

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 44(4), 352-362(2016)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2016.44.4.352>

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

저궤도 위성의 폐기기동 계획 연구

성재동*, 김해동**, 최하연*

A Study of the Disposal Maneuver Planning for LEO Satellite

Jae-Dong Seong*, Hae-Dong Kim** and Ha-Yeon Choi*

Aerospace System in Korea University of Science and Technology*

Korea Aerospace Research Institute**

ABSTRACT

In this paper, a disposal maneuver which complies the space debris mitigation guideline was analysed for KOMPSAT-2 as an example of LEO satellite. Definition of disposal altitude which comply the '25 year rule', re-entry survivability analysis of KOMPSAT-2 parts inside and casualty area analysis were performed using STK and ESA's DRAMA. Finally, assuming that there were several survival objects during uncontrolled re-entry stage, the re-entry initial orbit elements which show the low casualty probability were found even if there were various uncertainties about the initial orbit. As a result, KOMPSAT-2 should be descended its altitude at least 43km or up to 105km to comply '25 year rule' and there were heavy or heat resistant survival objects which generated $4.3141m^2$ casualty area. And if RAAN of re-entry initial orbit was 129 degree, total casualty probability was lower than standard value of space debris mitigation guideline even if there were uncertainties about the initial orbit.

초 록

본 논문에서는 저궤도 위성의 한 예제로써 우주파편 완화 가이드라인을 준수하는 아리랑 2호 위성의 폐기기동에 대한 분석을 수행하였다. 분석은 상용소프트웨어인 STK[®]와 ESA의 우주파편 분석 툴 DRAMA를 사용하였으며, 가이드라인 규정 중 '25년 규정'을 만족하는 적정 폐기고도를 산출하였고, 아리랑 2호 위성의 비제어 재진입을 가정하여 내부부품의 생존률 및 지상피해면적을 분석하였다. 마지막으로 비제어 재진입 시 내부부품의 생존을 가정했을 때 다양한 초기궤도 오차를 수렴할 수 있는 적정 재진입 초기궤도를 분석하였다. 분석결과 아리랑 2호 위성은 '25년 규정' 만족을 위해 최소 43km에서 최대 105km의 고도하강이 필요하며, 비제어 재진입 시 질량이 큰 물체나 내열성이 강한 부품이 생존하여 $4.3141m^2$ 의 피해면적을 야기하였다. 마지막으로 재진입 초기궤도의 승교점경도를 129도로 설정했을 때 일정 수준의 오차를 포함하더라도 가이드라인 기준을 만족하는 인명 피해확률을 보여주었다.

Key Words : Disposal Maneuver(폐기기동), Re-entering object(지구 재진입체), Lifetime Analysis(궤도수명 분석), Survivability Analysis(생존성 분석), Casualty Probability(인명 피해확률)

1. 서 론

우주파편은 인공적으로 생성되어 더 이상 이용가치가 없는 물체를 의미하고, 인류의 지속적인 우주개발과 함께 그 수가 기하급수적으로 증가하고 있다. 수명이 다한 인공위성이나 로켓 동체와 같이 크기가 큰 물체부터 폭발파편이나 연소 산화물과 같은 매우 작은 물체까지 다양한 크기와 형태를 가지는 우주파편은 저궤도부터 정지궤도 영역에서 운영 중인 유인 및 무인 우주임무를 위협하고 있다.

이와 같은 우주파편 환경악화를 완화시키기 위해 각 국의 우주기관 혹은 범국가적 단체에서는 각자의 가이드라인을 제시하고 있고, 대표적으로 IADC의 'IADC Space Debris Mitigation Guidelines'나 UN의 'Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (COPUOS)'가 있다. 이와 같은 가이드라인들은 아래 Fig. 1의 주요 궤도 영역을 보호해야 한다는 공통적인 근본 원칙을 가지고 있다[1,2].

위의 가이드라인들에 따르면 주요 궤도영역에서는 고의적인 분열이나 예측하지 못한 폭발을 최대한 방지해야 하고, 임무가 종료되었을 경우 폐 인공위성이나 로켓 동체를 포함한 잔여물체의 제거가 요구된다. 뿐만 아니라 정상운영 중에 필연적으로 발생하는 물체의 수도 최대한 줄이고자 하는 우주 임무설계가 요구된다.

