

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(12), 1037-1048(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.12.1037

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

다목적실용위성 2호의 폐기기동 연구

성재동*, 정옥철*, 정대원**

Study of the Post Mission Disposal Maneuver for KOMPSAT-2

Jaedong Seong*, Okchul Jung* and Daewon Chung**

Korea Aerospace Research Institute***

ABSTRACT

In this paper, we investigated the international guidelines and actual disposal maneuver cases to prepare KOMPSAT-2 post mission disposal. And then, disposal maneuver plan was established using current propellant of KOMPSAT-2 and verification was also performed to find out whether the international guidelines are satisfied. As a result, the lifetime of KOMPSAT-2 was 3.6 years when 45kg propellant was used to decrease perigee altitude to 300km. And if more than 14.5kg propellant consumed for same strategy, KOMPSAT-2 can satisfy the international guidelines. Finally, re-entry survivability analysis was performed and it represented that heat resistant objects, such as propellant tank and reaction wheel, could be survived but total ground casualty probability was less than international guidelines.

초 록

본 연구에서는 다목적실용위성 2호의 폐기시점에 대비하여 국제규정, 수행사례를 분석하였고, 현재 다목적실용위성 2호에 탑재된 추진제를 이용하여 폐기기동 계획을 수립하여 국제규정을 만족하는지 여부를 확인하였다. 분석 결과 45kg의 추진제를 이용하여 위성의 근지점을 300km 낮추는 폐기기동을 수행할 경우 3.6년의 궤도수명을 가지는 것으로 나타났고, 동일한 방식을 적용하여 14.5kg 이상의 추진제를 사용하여 고도를 낮추는 경우 국제규정을 만족할 수 있는 것으로 나타났다. 또한 다목적실용위성 2호의 재진입 생존률 분석을 수행하였고, 그 결과 내열성이 높은 추진제탱크나 반작용 휠의 일부가 생존하여 지상에 낙하하는 것으로 나타났으나 지상피해확률 측면의 국제규정을 충분히 만족하는 것으로 나타났다.

Key Words : Post Mission Disposal(임무 후 폐기), Space Debris Mitigation Guideline (우주과편 완화 규정), KOMPSAT-2(다목적실용위성 2호)

1. 서 론

현재 NASA, ESA, DLR, JAXA를 포함한 여러 우주기관에서는 임무가 종료된 위성이나 발사체

등의 궤도수명을 제한하는 규정을 제정하고, 이를 준수하기 위한 노력을 하고 있다. 이는 임무궤도에 방치된 물체의 분열(Break-up) 가능성을 최소화하기 위함으로써 추진제나 배터리와 같은 에

† Received : October 4, 2018 Revised : November 1, 2018 Accepted : November 5, 2018

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

너지원이 남아있거나 우주물체의 공간밀도가 높은 궤도상에 방치된 상황에서 분열이벤트가 발생할 경우 다수의 분열물체가 양산되는 심각한 상황을 야기할 수 있기 때문이다. 또한 수명이 끝난 위성이나 발사체 등 폐기 대상물체는 상대적으로 단면적이 크기 때문에 잠재적 충돌확률 또한 일반 우주물체에 비해 수 배 이상 높다.

이에 각 국의 우주기관과 민간영역에서는 기 방치된 대형우주물체를 제거하기 위한 연구개발을 활발하게 수행하고 있다[1-10]. 하지만 궤도상의 물체를 제거하기 위해 소요되는 비용이 적게는 수십억 원에서 많게는 수백억 원에 이르는 상황에서 제거가 가능하고 추진제가 충분히 탑재된 물체를 폐기기동을 통해 적절한 궤도로 옮기는 것은 합리적이며 지향해야 할 방향이다.

한편, 다목적실용위성 2호는 2006년 발사되어 2015년 10월에 공식임무가 종료되었다. 그럼에도 여전히 임무수행이 가능한 상태로써 원활한 제어가 가능하며 충분한 추진제를 탑재하고 있고, 안정적인 전력공급이 가능한 상태이다. 하지만 설계수명을 넘어 추가 연장임무 기간 동안 위성 탑재체 모듈 및 센서 등의 노후화가 진행되고 있는 상황에서 적절한 폐기기동 전략을 사전에 수립하는 것이 필요하다.

따라서 본 연구에서는 다목적실용위성 2호의 폐기시점에 대비하여 폐기기동에 관련한 국제규정, 수행사례 등을 조사하였고, 국제규정 준수를 위한 다목적실용위성 2호의 폐기기동을 설계하여 검증하였다. 또한 대기 재진입 시 위성 내부부품 중 생존물체 존재 여부를 확인하였고, 지상피해 확률과 같은 국제규정을 만족하는지 분석하였다.

II. 본 론

2.1 폐기기동과 관련한 국제규정

국제우주과편조정협의회 (IADC, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee)는 각국의 우주기관, 산업체, 대학 등 우주과편 관련 전문가들로 구성되어 우주과편 환경 완화를 위한 규정을 제시하고 관련 연구성과를 공유하는 등의 활동을 하고 있다.

IADC 활동의 결과로 'IADC Space Debris Mitigation Guidelines'이 만들어졌고, 이는 각국의 우주과편 관련 규정에 반영되고 있다[11]. 이 규정은 아래와 같이 우주임무가 우주과편 환경에 미칠 수 있는 4가지 대분류로 구분되어 있다.

- 정상 임무수행 중 발생하는 우주과편 억제

- 궤도 상 잠재적 분열 이벤트 최소화
- 임무 종료 후 폐기
- 궤도 상 충돌이벤트 억제

위 4가지 대분류 중 본 연구에서는 임무 종료 후 폐기에 대해 다루고 있다. 다목적실용위성 2호는 고도 2,000km 이하의 저궤도위성으로 해당 위성을 위해 설계한 폐기기동 계획은 '25년 규정'을 만족해야 한다[12,13]. 이는 임무가 종료된 물체들에 대해 궤도수명의 제한을 두는 것으로 임무가 종료된 물체는 25년 이내에 지구 대기로 재진입하거나 고도 2,000km 이상의 궤도로 천이해야 한다.

IADC 규정 뿐 아니라 각 우주기관에서는 우주과편 생성 억제를 위한 규정들을 제정하였고, 자국의 우주임무에 적용하고 있다(미국[14,19], 프랑스[15], 유럽[16,20], 일본[17], 러시아[18]). 각 규정에서 저궤도영역의 경우 직접 회수, 대기권 재진입, 폐기궤도로 천이 중 하나를 선택하여 수행하도록 공통적으로 정의하고 있고, 대기권 재진입의 경우 IADC의 '25년 규정'을 그대로 따르고 있다.

한국항공우주연구원의 우주물체 관련 규정은 현재 제정을 위한 준비 단계에 있으나 각 우주기관의 기준이 서로 유사하기 때문에 다목적실용위성 2호의 폐기기동 또한 25년 규정을 만족하도록 폐기기동 계획을 수립하고, 실행한다면 국제적 기준을 만족한다고 볼 수 있다.

