



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(10), 791-799(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.10.791

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

궤도상 유지보수를 위한 홀추력기 임무해석

권기범¹

Mission Analysis Involving Hall Thruster for On-Orbit Servicing

Kybeom Kwon¹

Republic of Korea Air Force Academy

ABSTRACT

Launched in October 2019, Northrop Grumman's MEV-1 was the world's first unmanned mission demonstrating the practical feasibility of on-orbit servicing. Although the concept of on-orbit servicing was proposed several decades ago, it has been developed to various mission concepts providing services such as orbit change, station keeping, propellant and equipment supply, upgrade, repair, on-orbit assembly and production, and space debris removal. The historical success of MEV-1 is expected to expand the market of on-orbit servicing for government agencies and commercial sectors worldwide. The on-orbit servicing essentially requires the utilization of a highly propellant efficient electric propulsion system due to the nature of the mission. In this study, the space mission analysis for a simple on-orbit mission involving Hall thruster is conducted, which is life extension mission for geostationary orbit satellites. In order to analyze the mission, design space exploration for various Hall thruster design variable combinations is performed. The values of design variables and operational parameters of Hall thruster suitable for the mission are proposed through design space analysis and optimization, and mission performance is derived. In addition, the direction of further improvement for the current on-orbit mission analysis process and space mission analysis involving Hall thruster is reviewed.

초 록

2019년 10월 발사된 Northrop Grumman사의 MEV-1(Mission Extension Vehicle)은 세계 최초의 무인임무로서 궤도상 유지보수(On-Orbit Servicing)가 실질적으로 가능함을 보였다. 물론 궤도상 유지보수 임무는 수십 년 전부터 제안된 개념으로 운영 중인 위성에 대한 궤도수정 및 유지, 추진제/장비 보급 및 업그레이드, 수리, 궤도상 조립 및 제작, 우주잔해 처리 등 다양한 임무개념으로 발전되고 있으며, 이번 MEV-1 임무의 성공으로 향후 세계적으로 정부기관 및 민간분야 위성사업에서의 시장이 확대될 것으로 예상된다. 궤도상 유지보수 임무는 임무의 특성상 기본적으로 고효율의 전기추진시스템의 활용은 필수적이다. 본 연구에서는 전기추진시스템 중 홀추력기를 활용한 간단한 궤도상 유지보수 임무에 대한 임무해석 내용을 소개하고자 한다. 임무사례로서 정지궤도위성의 수명연장 임무에 대해 다양한 홀추력기 설계변수조합에 대한 설계공간탐색을 수행하고, 설계공간분석 및 최적화를 통해 고려하는 임무에 적합한 홀추력기의 설계 및 운용 파라미터를 제안함과 동시에 임무성능을 도출하였다. 추가적으로 현재 궤도상 유지보수 임무해석 시 개선점과 홀추력기를 활용한 우주임무해석에서의 발전방향을 고찰하였다.

† Received : July 22, 2020 Revised : September 18, 2020 Accepted : September 22, 2020

¹ Professor¹ Corresponding author, E-mail : kybeom.kwon@gmail.com, ORCID 0000-0001-9119-6333

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

Key Words : On-Orbit Servicing(궤도상 유지보수), Hall Thruster(홀추력기), Space Mission Analysis(우주임무해석)

I. 서 론

현재까지 국제우주정거장 등 특별한 경우를 제외하고 일반적인 인공위성의 경우 우주에 대한 접근성, 발사비용 측면에서 1회성을 기반으로 개발, 발사 및 운용되고 있어, 인공위성의 개발은 높은 신뢰도와 마진, 엄격한 제품보증을 요구하고 있다. 이러한 이유로 개발자들은 임무성공에의 큰 부담감으로 인해 설계 및 제작에 보수적인 접근방법을 선호하며, 신기술과 과거 실제 우주임무에 적용된 적이 없는 부품은 되도록 제한적으로 활용하고자 한다. 특히 지구정지궤도 위성의 경우 임무실패나 부분적 서브시스템의 고장이라 하더라도 많은 비용의 손실이 발생할 수 있다. 임무실패에 따른 위성과 수명이 도래한 위성의 재활용은 거의 불가능하다.

2010년 발사된 미 국방부의 군사용 정지궤도 통신 위성 AEHF-1(Advanced Extremely High Frequency)의 원지점 로켓의 고장 사례 등과 같이 발사된 위성에 부분적인 고장이 발생하여 운용이 지연된다든가 임무가 종료된 정지궤도위성에 대한 유지보수 및 수명연장을 위해 수십 년 전부터 Intelsat, SES 등 정지궤도 위성 운용사업자들은 궤도상 유지보수(On-Orbit Servicing, OOS) 가능성에 관심을 가지게 되었다[1]. 물론 궤도상 유지보수는 국제우주정거장의 경우 흔히 수행되고 있으며 허블 우주망원경의 경우 우주왕복선에 의해 수리가 수행된 바 있어 새로운 개념은 아니나 과거의 OOS는 사람에게 의해 수행되거나 Human-In-the-Loop 상황에서 이루어져 왔다. 현재 OOS는 자율성을 바탕으로 한 무인임무로서 기존 위성의 궤도 수정 및 유지, 추진제/장비의 보급 및 업그레이드, 수리, 궤도상 조립 및 제작, 우주잔해 처리 등 다양한 임무개념으로 발전되고 있다.

2019년 10월 발사된 Northrop Grumman사의 MEV-1(Mission Extension Vehicle)은 세계 최초로 무인임무로서 OOS 임무가 현실적으로 가능함을 보였다[2]. MEV-1은 임무수명이 종료되는 Intelsat-901 정지궤도 통신위성에 도킹(Docking)하여 궤도전이(Orbit Transfer) 및 위치유지(Station Keeping)를 위한 추력을 제공함으로써 추가적인 5년의 임무를 보장하고자 한다. 2020년 4월 17일 Intelsat은 공식적으로 Intelsat-901의 임무재개를 공식적으로 발표하였다. GEOSTAR-3 버스를 적용한 MEV-1의 질량은 2,326kg이고, OOS를 위해 도킹 프로브를 포함한 장착 어댑터, 광학 및 적외선 카메라, 측면 스캔용 LIDAR를 장착하고 있으며, Aerojet Rocketdyne사의 XR-5 홀추력기를 4기 장착하고 있다[3]. 임무수명은 15년으로 3기의 정지궤도위성에 대한 수명연장 임무를 목표로 하고 있다.

