하기 위한 최적 배치 알고리즘을 제시하거나, 위성 유형에 따른 재방문 주기의 특성을 분석하는 데 초점이 맞춰져 왔다. Lee et al.은 유전알고리즘 최적화 기법을 사용하여 관심 지역인 북한 지역을 대상으로 최적의 재방문 주기를 가지는 위성 배치 방법을 제시하였다[3]. 관심 지역인 북한 9개 지역마다 최적 궤도요소를 구하고, 지상 반복 궤도의 최적 위성 수를 계산하였다[3]. 북한 9개 지역별로 최적의 궤도 요소를 산출하여 재방문 주기를 최소화하였지만, 각 지역마다 다른 최적 궤도를 적용하려면 다수의 개별 발사가 필요하거나 추가적인 궤도 변경 기동이 요구되는 현실적인 운용 제약이 고려되지 않았다. Kim et al.은 유전알고리즘을 사용하여 최대 재방문 주기를 최소화하는 궤도 요소들을 제시하여, 기존 태양 동기 궤도를 사용한 Walker 군집위성과 최적 궤도 요소를 적용한 군집위성의 재방문 주기를 비교하였다[4]. 최적 궤도 요소를 적용하여 최대 재방문 주기를 최소화하는 방법을 제시하였으나, 한국의 지형적 특성을 고려할 때 실제 위성 배치에 따른 제약이 반영되지 않아, 실질적인 적용 가능성에 대한 논의가 부족하다. Shin et al.은 기하학적 분석을 통해 최적 경사각을 계산하여 최소 재방문 주기를 가지는 군집위성 배치를 제안하였다. 대상 지역은 한반도 및 지역 국가의 주요 도시 9개 중 관심 도시 지역의 가중치를 다르게 선택하여, 위성 수 20-30개일 때 궤도 평면을 다르게 하여 재방문 주기를 비교 분석하였다[5]. 하지만, 위성 별 서로 다른 최적 궤도 요소를 적용하여 위성을 배치하려면, 실질적으로 각기 다른 궤도로 위성을 투입해야 하므로 더 많은 발사체가 필요하거나 추가적인 궤도 변경 기동이 요구되는 현실적인 제약이 존재한다. 특히, 최적화 과정에서 도출된 경사각은 대략 35-45도로, 이는 한국의 발사 환경에서 직접 배치하기 어렵다. Cho et al.은 태양 동기 궤도와 지상 반복 궤도를 함께 사용한 BB 군집위성(beach ball constellation)을 제시하였다. BB 군집위성은 Walker-Delta 군집위성과 다르게 재방문 주기(revisit time)가 일정하고, 최대 재방문 주기를 줄일 수 있다는 장점을 보여주었지만, 비슷한 평균 재방문 주기를 가지는 위성군의 위성 수가 Walker-Delta 군집위성보다 많다는 단점이 있다[6]. Song et al.은 SAR 위성 6-48개의 Walker-Delta 위성군의 북한 전체 지역, 북한 특정 지역에 대한 재방문 주기를 비교하였다. 군집위성의 개수를 증가시키며, 재방문 주기의 변화 추세를 분석하였다[7]. 하지만 해당 연구들은 북한 지역의 재방문 주기를 줄이기 위해 궤도 요소, 특히 경사각 최적화에 중점을 두었고, 발사체에 대한 논의는 부재한 상황이다. 해당 연구에서 제시하는 경사각(약 45도 내외)을 적용하려면 국내 발사체로는 직접 투입이 어렵고, 국외 발사장을 이용한 단독 발사가 불가피하다. 또한, Walker-Delta의 궤도 평면의 변화에 따른 재방문 주기 분석이 부족하다.

이러한 한계를 보완하기 위해, 본 연구에서는 국내 보유 자산(발사장 및 발사체)을 고려하여 현실적으로 운용 가능한 군집위성 설계를 수행하였다. 특히, 누리호의 성능을 극대화할 수 있는 경사각 80도를 활용하여 국내 발사 환경에서 실현 가능한 군집위성 배치 전략을 제시하고, 빔 폭 30도의 센서를 탑재한 30기의 군집위성을 활용하여 북한 지역의 재방문 주기를 분석하였다. 그 결과, 북한을 촬영하기 위한 재방문 주기가 평균 45분 정도로 짧다는 것을 확인하였다.

본 논문의 주요 기여점은 다음과 같다. 첫째, 기존 연구들이 최적 경사각을 설정하여 위성군의 재방문 주기를 최소화하는 데 초점을 맞춘 반면, 본 연구는 누리호의 발사 성능을 함께 고려하여 실질적인 군집위성 배치 전략을 제안하였다. 이를 통해, 한국의 발사 환경에서 현실적으로 적용 가능한 위성 배치 방안을 마련하였다. 둘째, Walker-Delta 위성군의 위상차에 따른 재방문 주기 변화를 정량적으로 분석하여, 위성군의 배치 방식이 재방문 주기 변화에 미치는 영향을 평가하였다. 이를 통해, 위상차가 재방문 주기에 미치는 영향을 분석하고, 현실적인 위성 배치 전략을 제시하였다. 셋째, 위성군 배치와 지구 자전의 영향으로 인해 특정 지역에서 짧은 재방문 주기와 긴 재방문 주기가 형성되는 원인을 분석하였다. 이를 바탕으로, 위성 배치 방식이 재방문 주기에 미치는 영향을 파악하고, 향후 위상차 조정 및 추가적인 위성 배치 전략을 수립하는 데 필요한 기초 데이터를 도출하였다. 넷째, 재방문 주기의 특성을 종합적으로 분석하기 위해 최소, 평균, 최대 재방문 주기를 비교하고, 북한 지역을 격자(grid) 단위로 세분화하여 각 지역별 재방문 주기를 평가하였다. 이를 통해, 관심 지역에 따라 최적의 위성 배치를 선택할 수 있도록 정량적인 데이터를 제공하였다.

2장에서는 군집위성의 임무 성능 지수 중 대표적으로 사용되는 재방문 주기의 정의와 최소, 최대, 평균 재방문 주기에 대해 설명하며, 3장에서는 군집위성 배치에 많이 사용되는 Walker-Delta 위성군에 관해 설명한다. 4장에서는 시뮬레이션 조건과 시뮬레이션 결과에 대해 분석한 내용이며, 5장에서는 본 논문의 결론을 기술하였다.

2. 재방문 주기 정의

재방문 주기는 위성이 관심 지역을 재관측하기까지 걸리는 기간을 의미하며, 군집위성의 대표적인 특성 중 하나로 사용된다. 재방문 주기는 전체 관심 지역에 대한 재방문 주기와 특정 지점에 대한 재방문 주기로 구분된다[7]. 전체 지역 재방문 주기는 위성이 관심 지역(북한) 어느 부분이라도 커버리지를 제공하지 못했을 때부터 다음 커버리지를 제공할 때까지의 기준으로 계산된 재방문 주기고, 격자별 재방문 주기는 북한 전체 지역을 개별 격자로 나누어 계산한 재방문 주기이다. Fig. 1은 재방문 주기에 대한 일반적인 개념을 도식화하였다.

군집위성의 재방문 주기는 관심 지역에 대해 최소, 최대, 평균 재방문 주기로 구분되며 평균 재방문 주기의 경우 관심 지역에서 발생한 재방문 주기의 산술 평균으로 표현된다. 평균 재방문 주기는 식 (1)과 같다. 이때 N 은 관심 지역에서 발생한 재방문 횟수이고 ART (average revisit time)는 평균 재방문 주기, RT_n (revisit time)는 관심 지역에 대한 n 번째 재방문 주기이다.

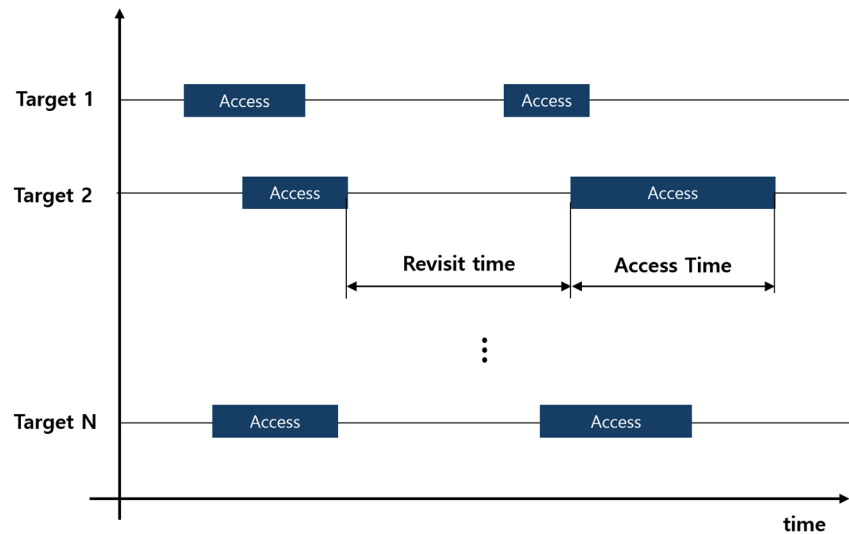


Fig. 1. Concept of revisit time.

$$ART = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N RT_n \quad (1)$$

3. Walker-Delta 군집위성 정의

Walker-Delta 군집위성은 J. G. Walker가 Walker-Star 군집위성과 함께 제안한 위성 배열 방식으로, 위성을 전 지구적으로 균등하게 배치하여 전 세계 또는 특정 지역을 효율적으로 관측하는 것을 목표로 한다[8-12].

3.1 군집 변수

Walker-Delta 군집위성은 4개의 군집 변수인 경사각(i), 전체 위성수(t), 궤도면의 수(p), 위상차(f)를 사용하여 표현할 수 있고, 식 (2)와 같다. 한 궤도면에 대한 위성의 수(s)는 식 (3)과 같다.

$$\begin{aligned} & i: t/p/f \\ & \text{for } 0 \leq f \leq p-1 \end{aligned} \quad (2)$$

$$s = \frac{t}{p} \quad (3)$$

Walker-Delta 군집위성은 모든 위성이 동일한 고도와 경사각을 가지며, 이심률이 0인 원형 궤도로 구성된다. 또한 군집위성의 RAAN(right ascension of ascending node, Ω)과 AoL(argument of latitude, μ)는 앞서 언급된 군집 변수인 경사각, 전체 위성 수, 궤도면 수, 위상차를 기반으로 설계된다. 군집위성의 궤도 평면의 RAAN은 식 (4)와 같이 전체 궤도 평면의 개수에 의해 결정된다. 이때 Ω_j 는 j 번째 궤도 평면의 RAAN을 의미한다.

$$\begin{aligned} & \Omega_j = \frac{2\pi}{p} j \text{ rad} \\ & \text{for } 0 \leq j \leq p-1 \end{aligned} \quad (4)$$

Walker-Delta 군집위성을 구성하고 있는 위성의 AoL은 식 (5)와 같이 전체 궤도 평면의 개수와 위상 매개변수를 통해 표현된다.

Walker-Delta 군집위성의 군집변수가 $80^\circ:30/5/0$ 인 군집위성의 예시는 Fig. 2와 같다.

$$\mu_{jk} = \left(\frac{2\pi}{s} k + \frac{2\pi f}{sp} j \right) \text{rad}$$

$$\text{for } 0 \leq k \leq s - 1$$
(5)

4. Walker-Delta 위성군 재방문 주기 특성 분석

4.1 누리호 성능을 고려한 군집위성 궤도설계

서론에서 정리한 바와 같이, 누리호는 500 km의 고도 및 80도의 경사각에 약 2.5톤의 탑재체를 투입할 수 있을 것으로 예상된다. 따라서 본 연구에서는 Table 1과 같이 500 kg의 소형위성 5기를 한 궤도에 올려 6개의 평면을 이용하거나 400 kg의 소형위성 6기를 한 궤도에 올려 5개의 평면을 이용하는 방안을 고려하였고, 500 kg의 위성은 현재 대한민국에서 개발된 중형위성 플랫폼인 CAS500을 기준으로 하였다.

4.2 시뮬레이션 조건

본 논문에서는 누리호 성능 및 발사장의 환경을 고려하여 Table 2와 같이 Walker-Delta 군집위성의 궤도를 설정하였고, 궤도 평면 개수를 5개와 6개로 나누어 위상 매개변수에 따른 군집위성의 재방문 주기를 분석하였다.

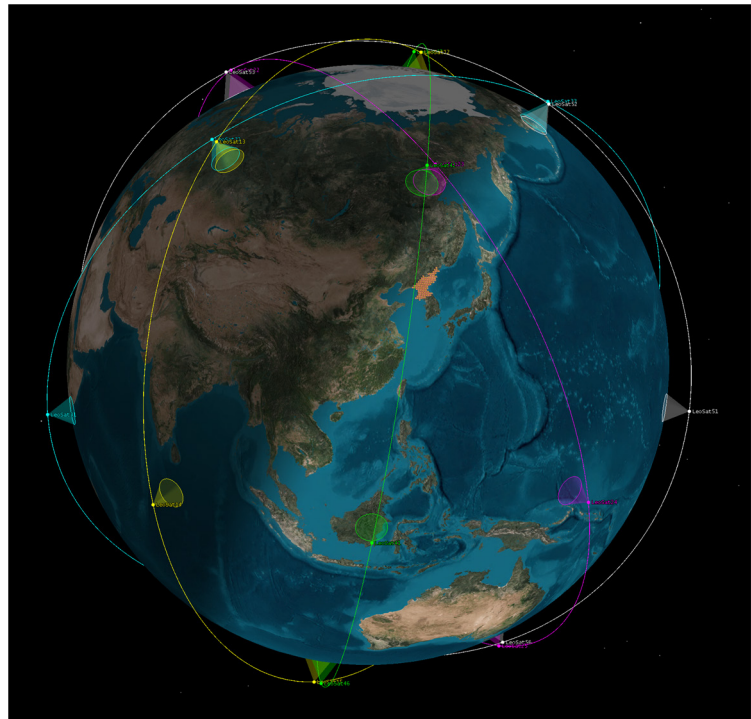


Fig. 2. Walker Delta example illustration ($80^\circ:30/5/0$), altitude 500 km.

Table 1. Mass of satellite and numbers of the satellite per orbit

Planes	Mass of satellite	Number of Sat. per orbit
6	500 kg	5
5	400 kg	6

Table 2. Satellite constellation orbit parameters

Walker-Delta constellation parameters	
Altitude	500 km
Inclination (i)	80°
Total satellites (t)	30
Planes (p)	5, 6
Field of view	30°
Simulation time	1 day, 1 week, 1 month

위상차는 인접한 궤도평 면에서 위성 간의 상대적 위치 차이를 나타내는 값으로, 궤도 평면 간 위성의 분포를 균등하게 조정하는 데 중요한 역할을 한다. 구체적으로, 위상차는 각 궤도 평면에 위치한 위성이 궤도상의 특정 위치에 고르게 분포되도록 설정된다. 따라서 본 연구에서는 위상차가 군집위성 재방문 주기에 미치는 영향을 평가하기 위해 $0 \leq f \leq p - 1$ 과 같이 모든 위상차에 대한 군집위성의 재방문 주기를 분석하였다. 북한 전체 지역의 재방문 주기 경향을 파악하기에는 1주일의 적합하다고 판단하였고, 격자별 재방문 주기 경향을 파악하기에는 1일, 1주일, 1개월이 적합하다고 판단하여 해당 기간으로 설정하였다.

본 논문에서는 군집위성 형상이 보존되는 경우를 분석하기 위해 외란이 없는 이상적인 환경을 가정하였다. 위성의 궤도 전파는 식 (6)로 표현되는 운동 방정식을 따른다[13].

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu}{r^3}\mathbf{r} \quad (6)$$

μ 는 지구의 gravitational parameter, r 은 지구중심에서 위성까지의 거리, $\mathbf{r}$ 은 지구 중심에서 위성까지 위치 벡터다.

4.3 북한 전체 지역 재방문 주기 결과

Fig. 3은 위성 수 30개, 궤도면 5개일 때, 북한 전체 지역에 대한 위상차별 재방문 주기를 20분 간격으로 나타낸 히스토그램이다. 재방문 주기는 짧은 재방문 주기 구간(60분 미만)인 구간과 긴 재방문 주기 구간(180-200분)으로 구분되어 나타났다. 60분 미만일 경우는 85%

정도 되며, 180-200분 사이는 약 15% 정도로 나타났다. 60분 미만의 짧은 재방문 주기는 주로 같은 궤도면에 배치된 위성이 관심 지역을 재방문하며 발생한다.

반면, 180분에서 200분 사이의 긴 재방문 주기는 지구의 자전으로 인한 궤도면의 상대 움직임에 따른 결과로 나타난다. 따라서 인접한 궤도면이 이동하는 동안 관심 지역에 커버리지를 제공하는 못하는 시간이 주기적으로 대략 180분에 200분 사이로 나타남을 알 수 있다. 위상차(ϕ)를 다양하게 적용하여 시뮬레이션을 수행한 경우, Fig. 3에 도시된 바와 같이 재방문 주기에는 큰 차이가 없음을 확인할 수 있다.

Fig. 4과 같이 궤도면이 6개면, 위상차(ϕ)가 1, 3, 5일 경우 재방문 주기가 40분보다 적은 비율은 80% 정도가 되고, 위상차(ϕ)가 0, 2, 4일 경우 65% 정도가 된다. 궤도면이 5개인 경우와 비교하면 재방문 주기는 위상차에 따라 변화가 다소 있음을 알 수 있다. 따라서 궤도면을 추가할수록 위상차에 대한 재방문 주기의 분포는 더욱 다양할 수 있음을 추론할 수 있다. 6개의 궤도면을 사용하는 군집위성군의 재방문 주기는 60분 미만의 짧은 주기와 120분 이상 160분 미만의 긴 주기 특성이 나타난다. 5개의 궤도면을 이용한 경우와 마찬가지로 120분 이상 160분 이하의 재방문 주기는 궤도면 사이의 변화로 나타나는 특징임을 알 수 있다.

최대 재방문 시간은 궤도면이 5개일 때 180분에서 200분 사이지만, 궤도면이 6개일 때는 140분에서 160분 사이로 궤도면 6개일 때 더 짧다는 것을 확인할 수 있다.

Table 3은 북한 지역 전체에 대한 궤도면 5개, 6개 각각의 위상차별 평균 재방문 주기를 나타낸다. 각각의 평균 재방문 주기는 43분에서 47분 사이로 나타났으며, 전반적으로 45분의 재방문 주기를 갖는 것을 확인하였다.

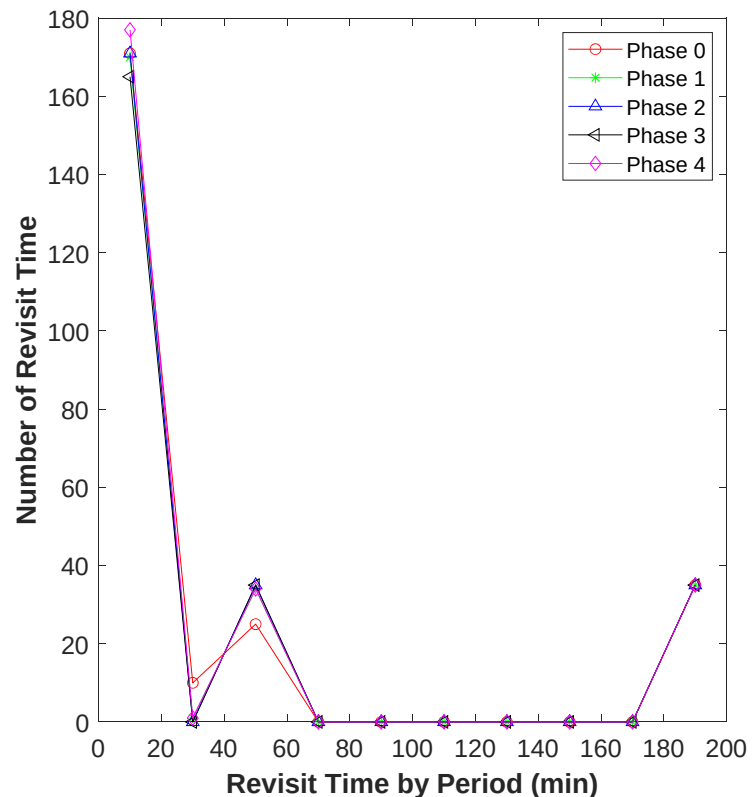


Fig. 3. The number of revisit time for 5 planes for 1 week.

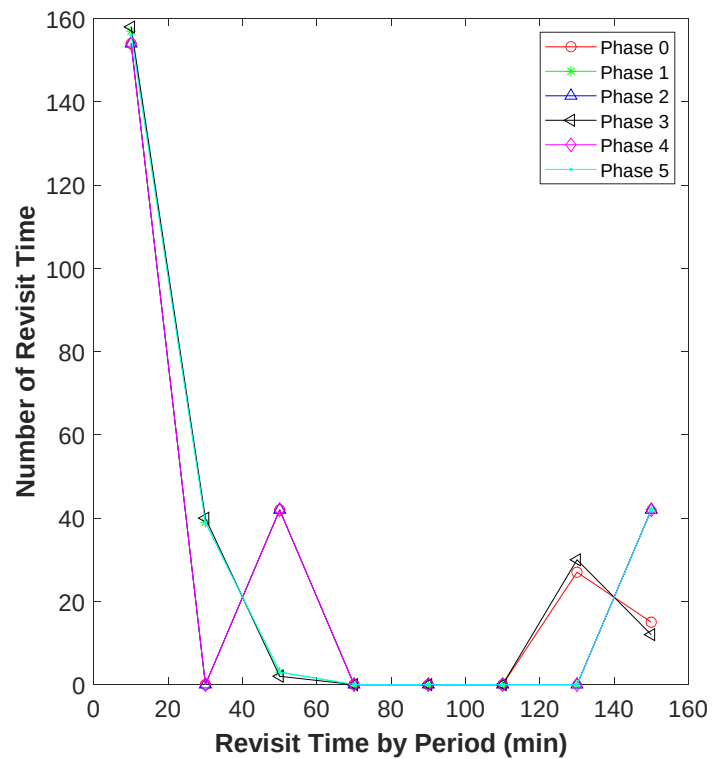


Fig. 4. The number of revisit time for 6 planes for 1 week.

Table 3. Average revisit time w.r.t. planes

Phase (f)	5 planes (min)	6 planes (min)
0	45.7	45.4
1	43.7	43.5
2	45.3	46.3
3	43.9	43.2
4	43.7	45.2
5	–	44.6

Fig. 5는 재방문 주기가 5개 평면에서 180-200분과 같은 긴 재방문 주기가 산출되는 이유를 나타낸다. Fig. 5에서는 관심 지역(area of Interest)이 커버리지를 제공받는 궤도면이 Plane 1에서 Plane 2로 바뀌는 것을 보여주며, 이때 걸리는 시간이 궤도면 5개일 때, 180-200분 소요되며, 궤도면이 증가할수록 재방문 주기가 작아짐을 쉽게 유추할 수 있다.

4.4 격자별 재방문 주기 결과

본 절에서는 북한지역을 0.1도 간격의 격자로 나누어 재방문 주기를 분석하였다. Fig. 6는 군집위성의 궤도면 수 5개, 위상차 0에 대한 격자별 재방문 주기를 나타낸다. 시뮬레이션 기간은 1일, 1주일, 1개월 단위로 진행하였으며, 각각에 대한 격자별 최소, 평균, 최대 재방문 주기

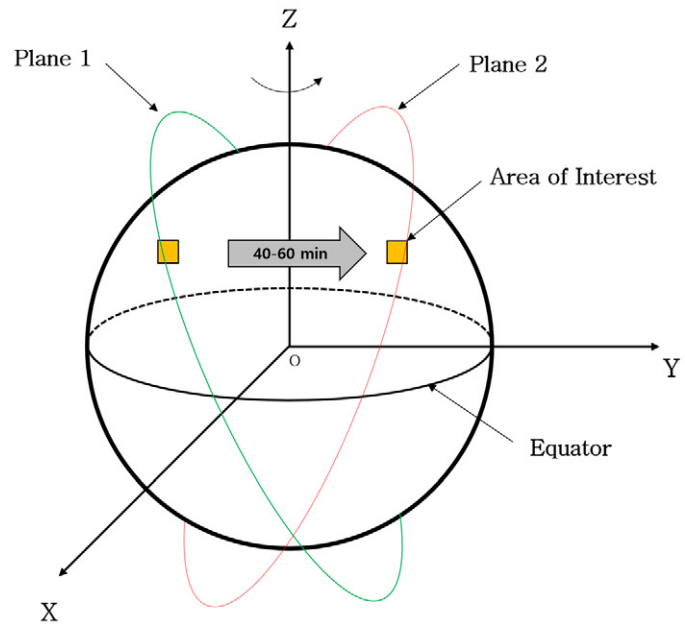


Fig. 5. Area of interest shifting during 180-200 minutes.

결과이다. 재방문 시간이 짧을수록 파란색, 재방문 주기가 길수록 빨간색으로 표시하였다. 범례의 숫자는 재방문 주기를 나타내며 단위는 초(sec)다.

4.4.1 최소 재방문 주기

해당 부분에서는 격자별 최소 재방문 주기에 대해 분석하였다. 시뮬레이션 기간을 1일로 설정했을 때 최소 재방문 주기의 격자 분포를 분석한 결과, 재방문 주기가 800초 이상 되는 지역이 넓게 퍼져 있는 것으로 나타났다. 반면, 재방문 주기가 400초 이하가 되는 지역은 특정 지역에 집중되는 경향을 보였으며, 특히 서쪽 지역에 편향되어 일부 지역에만 분포하는 특징을 확인할 수 있었다.

또한, 이러한 분포 특성은 시뮬레이션 기간을 1주일 또는 1개월로 확장했을 때도 유사한 경향을 유지하였다. 즉, 재방문 주기(700초 이하)가 짧은 지역은 지속적으로 특정 지역에 국한되는 반면, 긴 재방문 주기(800초 이상)를 갖는 지역은 전반적으로 넓은 영역에 걸쳐 분포하는 패턴을 보였다. 이를 통해, 특정 지역의 재방문 주기를 정량적으로 평가할 수 있으며, 임무 설계에 참고할 수 있다.

