

技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(9), 845-857(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.845

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

우주파편 능동제거 기술 연구개발 동향 분석

김해동*, 김민기

Recent Status on Active Space Debris Removal Technologies

Hae-Dong Kim* and Min-Ki Kim

Korea Aerospace Research Institute

ABSTRACT

Recently, deterioration of space environment due to space debris is getting a lot of international attention and advanced countries in space technology are willing to comply with their space debris mitigation guidelines. With these efforts to reduce the number of space debris, active space debris removal technology means to try and to get rid of space debris directly. In this paper, the background and recent status on active space debris removal technologies of overseas agencies are presented. Also, cases of technology development and patents are introduced. Thus, this paper can be usefully referred to by the colleagues who are willing to start the research and development of active space debris removal technologies.

초 록

최근 우주쓰레기로 인한 우주환경 악화에 대한 국제적인 관심이 높아지고 있으며, 미국, 프랑스, 일본 등 우주개발 선진국들을 중심으로 우주파편 경감을 위한 가이드라인을 제정하여 준수하고자 노력하고 있는 추세이다. 이러한 노력과 더불어 우주파편을 직접 제거함으로써 그 숫자를 경감하고자 하는 기술을 '우주파편 능동제거 기술'이라고 한다. 본 논문에서는 우주파편 경감을 위한 해외 기관들의 연구동향과 배경들을 살펴보고 관련 기술개발 사례 및 특허들을 분석하였다. 또한, 이를 바탕으로 우주파편 능동제거시스템 개발을 위한 소요기술들을 분석해봄으로써 우리나라에서도 관련 연구에 관심을 가지고 본격적으로 시작하고자 하는 연구자들에게 선행연구 분석 자료로써 유용하게 활용될 수 있도록 하였다.

Key Words : Space Debris(우주파편), Active Removal(능동제거), Debris Mitigation(우주파편 경감)

1. 서 론

인류의 우주개발에 따른 필연적인 부산물인 우주쓰레기 증가로 인한 우주환경 악화 문제는

1978년 미국항공우주국(NASA, National Aeronautics and Space Administration)의 과학자였던 케슬러에 의해 이미 제기된 바 있다. 2007년 1월 11일 중국이 자국의 폐기위성 'FengYung-1C'을 요격

† Received : May 19, 2015 Revised : August 3, 2015 Accepted : August 6, 2015

* Corresponding author, E-mail : haedkim@kari.re.kr

하여 우주쓰레기를 대량으로 양산하고, 2009년 2월 10일 정상 운영 중이던 이리듐 위성이 버려져 있던 러시아 위성과 사상 최초로 위성 대 위성 간 충돌이 있던 직후 다시 대량의 우주쓰레기가 양산되면서 우주쓰레기 발생으로 인한 우주환경 악화 문제는 우주개발국가 및 관련 기관뿐만 아니라 국제적으로도 대중의 많은 관심을 받기 시작하였다.

사실 미국 NASA, 유럽우주기구(ESA, European Space Agency), 프랑스 국립우주연구센터(CNES, Centre National d'Etudes Spatiales), 독일 항공우주센터(DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt), 일본 항공우주기구(JAXA, Japan Aerospace eXploration Agency) 등은 이미 1990년대 중후반부터 자발적으로 우주파편 발생을 최소화하고 우주환경을 보호하기 위해 '우주파편 경감 가이드라인(Space Debris Mitigation Guideline)'을 제정하여 시행하고 있다[1]. 이 가이드라인에 따르면, 발사체와 위성체의 설계 시 우주파편과의 충돌 고려, 부속물들의 이탈 및 폭발에 의한 우주파편 발생 가능성을 최소화하도록 해야 한다. 위성 운영 중에는 충돌위험 분석 및 필요에 따라 적극적인 회피기동 수행을, 임무가 종료되는 시점에는 폐기 이후 폭발을 방지위한 배터리 전력, 연료 등을 방출하거나 소모시키도록 하고 있다(Passivation). 궤도를 이동할 수 있는 추력기를 탑재한 경우 정지궤도위성은 우주무덤(Graveyard)으로 불리우는 영역으로 고도를 최소 200km 이상 상승시켜 폐기도록 하고, 저궤도 위성은 잔존 궤도수명이 25년을 넘지 않도록 고도를 감소시키는 '25년 규정(25 Years Rule)'을 제시하고 있다. 마지막으로 능동적인 폐기 기동에 의한 위성체 또는 발사체의 지구재진입에 따른 잔존 지상낙하물에 의한 위험도 사전에 분석하고 사상위험도(Casualty Risk)가 일정 기준 이하(10^{-4} 수준)가 되도록 제안하고 있다. 다음 Fig. 1은 우주파편 경감을 위한 가이드라인의 전반적인 이해를 돕기 위해 표현한 대표적인 그림이다 [2]. 그림을 통해 위성 설계, 발사, 운용 및 폐기에 이르기까지 단계별로 우주파편 경감을 위한 노력이 필요함을 보여주고 있다.

하지만 가이드라인에서 제시하는 다수의 규정들을 준수하더라도 이미 존재하고 있는 우주파편의 분포와 향후 지속될 수밖에 없는 위성발사 추세에 의해 우주파편 상호간의 자연 충돌로 인한 증가 추세는 억제할 수 없으며, 따라서 능동적으로 우주파편을 매년 일정 개수 이상 제거해야만 한다는 NASA의 최근 2006년 연구결과[3]는 미

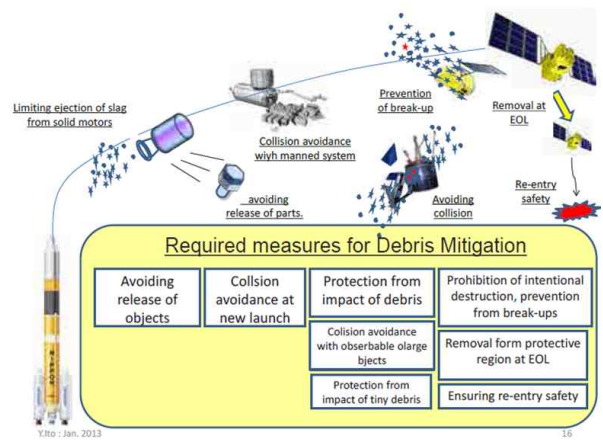


Fig. 1. Space Debris Mitigation Guideline [2]

국을 비롯한 우주개발선진국들 사이에서는 매우 중요하게 인지되고 있다.

또한, 우주파편 제거 문제는 기술적인 문제를 차치하고서라도 비용, 소유권 문제, 법적 문제, 정책적인 문제들이 얽혀있어 상업적인 측면에서 활성화되기까지는 적지 않은 시간이 소요될 것으로 예상된다. 즉 부수적으로 해결해야할 문제들이 많은 것은 사실이나 현재처럼 혹은 더욱 활발한 우주개발이 지속될수록 우주파편으로 인한 우주환경의 급속한 악화는 시기의 문제일 뿐 예측되는 결과는 분명하다. 따라서 국내에서도 장차 예상되는 국제적인 규제에 앞서 선제적으로 기술 개발을 하여 대응할 역량을 갖추는 것이 중요할 것으로 판단된다. 또한, 우주파편 능동제거를 위한 기술은 기본적으로 랑데부/도킹/근접운영, 시각기반 자율 항법유도제어, 우주 로보틱스 등과 같은 유,무인 우주탐사에 반드시 필요한 핵심기술들을 포함하고 있고, 우주 재급유 및 궤도상 위성 수리/부품 교환(Refueling & Repair Servicing)등과 같은 미래지향적인 우주기술 개발에도 응용될 수 있다.

국내에서는 우주파편과 관련된 연구개발 활동이 미미하나 최근 아리랑위성 및 과학기술위성의 우주파편 충돌위험 뉴스가 보도되고, 미래창조과학부를 중심으로 '국가우주위험대비중합계획(안)(2013.10)'과 '제1차 우주위험대비 기본계획('14~'23) 시행계획(안)(2014.6)'이 마련되는 등 국내에서도 우주파편과 우주환경에 대한 국민적인 관심이 점차 증가하고 있는 것은 매우 고무적인 것으로 사료된다.