전기추진시스템은 저추력이기는 하나 고효율의 우주추진시스템으로 목표위성에 대한 OOS 임무를 수행하는 위성의 질량 감소를 위해 필수불가결한 요소이며, OOS 임무의 다양성을 바탕으로 효율적인 OOS 임무의 달성을 위해서는 최적의 전기추진시스템의 개발 및 운용이 OOS 임무해석에 반드시 고려되어야 한다. 그럼에도 불구하고 전기추진시스템은 독립적으로 개발되어 있는 추력기를 채택할 수밖에 없는 상황으로 인해 OOS 임무 아키텍처 개발 및 임무해석에 제한점으로 작용되고 있다. 다수의 전기추진시스템을 활용한 궤도설계 및 최적화나 OOS 임무해석의 연구들에서도 고정된 전기추진시스템의 성능을 가정하고 있다[4,5].

본 연구에서는 먼저 OOS가 향후 우주분야에 미치는 영향과 전기추진시스템과 관련한 현재의 OOS 임무해석 시 한계점을 살펴본다. 또한, 이러한 한계점을 가질 수밖에 없는 현재 전기추진시스템의 설계와 개발 환경 및 특성을 개선하기 위한 방안을 제안한다. 최종적으로 제한적이기는 하나 개발된 전기추진시스템의 해석방법을 활용하여 간단한 정지궤도 위성 수명연장 임무에 대한 해석 및 최적화를 통해 전기추진시스템의 설계와 운용방안이 OOS 임무해석에 어떻게 적용될 수 있는지 제시해 보고자 한다.

II. 본 론

2.1 궤도상 유지보수(OOS)

2.1.1 OOS 개념 및 임무

현재 세계적으로 궤도상 유지보수에 대한 명확한 용어 정의가 확립되어 있지는 않으나, 기존 우주에서 비행하고 있는 위성이나 물체에 대해 근접 조사를 하거나 의도적으로 바람직한 변화를 일으키기 위해 다른 우주비행체에 의해 수행되는 궤도상 활동으로 정의된다[6].

Figure 1에 나타난 바와 같이 OOS 임무는 발사된 위성의 비정상 상태나 오작동을 파악하기 위한 근접 조사 임무, 도킹 및 추력제공을 통해 추진제가 소진된 위성의 궤도유지 및 자세제어와 우주잔해의 제거 임무, 추진제나 냉각제가 소모된 위성에 대한 재보급 임무, 기존 위성의 임무성능을 높이기 위한 업그레이드, 고장난 부품 또는 모듈의 수리, 궤도상 조립 및 제작 임무로 구분될 수 있다.

Figure 1의 임무들에서 오른쪽으로 갈수록 높은 수준의 기술이 필요하며, 특히 재보급 임무부터는 기존 위성의 개발 시 이를 고려한 협력적 설계(Cooperative Design)를 통해 제작되어야 하고, 업그레이드, 수리,

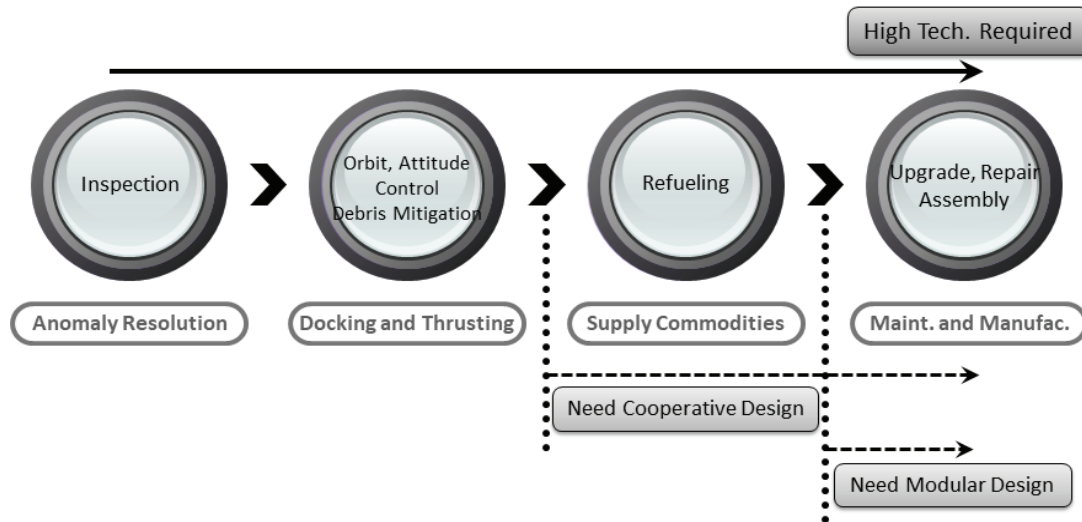


Fig. 1. OOS Missions and Capabilities

궤도상 조립 및 제작을 위해서는 기존 위성의 개발 시 모듈식 설계(Modular Design)로 개발되어야 한다. 물론 보다 수월한 도킹을 위해서도 기존 위성이 협력적 설계방식으로 개발되는 것이 바람직하다.

현재 이러한 OOS 임무달성을 위해 무인임무를 수행하기 위한 자율성(Autonomy) 기술, 목표위성에 근접 또는 접촉하여 다양한 OOS 임무를 수행하기 위한 로봇 팔(Robotic Arms) 기술, 카메라, LIDAR와 같은 센서 및 도킹 기술, 미세한 중력 상황에서 유체를 전송할 수 있는 기술이 주로 필요한 것으로 논의되고 있다. OOS 임무의 실현을 위해 언급한 기술들은 모두 TRL(Technology Readiness Level) 6 이상으로 보고되고 있다[6].

2.1.2 OOS에 대한 고찰

OOS 임무를 최초로 실현한 MEV-1의 역사적 성공으로 인해 향후 상용위성 분야뿐만 아니라 NASA나 미 국방부 등 정부기관에서도 많은 개발소요가 있을 것으로 예상되며 그 활용도가 증대될 것으로 기대된다. 가장 중요한 점은 전통적인 인공위성의 설계, 획득, 발사, 운영 및 유지에서 이루어져 온 기존 개념과 절차 등의 패러다임에서 큰 변화가 나타날 수 있다는 것이다. 예를 들어 위성은 더 이상 임무수명에 필요한 전체 추진체를 탑재하지 않고 발사할 수 있게 되어 발사 비용이나 기존 발사체의 페어링 제한 조건에 크게 구애받지 않을 수 있다. 또한, 신뢰도나 중복설계에 대한 요구조건이 완화됨으로써 과도한 마진 설계나 엄격한 제품보증 활동으로 인한 비용상승 및 일정지연을 최소화할 수도 있을 것이다. 최초 임무수명이 긴 정지궤도위성의 경우 탑재체 기술의 발전에 따라 몇 년을 주기로 탑재체를 교체하거나 업그레이드할 수도 있을 것이다. 이러한 OOS 제공에 따른 장점은 기존 위성의 개발 및 운영 개념에 큰 변화를 가져올 수 있으며 비용 효과적인 위성개발과

임무수행에 큰 자유도(Degree-of-Freedom)가 보장되어 OOS가 우주분야의 게임체인저(Game Changer)로서의 역할을 하게 될 것으로 기대된다.