특히 저궤도 위성에 해당되는 '25년 규정'은 임무 종료시점으로부터 25년 이내에 저궤도 주요 궤도영역 'Region A'를 벗어나야 하는 규정으로 현재 대부분의 가이드라인에 포함된 주요한 항목 중 하나이다. 이를 준수하기 위해 고도를 상승시키거나 지구 대기 중으로 재진입시켜 소각하는 방법이 있으며, 비제어 재진입 시 소각되지 않은 생존물체에 의한 인명피해 확률이 1.0E-04 이하가 되어

야 하는 재진입 피해에 관한 규정 또한 중요한 가이드라인이다. 이와 같은 가이드라인에서 주요 궤도영역에서의 추가적인 물체발생 억제만큼 기존 물체의 폐기도 중요한 우주파편 환경완화를 위한 방법임을 알 수 있다.

해외 여러 우주국에서는 위성의 임무종료 후 실제로 폐기기동을 수행하고 있다. NASA의 UARS는 14년간의 임무수행 후 2005년 폐기기동을 통해 지구대기로 재진입하였다. 폐기기동 전략은 550km 고도에서 잔여연료를 사용하여 근지점의 고도를 최대한 낮추는 것으로 폐기기동 후 5년 뒤에 대기 중으로 재진입하여 소각되었으며, 소각되지 않은 일부 물체는 태평양에 낙하하여 안전하게 폐기되었다[3]. 2010년 12월에는 Orbview-3이 폐기기동을 수행하였는데, 당시 고도 435km에서 총 4회의 기동을 통해 350km까지 고도를 하강시키고 이후 2011년 3월에 잔여연료를 모두 사용하여 재진입 시킨 바 있다[4]. 이외에 Delta IV 발사체, LandSat-4, GFO, SPOT2, ICESat, ERS-2 등이 저궤도에서 폐기기동을 수행하여 폐기되었다[5,6,7,8,9,10].

위 사례들은 단순히 고도를 하강한 것이 아니라 물체의 궤도수명, 폐기궤도, 폐기대상의 상태파악, 폐기기동 시작지점, 지상낙하 분석 등의 다양한 분석들을 통해 적합한 폐기절차를 수립한 것으로 각 상황에 따라 유연한 대처가 필요함을 알 수 있다.

한편, 국내에서는 NASA의 DAS 2.0(Debris Assessment Software)을 활용하여 적정 폐기고도를 정의하고 호만 천이 기동을 통한 폐기경로를 분석한 사례가 있다[11]. 해당 연구에서는 아리랑 2호 위성의 폐기고도를 641km로 정의하고 몬테칼로 시뮬레이션을 수행하여 폐기기동 중 우주파편과의 충돌 위험성을 분석하였다. 재진입 피해 분석과 관련한 연구로 ESA의 DRAMA(Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis) 분석틀을 활용하여 가상의 저궤도 위성의 추락궤적 및 생존부품을 분석하고, 그에 따른 지상충돌확률이나 피해확률을 분석한 사례가 있으며 해당 연구의 분석 결과 추락지점이 한반도일 경우 전체 피해면적이 15.2742m², 피해확률이 5.9614E-03으로써 치명적인 피해를 입힐 수 있다는 연구 결과를 얻은 바 있다[12]. 또한 지금까지 발생한 지구 재진입 사례들을 분석하여 주요 낙하 부품이나 무게, 재질, 부품에 따른 생존율을 분석한 연구가 수행되었다[13].

하지만 지금까지 수행된 국내 연구는 선행연구 차원에서 수행된 것으로 실제 폐기기동 계획

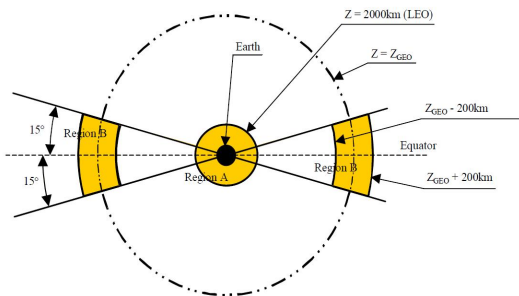


Fig. 1. Protected regions[1]

을 수립하기에는 결과의 다양성이나 신뢰도 측면에서 보완되어야 할 부분이 많다. 따라서 본 연구에서는 저궤도 위성의 한 예로써 현재 운영 중인 아리랑 2호 위성의 임무종료에 대비한 적절한 폐기기동 계획수립을 위한 분석들을 수행하였다.