4.4.2 평균 재방문 주기

해당 부분에서는 격자별 평균 재방문 주기에 대해 분석하였다. 시뮬레이션 기간을 1일로 설정한 경우, 재방문 주기가 4,800초 이상 되는 지역이 특정 지역에 편향되어 분포하는 경향을 보였다. 즉, 일부 지역에서는 위성의 재방문 주기가 짧아 위성의 방문 빈도가 높지만, 다른 지역에서는 상대적으로 재방문 주기가 길어지는 불균형이 존재하였다.

시뮬레이션 기간을 1주일로 확장했을 때, 이러한 경향이 보다 뚜렷하게 나타났다. 특히, 재방문 주기가 4,800초 이상 되는 지역이 남부 지역에 주로 분포하는 반면, 북한 북부 지역에서는 4,200초 이하의 짧은 재방문 주기를 가지는 지역이 집중적으로 나타났다.

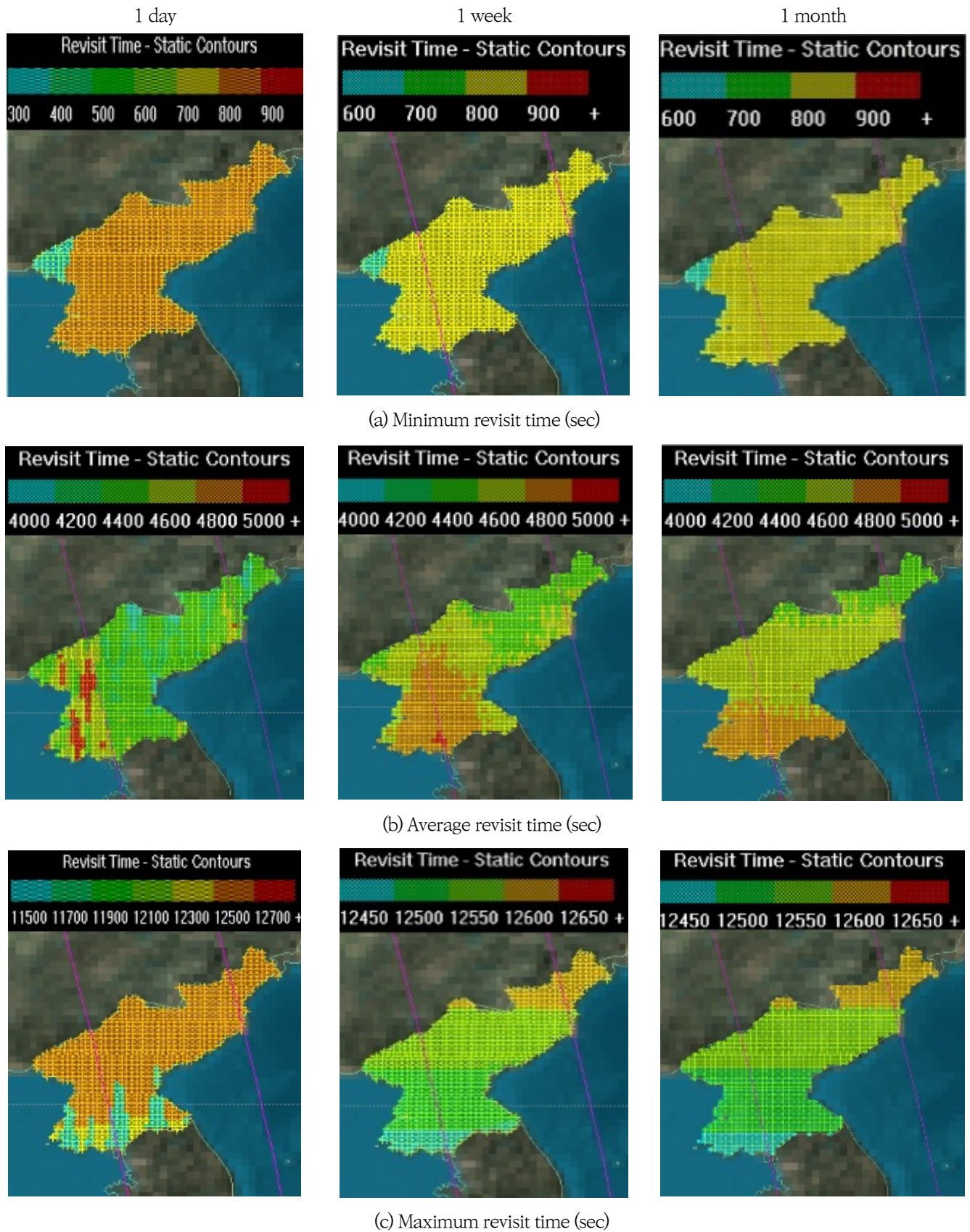


Fig. 6. Revisit time contour maps, $i: t/p/f$ (80°:30/5/0).

이러한 분포 특성은 시뮬레이션 기간을 1개월로 연장했을 때도 유사하게 유지되었으며, 북한 북부 지역의 재방문 주기가 상대적으로 짧은 반면, 남부 지역에서는 재방문 주기가 길어지는 차이가 더욱 두드러졌다. 이를 통해, 위성군의 배치 방식과 재방문 주기의 지역별 편차를 정량적으로 분석할 수 있으며, 향후 특정 지역의 감시 효율성을 개선하기 위한 전략적 배치 방안을 도출하는 데 유용한 기초 데이터를 제공할 수 있을 것으로 기대된다.

4.4.3 최대 재방문 주기

해당 부분에서는 격자별 최대 재방문 주기에 대해 분석하였다. 시뮬레이션 기간을 1일로 설정한 경우, 12,500초 이상의 최대 재방문 주기를 가지는 격자들이 북한 북부 지역 대부분을 차지하는 반면, 11,700초 이하의 최대 재방문 주기를 가지는 지역은 북한 남부의 일부 지역에 한정되어 분포하는 것으로 나타났다. 이는 특정 지역에서 감시 공백이 상대적으로 길어지는 현상을 보여준다. 이러한 경향은 시뮬레이션 기간을 1주일 및 1개월로 확장했을 때도 유사하게 유지되었다. 즉, 북한 북부 지역은 최대 재방문 주기가 길게 나타났다.

그러나, 평균 재방문 주기와 비교했을 때, 1주일 및 1개월 동안 북한 북부 지역은 평균 재방문 주기가 짧았지만, 최대 재방문 주기는 길게 나타나는 차이를 보였다. 즉, 북한 북부 지역에서는 위성이 자주 관측하지만, 일정 시간 동안 감시 공백이 길어지는 경우가 존재하며, 반대로 북한 남부 지역은 전체적인 감시 빈도는 낮지만, 감시 간격이 일정하게 유지되는 경향을 보였다. 이러한 분석을 통해, 위성군 배치에 따라 특정 지역에서 재방문 주기가 길어질 가능성이 있음을 확인할 수 있으며, 임무에 맞는 전략을 선택하기 위한 데이터로 제공될 수 있다.

5. 결론 및 향후계획

누리호는 발사장의 지형적 제약과 안전거리 문제로 투입 성능을 최대화할 수 있는 방향으로 발사하면 위성의 경사각은 80° 가 된다. 이를 바탕으로 위상차에 따른 북한 전역의 재방문 주기 분석하고자 본 연구에서는 경사각 80° , 위성 30기, 궤도면 5개/6개로 구성된 Walker-Delta 군집위성을 구상하였다. 분석 결과, 북한 전체 지역의 평균 재방문 주기는 43-47분 사이로 나타났으며, 긴 재방문 주기는 지구 자전에 따른 궤도면 간 커버리지 이동으로 인해 발생하는 것으로 확인되었다. 또한, 북한 지역을 격자 단위로 나누어 최소, 평균, 최대 재방문 주기를 상세 분석한 결과, 최소 재방문 주기는 특정 지역에 편향되고, 평균 재방문 주기는 북한 북부 지역에서 짧게 나타나는 반면, 최대 재방문 주기는 북한 남부 지역에서 더 길게 분포하는 경향을 보였다.

본 연구는 누리호의 발사 환경과 제한 요소를 고려하여 실질적인 군집위성 배치 방안을 제안하고, 이를 바탕으로 북한 지역의 재방문 주기를 정량적으로 평가하였다. 기존 연구들이 궤도 요소 최적화에 집중한 것과 달리, 본 연구는 누리호의 실제 발사 성능을 반영한 최적 위성군 배치를 도출한 점에서 차별성이 있다. 본 연구를 통해, 한국의 발사체 환경에서의 제약 조건을 고려한 실질적인 군집위성 배치 방안을 제시하였으며, 이를 기반으로 향후 군집위성 설계 및 운용 전략 수립에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

본 연구는 한국항공우주연구원의 초소형위성개발 저변확대(2단계, 2022M1A3C2014567)의 지원으로 수행되었습니다. 이 논문은 2024년도 한국기술교육대학교 교수 교육연구진흥과제 지원에 의하여 연구되었습니다.

References

1. Roh WR, Cho SB, Sun BC, Choi GS, Jung DW, et al., Mission and system design status of Korea space launch vehicle-II succeeding Naro launch vehicle, Proceedings of the KSAS Fall Conference 2011, Yongpyong, Korea, 11 Nov 2011.
2. Donga Science, Dong-A Science (2025) [Internet], viewed 2025 Jan 20, available from <https://www.dongascience.com/news.php?idx=57409>
3. Lee SS, Kim JP, You EN, Youn JH, Shin HH, Orbit design to optimize revisit performance of low Earth orbit satellite constellation, J. Adv. Navig. Technol. 27, 502-509 (2023). <https://doi.org/10.12673/jant.2023.27.5.502>
4. Kim Y, Kim M, Han B, Kim Y, Shin H, Optimum design of an SAR satellite constellation considering the revisit time using a genetic algorithm, Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 18, 334-343 (2017). <https://doi.org/10.5139/IJASS.2017.18.2.334>
5. Shin JY, Park SY, Son JH, Song SC, Design of regional coverage low Earth orbit (LEO) constellation with optimal inclination, J. Aeronaut. Space Sci. 38, 217-227 (2021). <https://doi.org/10.5140/JASS.2021.38.4.217>
6. Cho S, Cho N, Space mission design for reconnaissance micro-satellite constellation using Sun synchronous-ground repeating orbit, J. KIMS Technol. 23, 125-138 (2020). <https://doi.org/10.9766/KIMST.2020.23.2.125>
7. Song S, Kim H, Chang YK, Analysis on figure of merits of small SAR constellation satellites for targets detection, J. Aeronaut. Space Sci. 47, 130-142 (2019). <https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.47.2.130>
8. Walker JG, Circular orbit patterns providing continuous whole Earth coverage, RAE Technical Report 70211 (1970).
9. Walker JG, Some circular orbit patterns providing continuous whole Earth coverage, J. Br. Interplanet. Soc. 24, 369-384 (1971).
10. Walker JG, Continuous whole Earth coverage by circular orbit satellites, International Conference on Satellite Systems for Mobile Communications and Surveillance, London, UK, 13-15 Mar 1973.
11. Walker JG, Continuous whole Earth coverage by circular orbit satellites, RAE Technical Memorandum Space, 1973.
12. Walker JG, Continuous whole-Earth coverage by circular-orbit satellite patterns, Technical Report 77044 (1977).
13. Howard DC, Orbital Mechanics for Engineering Students (Butterworth-Heinemann, British, 2021).

Author Information

서 성 원 laplaseo9007@gmail.com



한국기술교육대학교 기계공학과에서 학사학위를 취득한 후, 과학기술연합대학원대학교에서 석사학위 과정 중에 있다. 2023년 한국항공우주연구원에서 군집위성 및 자세제어 관련 연구를 수행하고 있다.

최 수 진 jin5864@koreatech.ac.kr



서울대학교 항공우주공학과에서 2007년 석사학위를 취득한 후, 한국항공우주연구원에서 다목적실용위성 운영 및 관제시스템 개발, 다누리 기획연구 및 임무설계 수행, 소형발사체 임무확장 연구 수행 중 2022년 한국과학기술원 항공우주공학과에서 박사학위를 취득하고, 2024년부터 한국기술교육대학교에서 우주모빌리티의 임무설계 및 유도항법제어 연구를 수행하고 있다.

연구논문

군 우주통제무기체계 개발 동향 및 발전 방향 제언

윤대겸¹, 송석민²⁺, 성기평², 유성열², 김어진², 최만수³

¹ 대한민국 육군

² 한국천문연구원

³ 우주항공청



Received: April 8, 2025

Revised: April 26, 2025

Accepted: April 29, 2025

†Corresponding author :

Seok-Min Song

Tel : +82-42-869-5843

E-mail: smsong@kasi.re.kr

Copyright © 2025 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Dae kyum Yoon

<https://orcid.org/0009-0005-0103-6026>

Seok-Min Song

<https://orcid.org/0000-0002-6451-4161>

Ki-Pyung Sung

<https://orcid.org/0000-0003-2639-4127>

Sung-Yeol Yu

<https://orcid.org/0000-0002-9571-1985>

Eojin Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4518-8468>

Mansoo Choi

<https://orcid.org/0000-0003-2019-3615>

The Development Trend and Suggestions on Military Counterspace Weapon System Capabilities

Dae-Kyum Yoon¹⁺, Seok-Min Song², Ki-Pyung Sung², Sung-Yeol Yu², Eojin Kim², Mansoo Choi³

¹Republic of Korea Army, Gyeryong 32831, Korea

²Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

³Korea AeroSpace Administration, Sacheon 52535, Korea

요약

우주통제는 자국의 우주 활동 및 우주 자산을 보호하고 적성국의 우주력 사용을 파괴 혹은 무력화 하는 능력으로, 향후 핵심 전략자산으로 국가 안보에 있어 중요한 역할을 할 것으로 기대된다. 따라서 본 연구에서는 군 우주 작전범주 중 우주통제 분야에 내용을 다루고 있다. 우주통제 분야와 개념에 대해 살펴보고 실제 벌어지는 우주통제 사례와 각 국가들의 대우주 무기체계 개발 동향 분석을 통해 우리 군의 우주통제 발전 방향을 모색해 보고자 한다.

Abstract

Counterspace capability known as a part of the military operations involves both offensive and defensive operations within space. It plays an essential role in keeping activities and assets safe in space while also becoming an increasingly important part of national security and military strategies. The aim of this paper is to explore the definition and overall concept of counterspace capability and seek ways for our military to improve its counterspace capability by analyzing empirical examples and weapon systems developed by major nations for use in space.

핵심어: 우주전, 우주통제, 우주안보, 우주위협, 우주 무기체계

Keywords: space warfare, counterspace capabilities, space security, space threats, space weapon system

1. 서론

국방과학기술의 발전에 따라 전장의 영역은 이제 지상, 해상, 공중을 넘어 우주로까지 확장 되었으며, 각국은 새로운 전장에서의 영향력 확대를 위해 치열한 경쟁을 벌이고 있다. 특히, 군사 작전에서 우주력에 대한 의존도가 지속적으로 증가하고 있으며, 그 중요성은 단순한 지원 요소를 넘어서 절대적인 요소로 자리잡고 있다. 위성항법 시스템을 통한 정확한 위치 제공

은 군사 작전에서 필수적인 요소가 되었으며, 이를 통해 피아식별, 전장 상황 인식, 정밀타격 등 다양한 군사적 요구를 충족시킬 수 있다. 또한, 광학, 적외선, 레이더 정찰위성은 시간과 공간, 기상 제약을 초월하여 적의 동향을 파악하는 중요한 수단으로 활용되고 있다. 통신위성은 기반시설이 없는 지역에서도 제약 없이 대용량 송수신을 가능하게 하여 작전의 융통성을 크게 향상시키고, 효율적인 지휘통제를 지원하는 중요한 역할을 하고 있다[1].

이러한 위성의 안보적 중요성 때문에 각국은 상대방의 위성을 무력화하거나 아군의 위성을 보호하기 위한 다양한 방법을 연구하고 무기체계를 개발하고 있다. 이 과정에서 우주통제는 군사적 우위를 확보하기 위한 핵심적인 영역으로 떠오르고 있으며, 이는 우리 군이 세분화한 군 우주 작전범주 중 중요한 분야로 자리잡고 있다. 우주통제의 능력과 중요성은 앞으로 더욱 커질 것이며, 이에 따른 전략적 접근과 기술 개발이 필수적인 상황이다.

본 연구에서는 우주통제의 개념을 정의하고, 각국의 우주통제 및 대우주 무기체계 개발 동향을 살펴본 후, 우리 군의 우주통제 발전 방향을 모색하고자 한다. 우주통제는 먼 미래의 이야기가 아닌 현재 일어나고 있는 군사작전이며 선택이 아닌 필수적이고 전략적인 분야로 자리잡고 있으며, 이 분야의 발전은 향후 국가 안보와 군사력 강화에 중대한 영향을 미칠 것이다.

2. 우주통제의 개념과 무기체계

2.1 우주통제의 사례

우주통제는 자국의 우주 활동 및 우주 자산을 보호하고 적성국의 우주력 사용을 파괴 혹은 무력화 하는 능력각국은 자국의 안보와 국익을 보호하기 위해 우주에서의 군사활동을 강화하고 있다. 특히, 우주 공간에서 벌어지는 소리 없는 전쟁은 첨단 기술을 활용하여 상대국 위성 방해 및 무력화, 우주자산에 대한 사이버 공격, 위성항법시스템 사용 방해 등으로 나타나고 있다. 이러한 우주자산을 향한 작전은 더욱 빈번해지고 있으며 방법과 수단 또한 더욱 침예화 되고 있다[2].

1996년, 대만의 독립 문제를 둘러싼 중국과 대만 간의 위기에서 중국은 경고 차원으로 대만해협 일대에 미사일을 발사하였다. 그러나 당시 중국 미사일은 미국의 위성항법시스템(global positioning system, GPS)을 활용하고 있었고, GPS 신호 교란으로 인해 목표를 벗어나 엉뚱한 곳에 떨어졌다. 이는 우주에서의 전자전과 위성 방해가 실제 군사 작전에 미치는 영향을 보여주는 대표적인 사례이다.

2018년, 러시아는 Olymp-K 위성을 이용해 프랑스와 이탈리아의 군사 통신 위성인 athena-fidus에 접근하여 전자전으로 도청을 시도한 것으로 프랑스는 주장했으며, 이에 대해 강력히 항의했다[3]. 또한, 2019년에는 중국 해안 근처에서 대규모 GPS 스푸핑 현상이 발생했으며, 이는 중국이 국제사회의 제재를 받고 있는 이란의 유조선 위치를 속이기 위한 전략적 의도가 있었던 것으로 분석된다[4]. 2021년, 러시아는 유럽의 지구관측 위성인 센티널-1 위성 에 전자전 무기를 사용하여 레이더 영상 촬영을 방해하기도 했다(Fig. 1).

2022년우크라이나-러시아 전쟁이 시작되면서, 러시아는 우크라이나 군이 사용하고 있던 미국의 상용 통신 위성 Viasat에 사이버 공격을 감행하여 대규모로 통신을 마비시켰고, 이후 GPS 재밍을 통해 서방의 첨단 무기 시스템을 무력화시키는 등 우주자산 공격을 통한 지상에서의 작전에 영향을 미치고 있다. 또한, 중국은 서방의 위성 감시를 방해하는 대위성 전자전

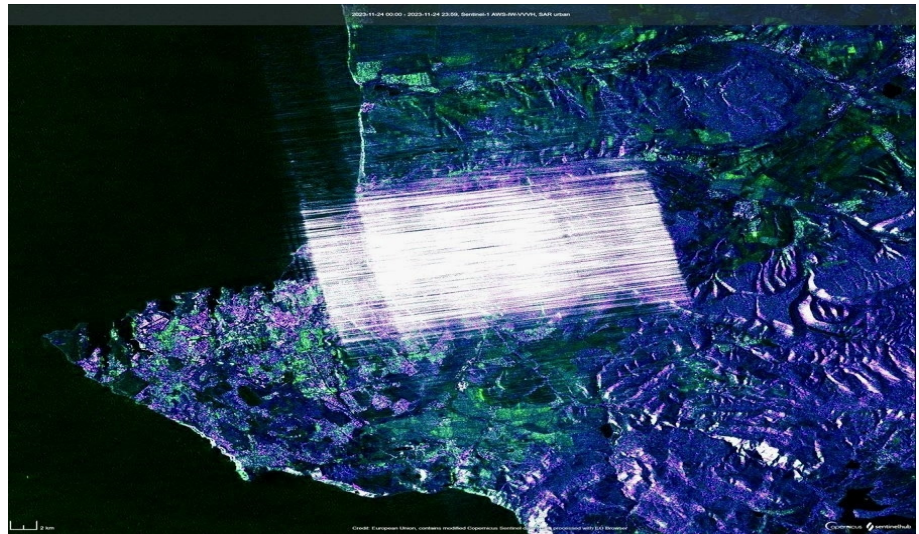


Fig. 1. Jamming interference image captured by the Sentinel-1 satellite over the Crimean Peninsula [5].

시스템과 레이저 시스템을 설치하여 상대국의 위성 정찰 활동을 방해하는 작전을 실제 하고 있는 것으로 추정된다[6].

이처럼 각국은 자국의 안보와 국익을 위해 상대국의 우주 자산을 무력화하고 이를 이용하기 위해 우주에서의 소리 없는 전쟁을 펼치고 있다. 우주에서의 갈등은 앞으로 더욱 심화될 것으로 예상되며, 우주통제는 전시와 평시 상관 없이 지금도 계속되고 있다.

2.2 우주통제 무기체계

우주통제는 우주영역에서 활동의 자유를 확보하기 위한 능력으로, 이는 자국의 우주자산을 보호하고 적의 우주자산에 대한 활동을 방해하며, 우주자산에 대한 전자기 및 사이버 방호와 대응의 역할을 한다. 우주통제의 목적은 단순히 우주에서의 작전 활동을 보장하는 것에 그치지 않고, 국가 안보와 군사 전략에서 점점 더 중요한 영역으로 자리잡고 있다. 이러한 우주통제의 범위는 크게 공세적 우주통제와 방어적 우주통제로 나눌 수 있다[1].

공세적 우주통제는 적의 우주자산을 목표로 하는 활동으로, 기만, 방해, 거부, 약화, 그리고 파괴 등의 방법을 포함한다. 이는 적의 우주 자산을 무력화하고 상대방의 우주 활동을 제한하는 데 중점을 둔다. 반면, 방어적 통제는 적의 공격과 방해로부터 우리의 우주자산을 보호하는 활동을 의미한다. 이는 우주자산의 안전을 확보하고, 적의 위협에 효과적으로 대응하는 방법을 포함한다. 그러나, 중요한 점은 우주무기체계가 공세적 통제와 방어적 통제 모두에서 사용될 수 있다는 것이다. 즉, 적의 위성을 무력화하기 위해 개발된 우주무기체계는 우리 위성에 접근하는 적 위성 및 우주물체를 제거하는 방어적 목적에도 활용될 수 있다는 점에서 이들의 이중적인 특성을 고려해야 한다.

공세적 통제 우주무기체계의 경우 그 방법에 따라 운동성 무기, 비운동성 무기, 전자전 무기, 그리고 사이버무기로 나눌 수 있다. 운동성 무기(kinetic weapons)는 물리적인 방법을 통해 우주자산을 타격하는 무기체계로 직접적인 타격을 통한 우주자산을 파괴한다. 비운동성

무기(non-kinetic weapons)는 레이저, 핵폭발, 전파와 같은 비물리적인 방법으로 적의 위성이나 우주물체 직접적인 타격 없이 공격하는 수단이다. 전자전 무기는 적 위성의 재밍과 스푸핑 방식으로 전파 방해를 통한 정상적인 우주활동을 방해하고, 사이버무기는 적의 우주 시스템에 대한 사이버 공격을 통해 기능을 마비시킨다[7]. Fig. 2에서는 전략국제문제연구소(Center of Strategic and International Studies, CSIS)에서 분류한 공세적 우주무기체계를 구분하는데, 각 우주무기체계별로 특성과 장단점을 알아보고 이를 비교 분석하여 발전 방향을 제시하고자 한다.

2.3 운동성 무기(Kinetic Weapons)

운동성 무기는 하드 킬(Hard-Kill)이라고도 하며, 이는 물리적 충돌을 통해 공격하는 무기체계를 의미한다. 운동성 무기에는 지상에 위치한 우주 기반 시설을 직접 타격하거나, 미사일을 통한 위성 직접 타격 무기(direct-ascent anti-satellite weapons), 그리고 동일 궤도에서 위성을 위치시켜 공격하는 동일궤도 위성 공격 무기(orbital anti-satellite weapons) 등이 있다[7].

미사일을 활용한 위성공격무기(anti-satellite weapons, ASAT)는 과거부터 개발된 대표적인 위성 파괴 수단으로, 미사일을 발사하여 위성을 직접 타격함으로써 적국의 위성을 파괴하는 방식이다. 이 방식은 1984년 미국이 전투기에서 ASM-135 미사일을 발사하여 자국의 위성을 파괴하는 실험을 진행하면서 처음으로 주목을 받았다. 이후 러시아, 중국, 인도 등도 차례로 이를 성공시켰고, 이들 국가는 저궤도 위성을 파괴할 수 있는 능력을 확보 하였으며, Fig. 3에서 그 형상을 볼 수 있다. 그러나 미사일을 활용한 ASAT 실험은 우주파편을 대량 발생시키는 문제를 안고 있으며, 이는 국제 사회에 비판을 받을 뿐만 아니라 우주파편은 아츠 위성에도 영향을 미칠 수 있다. 또한, 미사일로 위성을 요격하는 데 드는 경제적 비용이 매우 크고,

	운동성 무기			비운동성 무기		전자전 무기		사이버 공격
	지상우주 시설 타격	위성직접 타격 무기	동일궤도 위성 공격 무기	핵 전자기파 공격	지향성 에너지 공격	재밍	스푸핑	-
발사지점 - 목표지점	지상 - 지상	지상 - 우주	우주 - 우주	지상 - 지상 지상 - 우주, 우주 - 우주	지상 - 지상 지상 - 우주, 우주 - 우주	지상 - 지상 지상 - 우주, 우주 - 우주	지상 - 지상 지상 - 우주, 우주 - 우주	-
타격효과 지속성	영구적	영구적	영구적	영구적	공격방식에 따라 달라짐	비영구적	비영구적	공격방식에 따라 달라짐
공격효과 범위	광범위한, 시설이 다수의 위성을 지원할 경우	광범위한, 위성 파편물 다량 발생할 경우	제한될부터 광범위한, 공격방식에 따라 달라짐	광범위한	제한될부터 지역적인, 공격방식에 따라 달라짐	제한될부터 지역적인, 공격방식에 따라 달라짐	제한될부터 지역적인, 공격방식에 따라 달라짐	제한될부터 광범위한, 공격방식에 따라 달라짐
공격주체 식별 가능성	식별 가능, 공격방식에 따라 달라짐	발사지점 식별 가능	이전 위성궤도 추적을 통한 식별 가능	지상의 발사지점 식별 가능	제한됨	공격방식에 따라 달라짐	공격방식에 따라 달라짐	제한됨 혹은 불확실함
공격을 위한 우주발사체 필요성	불필요함	필요함	필요함	불필요함	불필요함	불필요함	불필요함	불필요함
공격을 위한 우주감시 필요성	불필요함	필요함	필요함	불필요함	필요함	불필요함	불필요함	불필요함

Fig. 2. Counterspace weapon systems categorized by the Center for Strategic and International Studies (CSIS) [7].