다만, OOS의 원활한 제공을 위해 위성의 설계철학이 모듈성(Modularity), 수리성(Repairability), 개량성(Upgradability)을 추구하는 형태로 변화가 필요하며, 과연 OOS를 포함한 고려하는 위성의 임무수행이 비용 효과적인지에 대한 시스템적 임무해석이 충분히 수행될 필요가 있다. 또한, 미래 우주임무 아키텍처 개발 관점에서는 동일한 임무수행 측면에서 현재 양분된 우주임무 아키텍처 중 하나인 1회성 저비용 소형위성으로 구성된 위성군을 활용한 임무수행이 선호되고 있다는 점에서 OOS에 대한 동력은 저하될 수 있다. 그럼에도 불구하고 광역성, 운용의 용이성을 바탕으로 많은 수요가 있는 정지궤도위성을 활용한 임무, 우주잔해 처리, 심우주 탐사, 타행성 기지건설 임무 등에 OOS는 활용성과 발전성이 매우 높을 것으로 예상된다.

OOS는 그 임무의 다양성과 함께 궤도전이 등을 포함하여 임무해석이 이루어져야 하기 때문에 OOS 임무 아키텍처를 매우 다양한 관점에서 개발하여야 하며 각 아키텍처 별로 OOS를 수행하는 위성의 주요한 서브시스템에 대해서는 되도록 최적의 설계와 운용조건을 분석하여 OOS 임무를 최적으로 수행할 수 있는 아키텍처와 임무해석 결과를 도출하여 적용할 필요가 있다. OOS 임무에서는 OOS를 수행하는 위성이 목표위성과 랑데부하기 위한 궤도전이, 도킹 후 목표위성의 궤도변경이 필요할 경우 궤도전이나 수명연장을 위한 위치유지, 다른 목표위성으로의 궤도전이 등을 위해 추진체 효율성이 뛰어난 전기추진 시스템은 당연히 적용되어야 할 매우 중요한 서브시스템 중의 하나이다. 전기추진시스템 중 최근 많이 활용되는 것은 정전기(Electrostatic) 추진시스템 중

하나인 홀추력기로서 동일한 분류에 속한 이온추력기 대비 비추력(Specific Impulse)은 조금 낮으나 구조의 단순함, 높은 추력 대 전력비, 낮은 비질량(Specific Mass)의 특성을 가진다.

그러나, 현재 OOS를 위한 다양한 임무 아키텍처 개발과 임무해석 시 필수적인 전기추진시스템의 경우 성능과 운용조건에 대해서는 일반적으로 고정된다. 즉, 전기추진시스템의 성능과 운용조건은 주어진 것으로 가정하고 임무해석을 수행하게 되는데 이는 현재 전기추진시스템을 포함한 아키텍처 별 임무해석을 수행하기 적합한 해석방법이 부재하기 때문이다. 기존의 화학추진시스템 대비 전기추진시스템은 OOS와 마찬가지로 임무 아키텍처 개발에 많은 자유도를 부여할 수 있다. 즉, 주어진 임무를 수행하기 위한 다양한 방법들의 적용이 가능하다. 일례로 일반적인 지구관측위성의 경우 해상도와 커버리지(Coverage) 관점에서 특별한 경우를 제외하고 흔히 고도 500~700 km의 궤도에 위치하는데 고해상도만을 요구하는 임무인 경우 매우 낮은 고도에서 저성능의 관측 탑재체로도 동일한 해상도의 영상을 얻을 수 있다. 이를 실증한 경우가 일본 JAXA(Japan Aerospace Exploration Agency)의 SLATS(Super Low Altitude Test Satellite)이다[7]. SLATS의 경우 20 mN 급의 이온추력기를 통해 고도 180 km에서 지구 항력에 의한 궤도저하를 방지하면서 20 cm 직경의 매우 작은 광학센서로 10 m 이하의 해상도를 성공적으로 달성하였다. 따라서, 기존 화학추력기로 불가능한 임무로의 확장이 가능하며 임무에 적합한 전기추진시스템의 성능과 운용조건에 대한 임무해석을 통해 최적의 전기추진시스템의 설계 및 개발에 대한 정보를 획득할 수 있어야 한다. 현재 전기추진시스템을 활용한 우주임무해석에서 다양한 성능 및 운용조건에 대한 분석이 어려운 이유에 대해서는 다음 절에서 설명하도록 한다.

2.2 전기추진시스템 임무해석의 한계점

현재 우주추진시스템으로서의 전기추진시스템의 설계, 개발, 제작은 임무해석과 거의 분리되어 수행되고 있다. 일반적으로 추력의 원천이 전기에너지이므로 500 mW, 1 kW, 10 kW 급 등의 전력수준을 바탕으로 독립적으로 개발되고 있다. 개발의 과정은 과거의 실험자료와 경험에 의해 전력수준, 비추력, 추진제 질량유량을 등을 기반으로 개발된 스케일 법칙(Scaling Laws)을 이용하여 개발하고자 하는 전기추진시스템의 크기와 성능을 대략적으로 예측한 후 실제 제작과 시험을 통한 시행착오(Trial and Error)의 반복적 과정으로 이루어진다. 이러한 개발과정은 고비용이 소요된다는 명확한 단점과 함께 사전에 활용되는 임무와는 연계가 없이 개발되어, 아키텍처 개발과 임무해석에 활용될 수 없다는 단점이 있다. 즉, 현재의 새로운 전기추진시스템의 개발은 완전히 경

험적이고 실험적인 과학에 머물러 있다.

이러한 이유는 상대적으로 짧은 개발의 역사와 임무해석 및 시스템 수준의 설계에 적용이 가능한 적절한 해석도구가 부재하다는데 기인한다. 특히 적절한 해석도구가 부재한 것은 매우 높은 비선형적 플라즈마 물리적 현상이 전기추진시스템에서 발생하며 이를 정확히 해석하기 위해서는 하나의 설계조합에 대해서도 몇 달에 걸친 계산 시간이 소요되기 때문이다. 결국 현재 OOS, 저추력 궤도 최적화 등 전기추진시스템이 활용되는 임무해석 시 기존 비행 검증된(Flight-Proven) 전기추진시스템의 성능 및 운용조건을 수동적으로 활용할 수 밖에 없으며 전기추진시스템의 임무 아키텍처는 자유도가 크게 감소할 수 밖에 없다. 따라서, 다양한 임무 아키텍처, 각 임무 아키텍처 별 전기추진시스템의 최적 성능 및 운용조건을 탐색하기 위해서는 적절한 수치적 해석도구의 개발이 매우 시급한 실정이다.