2.2 폐기기동 운영요소 및 해외 사례

2.2.1 궤도수명 예측

다목적실용위성 2호와 같은 저궤도 상 물체의 궤도수명은 위성의 항력계수, 단면적, 질량, 대기 밀도에 따라 그 차이가 크기 때문에 가능한 정확한 위성의 제원을 분석에 반영하는 것이 중요하다. 위성의 질량이나 단면적은 설계상 제원과 위성 내 추진제의 양을 통해 알 수 있으나 항력계수나 미래의 대기밀도는 정확한 값을 추정하기 어렵다.

대기밀도는 태양활동 주기를 반영하고 장기에 측수치를 포함한 데이터를 사용하는 것이 최선이며, 항력계수와 단면적은 별도의 분석을 통해 해당 제원을 그대로 사용할지 여부를 판단 후 궤도수명 예측에 적용해야 한다. 따라서 궤도수명 예측에서는 상기 제원의 오차를 적절히 고려한 분석이 수행되어야 한다.

2.2.2 폐기궤도 설계

다목적실용위성 2호의 폐기를 위해 고도 2,000 km 이상이면서 이심률이 0에 가까운 목표 궤도

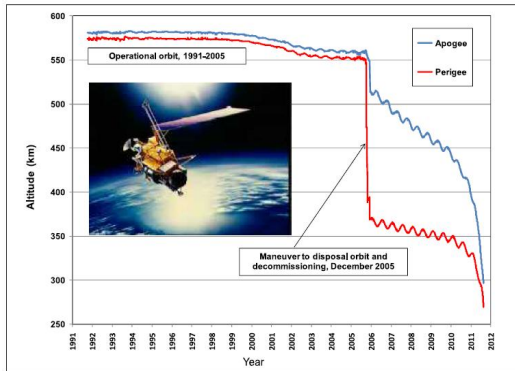


Fig. 1. Altitude change after post mission disposal maneuver for UARS [21]

를 설정하는 것은 잔여추진제와 현재의 궤도를 고려했을 때 적절하지 않다. 따라서 고도를 낮추는 기동전략을 통해 지구대기로 재진입하는 것이 가장 합리적이며, 이때 근지점과 원지점의 고도를 동시에 낮추는 기동보다는 근지점의 고도만 낮추는 전략이 보다 효율적이다.

Figure 1은 미국 UARS의 폐기기동 결과 나타난 근지점과 원지점의 고도 변화를 나타내는 것으로 이때 사용한 전략 또한 근지점의 고도만 낮춰 궤도수명을 단축시킨 바 있다[21]. 이뿐 아니라 ERBS(2002), GFO(2009), SPOT2(2009), ICESat(2010), Akari(2010) 등 다수의 저궤도 위성의 폐기사례에서 근지점의 고도를 낮추는 전략이 효과적임을 알 수 있다[21].

2.2.3 폐기대상의 상태 파악

폐기기동 전 대상의 잔여추진제, 전력계, 제어 장치 등의 상태를 파악해야 한다. 잔여추진제의 경우 누적된 기동내역을 분석하여 계산하거나 추진제탱크에 부착된 센서를 통해 얻을 수 있지만 두 방법 모두 정밀한 측정이 어렵기 때문에 폐기 기동 계획 시 충분한 마진을 고려해야 한다.

전력계의 상태 또한 폐기기동 전과 기동 기간 중 꾸준히 확인해야 한다. 노후 위성일수록 배터리의 기능이 저하되어 위성의 자세제어, 위성 지상 교신 과정에서 장애가 발생할 수 있기 때문이다. 2009년 폐기된 미국의 GFO-1 위성은 폐기 기동 수행조건으로 태양 지향 시 버스의 전압이 30V 이상, 그림자 영역에서의 버스 전압은 24V 이상, 3축 안정화 장치의 최대전력 소모 시 23V 이상 전압유지로 제한하여 운영한 바 있다[22].

2.2.4 폐기기동 계획

폐기기동 시작지점은 지상국과의 교신시간이나 태양지향 시간을 고려해야 한다. 태양지향 시간

Table 1. Disposal maneuver history of GFO-1 [22]

Burn #	Burn Start Time (UTC)	Burn Duration (min)	Tank Pressure after Burn (psi)
1	7 Nov 2009 11:55	2	182
2	13 Nov 2009 11:52	5	166
3	16 Nov 2009 09:52	8	147
4	18 Nov 2009 10:00	10	131
5	21 Nov 2009 22:34	10	119
6	23 Nov 2009 10:06	10	110
7	24 Nov 2009 21:55	10	102
8	25 Nov 2009 23:52	10	8

의 경우 배터리 충전 및 위성 내부 열관리와 직접적인 관계가 있고, 기동을 위한 명령 전송 패스 계획 등 운영자 측면의 고려도 필요하다. 또한 폐기 대상이 노후한 위성이기 때문에 연속적인 기동은 예측하지 못하는 상황에 직면할 수 있기 때문에 한차례 기동을 수행한 후 위성의 상태를 분석하고, 다시 기동을 계획하는 시간적 여유도 필요하다.

추력분사 시간도 기동시작시점 계획과 동일하게 위성의 상태를 모니터링하면서 적절히 조정해야 하며 Table 1의 GFO의 기동계획과 같이 점차 추력분사 시간을 늘리는 등 가변적 계획이 필요하다.

2.2.5 폐기기동 결정 절차

최종 폐기궤도, 폐기기동 계획, 대상의 상태 분석 등 전반적인 계획과 준비가 완료되었다면 이를 체계적이고 신속하게 수행할 수 있도록 폐기 기동 절차를 Fig. 2와 같이 순서도 형태로 작성하는 것이 필요하다.

Figure 2는 GFO-1의 폐기 당시 진행 절차를 나타낸 것으로 1998년 2월에 발사된 GFO-1은 10년간 지형학적 측정과 같은 미해군을 위한 임무를 수행한 후 2008년 폐기가 결정되었다. 폐기의 주요원인은 내부 부품의 성능 저하이며, 폐기 당시 고도는 800km, 궤도경사각은 108도, 이심률은 0.0008인 반복궤도에 머무르고 있었다.

기동을 결정할 조건이 만족되면 JSpOC(Joint Space Operation Center)에 요청하여 충돌위험분석을 수행하였다. 접근물체가 없는 경우 기동시작시간과 예측궤도를 JSpOC에 전달한 후 폐기 기동을 수행하였고, 이후 교신에서 위성 상태에 문제가 없다면 궤도결정을 수행하여 궤도정보를

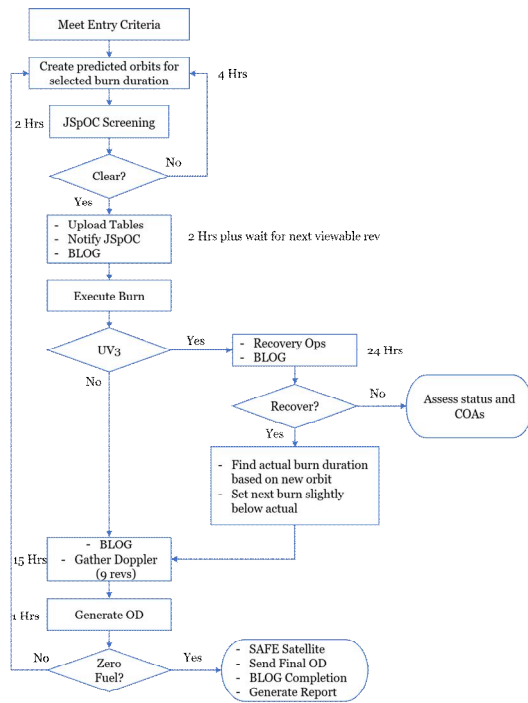


Fig. 2. Disposal maneuver procedure for GFO-1 [22]

갱신하였다. 위 과정에서 문제가 없는 경우 추진제가 모두 소진될 때까지 반복하여 기동을 수행하였다[22].