이에, 본 논문에서는 우주파편 경감을 위한 해외 기관들의 연구동향과 배경들을 살펴보고 관련 기술개발 사례 및 특허들을 분석하였다. 또한, 이를 바탕으로 우주파편 능동제거시스템 개발을 위

한 소요기술들을 분석함으로써, 우리나라에서 관련 주제에 관심을 가지고 본격적으로 연구개발을 시작하고자 하는 연구자들에게 선행연구 분석 자료로서 유용하게 활용될 수 있도록 하였다.

1.1 우주과편 현황

우주과편(우주쓰레기)이란 인간이 만들어 낸 인공물체 즉, 인공위성 또는 로켓 등이 제 임무를 마치고 버려진 것들과 이들 상호간의 충돌로 인해 발생되어진 부스러기들을 모두 의미한다. 우주과편의 발생 원인으로는 인공위성이나 로켓(인공위성을 궤도에 투입하고 난 후 버려진 상단 로켓)과 같은 인공물체(Object)의 용도 폐기, 인공위성 또는 로켓이 폭발(Break-up), 인공물체들의 노후화에 따른 부스러기 발생(Aging), 그리고 상호간의 충돌(Collision)이 있다.

1957년 인류가 최초로 인공물체 즉, 인공위성을 우주로 쏘아 올리기 시작한 이후 현재까지(2015년 3월 1일 현재) 7,095개의 위성체가 발사되었으며, 이중 현재 궤도상에는 4,011개가 존재하며, 나머지는 지구 대기권으로 재진입하면서 대부분 소멸된 상태이다[4]. 현재 궤도상의 위성체 가운데 약 1,100여개의 위성만이 정상 운용중에 있다. 우주과편들의 양은 약 6,300톤에 달하며 저궤도 73%, 정지궤도 8%, 고타원궤도 10% 그리고 나머지 궤도상에 9%가 존재한다. 지구 저궤도 상의 우주과편들의 주요 발생 국가들은 러시아(舊소련 포함) 62.4%, 미국 23.4%, 중국 4.2%으로 나머지 국가들 대비 전체 우주과편 양의 90%를 차지한다[5]. 한편, 고도 2,000km 이하인 저궤도 상에서도 고도 700km~900km 사이에 우주과편이 가장 많이 존재하는데 그중에서도 고도 800km에서의 분포 밀도가 가장 높다. 이는 지구관측위성들이 가장 많이 애용하는 궤도이기 때문이며, 2007년 중국의 위성요격 시험 당시 목표물이던 위성이 파괴된 고도이기도 하다.

우주과편의 개수를 보면, 지구 주위 궤도에 존재하는 인공물체(우주과편 및 인공위성 포함)는 지름 10cm 이상의 물체는 약 23,000여개, 1cm~10cm 사이는 약 60여만 개다. 미국은 전 지구적인 우주감시망을 통해 매일 지름 10cm 이상의 우주물체 약 16,000여 개에 대한 궤도 정보를 미 합동우주운영센터(JSPOC, Joint Space Operations Center)에서 공개하고 있다[4].

1.2 우주과편 능동제거 필요성

2006년 사이언스(Science)지에 발표된 미국 NASA의 연구 결과에 의하면, 우주과편으로 인한 저궤도 우주환경의 악화를 완화하기 위해서는

매년 5~10개의 일정 크기 이상의 특정 우주과편들을 제거해나가야만 한다[3]. 제거 대상은 첫째, 중량이나 크기가 커야 하고, 둘째, 다른 물체와의 충돌확률이 커야 하며, 셋째, 저궤도 상단에 있어야 한다. 이 연구에서는 또한, 앞으로 우주발사체의 발사를 중단하고 새로운 우주과편을 생성하지 않는다 해도 현재 존재하는 우주과편들끼리 자연 충돌로 인해 그 수는 지속적으로 증가하는 것으로 예측되었으며, 유럽우주기구 ESA는 개별 시뮬레이션을 통해 재차 확인한 바 있다. 이뿐 아니라, 국제우주과편협의회(IADC, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) 회원국 6개 기관이 동일한 가정(폭발로 인한 과편 증가는 없으며, 임무 종료 후 90% 폐기기동 성공)하에서 서로 다른 도구를 이용하여 결과가 유사함을 확인하였다. NASA의 이 연구는 우주환경의 장기 전망에 관한 매우 중요한 결과로서, 우주개발 선진국들로 하여금 능동적인 우주과편 제거기술(ADR, Active Debris Removal Technology)들을 본격적으로 개발하는 시발점이 되었다.

또한 이를 계기로, 미국 오바마 정부는 2010년 국가우주정책에서 NASA와 국방성을 중심으로 궤도 상의 우주과편을 제거하고, 우주 위험을 감소시키며 현재와 미래의 우주과편으로 인한 우주환경에 대한 이해를 위해 연구개발을 적극적으로 시행하도록 권고하기에 이르렀다[6].

한편, 우주과편을 능동적으로 제거하는 기술들을 논의할 때 자주 질문되는 사항 또는 논쟁이 되는 부분들이 있는데, 참고문헌 [7]에서 일부 답을 제시하고 있어 소개하면 다음과 같다.

- 지구 주위 모든 우주과편들이 제거 대상은 아니며, 충돌빈도가 높은 고도 2,000km 이하의 저궤도에서 최소 지름 10cm 이상의 물체를 타겟으로 함
- Figure 2와 같이 2006년 1월 1일을 기점으로 발사가 없더라도 2055년부터는 이미 궤도상에 존재하는 인공위성들과 우주과편 상호간의 충돌로 인해 점차 자연 증가하는 결과(적색 실선)를 보여주고 있음. 따라서, 임무종료 후 폐기(PMD, Post Mission Disposal) 규정 및 '25년 규정'만으로는 우주환경 악화(청색 점선)를 궁극적으로 막을 수 없으며, 결국 능동적인 제거만이 유일한 해법임(녹색 실선)
- 우주과편 능동제거를 시행하기 위한 타겟 선정 기준은 $M \times Pc$ (M: Mass, Pc : Collision Probability)의 값이 클수록 우선순위가 됨. 즉 다른 물체와의 충돌확률이 크면서 충돌로 인한 과편의 양이 많은 우주과편 순으로 제거함

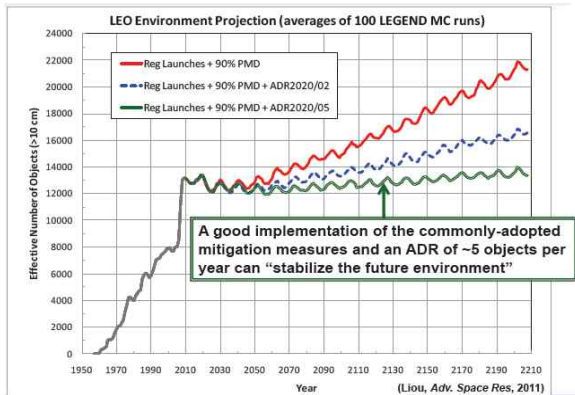


Fig. 2. Prediction of Space Debris in LEO followed by PMD and ADR[8]

- 임무 종료 후 폐기를 90% 이상 수행하면서 타겟 선정기준 우선순위에 따라 매년 5개 이상 제거해야만 우주파편 증가를 막을 수 있음
- 우선순위가 높은 제거대상은 경사각 80~85도 사이이면서 고도 600~900km 사이, 경사각 97~99도 사이이면서 고도 400~850km, 그리고 경사각 65도 근처에서 고도 800~1,000km 사이에 버려진 1톤 이상의 위성과 상단로켓임
- 능동제거 본격화 시점은 2020년부터가 적절하며, 만일 2060년 이후부터 능동제거를 시작할 경우에는 악화가 안정화되기는 하나 여전히 많은 수의 우주파편이 잔존할 것으로 예측됨

II. 해외 연구동향

2.1 해외기관 연구동향

2.1.1 미국 NASA

NASA는 1995년 세계에서 최초로 우주파편 경감을 위한 자체 가이드라인을 제정하여 위성체 및 발사체 설계부터 운영, 폐기에 이르기까지 많은 규정들을 지키기 위해 노력해 오고 있다.