OOS 임무에 활용도가 매우 높은 홀추력기의 경우 플라즈마 해석 및 성능 산출을 위한 수치적 해석방법은 크게 3가지로 구분된다. 분자운동론을 이용한 방법(Kinetic Modeling)[8], 유체모델을 이용한 방법(Fluid Modeling)[9], 분자운동론과 유체모델을 혼합한 방법(Hybrid Modeling)[10]으로서 분자운동론을 이용한 방법과 혼합방법은 물리적 정확도는 높으나 계산 시간이 많이 소요되므로 다양한 아키텍처와 설계조합을 분석해야 하는 임무해석에는 적합하지 않다. 유체모델을 이용한 방법은 자기유체역학(Magneto-hydrodynamics) 이론을 기반으로 홀추력기의 플라즈마 현상을 거시적으로 해석할 수 있으며 계산시간이 빠르기 때문에 임무해석에 활용할 수 있는 유일한 방법이라 할 수 있다. 다만, 현재까지 개발된 방법들은 제한적으로 적용이 가능한데 이는 홀추력기 방전 채널 내 전자(Electron)의 확산현상에 대한 정확한 모델링 방법이 아직 제안되지 못해 기존 홀추력기들의 실험에 근거한 값을 활용하여 모사하고 있기 때문이다. 그러나, 시스템 수준의 임무해석에는 충분히 적용이 가능하며 임무 아키텍처 별 홀추력기 전력수준과 성능 및 운용조건에 대한 경향성을 파악하고 최적화된 성능과 운용조건에 적합한 홀추력기 설계 및 개발을 위한 정보의 획득에 유용하다.

2.3 정지궤도위성 수명연장 임무해석

간단한 정지궤도위성 수명연장 OOS 임무에 대해 기존에 수행되지 않았던 홀추력기 관련 설계변수를 포함한 임무해석을 수행하여 홀추력기 최적 성능 및 운용조건을 나타내는 설계변수의 조합, 임무의 성능지수(Figures of Merit)라 할 수 있는 궤도전이 시간, 요구 추진제 질량 등을 도출하고자 한다.

임무해석 방법은 주어진 OOS 임무를 달성하기 위해 홀추력기가 제공해야 하는 궤도전이와 수명연장에

필요한 속도증분(ΔV)에 대해 홀추력기 설계변수들에 대한 설계공간탐색(Design Space Exploration)을 수행하고, 탐색된 결과의 분석을 통해 요구 추진계량, 궤도전이시간, 요구전력을 최소화할 수 있는 최적 홀추력기 전력수준과 설계 및 운용 파라미터를 도출한다.

2.3.1 임무개요(Mission Profile)

고려하는 OOS 임무를 수행하는 위성은 2개의 임무가 종료되는 정지궤도위성들에 대한 수명연장을 목표로 임무단계는 Fig. 2에 나타난 임무개요도와 같이 4단계로 구성된다.

- 1) 지구정지궤도 위성들의 무덤(GEO Graveyard)이라 불리는 지구정지궤도보다 고도가 약 300 km 높은 궤도에서 임무가 종료된 위성과 도킹을 수행한 후 원래 임무궤도인 지구정지궤도로 함께 전이한다.
- 2) 임무궤도에서 5년간 동서위치유지(East - West Station Keeping, EWSK) 및 남북위치유지(North-South Station Keeping, NSSK)를 수행하기 위한 추력을 제공한다.
- 3) 첫 번째 위성에 대한 임무가 종료되면 다시 Graveyard 궤도로 전이하여 수명연장이 필요한 두 번째 정지궤도위성과 도킹 후 다시 지구정지궤도로 전이한다.
- 4) 동일하게 5년간 EWSK와 NSSK를 수행한다.

물론 OOS 위성의 발사 후 Graveyard까지의 궤도전이, 도킹을 위한 근접 기동, 최종 임무종료 후 폐기를 위한 궤도전이 등 보다 세부적인 임무 아키텍처를 구성할 수 있으나 본 연구에서는 어떻게 홀추력기의 성능과 운용조건들이 OOS 임무해석에 포함될 수 있는지 제시하는 것이 목적이므로 간단한 임무 아키텍처를 고려하였다.

임무해석을 위한 가정사항으로 임무종료된 지구정지궤도 위성의 질량은 천리안 위성 1호를 참고하여 2,500 kg, OOS 위성의 질량은 MEV-1을 참고하여 2,330 kg으로 설정하고, EWSK, NSSK를 위한 속도증분은 각각 연간 6 m/s, 55 m/s로 설정하였다[11]. 마찬가지로 위성들의 질량, EWSK, NSSK를 위한 속도증분, Graveyard 고도 등도 다양한 아키텍처를 고려한다는 관점에서 변화시킬 수 있는 설계변수로 채택할 수 있으나 본 연구에서는 홀추력기 설계변수들을 중점적으로 고려하도록 한다.

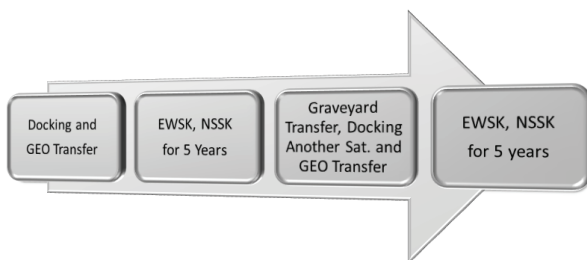


Fig. 2. Life Extension Mission Profile

2.3.2 홀추력기 설계변수 및 수치해석 방법

흔히 활용되는 홀추력기는 원주형 고리모양의 방전채널을 가진 형태로서 전면에서 보면 방전채널은 도넛 모양을 나타낸다. Fig. 3은 홀추력기 단면도로서 방전채널의 안쪽(단면도 상 왼쪽)은 양극(Anode)으로 작용하며 추진제가 방전채널로 공급된다. 방전채널 바깥쪽(단면도 상 오른쪽)에는 음극(Cathode)이 위치하며 음극에서 공급된 전자가 양극쪽으로 운동하면서 추진제와 충돌 및 이온화를 통해 이온을 생성함으로써 플라즈마를 형성하게 된다. 홀추력기의 작동원리는 전기장과 자기장이 수직하게 작용하는 경우 전기적 성질을 가진 전자나 이온이 각 전기장과 자기장에 수직방향의 사이클로트론(Cyclotron) 운동을 하는 홀효과(Hall Effect)를 활용하는 것으로 전체 홀추력기 방전채널의 길이(L)가 전자의 사이클로트론 운동반경보다는 크고 이온의 운동반경보다는 작도록 설계한다. 이온의 사이클로트론 운동반경이 방전채널의 길이보다 크므로 방전채널의 출구쪽으로 사출되어 추력을 발생시키는 형태로 자세한 작동원리는 참고문헌 [12]에 제시되어 있다.

