

정지궤도위성의 완전 전기추진시스템 적용방안 연구

최재동^{1,†} · 박봉규¹¹한국항공우주연구원

A Study on the Application of a Fully Electric Propulsion System for Geostationary Missions

Jaedong Choi^{1,†} and Bongkyu Park¹¹Korea Aerospace Research Institute

Abstract

The propulsion system of geostationary orbiting satellites is typically used to raise the orbit into a transfer orbit, maintain the orbital position in the south/north, east/west direction in regular operation, and accumulate momentum in the south/north and east/west direction. Recently, when an electric propulsion system is used in a geostationary orbit satellite, the payload capacity can be increased by about 40% compared to a chemical propulsion system. However, despite these advantages, using an electric propulsion system has several limitations that should apply to all geostationary orbiting satellites. This paper discusses the operational constraints to consider when developing an indigenous geostationary satellite using a fully electric propulsion, radiation exposure, and control mechanism design due to unit displacement and floating ground-design. A high-voltage control unit for electric drives were analyzed.

초 록

정지궤도위성의 추진시스템은 전이궤도에서 궤도상승, 정상 운영모드에서 남/북방향, 동/서방향 궤도 위치유지 및 모멘텀 덤핑을 위해 일반적으로 사용된다. 최근 정지궤도위성에 완전 전기추진시스템을 적용할 경우 화학추진시스템 보다 탑재체의 탑재용량이 약 40% 증가 할 수 있어 정지궤도 위성에 전기추진시스템의 활용이 점차 증가 되고 있다. 그러나 이러한 장점에도 불구하고 전기추진시스템의 사용이 모든 정지궤도위성에 적용하기에는 여러 제약 조건이 있어 위성 임무에 따라 이에 적합한 추진시스템을 적용하여 왔다. 본 연구에서는 완전 전기추진시스템 적용한 국내 정지궤도위성 개발 시 고려되어야 할 정지궤도위성의 운영제약조건 분석, 전기추력기에 의한 오염영향, 방사선 노출에 따른 부품배치 고려 및 제어메카니즘 설계, 전기추력기용 고전압 제어유닛의 부동접지 설계방안들이 분석되었다.

Key Words : Geostationary Satellite (정지궤도위성), Full Electric Propulsion System(완전 전기추진시스템), Transfer Orbit(전이궤도), Station Keeping(위성위치유지), Orbit Raising(궤도상승), Satellite Dry Mass(위성건조질량)

1. 서 론

정지궤도위성 궤도진입은 발사형태에 따라 정지궤도

에 직접 투입하는 방식과 전이궤도에 위성을 투입하고 위성체의 추진시스템을 이용하여 궤도를 상승시키는 방식이 있다[1]. 정지궤도에 위성을 직접 투입하는 방식은 매우 큰 추진력과 많은 연료를 필요로 하기 때문에 발사비용이 고가이다. 따라서 대부분의 위성의 경우 발사비용의 부담으로 인해 약 근지점 고도 200~300 km, 원지점 고도 35,786km인 전이궤도에

Received: Jun. 20, 2022 Revised: Aug. 08, 2022 Accepted: Aug. 29, 2022

† Corresponding Author

Tel: *** - **** - **** E-mail: jdchoi@kari.re.kr

© The Society for Aerospace System Engineering

정지궤도위성을 투입하는 방식을 사용하여 왔다. 전이궤도에 위성을 투입하는 방식은 궤도상승을 위해 위성 자체연료를 사용하기 때문에 위성본체의 무게가 약 200kg 정도 증가하는 특성을 갖는다.

위성에서 사용되는 전기추진시스템은 새로운 기술은 아니며, 1960년대 이미 궤도상에서 시험이 수행된 바 있다. 그동안 위성개발 시스템 엔지니어들은 위성의 임무에 따라 화학추진시스템과 전기추진시스템을 검토해왔으며 최근까지도 대다수 위성에 화학추진시스템을 적용하였다. 최근 미국, 유럽 등 다양한 위성 선진국들에서 위성체 무게를 줄이고 탑재체 용량을 증가시키기 위해 새로운 전기추진시스템 개발이 활발하게 진행되면서 전기추진시스템의 활용이 증가하고 있다.

특히 15년 이상의 장시간의 임무를 갖는 정지궤도 통신위성에 완전 전기추진시스템 적용 시 화학추진시스템 보다 무게는 약 50%, 발사비용의 경우 25~ 50% 저감이 가능하여 효율성이 높아지게 되었다[3]. 그러나 이러한 장점에도 불구하고 모든 정지궤도위성에 전기추진시스템을 적용하기에는 전기추진시스템의 연료로 사용되는 제논 가격의 급상승, 전이궤도 운영제약, 우주방사선 영향, 대용량 태양전지 전력 및 고전력 전기추진 제어장치 추가, 임무 궤도 상 비상상태 대처 유연성 제한 등 다양한 고려조건이 있어 위성 임무에 따라 적합한 추진시스템의 적용이 필수적이라고 할 수 있다.