2.2.6 잔여 에너지 소진

폐기기동의 마지막 절차는 폐기대상의 추진제, 전력, 탱크의 압력과 같은 에너지를 제거하는 것으로써 추가적인 궤도 상 분열을 방지하기 위함이다. 단적인 예로써 폐가수스 발사체는 임무를 성공한 이후 저궤도 영역에 머물러 있다가 헬륨 탱크와 하이드라 진 탱크 사이의 압력밸브 결함으로 인해 궤도 상 분열이벤트를 야기하였고, 임무를 모두 수행하였음에도 잔여 에너지로 인해 다수의 파편을 양산한 사례가 되었다. 배터리 또한 미세 우주물체와의 충돌이나 노후로 인한 오작동으로 인해 궤도 상 분열이벤트를 발생시킬 수 있기 때문에 가용한 충전을보다 많은 전력을 소비함으로써 방전시켜야 한다.

2.2.7 해외 폐기기동 수행 사례

NASA의 대기관측위성 UARS는 2005년 임무 종료 후 폐기기동을 성공적으로 수행하였다[21]. 임무고도 550km에서 잔여추진제를 이용하여 근지점의 고도를 최대한 낮추었고, 폐기기동 5년 후인 2011년 지구대기로 재진입하여 소각되었다.

Table 2. Disposal maneuver summary for low Earth orbit satellites

Satellite	Launch	End of Life	Strategy	Altitude Change (km)
LandSat-4	1982	2001	Mean altitude decent	110
ERBS	1984	2002	Apogee maneuver	90
GFO	1998	2009	Apogee maneuver	330
SPOT2	1990	2009	Apogee maneuver	220
ICESat	2003	2010	Apogee maneuver	380
GeneSat	2006	2010	Direct reentry	345
Akari	2006	2010	Apogee maneuver	260
ERS-2	1995	2011	Mean altitude decent	215
Express 4	2011	2012	Direct reentry	580

대부분의 물체가 소각될 것으로 예상되었고, 소각되지 않은 물체들에 대한 위험성 분석 결과 잔해 낙하 분포를 예측할 수 있었다. 지상피해확률 분석 결과 1/10,000로 정의된 자체 규정을 만족하였고, 최종적으로 소각되지 않은 생존 물체들은 태평양에 낙하하였음을 확인하였다.

미국 상용위성 Orbview-3 위성은 2003년 발사되어 4년간 임무를 수행하였으나 2007년 탑재체 고장으로 임무를 수행할 수 없어 3년간 임무궤도에 머물러 있었다[23]. 다행히 버스 시스템은 제어가 가능하였기 때문에 2010년 12월 폐기기동을 수행하였고, 당시 임무고도는 약 435km였다.

해당 위성의 폐기기동 계획은 2단계로 진행되었는데, 첫 번째 단계는 총 4회 기동을 통해 국제우주정거장(ISS)의 임무고도인 350km 이하가 되도록 하는 것이었고, 다음 단계로 잔여 추진제를 이용하여 고도를 낮춰 대기 중으로 재진입하였다. 잔여 낙하물체는 동태평양 해상에서 수거되었고 최종적으로 폐기임무를 성공적으로 완료하였다. Orbview-3 위성은 폐기기동을 결정할 당시 분석에서 충분히 임무고도가 낮아 폐기기동 없이도 25년 규정을 만족하였으나 가용한 범위 내에서 최대한 궤도수명을 줄여 잠재적 우주물체 분열상황을 예방하고자 하였다.

발사체 또한 임무고도가 높을 경우 폐기기동이 필요하다. 2006년에는 저궤도 상에 65개 발사체 동체가 진입하였는데 그 중 20개는 2007년 이전에 재진입하여 폐기되었고, 29개 발사체의 잔여 궤도수명은 25년 미만으로 분석되어 총 88%의 발사체가 국제적 폐기규정을 만족한 것으로 나타났다[20]. 하지만 Delta-IV 발사체와 같이 임무고도가 높은 경우 별도의 폐기기동이 필요하다. 2006년 11월 기상위성을 고도 850km까지 올리기 위해 Delta-IV 발사체가 사용되었고, 페이로드와 분리된 후 2단 주 엔진을 점화하여 태평양에 직접 재진입하였다.

Table 2는 저궤도 위성의 폐기기동 사례를 나타낸다. 상당수의 사례에서 원지점에서의 기동을 통한 근지점의 고도 하강 전략을 사용하고 있고, 잔여추진체에 따라 고도 하강의 폭이 다양하게 나타나는 것을 볼 수 있다.

2.3 다목적실용위성 2호의 폐기기동 설계

2.3.1 물리적 제원 분석

정밀한 궤도기동 모사나 25년 규정 만족여부를 확인하기 위해서는 정밀한 궤도예측이 선행되어야 한다. 특히 25년 규정 만족여부를 확인하기 위해서는 장기궤도예측을 해야 하고, 이때 설정한 위성의 제원에 따라 궤도수명이 크게 달라질 수 있기 때문에 실제에 가까운 물리적 제원을 찾는 것이 중요하다.

일반적으로 대기저항은 저궤도 위성에 작용하는 여러 섭동력 가운데 가장 큰 불확실성을 가진다. 식 (1)의 대기저항의 구성요소 중 시간과 위치에 따른 대기밀도(ρ)의 변화를 모두 고려하기 어렵고, 위성의 속도(v), 질량(m)과 달리 단면적(A)과 항력계수(C_D) 또한 정확히 정의하기 어렵기 때문이다.

$$F_{atm} = \frac{1}{2} C_D \rho v^2 \frac{A}{m} \quad (1)$$

따라서 본 절에서는 다목적실용위성 2호의 GPS (Global Positioning System) 항법해를 이용한 궤도결정 결과(이하 정밀궤도)를 참 값으로 정의하고, Table 3의 물리적 제원을 이용하여 얻은 궤도예측 오차를 파악하여 물리적 제원의 타당성을 확인하였다.

정밀궤도 데이터는 0시에서 24시까지 30초 간격의 지구고정좌표계 상의 위치, 속도로 구성된다. 이 정밀궤도 데이터의 시작지점(0시 0분 0초)의 위치와 속도 정보를 초기정보로 설정하고 24

Table 3. Physical properties of KOMPSAT-2

Dry Mass(kg)	679.76
Drag Coefficient	2.2
Cross-Sectional Area(m ²)	7.9645
SRP Coefficient	1.5
SRP Area(m ²)	7.9645
Propellant Mass(kg)	45.2

※ SRP : Solar Radiation Pressure

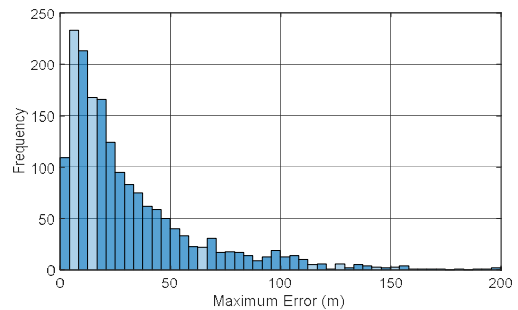


Fig. 3. 24hr propagation error histogram

시간 동안 궤도예측을 수행한 후 정밀궤도 데이터와의 오차를 분석하면, 물리적 제원의 적합성을 확인할 수 있다.