다양한 홀추력기 형상, 운용 파라미터 조합에 따른 성능변화를 임무해석에 반영하기 위해 고려한 설계변수를 Table 1에 나타내었다. 각 설계변수 기호와 설명이 주어져 있으며 Fig. 3의 단면도에도 해당하는 설계변수를 나타내었다.

r_1, r_2, L, z_{cath} 가 기본적으로 홀추력기 형상 설계변수이며 고리형 방전채널 안쪽의 전자석과 바깥쪽 전자석에 의해 형성되는 반경방향의 자기장 분포는 양극부터 방전채널의 출구까지 식 (1)에 나타난 형태로 모델링 할 수 있다. 여기서 z 는 양극의 위치를 원점으로 하는 홀추력기의 축방향 좌표변수를 나타낸다.

$$B(z) = B_{max} \exp\left[-K\left(\frac{z}{L}-1\right)^2\right] \quad (1)$$

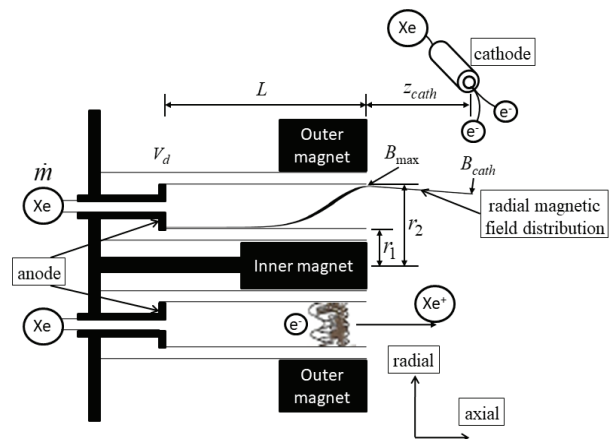


Fig. 3. Hall Thruster Sectional Schematic

식 (1)로부터 반경방향 자기장 분포는 B_{max} , K , L 에 의해 완전히 결정됨을 알 수 있다. 출구부터 음극 위치까지의 반경방향 자기장 분포는 B_{max} 와 B_{cath} 에 의해 선형적으로 모델링된다. 운용 파라미터로서 추진제 질량유량율(\dot{m})과 양극과 음극 간 인가되는 방전전압(V_d)이 있으며, N_T 는 OOS 위성에 탑재되는 홀추력기 수를 나타낸다.

Table 1에 제시된 형상 및 운용 관련 설계변수의 변화범위는 기존의 1~50 kW 급 홀추력기 형상과 운용범위를 참고하여 설정하였다. 따라서, 각 설계변수의 변화범위에 따른 조합에 따라 각기 다른 홀추력기 및 운용 파라미터에 의한 성능이 산출되어 임무 해석에 입력으로 반영된다.

홀추력기 성능 해석을 위한 수치적 방법으로 1차원 자기유체역학 모델을 활용하였다[13]. 이 모델은 양극부터 음극까지의 1차원 해석영역을 양극영역, Presheath 영역, 이온화/가속영역의 3부분으로 구분하여 해석하고 영역별 경계에서 플라즈마 특성을 일치시키는 형태로 전체 홀추력기 방전현상에 대한 플라즈마 해석을 수행한다. 여기서는 식 (2)와 같이 이온화/가속영역에 적용된 자기유체역학 지배방정식을 소개하며 자세한 해석방법은 참고문헌 [14]에 제시되어 있다.

$$\begin{aligned}
 u_n \frac{dn_n}{dz} &= -S & \frac{d\Gamma_i}{dz} &= S & \frac{d\Gamma_e}{dz} &= S \\
 n_e(z) &= \int_0^z \frac{S(z')dz'}{\left[u_{n,0}^2 + 2\frac{e}{m_i}(\phi(z') - \phi(z)) \right]^{1/2}} \\
 &+ \frac{n_{e,0}u_{i,0}}{\left[u_{n,0}^2 + 2\frac{e}{m_i}(\phi_0 - \phi(z)) \right]^{1/2}} & (2) \\
 \frac{d(e\phi)}{dz} &= \frac{m_e \nu_{e,eff}}{n_e} \Gamma_e \\
 \frac{d\epsilon_e}{dz} &= -\frac{3}{5}eE - \frac{3}{5}\frac{n_e \nu_{e,\epsilon}}{\Gamma_e} \epsilon_e - \frac{n_e \nu_i}{\Gamma_e} \epsilon_e
 \end{aligned}$$

여기서 하첨자 n, i, e 는 각각 원자, 이온, 전자를 의미한다. u 는 평균속도, n 은 원자수밀도(Number Density), Γ 는 유량(Flux), S 는 이온화에 의한 생성율, e 는 단위 전하량, m 은 질량, ϕ 는 축방향 전위, $\nu_{e,eff}$ 는 전자의 유효 운동량 충돌빈도, ϵ_e 는 에너지, E 는 전기장의 세기, $\nu_{e,\epsilon}$ 은 전자의 에너지 손실 충돌빈도, ν_i 는 이온화 충돌 빈도를 각각 의미한다. 하첨자 0은 Presheath 영역과 이온화/가속영역의 경계점을 나타낸다. 반경방향 자기장의 세기는 주로 전자의 유효 운동량 충돌빈도에 관계된다. 식 (2)는 기본적으로 원자, 전자, 이온 각각에 대한 질량, 운동량, 에너지 보존법칙 중 해석에 필요한 지배방정식을 나타낸 것이다.

Table 1. Hall Thruster Design Variable

Design Variable	Description	Range
r_1	Discharge Channel Inner Radius	3.5~7.0 cm
r_2	Discharge Channel Outer Radius	5.0~10.0 cm
L	Discharge Channel Length	3.5~4.0 cm
z_{cath}	Cathode Location from Channel Exit	2.0~4.0 cm
B_{max}	Maximum Radial Magnetic Field Intensity	120~160 G
B_{cath}	Radial Magnetic Field Intensity at the Cathode	80~120 G
\dot{m}	Propellant Mass Flow Rate	4.0~12.0 mg/s
V_d	Discharge Voltage	200~400 V
K	Radial Magnetic Field Distribution Shape Coefficient	8~16
N_T	Number of Hall Thrusters	1, 2

적용된 홀추력기 수치해석 방법은 다양한 설계변수 조합에 대해 강건성(Robustness)을 가지고 해석이 수행될 수 있으며, 각 설계변수 조합 중 플라즈마 밀도가 매우 낮거나 방전전압이 불충분한 경우, 전자 온도가 충분히 높지 않은 경우 등 비현실적 조합에 대한 정보도 제공한다.