먼저 '25년 규정'을 만족하는 폐기고도를 분석하였다. 이를 위해 다양한 대기 모델이나 태양활동 등에 따른 불확실성, 현재 위성의 잔여연료 등을 고려하여 적합한 폐기고도를 산출하였다. 다음으로 ESA의 DRAMA를 활용하여 아리랑 2호 위성의 재진입 시 생존물체의 지상낙하 가능성을 분석하였다. 마지막으로 생존물체가 존재한다고 가정했을 때 인명피해를 가장 최소로 하는 재진입 초기궤도 도출을 수행하고, 이에 따른 몬테카를로 시뮬레이션을 통해 결과의 신뢰도를 검증하였다.

본 연구에서 수행된 기동을 포함한 궤도전파나 궤도수명 분석은 AGI社의 STK[®](System Tool Kit)를 활용하였으며, 재진입 시 부품 생존률 분석 및 인명피해확률 계산을 위해 ESA의 DRAMA 분석 툴을 활용하여 결과의 신뢰성을 확보하고자 하였다.

II. 본 론

2.1 폐기고도 분석

아리랑 2호 위성의 폐기고도 분석을 위한 궤도 및 제원은 아래 Table 1과 같다. 아리랑 2호 위성의 폐기시점은 2020년 1월 1일로 가정하였으며, 이는 현재 아리랑 2호 위성의 잔여 연료가 전체의 60% 이상 남아있기 때문에 추가적인 연장 임무수행이 가능할 것이라는 가정을 기반으로 한 것이다.

$T_{disposal}$ 은 폐기시점, a 는 장반경, e 는 이심률, i 는 궤도경사각, Ω 은 승교점경도, w 는 근지점인

Table 1. Orbit and physical properties of KOMPSAT-2

$T_{disposal}$	2020.01.01. 03:00:00		
$a(km)$	7062.4	c_d	2.2
e	0.00097	c_r	1.5
$i(deg)$	98.193	$A_{drag}(m^2)$	7.934
$\Omega(deg)$	17.299	$A_{srp}(m^2)$	7.934
$w(deg)$	332.628	$m(kg)$	716.44
$v(deg)$	114.078	$T(N)$	5.0
$p_p(deg)$	677.4	$Isp(sec)$	218
$p_a(deg)$	691.1		

수, v 는 진근점이각, p_p 는 근지점 고도, p_a 는 원지점 고도를 각각 의미한다. 또한 c_d 는 저항계수, c_r 은 태양복사계수, A_{drag} 는 저항면적, A_{srp} 는 태양복사면적, T 는 추력, Isp 는 비추력을 의미한다.

STK[®] Lifetime Tool을 이용하여 별도의 폐기기동이 없는 경우 아리랑 2호 위성의 궤도수명을 분석하였다. 이때 총 9개의 서로 다른 대기밀도 모델을 사용하였으며, 태양플럭스의 불확실성을 -2σ 부터 2σ 까지 총 5개 경우에 대해 아래 Table 2와 같이 궤도수명을 분석하였다.

Table 2. Lifetime of KOMPSAT-2 w.r.t atmosphere model and solar flux sigma level (yr)

Sigma Model	-2σ	-1σ	0σ	1σ	2σ
Harris-Priester	92.5	77.2	66.1	54.1	51.4
Jacchia70	87.8	74.3	63	52.4	42.4
Jacchia71	77.4	65	53.7	44.1	40.2
Jacchia-Roberts	77.2	64.8	53.6	43.7	40.2
CIRA1972	77.5	65.1	53.7	44.1	40.2
MSIS2000	88.2	76	64.4	53.3	44.3
MSISE90	87.3	74.6	63.5	52.5	42.4
MSIS86	87.3	74.8	63.6	52.6	42.4
Jacchia70 Lifetime	88.9	76.2	64.3	52.9	42.7

Table 3. Required descent altitude of KOMPSAT-2 for compliance of 25 year rule w.r.t atmosphere model and solar flux sigma level (km)

Sigma Model	-2σ	-1σ	0σ	1σ	2σ
Harris-Priester	105.5	94.9	85.5	72.7	64.1
Jacchia70	97.3	86.3	75.4	64.1	53.1
Jacchia71	89.8	78.5	66.8	55.1	43.4
Jacchia-Roberts	89.4	78.1	66.4	55.1	43.4
CIRA1972	90.2	79.0	67.2	55.5	43.8
MSIS2000	94.5	83.6	74.2	65.2	52.7
MSISE90	93.0	82.0	73.0	62.9	49.2
MSIS86	93.0	82.0	72.7	62.9	49.6
Jacchia70 Lifetime	93.8	83.2	74.2	64.8	51.6

궤도수명 분석결과 별도의 폐기기동이 이루어지지 않는다면 어떠한 대기모델이나 태양플럭스 불확실성의 상황에서도 아리랑 2호 위성은 우주파편 완화 가이드라인의 '25년 규정'을 만족할 수 없음을 알 수 있었다. 따라서 아리랑 2호는 임무종료 후 별도의 폐기기동을 통해 고도를 하강해야하며, Table 3은 Table 2와 동일한 조건에서 '25년 규정'을 만족하기 위해 하강해야하는 고도를 분석한 결과이다.