본 논문에서는 최근 개발되고 있는 전기추력기 형태를 비교 분석하였으며, 이와함께 정지궤도위성에 전기추진시스템 적용 시 장·단 점을 제시하였다. 또한 향후 전기추진 시스템을 국내 정지궤도위성 개발에 적용하기 위해 필요한 다양한 요건들을 사전 분석하였으며, 이와함께 위험요소 최소화 방안들을 제시하였다.

2. 위성 전기추력기 형태 비교 및 장·단점 분석

최근 정지궤도 통신위성에 활용이 점차 증가하고 있는 전기추진시스템은 1981년부터 시작되어 2018년까지 정지궤도위성에 약 340개의 전기추진시스템이 적용되었으며, 그중에서 홀 추력기가 약 38% 비중을 차지하고 있으며, 뒤를 이어 저항제트가 25%, 이온추력기 19%, 방전제트 18%의 비중으로 조사되었다. 이중

상업용 정지궤도위성 최초로 완전 전기추진 방식을 사용하여 발사 후 전이궤도에서 궤도상승 및 궤도상 위치유지에 모두 사용한 사례는 미국 보잉(Boing)사에서 개발해 2015년에 발사한 통신방송위성인 Eutelsat 115 West-B와 Asia Broadcast Satellite(ABS) 3A이다. 이와 함께 유럽의 경우 유로스타 E3000 통신위성이 2017년 최초로 완전전기추진시스템을 장착하여 성공적으로 발사되었다. 이후 2018년 유럽은 수성탐사선 (BepiColombo호)에도 완전전기 추진시스템을 장착하여 발사 하였다[2, 3].

2.1 정지궤도위성 전기추력기 형태 비교

전기추력기의 기본적인 원리는 전기에너지를 이용하여 추진제를 이온화시키고 매우 높은 속도(10~40km/s)로 이온을 가속화 한다. 이러한 전기추력기는 추진제 가스의 이온화 방법, 이온화된 원자를 가속하는 방법 등에 따라 높은 전기열을 이용하는 방식, 정전기를 이용하는 방식과 전자기를 이용하는 방식으로 크게 3가지로 구분될 수 있다[2, 3]. 이 중에서 정지궤도위성에 사용 가능한 추력방식은 전기열을 이용하는 전기저항제트 방식과 아크젯방식, 정전기를 이용하는 이온 추력기 (Gridded Ion Thruster, GIE) 방식, 그리고 전자기를 이용하는 홀 추력기(Hall Effect Thruster, HET)방식과 고효율 다단계 플라즈마 추력기 (High Efficiency Multistage Plasma Thruster, HEMPT)방식이 있다.

최근 완전 전기추력기를 사용하는 통신위성들은 대다수 이온 추력기와 홀 추력기를 사용한다. 유럽의 ARTEMIS 위성과 Alphas Extension 위성은 Fig. 1과 같은 이온 추력기를 사용한다. 이와 함께 Table 1에 보여지는 것과 같이 에어버스사의 E3000 위성, TAS사의 Spacebus 위성, NEOSAT 위성, 그리고 ELECTRA 위성 등 대부분의 통신위성에 홀 추력기를 사용하고 있다[4, 5].

이온 추력기는 첫 번째 단계에서 링 자석이 이온화를 향상시키는 필드를 생성하고, 전자는 원자와 충돌하여 이온을 생성한다. 생성된 이온은 그리드 사이에서 정전기적으로 가속화 되어 이온 빔이 된다. 중성화기(Neutralizer)의 중화를 위해 빔에 전자를 주입한다 [6]. Figure 2는 홀 추력기 구동 원리를 보여주는 다

이러그림이다.

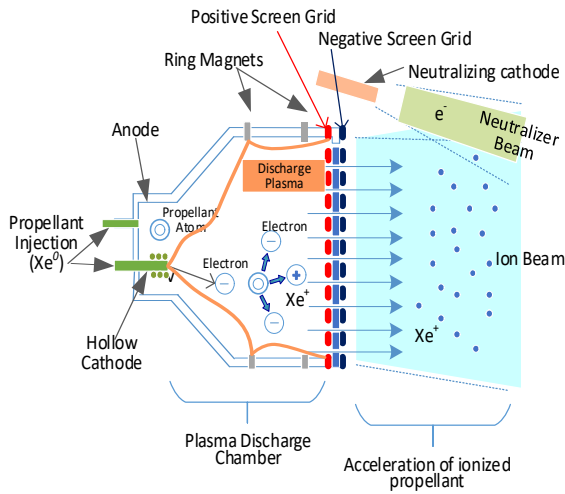


Fig. 1 Gridded Ion Thruster Schematic Diagram

Table 1 Telecommunication Satellite Application of Electrical Propulsion

Platform	Prime Contractor	Platform Mass (tonnes)	Platform Power (kW)	EP Function	EP Type
ATRTEMIS	Thales Alenia Space -Italy	3	3	NSSK ¹⁾	GIE
Eurostar 3000	AIRBUS	4.5~6	9~16	NSSK	HET
Alphabus	AIRBUS/Thales	6~6.5	12~18	NSSK	HET
SGEO	OHB	3.2	6.5	NSSK,EWSK ²⁾ , Momentum Management	HET/HEMPT
NEOSAT	AIRBUS/Thales	3~6	15~25	NSSK, Orbit Raising	HET
ELECTRA	OHB	3.2	7	NSSK, Orbit Raising	HET