2.3.3 궤도전이 속도증분 해석

임무개요의 1), 3)단계에서 궤도전이 시 요구되는 속도증분을 해석하기 위해 Edelbaum의 저추력 궤도전이 이론을 활용한다[15]. Edelbaum의 저추력 궤도전이 이론은 2개의 비공면 원궤도(Non-coplaner Circulr Orbit) 간 전기추진시스템과 같이 저추력 특성을 가진 추력기를 활용한 궤도전이 해석에 적용할 수 있으며 전이시간 또는 요구 속도증분을 최소화한 시간에 따른 추력 스케줄링과 속도, 경사각의 변화를 해석적 해(Analytical Solution)의 형태로 제공한다. 가정사항은 전이 간 추력에 의한 가속도는 항상 일정하며 추력은 충분히 낮아 궤도전이 간 궤도의 형태는 원궤도를 유지한다. 경사각의 변화(Δi)는 $0^\circ < \Delta i < 114.6^\circ$ 에서 유효하다.

Edelbaum의 해석적 해에 따르면 초기 추력 벡터의 요각(β_o)은 식 (3)과 같이 주어진다.

$$\tan \beta_o = \frac{\sin\left(\frac{\pi}{2} \Delta i\right)}{V_o - \cos\left(\frac{\pi}{2} \Delta i\right) V_f} \quad (3)$$

여기서, V_o 는 초기 원궤도 속도, V_f 는 최종 원궤도 속도를 의미한다. 요각 β 는 LVLH(Local Vertical Local Horizontal) 좌표계에서 정의된다. 또한, 총 요구 속도증분은 식 (4)와 같이 주어진다.

$$\Delta V = \sqrt{V_o^2 - 2V_o V_f \cos\left(\frac{\pi}{2} \Delta i\right) + V_f^2} \quad (4)$$

추가적으로 요각, 속도, 경사각의 시간에 따른 변화는 식 (5)와 같이 계산할 수 있다.

$$\begin{aligned} \beta(t) &= \tan^{-1}\left(\frac{V_o \sin\beta_o}{V_o \cos\beta_o - ft}\right) \\ V(t) &= \sqrt{V_o^2 - 2V_o ft \cos\beta_o + f^2 t^2} \\ \Delta i(t) &= \frac{2}{\pi} \left[\tan^{-1}\left(\frac{ft - V_o \cos\beta_o}{V_o \sin\beta_o}\right) + \frac{\pi}{2} - \beta_o \right] \end{aligned} \quad (5)$$

여기서 f 는 추력 가속도, t 는 시간을 의미한다. 본 임무해석에서는 공면전이(Coplanar Transfer)를 고려하므로 Δi 가 0이 될 경우 특이점(Singularity)이 발생하게 된다. 따라서, 공면전이의 경우 매우 작은 값(e.g. 10^{-8})을 Δi 에 할당하여 적용한다. 또한, 본 임무해석에서는 총 요구 속도증분만을 계산하여 궤도 전이에 필요한 요구 추진제량을 식 (6)의 이상로켓방정식을 통해 산출한다.

$$m_{prop} = m_o \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_o}\right) \right] \quad (6)$$

여기서, m_{prop} 은 추진제 질량, m_o 는 초기 위성 질량, I_{sp} 는 홀추력기의 비추력, g_o 는 해수면 고도에서의 중력가속도를 의미한다.

Edelbaum의 저추력 궤도전이 이론에 따라 GEO와 Graveyard 간의 전이는 10.9 m/s의 속도증분이 필요하며 본 임무해석에서 모든 임무단계에서 필요한 속도증분은 궤도전이와 EWSK, NSSK를 포함하여 총 642.6 m/s의 속도증분이 필요하다.

2.3.4 해석방법에 관한 고찰

본 임무해석에 적용된 홀추력기 수치해석 방법은 실제 홀추력기 개발 시 예비설계 단계에서의 적용은 다소 제한된다. 그 이유는 홀추력기 플라즈마에서 발생하는 자기장에 수직 방향으로의 전자 확산 현상을 설명하기 위한 전자의 유효 운동량 충돌빈도(식 (2)의 $\nu_{e,eff}$)를 계산할 때 이론적으로 계산된 충돌빈도와 실제 실험을 통해 얻어지는 충돌빈도가 달라 이를 보상하기 위해 실험치에 근사할 수 있는 보정값을 사용한다. 이 보정값은 기존 홀추력기에 대한 실험결과에 근거하고 있으므로 새로운 홀추력기 개발에는 근사값을 제공할 수 있으나 정확한 해석이라 하기 어렵다. 이론과 실험에서 발생하는 충돌빈도의

차이에 대한 문제는 홀추력기 연구자들에 의해 수십 년간 그 원인에 대한 연구가 되어 오고 있으나 현재까지도 밝혀지지 않고 있는 실정이다.

저추력 궤도전이 최적화는 실제 최적제어문제로 변환이 되며 Edelbaum의 가정사항을 제외할 경우 추력구간 및 비추력 구간, 일식기간 및 비일식기간, 중력보조, 추력 적용 시 위성의 전력소모율, 자세제어 요구조건 등 다양한 고려와 함께 기본적으로 많은 파라미터의 결정이 필요하므로, 계산 시간이 많이 소요되고 문제 자체가 해석에 있어 국소 최적값에 빠질 수 있는 불안정한 형태의 어려운 문제이다.

본 임무해석에서 적용한 홀추력기 수치해석 방법과 궤도전이 속도증분 계산방법은 실제 예비설계 수준에서는 적용하기 다소 어려우나 많은 임무 아키텍처에 대한 분석을 통해 기본(Baseline) 임무 아키텍처를 도출하는 시스템 수준 임무해석에는 충분히 적용될 수 있다.

2.3.5 임무해석 결과분석 및 최적화

시스템 수준에서 넓은 설계공간에 대한 효율적인 탐색의 수행과 홀추력기와 궤도전이 해석 분야 간 입출력을 통합적으로 고려하기 위해, 홀추력기 해석모듈, 궤도전이 속도증분 해석모듈을 통합한 임무해석모듈을 활용하여 Table 1에 나타난 각 설계변수 변화 범위에 대해 실험계획법(Design of Experiment, DOE)을 적용하여 설계공간탐색(Design Space Exploration)을 수행하였다. 각 설계변수범위에 대한 설계조합은 1,000개로 구성하고 이에 대한 해석결과를 임무해석모듈을 통해 산출하였다. 해석 결과 형상 및 자기장 분포 설계변수, 운용 파라미터 간 불가능한 설계변수 조합을 제외하고 가능한 총 225개의 설계변수 조합에 대한 임무성능을 도출하였다.