Fig. 3. The Nudol anti-satellite missile developed by Russia [8].

위성 수가 기하급수적으로 증가하는 상황에서는 물리적으로 모든 위성을 요격하는 데 한계가 있다.

동일궤도 위성 공격 무기(orbital ASAT)는 궤도 인근에 위성을 위치시켜 충돌을 통해 적국의 위성을 파괴하는 방법이다. 최근에는 동일궤도 위성 공격 무기의 방식으로 위성에 로봇 팔을 탑재하거나(Fig. 4), 상대국의 위성 근처로 이동하여 그물을 쏘는 방식 등 다양한 형태로 개발되고 있다[8]. 나아가 상대국 위성 근처로 아군의 위성을 접근시켜 전자전 공격, 레이저 발사 등을 시도하는 등 형태로도 개발되고 있다.

2.4 비운동성 무기(Non-Kinetic Weapons)

비운동성 무기는 소프트 킬(soft-kill)이라고 불리며, 충돌 없이 비물리적인 방식으로 적의

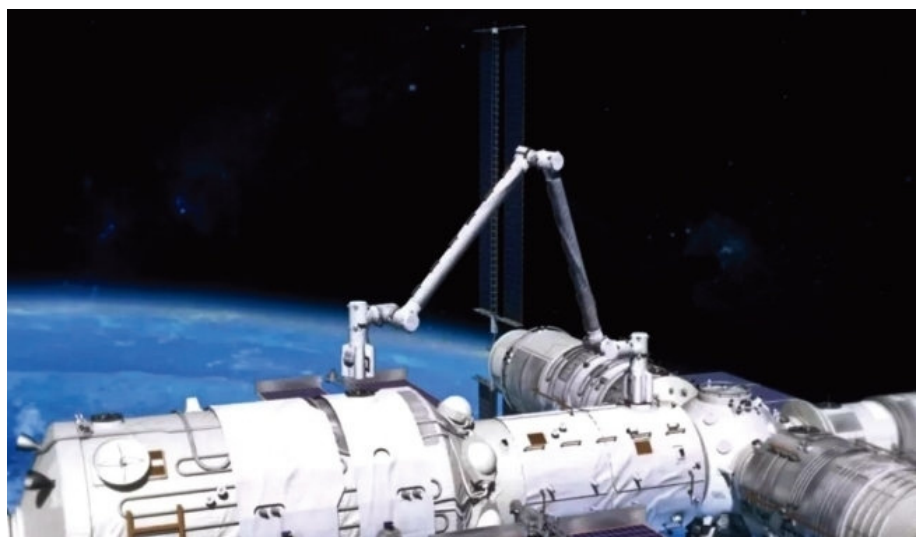


Fig. 4. The 10-meter robotic arm installed on Tianhe (天和), the core module of the Chinese space station [8].

우주 자산을 공격하는 무기 체계로 정의된다. 이러한 무기는 주로 핵 전자기파(nuclear detonations)와 지향성 에너지(directed energy)를 활용하여 위성을 무력화하거나 파괴하는 방식으로 운영된다[9].

핵 전자기파(nuclear detonations) 공격은 우주에서 핵폭발을 일으킨 후 발생하는 에너지와 전자기 펄스(electromagnetic pulse, EMP)를 이용하여 위성을 파괴하는 방식이다. 핵폭발로 인한 EMP는 우주에 위치한 모든 위성에 영향을 미칠 수 있으며, 이는 우주 통제에서 매우 강력한 공격 수단으로 간주된다[10]. 특히, EMP의 영향은 피아를 넘어서 우주에 있는 모든 위성의 기능을 마비시키는 특성이 있어, 공격의 범위가 매우 광범위하다. 그러나 최근 군집위성의 등장으로 위성의 수가 급증하면서, 개별적으로 위성을 타격하는 것에는 물리적 한계가 있어 그에 대한 대안으로 핵 전자기파 공격을 활용하여 짧은 시간 내에 다수의 위성을 동시에 무력화할 수 있다는 점에서 전략적인 파급력을 지닌다[11].

지향성 에너지(directed energy)는 레이저, 전파 등의 에너지를 사용하여 위성에 직접적으로 타격을 가하거나 방해하는 방식이다. 이 방식의 주요 장점은 정밀한 타격이 가능하며, 주변 환경에 미치는 영향을 최소화할 수 있다는 점이다. 지향성 에너지는 빠르게 이동하는 위성에 대해서도 효과적으로 추적하고, 파괴하거나 방해할 수 있는 능력을 제공한다. 또한, 고출력 레이저의 세기를 조절하여 위성의 감시 기능을 방해하거나 마비시키는 것이 가능하다. 고출력 레이저의 세기에 따라 위성에 탑재된 영상센서를 포화(saturation)시켜 일시적으로 위성의 감시 기능을 방해하는 대즐링(dazzling)과 영상센서를 망가뜨려 위성의 감시 기능을 마비시키는 블라인딩(blinding)을 통해 위성의 감시 기능을 무력화하는 등의 다양한 전술적 활용이 가능하다[7]. 레이저를 활용한 무기체계는 지상, 해상, 공중, 우주 등 다양한 위치에서 발사가 가능하며, 유연성을 지닌 우주 무기체계로 인식되고 있다. 이러한 무기는 공격 주체가 명확히 드러나지 않는 특성이 있기 때문에 위성 궤도 공격 등의 다양한 전술적 개발이 진행되고 있으며, Fig. 5에서 실제 운용 중인 지향성 에너지 무기를 볼 수 있다. 그러나 레이저는 대기와 날씨 조건에 따라 영향을 받을 수 있다는 한계점이 존재한다. 이로 인해 레이저 기반 공격은 기후 및 대기 상태에 따라 사용이 제한되는 단점도 안고 있다.



Fig. 5. A space-directed energy laser system operated by the U.S. Space Force at the Starfire Optical Range [12].

2.5 전자전 무기(Electronic Weapons)

우주통제의 전자전 무기에는 재밍(jamming)과 스푸핑(spoofing)이 대표적인 방식으로 사용된다. 두 방식 모두 우주 및 지상 통신 시스템을 방해하거나 교란하여 목표 시스템의 성능을 저하시킬 수 있는 전파교란 기술이다[9].

재밍은 지상과 우주 간의 주파수 대역에 강한 신호를 방해하여 수신기의 정상적인 작동을 방해하는 기법이다. 이 방식은 위성으로부터 지상 수신기로 전달되는 신호에 강한 주파수를 발사함으로써, 원래 수신해야 하는 신호를 무효화하거나 왜곡시킨다. 즉, 재밍은 위성 통신을 방해하여 정보의 정확한 수신을 불가능하게 만든다. 주로 GPS 및 통신 시스템에 대한 교란으로 활용되며, 군사 작전에서 적의 위치 추적 및 통신을 방해하는 데 사용될 수 있다.

스푸핑은 속임수를 이용하는 방식으로, 수신기가 잘못된 정보를 수신하도록 유도하는 간접 기법이다. 이 방식은 위성으로부터 나오는 원래의 신호를 가로채고, 이를 조작하여 다른 신호를 수신기에 송출하는 방식으로 작동한다. 스푸핑은 재밍보다 더욱 위협적일 수 있으며, 군사 작전에서 중요한 역할을 한다. 예를 들어, 전투기 조종사나 지상의 무기체계가 실제 위치와 다른 잘못된 정보를 인식하게 되어, 잘못된 위치에 대한 의사결정을 초래할 수 있다. 또한, 스푸핑은 미사일의 위치를 교란시켜 적의 목표지점을 잘못 인식하게 하여, 미사일이 의도하지 않은 곳에 떨어지도록 만드는 등의 교란 효과를 낼 수 있다[13].

위성의 전자전 무기인 재밍과 스푸핑은 군사적 측면에서뿐만 아니라 민간 분야에도 큰 영향을 미칠 수 있다. 따라서, 재밍과 스푸핑을 포함한 전파교란에 대응할 수 있는 항재밍 기술(anti-jamming technology)의 개발은 급선무로 여겨지고 있다. 또한 재밍과 스푸핑에 사용되는 적 우주자산을 무력화 할 수 있는 통제 수단도 갖추어야 한다. 미우주군에서는 이미 위성 전자전 무기를 운용 중에 있으며 Fig. 6에서 그 형상을 확인할 수 있다.

2.6 사이버 무기

우주통제의 사이버 무기는 우주 시설, 위성 등 우주 장비에 대한 직접적인 사이버 공격 또



Fig. 6. The Meadowslands system: a satellite-based electronic warfare capability employed by the U.S. Space Force [10].

는 해킹을 의미한다. 초기에는 주로 지상에 위치한 우주 관련 시설이나 연구소, 그리고 개인을 대상으로 한 해킹이 이루어졌으나, 최근에는 우주와 지상을 연결하는 통신 시스템을 목표로 하는 사이버 공격이 활발히 진행되고 있다. 이러한 발전은 우주와 지구 간의 중요한 데이터 전송망을 교란하거나 형태의 위협으로 나타나고 있다. 이는 군사적 측면뿐만 아니라 민간적 측면에서 모두 심각한 영향을 미칠 수 있다[14].

3. 우주통제 무기체계 기술개발 동향

앞서 우주에서의 대립과 우주자산에 대한 의존도가 증가할수록 각국은 미래 우주전에 대비하여 다양한 대우주 무기체계를 개발하여 운용하고 있다. 위성은 상대적으로 작은 공격에도 취약하며, 이러한 우주 자산의 파괴는 경제적 손실을 초래하여 국가 안보에 미치는 영향력이 막대하다. 1963년 체결된 유엔의 '우주법선언'은 우주 활동이 평화적 목적을 위해 수행되어야 한다고 명시하고 있으나, 최근 강대국들을 중심으로 우주의 군사적 개발이 활발히 이루어지고 있으며, 우주를 중심으로 한 군비 확장은 빠른 속도로 진행되고 있다[15]. 또한, 기존에는 민간단체나 연구기관을 중심으로 이루어졌던 우주와 관련한 연구개발과 정책 추진이 최근에는 군을 중심으로 진행되고 있어, 우주 정책의 방향성에도 변화가 나타나고 있다. 각 국가들이 추진하고 있는 우주무기체계 정책 추진 및 우주 전투능력 평가(Fig. 7) 분석을 통한 우리 군의 발전 방향을 모색해 보고자 한다.

3.1 미국

미국은 중국과 러시아의 우주 능력에 개발 대한 위기감을 느끼고, 이에 대응하기 위해 국방



Fig. 7. Comparative assessment of national space military capabilities [10].

부 주도로 'New Star Wars Plan'이라는 계획을 발표하며 우주통제 분야의 무기체계에 대한 대규모 투자와 개발을 추진하고 있다. 이 계획은 비밀리에 진행되고 있으며, 기존의 항법위성, 정찰위성, 통신위성에 대한 투자에서 벗어나, 지상 또는 우주 기반의 우주 자산을 보호하고 공격하는 무기 체계를 개발하는 것을 목표로 한다. 또한, 필요시 적성국의 위성을 파괴하는 무기체계 개발도 포함된다고 미 국방부는 밝혔다[16].

특히, 우크라이나-러시아 전쟁에서 러시아의 위성 전자전 공격으로 자국의 무기가 무력화된 사례는 미국에 큰 위기감을 불러일으켰다. 이에 따라, 중국과 러시아의 우주 위협에 대응하기 위해 미국은 다양한 무기체계를 개발하고 전력화하는 데 주력하고 있다. 미국 우주군은 비운동성 방식의 에너지 지향 무기를 개발 중에 있으며, 국방 예산을 대폭 확대하여 대우주 공격 및 방어 무기 연구와 개발에 투자하고 있다. 또한, 적성국의 공세적 우주 통제 무기에 대비하여, 위성에 대한 전자전 공격을 탐지하고 방어할 수 있는 무기체계인 Bounty Hunter와 같은 시스템의 개발과 전력화도 적극적으로 추진되고 있다[16].

3.2 중국

CSIS가 발표한 2024년 우주위협평가서에 따르면 중국은 모든 분야의 공세적 우주통제의 무기체계를 갖춘 것으로 평가하고 있다[7]. 중국은 인민해방군 주도로 우주통제에 대한 무기체계를 발전시키고 있으며 방산전시회를 통해 대우주 전파 방해 무기가 공개되었으며 실제로 작전 운영중인 대우주무기체계도 확인되고 있다[17]. 중국인민군의 우주 발전계획에 따르면 2015년까지 자체적인 위성통신, 위성항법 그리고 위성감시 능력을 갖추고 2030년까지 상대국 위성을 무력화 할 수 있는 우주무기체계를 갖추며 2030년 이후에는 우주에서 지상을 타격 할 수 있는 무기체계를 갖추는 것으로 우주발전계획을 구체화 하고 있다. 미우주군에 따르면 미국 위성이 중국으로부터 다양한 수단으로부터 공격받고 있다고 밝혔으며, 실제로 미국의 CSIS는 중국 신장 주변에 위성을 향해 레이저를 발사하는 의심되는 장소를 공개하였다(Fig. 8). 또한 중국은 2024년 DSA(Defense Services Asia) 전시회에서 SAR 위성의 영상촬영을



Fig. 8. The Korla site in China, reportedly associated with the operation of directed-energy ASAT weapon system [7]. ASAT, anti-satellite weapon.

방해하는 재밍 시스템을 공개하였다. 재밍 시스템은 X-밴드에서 SAR 신호 방출을 지속적으로 모니터링하여 SAR 방출을 탐지하는 전자지원(electric support, ES)과 1 GHz 대역폭으로 SAR시스템을 교란하는 전자공격(electric attack, EA)으로 구성되어 있다. 이는 100 km²의 육상 커버리지를 제공하며 이는 고정형 및 이동형으로 사용 가능하다[17].

3.3 러시아

2024년 2월 24일 UN에서 우주 핵무기 배치 금지하는 내용을 포함한 안정보장 이사회 결의안에 러시아는 거부권을 행사하였다. 이후 미국은 러시아의 우주 핵무기 배치 개발을 기정사실화하고 이를 저지하기 위해 노력하고 있다. 러시아는 또한 최근까지 위성에 직접 미사일을 요격하여 파괴하는 대위성요격미사일을 실험 발사하였으며 지상과 공중에서 발사할 수 있는 대위성요격미사일 지속 개발하고 있는 것으로 확인되고 있다. 또한 대우주레이저 무기체계 개발에도 적극 나서고 있다. 푸틴 대통령은 2018년 6개의 전략무기를 공개하였는데 이중 하나가 Fig. 9에서 확인할 수 있는 대우주위성레이저 무기체계인 Peresvet이다. Peresvet는 러시아군에 실전 배치되어 있으며, 1,500 km 떨어진 위성을 요격 할 수 있는 것으로 확인된다[18]. 또한 2020년 11월 25일 러시아는 코스모스 2542를 우주로 발사하였고 동체에서 코스모스 2543을 방출하였다. 이후 코스모스 2542는 미국이 운영 중인 USA245 위성에 접근하여 동일궤도로 이동 중인 것으로 확인하였다. 코스모스 2542의 정확한 역할은 알 수 없지만 USA245가 미국의 첩보 위성인 것을 고려할 때 코스모스 2542는 미국의 위성을 감시하는 역할을 하는 것으로 추정되고 있다[19].

4. 군 우주통제 발전 방향 제언

국가 안보와 군사 작전에서 우주 자산의 역할은 점차 확대되고 있으며, 이에 따른 우주공간에서의 분쟁 양상도 점차 다양하고 빈번해지고 있다. 각국은 이를 대비하기 위해 다양한 우주



Fig. 9. Russia's Peresvet system, a publicly disclosed directed-energy ASAT weapon system [18]. ASAT, anti-satellite weapon.

무기체계를 개발하고 있다. 위성은 사소한 공격에도 매우 취약하며, 위성의 파괴나 일시적인 사용 제한은 군사작전뿐만 아니라 국가 안보에 미치는 영향이 매우 크다. 무기체계는 핵심 기술 개발에 5-10년, 체계 개발에는 약 10년의 시간이 소요된다는 점을 고려할 때, 지금부터 미래 우주전을 대비해 우주무기체계를 개발하고 핵심 기술을 확보해야 한다[20].

4.1 군 주도의 우주통제 개념 발전 및 무기체계 개발 필요

우리 군은 우주작전과 관련하여 4대 범주를 설정하고 작전 개념과 무기체계를 발전시키고 있으며, 이에 육군은 7대 우주능력을 구비하고자 노력하고 있다. 우리 군의 우주작전 4대 범주는 우주정보지원, 우주전력투사, 우주영역인식 그리고 우주통제이며, 이를 세분화하여 육군이 구비하고자하는 우주작전 7대 능력은 위성통신, 위성정찰, 위성항법, 위성운용, 우주전력투사, 우주통제, 우주영역인식이다[21]. 이들 4대 범주 중 우주정보지원, 우주전력투사, 우주영역인식은 민간에서 활발히 개발 및 투자되고 있으며 뉴스페이스 시대를 맞아 민간 주도로 체계 개발 및 기술이 확보되고 있다. 누리호 발사로 발사체 개발과 위성 기술은 많은 진전과 기술력을 확보하였으며 이는 군 우주전력투사와 우주정보 지원 발전에 많은 기여를 하였다. 하지만 사업성이 낮은 우주통제 분야는 민간에서 관심이 적을 뿐만 아니라 투자와 연구 또한 저조한 상태이다.

또한, 각 군의 우주발전계획을 살펴보면, 우주정보인식, 우주정보지원, 우주전력투사 관련 기술 확보에 집중되어 있으며, 우주통제 관련 무기체계 확보 계획은 부족하다. 하지만 앞서 언급한 바와 같이 우주통제 능력 확보는 국가 안보와 군에 있어 매우 중요한 사항이다[22]. 미우주군 이를 해결하기 위해 우주 개발을 주도하는 영역을 세분화하고, 이에 맞춰 발전 계획을 구체화하고 있다. 주도 영역은 정부 주도 영역, 하이브리드 영역, 민간 영역으로 나뉘며, 발사체는 민간 주도로 개발하고 통신, 우주영역 인식, 위성 감시와 정찰은 정부와 민간이 함께 하이브리드 영역으로 개발하며 안보는 정부 주도로 개발을 추진하고 있다[23]. 우리도 미국과 마찬가지로, 개발 분야를 세분화하고 우주무기체계와 안보분야 개발은 군이 주도적으로 나서야 하며, 핵심 기술 확보와 적극적인 투자가 필요하다.

4.2 우주감시체계 능력 확보 필요

우주통제 무기체계를 투사하기 위해서는 우선 우주 감시 능력을 확보해야 한다. 지상에서의 타격은 결심, 탐지, 타격, 평가의 절차를 거치듯, 우주에서의 타격을 위해서는 정확한 탐지 능력이 필수적이다. 그러나 우주에서의 탐지는 여러 어려움이 따른다. 위성은 지구로부터 200 km에서 36,000 km에 이르는 다양한 고도에서 활동하며, 초속 약 3-7.9 km 이상의 속도로 매우 빠르게 이동한다. 이러한 위성을 정확하게 탐지하여 타격하기 위해서는 넓은 범위의 탐지 능력과 고도의 정밀도가 요구된다.

우주 감시 능력은 Fig. 10에서 보이는 바와 같이 광학, 레이더, 레이저를 통합하여 상호 보완적인 형태로 개발되어야 한다. 레이더는 넓은 범위의 탐지가 가능하지만 정밀도가 낮고, 광학은 고해상도로 넓은 감시가 가능하지만 기상 영향으로 받으며 정밀추적이 제한된다. 레이저는 탐지 범위가 매우 협소하기 때문에 기 탐지된 위성만을 더 높은 정밀도로 추적할 수 있다[24]. 또한, 정확한 궤도를 추정하기 위해서는 한 번의 탐지와 추적만으로는 충분하지 않

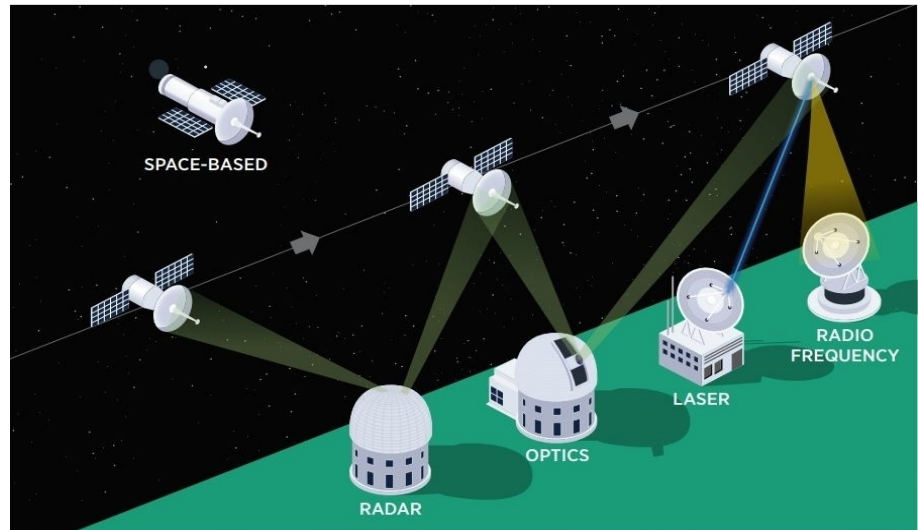


Fig. 10. Conceptual diagram of space situational awareness (SSA) [10].

으며, 최대한 여러 장소에서 다양한 우주감시자산을 통해 여러 번 탐지 및 추적하는 것이 궤도의 정밀도를 높일 수 있다. 이에 따라, 우리의 광학, 레이더, 레이저가 통합된 우주 감시 자산을 확보하고 동맹국들과의 감시 체계를 협력할 수 있는 시스템을 구축하는 것이 중요하다. 또한 차후에는 우주에서 우주 자산을 감시할 수 있는 위성을 확보하는 것도 매우 중요한 요소이다.

4.3 레이저를 활용한 우주통제체계 개발 방향

다양한 우주통제 수단이 존재하지만, 현 시점에서 우리 군의 안보 환경과 기술 여건을 고려할 때 가장 현실적인 대안은 레이저 체계를 활용한 우주통제 방안이라 할 수 있다. 레이저는 기존의 미사일 기반 ASAT보다 비용 효율성과 운영상의 유연성 면에서 큰 강점을 가진다. 예를 들어, 미사일 기반 ASAT 시스템은 1발당 수천억 원의 비용이 소요되는 반면, 레이저 기반 시스템은 상대적으로 적은 비용(수십만 원 수준)으로도 특정 효과를 구현할 수 있다. 레이저 무기는 출력 조절을 통해 다양한 요망 효과를 선택적으로 달성할 수 있다. 예를 들어, 적 위성을 완전히 파괴하지 않고도 출력 강도를 조절하여 일시적인 센서 교란(dazzling)이나 정찰 기능 마비(blinding) 등의 비파괴적 효과를 줄 수 있으며, 이는 군사적 충돌이나 외교적 갈등을 최소화하는 차원에서도 유리하다. 또한 레이저를 활용한 우주공격은 주체 식별이 어렵고, 피공격 측이 이를 인지하기 어려워 은밀한 작전 수행이 가능하다. 또한 기존의 미사일 기반 ASAT이나 물리적 충돌을 유도하는 동일궤도 요격과는 달리, 우주잔해물 발생 없이 목적을 달성할 수 있다는 점에서도 큰 이점을 가진다. 그러나 레이저 무기 개발에는 다음과 같은 기술적 제약도 존재한다. 첫째, 대기 왜란에 의한 레이저 성능 저하, 둘째, 고출력 레이저 생성 기술, 셋째, 레이저 냉각 기술 확보 등이 그것이다. 특히 대기가 불안정하고 구름이 많은 한반도의 기후 특성은 레이저 무기의 항시 운용을 어렵게 만들 수 있는 요인으로 작용할 수 있다. 이러한 제약을 극복하기 위해서는 고정형뿐만 아니라 이동형, 지상, 해상, 공중 등 다양한 플랫폼 형태의 발사 시스템 개발이 필요하다. 나아가, 대기 왜곡을 실시간으로 감지하고 보정하는 ‘적응형 고출력 레이저 시스템’ 개발을 통해 대기 영향을 최소화하는 기술적 기반을 확보

해야 한다. 또한, 고체 레이저, 화학 레이저, 광섬유 레이저 등 다양한 형태의 레이저 무기 기술을 병행 개발함으로써 각 체계의 장단점을 상호 보완하고, 고출력화 및 안정적 운용 기술 확보를 위해 지속적인 연구개발이 요구된다.