NASA의 Johnson Space Center(JSC)의 우주파편 프로그램 사무국(ODPO, Orbital Debris Program Office)은 1979년 설립되어 지금까지 세계 우주파편 관련 선도 연구기관으로 자리매김을 하고 있으며, Fig. 3과 같이 우주파편 경감을 통한 우주환경 보호를 위한 기술적인 데이터들과 정책들을 다수의 국제기구 및 국제협의체 등을 통해 제시해오고 있다[9].

NASA ODPO[10]의 연구개발 분야는 우주파편 및 환경 모델링(Modeling), 우주파편 관측(Measurements), 보호기술(Protection), 경감(Mitigation), 개선(Remediation), 재진입(Reentry)

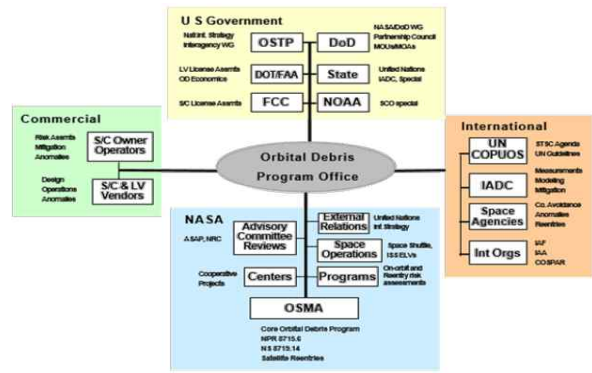


Fig. 3. Diagram of Collaboration of NASA ODPO[9]

로 크게 나누어진다. 능동제거 기술은 개선(Remediation) 분야에서 다루어지고 있는데, JSC의 Dr. Liou의 2006년 연구결과[3]을 시작으로 우주환경 악화를 근본적으로 경감하기 위해서는 능동제거 시행만이 유일한 해결책임을 다양한 연구들을 통해 제시되고 있다[11,12].

2009년부터 가능한 모든 능동제거 기술들에 대한 장, 단점들을 분석하고 있으며[13], 그 중에서 전자기장을 이용한 방법, 전개형 저항면적 증가 방법, 태양돛 부착 방법, 견인 추력기 부착 방법을 주요 방법으로 연구 중에 있다. 하지만 현재까지 구체적인 우주 데모를 위한 프로젝트 내용과 계획이 공개되지 않은 상태이다.

2.1.2 유럽우주기구 ESA

유럽우주기구 ESA는 ‘Clean Space initiative’라는 프로그램을 지난 2011년부터 시작하였는데, 우주파편 제거를 위한 기반기술들 확보하고 2016년에는 CleanSpaceOne 임무, 2018년에는 DEOS(DEutsche Orbitale Servicing Mission) 임무를 수행할 계획을 가지고 있다(Fig. 4). ESA는

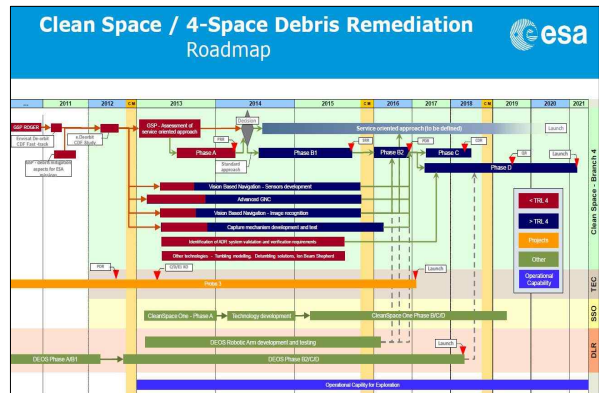


Fig. 4. Active Debris Removal Roadmap planned by ESA[14]

‘Clean Technologies’의 일환으로 우주과편으로 인한 우주환경 문제에 대응하기 위해 선형연구 차원에서 2012년부터 4년간 약 730억원의 예산을 투입하여 진행 중이다. 연구 내용으로는, 저궤도와 정지궤도 우주과편에 의한 위성 생존성 및 위험성 분석, 위성시스템 초기 설계 단계에서의 우주과편 충돌에 의한 손상해석, 지구재진입 시 생존성 분석 및 인명사고 확률 분석, 중궤도 위성의 폐기 방법 분석, 고타원 궤도 및 라그랑지 포인트 위성 폐기 연구 등이 있다. 이 선형연구의 기술적인 로드맵에 의하면 최종적으로 ESA가 지난 2002년 발사하여 운용한 후 2012년 고장이 나서 버려진 버스 크기의 ENVISAT 위성을 제거하는 임무를 목표로 하고 있다[12,14].

2.1.3 일본 JAXA

일본은 1995년 미국 NASA가 우주과편 경감을 위한 자체 가이드라인을 만든 이후 2번째로 1996년 자체 가이드라인을 제정하여 현재까지 지속적으로 개정 및 준수를 하고 있다. 지상추적시스템, 우주과편 모델 해석, 미세 우주과편 검출기 개발에 이르기까지 매우 활발한 연구 활동을 하고 있다[11,15].

능동제거 기술과 관련하여 저궤도 우주과편에 대해서는 EDT(Electrodynamic Tether) 기술을, 정지궤도 우주과편 또는 위성 폐기에는 플라즈마 기술을 능동제거 핵심기술로 집중 개발하고 있다(각 기술 설명은 3장 4장 참고).

Figure 5의 로드맵에 따르면, 소형위성을 이용한 EDT 데모를 위한 기술을 2013년에 개발하고, 중대형 위성을 이용하여 능동제거 기술을 2015년까지 개발한다는 계획을 가지고 있다. 2018년에는 비협조적인(Non-Cooperative) 단일 우주과편 능동제거 및 궤도상 서비스(On-Orbit Servicing)를 데모할 계획이며, 이를 바탕으로 마이크로 능

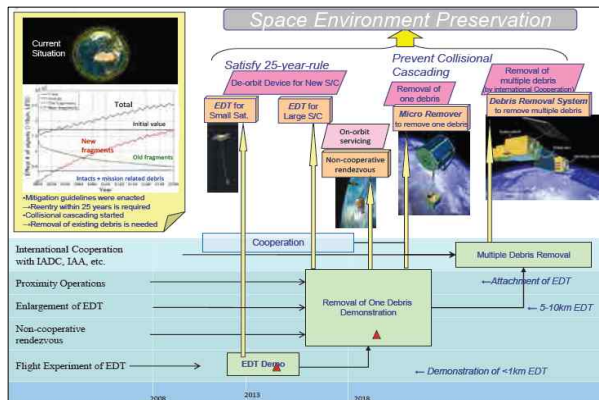


Fig. 5. Active Debris Removal Roadmap planned by JAXA[15]

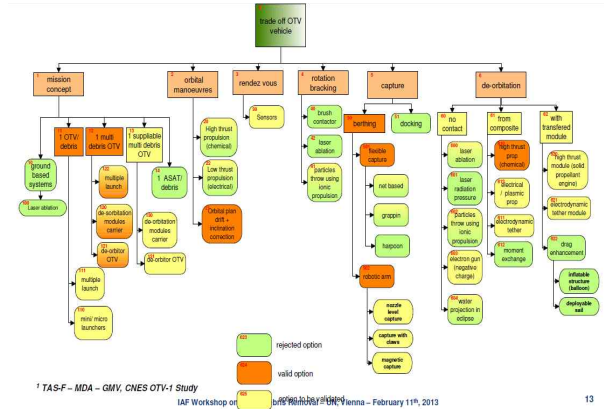


Fig. 6. Active Debris Removal Plan of CNES[16]

동제거 위성을 개발하려고 한다. 이후 길이 5~10km EDT를 이용하여 다수 우주과편을 제거하기 위한 복수 능동제거 기술을 선보일 계획이다.

또한, 자국 내의 우주과편 관련 연구개발 활성화를 위해 2006년부터 JAXA가 주관하여 ‘Space Debris Workshop’을 개최하고 있으며 매년 약 200여명의 국,내외 연구자들이 참가하고 있다.

2.1.4 프랑스 CNES

프랑스 국립우주연구센터(CNES)는 능동제거를 위한 시스템 아키텍처 및 상위레벨의 능동제거 시스템을 구성하는 기능(Function)들에 대한 정의를 Fig. 6과 같이 수행 중에 있다.