분석기간은 2013년 4월 22일부터 2018년 6월 21일까지이며, 분석을 위해 AGI社의 STK[®]를 이용하였다. 궤도예측을 위한 다목적실용위성 2호의 물리적 제원은 Table 3의 값을 사용하였고, 섭동모델은 Table 4와 같이 설정하였다.

Table 4. Force model definition for orbit prediction

Gravity Model	EGM2008 (70 x 70)
Solid Tide	Full tide
Ocean Tide	(8 x 8)
Atmosphere Model	NRLMSISE 2000
Solar Flux & Geomagnetic	SpaceWeather-All-v1.2.txt (ver. 1 Jun 2018)
Geomagnetic Flux Source	Kp
Spherical SRP Shadow Model	Dual Cone
Use Luminosity	3.823E+026
Third Body Attraction	Sun & Moon
Numerical Integrator	RKF 7-8 th
Geomagnetic Update Rate	3-Hourly

Figure 3은 Table 3, Table 4의 정보를 이용하여 24시간동안 궤도예측을 수행한 결과와 정밀궤도 데이터와의 최대오차에 대한 히스토그램을 나타낸다. 대부분 24시간 기준 100m 이내의 궤도예측 오차를 보여주었기 때문에 본 연구의 활용 목적에 적합한 수치로 판단된다.

2.3.2 궤도조정 모사

Table 5는 다목적실용위성 2호의 고도 조정을 위한 궤도조정 수행내역을 나타낸다. 다목적실용위성 5호나 3A호에 비해 임무고도가 높고 정밀한 궤도유지가 요구되지 않기 때문에 궤도조정 빈도가 낮다. 3가지 케이스 모두 300초 동안 추력기를 사용하여 4.3~4.5km의 고도를 상승시켰고, 평균 1kg 내외의 추진제를 소모하였다.

본 연구에서는 Table 5의 기동과 반대로 고도를 낮추는 기동을 수행해야 하며, 본 연구에서는 STK[®]/ASTROGATOR를 이용하여 궤도조정을 모사하였다. Table 7은 궤도조정 모사를 위한 다목적실용위성 2호의 관련 제원을 나타낸다. 총 72kg의 추진제 중 가용한 추진제의 양은 약 45kg, 위성의 운동방향에 대해 14도의 Offset Angle이 존재한다.

ASTROGATOR를 이용하여 다목적실용위성 2호의 궤도조정을 모사하기 위해서는 추력기에 대한 ‘Thrust’와 ‘Isp’ 수치를 적절하게 선택해야 한다. 하지만 실제 다목적실용위성 2호의 궤도조정에서는 4.5N급 추력기 4개를 자세 및 궤도제어 시스템 내 알고리즘을 통해 적절히 분배하여 속도 증분을 계산하기 때문에 ASTROGATOR에 동일한 방식으로 추력기를 정의하기 어렵다.

따라서 본 연구에서는 이를 간략화하여 하나의 추력기에서 일정한 속도증분을 발생하는 것으로 가정하였고, 추력기에 대한 ‘Thrust’와 ‘Isp’는 Table 5의 궤도조정 사례에 대해 궤도조정 전후의 정밀궤도 데이터를 이용하여 역으로 추정한 후 그 값을 검증하였다.

Table 5의 사례 가운데 기동 전후의 정밀궤도 데이터가 가용한 경우는 3번 사례가 유일하기 때

문에 본 절에서는 3번 사례를 대상으로 추력기 파라미터를 추정하였다. Table 5의 3번 사례에 해당하는 2014년 5월 22일의 정밀궤도 데이터는 0시에서 기동 직전인 4시까지 한차례 궤도결정을 수행하고, 기동이 끝난 후인 5시부터 24시까지 궤도결정을 수행하여 이를 모두 합쳐 만들어졌다.

이와 같은 데이터생성 특성을 고려하여 ASTROGATOR 내 다목적실용위성 2호의 추력기 파라미터를 추정할 수 있다. 먼저 0시 0분 0초 시점의 정밀궤도데이터를 ASTROGATOR 초기조건으로 설정하고, Table 3과 Table 4의 설정들을 반영하여 4시까지 궤도예측을 수행하였다. 이 구간에서 ASTROGATOR와 정밀궤도데이터 간 오차는 Fig. 4와 같이 1m 내외로 충분히 작음을 확인할 수 있다.

다음으로 ASTROGATOR에 기동모듈을 추가한 후 기동타입을 유한기동(Finite Maneuver)으로 정의하였다. 기동은 300초간 Pitch +90도 방향으로 설정하여 Table 5와 동일하게 정의하였다. 기동모듈 내 엔진파라미터 중 ‘Thrust’에 임의의 값을 적용한 후 24시까지 궤도예측을 수행하였다. 궤도예측 결과는 정밀궤도 데이터와 비교하여 그 오차를 분석하였고, ‘Thrust’값을 바꿔가며 정밀궤도데이터와의 오차를 최소로 하는 ‘Thrust’값을 탐색하였다.

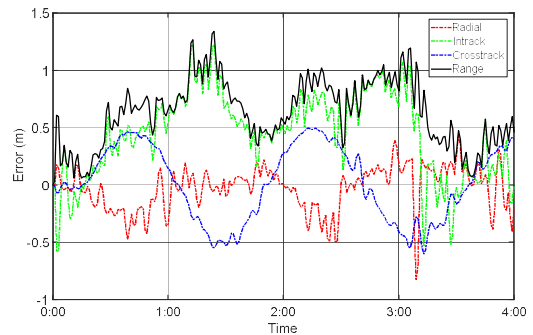


Fig. 4. Propagation error of ASTROGATOR before maneuver (00:00:00~04:00:00)

Table 5. Orbit maneuver history of KOMPSAT-2 for altitude maintenance

	Burn Start Time (UTC)	Burn Duration (s)	Pitch Angle (deg)	Altitude Change (km)	Used propellant (kg)
1	19 Jan 2011 10:04:28	300	+90	+4.490	1.000
2	20 Jan 2011 00:51:01	300	+90	+4.500	0.880
3	22 May 2014 04:10:00	300	+90	+4.300	1.100

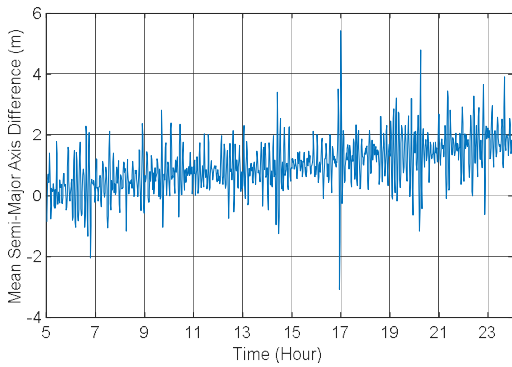


Fig. 5. Propagation error of ASTROGATOR after orbit maneuver

‘Isp’는 추진제소모량과 관련된 수치로써 300초 분사했을 때 추진제소모량인 1.1kg을 출력하는 값을 반복적으로 탐색하였다.