1) NSSK: North South Station Keeping
 2) EWSK: East West Station Keeping

Figure 2에서 자석 코일은 방사형 자기장을 만들고, 양극 전압은 자계에 수직인 전기 벡터를 제공한다. 음극에서 분리된 전자는 양극 쪽으로 끌려가 원형트랙으로 강제 이동되어 제논 가스의 완전한 이온화를 진행한다. 생성된 플라즈마로부터, 이온들은 교차된 전기장과 자기장에 의해 추력방향으로 가속된다[7]. 이러한 홀 추력기 방식을 사용하는 정지궤도 통신위성들은 전기추력기에서 요구되는 고전력으로 인해 대부분 약 5kW에서 20kW에 이르는 대용량 전력 위성들에 사용된다.

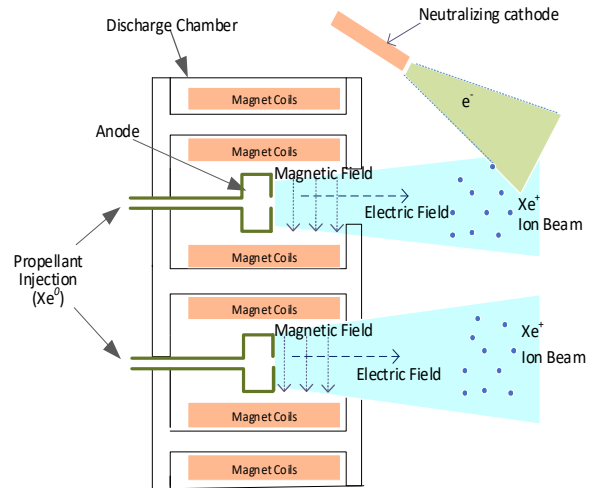


Fig. 2 Hall Effect Thruster Schematic Diagram

2.2 전기추력기 적용 시 장·단점 비교분석

정지궤도위성의 추진시스템은 전이궤도에서 궤도상승, 정상 임무궤도에서 남/북방향, 동/서방향 궤도위치 유지 및 모멘텀 덤핑을 위해 사용된다. 이러한 추진시스템은 화학추진기만을 사용하는 화학 추진시스템, 전이궤도에서 궤도상승을 위해 사용하는 화학추력기와 궤도상 위치 유지를 위해 전기추력기를 함께 사용하는 하이브리드 추진시스템, 그리고 궤도상승 및 궤도위치 유지를 모두 전기추력기로 사용하는 완전전기 추진시스템의 3가지 방식으로 구분할 수 있다.

완전 전기추진시스템의 장점은 다음과 같다. 첫째, 적은 추진제량으로 화학추진방식보다 높은 배기속도를 얻음으로써 연료 절약을 가질 수 있다. 둘째, 위성의 전체 건조 질량 감소 및 탑재체 탑재용량 증가가 있다. 마지막으로 매우 작은 저추력을 이용하여 위성의 정밀 위치 유지 및 자세제어가 가능하다는 장점이 있다.

이와 반대로 완전 전기추력 시스템의 단점으로는 첫째, 궤도전이 시 화학추진시스템에 비해 매우 낮은 추력으로 인해 오랜 시간이 소요되어 정지궤도위성의 궤도상승 및 투입에 걸리는 기간이 최소 6 ~ 8개월 정도 소요되므로 위성의 정상운용을 구현하기까지 최소 1년 이상이 소요된다[8]. 둘째, 전이궤도에 장시간 머무르는 동안 반알렌 복사대에 상당 기간 노출될 수 있어 이 기간에 우주방사선 피폭에 의한 위성 전자부품의 오류가 발생할 수 있어 방사선 차폐를 위한 추가적

인 고려가 필요하다. 마지막으로 전기추력시스템 사용을 위해서는 높은 전력용량이 요구되어 태양전지전력과 배터리 용량 증가가 예상된다. Table 2는 3톤급 정지궤도 위성에 약 300kg 탑재체를 가정할 때 추진체가 전체 무게에서 차지하는 비율을 보여주고 있다 [7]. 화학추진시스템을 사용하는 경우 연료무게가 전체 위성체의 55%를 차지하는 반면, 완전 전기추진시스템을 사용하는 경우 약 21%만 차지하여 화학추진시스템 대비 약 40% 정도의 탑재체 무게 증가가 가능하다.