Table 3을 통해 아리랑 2호 위성이 '25년 규정'을 만족하기 위해서는 최소 43km 이상, 최악의 경우 105km 이상 고도를 하강해야 '25년 규정'을 만족할 수 있음을 확인할 수 있다. 분석의 신뢰도 확보를 위해 유사 기능을 가진 NASA의 DAS 2.0과 ESA의 DRAMA/OSCAR에 동일 제원을 적용하여 '25년 규정' 만족을 위한 속도 증분 및 연료소모량 결과를 비교하였다. 이때 Table 2, 3의 'Jacchia71' 대기모델과 태양플럭스 불확실성이 2σ 인 경우를 'Best Case', 반대로 'Harris-Priester' 대기모델과 태양플럭스 불확실성이 -2σ 인 경우를 'Worst Case'라 정의하였으며, 기동은 호만 천이 기동으로 가정하였다.

DAS 2.0과 DRAMA 틀을 이용한 비교분석 결과 두 가지 틀의 결과는 앞서 정의한 'Best Case'와 유사하게 나타남을 확인할 수 있었다. DAS 2.0의 경우 7.27kg, DRAMA의 경우 9.9kg의 연료를 사용하면 '25년 규정'을 만족하는 고도로 이동할 수 있다고 나타났다. 이는 'Worst Case' 대비 약 35~50% 수준으로써 차이가 발생하는 주요원인은 각 틀에서 사용하는 대기밀도 모델의 차이로 분석된다. 이는 Fig. 2의 장기궤도전파 결과에서도 확인할 수 있으며 폐기기동 계획에 대해 적정 수준의 마진을 고려하는 것이 필요함을 알 수 있다.

본 절의 분석을 통해 아리랑 2호 위성의 임무종료 후 '25년 규정' 만족을 위해 소요되는 속도 증분과 연료 소모량을 알 수 있으며, 실제 기동 절차를 수행할 때 발생하는 오차, 대기밀도 모델의 오차, 태양플럭스의 불확실성 등을 감안했을

Table 4. Required delta-V and fuel mass of KOMPSAT-2 for compliance of 25 year rule

	DAS 2.0	DRAMA (OSCAR)	STK (Best)	STK (Worst)
Delta-V (m/s)	20.5	27.98	23.17	56.73
Fuel (kg)	7.27	9.90	8.21	20.10

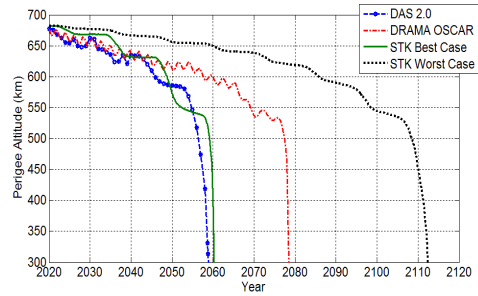


Fig. 2. Perigee altitude of KOMPSAT-2 w.r.t time

때 'Best Case'의 결과보다 일정 수준의 마진을 포함하여 'Worst Case'의 결과에 초점을 맞추는 것이 보다 안정적으로 폐기임무를 수행할 수 있을 것으로 판단된다. 따라서 본 연구에서 아리랑 2호 위성의 목표 폐기기동은 고도를 105.469km 하강하는 것으로 정의하였다.

2.2 대기 재진입 시 생존률 분석

본 절에서는 아리랑 2호 위성의 부품정보를 활용하여 비제어 재진입 시 내부부품의 생존률 분석을 수행하였다. 분석을 위해 ESA의 DRAMA를 사용하였으며, DRAMA는 NASA의 DAS 2.0과 유사한 프로그램으로 우주임무 설계 및 운영의 전반적인 범위에서 우주파편 완화를 위한 가이드라인의 만족 여부를 분석하기 위해 개발된 틀이다.