추력기 파라미터 탐색 결과 ‘Thrust’는 8.9N, ‘Isp’는 245초로 추정되었고, 추정된 수치를 적용하여 2014년 5월 22일 궤도기동 후 정밀궤도 데이터와 ASTROGATOR 궤도예측 결과를 비교한 결과 Fig. 5와 같이 평균장반경 측면에서 5m 이내의 오차를 나타내었으며, 기동 후 ASTRO-GATOR 추진제소모량 산출 결과 1.111kg을 확인하여 도출한 추력기 파라미터의 적합성을 확인하였다.

2.3.3 폐기기동 설계

앞서 도출한 다목적실용위성 2호의 물리적 제한과 궤도조정 모사 결과를 이용하여 ASTRO-GATOR 시나리오를 구성하였다. 기동 전략은 기존 사례에서 가장 많이 활용되었던 근지점의 고도를 최대한 낮추는 것으로 정의하였고, 위성의 노후화를 가정하여 하루에 1회 300초만 기동을 수행하는 것으로 설계하였다.

폐기기동은 18년 6월 10일부터 시작하는 것으로 설정하였고, 0시 0분 0초의 정밀궤도 데이터 내 궤도정보를 입력하였다. 분석시작 이후 원지점에 도달할 때까지 궤도예측을 수행하며, 원지점에 도달하면 300초 간 위성 진행방향의 반대방향으로 추력을 사용한다. 기동 이후 다음날 0시 근처의 원지점에 도달할 때까지 궤도예측을 수행하여 1회의 기동절차를 마무리한다. 추진제를 모두 소모할 때까지 이 과정을 반복하여 수행한다.

다목적실용위성 2호의 폐기기동 시뮬레이션을 수행한 결과 45.2kg의 추진제를 사용하여 총 41회의 기동을 수행할 수 있었고, 원지점의 고도는 약 670km, 근지점의 고도는 약 330km까지 하강할 수 있는 것으로 나타났다. 이때 소요된 속도

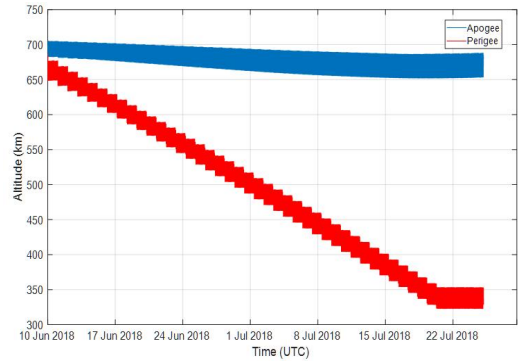


Fig. 6. Apogee and perigee altitude after designed post mission disposal maneuver

증분의 총 합은 95.897m/s이다.

Figure 6은 폐기기동 수행기간 중 위성의 원지점과 근지점의 고도를 나타낸다. 매 기동에 따라 근지점의 고도가 약 8km씩 하강하는 것을 확인할 수 있다.

하루에 한번만 기동을 수행하는 것으로 가정하였기 때문에 모든 기동을 수행하기 위해서는 약 40일의 시간이 소요되고, 2018년 6월 10일부터 시작할 경우 2018년 7월 20일까지 폐기기동을 수행해야 한다.

해외 일부 폐기기동 사례에서 ISS를 고려하기도 하였으나 현재 다목적실용위성 2호의 궤도에서 주어진 추진제로 근지점과 원지점의 고도를 모두 낮추어 ISS 임무궤도보다 낮은 궤도로 천이하는 것은 불가능하기 때문에 근지점의 고도를 최대한 하강시켜 궤도수명을 최소화하는 것이 가장 합리적인 방안이다.

위의 폐기기동 전후 궤도는 Table 6과 같다. 원지점에서 근지점의 고도를 낮추는 기동을 수행

Table 6. Mean orbit elements of before and after post disposal maneuver

	Before Maneuver	After Maneuver
Epoch Time (UTC)	10 Jun 2018 00:00:00	20 Jul 2018 07:02:53
Semi-major Axis (km)	7060.831	6887.301
Eccentricity	0.001426	0.024171
Inclination (deg)	98.071	98.036
RAAN (deg)	57.626	98.665
Arg. of Perigee (deg)	2.548	260.525

* RAAN : Right Ascension of Ascending Node

Table 7. Maneuver properties for KOMPSAT-2

Maximum Propellant Mass(kg)	72.687
Propellant Mass(kg)	45.2
Tank Pressure(Pa)	970,851
Tank Volume(m ³)	0.09103
Tank Temperature(K)	293.15
Propellant Density(kg/m ³)	1000
g(m/s ²)	9.80665
Offset Angle(deg)	14
Thrust Efficiency(%)	62

하였기 때문에 이심률이 크게 증가하였고, 반면 궤도경사각의 경우 큰 변화는 나타나지 않았다.

Table 6의 폐기기동 후 궤도를 이용하여 장기 궤도예측을 수행하였고, 시간에 따른 근지점 및 원지점의 고도는 Fig. 7과 같다. 근지점 고도 변화보다 원지점 고도 변화가 점차 커져 원궤도가 된 후 재진입하는 것을 볼 수 있고, 이는 낮은 고도의 근지점에서 작용하는 대기저항이 원지점에 비해 크기 때문에 근지점에 도달할 때마다 폐기기동을 수행한 것과 유사한 효과가 나타난다고 볼 수 있다. 장기궤도예측 결과 다목적실용위성 2호는 2022년 2월에 재진입하는 것으로 나타났다.

대기밀도 모델에 따른 폐기기동 후 궤도수명 분석을 위해 STK[®]/Lifetime Tool을 이용하여 Table 8과 같이 폐기기동 전후 궤도수명을 분석하였다. 대기모델의 불확실성을 감안하여 총 7개의 대기밀도 모델을 분석에 활용하였다.

폐기기동을 수행하지 않고 현 상황을 유지할 경우 대부분의 결과에서 대기로 재진입까지 200

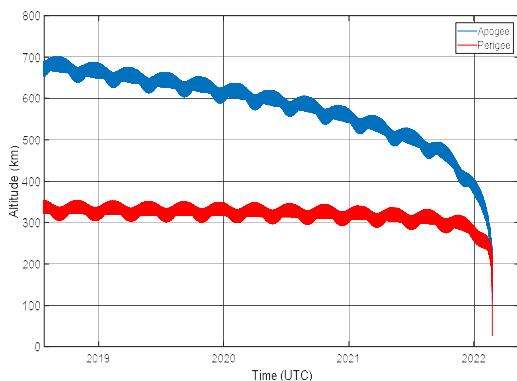


Fig. 7. Evolution of apogee and perigee altitude after post mission disposal maneuver using long-term orbit propagator

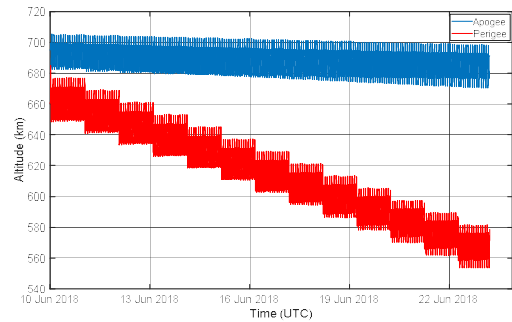


Fig. 8. Apogee and perigee altitude after 13th disposal maneuver

년 이상의 시간이 걸리는 것으로 나타났다. 미래 대기밀도 정보를 단순화하여 적용한 결과이지만 적어도 25년 규정을 만족시키지 못함을 확인할 수 있다. 반면 본 절에서 설계한 폐기기동을 수행할 경우 평균 3.6년 이후 재진입할 수 있는 것으로 나타났다. 추력기의 성능저하로 목표한 고도에 도달하지 못한다고 가정하더라도 25년 규정을 충분히 만족하는 결과이다.