Table 2 Mass ratio according to the type of 3-ton GEO satellite propulsion system

Items	Chemical Propulsion System	Electrical Propulsion System
Communication Payload	10%	14%
Bus Platform	35%	65%
Fuel	55%	21%

Table 3은 3톤급 국내 정지궤도 위성에 기존의 완전화학추진시스템, 화학 및 전기추력시스템을 혼용한 하이브리드 추진시스템 그리고 완전 전기추진시스템을 적용 시 예상되는 중량을 비교분석 하였다. 완전화학추진시스템은 기존의 천리안위성 2호를 기반으로 분석되었으며 탑재체 무게는 일부 증가하여 총 발사무게는 약 3,657kg으로 분석 되었다. 하이브리드 추진시스템의 경우에는 남북위치유지는 전기추진시스템을 사용하고 동서위치유지는 화학추진시스템을 이용하는 조건이다. 이때 전기추력기의 추력은 25mN, 비추력은 1500s 사용 시 위성체 발사무게가 450kg이 줄어들어 약 3,213kg으로 분석되었다.

마지막으로 완전 전기추진시스템의 경우 궤도상승 및 위치유지에 모두 전기추진시스템을 사용하는 조건이며, 추력은 300mN, 비추력은 1700s 사용 시 총 예상 위성체 발사무게는 1,240kg이 줄어들어 2,411kg으로 분석되었다. 그러나 무게 감소의 장점에도 불구하고 전기추력기에 사용되는 높은 전력요구량으로 인해 약 10kW의 전력생성이 필요하여 천리안위성 2호 대비 약 4배의 전력증가가 예상된다.

Table 3 Comparison analysis of different types of propulsion systems

추진계	CP (Chemical Propulsion)	Hybrid	Full EP (orbit raising)	
		(Chemical Propulsion + Electric Propulsion)		
추진계 구성	화학 추진제 탱크 용량	2x 925L	2x 700L	N/A
	전기 추진제 탱크 용량	N/A	2x 60L	1x 440L
	화학 추력기	1x LAE (420N)	1x LAE (420N)	N/A
		7x 2x RCT (10N)	7x 2x RCT (10N)	N/A
	전기 추력기	N/A	2x 2 Elec Thruster (Thrust: 25mN, Isp =1,500s)	2x2x Elec. Thruster (Thrust: 300mN, Isp=1,700s)
Cold Gas 추력기	N/A	N/A	8x Cold Gas Thruster	
중량	위성 건조질량	1556 kg	1640 kg	1831 kg
	탑재체	313 kg	313 kg	313 kg
	본체	1213 kg	1297 kg	1488 kg
	시스템 마진	30 kg	30 kg	30 kg
	추진체	2096 kg	1568 kg	580 kg
	화학 (MMH+MON3)	2096 kg	1401 kg	
	전기 (Xe)		167 kg	580 kg
	가압제	5 kg	5 kg	
위성체 총질량	3657 kg	3213 kg	2411 kg	

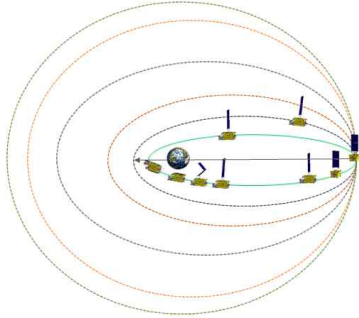
3. 정지궤도위성에 전기추진시스템 적용 시 제약조건 분석

3.1 발사체 궤도 분리 형태별 제약조건

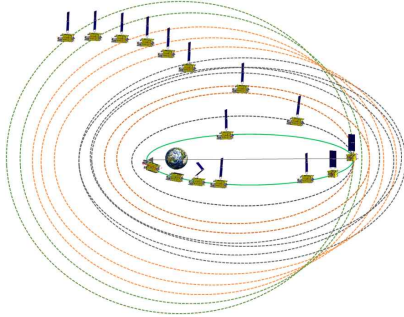
완전 전기추진시스템 사용 시 발사체로부터 궤도 분리 형태에 따라 제약 조건은 다르게 표현될 수 있다. 먼저 전기추진시스템 적용 시 최적의 궤도분리방법은 위성을 정지궤도에 직접 투입하는 형태이다. 그러나 이러한 방식은 발사비용이 전이궤도 분리 방식과 비교해 상당히 고가이므로 경제적 측면에서 대부분의 위성 제조사들은 전이궤도 분리 방식을 사용하고 있다.

먼저, Fig. 3의 추진시스템 타입에 따른 궤도전이 형태처럼 이전과 동일한 전이궤도 분리방식을 사용할 경우 화학추력기를 사용한 궤도상승과 달리 전기추력기의 경우 추력이 작아 전이궤도에서 정지궤도에 도달하기까지 최소 6개월 ~ 8개월 정도의 궤도 상승을 위한 기간이 소요된다. 두 번째로는 장시간 전이궤도에 머무르는 동안 장시간 방사선 노출은 4mm 두께의 알루미늄을 갖는 정지궤도위성체의 경우 15년 임무기간 대비 약 6.7년이란 기간의 추가 방사선에 노출된 것과 동일한 결과를 초래할 수 있다[9]. 따라서 전이궤도 (Geosynchronous Transfer Orbit) 진입 발사체 이용 시 궤도전이 소요시간 및 장시간 방사선 노출(반알렌

대 노출시간 증가)에 따른 전장품 보호 설계가 필수적으로 고려되어야 한다. 마지막으로 궤도전이를 위한 Xe/Krypton 사용증가로 전기추력기용 연료탱크 크기 증가 및 전기추력기 고전압 제어용 전장품의 부피 증가가 예상되어 이에 따른 위성체 배치가 고려되어야 한다.