현재 구체적인 방법은 제안하고 있지 않지만 로봇팔을 이용한 제거 시스템의 선형연구를 수행 중이다[16]. CNES의 연구 결과에 의하면, 여전히 다수의 우주과편을 효과적으로 제거하는 것이 쉽지 않음을 알 수 있으며, 그럼에도 불구하고 Astrium, TAS-F, Bertin과 같은 다수의 민간 기업들과 계약을 맺고 효율적인 시스템 아키텍처를 수립하기 위해 노력하고 있다.

2.1.5 독일 DLR

독일은 1993년 우주공간에 설치한 미니 로봇팔을 지상에서 원격으로 조정하는 시험임무인 ‘ROTEX(German Technology Experiment on ETS-VII)’에 성공한 바 있다[17]. 이후 1999년 GETEX/ETS-VII(German Technology Experiment on ETS-VII) 임무를 통해 2.5톤짜리 체이서(Chaser)가 0.4톤짜리 타겟(Target)을 붙잡는 기술을 우주에서 시험하였다. 이러한 프로젝트를 통한 기술 확보를 기반으로 임의로 텀블링(Tumbling)하면서 접근이나 도킹에 비협조적인(Non-Cooperative) 물체를 대상으로, Fig. 7과 같

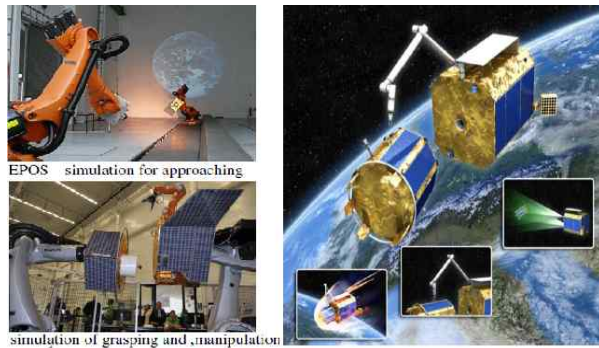


Fig. 7. Robotic Testbed(Left) and the Impression of DEOS of DLR[17]



Fig. 8. Robotic Arm Simulator for Space Debris Removal[18]

은 로봇팔(Robotic Arm)을 이용하여 붙잡고 지구 재진입을 하기 위한 ‘DEOS’ 프로젝트를 진행하여 왔으나, 2015년에 들어서 기술적인 타당성 및 지상시험단계에서 중단된 상태이다. 그럼에도 불구하고, 우주파편 능동제거, 우주재급유 및 위성 수리 기술들을 확보하기 위한 우주 로봇틱스 분야에 상당한 기술력을 보유한 것으로 보여진다.

2.1.6 중국

중국은 로봇팔을 이용하여 비협조적인 물체를 붙잡기 위한 지상시험모델 및 EDT 기술을 적용한 우주파편 제거기술 시뮬레이션을 수행하고 있다. Fig. 8과 같은 지상시험모델은 시각 기반으로 물체를 인지하고 제거하기 위한 타겟 여부를 판단하는 기술을 검증하기 위해 만들어지고 있으며, EDT 기술 연구를 위한 시뮬레이션 소프트웨어도 만들었다[18].

2.2 민간기업 연구동향

2.2.1 Airbus DS社

Airbus Defence & Space (Airbus DS)는 2013년 프랑스 CNES에 대형 우주파편 제거기술 연

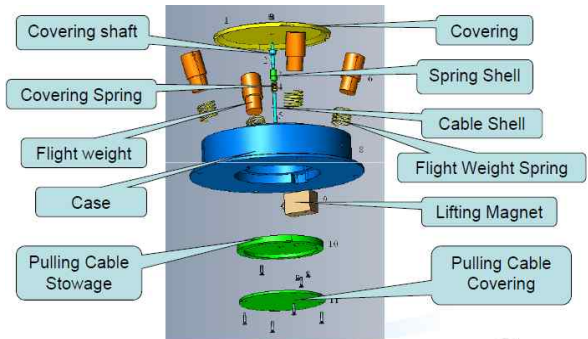


Fig. 9. Structure Map of ROGER[21]

구제안서를 제출한 바 있다[19]. 이 연구는 2020S년까지 대형 우주파편을 우주에서 분별하고 추적하여 제거하기 위한 위성 개발 계획(프로젝트명 OTV-DEMO/X; OTV, Orbit Transfer Vehicle)을 담고 있다. 이 회사는 프랑스를 비롯한 우주개발 선진국들의 우주파편 경감 가이드라인에서 제시하고 있는 우주파편 제거 규정을 중시하고, 상업적으로 새로운 시장 개척을 위해 노력하고 있다. 현재 그물포획(Net Capture) 시스템 최종 개발 단계에 있으며, 2016년에 우주에서의 데모를 계획하고 있다[20].

한편 2013년 Airbus 그룹에 편입된 舊 EADS(European Aeronautic Defence and Space Company) Astrium社는 지난 1994년부터 일찍이 우주파편 제거 관련 기술을 개발해오고 있었다. 2009년에는 그물(Net)(Fig. 9)을 던져서 정지궤도 위성을 폐기하는 ROGER(European Aeronautic Defence and Space Company) 프로그램을 발표한 바 있다[21]. 이 기술은 그물을 재사용하는 방법으로 약 20회 정도 정지위성 폐기를 위한 수거를 할 수 있다는 장점을 가지고 있다.

2.2.2 Global Aerospace社

이 회사는 제거 대상 물체의 저항면적을 증가



Fig. 10. GOLD Space Debris Removal System [22]

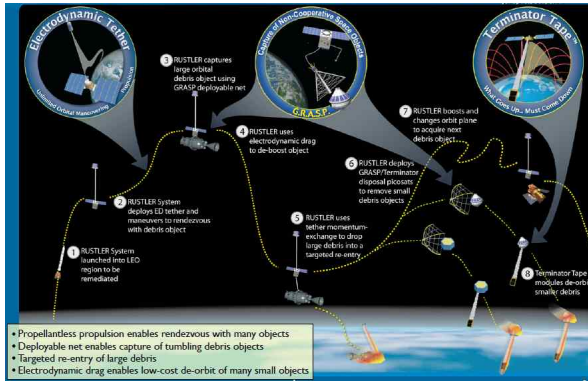


Fig. 11. RUSTLER Space Debris Removal System[23]

시키기 위한 GOLD(Gossamer Orbit Lowering Device)(Fig. 10)를 제안하고 개발 중에 있다[22]. 이 부착물은 대형위성이나 소형위성 위성에도 탑재할 수 있고, 운영 개념도 간단하며, 제거 과정에서 새로운 우주과편을 부가적으로 생성할 가능성이 적다는 장점이 있다. 또한, 다수의 부착물을 하나의 위성에 실어 다수의 우주과편 제거에 사용될 수 있으며, 별도의 추력기가 필요없다.

2.2.3 Tethers Unlimited社

이 회사는 주로 저궤도 상의 대형 우주과편을 제거하기 위한 기술들을 연구개발하고 있다[23]. 지구 주위 자기장을 선회하는 우주과편에 긴 줄(Tether)를 늘어뜨려 전기를 흐르게 할 때 생기는 로렌츠힘(Lorentz's Force)에 의한 저항으로 고도를 감쇄시키는 방법을 적용하고 있다. 다른 전자기 줄을 이용한 유사한 기술과의 차별성은, 긴 끈 끝머리에 플라즈마 소스를 달아서 상부 또는 하부에서 배출시킴으로써 고도 상승과 하강을 더욱 효과적으로 하는데 있다. 또한, 그물망을 이용하여 우주과편을 캡처하는 시스템인 GRASP(Grapple, Retrieve, And Secure Payload)를 병행함으로써 단일 제거 임무가 아닌 복수개 우주과편 제거 임무를 목표로 하는 차별성이 있다. Fig. 11은 이러한 제거 시나리오 'RUSTLER(Round Up Space Trash Low Earth-orbit Remediation)'를 보여주는 도식이다.