Figure 8은 앞서 설계한 폐기기동에서 13번 기동까지만 수행한 후 근지점과 원지점의 고도를 나타내며, Table 9는 이에 대한 궤도수명을 분석한 결과이다. 대기밀도 모델에 따라 차이가 있으나 평균적으로 25년 이내의 결과를 보여주었고, 해당 기동을 위해 소요되는 속도증분은 30m/s,

Table 8. Re-entry prediction w.r.t atmosphere model

Atmo. Model	Re-entry Time w/o Maneuver (Lifetime, Year)	Re-entry Time with Maneuver (Lifetime, Year)
Jacchia70	10 Jan 2288 (269.6)	13 Mar 2022 (3.6)
Jacchia71	2 Jan 2252 (233.6)	30 Jan 2022 (3.5)
MSIS86	20 Oct 2235 (217.4)	25 Feb 2022 (3.6)
MSISE90	24 Apr 2235 (216.9)	24 Feb 2022 (3.6)
MSIS2000	9 Nov 2247 (229.4)	6 Mar 2022 (3.6)
HarrisPriester	18 Mar 2168 (149.8)	31 Mar 2022 (3.7)
Jacchia70_Lifetime	14 Jul 2255 (237.1)	15 Feb 2022 (3.6)

※ Atmo. Model : Atmosphere Density Model

Table 9. Re-entry time prediction after 13th maneuver w.r.t atmosphere model

Atmo. Model	Re-entry Time with 13th Maneuver (Lifetime, Year)
Jacchia70	11 Apr 2055 (36.8)
Jacchia71	28 Dec 2042 (24.5)
MSIS86	29 Nov 2039 (21.4)
MSISE90	1 Nov 2039 (21.4)
MSIS2000	8 Nov 2040 (22.4)
HarrisPriester	10 Mar 2049 (30.7)
Jacchia70_Lifetime	14 Feb 2043 (24.6)

추진제는 14.5kg으로 나타났으며 기동 후 근지점의 고도는 약 570km로 나타났다.

발사 당시의 총 추진제 72.7kg 가운데 현재 45.2kg의 추진제가 남아있다는 점을 미루어 볼 때 다목적실용위성 2호의 폐기기동 계획 단계에서 25년 규정을 만족하기 위한 추진제는 충분히 남아있을 것으로 예상된다.

2.4 재진입 생존물체 분석

2.3절의 폐기기동 설계 및 결과 분석을 통해 현재 탑재된 모든 추진제를 사용하더라도 바로 대기로 재진입하는 것이 불가능함을 확인하였다. 제어가 가능한 상황에서 궤도를 조절하여 즉시 재진입 시킬 수 있다면 생존물체가 존재하더라도 극지방이나 대양과 같이 사람이 없는 곳으로 유도하여 폐기절차를 종료할 수 있으나 본 연구의 결과와 같이 폐기기동 후 최소 3년의 시간동안 기다려야 하고, 재진입 시점의 궤도를 정확히 조절할 수 없기 때문에 재진입 시 생존물체가 있는지 여부를 분석해야 한다.

따라서 본 절에서는 다목적실용위성 2호 내부 부품들의 생존여부를 확인하기 위해 유럽우주국의 DRAMA(Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis)을 이용하여 분석하였다. 해당 툴은 우주임무 설계 및 운영과정에서 우주파편 환경을 위한 규정 만족 여부를 분석하기 위한 것으로 충돌위험 이벤트 통계 분석, 충돌플렉스 분석, 폐기기동 분석, 재진입 생존성 및 지상 낙하 위험분석을 수행할 수 있다. 그 중 SARA(Spacecraft re-entry Survival Analysis and Risk Analysis)는 위성 내부 부품의 재질과 크기, 모양 등을 모델링하여 주어진 궤도에서 재진입 시 생존률 해석 기능을 제공한다.

Figure 9는 다목적실용위성 2호의 재진입 시 생존부품 여부와 잔해물체 규모를 분석하기 위해 DRAMA에 입력한 내부부품 정보이다[24]. 위성 부품의 상세정보가 가용하지 않아 열구조 모델

Name	Shape	Number of Objects	Width/Diameter (m)	Length (m)	Height (m)	Mass (kg)	Material
Parent	Cyl Indr	1	2.0	2.6		765.0	n/a
SolarP	Plate	2	0.767	1.422		42.39	n/a
Payload_EOS	Cyl Indr	1	0.8	1.35		70.0	AA7075
Payload_DEU_PAN	Box	1	0.28	0.328	0.381	22.0	AA7075
Payload_DEU_MS	Box	1	0.32	0.16	0.381	22.0	AA7075
Payload_DCSU	Box	1	0.296	0.425	0.25	16.0	AA7075
Payload_PMU	Box	1	0.264	0.282	0.251	8.5	AA7075
Payload_DCU	Box	2	0.23	0.305	0.08	3.0	AA7075
Payload_OTX	Box	2	0.216	0.216	0.071	4.1	AA7075
Payload_MSC_TopCover	Plate	1	0.39	0.002		0.1	AA7075
Payload_APM	Box	2	0.235	0.303	0.222	3.5	AA7075
Payload_ASU	Box	1	0.1	0.07	0.052	0.25	AA7075
TDR_OrbBoardComp	Box	1	0.28	0.216	0.123	6.46	AA7075
TDR_StandTrans	Box	2	0.121	0.197	0.146	3.78	AA7075
TDR_GPSReceiver	Box	2	0.276	0.078	0.17	3.08	AA7075
TDR_RFAssembly	Box	1	0.203	0.279	0.088	3.24	AA7075
TDR_StandAnt	Cyl Indr	1	0.15	0.133		0.52	AA7075
TDR_GPSAnt	Box	4	0.076	0.076	0.02	0.77	InconeI
EPS_SolarArrayRegulator	Box	2	0.353	0.072	0.229	5.56	AA7075
EPS_PowerControlUnit	Box	1	0.454	0.231	0.15	13.37	AA7075
EPS_Battery	Box	1	0.291	0.333	0.169	40.17	Copper
EPS_BatteryInterface	Box	1	0.088	0.184	0.112	1.56	AA7075
EPS_ControlUnit	Box	2	0.146	0.216	0.125	3.49	AA7075
EPS_DeploymentDevice	Box	1	0.216	0.051	0.117	1.69	AA7075
PROP_PropellantTank	Sphere	1	0.57			7.29	TA16164
PROP_FilterDrainModule	Box	1	0.192	0.163	0.066	0.77	AA7075
PROP_IsolationValveM...	Box	1	0.084	0.102	0.113	1.12	InconeI
PROP_DualThrustModule	Box	4	0.114	0.186	0.075	1.05	InconeI
PROP_FilterPressureM...	Box	1	0.123	0.165	0.124	1.16	AA7075
AACS_SolarArrayDrive	Cyl Indr	2	0.112	0.229		2.57	AA7075
AACS_SolarArrayElect...	Box	1	0.097	0.17	0.068	1.37	AA7075
AACS_ReactionWheel	Cyl Indr	4	0.35	0.101		5.66	A316
AACS_Byro	Box	1	0.302	0.154	0.056	5.56	AA7075
AACS_StarTracker	Box	2	0.157	0.114	0.169	3.03	AA7075
AACS_ResonanceDriveUnit	Box	2	0.236	0.216	0.122	5.25	AA7075
AACS_Torque	Cyl Indr	3	0.043	0.455		5.56	Copper
AACS_ValveDriveElect...	Box	1	0.098	0.279	0.203	5.15	AA7075
AACS_CoarseSunSensor	Box	4	0.051	0.02	0.011	0.07	Copper
AACS_FineSunSensor	Box	2	0.039	0.057	0.038	0.15	AA7075
AACS_OESElectronics	Box	1	0.133	0.203	0.165	4.04	AA7075
AACS_OESHead	Cyl Indr	1	0.099	0.119		1.21	AA7075