세부 성능변수는 추력, 비추력, 전력수준 등의 홀추력기 자체 성능과 주어진 OOS 임무를 고려한 총 요구 추진제 질량, 궤도전이에 필요한 시간이다. 세부 성능변수들 중 OOS 임무 성능지수로 총 요구 추진제 질량, 궤도전이 시간, 홀추력기 전력수준을 선정하였다.

설계공간분석을 위해 설계공간탐색의 결과로부터 통계적 방법을 적용하여 도출된 설계변수와 임무 성능지수 간 관계를 반응면 기법(Response Surface Methodology)[16]을 활용하여 모델링을 수행한다. Fig. 4에 설계변수와 임무 성능지수 간의 상관관계를 시각적으로 보여주는 예측 프로파일러(Prediction Profiler)를 활용하여 나타내었다.

Figure 4의 세로방향으로 위에서부터 임무 성능지수인 총 요구 추진제 질량, 궤도전이 시간, 홀추력기 전력수준을 나타내며, 가로방향으로 윗 그림에서는 $r_1, r_2, L, z_{ath}, B_{max}$ 를, 아랫 그림에서는 $B_{ath}, \dot{m}, V_d, K, N_T$ 의 총 10개의 설계변수를 나타낸다. 각 성능지수의 아래쪽에 나타난 구간값은 반응면 기법을 통한 모델

링이 주어진 설계변수들의 조합 내에서 가질 수 있는 값 범위를 나타낸다. 세로방향의 마지막 Desirability는 최적화 지수를 나타낸 것으로 각 설계변수가 세 가지의 임무 성능지수에 미치는 통합적 영향성을 의미한다. 예측 프로파일러로부터 각 설계변수의 변화범위가 임무 성능지수에 미치는 영향성을 한 눈에 파악할 수 있다. 예를 들어 총 요구 추진제 질량에 상대적으로 많은 영향을 주는 요소는 방전채널 외부 반지름, 추진제 질량유량율, 방전전압, 홀추력기 개수이다. 방전채널 외부 반지름의 경우 감소하면 총 요구 추진제 질량과 궤도 전이시간이 감소하여 임무 성능이 향상되나 홀추력기 전력수준은 높아짐으로써 임무 성능에 저하 요소로 작용한다. 운용조건인 추진제 질량유량율과 방전전압의 경우 반대의 경향성이 나타남을 알 수 있다. 전체적인 분석을 통해 모든 임무 성능지수에 언급한 네 가지 요소가 큰 영향성이 있으므로 본 OOS 임무에 주요한 설계변수임을 파악할 수 있다.

본 OOS 임무 성능지수를 종합적으로 최소화하는 설계변수 조합을 산출하기 위한 최적화를 수행하고 기본 임무 아키텍처를 제시할 수 있다. 각 임무 성능지수를 최소화할 때 상대적 중요도를 산정하여야 한다. 상대적 중요도는 어느 것을 중요하게 생각할 것인지에 대한 시스템 설계의 철학에 관련된 것으로서

다속성 의사결정방법 중 하나인 계층분석과정(Analytic Hierarchy Process, AHP)을 활용하였다[17]. 총 요구 추진제 질량, 궤도전이 시간, 홀추력기 전력수준 순으로 중요도를 가정하고, 최적화를 위한 수치적 중요도는 각각 0.640, 0.206, 0.154로 산출하였다. 설계철학에 따라 각 임무 성능지수의 중요도가 달라지면 최적화 결과가 달라질 수 있다. Desirability는 각 임무 성능지수와 AHP로 설정된 상대적 중요도를 결합한 다목적 함수로서 다른 성능지수와 같은 하나의 출력변수가 되며, 각 설계변수들에 대한 Desirability 값은 다른 성능지수와 마찬가지로 반응면 기법 모델링을 통해 규준화된 값으로 산출된다. 최적화 결과는 Fig. 4에 나타난 바와 같이 Desirability 값에 따라 산출된 각 가로, 세로 변수 및 성능지수 이름 위에 최적화된 값들로 표현되어 있다. 이 결과는 반응면 모델을 통해 얻어진 것이므로 최종적으로 실제 임무해석 모듈을 통해 실제 구현 가능한 값인지 검증하였다.

실 도구를 통해 산출된 본 OOS 임무에 적합한 홀추력기 설계 및 운용 파라미터, 임무성능 결과를 Table 2에 나타내었다. Table 2에서 T 는 홀추력기 추력, I_d 는 방전전류, P_d 는 홀추력기 전력수준, t_{dur} 은 궤도전이 시간을 의미한다. 기존 1 kW 급 홀추력기 대비 형상의 크기는 다소 상회하며, 운용 파라미터인 추진제 질량유량율과 방전전압이 다소 큰 값으로 산출되었다. 이러한 홀추력기 형상 및 운용 파라미터를 반영한 임무해석 결과가 시사하는 것은 현재는 간단한 OOS 임무에 대해 제시하였으나 실용적인 OOS 임무 시 아키텍처 개발에 많은 자유도를 부여할 수 있고 최적의 성능과 운용조건을 보장하는 홀추력기 설계 및 개발을 위한 정보를 제공할 수 있다는 점이다.