2.2.4 VisSidus Technologies Inc.社

미국 Embry-Riddle 항공대학의 벤처 회사로서 2013년부터 본격적으로 6U급(중량 9.78kg, 12x24x36cm) 초소형위성(ARAPAIMA, Application for RSO Automated Proximity Analysis and IMAGING)을 이용한 우주과편 제거 기술을 개발하고 있다[24]. 우주 공간에서 제거하고자 하는

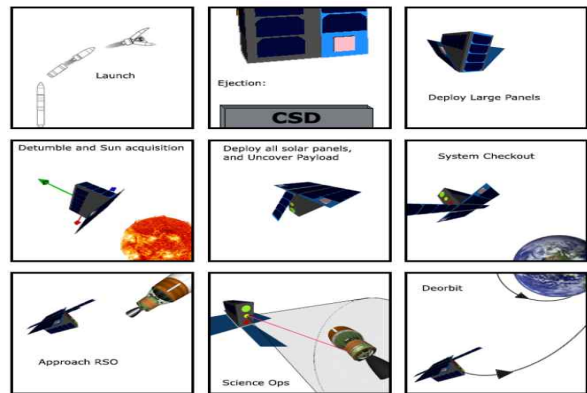


Fig. 12. Proximity Operation of ARAPAIMA [24]

물체(RSO, Resident Space Object)인지를 분별하고 확인하기 위해서는, 상대 물체에 근접하여 형상 정보, 자세 정보, 회전 모멘텀 정보 등을 파악해야 하는데, 이를 위한 초소형위성을 개발하는 것이 목표이다(Fig. 12 참조). 여기에 다양한 제거 방법의 부착물을 탑재하여 최종 폐기를 목표로 할 수 있다.

III. 특허사례 분석

우주과편 제거와 관련하여 출원/등록된 국제 특허를 분류하면 비접촉 저항 증가식, 비접촉 전자기 방식, 풍선(Balloon)형 저항 증가식, 포획식, 테더(Tether)를 이용한 탈궤도 방식 등으로 나눌 수 있다. 크게 나누면 저항 증가식과 전자기 방식은 우주과편과 저항 유도체의 상호작용으로 인한 우주과편의 에너지 감소로 추락을 유도하는 방식이며, 나머지 두 방식은 보호하고자 하는 우주선 및 해당 궤도로부터 우주과편을 직접 포획하여 이탈시키는 방식이다. 이 외에도 우주정거장 등과 같은 우주선을 우주과편으로부터 보호하기 위한 차폐 시설에 대한 특허도 찾을 수 있다(<https://www.google.co.kr/patents>).

3.1 비접촉 저항 증가식

비접촉 저항 증가식은 우주과편의 궤도에 미리 구름 형태와 같은 저항 유도체를 분사하여 여기를 통과하는 우주과편과 저항 유도체와의 항력(Drag)을 통해 우주과편의 속도를 줄여 지구 대기권으로 서서히 추락을 유도하거나 보호하고자 하는 우주선의 궤도로부터 우주과편을 이탈시키는 방식이다.

대상이 되는 저항 유도체는 고밀도 입자[25](Fig. 13 좌측) 및 저항을 증가시키는 와류[26]

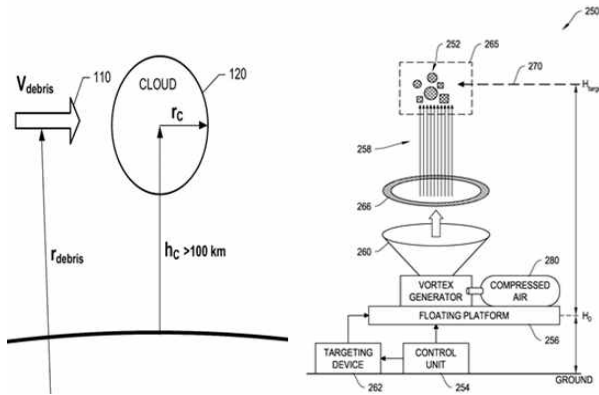


Fig. 13. Drag-Induced Cloud(Left, [25]) and Vortex Generator(Right, [26])

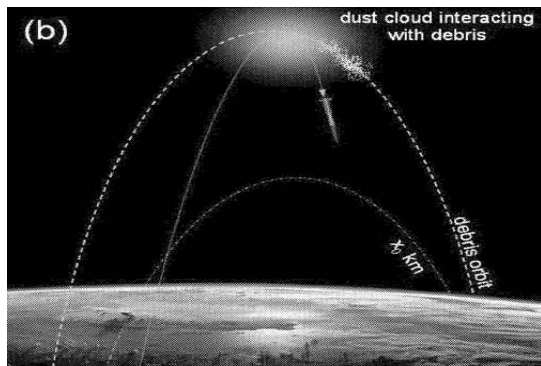


Fig. 14. Deployment of Dust Cloud by Ballistic Method[30]

(Fig. 13 우측), 플라즈마[27], 먼지구름[28] 등이 될 수 있으며, 섬유[29]를 이용한 방식도 출원되었다. 이들 특허들은 분사하는 저항 유도체의 분사 방식, 저항 유도체, 우주파편 궤도 인식 방식에 따라 다양한 방식의 특허가 출원/등록되었다.

보통 저항유도체는 위성 등에 실려서 우주파편의 궤적 예상 지점에 통과 직전 분사되는 것이 일반적이지만, Fig. 14처럼 발사체를 활용하여 분사하는 방식도 제안된 바 있다[30].

3.2 비접촉 전자기 방식

비접촉 전자기 방식[31]은 제거 위성에서 인위적으로 발생하는 전자기력에 의해 우주파편의 궤도를 이탈시킨다. 전자석 역할을 하는 코일에 전류를 흘려보내서 생기는 자기장에 의한 인력으로 우주파편의 주된 소재인 금속성 물질을 끌어당겨서 우주파편의 궤도를 안전한 곳으로 이끄는 방식이다. 이 방식은 자기장에 대한 반응성이 좋은 금속에 적용할 수 있기에 인공위성에 많이 사용되는, 자력에 대한 응답이 약한 알루미늄 등의 재질에 사용하기 위해서는 강력한 전자석을 사용

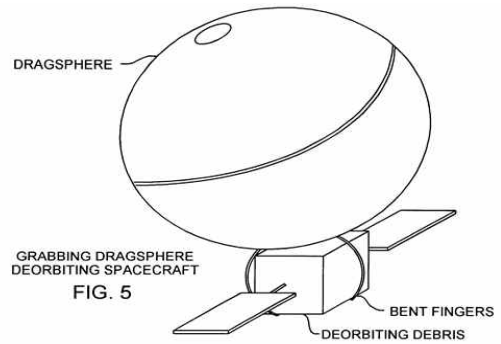


Fig. 15. Balloon Type Space Debris Removal[32]

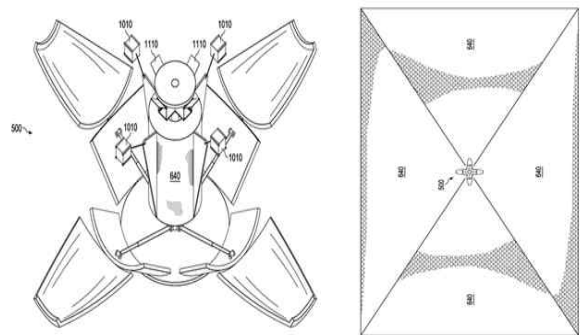


Fig. 16. Deployable Net Sections[34]

해야 한다는 단점이 있다.

3.3 풍선형 저항 증가식

풍선형 저항 증가식은 Fig. 15와 같이 제거하고자 하는 우주파편을 포획 가능한 팔과 풍선이 탑재된 제거 위성을 부착시킨 후 풍선을 팽창하여 미소 대기와의 저항 면적을 증가시켜서 서서히 우주파편을 추락시키는 방식이다. 앞의 비접촉 저항 증가식과 차이점은 이 방식은 제거 위성이 직접 대상이 되는 우주파편을 포획하고 제거 위성의 풍선과 미소 대기의 저항으로 제거하는 방식이다. 이 방식은 오래전부터 고안된 방식으로 두 건[32,33]의 특허가 등록되어 있다.

3.4 포획식

포획식은 그물이나 태양돛과 유사한 전개 가능한 물체를 활용하여 우주파편을 포획하는 방식이다. Fig. 16에 나오는 특허[34]는 모선과 4개의 부분체로부터 전개되는 대형 그물을 통해 우주파편을 포획하게 된다.