Fig. 9. Object definition for re-entry survival analysis

시험에 사용하였던 부품의 정보를 적용하였고, 크게 위성구조물, 페이로드, TC & R, 전력계, 추력부, 자세제어부로 분류하여 각각 크기, 형상, 재질을 입력하였다.

Figures 10과 11은 다목적실용위성 2호의 재진입 시 내부부품 별 소각고도 및 생존물체의 경로를 나타낸다. 총 39종의 부품 가운데 2가지 부품이 생존하였고 나머지 부품들은 고도 50km 진입 이전에 모두 소각되었다. 생존부품은 추진제탱크(23번)와 반작용휠(30번)로 해당 부품의 재질이 티타늄이나 알루미늄 합금으로 녹는점이 타 재질에 비해 높기 때문에 생존하여 지상에 낙하하는 것으로 나타났다.

재진입 시작지점으로부터 생존부품은 진행방향으로부터 약 7,500km를 지나 지상에 낙하하였고 시간으로 보면 Fig. 10과 같이 재진입 시작시점으로부터 약 1,500초 후에 지상에 낙하하였다.

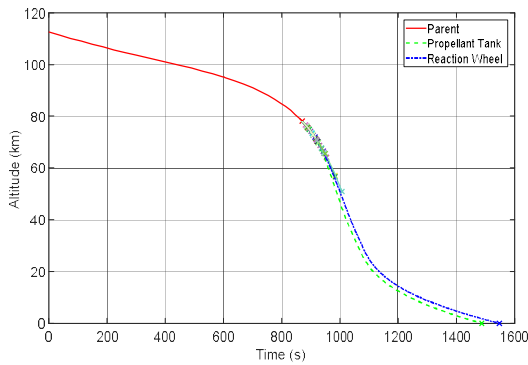


Fig. 10. Demise/Impact Altitude of all object of KOMPSAT-2

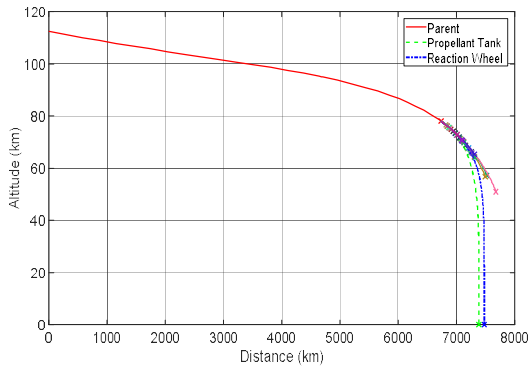


Fig. 11. Demise/Impact Altitude of all object of KOMPSAT-2

초기조건에서 본체 분열이 일어났다고 가정하는 78km까지 약 870초의 시간이 소요되었고, 분열 후 지상에 낙하할 때까지 약 12분 정도 걸리는 셈이다.

Table 10은 생존물체의 재질과 녹는점, 초기질량 대비 생존질량, 피해면적 등을 나타낸다. 피해면적의 경우 해당 부품의 크기 및 형상을 고려한 기하학적 면적에 기반하여 15J 이상의 에너지가 미치는 범위를 의미한다.

생존물체 중 추진제탱크의 경우 재진입 초기와 최종 질량이 같아 전혀 소각되지 않았음을 알 수

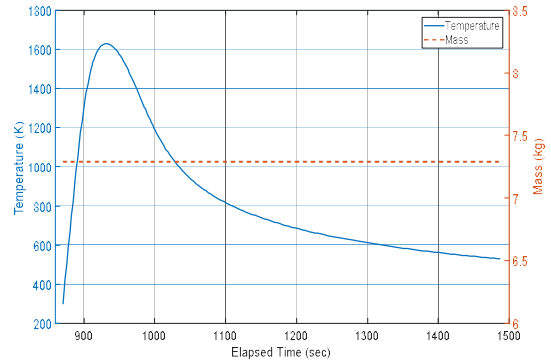


Fig. 12. Temperature and Mass of Propellant Tank w.r.t Time

있다. Fig. 12는 시간에 따른 추진제탱크 내부 온도와 탱크의 질량변화를 나타내는 것으로 내부온도가 추진제탱크의 재질의 녹는점에 도달하지 못하는 것을 볼 수 있다. 반면 반작용 휠의 경우 Fig. 13과 같이 약 920초부터 소각이 시작되어 초기질량의 22%만 생존하였고, 반작용 휠의 재질 A316의 녹는점 1,650K 인근에서 소각이 시작됨을 확인할 수 있다. Fig. 12의 추진제탱크와 비교했을 때 내부온도의 변화곡선이 다소 차이가 있는 것을 볼 수 있는데, 이는 부품의 면적과 형상에 기인한 것으로 추정된다. 반작용 휠의 경우

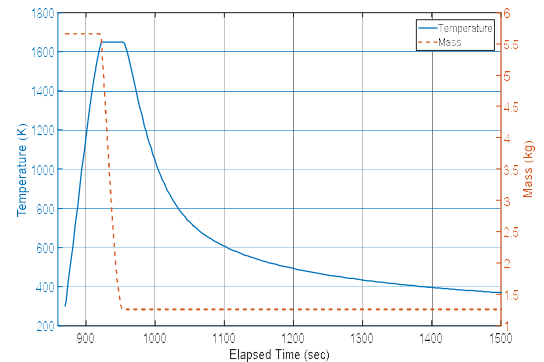


Fig. 13. Temperature and Mass of Reaction Wheel w.r.t Time

Table 10. Survivability analysis results

Name	Material	Melting Point(K)	Initial Mass(kg)	Impact Mass(kg)	Survivability (%)	Casualty Area(m ²)
PROP_PropellantTank	TiAl6V4	1,900	7.29	7.29	100	3.55
AOCS_ReactionWheel	A316	1,650	5.66	1.26	22	0.51

총 4개가 위성에 탑재되었으므로 총 5.05kg이 생존하여 지상에 낙하하였다.