5. 결론

향후 우리 군은 더 많은 위성을 발사·운용할 예정이며, 지상·해상·공중의 첨단 무기체계 운용 및 작전 수행에 있어 위성의 의존도는 점점 높아질 것으로 예상된다. 뿐만 아니라 민간 분야에서도 위성 발사가 활발히 이루어지고 있으며, 한국형 위성항법시스템(Korean Positioning System, KPS)과 같은 위성은 국가 핵심 인프라 운용에 있어 필수적인 요소로 자리잡고 있다. 원활한 무기체계 운용과 안정적인 작전 수행을 위해서는 우주 환경에서의 위협 요소 특히 우주잔해물(space debris)과 적성국 위성으로부터 우리 우주 자산을 보호하고, 필요 시 위협이 되는 위성을 효과적으로 제어할 수 있는 우주통제 수단 확보가 필수적이다. 우주통제의 능력과 중요성은 앞으로 더욱 커질 것이며, 이에 따른 전략적 접근과 기술 개발이 필수적인 상황이다.

특히 우주무기체계는 공격과 방어의 경계가 모호하고, 이중용도로 활용 가능한 성격을 가진다. 또한, 우주에서의 공격은 그 주체를 확신하기 어려운 ‘회색지대’ 도발로 이어질 가능성이 높다. 최근 우크라이나-러시아 전쟁에서 북극 협력이 강화되고 있으며, 우주 공간은 이러한 ‘회색지대’ 협력의 주요 수단으로 활용될 가능성이 크다. 북한은 러시아와 협력하여 우주 기술을 확보하고 있으며 CSIS는 매년 북한의 우주 위협 가능성에 대해 평가하고 있다. 지난 70여년 간 북한은 다양한 영역에서 도발을 계속해 왔으며 앞으로 그 영역은 우주로 확대될 가능성이 크다.

우주전쟁은 더 이상 먼 미래의 가능성이 아니라, 이미 현실 속에서 전개되고 있는 군사 작전의 일부로 자리 잡고 있다. 이에 우리는 이러한 위협에 대비하여, 군 주도의 우주통제 역량과 우주무기체계 개발에 대한 적극적인 투자, 그리고 핵심 기술의 선제적 확보를 통해 우리의 우주 자산을 보호하고, 필요 시 국익과 안보를 침해하는 적성국 위성에 대한 무력화 능력을 갖추어야 한다. 전장 영역의 확장은 각 국가에 새로운 위기이자 기회를 제공해왔다. 17세기 해양을 선점했던 영국, 그리고 냉전 시기 공중우세를 확보했던 미국은 각각의 시대에서 패권 국가로 부상한 대표적 사례이다. 이제 우주는 새로운 전략적 전장으로 부상하고 있으며, 주요 국가들은 이를 선점하기 위한 치열한 경쟁을 벌이고 있다. 국익과 안보를 지키기 위한 자율적 방위 역량 확보는 선택이 아닌 필수이다. 우주 영역에서의 통제 능력 확보는 국제 안보 환경 속에서 우리의 전략적 자율성과 생존력을 담보하는 핵심 수단이 될 것이다.

감사의 글

본 연구는 한국천문연구원 주요 사업 “우주물체 관측인프라 통합운영” 사업의 지원을 받았으며, 이에 감사드립니다.

References

1. Um J, Understanding and Analyzing Space Security (PARKYOUNG, Seoul, Korea, 2024).

2. Yang J, Nam J, Satellite Attack Weapon as Core Strategic Assets in Military Space Power (Korea Institute for Defense Analyses, Seoul, Korea, 2024).
3. Todd D, Russian Luch (Olymp-K) Satellite May Have Electronically Spied on ATHENA-FIDUS Mission Says France (Seradata, Cornwall, UK, 2018).
4. Xiaojun KZ, BACKGROUND: GNSS Spoofing in China and Beyond (RiskIntelligence, Hellerup, Denmark, 2021).
5. Burlaka O, Strange electromagnetic interference was detected over Crimea, Universe Space Tech (2023) [Internet], viewed 2025 Jan 11, available from: <https://universemagazine.com/en/strange-electromagnetic-interference-was-detected-over-crimea>
6. Honrada G, China's Korla Site Laser-Focuser on US Spy Satellites (Asia Times, Hong Kong, 2023).
7. Swope C, Bingen KA, Young M, Chang M, Songer S, et al., Space Threat Assessment 2024 (CSIS, Washington, DC, 2024).
8. Lee S, China's 'robot arm' satellite, and North Korea's jamming attacks... Protect the Korean peninsula and space [deep&wide], The Hankook Ilbo (2024) [Internet], viewed 2025 Jan 23, available from: <https://v.daum.net/v/20240219043233719>
9. US Defense Intelligence Agency, 2022 Challenges to Security in Space (Defense Intelligence Agency, Washington, DC, 2022).
10. Hong JK, Nuclear Attacks in Space Could Disable Large Numbers of Satellites: A Step Closer to the 'Star Wars Era' (The Chosun Daily, Seoul, Korea, 2025).
11. Kim B, Oh IS, The Potential Deployment of Nuclear Weapons in Space and Its Implications for Space Security (Institute for National Security Strategy, Seoul, Korea, 2024).
12. Space Domain Awareness, Starfire Optical Range (AFRL, Wright-Patterson, OH, 2021).
13. Above Us Only Stars, Exposing GPS Spoofing in Russia and Syria (C4ADS Innovation for Peace, Washington, DC, 2019).
14. Jang S, Oh IS, Current Status and Futer Prospects of Russia-North Korea Gray-Zone Cooperation in Space and Cyber Domains: Focusing on North Korea's Third Military Reconnaissance Satellite Launch (Institute for National Security Strategy, Seoul, Korea, 2023).
15. Lee S, Threats to Space Assets: Regional Responses and Policy Implications (Institute for National Security Strategy, Seoul, Korea, 2023).
16. Lipton E, New Star Wars Plan: Pentagon Rushes to Counter Threats in Orbit (The New York Times, New York, NY, 2024).
17. Rakend P, DSA 2024: Chinese manufacturer showcases aperture radar jammer, Janes (2024) [Internet], viewed 2025 Mar 1, available from: <https://www.janes.com/osint-insights/defence-news/c4isr/dsa-2024-chinese-manufacturer-showcases-aperture-radar-jammer>
18. Hendrickx B, Peresvet: a Russian mobile laser system to dazzle enemy satellites, The Space Review (2020) [Internet], viewed 2025 Mar 13, available from: <https://www.thespacereview.com/article/3967/1>

19. Erwin S, Raymond calls out Russia for 'threatening behavior' in outer space, Space News (2020) [Internet], viewed 2025 Feb 2, available from: <https://spacenews.com/raymond-calls-out-russia-for-threatening-behavior-in-outer-space/>
20. Choi C, Han M, Lim S, You N, Park J, et al., Study on Core Technologies for Development of Future Weapon Systems for Space Warfare (Korea Institute of S&T Evaluation and Planning, Eumseong, Korea, 2022).
21. Republic of Korea Army (ROKA), Foundational Strategy Document for the Advancement of Republic of Korea Army Space Power (2021–2025) (Republic of Korea Army Headquarters, Gyeryong, Korea, 2021).
22. Republic of Korea Army (ROKA), Understanding Republic of Korea Army Space Power (Republic of Korea Army Headquarters, Gyeryong, Korea, 2022).
23. Hong KS, The United States' Integrated Commercial Space Strategy and Its Implications (Institute for National Security Strategy, Seoul, Korea, 2024).
24. Lee DK, Hong YJ, Cho BL, Kim GS, Space surveillance radar system design direction and application technology for wide-area surveillance of space objects, in The Fall Conference of the Korean Society for Aeronautical and Space Science, Daejeon, Korea, 15–17 Nov 2023.

Author Information

윤 대 겸 yoondk01@naver.com



한국외국어대학교 국제경영학 학사를 취득하였으며, 현재 육군에서 근무중이다. 한국천문연구원에서 육군 우주정책 목적으로 정책연구를 실시하였으며 대우주레이저체계 관련 연구를 진행하였다. 주요 관심분야는 국가 우주정책, 우주안보, 우주통제, 국방우주력 건설, 우주전략 및 작전운영 개념 정립 등 우주분야 전반이다.

유 성 열 syyu@kasi.re.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 우주과학 석사 학위를 취득했다. 2018년부터 한국천문연구원에서 인공위성 레이저 추적 시스템의 광학계 연구를 수행하고 있으며, 현재 거창 인공위성 레이저 관측소와 세종 인공위성 레이저 관측소의 광학계 운영 및 연구업무를 수행하고 있다.

송 석 민 smsong@kasi.re.kr



충남대학교 대학원 우주지질학과에서 2024년 석사 학위를 취득하였다. 2022년부터 한국천문연구원 우주위험감시센터에서 학생연구원으로 참여하여 인공위성 레이저 추적 시스템과 지상-우주 간 레이저 통신에 대한 연구를 수행하였으며, 2025년부터 한국천문연구원에 재직하며 지상-우주 간 레이저를 활용한 국방우주 관련 연구를 수행하고 있다.

김 어 진 ejkim25@kasi.re.kr



충남대학교 천문우주과학과에서 중위도 전리권 연구 및 한반도 상공 전리권 모델링 연구를 통해 박사학위를 취득하였다. 한국항공우주연구원, 한국과학기술원, 한국과학기술기획평가원, 충남대학교에서 연구원으로 재직하였으며 현재 한국천문연구원 연구원으로 지상-우주 간 레이저 활용시 지구의 대기 및 우주 공간 전파에 따른 레이저 특성 연구를 수행하고 있다.

성 기 평 kpsung@kasi.re.kr



충남대학교에서 석사학위 취득 후 2018년부터 한국천문연구원 우주항법측지센터에서 근무하고 있다. 세종 및 거창 인공위성 레이저 시스템 개발 업무를 수행하였으며, 현재에는 우주물체 레이저 추적 시스템, 우주 광통신 및 국방 관련 연구를 수행하고 있다.

최 만 수 cmsoo1268@korea.kr



충남대학교 전자공학과에서 제어 및 항법 전공으로 박사학위를 취득하였으며, 2008년부터 한국천문연구원의 우주위험감시센터에서 우주물체 관측인프라 운영 및 연구를 수행하였고, 현재는 우주항공청 우주위험대응과에서 우주위험과 우주발사체 관련 대응 업무를 수행하고 있다.

연구논문

유전 알고리즘 기반 오프셋 보정 광학 추적 시스템의 PID(Proportional, Integral, Derivative) 이득 최적화

현 철^{1†}, 김동건¹, 김현승¹, 박승욱²

¹엘아이지넥스원 해양연구소

²엘아이지넥스원 광정보융합연구소



Received: March 19, 2025

Revised: April 16, 2025

Accepted: April 20, 2025

†Corresponding author :

Chul Hyun

Tel: +82-31-5178-4293

E-mail: chul.hyun@gmail.com

Copyright © 2025 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Chul Hyun

<https://orcid.org/0009-0006-7300-0740>

Donggeon Kim

<https://orcid.org/0009-0005-2374-1252>

Hyunseung Kim

<https://orcid.org/0000-0003-4021-5914>

Seungwook Park

<https://orcid.org/0009-0009-8817-7284>

Genetic Algorithm-Based Proportional, Integral, Derivative (PID) Gain Optimization in an Offset-Compensated Optical Tracking System

Chul Hyun^{1†}, Donggeon Kim¹, Hyunseung Kim¹, Seungwook Park²

¹Maritime R&D Center, LIG Nex1, Seongnam 13488, Korea

²EO/IR Systems R&D Center, LIG Nex1, Seongnam 13486, Korea

요약

본 논문에서는 유전 알고리즘(genetic algorithm, GA)을 활용하여, 오프셋 보정 기반 광학 추적 시스템에서 PID(proportional, integral, derivative) 제어기의 이득 조합을 자동으로 최적화하고, 기존 수동 설정 방식과의 성능을 비교하였다. 본 시스템은 고해상도 망원경을 이용해 미지의 우주물체를 식별하기 위한 구조로, 초기 궤도결정(initial orbit determination, IOD)을 통해 예측된 궤도를 추종하되, 영상 중심으로부터의 오프셋(offset)을 실시간으로 보정하는 제어 구조를 갖는다. 기존에는 PID 이득 값을 실험적으로 수동 설정하였으나, 본 연구에서는 GA를 적용하여 RMS(root mean square) 오차를 최소화하는 최적 이득 조합을 자동으로 탐색하였다. 제안된 알고리즘은 경량 구조로 자체 구현되었으며, 시뮬레이션 결과를 통해 기존 조합 대비 RMS 오차와 추적 안정성 측면에서의 개선 효과를 정량적으로 확인하였다. 본 연구는 향후 다양한 환경 조건에서도 적용 가능한 자동화된 PID 조정 방법의 기반을 제시한다.

Abstract

This paper presents a genetic algorithm (GA)-based optimization method for tuning proportional, integral, derivative (PID) gains in an offset-compensated optical tracking system. The system is designed for high-resolution optical identification of unknown space objects and employs initial orbit determination (IOD) to estimate the target trajectory. The controller continuously compensates for image-based center offsets in real time. While prior studies used manually tuned PID gains, this work applies GA to automatically search for gain combinations that minimize root mean square (RMS) tracking errors. The GA was implemented in a lightweight custom framework, and simulation results demonstrate improved performance over the manually selected gains in terms of both RMS error and tracking stability. The proposed approach provides a foundation for automated and adaptive PID tuning in future optical tracking scenarios under varying conditions.

핵심어: 유전 알고리즘, PID(proportional, integral, derivative) 제어기, 오프셋 보정, 광학 추적, 우주물체 식별

Keywords: genetic algorithm, proportional, integral, derivative (PID) controller, offset compensation, optical tracking, space object identification

1. 서론

오늘날 우주 공간은 군사적·상업적 목적으로 다양한 우주물체(space objects)들이 궤도상에서 운용되고 있으며, 이에 따라 궤도상 우주물체에 대한 영역 인식(space domain awareness, SDA)의 중요성이 점차 강조되고 있다. SDA는 단순한 위치 파악을 넘어, 탐색(search), 감지(detection), 추적(tracking), 식별(identification), 목록화(cataloging), 지속 감시(monitors)에 이르는 연속적인 정보 획득 및 분석 체계를 포함한다[1].

이러한 체계에서 지상기반 광학 시스템은 시각적 정보를 활용한 고정밀 식별 수단으로 특히 중요한 역할을 하며, 좁은 시야각(narrow field-of-view, FOV)을 갖는 고해상도 망원경은 추적 대상에 대한 세부 식별 영상 확보를 위한 최종 단계에서 사용된다. 실제로 미국의 GEODSS(ground-based electro-optical deep space surveillance) 시스템은 약 20,000마일 거리에서 농구공 크기의 물체까지 추적할 수 있는 고정밀 감시 체계로 미 우주군(Space Force)의 감시 네트워크(space surveillance network)에 핵심적으로 운용되고 있다[2]. 한국의 OWL-Net도 광학 기반 감시 체계로, 다국적 관측소 네트워크를 통해 저궤도 및 정지궤도 물체를 광학적으로 추적하고 있다[3].

본 연구에서 다루는 시스템은 신규 감지되었거나 궤도 정보가 부족한 미지 우주물체를 추적 대상으로 하며, 초기 추적은 각도 기반 IOD(initial orbit determination) 기법을 통해 수행된다. 각도 기반 IOD는 광학 관측으로 얻은 적경(right ascension, RA) 및 적위(declination) 데이터를 이용하여 초기 궤도 정보를 산출하는 방법으로, 거리 측정 없이도 궤도 복원이 가능하다는 점에서 광학 시스템에 효과적으로 적용될 수 있다. 각도 기반 궤도 결정 방법에는 가우스(Gauss), 구딩(Gooding) 등의 다양한 알고리즘이 존재하며, 실제 광학 관측 데이터를 활용한 시뮬레이션에서도 안정적인 초기 궤도 복원이 가능함이 입증되었다[4].

그러나 각도 기반 IOD는 거리 정보 없이 제한된 수의 관측 데이터를 이용해 초기 궤도를 근사 추정하는 방식이기 때문에 관측 오차, 측정 간격, 궤도 역학적 불확실성 등에 따라 수렴 정확도가 제한될 수밖에 없다. 이로 인해 예측된 궤도 정보와 실제 표적 위치 간에는 불가피한 오차가 발생하게 되며, 결과적으로 관측 영상 상에서는 표적이 화면 중심에서 벗어나는 현상이 나타날 수 있다. 이를 보정하기 위해서는 관측된 화면상의 오프셋(offset) 정보를 활용하여 실시간으로 궤도 예측을 수정하는 피드백 제어 구조가 필요하다.

이전 연구에서는 오프셋 보정에 PID(proportional, integral, derivative) 제어를 결합한 구조를 제안하고 시뮬레이션 기반의 성능 개선을 확인한 바 있다[5]. 하지만 PID 제어기의 이득 조합은 시스템의 수렴 특성이나 안정성에 영향을 줄 수 있으며, 조합 설정에 따라 원하는 성능이 달성되지 않거나 경우에 따라 발산할 수도 있기 때문에, 전체 탐색 공간 내에서 적절한 조합을 찾기 위해서는 보다 체계적인 최적화 접근이 요구된다.

본 연구에서는 유전 알고리즘(genetic algorithm, GA)을 활용하여 RMS(root mean square) 오차를 최소화하는 PID 이득의 최적 조합을 자동으로 탐색하고, 이를 기존 연구에서 사용된 수동 조합과 동일한 조건에서 비교함으로써 GA 기반 접근의 효과를 정량적으로 분석하고자

한다. GA는 생물학적 진화 메커니즘을 모방한 전역 최적화 기법으로, 기존 연구에서도 PID 튜닝 문제에 효과적으로 활용된 바 있다[6,7]. 이 논문에서는 시스템에 특화된 경량형 GA 구조를 자체 구현하여 적용하였다.

본 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 전체 시스템 구조 및 오프셋 기반 추적 흐름을 설명하고, 3장에서는 GA 기반 PID 이득 탐색 알고리즘의 구성과 적용 방법을 기술한다. 4장에서는 시뮬레이션 조건 설정부터 성능 비교 및 결과 분석까지 전반적인 검증 과정을 다룬다. 마지막으로 5장에서는 본 연구의 결론 및 향후 연구 가능성을 간단히 논의한다.

2. 시스템 구성 및 오프셋 보정 추적 구조

2.1 시스템 개요

본 연구에서 다루는 시스템은 좁은 시야각(FOV)을 갖는 고해상도 광학 망원경을 이용하여, 관측 시야 내에서 표적을 중심에 안정적으로 유지하며 고해상도 식별 영상을 확보하는 것을 목적으로 한다. 추적 대상은 사전 궤도 정보가 제한적인 미지의 우주 물체이며, 시스템 전체는 두 개의 주요 구성 요소인 탐색 망원경 시스템(search telescope system)과 식별 망원경 시스템(identification telescope system)으로 구성된다.

탐색 망원경 시스템에서는 표적의 최초 탐지 및 추적을 수행하고, 관측된 궤도상 각도 정보를 바탕으로 각도 기반 초기 궤도 결정(IOD)이 수행된다. 이때 생성된 예측 궤도 정보(predicted orbit information)는 식별 망원경 시스템으로 전달되며, 해당 시스템은 이를 기반으로 표적을 추적하며 고해상도 영상을 획득한다.

식별 망원경 시스템에서는 지속적인 영상 촬영을 통해 표적의 중심 위치를 영상에서 추출하고, 화면 중심으로부터의 오차(offset)를 계산한다. 이 오프셋 값은 FOV 평면 좌표계 기준으로 정의되며, 이를 제어 입력으로 활용하여 PID 기반의 보정 제어 루프를 구성한다. 이 제어 루프는 일정 주기로 반복되며, 오프셋 값을 줄이기 위한 보정 명령을 생성하고, 이를 통해 실제 추적 명령에 미세 조정을 가함으로써 영상 중심 유지 성능을 확보한다.

이러한 전체 흐름은 Fig. 1에 개략적으로 나타내었으며, 탐색 시스템과 식별 시스템의 협업 구조와 오프셋 보정 루프를 시각적으로 표현하고 있다.

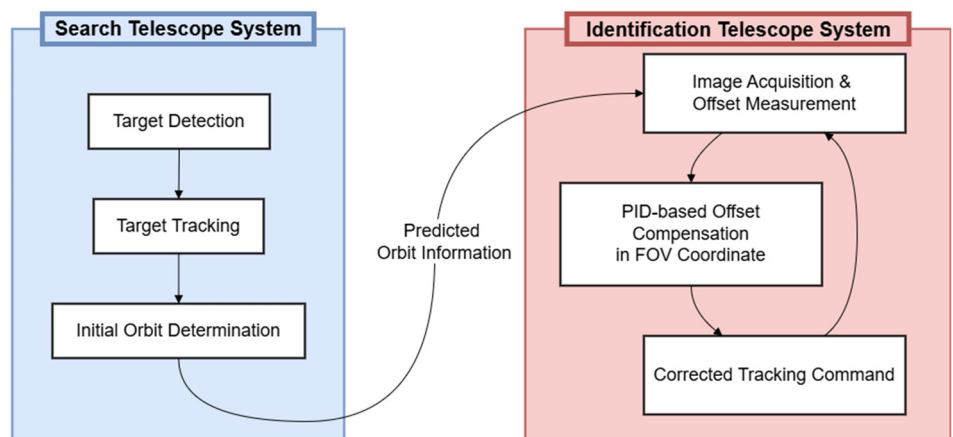


Fig. 1. System architecture and offset compensation loop.

2.2 옵셋 보정 기반 피드백 제어 구조

식별 망원경 시스템 내에서의 옵셋 보정 제어는, 영상 기반으로 추출된 중심 오차(offset)를 기준으로 FOV 평면 좌표계에서의 위치 보정을 수행하는 방식이다. 추적 과정 중 영상 내에서 측정된 표적의 중심 위치와 화면 중심 간의 차이를 옵셋 $e(t)$ 로 정의하며, 이 값에 대해 PID 제어를 적용하여 보정량 $u(t)$ 를 계산한다. PID 제어식은 다음과 같다.

$$u(t) = K_p \cdot e(t) + K_i \cdot \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \cdot \frac{de(t)}{dt} \quad (1)$$

K_p , K_i , K_d 는 각각 비례, 적분, 미분 이득 계수이며, 실제 구현 시에는 이산화된 제어를 사용한다. 본 시스템에서는 약 5 Hz의 영상 획득 주기를 가정하고 있으며, 각 프레임마다 측정된 offset에 대해 제어 신호를 생성하여 누적 보정하는 구조로 운영된다.

이때 PID 이득 값의 조합은 추적 성능에 중요한 영향을 미치며, 수동 설정 시 성능 편차가 발생할 수 있다. 이와 관련하여 다음 장에서는 유전 알고리즘을 활용한 최적 이득 조합 탐색 기법을 제안하고자 한다.

3. 유전 알고리즘 기반 PID(Proportional, Integral, Derivative) 이득 최적화 기법

3.1 적용 배경 및 구조

유전 알고리즘은 생물학적 진화 과정을 모사한 휴리스틱 기반 전역 최적화 기법으로, 복잡한 비선형 문제나 탐색 공간이 넓은 경우에도 유용하게 활용된다. 특히, 본 연구 대상 시스템 처럼 성능지표가 비선형이며, 탐색 공간 내에서의 성능 변화가 급격한 경우(비-볼록/비-선형), GA는 수치적 안정성과 전역 탐색 능력을 동시에 제공한다.

본 연구에서의 최적화 대상은 PID 제어기의 세 가지 이득 값 K_p , K_i , K_d 이며, 이들의 최적 조합을 통해 중심 오차를 최소화하는 것이 목표이다. 최적화 구조는 다음과 같은 단계로 구성된다.

1. 초기 개체군 생성: K_p , K_i , K_d 조합을 랜덤하게 생성하여 초기 후보 세트를 구성
2. 적합도 평가(fitness evaluation): 각 조합에 대해 1회 또는 다회 시뮬레이션을 실행하고, 추적 성능을 평가
3. 선택(selection), 교차(crossover), 돌연변이(mutation): GA 표준 연산을 적용하여 다음 세대 개체군 생성
4. 수렴 조건 도달 시 종료: 정해진 세대 수 또는 성능 향상 정체에 따라 최종 조합 결정

3.2 성능지표 정의(Performance Index)

본 논문에서는 추적 성능을 평가하기 위한 성능지표(performance index, PI)로 전체 시뮬레이션 구간 동안의 RMS 오차만을 단일 기준으로 사용한다. 이는 옵셋 기반 추적의 평균 성능을 정량적으로 나타내는 지표로, 단위는 arcsecond이다. PI는 다음과 같이 정의된다.

$$PI = RMS\ error = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (e_i)^2} \quad (2)$$

여기서 e_i 는 i 번째 프레임에서의 중심 offset이며, N 은 전체 프레임 수이다.

3.3 구현 조건 및 파라미터 설정

최적화에 사용된 GA는 외부 라이브러리 없이 MATLAB 기반으로 자체 구현되었다. 개체군 초기화, 선택, 교차, 돌연변이, 적합도 평가 등 필수 기능만을 포함한 구조로 구성하여 복잡한 옵션 설정이나 GUI 기반 운용 없이 목적에 집중된 경량형 프레임워크로 구성하였다. 이를 통해 반복 실험과 성능 분석에 적합한 단순하고 효율적인 구조를 유지할 수 있었다. 주요 파라미터는 Table 1과 같다. 세팅 값은 기존 문헌[6,7]에서 일반적으로 활용되는 GA 설정 범위를 참고하였으며, 본 연구 대상 시스템에 대해 사전 실험을 통해 안정적인 수렴이 확인된 값을 사용하였다.

3.4 최적화 실행 절차

GA 기본 구조를 기반으로, 실제 PID 이득 조합 탐색을 위해 다음과 같은 구체적인 실행 절차를 적용하였다. 탐색 대상인 K_p , K_i , K_d 는 설정된 범위 내에서 초기 개체군을 구성하며, 각 조합에 대해 RMS 오차를 성능 지표로 하는 시뮬레이션 기반 평가가 수행된다.

성능 평가는 10회 몬테카를로 시뮬레이션을 반복 수행한 결과로 얻어진 RMS 값들의 평균을 최종 평가 지표로 사용하였다. 이는 단일 실행 결과의 변동성을 완화하고 평가 안정성을 높이기 위한 조치로, 모든 시뮬레이션은 MATLAB 환경에서 병렬 연산 없이 순차적으로 진행되었다.

개체군 내에서 상대적으로 우수한 성능을 보인 상위 조합들은 부모로 선택되며, 이들 간의 교차(crossover) 및 돌연변이(mutation)를 통해 다음 세대의 후보군이 생성된다. 전체 세대 반복이 완료되면, 최종적으로 모든 평가된 조합 중 평균 RMS 오차가 가장 낮은 PID 이득 조합이 최적 이득 값으로 결정된다.