3.5 테더식

테더식은 제거 위성과 우주파편을 우주 테더

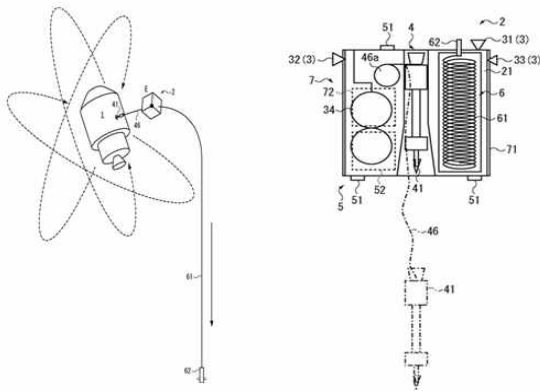


Fig. 17. Harpoon Types of Space Tether[35]

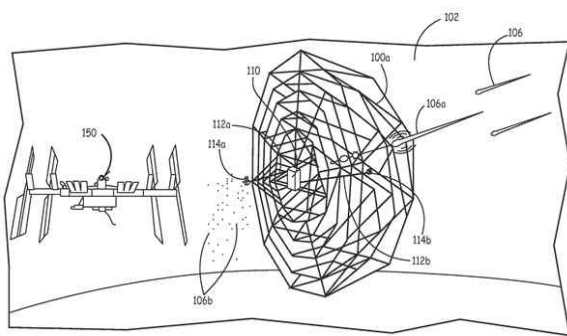


Fig. 18. Debris Shielding Layer[36]

(Space Tether)로 연결하여 테더를 흐르는 전류와 지구 자기장의 상호 전자기력(Lorentz Force)을 활용하여 우주파편을 제거한다. 제거 위성파와 우주파편을 연결하기 위해 작살(Harpoon)을 쏘아 우주파편을 관통 후 제거하는 방식의 특허가 일본에서 출원[35](Fig. 17)되었다.

3.6 우주파편 차폐 시설

우주정거장 등의 보호 가치가 높은 시설물 혹은 인공위성 등의 궤도 부근에 침입할 수 있는 우주파편으로부터 보호하기 위한 차폐 시설 [36](Fig. 18)이 있다. 이는 여러 층위로 구성된 탄소섬유 복합재료로 제작된 그물 덩어리로서 보호하고자 하는 우주선 부근에 설치되어 주변에서 올 수 있는 우주파편을 차단하는 시설물이다. 각 층위의 격자의 크기는 안쪽으로 갈수록 미세하기에 다양한 크기와 방향에서 오는 우주파편을 비교적 효과적으로 막을 수 있다는 장점을 지닌다.

IV. 소요기술 및 향후 전망

4.1 소요기술

제거 대상 물체의 유형은 크게 두 가지로 나

뉜다.

하나는 제어가 가능한 협조적 물체(Cooperative Object)이고, 다른 하나는 제어가 불가능한 비협조적 물체(Non-Cooperative Object)이다. 첫째 경우에는 임무를 종료하였으나 일정 축을 기준으로 자세제어를 유지하고 있는 상태이기 때문에 접근 및 제거를 위한 작업이 용이한 반면, 두 번째 경우는 고장이 나서 자세제어가 되지 않아 임의의 축으로 회전하기 때문에 접촉 방식의 제거시스템을 적용하기 어렵다.

우주에서 이처럼 비협조적 물체를 포획하거나(Capturing) 특정 기구를 부착하는 것은 쉽지 않은데, 그 이유는 물체의 자세 정보, 회전 모멘텀 크기, 물리적인 상태(손상 여부 등)를 사전에 알기 어렵기 때문이다. 이를 극복하기 위해 제거 대상 물체를 직접 포획하거나 붙잡거나 접촉하지 않은 상태 즉, 비접촉 제거방법(Contact-less Method)들이 많이 연구되고 있다. 그 중 가장 대표적인 예가 바로 이온엔진 분사(Ion-Beam Shepherd) 방법이다. 구체적인 설명은 다음에 서술하였다.

우주파편 능동 제거에 소요되는 또 다른 중요한 기술은 유도항법제어(GNC, Guidance, Navigation and Control) 기술이다. 이를 구성하는 요소로는 센서, 영상처리, 그리고 정밀 유도항법제어 알고리즘이다.

특히 비협조적 물체를 제거하기 위해서는 센서들의 성능과 활용이 중요한데, 수동방식으로는 2D 카메라, 가시광선 및 적외선 카메라를 사용할 수 있으며, 능동방식으로는 스캐닝 센서 또는 LIDAR 센서가 있다. 수동방식 카메라 센서를 이용하여 십 수 km에서 수 m 까지 접근이 가능하나, 능동방식의 센서를 이용하는 경우에는 근접한 상태에서 접근하고자 하는 물체가 제거하고자 하는 물체(타겟)인지 형상을 비교할 수 있어야 하며, 회전속도와 자세를 계산하고 상대 위치를 파악하여 신중하게 접근할 수 있어야 한다. 만일 그러하지 않으면 또 다른 충돌로 이어질 수 있다.

특히, 접근 후 직접 포획 또는 제거시스템 작동 또는 부착을 위해서는 영상센서로부터의 이미지를 탑재된 온보드 컴퓨터에서 실시간으로 처리하여 반영할 수 있어야 한다. 왜냐하면 랑데부, 선회비행(Fly-Around),캡처/접촉(Capture/Mating)의 과정 전반에 걸쳐 경우에 따라서는 이들 센서들의 데이터를 온보드에서 처리함으로써 지상에서의 모니터링과 직접 명령이 없어도 진행이 되어야만 하기 때문이다.

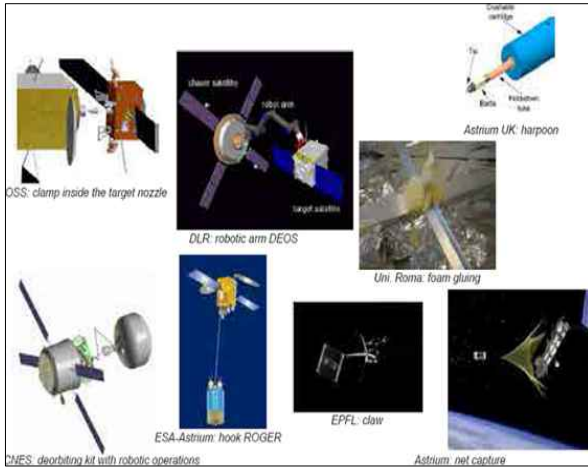


Fig. 19. Space Debris Removal Methods[16]

Table 1. Component of ADR Operations[37]

Operation	Technology Challenge
Launch	Low Cost
Propulsion	Solid, Liquid, Tether, Plasma, Laser, Drag-Enhancement Devices, etc.
Precise Tracking	Ground or Space Based
GNC and Rendezvous	Autonomous, Non-Cooperative Targets
Stabilization (of the Tumbling Targets)	Physical or Non-Physical (How)
Capture or Attachment	Physical (Where, How), or Non-Physical (How)
Deorbit or Graveyard Orbit	When, Where, Reentry Ground Risks

제거 방식은 크게 접촉 방식과 비접촉 방식의 두 가지로 나뉜다. 접촉 방식의 예로써는 그물 포획식, 테더 접촉식, 접촉 저항면적 증가식 등이 있으며 비접촉 방식의 예로써는 저항유도 구름 방식, 전자기력 궤도 이탈 방식 등이 있다. 접촉 제거 방식은 우주파편의 궤도 정보를 포함하여 각운동량 정보를 포함한 동축 회전 움직임을 포착할 필요가 있다. 반면 비접촉 방식은 우주파편과 직접 접촉하지 않으므로 제거 대상의 궤도 정보만 필요하고 자세 움직임을 고려하지 않아도 된다는 장점이 있다.

지금까지 다양한 우주파편 능동제거 기술들이 연구되고 있으나, 참고문헌[37]에서 지적하듯이 기술적으로 매우 도전적인 분야임에 틀림없다. Figure 19는 현재 계획되었거나 수행 중인 우주파편 능동 제거 기법들을 나타낸 그림이다. 로봇 팔을 이용하는 등의 일부 기술들은 이미 성숙하였으나 여전히 단일 우주파편을 제거하기에는 비

용측면에서 효과적이지 못하며, 다수의 우주파편을 제거하기 위한 기술들(예, 전자기 테더, 모멘텀 교환 방식 등)은 여전히 풀어야 할 문제들이 있다. 우주파편 제거 대상 우선순위는 대부분 상당한 모멘텀을 가지고 텀블링을 하고 있는 거대상단로켓이나 위성체들인데, 이러한 상황에서 랑데부/도킹/근접운영 그리고 포획과 특정기구 부착 작업이 매우 어렵기 때문이다. 능동제거기술 운영 시 고려해야 하는 요소들은 Table 1과 같다.