Table 10의 피해면적과 인구밀도 정보를 이용하여 다목적실용위성 2호의 재진입으로 인한 지상피해확률을 계산할 수 있다. 먼저 위성의 궤도 경사각에 의해 낙하지점이 제한될 수 있지만 다목적실용위성 2호의 경우 98도이기 때문에 위도 상 제한되는 영역은 없다.

지구 상 총 인구를 65억 명으로 가정하고, 지역에 따른 인구밀도를 적용하면 Table 10의 피해면적에 사람이 있어 부상을 당할 확률은 3.9039E-05로 나타났고, 이는 IADC 규정을 포함한 국제기준인 1.0E-04 이하로써 기준을 만족한다.

여기에 추가적으로 승교점 경도를 고려한 폐기기동 계획 수립 등의 수단을 활용하여 재진입 시작시점에서 특정 승교점 경도를 만족하게 만든다면 지상피해확률을 더욱 경감시켜 안전하게 폐기절차를 완료할 수 있을 것으로 판단된다.

III. 결 론

본 연구에서는 다목적실용위성 2호의 폐기시점에 대비하여 폐기기동과 관련한 국제규정, 수행 사례를 분석하였고, 현재 다목적실용위성 2호의 추진제를 이용하여 폐기기동 계획을 수립하여 국제규정을 만족하는지 여부를 확인하였다. 만일 폐기기동을 수행하지 않는 경우 다목적실용위성 2호의 궤도수명은 200년 이상으로 나타났고, 약 45kg의 추진제를 이용하여 위성의 근지점을 300 km 낮추는 폐기기동을 수행할 경우 3.6년의 궤도수명을 가지는 것으로 나타났다.

또한 25년 규정에 근접하도록 기동을 설계할 경우 약 14.5kg의 추진제를 소모하는 것으로 나타나 추진체의 측면에서 폐기기동 수행시점까지 활발히 임무를 수행하더라도 국제규정을 만족하는데 문제가 없음을 확인하였다.

추가적으로 다목적실용위성 2호가 대기로 재진입하는 경우 생존물체로 인한 지상피해확률을 분석하였다. 유럽우주국의 DRAMA 톨을 이용하여 39종의 위성부품들을 모사하였고, 시뮬레이션 결과 내열성이 높은 추진제탱크나 반작용 휠의 일부가 생존하여 지상에 낙하하는 것으로 나타났다. 하지만 부품의 크기나 질량이 작아 지상피해면적에 기반을 둔 지상피해확률은 국제규정인 1/10,000 이하로 나타나 충분히 만족함을 확인하였다.

향후 재진입 생존물체로부터 안전성 확보를 위한 재진입 초기궤도 연구와 이를 추종하기 위한

폐기기동 최적화 등의 연구를 수행할 예정이다.

References

- 1) Nishida, S. I., Kawamoto, S., Okawa, Y., Terui, F., and Kitamura, S., "Space debris removal system using a small satellite," *Acta Astronautica*, Vol. 65(1-2), 2009, pp.95-102.
- 2) Shan, M., Guo, J., and Gill, E., "Deployment dynamics of tethered-net for space debris removal," *Acta Astronautica*, Vol. 132, 2017, pp.293-302.
- 3) Asher, Z. D., Tragesser, S., Kneubel, C., Hudson, J., Bradley, T. H., and Kolmanovsky, I., "Space Debris Field Removal Using Tether Momentum Exchange," *Astrodynamics Specialist Conference*, 2018.
- 4) Wen, Q., Yang, L., Zhao, S., Fang, Y., Wang, Y., and Hou, R., "Impacts of orbital elements of space-based laser station on small scale space debris removal," *Optik-international Journal for Light and Electron Optics*, Vol. 154, 2018, pp.83-92.
- 5) Kanazaki, M., Yamada, Y., and Nakamiya, M., "Trajectory optimization of a satellite for multiple active space debris removal based on a method for the traveling serviceman problem. In Intelligent and Evolutionary Systems (IES)," *21st Asia Pacific Symposium on IEEE*, 2017, pp.61-66.
- 6) Zhang, F., Huang, P., Meng, Z., and Liu, Z., "Dynamics modeling and model selection of space debris removal via the Tethered Space Robot", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 231, No. 10, 2017, pp.1873-1897.
- 7) Roth, K., Swenson, E., and Hess, J., "Analysis of an Experimental Space Debris Removal Mission," *AIAA SPACE and Astro-nautics Forum and Exposition*, 2017, pp.5346.
- 8) Seong, J. D., Min, C. O., Jeong, S. W., Lee, D. W., Cho, K. R., and Kim, H. D., "Removal trajectory generation for LEO satellites and analysis collision probability during removal maneuver," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 40, No. 4, 2012, pp.354-363.

- 9) Seong, J. D., Choi, H. Y., and Kim, H. D., "A Study of the Disposal Maneuver Planning for LEO Satellite," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 44, No. 4, 2016, pp.352-362.
- 10) Seong, J. D., Kim, H. D., and Choi, H. Y., "A study of a target identification method for an active debris removal system," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 231, No. 1, 2017, pp.180-189.
- 11) Inter-Agency Space Debris Coordination Committee., "IADC space debris mitigation guidelines," 2007.
- 12) Yakovlev, M., "The IADC Space Debris Mitigation Guidelines and Supporting Documents," *4th European Conference on Space Debris*, Vol. 587, Aug. 2005, pp.591.
- 13) Walker, R., and Martin, C. E., "Cost-effective and robust mitigation of space debris in low earth orbit," *Advances in Space Research*, Vol. 34, No. 5, 2004, pp.1233-1240.
- 14) "NASA Safety Standard: Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris," *NSS 1740.14 edition*, Aug. 1995.
- 15) "CNES Exigence de Securite - Debris Spatiaux: Methode et Procedure," *MPM-51-00-12*, issue 1-revision 0 edition, Apr. 1999.
- 16) "European space debris safety and mitigation standard," issue 1, revision 3, Nov. 2001.
- 17) "NASDA Space Debris Mitigation Standard", *NASDA-STD-18*, Original Issue: 28 Mar. 1996.
- 18) "Russian Aviation & Space Agency (RSA) Branch Standard - General Requirements for Mitigation of Space Debris Population," Jul. 2000.
- 19) "US Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices," Dec. 1997
- 20) Walker, R., Klinkrad, H., Sdunnus, H., and Stokes, H., "Update of the ESA space debris mitigation handbook. In *Space Debris*," Vol. 473, Oct. 2001, pp.821-826.
- 21) "Orbital Debris Quarterly News," Vol. 14, Issue 4, Oct. 2010.
- 22) Monheim, A., Pritikin, L., Weiss, M., Mayer, G., Mitchell, S., San Juan, G., and Miller, K., "GFO: Disposal of a Power-Challenged Satellite with an Attitude (Control) Problem," *AIAA Space 2009 Conference & Exposition*, 2009, pp.6420.
- 23) "Orbital Debris Quarterly News," Vol. 16, Issue 1, Jan. 2012.
- 24) KARI., "KOMPSAT-2 Bus Development and Integration Report (II)," Aug. 2001.