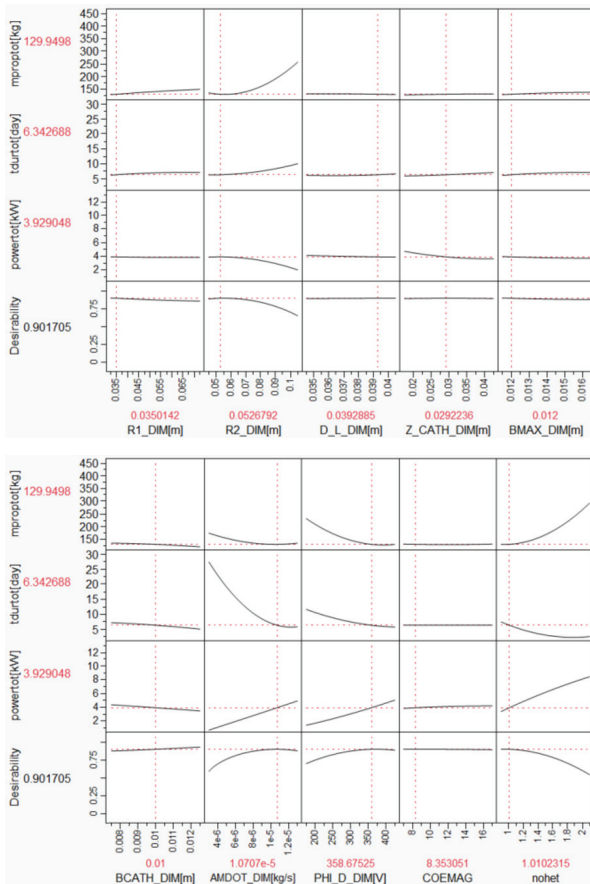


Fig. 4. Prediction Profiler

Table 2. Proposed Mission Analysis Results

Design Variable	Proposed Value	Performance Parameter	Performance Value
r_1	3.5 cm	I_{sp}	2,216 s
r_2	5.3 cm	T	233 mN
L	4 cm	I_d	11.5 A
z_{cath}	3 cm	P_d	4.13 kW
B_{max}	120 G		
B_{cath}	100 G	m_{prop}	140.7 kg
\dot{m}	10.7 mg/s	t_{dur}	7.76 days
V_d	359 V		
K	8.35		
N_T	1		

III. 결 론

OOS는 세계적으로 활용도가 매우 증가될 것으로 예상되며 이의 활용이 실용급 위성의 임무계획자, 설계자, 개발자 및 운영자에게 고려하는 우주임무해석 시 비용 효과적으로 우주임무를 달성할 수 있는 다양한 우주임무 아키텍처의 개발을 가능하게 함으로써 우주분야의 게임체인저로서의 역할이 기대된다.

본 연구에서는 OOS 임무를 위해 반드시 필요한 전기추진시스템에 대해 기존 주어진 성능과 운용조건에 고정되어 다양한 아키텍처 개발에 제한이 있었던 점을 개선하여 전기추진시스템 중 홀추력기를 주어진 OOS 임무에 대한 임무해석 시 반영하고 적정 홀추력기 형상 및 운용 파라미터와 이에 따른 임무성능 결과를 제시하였다. 물론 OOS 임무해석은 임무를 수행하는 모든 구성요소들을 반영해야 하나 본 연구의 목적상 전기추진시스템을 OOS 임무해석에 적용하는 방안에 대해 중점을 두었으며 실제 임무해석에서는 각 구성요소들에 대한 고려가 필요하다.

현재 우리나라는 우주분야에서 많은 발전을 이루어 왔으나 보다 앞서 나가기 위해서는 우주임무해석 분야와 전기추진시스템에 대한 기술확보가 시급할 것으로 판단된다. 근 지구 궤도에서 주어진 우주임무를 달성할 수 있는 아키텍처는 다양히 존재할 수 있으며, 전기추진시스템이 활용될 경우 아키텍처 개발의 자유도는 매우 증대될 수 있으므로 향후 이 두 분야에 대한 많은 관심과 연구가 필요하다. 특히 홀추력기를 활용한 우주임무에 대한 임무해석의 신뢰성을 높이기 위해서는 자기장에 수직 방향으로의 전자 확산 현상에 대한 이론적 근거와 함께 적절한 수치적 해석 방법의 개발이 시급하다.

References

- 1) Canaday, H., "Servicing Revolution," *Aerospace America*, Vol. 56, No. 6, 2018, p. 34.
- 2) Gebhardt, C., "Northrop Grumman makes history, Mission Extension Vehicle docks to target satellite," nasaspaceflight.com, February 26, 2020.
- 3) Glogowski, M. J., Pilchuk, J. W., Kodys, A. D., Molinsky, J. M., Rahal, G. E., Eskenazi, M. I. and Tam, W., "Electric Propulsion Systems Development & Integration Activity at Orbital ATK," *The 35th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2017-293*, October 2017, Atlanta, GA, USA.
- 4) Pan, B., Pan, X. and Lu, P., "Finding Best Solution in Low-Thrust Trajectory Optimization by Two-Phase Homotopy," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 56, No. 1, 2019, pp. 283~291.
- 5) Barbara, N. H., Destrez, S. L., Guardabasso, P.

and Alary, D., "New GEO paradigm: Re-purposing satellite components from the GEO graveyard," *Acta Astronautica*, Vol. 173, August 2020, pp. 155~163.

- 6) Davis, J. P., Mayberry, J. P. and Penn, J. P., "On-Orbit Servicing: Inspection, Repair, Refuel, Upgrade, and Assembly of Satellites in Space," *The Aerospace Corporation Center for Space Policy and Strategy*, April 2019.

- 7) Kazuya, K., Yamakawa, S., Imamura, S. and Kohata, H., "Development of Super Low Altitude Test Satellite (SLATS)," *Proceedings of the 63rd International Astronautical Congress, IAC-12-B1.2.18*, Naples, Italy, October 2012.

- 8) Taccogna, F., Longo, S., Capitelli, M. and Schneider, R., "Start-Up Transient in a Hall Thruster," *Contributions to Plasma Physics*, Vol. 46, No. 10, 2006, pp. 781~786.

- 9) Ahedo, E., Gallardo, J. M. and Martinez-Sanchez, M., "Model of the Plasma Discharge in a Hall Thruster with Heat Conduction," *Physics of Plasmas*, Vol. 9, No. 9, September 2002, pp. 4061~4070.

- 10) Fife, J. M., "Hybrid-PIC Modeling and Electrostatic Probe Survey of Hall Thruster," *Ph.D. Thesis*, Massachusetts Institute of Technology, September 1998.

- 11) Wertz, J. R. and Larson, W. J., *Space Mission Analysis and Design*, 3rd Ed., Space Technology Library, Microcosm, Inc., 1999, p. 686.

- 12) Goebel, D. M. and Katz, I., *Fundamentals of Electric Propulsion*, John Wiley & Sons, Inc., 2008, pp. 325~341.

- 13) Kwon, K. B., "Design Space Exploration of the Hall Effect Thruster for Conceptual Design," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 39, No. 12, 2011, pp. 1133~1140.

- 14) Kwon, K. B., Walker, M. L. R. and Mavris, D. N., "Self-consistent, One-dimensional Analysis of the Hall Effect Thruster," *Plasma Sources Science and Technology*, Vol. 20, No. 4, 045021, 2011.

- 15) Kechichian, J. A., "Reformulation of Edelbaum's Low-Thrust Transfer Problem Using Optimal Control Theory," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 20, No. 5, 1997, pp. 988~994.

- 16) John, A. C., *How to Apply Response Surface Methodology*, American Society for Quality, 1990.

- 17) Navneet, B. and Kanwal, R., *Strategic Decision Making : Applying the Analytic Hierarchy Process*, Springer London, 2004.