DRAMA는 ARES(Assessment of Risk Event Statistics), MIDAS(MASTER (-based) Impact Flux and Damage Assessment Software), OSCAR(Orbital Spacecraft Active Retrieval), SARA(Spacecraft re-entry Survival Analysis and Risk Analysis)의 총 4개의 모듈로 구성되어 있으며, 각각 충돌위험 이벤트 통계 분석, 충돌플럭스 분석, 폐기기동 분석, 재진입 생존성 및 지상 낙하 위험분석을 수행할 수 있다.

본 절에서는 위의 SARA 모듈을 이용하여 아리랑 2호 위성 내부부품의 생존률을 분석하였고, 재진입 시 궤도정보와 재진입 물체 주요 내부부품 정보는 아래 Table 5, 6과 같다. Table 6의 일부 부품정보는 유사 규모 위성의 데이터를 활용하였다.

Table 5, 6의 정보를 DRAMA/SARA 모듈에 입력하여 분석한 결과 재진입 시작 고도는 약 95km로 나타났다. 재진입과 동시에 태양 전지판은 분리되어 완전히 소각되었으며, 약 78km 부근에서 위성의 본체가 분열되어 내부부품이 분리

Table 5. Initial orbit element of KOMPSAT-2

$t_{epoch}(UTC)$	2020.01.01. 03:00:00
$a(km)$	6450
e	1.0E-03
$i(deg)$	98.193
$\Omega(deg)$	17.299
$w(deg)$	332.628
$v(deg)$	114.078

Table 6. Major object definition of KOMPSAT-2

Name	Shape	EA	A/M	Material
Parent	Cylinder	1	0.0111	
Solar Panel	Plate	2	0.3353	
TCU	Box	1	0.0100	AA7075
BCDR	Box	1	0.0156	AA7075
Batt	Box	1	0.0072	AA7075
CTU	Box	1	0.0099	AA7075
RTU	Box	1	0.0107	AA7075
RWL	Cylinder	4	0.0043	A316
Tank	Sphere	1	0.0066	TIA16V4
PL1	Cylinder	1	0.0059	AA7075
Thrusters	Cylinder	12	0.0231	Inconel
PCU	Box	1	0.0139	AA7075
STR	Box	3	0.0134	AA7075
PPDU	Box	1	0.0169	AA7075

되었다. 대부분의 내부부품은 고도 60km 이전에 소각되었으나 총 7개의 물체가 생존하여 지상에 떨어지는 것으로 나타났다. 아래 Fig. 3과 4는 내부부품의 고도에 따른 재진입 시작지점으로부터의 거리나 고도에 따른 시간변화를 각각 나타낸다. 생존부품은 대기저항으로 인해 서서히 속도가 줄어들어 마지막에 자유낙하 운동을 하는 것을 확인할 수 있다.

Table 7은 지상으로 낙하한 부품에 대한 정보를 보여준다. 총 4종류의 부품이 지상으로 낙하하였고 RWL(반작용 휠)의 개수가 총 4개이기 때문에 최종적으로 낙하한 부품의 수는 7개이다. Table 7에서 볼 수 있듯이 Batt(배터리)나 PL1(페이로드)는 대부분 소각되어 초기 질량의 약 1% 내외가 지상으로 낙하하였고, 최종 낙하질량은 각각 0.18kg, 0.65kg으로 나타났다. 반면 반작용 휠이나 탱크의 경우 초기질량 대비 최종질량의 비율이 각각 23.95%, 94.24%로 나타나 상당 부분이 소각되지 않고 지상으로 떨어지는 것을 확인할 수 있다. 이는 배터리나 탑재체의 재진입