4.1.1. 접촉 제거 방식

○ 테더 (Tether)

테더 방식은 우주파편과 제거 위성 사이를 테더라고 불리는 전도성 케이블로 연결하고 여기에 전류를 흘려서 지구 자기장과의 상호 전자기력을 활용하여 우주파편을 제거하는 기법이다. 테더로 제거 위성과 제거 대상을 잇기 위해 다양한 방식을 생각할 수 있는데, 특허사례 분석에서 전술한 바와 같이 작살(Harpoon)을 우주파편으로 발사하는 방법이 있다. 작살이 관통 후 제거 대상과 작살을 고정하는 기구부에 대한 연구가 진행 중이다. 이 기술을 적용하기 위해서는 제거 대상의 궤도, 자세를 포함한 움직임에 따라 적절한 테더 접촉점을 선정하고, 테더와 우주파편의 접촉 및 결합 방식, 테더와 결합 후 이어진 우주파편과 제거 위성의 전체 역학적 거동에 대한 제어에 대한 연구가 필요하다.

○ 접촉 저항면적 증가식

비접촉 저항 유도 구름과 달리 이 방식은 제거 위성이 직접 우주파편에 붙은 후 풍선 등을 팽창하여 우주 공간상의 회박 대기와의 공기 저항을 증가시켜 서서히 우주파편을 추락시키는 방식이다. 풍선을 팽창시키는 대신 비교적 작은 추력기를 부착하여 우주파편을 원하는 위치로 이동시키는 방식도 존재한다. 이러한 방식은 접촉 방식의 기술적 어려움을 해결해야 하고 제거 대상의 동축 회전 움직임을 심할 경우에는 적용이 어렵다.

○ 그물 포획 방식(NET)

그물 포획 방식은 가장 쉽게 생각할 수 있고 실제로도 가장 널리 연구되는 기법이다. 우주파편을 감쌀 수 있는 커다란 크기의 그물을 우주파편 궤도에 펼쳐서 우주파편을 포획하는 방식이다. 다른 접촉방식 제거 기법에 비해 텀블링(Tumbling)이 있는 복잡한 형상의 물체에도 적용할 수 있다는 장점이 있다. 하지만 상상과 달리 미소중력, 미소저항 상태의 우주환경에서 우

주과편 근처에 그물을 안정적으로 펼치는 것은 많은 기술적 난점이 존재한다. 그리고 포획한 우주과편과 그물의 충돌 시 그물에 가해지는 반력을 충분히 버틸 수 있는 튼튼하면서도 경량의 재질을 사용해야 한다.

○ 부스터(BOOSTER)

고장나거나 연료가 모두 소진되어 폐기된 중소형 위성 또는 상단로켓을 효과적으로 제거하기 위한 방법으로 별도의 부스터(혹은 외부 추력기)를 이용할 수 있다. 부스터를 제거 대상 물체에 부착하여 지구재진입 또는 폐기 궤도로 이동하기 위해서는 로봇팔(Robotic arm) 등의 보조 장치를 이용하여야 한다. 로봇팔을 이용할 경우에는 상대 물체의 자세 및 회전 모멘텀을 사전에 인지하고 모멘텀을 감소시킨 후 붙잡을 지점을 적절하게 판단하는 등 부수적인 기술적인 문제들이 해결되어야 한다.

4.1.2. 비접촉 제거 방식

○ 이온 분사(ION)

불과 수백 kg의 위성체로도 최대 10톤에 이르는 수 미터의 크기의 대형 위성체나 상단 로켓을 효과적으로 제거할 수 있는 방법이다. 시뮬레이션 결과에 의하면 중량 1,500kg, 높이 6.5m, 반경 2.4m의 제거 대상 물체의 15m 앞에서 이온을 분사하는 방법으로 고도 1,000km에서 300km까지 끌어내리는데 약 1년 미만의 시간이 소요되는 것으로 나타났다[38]. 작용,반작용 법칙에 의해 제거 대상 물체에 이온을 분사함과 동시에 반대 방향으로 이온을 분사해야 한다. 유럽우주기구 ESA에서 많은 연구를 수행하고 있는데[39], 비접촉 제거 방식 중 기술적으로 가장 유리하며(단순하며) 효과적인 것으로 판단하고 있다.

○ 저항 유도 구름 (Drag-Induced Cloud)

우주과편 궤도상에 마찰 저항력을 유발하는 먼지, 고밀도 입자 등을 살포하여 이와 충돌하는 우주과편의 에너지를 감소시켜 최종적으로 지구 대기권으로 낙하하도록 유도하는 방식이다. 이 방식을 성공적으로 적용하기 위해서는 저항 구름을 구성하는 후보 물질들의 밀도와 그에 따른 항력을 알아야 우주과편의 에너지 감소량 및 우주과편의 수명을 추정할 수 있다. 저항을 유발하는 입자들은 우주과편과 충돌 시 파괴가 일어나 또 다른 우주과편들이 발생하지 않도록 그 크기가 충분히 작아야 할 것이다. 그리고 저항 유도체의 후보들인 고밀도 입자나 먼지들이 밀도가 희박한 주변으로 빠르게 흩어질 수 있으며 이는 우주과편의 운동량 감소 성능에도 많은 영향을 미칠 수

있기에 추후에 이에 대한 많은 연구가 필요할 것으로 생각된다.

○ 전자기력 궤도 이탈 방식

이 방식은 우주과편 부근에 전기장 혹은 자기장을 생성하여 이들 전자기력에 의해 우주과편이 유도되어 궤도를 이탈하게 하는 방식이다. 저항 유도 구름 방식의 단점이 없고 구현이 비교적 간단하지만 해당 우주과편의 전자기적 특성을 알아야 한다. 보통 제거대상의 전자기적 재질 특성을 미리 알 수는 없기에 전자기력에 의해 이탈되는 우주과편의 동적인 변화를 실시간으로 감지하여 원하는 경로로 이탈할 수 있도록 전자기력을 그에 맞게 조절할 수 있어야 한다. 현실적으로는 제거하고자 하는 우주과편의 급격한 궤도의 이탈을 이끄는 것은 어렵고 전자기장에 의한 인력으로 충돌위험이 낮은 위치로 서서히 이끄는 데 본 기술이 널리 활용 가능할 것으로 예상된다.

○ 폼(FOAM)

폴리올(Polyol)과 이소시아네이트(Isocyanate) 성분을 반응 시키면 원래 부피보다 약 20배 이상 불어나는 폴리우레탄과 같은 폼을 이용하는 방법이다. 제거 대상 물체에 로봇팔과 같은 사출기구를 통해 폼을 쏘아 대기저항면적을 증가시켜 지구재진입 소요시간을 약 80% 가량 대폭 감소시키는 원리이다. 접촉에 따른 위험부담이 없고 여러 번 폼을 쏘아서 다수의 물체를 제거하는데 효과적인 방법으로 제안되어지고 있다[40,41].

4.2 국내 연구 현황 및 향후 전망

우주과편 능동제거 기술과 관련해서는 한국항공우주연구원이 지난 2013년부터 처음 연구개발을 시작하였으며[42], 2016년까지 5자유도(5 Degree of Freedom) 캡처시스템 지상시험모델 테스트베드를 개발할 예정이다. 이 테스트베드는 에어베어링을 이용, 아래로 분출되는 공기에 의해 에폭시와 같은 평면도가 높은 바닥에서 미세하게 떠 있도록 함으로써 무마찰 상태에서 움직이게 된다. X,Y 방향으로 2 자유도를 가지며, 에어베어링 상단부에 초소형위성 몸체가 롤,요,피치 3 방향 자세제어가 가능함으로써 총 5자유도 테스트베드를 구현한다.

이 테스트베드를 이용하여 Kinect와 같은 카메라(영상데이터+거리데이터 제공) 센서, LIDAR (Light Detection and Ranging) 등과 같은 센서를 활용한 시각기반 자율 확인,추적,접근 등과 같은 랑데부/도킹/근접운영 핵심 알고리즘을 개발하게 된다.