[Orbit transition shape for Chemical Propulsion System]



[Orbit transition shape for Electrical Propulsion System]

Fig. 3 Orbital transition shape according to propulsion system type

3.2 추력기 벡터 제어

완전 전기추진시스템을 이용한 위성 위치유지 동작을 수행할 경우 조향 메커니즘(Tilting Mechanism)을 이용한 추력 벡터 정밀 지향 후 동시수행이 필수적으로 요구된다. 이는 궤도상승 시 사용된 연료로 인해 정상운영모드에서 위성체의 무게가 변경되어 실제 위성체 무게중심 값이 변경된다. 따라서 위성의 정밀한 벡터제어를 위한 조향 메커니즘이 추가로 요구되며 이에 따른 추가적인 메커니즘 설계 및 해석이 필요하다.

Figure 4는 최적의 전기추진시스템 활용을 위해 2축 제어 기능을 갖는 조향메커니즘을 장착한 전기추진 시스템 활용 예시를 보여주고 있다[10]. Fig. 4의 S1과 N1은 궤도상승 시 사용되는 추력 벡터 방향이며, S2와 N2는 궤도 위치유지 시 사용되는 추력 벡터 방

향을 보여주고 있다. 궤도상승 시에는 S1 및 N1 추력 벡터방향의 전기추력기를 동시에 사용하여 궤도상승을 수행한다. 정상궤도 안착 후에는 궤도 위치유지를 위해 S2와 N2의 추력 벡터 방향으로 메커니즘을 조정하여 사용한다.

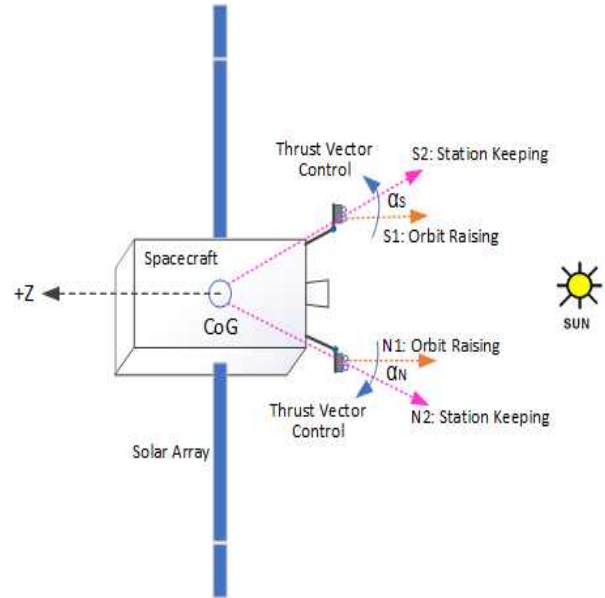


Fig. 4 Full Electrical Propulsion Configuration

추력기의 읍셋각을 α_N 과 α_S 이라고 할 때 +Z방향의 추력은 아래와 같다.

$$F_z = F_{EP_N} \cos(\alpha_N) + F_{EP_S} \cos(\alpha_S) \quad (1)$$

전이궤도 운영시 α_N 과 α_S 은 모두 0로 값을 가지도록 설정하며 S와 N추력기를 동시에 분사한다. 위성임무궤도에서는 추력벡터가 질량중심을 통과할 수 있도록 α_N 과 α_S 를 설정하며 남북위치유지에 사용되는 유효 추력성분은 다음과 같다.

$$F_N = F_{EP_N} \sin(\alpha_N) \quad (2)$$

$$F_S = F_{EP_S} \sin(\alpha_S) \quad (3)$$

이때 효율적인 궤도경사각의 조정을 위해 N과 S추력기는 12시간 간격으로 분사한다. 완전 전기추력기를 적용하는 경우 남북위치유지와 동서위치유지는 동시에 수행하여야 한다.