Table 1. Genetic algorithm setup and simulation configuration

Parameter	Setting
Search variable range	$K_p \in [0.9, 2.0], K_i \in [0.8, 2.0], K_d \in [0.00, 0.06]$
Population size	30
Maximum generations	50
Crossover rate	0.8
Mutation rate	0.1
Simulation method	Performance evaluation based on the average RMS over 10 Monte Carlo simulation runs

RMS, root mean square.

GA 기반 PID 이득 최적화 과정에서 각 세대별로 도출된 PID 이득(K_p , K_i , K_d)과 이에 대응하는 RMS 오차 변화를 분석하였다. Fig. 2의 상단에는 세대별 K_p , K_i , K_d 이득 값의 변화를 나타내었고, 하단에는 세대별 RMS 오차 값을 도시하였다.

세대 초반부에서는 K_p 와 K_i 값이 비교적 넓은 범위 내에서 변동하며 최적 조합을 탐색하는 경향이 나타났다. 특히, 초기 10세대 내에서는 K_p 가 1.29–1.44 범위에서, K_i 가 1.28–1.48 범위에서 변화하였다. 이에 따라 RMS 값도 약 5.86–6.00 arcsec 수준에서 소폭 등락을 반복하는 양상을 보였다. 이후 세대가 진행되면서, 특히 20세대 이후에는 K_p 와 K_i 가 각각 1.43 부근, 1.43–1.47 부근으로 점진적으로 수렴하는 경향을 보였으며, 이에 따라 RMS 오차도 5.7 arcsec 내외로 안정화되었다.

다만, 24, 40, 48세대 부근에서는 RMS 값이 비정상적으로 급등하는 현상이 관측되었다. 이는 선택된 PID 조합이 미세하게 달라지면서 시스템의 안정성이 급격히 악화된 경우로 해석된다. 특히 24세대에서는 RMS가 약 2,550 arcsec, 48세대에서는 약 1,179,737 arcsec까지 폭발적으로 증가하였다. 이러한 현상은 PID 이득 튜닝 과정에서 극단적인 조합에 따라 시스템이 발산할 수 있음을 보여주며, 적절한 이득 조합 선정의 중요성을 강조한다. 대상 시스템의 성능 지표 분포가 convex하지 않기 때문에, 세대별 RMS 수렴 곡선은 일관된 감소 추이를 보이지 않으며, 일부 세대에서 급격한 발산이나 진동이 관측될 수 있다. 이는 GA의 구조적 특성이라기보다는, 시스템 자체가 갖는 오차 민감성과 추적 실패 구간의 불연속성에서 비롯된 현상이라 볼 수 있다.

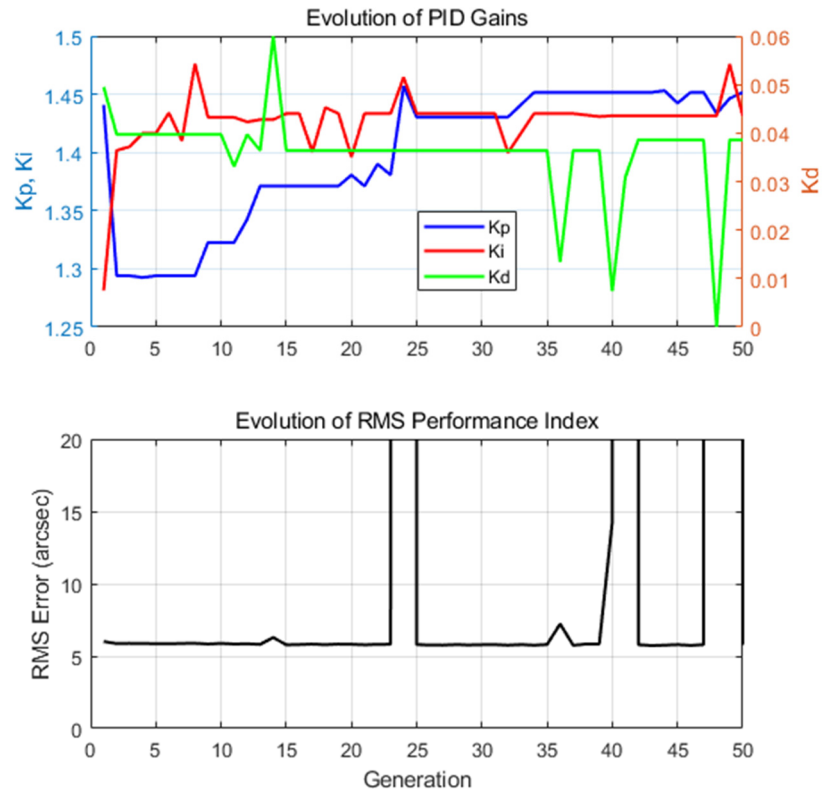


Fig. 2. Evolution of PID gains and RMS error across generations during genetic algorithm-based optimization. PID, proportional, integral, derivative; RMS, root mean square.

이와 같은 RMS 급등은 유전 알고리즘 탐색 도중 일부 발산 조합이 일시적으로 개체군 내에 포함되었기 때문에 발생한 것으로, 알고리즘의 구조상 탐색 초기나 중간 세대에서 자연스럽게 나타날 수 있는 현상이다. 실제 적용에서는 일정 임계값 이상의 RMS를 보이는 조합에 penalty를 부여하거나, 안정성 조건을 명시적으로 포함시킴으로써 해당 조합이 결과에 영향을 주지 않도록 제어할 수 있다.

결과적으로는 최종 수렴 구간에서 비교적 일관된 PID 이득 조합이 도출되었으며, 평균 RMS 오차 또한 안정적인 수준으로 유지되었다. 이 분석은 worst-case 궤적 조건을 대상으로 수행된 결과로, 초기 궤도 오차가 큰 경우에도 GA 기반 최적화가 효과적으로 수렴함을 확인할 수 있었다. 이는 전체 시스템의 최악 조건에 대한 견고한 PID 조합 도출 가능성을 시사한다.

전체 50세대의 반복 과정을 통해 GA를 이용하여 $K_p = 1.3325$, $K_i = 1.4698$, $K_d = 0.0356$ 의 PID 이득 조합을 도출할 수 있었다. 이 최적화된 이득 값은 이후 4장 시뮬레이션 단계에서 적용되어 기존 고정 조합과의 성능 비교를 통해 추적 성능 검증에 활용되었다.

4. 시뮬레이션 결과 분석

4.1 시뮬레이션 설정

사용된 궤적 데이터는 상용 소프트웨어인 STK(systems tool kit)를 기반으로 공개된 TLE(two-line element) 정보를 활용하여 생성되었다. 시나리오는 한반도 내 지상 관측소에서 실제로 관측 가능한 저궤도 위성들을 기준으로 구성하였으며, 고도 약 300, 500, 700 km 수준의 위성과 최대 고각 약 45, 60, 80도 구간에 걸친 조합을 중심으로 설정되었다.

고도가 낮을수록 위성을 관측할 수 있는 시간 구간이 짧아지고 관측 기준에서의 상대속도가 커지며, 최대 고각이 높아질수록 관측 각속도 증가 및 궤적의 비선형성이 두드러지는 특성이 있다. 이러한 조건은 광학 기반 보정 제어에 있어 높은 난이도를 유발하며, 시스템의 견고성과 반응성을 평가하기 위한 변수로 적합하다.

이러한 기준에 따라 총 11개의 궤적 시나리오를 구성하였다. 각각의 조건은 다양한 관측 환경에서 추적 제어기의 성능을 폭넓게 검증할 수 있도록 설계되었으며, 식별 망원경 시스템을 기준으로 옵셋 보정 기반 추적을 시뮬레이션하였다. 궤도 예측 정보는 STK 내의 ODTK (orbit determination tool kit)를 활용하여 생성되었고, 스트릭(streak) 영상 세 장을 얻었다는 가정을 바탕으로 초기 궤도결정을 수행한 후, 해당 결과를 추적 제어 입력으로 사용하였다.

이 중 하나의 궤적은 관측 각속도가 크고 IOD 기반 궤도 추정 오차가 상대적으로 크게 발생하는 조건을 보였으며, 추적 제어 성능이 가장 저하되는 양상을 나타냈다. 해당 시나리오는 worst case로 지정되었고, 실제 시뮬레이션에서는 IOD 오차가 특정 시점에 20도 이상까지 확대된 사례도 확인되었다. 이는 망원경의 FOV가 수 도(degree) 수준으로 제한되는 상황에서 옵셋 보정 수렴성을 위협할 수 있는 수준이다. 이러한 worst-case 조건을 기준으로, 제한된 GA 기반 PID 이득 최적화 기법의 견고성과 추적 성능을 집중적으로 평가하였다.

4.2 Worst Case에 대한 추적 성능 비교

본 절에서는 worst case 궤적 조건을 대상으로, 기존에 fixed-grid를 기반으로 선정된 PID 이득 조합과 이번 연구에서 GA 최적화를 통해 새롭게 도출한 PID 이득 조합을 각각 적용하여

추적 성능을 비교하였다.

기존 연구에서는 수작업 기반의 고정된 PID 조합($K_p = 1.24$, $K_i = 1.56$, $K_d = 0.03$)이 사용되었으며, 이는 일정 범위 내에서 가능한 모든 PID 이득 조합에 대해 시뮬레이션을 수행한 후, RMS 오차를 성능지표(PI)로 활용하여 선정한 결과이다. 단순히 최소 RMS 오차를 보이는 조합만을 채택한 것은 아니며, 일부 조합은 국소적으로 매우 작은 RMS 값을 보이더라도 인접 영역에서 성능이 급격히 악화되거나 발산하는 현상이 확인되었기 때문에, 실제 선정 과정에서는 낮은 RMS 오차를 유지하면서도 주변 이득 값 변화에 대해 민감하지 않은 조합을 기준으로 삼았다.

이와 대비하여 본 연구에서는 GA 기반 최적화 기법을 적용하여 보다 체계적으로 이득 조합을 탐색하였다. 초기 개체군에서 시작하여 세대별 선택, 교차, 돌연변이 과정을 반복하면서 점차 우수한 성능을 보이는 이득 조합으로 진화하였으며, 최종적으로 도출된 최적 조합($K_p = 1.3325$, $K_i = 1.4698$, $K_d = 0.0356$)은 RMS 오차 기준에서 가장 안정적인 성능을 보였다. 그리고 GA 기반 접근은 이득 값을 소수점 네 자리 수준까지 정밀하게 탐색함으로써, 기존보다 더 세밀한 성능 향상이 가능함을 기대할 수 있었다.

시뮬레이션 결과를 Azimuth 및 Elevation 각각에 대해 시간축에 따른 offset 보정 오차를 Fig. 3에 도시하였다. 그래프에서는 기존 PID 조합 결과를 파란색(blue) 선으로, 이번 GA 기반 최적화 PID 조합 결과를 초록색(green) 선으로 구분하여 표시하였다. Azimuth, Elevation 두 축 모두 20 arcsec 이내의 오차를 보였지만, GA 기반 조합이 전체 시계열 구간 동안 보다 중심에 가깝게 수렴하는 경향을 나타냈다.

추가로, FOV 기준 좌표계 상에서 Azimuth 및 Elevation 방향의 보정 오차 분포를 Fig. 4에 시각화하였다. X축은 Azimuth, Y축은 Elevation으로 시간에 따른 각 오차 값을 누적하여 분포를 도시하였다. 이 결과를 통해 화면 중심(0, 0)으로부터 얼마나 벗어났는지를 직관적으로 확인할 수 있다. Fig. 4. 역시 기존 고정 PID 조합 결과를 파란색 선으로, GA 최적화 PID 조합 결과를 초록색 선으로 구분하여 표시하였다.

전체 분포를 살펴보면, 두 방법 모두 대체로 화면 중앙에서 크게 벗어나지 않는 경향을 보이나, GA-최적화 PID 조합은 중심 주변에 더욱 밀집된 분포를 형성하고 있으며, 오차 범위 또한 전반적으로 작게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

4.3 다양한 궤적 조건에 대한 성능 비교

기존 연구[5]에서 정의한 11개의 다양한 궤적 시나리오를 대상으로, GA 기반으로 최적화된 PID 이득 조합을 적용하여 추적 성능을 평가하였다. 각 궤적에 대해 100회의 몬테카를로 시뮬레이션을 수행하였으며, 각 실험에서 산출된 RMS 오차의 평균값을 기준으로 비교 분석을 진행하였다. 이 반복 횟수는 측정 잡음의 영향을 고려한 통계적 신뢰도 확보를 위한 조치로 탐색 단계에서 사용된 10회 반복과는 구분된다.

비교는 다음과 같은 세 가지 조건을 기준으로 수행되었다.

- 1) 옅색 값을 그대로 IOD 기반 예측 궤도에 적용시킨 경우
- 2) 기존 연구에서 Fixed-Grid 기반으로 선정한 고정 PID 이득 조합을 적용한 경우
- 3) 본 연구에서 GA 최적화를 통해 도출된 PID 이득 조합을 적용한 경우

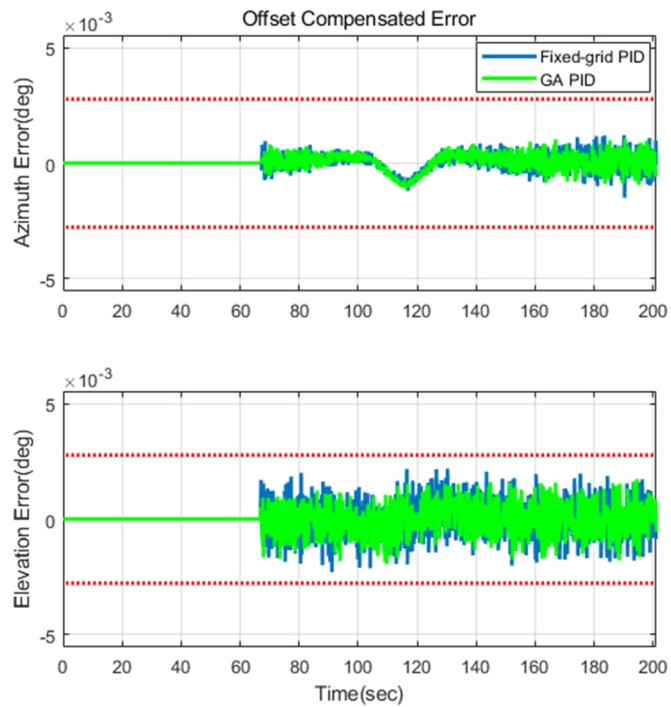


Fig. 3. Comparison of offset compensation error over time. PID, proportional, integral, derivative; GA, genetic algorithm.

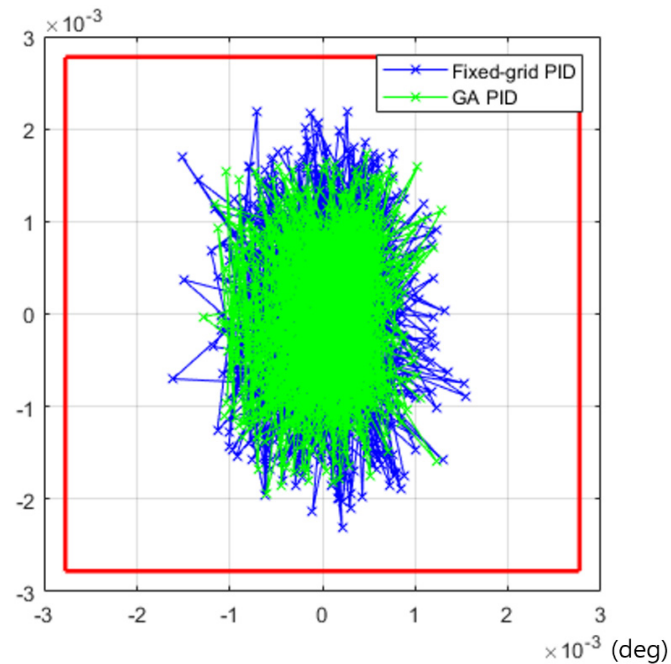


Fig. 4. Scatter plot of offset compensation errors in FOV (deg). PID, proportional, integral, derivative; GA, genetic algorithm; FOV, narrow field-of-view.

Table 2는 각 조건별로 획득된 RMS 오차를 정리한 결과를 나타낸다.

오프셋 값을 바로 보정한 경우에는 궤적 특성에 따라 RMS 오차가 크게 변동함을 볼 수 있다. 특히 궤적 10번과 11번과 같은 가혹 조건에서는 각각 64.85 arcsec, 301.24 arcsec에 달하는

Table 2. RMS error comparison across trajectories

Trajectory	RMS error (arcsec)		
	Offset compensation	Fixed-grid selected PID	GA-optimized PID
1	3.7048	4.2812	3.7053
2	20.6504	4.2973	3.7056
3	2.0109	4.2188	3.6369
4	10.9026	4.2840	3.6912
5	2.2754	4.2956	3.6976
6	3.2861	4.3279	3.7104
7	4.4383	4.2934	3.6967
8	4.2426	4.3088	3.7204
9	14.7516	4.3257	3.7232
10	64.8537	4.408	3.8532
11	301.2429	5.9209	5.7744

RMS, root mean square; PID, proportional, integral, derivative; GA, genetic algorithm.

매우 큰 오차가 발생하였다.

기존 Fixed-Grid 기반 PID 이득 조합을 적용한 경우, 모든 궤적에서 오프셋 보정 대비 RMS 오차가 대폭 감소하였다. 평균적으로 약 4 arcsec대 RMS 오차를 기록했으나, 특정 궤적에서는 여전히 미세한 성능 편차가 관찰되었다.

GA 기반 최적화 PID 조합을 적용한 결과는 모든 궤적에서 기존 Fixed-Grid 방법 대비 추가적인 성능 향상이 확인되었다. 특히, 가혹조건으로 분류할 수 있는 2, 4, 9, 10, 11번 궤적에서도 RMS 오차가 더욱 낮은 값으로 수렴하는 경향을 보였다.

GA-PID 조합은 기존 방법 대비 약 10% 내외의 추가 성능 개선을 확인할 수 있었고, worst-case 조건에서도 일관된 안정성을 유지하는 결과를 얻었다. 이는 GA 기반 접근법이 PID 이득 조합을 세밀하게 최적화함으로써, 전 영역에 걸쳐 강건한 추적 성능을 달성할 수 있음을 시사하는 결과라 할 수 있겠다.

5. 결론

본 논문에서는 광학 기반 우주 물체 추적 시스템에서 적용 가능한 PID 제어기의 이득 조합을 유전 알고리즘(GA)을 활용해 체계적으로 최적화하는 방안을 검토하였다.

기존에는 fixed-grid 방식으로 가능한 모든 조합에 대해 전수 시뮬레이션을 수행하고, 수작업 기반으로 발산 구간을 배제하며 조합을 선정해왔으나, 이러한 방식은 탐색 효율이 낮고 계산량이 과도하게 증가하는 한계가 있었다. 이에 따라 이번 연구에서는 GA 기반 탐색 구조를 적용하고, RMS 오차를 성능 지표로 설정하여 안정성과 추적 정밀도를 함께 고려한 최적 이득 조합을 도출하였다.

도출된 결과는 worst-case 조건을 포함한 다양한 궤적 시나리오에서 기존 고정 조합 대비 우수하거나 유사한 성능을 보였으며, 특히 시간에 따른 offset 수렴 속도와 평균 RMS 오차

관점에서 일관된 개선 경향을 나타냈다. 이러한 결과는 복잡한 최적화 공간을 가지는 광학 기반 제어 문제에서도 GA와 같은 전역 탐색 기법이 반복적 수작업에 의존하던 기존 PID 이득 조합 방식에서 벗어나 알고리즘 기반 자동 탐색을 통해 실용성과 안정성을 동시에 확보할 수 있음을 보여준다.

향후에는 오차 응답 특성을 정량적으로 반영한 성능 지표 구조를 개선하거나, 운용 환경 변화에 따라 보정 이득을 실시간으로 조정할 수 있는 적응형 구조로 확장하는 방향도 고려할 수 있다. 이러한 접근은 옵셋 기반 추적 보정 로직의 적용 유연성과 실시간 대응성을 한층 높이는 데 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

감사의 글

이 논문에 대하여 중요한 지적과 코멘트를 하여 주신 익명의 심사위원님들께 감사드립니다.

References

1. Katalyst Space, Space domain awareness (SDA) (2023) [Internet], viewed 2025 Apr 28, available from: <https://www.katalystspace.com/space-domain-awareness>
2. U.S. Space Force, Ground-based electro-optical deep space surveillance, Fact Sheets (2020) [Internet], viewed 2025 Apr 28, available from: <https://www.spaceforce.mil/about-us/fact-sheets/article/2197760/ground-based-electro-optical-deep-space-surveillance/>
3. Hwang H, Park SY, Lee E, Angles-only initial orbit determination of low Earth orbit (LEO) satellites using real observational data, J. Astron. Space Sci. 36, 187-197 (2019). <https://doi.org/10.5140/JASS.2019.36.3.187>
4. Olmedo E, Sánchez-Ortiz N, Lerate MR, Belló-Mora M, Klinkrad H, et al., Initial orbit determination algorithms for cataloguing optical measurements of space debris, Mon. Not. R. Astron. Soc. 391, 1259-1272 (2008). <https://doi.org/10.1111/j.1365-2966.2008.13940.x>
5. Hyun C, Kim D, Kim H, Park S, Improving optical tracking performance for space objects using PID-based offset compensation, J. Korean Inst. Intell. Comput. Eng. 28, 927-934 (2024). <https://doi.org/10.6109/jkiice.2024.28.8.927>
6. Cho BS, Han SH, Son SH, Kim JS, Park KB, et al., A modified genetic algorithm using SVM for PID gain optimization, in Control, Robotics and Systems Society: Conference Proceedings, Bangkok, Thailand, 25-27 Aug 2004.
7. Aboura F, Tuning PID controller using hybrid genetic algorithm particle swarm optimization method for AVR system, in Proceedings of the 2019 International Aegean Conference on Electrical Machines and Power Electronics (ACEMP) & 2019 International Conference on Optimization of Electrical and Electronic Equipment (OPTIM), Istanbul, Turkey, 1-4 Sep 2019.

Author Information

현 철 chul.hyun@gmail.com



2011년 서울대학교에서 전기컴퓨터공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2011년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시뮬레이션을 통한 무기체계 효과도 분석, 딥러닝을 활용한 수중 운동체 및 항법, 우주 물체 추적 및 감시 관련 연구를 수행하고 있다.

김 현 승 hyunseung.kim2@lignex1.com



2016년 인하대학교에서 항공우주공학과 제어 및 유도 전공으로 석사학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이 지넥스원에서 선임연구원으로 근무하고 있다. 비행 제어 및 유도, 모델링/시뮬레이션을 통한 무기체계 효과도 분석을 수행 중이며, 딥러닝을 활용한 제어기 설계 관련 연구를 하고 있다.

김 동 건 donggeon.kim@lignex1.com



2016년 중앙대학교에서 기계공학부 공학박사 학위를 취득한 후, 2016년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 광학, 적외선, 열전달 관련 모델링/시뮬레이션을 통한 전자광학감시장비 효과도 분석을 수행 중이며, Generative AI를 적용한 감시체계 성능 분석 연구를 중점적으로 수행하고 있다.

박 승 욱 seungwook.park@lignex1.com



2007년 고려대학교 전기전자전파공학부에서 학사 학위를 취득한 후, 2007년부터 엘아이 지넥스원에서 수석연구원으로 근무하고 있다. 감시·정찰용 EO/IR 센서 연구개발을 중심으로, 장거리 감시 시스템 및 고해상도 광학시스템의 설계와 성능 개선을 수행해왔다. 대구경 망원경 개발을 비롯한 정밀 광학 시스템 최적화 및 운용 기술연구에 참여하고 있다.

연구논문

우주자산 충돌 위험 산정을 위한 3차원 셀 모델 개발

김재우¹, 이진성¹, 최은정^{2,3}, 최진^{2,3}, 유지웅², 조종현², 감호식², 안재명^{1†}

¹ 한국과학기술원

² 한국천문연구원

³ 과학기술연합대학원대학교 천문우주학과

Development of 3D Cell Model for Collision Risk Assessment of Space Assets

Jaewoo Kim¹, Jinsung Lee¹, Eun Jung Choi^{2,3}, Jin Choi^{2,3}, Jiwoong Yu²,
Junghyun Jo², Hosik Kam², Jaemyung Ahn^{1†}

¹Korea Advanced Institute of Science and Technology, Daejeon 34141, Korea

²Korea Astronomy and Space Science Institute, Daejeon 34055, Korea

³Astronomy and Space Science, University of Science & Technology, Daejeon 34113, Korea

Received: March 30, 2025

Revised: April 22, 2025

Accepted: April 25, 2025

†Corresponding author :

Jaemyung Ahn

Tel: +82-42-450-3730

E-mail: jaemyung.ahn@kaist.ac.kr

Copyright © 2025 The Korean Space Science Society. This is an Open Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0>) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

ORCID

Jaewoo Kim

<https://orcid.org/0009-0009-7372-7052>

Jinsung Lee

<https://orcid.org/0000-0001-9671-067X>

Eun Jung Choi

<https://orcid.org/0000-0003-3637-2028>

Jin Choi

<https://orcid.org/0000-0002-2119-1956>

Jiwoong Yu

<https://orcid.org/0000-0001-7851-3648>

Junghyun Jo

<https://orcid.org/0000-0003-1906-8075>

Hosik Kam

<https://orcid.org/0000-0002-3554-0053>

Jaemyung Ahn

<https://orcid.org/0000-0003-4971-5130>

요약

최근 우주물체 수의 급격한 증가와 함께 우주물체 사이의 충돌 위험이 증가하고 있다. 이에 따라, 우주자산을 안전하게 운용하기 위해서는 우주물체 간 충돌 위험을 산정하고 이를 바탕으로 적절한 의사결정을 내릴 수 있어야 한다. 본 연구는 우주물체 사이의 충돌 위험을 산정하기 위한 모델링 기법인 3차원 셀(cell) 모델 개발의 구체적인 내용을 다룬다. 개발된 모델을 검증하기 위해 1) 저궤도 영역에서 고도에 따른 공간 밀도 및 2) 우리별 위성의 충돌 위험을 계산하였으며, 해당 결과를 ESA(European Space Agency)의 3차원 셀 모델 MASTER의 결과와 비교하였다.