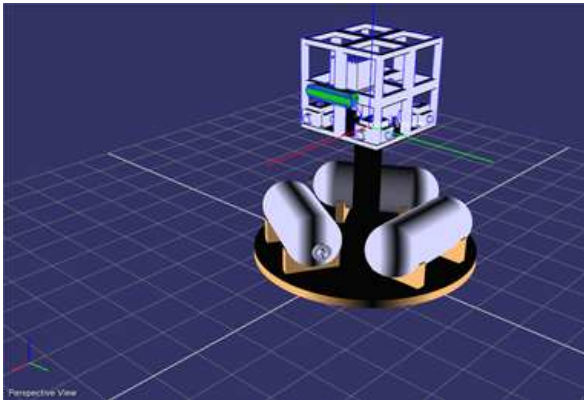


Fig. 20. 5 DOF Capture System Testbed

미래창조과학부가 주관하여 작성한 ‘우주위험 대비종합계획(안)(‘14~‘23’)[43]에 의하면 우주잔해물 제거시스템 개발과 우주시험에 대한 계획이 포함되어 있으므로 지속적인 관련 연구가 필요하다. 따라서, 장기적으로는 캡처시스템 지상시험모델 개발 기술들을 기반으로 하여 우주에서 우주파편 포획 및 제거를 위한 시험위성 개발을 목표로 한다.

앞서 기술한 바와 같이 우주개발 선진국들은 우주파편 능동 제거 기술들을 활발하게 개발하고 있으며, 우주 궤도상 서비스와 연계하여 상업적으로도 향후 많은 민간 기업들이 관심을 보일 것으로 전망된다. 특히, 최근 미국 스페이스 X社와 영국 버진그룹 등에서 재사용 발사체 개발 등 우주개발 분야에서도 혁신적인 시도가 지속되고 있어 향후 10년 동안 우주발사 비용이 1만 배 더 저렴해질 것이며, 이에 따른 우주산업의 발전이 가속화될 것이라는 전망도 나오고 있다[44].

따라서, 발사비용이 획기적으로 감소하게 되면 우주개발에 따른 부산물 즉, 우주파편의 증가에 따른 우주파편 제거를 위한 청소위성 개발도 자연스럽게 진행될 것이며, 저렴한 발사비용으로 인해 우주파편 제거와 관련한 상업시장도 활성화될 수 있을 것이다.

IV. 결 론

본 논문에서는 우주파편 능동 제거 필요성과 각국의 연구개발 현황, 소요 기술들에 대해 정리하였다. 현재 각 국가에서 수행하는 프로그램들을 살펴보았으며, 연구개발 되고 있는 다양한 기술들의 특징들도 정리하였다. 우리나라도 2014년 정식으로 국제우주파편협의회(IADC)에 13번째 가입국이 되었으며, 우주개발선진국으로써의 발

돋움하고자 하는 단계이므로, 보다 적극적인 우주환경 보호에 관심을 가지고 관련 기술 확보에 노력할 시점으로 사료된다.

후 기

본 논문은 국가과학기술연구회 ‘NAP 우주물체 전자광학 감시체계 기술개발’의 협동연구과제(우주파편 충돌위험 종합관리시스템 개발 및 우주파편 제거시스템 연구)의 일부로 수행되었으며, 이에 국가과학기술연구회와 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

Reference

- 1) <http://www.iadc-online.org>
- 2) Y. Ito, “Overview of JAXA’s Space Debris related Activities”, Proceedings of 5th Space Debris Workshop, Japan, 2014.
- 3) J.C. Liou and N.L. Johnson, “Risks in space from orbiting debris”, Science, 311(5795): pp.340-341, January, 2006.
- 4) <http://www.space-track.org>
- 5) J.C. Liou, “Orbital Debris and Future Environment Remediation”, OCT Technical Seminar, Washington, DC, June 2011.
- 6) B. Obama, “National Space Policy of the United States of America”, 1st ed., 2010.
- 7) J.C. Liou, “The Top 10 Questions for Active Debris Removal”, European Workshop on Active Debris Removal, Paris, June, 2010.
- 8) J.C. Liou, “An active debris removal parametric study for LEO environment remediation”, Advances in Space Research, Vol.47, Issue 11, 2011.
- 9) <http://www.nasa.gov/sites/default/files/files/OrbitalDebrisProgramOffice.pdf>
- 10) <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/>
- 11) S. Kawamoto, Y. Ohkawa, and et. al., “Strategies and Technologies for Cost Effective Removal of Large Sized Debris”, Proceedings of Int’l conference on orbital debris removal, Washington D.C., 2009.
- 12) K. Wormnes, R. Letty, L. Summerer, et al., “ESA Technologies for Space Debris Remediation”, 6th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 2013.

- 13) D. Mcknight, "US Active Debris Removal Efforts", UN COPUOS, 2013.
- 14) L. Innocenti and L. Summerer, "Clean Space", Scientific and Technical Subcommittee: Vienna, Austria, 2013.
- 15) <http://www.p2rotect-fp7.eu/documents/works/hop2/07.pdf>
- 16) C. Bonnal, "Active Debris Removal: Current status of activities in CNES", Proceedings of IAF Workshop on Space Debris Removal, UN, 2013.
- 17) A. Albu-Schaffer, "DLR's Robotic Technologies for Space Debris Mitigation and On-Orbit Servicing", Scientific and Technical Subcommittee: Vienna, Austria, 2013.
- 18) S. Lin, "China Space Debris Mitigation Research Progress in 2014", 33th IADC Meeting, Houston, 2015.
- 19) http://www.space-airbusds.com/en/press_centre/airbus-defence-and-space-to-study-removal-of-large-space-debris.html
- 20) Private Communication, KARI-AirbusDS Meeting at Daejeon, Feb. 2015.
- 21) J. Starke and et al., "ROGER:A Potential orbital space debris removal system", EADA Astrium, Int'l Conf. on space debris. 2009.
- 22) K. Nock and et al., "Gossamer Orbit Lowering Device(GOLD) for Safe and Efficient Orbital Debris Removal", Int'l Conf. on Orbital Debris Removal, 2009.
- 23) R. Hoyt, "RUSTLER:Architecture and Tech. for Low-cos remediaion of the Earth Large Debris Population", Int'l Conf. on Orbital Debris Removal, 2009.
- 24) K. Harris and et al., "Application for RSO Automated Proximity Analysis and IMAGING(ARAPAIMA)", Paper No SSC13-WK-6, 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, 2013.
- 25) Patent No. US8800933B2
- 26) Patent No. US8657235B2
- 27) Patent No. US20130001365A1
- 28) Patent No. US8579235B
- 29) Patent No. US20120068018A1
- 30) Patent No. US8579235B2
- 31) Patent No. US20120085869A1
- 32) Patent No. US6655637B1
- 33) Patent No. US6830222B1
- 34) Patent No. US8851427B2
- 35) Patent No. WO2013065795A1
- 36) Patent No. US8403269B2
- 37) J.C. Liou, "Active Debris Removal: Grand Engineering Challenge for the Twenty-First Century", AAS 11-254, 2011.
- 38) C. Bombardelli, E. Ahedo, M. Merino, et al., "Space debris removal with an ion beam shepherd satellite: Dynamics and control", 62nd IAC, Cape Town, South Africa, 2011.
- 39) C. Bombardelli, and J. Pelaez, "Ion Beam shepherd for contractless space debris removal", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 34(3), pp.916-920, May, 2011.
- 40) M. Andrenucci, P. Pergola, A. Ruggiero, "Active Removal of Space Debris: Expanding foam application for active debris removal", Final Report, ESA, Contract No. 4000101449/10/NL/CBi, 2011.
- 41) M. Valdatta and et al., "Active Debris Removal Mission with Small Satellite", 4th Nano-satellite Symposium, 2012.
- 42) S.M.Lim, H.D.Kim, and J.D.Sung, "Comparison of Vision Tracking Techniques for Active Debris Removals", KSAS 2013 Fall Conference, pp.632-635, 2013.
- 43) MSIP(Ministry of Science, ICT and Future Planning) in Korea, "Master Plan against Space Risk" ('14~'23)", 2013.
- 44) K. Maney, "Space, the Final Startup", Newsweek, February, 2, 2015.