3.3 운영 제약조건 분석

위성의 정상임무 동안 누적 모멘텀을 전기추력기를

이용한 헬 오프로딩 가능 범위 내로 유지하고 안전모드에서의 Cold Gas를 이용한 자세제어 방식적용에 따른 연료손실을 최소화하기 위해서는 남북방향에 태양전지판 대칭 설치를 통해 외란에 의한 모멘텀양을 줄일 필요가 있다. 그러나 기상위성이나 환경위성과 같은 관측임무의 경우 남북방향 태양전지판을 사용 시 태양전지판에 반사되어 탑재체에 미치는 열 영향으로 6개월 단위의 요 플립(Yaw Flip) 운영이 필수적으로 요구된다. 혹은 안전모드에서 위성을 Z축을 중심으로 비교적 빠른 속도로 회전시킴으로써 비대칭 형상에 따른 모멘텀 누적을 해소하는 방안을 사용할 수도 있다. 또한 전기추진기를 사용하더라도 남북위치 복구를 위해서는 최소 50mN 이상의 성능을 갖는 전기추진기가 반드시 필요하다. 현재 개발되어 있는 25mN급의 전기추진기는 추력이 너무 작아 비상 상황 발생 시 궤도경사각 복구에 어려움이 예상된다. 50mN이상급 전기추진기를 사용할 경우에도 하루 3시간 이상 전기추진시스템 운영이 요구되어 10년이 넘는 장시간의 위성임무 기간동안 위성운영의 복잡성이 증가할 수 있으며 이를 피하기 위해서는 위성운영 자동화 설계가 필수적으로 요구된다.

또한 위성의 안전모드 운영의 경우 태양지향자세를 유지하기 위해서는 Cold Gas 추진 기술이 추가적으로 적용되어야 한다. 이 경우 전기추진기의 주 연료인 제논(Xenon)의 많은 손실이 예상된다. 앞서 언급한 바와 같이 Cold Gas 사용에 따른 제논의 손실을 최소화하기 위해서는 남북방향 대칭형의 태양전지판 설치로 태양풍에 의한 모멘텀 누적량을 최소화하는 기술이 필수적으로 요구된다. 그러나 만약 태양전지 패널이 한쪽 영역에만 장착된 관측위성의 경우 남북방향 비대칭으로 인해 모멘텀이 증가되어 제어의 어려움이 예상된다. 따라서 제어의 안정성을 확보하기 위해서는 안전모드 진입 시 자세제어를 위한 별도의 화학 추진기를 추가 장착하여 모멘텀을 최소화하거나, Z축을 중심으로 위성을 회전시킴으로써 모멘텀을 상쇄시키는 기술 적용이 필요하다. 그렇지 않다면 남북방향 태양전지판을 대칭으로 장착하여 정기적인 요 플립(Yaw Flip) 운영이 수행되어야 한다.

3.4 오염 영향 분석 및 제어 메카니즘 배치 설계

완전 전기추진시스템을 적용하기 위해서는 전기추진기에서 발생하는 플룸에 의한 위성 오염영향 분석은 필수적이라 할 수 있다. 고에너지 제논 이온(~300 eV)의 태양전지패널과 위성체 표면과의 충돌에 의한 오염 축적이나 침식에 의한 영향은 임무기간 동안 점차 증가하여 태양전지 셀의 효율이나 열 차폐 부품의 기능이 저하 될 수 있다. 따라서 전기추진시스템 적용 시 열 및 전력 버짓 설계에 반영되어야 한다[11-13].

Figure 5는 전기추진기에서 발생 되는 이온에 의한 증착과 침식 방향 분석예시이다. 증착 현상은 추력기 벡터 방향에 가까운 곳에서 발생하기 쉬우며, 부식 제품의 침적은 추력기 방향과 먼 곳에서 발생함을 알 수 있다. 따라서 태양전지판과 가까운 곳에 추력기를 배치할 경우 태양전지 앞면과 뒷면에 지속적인 영향을 미칠 수 있어 설계 시 이에 대한 고려가 반영되어야 한다.

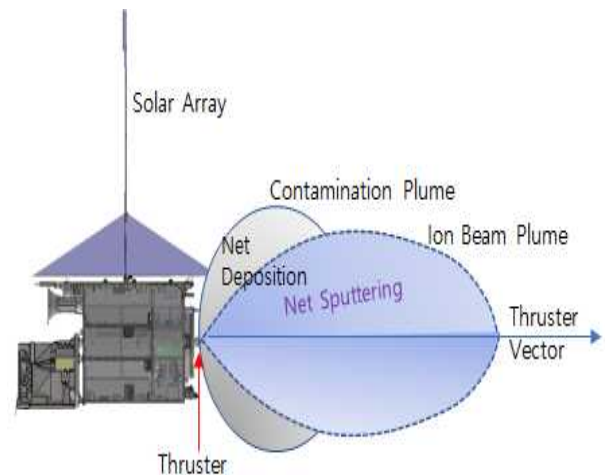


Fig. 5 Erosion and deposition direction by ions according to the thruster vector direction

Figure 6에 보여지는 바와 같이 완전전기 추진시스템의 경우 남/북 및 동/서 방향 위치유지를 위해 추력 벡터제어를 위한 메커니즘이 동작하게 된다. 이 경우 벡터제어 메커니즘을 장착하기 위한 길이 방향의 L이 짧을수록 플룸(Plume)이 태양전지 셀에 직접적으로 미치는 영향이 커질 수 있음을 알 수 있다. 따라서 추력기 메커니즘은 위성체로부터 적절한 위치의 거리 간격이 필요하다. 이는 태양전지판이 태양방향을 유지하기 위해 매일 360도 회전을 하면서 전기추진기 추력 벡터와 매우 가까운 시점에서 가장 큰 영향을 받기 때문

이다.