Abstract

With the recent surge in the number of objects in orbit, the collision risk to space assets has grown rapidly. Accurately assessing this risk to support safe operations has therefore become increasingly important. We develop a 3D cell model—a space environment modeling technique for collision assessment—and validate it by comparing our spatial density calculations in low Earth orbit and collision risk results for KITSAT against those produced by MASTER, the 3D grid-cell model developed by European Space Agency (ESA).

핵심어 : 우주상황인식, 충돌 위험 산정, 우주물체환경 모델링

Keywords : space situational awareness, collision risk assessment, space environment modeling

1. 서론

최근 재사용 발사체, 라이드 셰어링 등 발사 서비스·기술의 발전이 우주공간의 접근성을 높이면서, 민간 영역에서 군에 이르기까지 우주활동이 급격하게 증가하고 있다. 정지궤도(geo-stationary earth orbit)는 특수한 궤도 특성으로 이전부터 지구관측 및 통신 임무 등에

활발하게 이용되고 있으며, 지구 저궤도(low earth orbit, LEO)에서는 최근 다양한 우주 임무 수행의 가능성과 용이한 접근성 등의 이점으로 활용이 눈에 띄게 증가하고 있다. 특히, 발사 비용의 감소, 전자 부품의 소형화와 우주 운용 기술의 고도화가 적게는 수십에서 많게는 수만 개의 위성이 군집을 이루어 운용하는 위성군 개념을 보편화 하면서, 저궤도환경을 더욱 더 빠르게 혼잡하게 만들고 있다. Fig. 1은 ESA(European Space Agency)'s Space Debris Office에서 매년 발표하는 Space Environment Statistics에서 발췌한 그래프로, 운용궤도별 우주물체 수의 변화 추이를 보여준다.

우주물체 간 충돌(collision), 폭발(explosion), 고의적 행위(deliberate acts), 추진(propulsion) 등으로 발생하는 파편화 역시 우주물체의 수를 늘리는 주요 요인이다. ESA에 따르면 지금까지 650회 이상의 충돌 및 폭발 등의 파편화 이벤트가 발생한 것으로 추정되며, 2024년에는 총 10회의 파편화 이벤트가 관측되었다[2]. 우주물체 간 충돌의 대표적인 사례로는 2009년 2월 시베리아 상공 약 800 km 부근에서 발생한 미국의 통신 위성 Iridium 33과 러시아의 군 통신 위성 Cosmos 2251 간의 충돌이 있으며, 이로 인해 약 2,000개의 파편이 생성되었다[3]. 이와 비슷한 규모의 파편 생성은 위성 공격, 즉 anti-satellite weapon(ASAT) 실험으로도 발생했다. 2007년 중국의 ASAT 실험에서는 기상위성 FY-1C를 미사일로 요격해 3,000개 이상의 파편을 남겼으며[4], 최근인 2021년 러시아의 Cosmos-1408 위성 요격 실험에서도 1,800개 이상의 파편이 발생했다[5]. 이러한 파편화 사건들은 임무 후 폐기(post-mission disposal) 등 추가적인 대응책이 없다면 우주활동이 증가할수록 자연스럽게 증가할 수밖에 없는 상황이다. Fig. 2는 유형별로 분류한 우주물체 수의 변화 양상을 보여준다.

이와 같은 활발한 우주 개발과 우주물체의 파편화로 인해 근지구 우주 환경은 점점 복잡해지고 있으며, 이에 따라 우주상황인식(space situational awareness, SSA)에 대한 관심이 높아지고 있다. SSA는 지상 및 우주 기반의 관측 장비를 통해 우주물체를 관측·분석하여 대응 활동을 수행하는 것으로, 우주 환경에 대한 포괄적인 지식 획득 및 이해를 의미한다. 이 가운데 우주 위험 분석 시스템은 관측 데이터를 분석해 우주물체 재진입 위험이나 근접 우주물체 간 충돌 확률을 계산함으로써 전체 우주 위험도를 평가한다. 우리나라는 우주위협대비 기본계획을 바탕으로 독자적인 우주 위험 분석 역량을 확보하기 위해 우주물체 관측 시스템과 우주

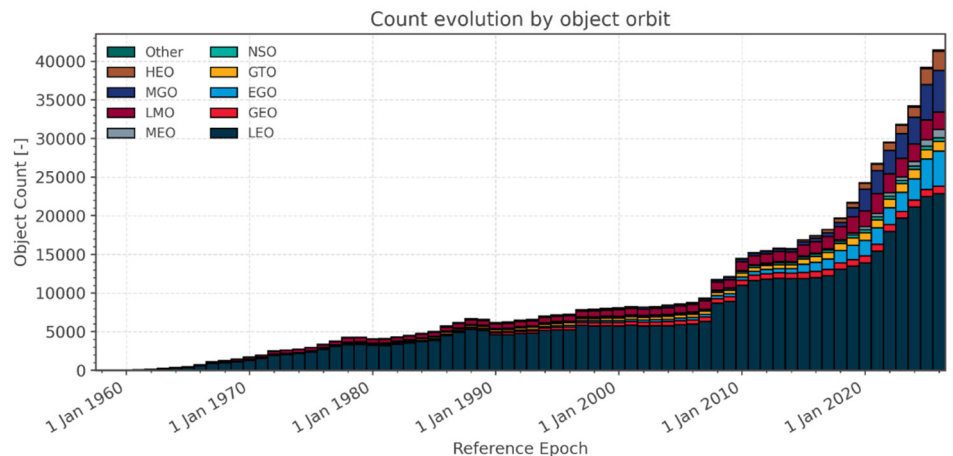


Fig. 1. Count evolution by object orbit (reprinted from [1]).

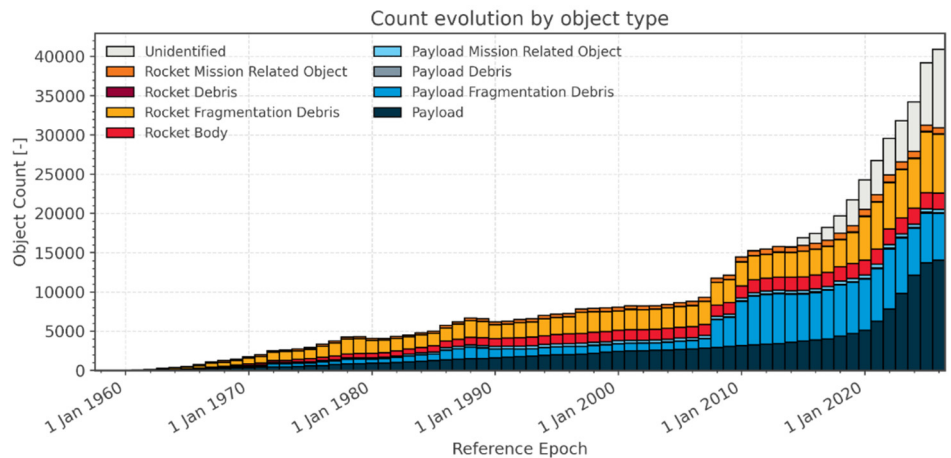


Fig. 2. Count evolution by object type (reprinted from [1]).

위험 통합 분석 시스템을 개발 중이다. 우주위험대비 통합분석시스템 개발 계획의 일환으로 우주 위험 통합 분석 시스템은 전략 단위부터 운용 단위에 이르기까지 다양한 의사결정을 지원하기 위해 우주자산의 충돌 위험 분석을 수행한다. 기존 연구에서 본 연구팀은 여러 우주 선진국들의 개발 및 운용 사례를 분석하여, 해당 시스템을 미시적 모드(microscopic mode)와 거시적 모드(macroscopic mode)의 서브 모듈로 구성하였으며, 거시적 모드는 다시 1D source-sink model과 3D cell model(3차원 셀 모델)로 구성하였다(Fig. 3)[6-8].

본 연구에서는 우주 위험 통합 분석 시스템의 서브모듈 중 하나인 3차원 셀 모델의 개발 내용을 다룬다(Fig. 3의 붉은색 박스). 해당 모델은 주어진 우주물체 환경에서 평균 충돌 확률을 계산할 수 있을 뿐만 아니라, 다양한 기능을 결합해 우주물체 환경 진화 시뮬레이션, 불확실한 요소를 고려한 충돌 시나리오 분석 등 다양한 의사결정을 지원할 수 있는 도구로 확장될 수 있다.

2장에서는 3차원 셀 모델 개발에 필요한 이론적 배경을 소개하며, 3장에서는 2장에서 소개한 내용을 토대로 개발된 모델을 ESA의 3차원 셀 모델인 MASTER-8.0.5와 비교·검증한다. 비교·검증을 위해 LEO에서의 우주물체 공간 밀도와 우리별(KITSAT) 1·2·3호에 대한 충돌 위험 계산 결과를 개발된 모델과 MASTER 모델의 결과로 비교·분석한다. 4장에서는 연구 내용을 정리하여 결론 및 향후 연구 방향을 제시한다.

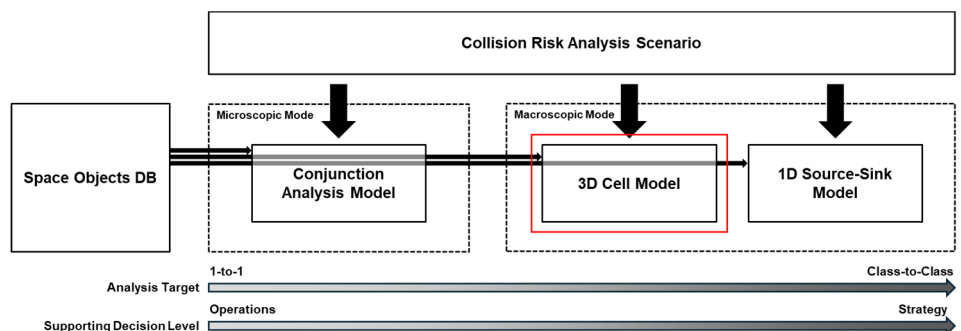


Fig. 3. Overview of the integrated space collision risk analysis system.

2. 3차원 셀 모델

3차원 셀 모델은 충돌 위험 분석 대상 물체의 궤도가 통과하는 영역에 초점을 맞추어, 충돌 위험 물체들이 해당 영역에서 발생시키는 충돌 플럭스(impact flux)를 바탕으로 충돌 위험을 분석한다(CUBE model[9]). 관심 대상 물체의 충돌 확률을 계산하는 전체 과정은 다음 네 단계로 요약할 수 있다.

1. 관심 영역을 지구중심 관성 좌표계(earth-centered inertial frame)에서 고도가 일정한 등고도면, 적위가 일정한 등위도면, 적경이 일정한 등경도면으로 분할하여 셀(cell) 구성
2. 각 셀마다 충돌 위험 물체가 형성하는 공간 밀도(spatial density) 계산
3. 계산된 공간 밀도에 기반하여 충돌 위험 분석 대상 물체의 궤도에 대한 충돌 플럭스(collision flux) 계산
4. 계산된 충돌 플럭스에 기반하여 충돌 확률(collision probability) 계산

첫 번째 과정은 분석공간을 구면 좌표계 상에서 등고도면(radial 방향), 등위도면(declination 방향), 등경도면(right ascension 방향)으로 나누는 과정이다. 이 때, 등고도면 사이의 간격은 Δr , 등위도면 사이의 간격은 $\Delta\delta$, 등경도면 사이의 간격은 $\Delta\alpha$ 로 표시하며, 각각 최솟값 r_{min} , δ_{min} , α_{min} 부터 최댓값 r_{max} , δ_{max} , α_{max} 까지의 범위의 공간을 나눈다. 이와 같이 공간을 나누면, 네 평면(등위도면, 등경도면)과 두 곡면(등고도면)으로 둘러싸인 셀을 정의할 수 있다. Fig. 4는 이렇게 나누어진 셀의 모습을 나타내고 있으며, 위아래 방향의 면은 등위도면, 안쪽으로 들어가는 방향과 바깥쪽으로 나오는 방향의 면은 등경도면, 좌우 곡면은 등고도면이다.

셀마다 고도, 위도, 경도에 따라 인덱스(index)를 부여할 수 있다. 먼저, 등고도면, 등위도면, 등경도면의 기준이 되는 $\tilde{r}_i$, $\tilde{\delta}_j$, $\tilde{\alpha}_k$ 를 다음과 같이 정의한다[10].

$$\tilde{r}_i = r_{min} + i\Delta r \quad \text{for } i = 0, \dots, I \quad (1)$$

$$\tilde{\delta}_j = \delta_{min} + j\Delta\delta \quad \text{for } j = 0, \dots, J \quad (2)$$

$$\tilde{\alpha}_k = \alpha_{min} + k\Delta\alpha \quad \text{for } k = 0, \dots, K \quad (3)$$

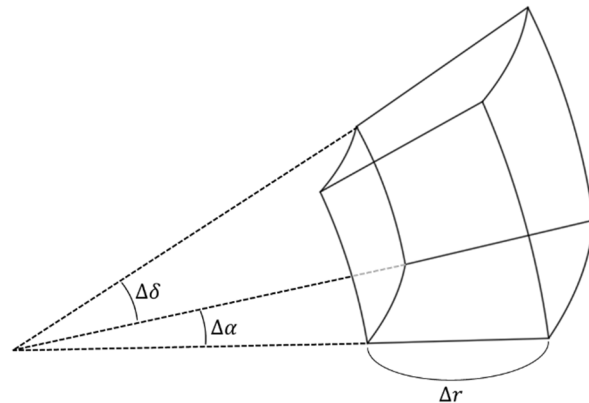


Fig. 4. Shape of a cell bounded by surfaces of constant latitude, longitude, and altitude.

여기서, I, J, K 는 각각 등고도면, 등위도면, 등경도면에 의해 나뉘는 축별 구간 수이다. 이에 따라, 총 $I \times J \times K$ 개의 cell이 생성된다. 각 셀의 중심 $\underline{r}_{i,j,k}$ 을 다음과 같이 정의한다[10].

$$\underline{r}_{i,j,k} = r_i \begin{pmatrix} \cos \alpha_k \cos \delta_j \\ \sin \alpha_k \cos \delta_j \\ \sin \delta_j \end{pmatrix} \quad \text{for } i = 1, \dots, I, j = 1, \dots, J, k = 1, \dots, K \quad (4)$$

여기서, r_i, δ_j, α_k 는 각 셀의 중심이며, 다음과 같이 정의한다.

$$r_i = r_{min} + \left(i - \frac{1}{2}\right) \Delta r \quad \text{for } i = 1, \dots, I \quad (5)$$

$$\delta_j = \delta_{min} + \left(j - \frac{1}{2}\right) \Delta \delta \quad \text{for } j = 1, \dots, J \quad (6)$$

$$\alpha_k = \alpha_{min} + \left(k - \frac{1}{2}\right) \Delta \alpha \quad \text{for } k = 1, \dots, K \quad (7)$$

이 때, 각 셀의 체적(volume)은 다음과 같이 계산한다[10].

$$V_{i,j,k} = \frac{2}{3} \left(3r_i^2 + \frac{1}{4} (\Delta r)^2 \right) \cos \delta_j \sin \frac{\Delta \delta}{2} \Delta \alpha \Delta r \quad (8)$$

관심대상 영역 및 물체에 따라 셀 정의를 다르게 할 수 있다. Table 1은 MASTER 8의 cell 정의를 나타낸다[11]. 여기서, $r = h + R_E$ (R_E 는 geocentric frame에서의 지구 반지름)이다.

두 번째 과정에서는 나누어진 각 셀에 대해 충돌 위험 물체가 형성하는 공간 밀도를 계산한다. 충돌을 일으킬 수 있는 물체의 궤도 요소가 알려져 있다고 가정하고, 2체 동역학(2-body dynamics) 모델을 적용하면 해당 물체는 일정한 궤도를 따라 주기적으로 운동한다. 따라서 한 궤도 주기 동안 각 셀에 머무는 시간은 항상 일정하다. 이러한 특성으로 인해, 셀의 경계를 통과하는 '셀 통과 사건(cell passage event)' 정보를 알고 있다면, 한 주기 동안 물체가 각 셀에 머무는 시간을 계산할 수 있다.

$\tilde{r}_i, \tilde{\delta}_j, \tilde{\alpha}_k$ 에 의해 정의되는 등고도면, 등위도면, 등경도면을 지나는 시기의 진근점 이각(true anomaly) $f_{\tilde{r}_i}, f_{\tilde{\delta}_j}, f_{\tilde{\alpha}_k}$ 는 다음과 같이 계산할 수 있다[10].

Table 1. Control volume and cell definition of MASTER 8

	h_{min}	h_{max}	Δh	α_{min}	α_{max}	$\Delta \alpha$	δ_{min}	δ_{max}	$\Delta \delta$
LEO	186	2,286	10	-180	180	10	-90	90	2
MEO	2,286	34,786	500	-180	180	10	-90	90	5
GEO	34,786	36,786	20	-180	180	10	-90	90	2
Unit	km	km	km	deg	deg	deg	deg	deg	deg

Reprinted from [11].

LEO, low earth orbit; MEO, Medium Earth orbit; GEO, geostationary earth orbit.

$$f_{\tilde{r}_i,1} = \arccos \frac{a(1-e^2) - \tilde{r}_i}{e\tilde{r}_i}, \quad f_{\tilde{r}_i,2} = 2\pi - f_{\tilde{r}_i,1} \quad \text{for } i \in \mathcal{J}_{\tilde{r}_i} \quad (9)$$

$$f_{\tilde{\delta}_j,1} = \arcsin \frac{\sin \tilde{\delta}_j}{\sin \text{inc}} - \omega, \quad f_{\tilde{\delta}_j,2} = \pi - f_{\tilde{\delta}_j,1} \quad \text{for } j \in \mathcal{J}_{\tilde{\delta}_j} \quad (10)$$

$$f_{\tilde{\alpha}_k} = \begin{cases} \arctan \frac{\tan(\tilde{\alpha}_k - \Omega)}{\cos \text{inc}} - \omega, & \text{if } \cos(\tilde{\alpha}_k - \Omega) \geq 0 \\ \arctan \frac{\tan(\tilde{\alpha}_k - \Omega)}{\cos \text{inc}} - \omega + \pi, & \text{if } \cos(\tilde{\alpha}_k - \Omega) < 0 \end{cases} \quad (11)$$

여기서, a , e , inc , ω , Ω 는 각각 궤도장반경(semi-major axis), 이심률(eccentricity), 궤도 경사각(inclination), 근점 이각(argument of perigee), 승교점 경도(longitude of the ascending node)이다. 그리고, $\mathcal{J}_{\tilde{r}_i}$, $\mathcal{J}_{\tilde{\delta}_j}$ 는 교점이 존재하는 등고도면, 등위도면의 인덱스 집합으로, 다음과 같이 정의한다.

$$\mathcal{J}_{\tilde{r}_i} \equiv \{i = 0, \dots, I: a(1-e) < \tilde{r}_i < a(1+e)\} \quad (12)$$

$$\mathcal{J}_{\tilde{\delta}_j} \equiv \{j = 0, \dots, J: |\sin \delta_j| < |\sin \text{inc}|\} \quad (13)$$

등고도면과 등위도면은 한 주기에 두 번씩 교차하므로 아래 첨자 1, 2로 각각 표시하였다.

근지점에서부터 특정 진근점 이각 f 에 도달하기까지 걸리는 시간은 다음의 식으로부터 계산할 수 있다.

$$t(f) = \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left(2 \arctan \left(\sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \tan \frac{f}{2} \right) - \frac{e\sqrt{1-e^2} \sin f}{1+e \cos f} \right) \quad (14)$$

여기서, μ 는 지구의 중력상수(gravitational constant)이다. 따라서 충돌 위험 물체 n (총 N 개)의 궤도요소를 알고 있다면, 셀 (i, j, k) 에 진입/이탈하는 진근점 이각 $f_{i,j,k,n,1}$, $f_{i,j,k,n,2}$ 를 Eqs. (9)–(11)을 통해서 계산할 수 있으며, 셀 내 체류 확률 $P_{i,j,k,n}$ 은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$P_{i,j,k,n} = \frac{t(f_{i,j,k,n,2}) - t(f_{i,j,k,n,1})}{T_n}, \text{ for } i = 1, \dots, I, j = 1, \dots, J, k = 1, \dots, K, n = 1, \dots, N \quad (15)$$

여기서 T_n 는 물체 n 의 궤도 주기로, 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$T_n = 2\pi \sqrt{\frac{a_n^3}{\mu}} \quad (16)$$

여기서, a_n 은 충돌 위험 물체 n 의 궤도 장반경이다. 예를 들어, 물체 1의 궤도 주기가 90분 이고 셀(1,1,1)에 머무는 시간이 9분이라면, $P_{1,1,1,1}$ 은 0.1이 되어 물체 1이 셀(1,1,1)에 머물 확률이 0.1이라는 의미가 된다. 최종적으로, 모든 관심 물체에 대해 각 셀마다 $P_{i,j,k,n}$ 을 계산 하면, 다음의 식을 통해서 각 셀에서의 공간 밀도 $D_{i,j,k}$ 를 식 (17)과 같이 계산할 수 있다.

$$D_{i,j,k} = \frac{1}{V_{i,j,k}} \sum_{n=1}^N P_{i,j,k,n} \quad (17)$$

세 번째와 네 번째 과정에서는 앞서 계산된 공간 밀도를 바탕으로 기체 분자 운동론에 바탕을 둔 수식을 활용해 충돌 위험 분석 대상 물체의 평균 충돌 횟수를 산출한다[10]. 충돌 위험 분석 대상 물체가 Δt 동안 N 개의 물체와 평균적으로 충돌하는 횟수 c 는 다음과 같다.

$$c = v_c A_c \Delta t \sum_{i,j,k} D_{i,j,k} P'_{i,j,k} \quad (18)$$

여기서, v_c 는 충돌 상대속력, A_c 는 대상 물체의 충돌 단면적이고, $P'_{i,j,k}$ 는 Eq. (15)를 통해 계산한 충돌 위험 분석 대상 물체의 셀(i, j, k)에서의 체류 확률이다. 실제 각 셀에서의 충돌 상대속력은 다르나, 본 모델에서는 이를 일정 값으로 고정하여 단순화하였다. 또한, 분석 대상 물체와 위험 물체 N 개의 궤도 요소에만 의존하는 충돌 플럭스 F_c 를 다음과 같이 정의한다.

$$F_c \equiv v_c \sum_{i,j,k} D_{i,j,k} P'_{i,j,k} \quad (19)$$

이때 궤도 요소에 따른 충돌 플럭스를 알면, 대상 물체의 충돌 단면적 A_c , 그리고 시간 구간 Δt 에 따라 평균 충돌 횟수를 $c = F_c A_c \Delta t$ 로도 계산할 수 있다.

충돌 사건이 시간에 무관하게 발생한다고 가정하면 Poisson 과정으로 모델링할 수 있으며, 이에 따라 대상 물체가 Δt 시간 동안 N 개의 물체와 m 번 충돌할 확률은 다음과 같다[10].

$$P_{x=m} = \frac{c^m}{m!} \exp(-c) \quad (20)$$

따라서, 대상 물체가 한 번 이상 충돌할 확률은 다음과 같다[10].

$$P_{x \geq 1} = 1 - \exp(-c) \approx c \quad (21)$$

3. 개발된 모델과 MASTER-8.0.5의 충돌 분석 결과 비교

본 연구진은 2장에서 서술한 내용을 바탕으로 3차원 셀 모델을 개발하였다. 개발된 모델의 검증을 위해, 모델 산정값과 ESA의 MASTER-8.0.5로부터 얻은 값을 다음 두 가지 결과에 대해 비교하였다. 1) LEO에서의 공간 밀도, 2) 우리별 1·2·3호의 연간 충돌 위험.

개발된 모델의 충돌 위험 분석을 위해서 Space-Track[12]의 데이터베이스에서 획득한 2024년 8월 1일 기준의 TLE 데이터를 사용하였다. 이 중 위성명(satellite name)에 잔해(debris)를 의미하는 'DEB'가 포함되지 않은, 즉 잔해가 아닌 위성 및 발사체 상단 등을 포함한 총 14,705개의 물체를 대상으로 하였다. 해당 물체들의 궤도는 SGP4 모델을 이용하여 전파하였으며, 분석 기준 시점은 2024년 8월 1일 00시(UTC)의 상태로 설정하였다. MASTER-8.0.5 분석에서는 최신 데이터인 2024년 8월 데이터를 사용하였다. 이 중 위성 및 발사체 상단 등을 포함하는 발사 및 임무 관련 물체(launch/mission related object)만을 분석 대상으

로 하였으며, 이는 두 모델의 충돌 위험 물체 데이터베이스를 최대한 일치시켜 검증하기 위함이다. 또한, 충돌 분석을 위한 셀 정의 파라미터는 Table 2에 나타낸 바와 같이 MASTER-8.0.5와 동일하게 설정하였다.

분석 결과를 Fig. 5에 나타냈다. 왼쪽 그래프는 MASTER-8.0.5의 결과, 오른쪽 그래프는 개발된 모델의 결과다. 전반적으로 유사한 값과 경향성을 보이며, 특히 고도 600 km 이상 구간에서는 거의 일치함을 확인할 수 있다. 다만 고도 400–600 km 사이에서는 1–2배 정도 차이가 관찰되는데, 이는 충돌 위험 물체 데이터를 최대한 비슷하게 맞추었음에도 발생할 수밖에 없는 데이터베이스 간 차이에서 기인한 것으로 판단된다. 400–600 km 구간은 Starlink를 비롯한 다양한 우주 임무의 운용 궤도이자 발사 임무의 주차 궤도로도 활용되는 영역으로, 활용하는 데이터베이스에 따라 결과가 달라질 수 있다. 개발된 모델 기반 분석에서는 space-track의 데이터만 단일 소스로 사용한 반면, MASTER-8.0.5는 여러 데이터베이스를 보완적으로 활용하는 것으로 알려져 있다[11].