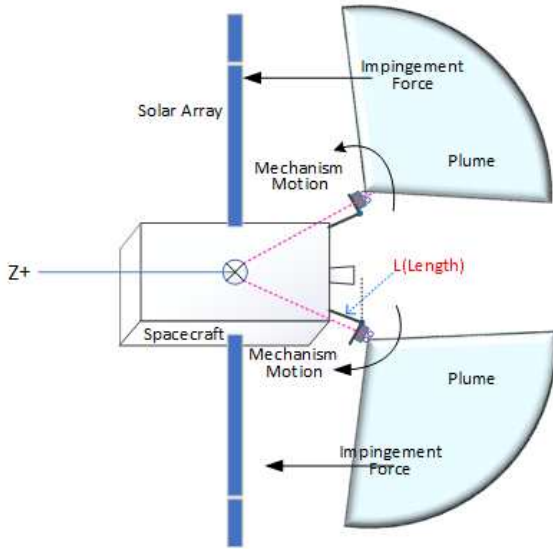


Fig. 6 Satellite interference effect by plume according to thruster vector direction

또한 정지궤도에서 관측임무를 갖는 위성의 경우 10년 임무 동안 플룸(Plume) 역류에 의한 광학렌즈에 미치는 오염 영향성을 전혀 배제할 수 없어 오염에 따른 영향성을 반드시 고려할 필요가 있다.

3.5 전기추력기용 고전압 제어 유닛의 접지 설계

위성체는 우주에서 발생 되는 다양한 대전입자와 위성체 내부와 외부에 흐르는 누설전류들에 의해 위성체 표면에 높은 에너지가 충전된다. 이러한 높은 충전에너지는 음의 부동 접지전위를 발생시키거나 혹은 차동 충전은 위성체 표면 사이, 표면과 구조체 사이에 전위차를 발생시킨다[6]. 이와 함께 고에너지를 이용하여 대전입자를 방사시켜 추력을 이용하는 전기추력기를 추가할 때 위성체에 새로운 에너지 충전 소스가 될 수 있다. 따라서 위성체에 새로운 충전소스가 될 수 있는 전기추진 시스템의 접지 설계는 상당히 중요한 요소이다.

일반적으로 전기추진시스템에 고전력을 제공하는 고전압 제어 유닛의 접지는 리턴 접지방식과 부동형 접지방식으로 구분할 수 있다. 리턴 접지방식은 리턴라인을 통해 접지를 한곳에 모으는 중앙집중형이다. 리

턴 접지방식은 공통모드 노이즈가 낮다는 장점이 있으나 위성체 한곳으로 누설전류가 집중되는 것은 피할 수 없다. 따라서 리턴 접지방식의 경우 장시간 임무를 갖는 정지궤도위성에서 전기추력기 중성화기 성능감쇄가 발생하거나 고장 발생 시 이로 인한 누설전류로 인해 순간적으로 위성체 충전 전위가 상승할 수 있다. 따라서 이러한 위험 요소를 회피하기 위해서는 Fig. 7의 접지 다이어그램에서 보이는 바와 같이 전기추력기의 리턴 접지 경로에 저항, 커패시터 혹은 클램핑 다이오드 등을 사용하는 접지 제어 회로(Ground Control Elements)를 구성하여야 한다.

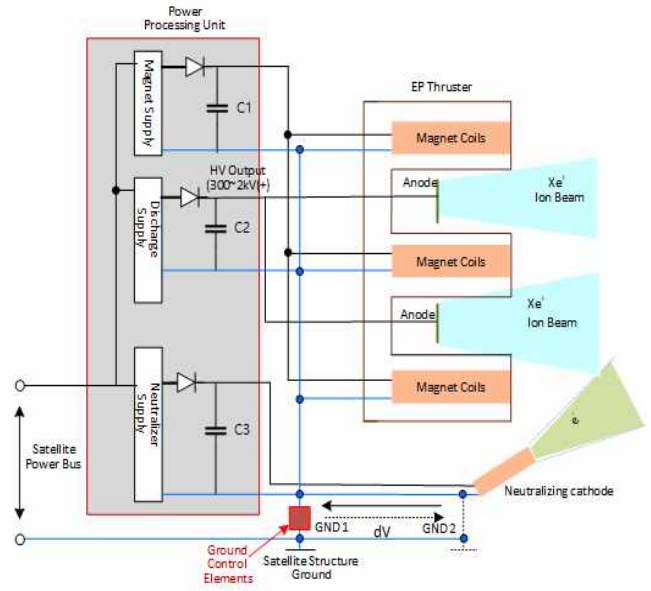


Fig. 7 Ground schematic for electrical propulsion

이러한 접지 제어회로의 추가는 전기추진시스템의 중성화기 고장으로 인해 발생하는 누설전류 혹은 높은 에너지를 갖는 전기추력기의 이온 전류가 위성체로 집중화 될 수 있는 문제점을 피할 수 있다.

4. 결론

본 논문에서는 기존의 화학추진시스템 대비 전기추진시스템을 정지궤도위성에 적용할 경우 위성시스템 차원에서의 장·단점이 비교분석 되었다. 이와 함께 완전 전기추진시스템 사용 시 발생할 수 있는 여러 가지 제약조건들이 분석되었다. 먼저, 전이궤도 진입 발사체

이용 시 궤도전이 소요시간 및 장시간 방사선 노출에 따른 전장품 보호 설계 및 전기 추력기 전장품의 부피 증가에 따른 위성체 배치 고려사항이 분석되었다. 두 번째로 궤도 상승 시 사용된 연료로 인해 위성체 무게 변경에 따른 정밀한 백터제어를 위한 조향 메커니즘 설계방안이 제시되었다. 세 번째로 장시간 위성 임무 기간 동안 위성운영의 복잡성이 증가할 수 있어 이를 회피하기 위한 위성운영 자동화 방안과 위성의 안전모드 진입 시 위성운영방안이 제시되었다. 네 번째로 고에너지 제논 이온에 의한 오염 축적이나 침식에 의한 영향성 분석 및 이를 피하기 위한 제어 메커니즘 배치 설계가 제안되었다. 마지막으로 고에너지를 이용하여 대전입자를 방사시켜 추력을 이용하는 전기추력기가 위성체에 새로운 에너지 충전소스가 될 수 있어 이를 회피하기 위한 접지 설계방안이 제시되었다.

본 연구를 통해 향후 국내 정지궤도위성 개발에 전기추진시스템을 적용 할 경우 제시된 제약조건들을 고려한 설계가 수행된다면 위험요소를 최소화 할 수 있을 것이다.

후 기

본 논문은 7월 30일 개최된 2021년도 항공우주시스템공학회 춘계학술대회에서 발표한 내용에 기초한 것이다.

References

- [1] M. D. Tata, P. E. Frigot, S. Beekmans, H. Lubberstedt, D. Birreck, "SGEO Development Status and Opportunities for the EP-based Small European Telecommunication Platform" *IEPEC-2011-203*, pp. 1-10, September 2011.
- [2] J. A. Gonzalez del Amo & D. M. Di Cara, "European Space Agency Electric Propulsion Activities", *International Electric Propulsion Conference 2022*, Boston, US, June 19 - 23, 2022.
- [3] C.J.Lee, K.H.Lee, "Preliminary feasibility study for application of electric propulsion system for Geostationary satellites," *Konkuk Univ. Industry-University Cooperation Foundation Feasibility Study Report*, March. 2020.
- [4] J.A.Gonzalez del Amo, "Electrical Propulsion Activities at ESA" <https://www.epic-src.eu>, November 2021.
- [5] H.J.Leiter, CH.Altmann, R.Kukies, J.Kuhmann, J.P. Porst, "Evolution of the AIRBUS DS GmbH Radio Frequency Ion Thruster Family" *Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC and 6th NSAT*, Kobe-Hyogo, Japan, pp 1-10, July 4-10, 2015.
- [6] H.J.Leuter, Ch.Altmann, J.P.Porst, D.Lauer "Six Decades of Thrust-The Ariane Group Radio frequency Ion Thrusters and System Family" *The 35th International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, USA, pp. 1-9, October 8-12 2017.
- [7] Matthias Gollor & Benjamin Fallis, "Grounding Aspects of Power Processing Units for Electric Propulsion onboard Spacecrafts" *10th International Energy Conversion Engineering Conference*, AIAA 2012-4219, Atlanta, Georgia 30 July - 01 August, 2012.
- [8] G.K.Patela, G.P.Reddyb, I.Ahmadc, P.satheeshd and R.L.Corey, "Feasibility Study of All Electric Propulsion System for 3 ton Class Satellite" *International Journal of Pure and Applied Mathematics*, Vol 118, No.16, pp1245-1258, 2018.
- [9] R. B., and D. Pitchford, "Space Weather Concerns for All-Electric Propulsion Satellites", *Space Weather*, pp13, 430-433, 10 August 2015
- [10]H.Luebberstedt, J.C.Bastante, M.Lau, S.Beekmans, M. de Tata, A. Schneider, "Electra- Full Electric Propulsion Satellite Platform for GEO Mission" <https://www.ohb-system.de/electra-358.html>, Electra-Mission Overview, Germany, January 2018.
- [11]Randolph, T., Fischer, G., Pidgeon, D., Rogers, W., Staley, M., Day,M., et al, "Integrated Test of an SPT-100 Subsystem" AIAA-97-2915, *33rd Joint Propulsion Conference*, Seattle, WA, July, 1997.

- [12] J.J. Delgado, J.A. Baldwin, R.L. Corey, "Space Systems Loral Electric Propulsion Subsystem: 10 Years of On-Orbit Operation" *IEPC 34th*, pp1-17, Kobe-hyogo, Japan, July 4-10, 2015.
- [13] Pencil, E. J., Randolph, T.M., and Manzella, D.H., "End-of-Life Stationary Plasma Thruster Far-Field Plume Characterization," *AIAA 96-2709*, 1996.