다음으로 우리별 1·2·3호의 연간 충돌 확률을 계산하였다. 각 위성은 모두 원궤도로 설정하였으며, 충돌 상대속력은 10 km/s로 고정하였다. 계산 결과와 각 위성의 궤도 및 충돌 관련 파라미터는 Table 3에 제시하였다. 연간 충돌 확률은 모두 유사한 수준으로 나타났는데, 이는 세 위성이 MASTER와 개발된 모델의 공간 밀도 계산 값이 거의 일치하는 600 km 이상 고도에 분포하기 때문으로 판단된다.

계산된 확률 값은 10^{-6} – 10^{-8} 수준이며, 위성 및 발사체 상단뿐 아니라 파편화된 잔해를 포함할 경우 이 값이 더욱 증가할 것으로 예상된다.

요약하면, 충돌 위험 물체 데이터베이스 차이로 인해 공간 밀도 계산 결과가 특정 고도 구간에서는 1–2배의 차이가 발생하나, 전체적인 수치 수준과 경향성은 양 모델 간에 유사하였다. 또한 우리별 1·2·3호의 연간 충돌 확률 역시 MASTER-8.0.5와 개발된 모델 모두에서 비슷한 수준으로 평가되어, 본 연구의 3차원 셀 모델이 이론적 기반 위에서 충실히 구현되었음을 확인할 수 있다.

4. 결론

우주 공간의 접근성이 높아지고 그 가치가 증대함에 따라, 우주 공간은 인류 개발 이래 가장 높은 혼잡도를 보이고 있으며 앞으로도 더욱 심화될 전망이다. 따라서 우주자산의 안전한 운영과 우주 공간의 지속가능한 이용을 위해서는 우주물체 환경에 대한 정확한 이해와 분석을 통해 다양한 의사결정을 지원할 수 있어야 한다.

Table 2. Parameters for cell definition

Parameter	Value	Unit
$r_{\min}/r_{\max}/\Delta r$	400 / 2,000 / 10	km
$\delta_{\min}/\delta_{\max}/\Delta\delta$	–90 / 90 / 2	deg
$\alpha_{\min}/\alpha_{\max}/\Delta\alpha$	–180 / 180 / 10	deg

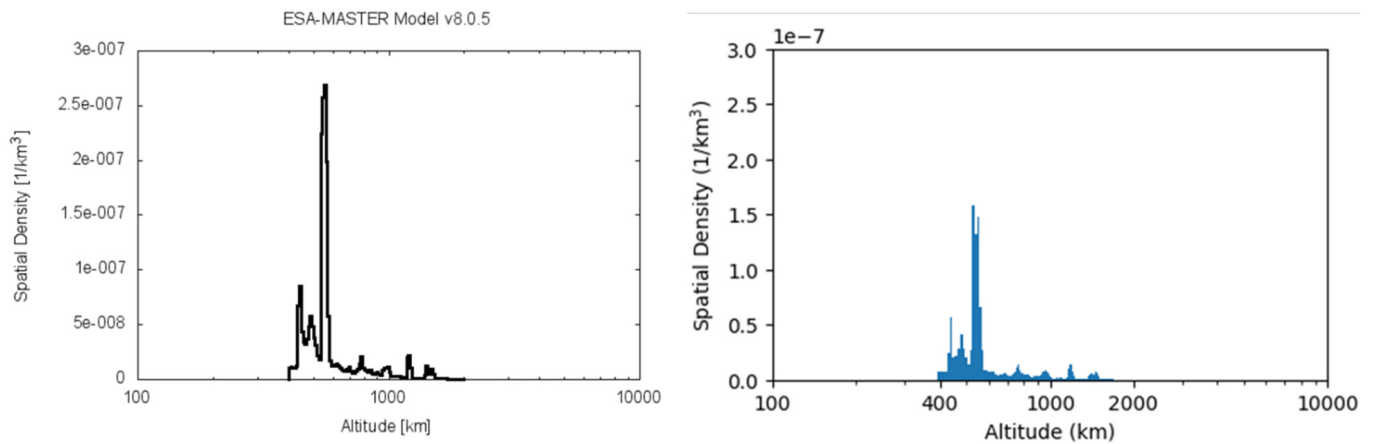


Fig. 5. Spatial density calculations from MASTER-8.0.5 (left) and the developed model (right).

Table 3. Collision parameters for KITSAT 1, 2, 3 and annual collision probability calculated by MASTER and the developed model

Target object	Altitude (km)	Inclination (deg)	Collision cross-section (m ²)	Annual collision probability	
				MASTER-8.0.5	Developed model
KITSAT 1	1,320	66	0.2	1.06e-8	2.71e-8
KITSAT 2	800	98.6	0.2	2.55e-7	3.94e-7
KITSAT 3	730	98	0.5	2.45e-7	5.91e-7

이를 위해 본 연구에서는 우주자산 충돌 위험 산정을 위해 유연한 확장이 가능한 3차원 셀 모델의 이론적 기반을 정립하고, 이를 바탕으로 소프트웨어 구현을 완료하였다. 개발된 모델의 타당성을 검증하기 위해 ESA의 MASTER-8.0.5와 유사한 조건 하에서 공간 밀도 및 충돌 위험 분석을 수행하였으며, 두 모델이 유사한 수준에서 충돌 위험을 평가함을 확인하였다.

향후 개선된 우주물체 데이터베이스와 결합될 경우, 본 연구의 3차원 셀 모델이 높은 충실도(fidelity)를 가지는 충돌 위험 분석 결과를 제공할 것으로 기대된다. 또한 해당 모델을 활용해 우리나라 우주자산의 다양한 운용 시나리오별 충돌 위험을 심층 분석함으로써 안전하고 효율적인 운용 전략 및 정책 수립에 기여할 수 있을 것이다.

감사의 글

이 연구 논문은 2025년 정부(우주항공청)의 재원으로 한국천문연구원 우주위험대응 통합시스템 개발사업의 지원을 받아 수행되었습니다(No. 1711179479, 우주위험대응 통합시스템 개발).

References

1. ESA Space Debris User Portal, Space environment statistics (2025) [Internet], viewed 2025 May 7, available from: <https://sdup.esoc.esa.int/discosweb/statistics/>

2. ESA's Space Debris Office, ESA's Annual Space Environment Report, Issue 9 (2025).
3. Secure World Foundation, Iridium-cosmos collision fact sheet (n.d.) [Internet], viewed 2025 May 30, available from: <https://swfound.org/resource-library/fact-sheets/>
4. Secure World Foundation, The 2007 Chinese ASAT test fact sheet (n.d.) [Internet], viewed 2025 May 30, available from: <https://swfound.org/resource-library/fact-sheets/>
5. Secure World Foundation, Russian direct sscent snti-satellite testing fact sheet (2025) [Internet], viewed 2025 May 30, available from: <https://swfound.org/resource-library/fact-sheets/>
6. Kim S, Lee J, Choi EJ, Cho S, Ahn J, Dual-mode framework for space object collision risk assessment, J. Space Technol. Appl. 2, 13-29 (2022). <https://doi.org/10.52912/jsta.2022.2.1.13>
7. Lee J, Kim H, Choi EJ, Choi J, Yu J, et al., Review of space debris modeling methods and development direction of the Korean space debris models, J. Astron. Space Sci. 41, 209-223 (2024). <https://doi.org/10.5140/JASS.2024.41.4.209>
8. Kim J, Lee J, Kim H, Choi EJ, Choi J, et al., Development of Korea orbital debris evolutionary and engineering model, in 2024 International Astronautical Congress, Milan, Italy, 14-18 Oct 2024.
9. Liou JC, Collision activities in the future orbital debris environment, Adv. Space Res. 38, 2102-2106 (2006). <https://doi.org/10.1016/j.asr.2005.06.021>
10. Klinkrad H, Space Debris: Models and Risk Analysis (Springer Science & Business Media, New York, NY, 2006).
11. Horstmann A, Hesselbach S, Wiedemann C, Flegel S, Oswald M, et al., Master8 final report: enhancement of S/C fragmentation and environment evolution models, ESA/DD-0045 (2020).
12. Space-Track, Login to space-track.org (2025) [Internet], viewed 2025 May 7, available from: <https://www.space-track.org>

Author Information

김재우 jw.kim@kaist.ac.kr



서울대학교에서 2022 우주항공공학 학사, KAIST에서 2024년 항공우주공학 석사학위를 취득한 후, 현재 동대학원에서 박사과정에 재학 중이다. 우주 시스템의 설계와 운용에 큰 영향을 미치는 전략적 단위의 의사결정 문제에 대한 연구들을 수행하고 있다.

유지웅 jiwoongyu@kasi.re.kr



연세대학교 천문우주학과에서 2011년 석사학위를 취득하고 동대학원 글로벌융합공학부에서 2017년 박사학위를 취득하였다. 2018년부터 한국천문연구원 우주위험감시센터에서 우주감시레이다 개발 및 우주물체 충돌 위험 분석연구를 수행하고 있다.

이진성 jinsung_lee@kaist.ac.kr



KAIST 항공우주공학과에서 2024년 박사학위를 취득한 후, 현재 KAIST 인공위성연구소 선임연구원으로 심우주탐사 궤적 설계관련 업무를 수행하고 있다. 현재는 심우주탐사 임무의 저추력·다중 중력보조 궤적 설계 및 최적화, 국내외 탐사 전략 수립과 궤적 분석 연구를 수행하고 있다.

조중현 jhjo39@kasi.re.kr



연세대학교 천문기상학과에서 1988년 석사학위를 취득하고, 미국 Auburn 대학교 항공우주공학과에서 2002년 박사학위를 취득하였다. 2005년부터 한국천문연구원에서 우주평화를 위해서 힘쓰고 있다.

최은정 eunjung@kasi.re.kr



연세대학교 천문대기과학과를 졸업하고, 동대학원 천문우주학과에서 인공위성의 궤도결정에 대한 연구로 박사학위를 받았다. 한국항공우주산업(주)과 세트랙아이(주)에서 아리랑위성과 두바이 위성 등 인공위성 탑재소프트웨어 개발을 하였다. 현재 한국천문연구원 우주위험감시센터 우주위험연구실에서 우주위험 통합분석시스템 개발 등 인공위성의 추락 충돌 위험에 대한 예측과 분석 연구를 하고 있다. UN 우주의 평화적 이용을 위한 위원회에 한국대표로 참여하며, 지속가능한 평화적 우주이용을 위한 국제적인 노력에 동참하고 있다.

감호식 kam@kasi.re.kr



2020년에 천문우주과학 박사학위를 취득하고 현재 한국천문연구원 우주정보연구본부 우주위험감시센터에 재직 중이다. 연구 주제는 천천카메라와 VHF 대역 레이더 자료 분석을 우주물체 잔해물, 우주물체 탐지이고, 현재 우주위험대응체계 구축을 위한 우주위험대응통합시스템 개발에 참여하고 있다.

최진 rutcome@kasi.re.kr



2018년에 천문우주과학 박사학위를 취득하고 현재 한국천문연구원 우주정보연구본부 우주위험감시센터에 재직 중이다. 연구 주제는 우주위험감시를 위한 관측 운영 및 우주위험 분석, 우주물체 궤도 결정이고, 현재 우주위험대응체계 구축을 위한 중·고궤도 광학감시시스템 개발에 참여하고 있다.

안재명 jaemyung.ahn@kaist.ac.kr



서울대학교 항공우주공학과에서 학사, 석사학위를, MIT Aero/Astro에서 박사학위를 받았다. 한국항공우주연구원에서 액체추진로켓 개발에 참여하였고, 현재 KAIST 항공우주공학과에서 Strategic Aerospace Initiative 그룹을 이끌며, 항공우주시스템 설계/최적화 관련 연구를 수행하고 있다.



JSTA 투고규정

1. **JSTA** 는 연간 4회 (2월 28일, 5월 31일, 8월 31일, 11월 30일) 발간된다.
2. **JSTA** 에 투고되는 원고는 교신 저자가 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)을 통해 온라인으로 제출하여야 한다.
3. **JSTA** 투고를 위한 원고는 **JSTA** 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 **JSTA** 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)에 게시되어 있는 투고지침에 따라 템플릿을 참조하여 MS-Word로 작성되어야 한다.
4. 제출된 논문 원고는 60일 이내에 **JSTA** 편집위원회에서 위임한 2인 이상의 전문가에 의해 심사되며, **JSTA** 편집위원장의 게재승인에 의거해 출판된다. 기고문은 전문가의 심사절차 없이 **JSTA** 편집위원회에서 출판을 결정할 수 있다.
5. 논문 원고는 독창적이어야 하고, 다른 학술지에 중복 제출되어서는 안되며, 심사를 통해 **JSTA** 에 출판이 승인된 원고는 일부라도 **JSTA** 의 허가 없이 다른 저널에 중복 출판되어서는 안된다.
6. 게재된 논문과 기고문의 기술적 내용에 대한 책임은 저자에게 있으며, 저자들은 출판에 앞서 저작권을 한국우주과학회에 양도하여야 한다.
*저작권 이양동의서는 **JSTA** 홈페이지(<https://www.jstna.org>)나 **JSTA** 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 탑재된 양식을 사용한다.
7. 논문과 기고문의 저자들은 출판에 앞서 윤리강령을 반드시 확인, 숙지하도록 한다. 윤리강령은 **JSTA** 홈페이지(<https://www.jstna.org>)와 **JSTA** 온라인 투고시스템(<https://submission.jstna.org>)의 '투고지침'에 명시되어 있다.
8. 논문 및 기고문의 게재료는 1편당 200,000원으로, **JSTA** 발행완료 후 학회 사무국으로 납부한다.

학술지 **JSTA** 관련 문의

JSTA 편집국

Tel: +82-42-865-3351

E-mail: jsta@ksss.or.kr

JSTA 구독 관련 문의

학회 사무국

Tel: +82-42-865-3391

E-mail: ksss@ksss.or.kr



AUTHOR'S CHECKLIST

- ☐ Manuscript in a format of MS-Word 2013 or later.
- ☐ Sequence of title page, abstract & keywords, introduction, methods, results, conclusions, acknowledgments, and references.
- ☐ Title page with article title, author's FULL NAME(s) and affiliation(s).
- ☐ Contact information of the corresponding author's E-mail address, Office Phone number, ORCID, and heading title, with all authors' ORCID.
- ☐ Abstract up to 300 words and keywords up to 6 words or phrases.
- ☐ All table and figure numbers are found in the text.
- ☐ All tables and figures are numbered in Arabic numeral in the order of its appearance in the text.
- ☐ Computer generated figures must be produced with high tones and resolution.
- ☐ All references listed in the reference section should follow the reference citing rule and the valid reference format specified in INSTRUCTIONS FOR AUTHORS in **JSTA**.



COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT, DISCLOSURE OF CONFLICT OF INTEREST AND DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

Manuscript Title: _____

COPYRIGHT TRANSFER AGREEMENT

The author(s) of the above-listed article hereby agree that the Korean Space Science Society holds the copyright to all submitted materials and the right to publish, transmit, and distribute them in the journal or all other media; the Society also holds the right to reproduce the article, including in reprints, photographic reproductions, or any other reproductions of similar nature, and the right to adapt the article for use in conjunction with computer systems and programs, including publication in machine-readable form and incorporation in retrieval systems.

DISCLOSURE OF CONFLICT INTEREST

I / We declare that potential conflicts of interest for all authors, or acknowledgment that no conflicts exist, are included in the manuscript. Disclosures include the source of funding, consultation fees and stocks and relationships with a company whose products or services are related to the subject matter of the manuscript. All authors agreed to the terms outlined in this document and approved the submission of this manuscript for publication.

DECLARATION OF ETHICAL CONDUCTS

- ✓ I / We abide by the RESEARCH AND PUBLICATION ETHICS of the *JSTA* Guidelines in submitting this manuscript.
- ✓ The author(s) has a specific and important contribution, and is officially responsible for the content of the article
- ✓ This manuscript has not been published before and will not be submitted for publication elsewhere until a decision has been made on its acceptability for publication.
- ✓ The author(s) conducted all research activities (e.g., data collection, writing reports, and presenting results) in an honest and sincere way, described the research content and its importance in an objective and specific way, and did not change, omit, or add to the results.

Corresponding Author

E-mail: _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name(s) of Co-author(s)

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

Print name _____ Signature _____ Date _____

* All author(s) should sign this form in the order listed in the manuscript.

* The above copyright transfer agreement must be signed and returned to the **JSTA Editorial Office** (Tel: +82-42-865-3351, Fax: +82-42-865-3392, E-mail: jass@kssss.or.kr) before the manuscript can be published.

1	가스로드	37	부경대학교	73	이오에스
2	경상국립대학교	38	부산대학교	74	인스페이스
3	경희대학교	39	부산테크노파크	75	인터콤전자
4	공군우주센터	40	뷰웍스	76	인하대학교
5	공군사관학교	41	비츠로넥스텍	77	저스텍
6	과학기술정보통신부	42	샘트라인터내셔널	78	전략물자관리원
7	과학기술정책연구원	43	서울대학교	79	전북대학교
8	국립외교원	44	세종대학교	80	제노코
9	국립전파연구원	45	센소허브	81	제이엔티
10	국립환경과학원	46	솔랩	82	조선대학교
11	국민대학교	47	솔탑	83	주한호주대사관
12	국방과학연구소	48	스마트코리아피씨비	84	지솔루션
13	국방기술진흥연구소	49	스페이스솔루션	85	지아이이앤에스
14	국방기술품질원	50	스페이스맵	86	지오스토리
15	국방우주학회	51	실텍	87	카멜테크놀로지
16	국토지리정보원	52	쎄스	88	카이로스페이스
17	나라스페이스테크놀로지	53	쎄트렉아이	89	컨텍
18	네오스팩	54	아이엠티	90	캠틱종합기술원
19	넥스트폼	55	아이파이브	91	코리아테스팅
20	노스롭그루만	56	알에스피	92	코마텍코리아
21	단암시스템즈	57	에스아이디텍션	93	코스모비
22	달로에어로스페이스	58	에스티아이	94	큐니온
23	담스테크	59	에이디솔루션에이블맥스	95	텔레픽스주식회사
24	동진커뮤니케이션시스템	60	에이블맥스	96	페리지항공우주
25	두시텍	61	엘테크	97	하이리움산업
26	두원중공업	62	엠아이디	98	하이퍼센싱
27	드림스페이스월드	63	연세대학교	99	한국국방연구원
28	디에스테크놀로지	64	우성테크	100	한국과학기술기획평가원
29	레볼루띠	65	우주기술진흥협회	101	한국과학기술연구원
30	레오스 전자광학시스템	66	우주전파센터	102	한국과학우주청소년단
31	레이다앤스페이스	67	육군본부 정책실(우주/과학기술정책과)	103	한국기초과학지원연구원
32	롤스로이스	68	육군본부기참부(우주/지휘통신전력과)	104	한국마이크로칩테크놀로지
33	루미르	69	웨이브온	105	한국연구재단
34	마스텍	70	위성전파감시센터	106	한국전기연구원
35	바로텍시너지	71	이노스페이스	107	한국전자통신연구원
36	방위사업청	72	이엘엠	108	한국천문연구원

109	한국항공우주산업	118	한화시스템	127	KAIST 인공위성연구소
110	한국항공우주연구원	119	한화에어로스페이스	128	KCEI
111	한국항공정책연구소	120	항공대학교	129	KT sat
112	한국해양과학기술원	121	해군본부	130	KTL
113	한밭대학교	122	해양경찰청	131	LIG 넥스원
114	한산마케팅연구원	123	현대로템	132	S&K 항공
115	한양이엔지	124	현대중공업	133	SM 인스트루먼트
116	한컴인스페이스	125	AP 위성	134	Space K
117	한화	126	Aurora Propulsion Tech.	135	Thales Korea

우주기술과 응용

제5권 2호

등 록 일 | 2021년 5월 31일

발 행 일 | 2025년 5월 31일

발 행 인 | 박종욱

편 집 인 | 임형철 · 김숙경

발 행 처 | 사단법인 한국우주과학회

대전광역시 유성구 대덕대로 776

TEL : 042-865-3391

E-mail : ksss@ksss.or.kr

Homepage : <http://ksss.or.kr>

편집 · 인쇄 | 거목문화사 · 거목인포

TEL : 02-2277-3324

E-mail : guhmok@guhmok.com

보다 가까이

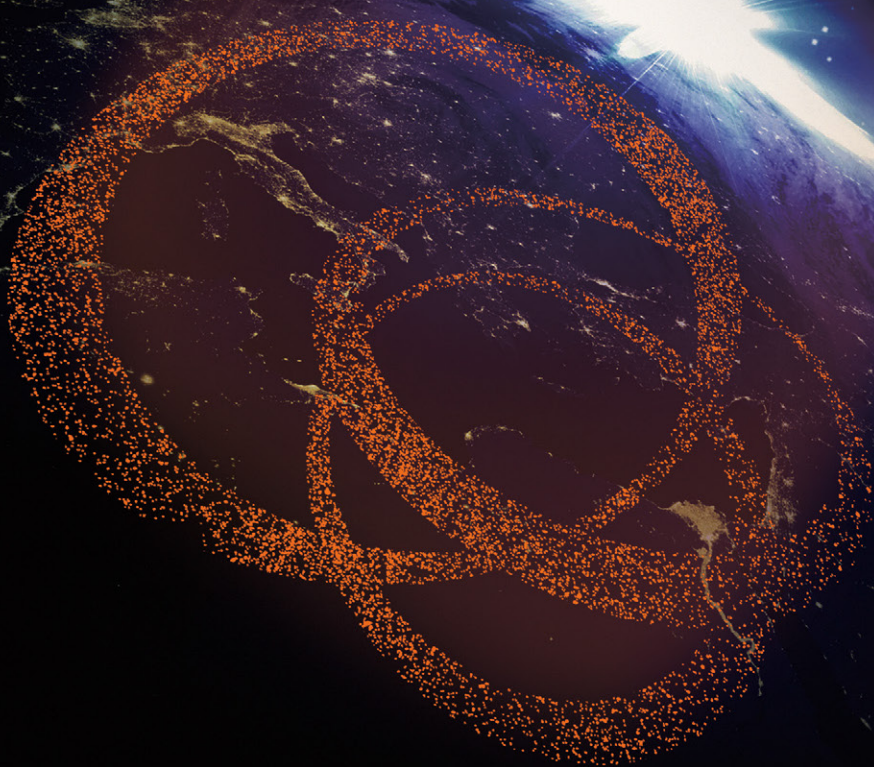
지구를 더 선명하게 바라보고
대한민국을 지키는 눈

가장 높은 곳에서
가장 가까이

위협 감시, 재난 대응, 우리의 안보.
초정밀 관측 기술을 통해
한화시스템이 만들어갑니다



소형 SAR 위성
군집운용을 통한
재방문주기 최소화



Global “SPACE Optics Solution” Provider



Redefining the way we see **EARTH**,
Connecting **HUMANITY**
through **INNOVATION**.

01

Payload Design Service

02

Earth Observations

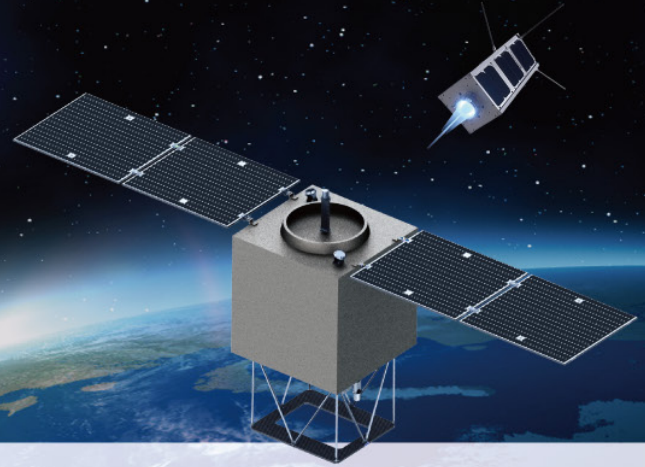
03

FSO Communications

Contact
Office +82-042-935-2130
Email marketing@leospace.kr
www.leospace.kr

New SPACE, New CHALLENGES

SOLTOP SATELLITE POWER SYSTEM



◆ 태양전지어레이시스템 주요 구성품 ◆

POINT 01. 영국의 태양전지 제작/판매 Lightricity社와 국내 독점 판매 계약 체결!



실제 태양전지판



EL 시험

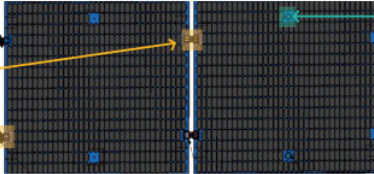
사양

- 효율 30% (@AM0(135.3mW.cm⁻²) and 25°C)
- 셀 하나 당 P_{mp}=1.23W(@BOL)
- 사이즈 80 x 40mm, 무게 3.8g
- GaInP/GaAs/Ge on Ge Substrate

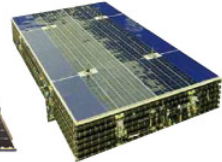
POINT 02. 판매 전력의 기획부터 설계·제작·시험까지! 민간 우주용 태양전지시스템 국산화

[우주용 태양전지시스템 부품품]

현지



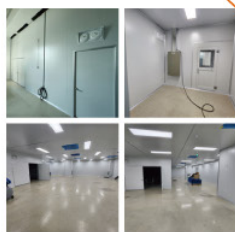
구속분리장치



태양전지어레이시스템 양산 인프라

[양산라인용 클린룸]

2024.06 구축 완료



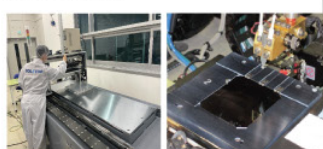
[수명검증용 열주기 시험 시설]

2024.12 구축 완료



[자동 마이크로 저항 용접 스테이션]

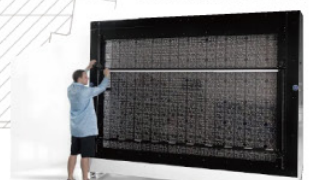
2023.12 구축 완료



부착 공정 장비

[우주태양광 모사시험시스템]

진행중 (2025.07 완료 예정)





(주)에이디솔루션
ADSOLUTION.CO.KR

사업 분야

설계 및 해석TOOL판매

- NX
- Solid Edge
- NASTRAN, SimCenter, FEMAP
- SimWise 4D, SolidThinking

설계 및 해석자동화 구축

- 설계 자동화 시스템 구축
- 해석 자동화 시스템 구축
- In house 프로그램 위탁개발

Business Fields

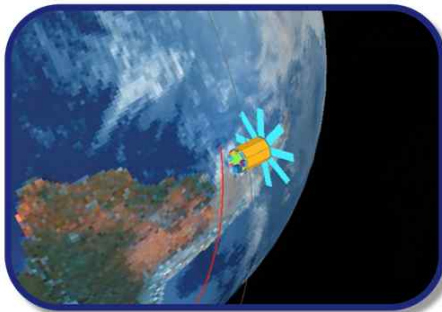
해석 용역 수행

- 구조, 진동 해석
- 열, 유동 해석
- 충돌, 강성 해석
- 복합재 해석

기술 컨설팅

- 설계 / 해석 / 제작 일관 시스템 개발
- 최적화된 제품, 장비 개발
- IDEA를 3D 도면화 설계 용역
- 3D MODELING 용역

Product



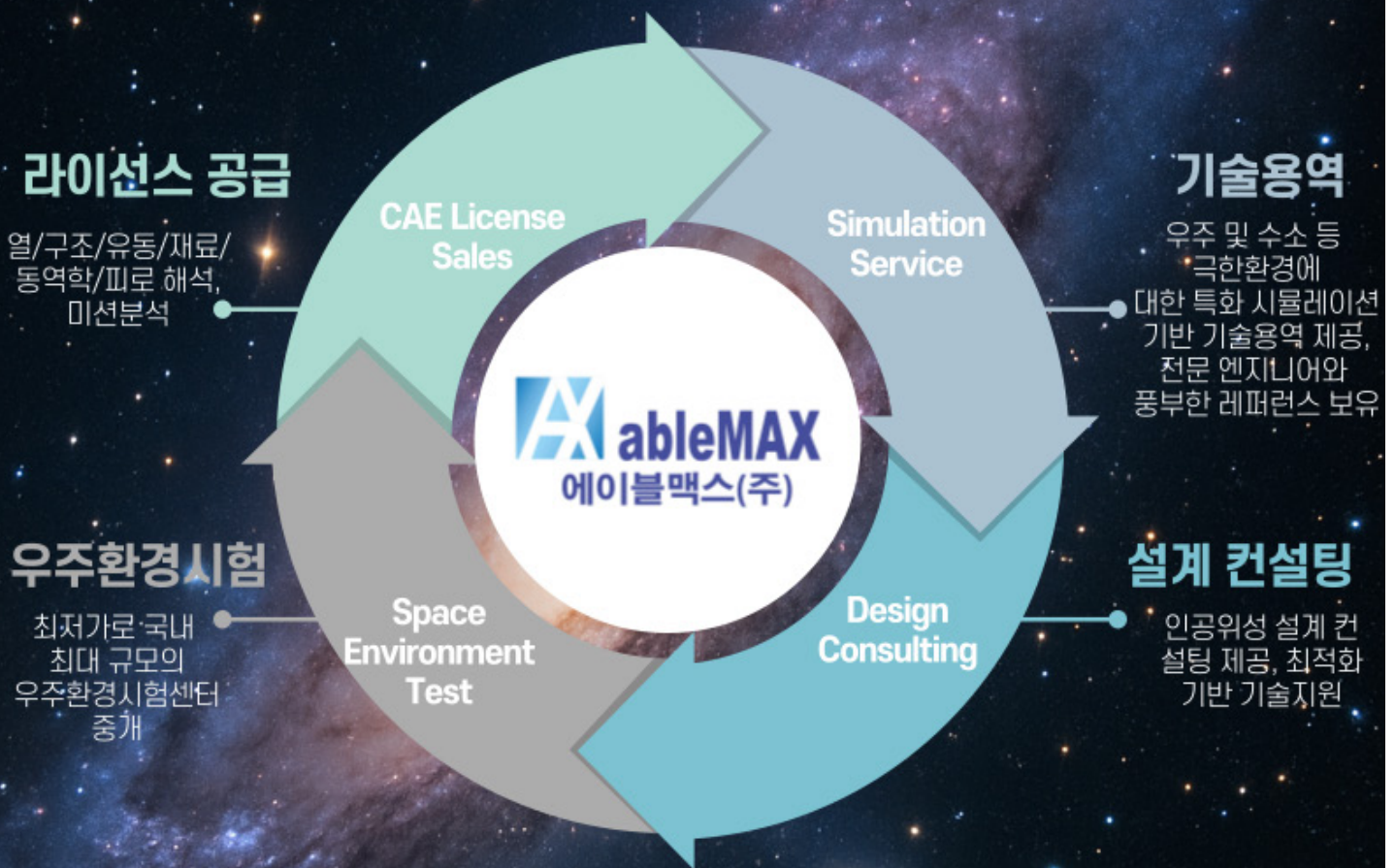
실적 소개

- 1) 대형트럭 프론트 판넬 강성 최적화 (2020)
- 2) 425사업 구조, 열/유동해석 (셀터, 2022)
- 3) 도시형 버스 신차 개발 부분 진동 해석 (2021)
- 4) 부유면지 카메라 LevCAM EQM 구조해석(2022)
- 5) ROKITS(차세대 중형위성 3호) 구조해석(2022)
- 6) LVRAD 개발 모델의 열해석 (2021)
- 7) 원전 폐기물 운반용기 낙하해석 (2022)
- 8) 열 응력 해석을 위한 온도장 매핑 API개발(2022)

파트너

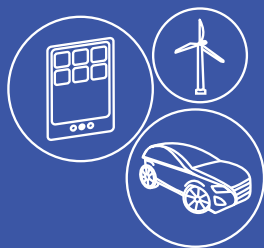


New Space 시대를 선도하는 위성 개발 플랫폼 기업, 에이블맥스(주)

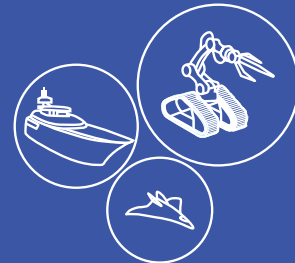


CST STUDIO SUITE

Antenna Simulation



**Antennas
are
Everywhere!**



KCEI는 제품 개발부터 판매까지 고객 중심으로 움직입니다.

KCEI는 차별화된 개발기술을 바탕으로 미사일/포 술 훈련용 시뮬레이터, 조함 및 항해훈련 시뮬레이터 등 무기체계의 모델링 & 시뮬레이션 등 다수의 국방 프로젝트를 성공적으로 수행해왔습니다.

개발 경험과 모델링 & 시뮬레이션 기반 기술을 확대 적용하여 우주영역인식 및 감시체계 구축 등 우주/항공 산업분야 전반으로 사업 영역을 확대하고 있습니다. 최근에는 가상현실 (VR) 기반으로 AR, MR, XR 기술을 산업에 적용하여 자율주행, 인공지능 분야 등으로 성장해 나가고 있습니다.

당사는 기술집약 기업으로 장기간 무기체계 개발의 핵심기술로 우리나라 국가안보에 크게 기여하였고 가상현실, 인공지능, 자율주행 등의 종합기술로 우리나라의 미래 산업에 기여해 나가고 있습니다.

KCEI Technology



가상 합성환경 및 가시화

실디지탈 트윈 기술로 현실을 정밀하게 모사하고, 3D시뮬레이션과 적외선 모의환경을 통해 AI 학습용 데이터 생성과 정밀 분석을 지원합니다.



GUI 개발

체계 또는 고객사의 알고리즘모델 및 HW를 직관적으로 운용할 수 있는 그래픽 인터페이스와 결과를 그래프 및 2D/3D로 시각화합니다.



Real-Time Computing

미션 크리티컬 시스템 개발에 필요한 HardRealTime 성능을 보장하는 시스템을 구성합니다.



시뮬레이션

실디지탈 트윈 기술로 현실을 정밀하게 모사하고, 3D시뮬레이션과 적외선 모의환경을 통해 AI 학습용 데이터 생성과 정밀 분석을 지원합니다.



모니터링 시스템

실디지탈 트윈 기술로 현실을 정밀하게 모사하고, 3D시뮬레이션과 적외선 모의환경을 통해 AI 학습용 데이터 생성과 정밀 분석을 지원합니다.



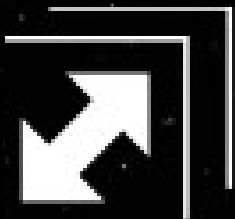
Go the Distance

KAI는 기술에 대한 도전과 혁신으로
국가적 우주개발 사업을 성공적으로 완수하고
민간주도 우주개발 시대를 선도하겠습니다

DALRO Aerospace

큐브위성과 로켓을 이어주는 발사 서비스
달로 에어로스페이스

큐브위성 발사관 / P-POD / 위성 분리장치

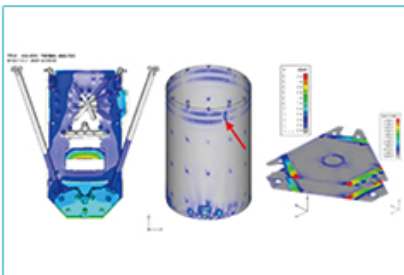


DALRO
Aerospace



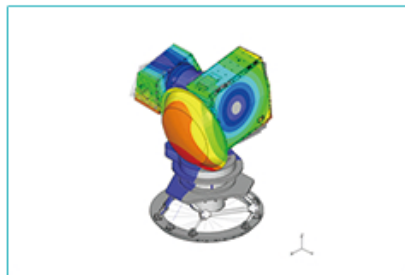
설계, 해석, 최적화 를 연결하는 AI 기반 통합 엔지니어링 솔루션

인공위성 해석



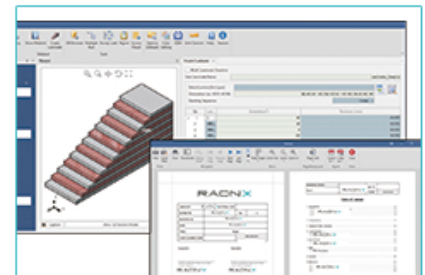
위성본체(복합재) 및 안테나
랜덤, Sine진동, 음향 진동, 강도해석
전자장비 진동, 랜덤해석
체결류 안정성해석
PCB Board 진동, 충격 안정성 해석
에어컨 Jittering 해석
컴프레서 파이프 상대변위 해석
열해석 및 습도 해석, 좌굴해석

레이더 / 발사장치 해석



레이더 발사장치 진동, 가속도, 충격,
랜덤, 발사 충격/소음 해석
L-SAM 구조해석 및 시험 장비 해석
항공용 레이더 장비 개발 해석
공력 해석 결과를 적용한 강도해석
유도무기 발사대 강도, 충격, 가속도,
진동 및 거동 해석
서스펜션 장치 강도, 내구 해석

전용 CAE 프로그램 개발



플러터 해석 전후처리 시스템
동하중 시험 및 해석 데이터 관리 프로그램
응력 해석 자동화 프로그램

CAE 컨설팅

SW 개발

솔루션 문의

구조해석 및 최적화를 위한 전문 자문 및 용역

컨설팅 사업부 김현진 팀장

✉ hjkim@raonx.com ☎ 051-517-6027

맞춤형 CAE 툴 및 자동화 솔루션

솔루션 개발팀 장준태 팀장

✉ jtjang@raonx.com ☎ 031-785-3020

글로벌 CAE 프로그램 공급 및 지원

기술영업팀 모희웅 팀장

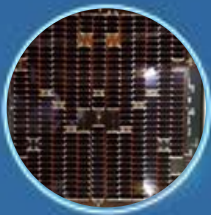
✉ hwmo@raonx.com ☎ 051-517-9302



SOLLAB

솔랩주식회사

글로벌 위성용 태양전지 기술을 선도하는
혁신적인 광·융합 기술 코디네이터 솔랩주식회사!



300W급
저궤도 소형위성용



150W급
소형위성용



6U용
Cubesat



우주용 반사케미컬
SOL-R2(자체 개발)

www.sollab.kr

■ 제품 문의 : 1544-7849, 010-5082-5687

국내 최초로 위성용 태양전지 자동화 양산 제조 기술 확보
차세대 우주용 태양광 발전소 구축과 관련된 핵심 기술 개발



2023년 5월 발사 성공한
차세대 소형위성 2호기에
김정식 대표이사가 제작에 참여
Heritage 확보

위성발사서비스 (Launch Service)

큐브위성 발사관 (SPOD) 소형위성 분리어댑터 (SBAND)

국내 주요실적

- 스페이스X 라이드쉐어 발사서비스(2023~2025)
- 독일 엑소론치(ExoLaunch) 발사서비스 공식 파트너 기업(2025)
- 진주샛1호 발사서비스(JINJUSat-1)(2025)
- LumirX 군집위성 발사서비스(2026~2027)
- 이노스페이스 발사관 공급 (2025)
- 누리호 4차 발사관 공급 (2025)

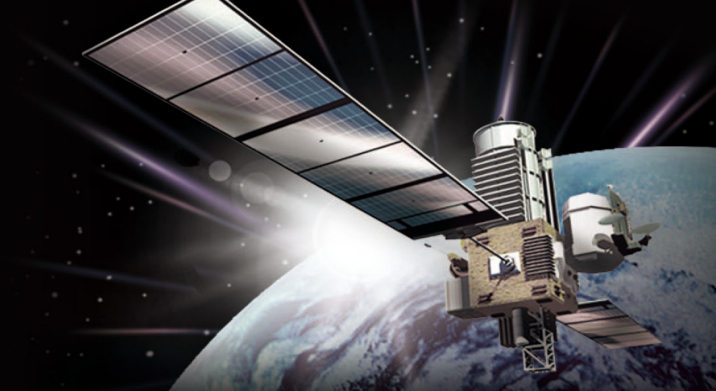


SPACEBEY
BEYOND SPACE

"The Innovator Beyond Space"



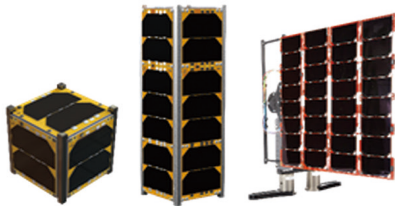
Providing Professionals in Space



(주)에스아이디텍션은 인공위성 제조 및 운영을 위한 핵심 부품을 공급합니다. 반도체, IP Core 솔루션, 자세제어 센서, 솔라패널, 수동 소자 등 고품질 부품을 제공하여, 인공위성 시스템의 성능과 안정성을 향상시키며, 지속적인 전력 공급과 안전한 운영을 보장합니다. 최상의 부품을 제공함으로써 우주 탐사 및 통신 등 다양한 용도로 확장 가능한 솔루션을 제공하고 있습니다.

Power Supply

Solar Panel

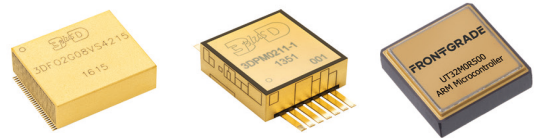


Battery, Battery Cell



Hi-Rel Applications

Micro Electronics



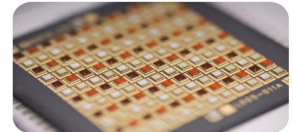
Processing and IP core Solutions

LEON

NOEL

GRLIB

Hi-Rel Components / Up-screening / Certification



Attitude Control

Sensor / Reaction wheel / GPS Receiver / Antenna / Magnetometer / Magnetoquer Rods



Passive Components

Passive Components





고객과 고객의 제품에 신뢰를 제공하는 기업
주식회사 엠아이디



(주)엠아이디의 CPPA는
설계부터 조달, 업스크리닝 및 조립까지 전과정의 기술지원 을 제공합니다.

01 고객사 부품 구매 요구조건 분석 · PAR 요구 조건 분석 · 부품의 적합성 및 대체품 검토 · Radiation 특성 검토 · PIL 관리 · PAD, JD, NSPAR 작성 지원	02 부품 구매 협상 · 고객사와 품질/ 납기/ 가격/ 업스크리닝/ 요구조건 등 협의 · 부품 제조사 고객 요구조건 협상	03 부품 구매 관리 · 납기(제작/ 시험진행)등 현황 관리 · 부품 Alert 모니터링 · PCN 모니터링	04 부품 신뢰성 시험 · 신뢰성 시험 진행사항 관리 · Radiation 시험(TID, SEE) · ESCC/ NASA 규격에 따른 업스크리닝 진행	05 수입검사 및 납품 · 부품별 수입검사 대행 · CA/DPA 수행 · CoC 및 Report 발행	06 조립 공정 지원 · 솔더링 공정검증 시험 대행 · 제작기술 자문
--	---	--	---	--	--

"We **tackle** every challenge in On-Orbit Servicing."



우주 공간에서 필요한 모든 무인 작업 서비스를 제공함으로써
우주자산 가치 극대화 및 고부가가치를 창출하는
세계적인 궤도상서비스(OOS) 및 ISAM 선도 전문기업으로 성장하겠습니다.

뉴스페이스 시대 진정한 글로벌 미래 혁신 우주기술
with **WORKERINSPACE**



위성 수명연장/보증을 위한
궤도상서비스 (OOS)

- Life extension
- Re-location
- Refueling
- Repair & Replacement
- Salvage



우주에서의 제조/생산/조립
(ISAM)

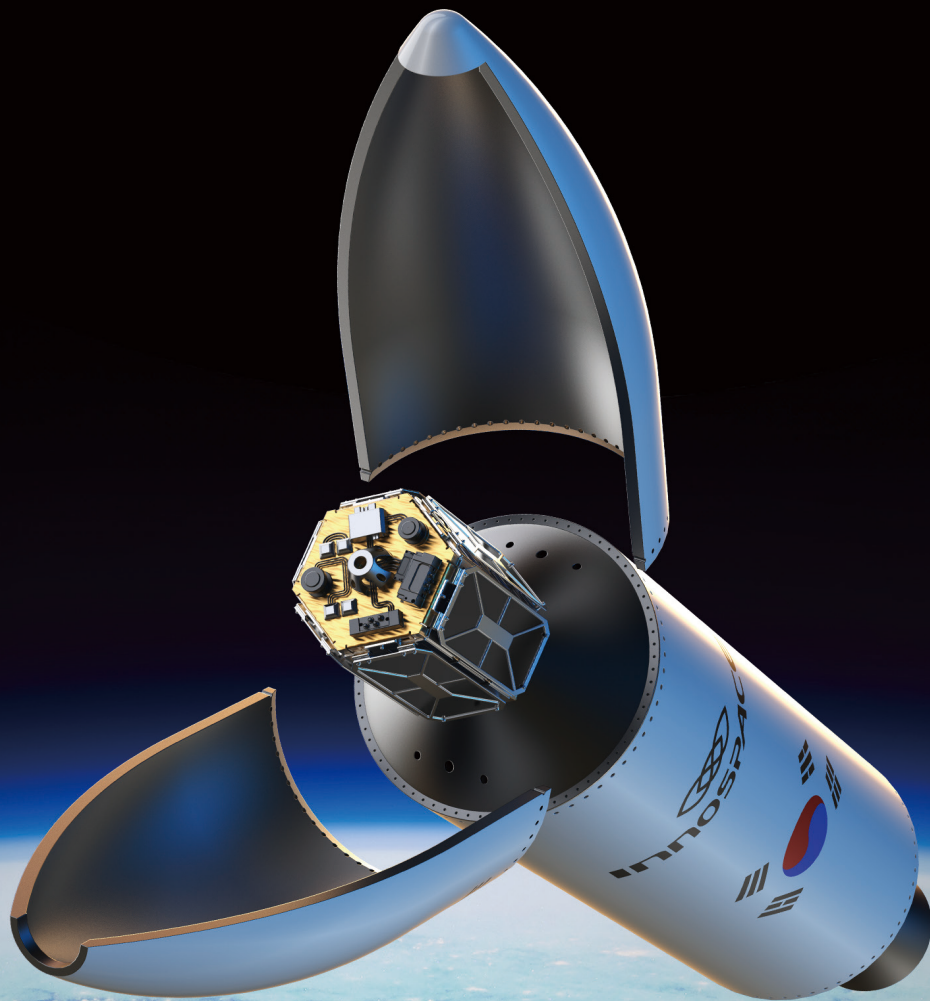
- Manufacturing
- Assembly and Integration



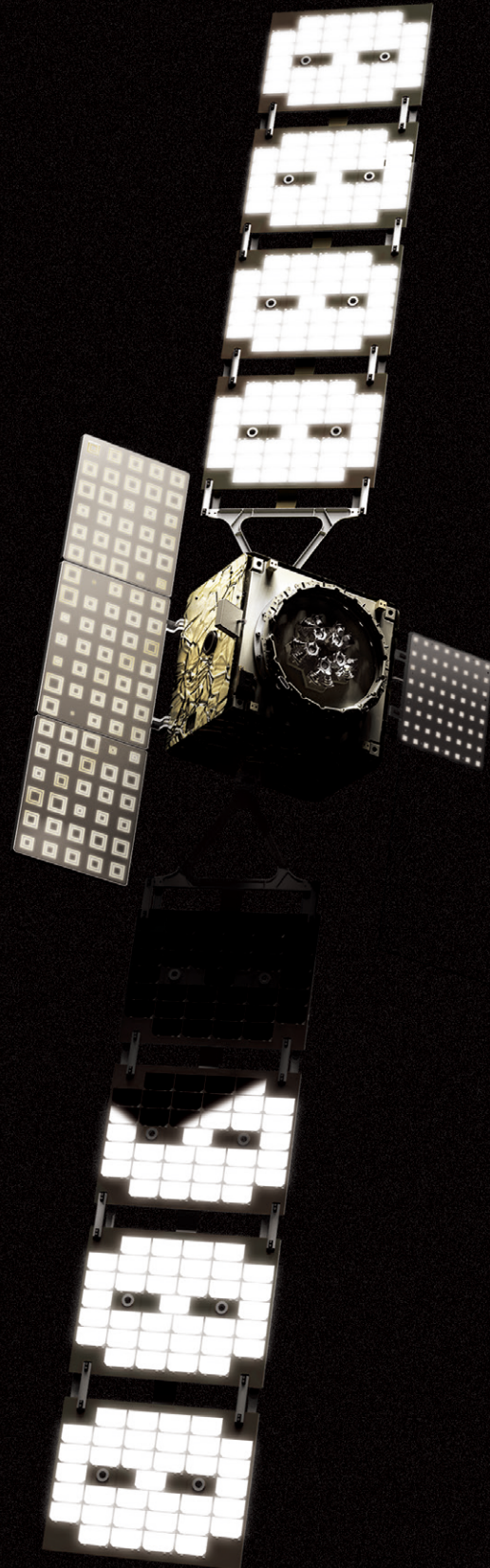
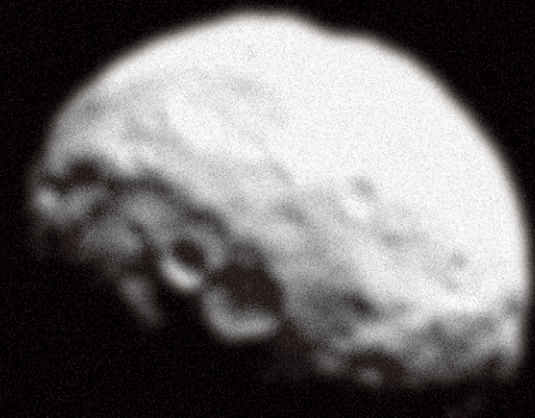
대형 우주쓰레기 폐기
(ADR)

- Defunct Satellite and Debris Active Removal
- De-orbiting

Changing the Future of Space Mobility Launch Service Provider, **INNOSPACE**



DEEP SPACE EXPLO- RATION



As interest in deep space exploration continues to grow, KAIROSPACE Co. Ltd. has developed the Space Trajectory Demonstrator (STD), an ultra compact platform designed to support a variety of mission needs. Created as part of the Deep Space Project (DSP) funded by the Korea Aerospace Research Institute (KARI), STD features a modular, scalable architecture that can accommodate diverse payloads and adapt to different mission profiles. Its flexible design aims to address the technical challenges of deep space operations and contribute in the advancement of future deep space exploration technologies.

THE NEAREST AND FASTEST STARTING POINT TO SPACE

우주 모빌리티 솔루션 기업 페리지에어로스페이스는
고효율 액체 로켓추진시스템 개발 역량을 바탕으로 대한민국 우주수송 체계 개발을 선도하여
우주를 꿈꾸는 모든 이들을 위한 가장 가깝고 빠른 시작점이 되겠습니다.



서비스 영역

소형 인공위성 대상 저궤도 발사 서비스
우주 부품 및 과학 임무 위한 준궤도 발사 서비스
소형위성을 위한 추진 시스템 서비스

참여사업

소형발사체 개발역량지원사업



추력 3톤급 메탄 엔진 개발
1차년도 3개기업 선정, 2차년도 2개기업 선정
국내 유일 항공우주분야 국가전략기술 인정
자체 개발 2단형 소형발사체 메인 엔진 활용

능동제어위성 추진시스템 개발



우주쓰레기 제거 기술 실증위성용 액체 추력기
및 추진제 공급계 개발 및 제작
국내 첫 20 N 이상급 위성 추력기 국산화
2027년 발사 예정

초소형위성 추진시스템 개발



소형 편대비행 광역감시 정찰위성을 위한
전기가열식 액체추력기 개발 및 제작
국내 첫 초소형위성용 저전력 추력기

문의 enquiry@perigee.space

오늘을 지키는 기술, 세상을 향한 혁신

GO FORWARD

FOR WORLD

Leading Innovation Group **LIG**

대한민국 우주사업의 미래, 우주부품시험센터



우주부품시험센터란?

우주 발사체 자력 개발 및 독자 위성기술 확보로
대한민국 우주 강국의 꿈을 실현시켜줄 우주산업의 핵심 기지

국산 우주개발 부품의 국제 경쟁력 강화
선진국 수준의 기술 확보와 경제효과 달성
지역균형발전 기여와 미래 우주과학 산학연의 중심
대한민국 우주 강국의 꿈을 이루어갑니다.



우주부품시험센터 : 경남 진주시 상대로72번길 16 | 055-791-3660