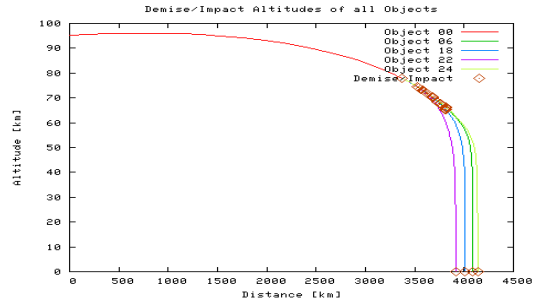


Fig. 3. Burned altitude and flight range for the objects

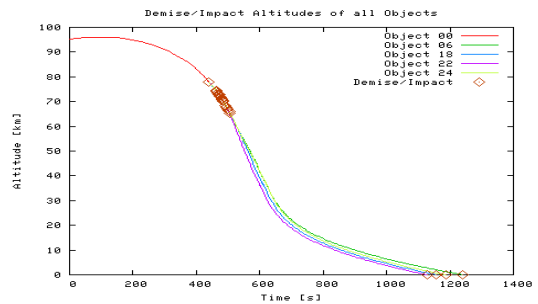


Fig. 4. Elapsed time of ground impact for the objects

Table 7. Unburned objects of KOMPSAT-2

Object	Name	Material	Initial Mass (kg)	Final Mass (kg)
06	Batt	AA7075	29.83	0.18 (0.62%)
18	RWL	A316	3.64	0.87 (23.95%)
22	Tank	TIA16V4	3.28	3.09 (94.24%)
24	PL1	AA7075	56.09	0.65 (1.17%)

AA7075와 달리 A316과 TIA16V4의 경우 녹는점이 각각 1650K, 1900K로 매우 높기 때문이다.

아리랑 2호 위성의 부품 중 총 7.4kg의 물체가 지상으로 낙하하였고, 낙하하는 물체의 크기정보를 반영하여 피해면적을 산출했을 경우 4.341m²으로 나타났다. 이는 내부 재질의 변화나 부품 구성의 변동을 고려하더라도 지상피해의 가능성이 존재하며, 낙하하는 위치에 따라 우주과편 완화 가이드라인의 기준인 1.0E-04 이상의 인명 피해확률이 나올 수 있는 수치이다. 이를 통해 아리랑 2호 위성도 비제어 재진입의 결과로 인명

피해발생의 가능성이 존재함을 알 수 있다.

2.3 재진입 초기 궤도 분석

2.2절을 통해 아리랑 2호 위성도 비제어 재진입 시 생존부품의 지상낙하 가능성이 있음을 확인했기 때문에 본 절에서는 낙하물체가 발생한다고 가정하고 인명 피해확률을 최소로 하는 재진입 초기궤도 분석을 수행하였다.

먼저 2.1절에서 도출했던 폐기고도와 속도증분 결과를 이용하여 폐기기동 시작시간이 바뀔 때 낙하하는 지점과 인명 피해확률이 어떻게 바뀌는지 분석하였다.

아리랑 2호 위성의 폐기기동은 호만 천이 기동을 통해 고도를 105.469km 하강하는 것으로써 원지점에서 속도 증분은 -28.42m/sec이고, 근지점에서 속도 증분은 -28.31m/sec이다. Table 1의 제원에 따르면 해당 속도 증분을 위한 소모연료의 양은 약 32.07kg인 것으로 나타났다. 분석의 순서는 STK[®]/Astrogator를 이용하여 기동이 포함된 궤도전파를 1개월간 수행하고, 이후 장기궤도 전파기를 이용하여 고도가 120km가 되는 지점(재진입 초기궤도)을 탐색 후 그 지점의 궤도요소를 추출하여 DRAMA/SARA 툴에 적용하여 결과를 얻어내었다. 폐기기동 시작시간은 1 주기 간격으로 설정하였으며, 총 100회의 분석을 수행하였다.

아래 Table 8은 아리랑 2호 위성의 폐기기동 시작시간을 나타내며 이는 원지점을 기준으로 한

Table 8. Disposal maneuver start time

	Disposal maneuver start time (UTC)
1	1 Jan 2020 03:21:30.539
2	1 Jan 2020 05:00:00.050
3	1 Jan 2020 06:38:26.254
4	1 Jan 2020 08:16:52.478
5	1 Jan 2020 09:55:27.105
6	1 Jan 2020 11:34:00.338
7	1 Jan 2020 13:12:22.204
8	1 Jan 2020 14:50:54.462
...	
99	7 Jan 2020 20:15:01.778
100	7 Jan 2020 21:53:18.045

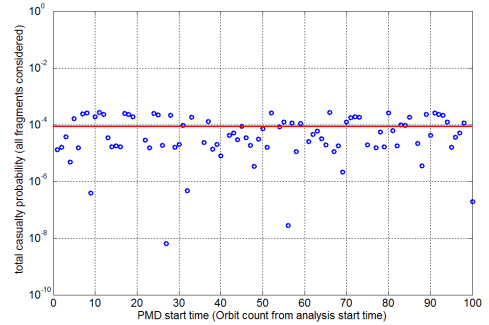


Fig. 5. Total casualty probability w.r.t disposal maneuver start time

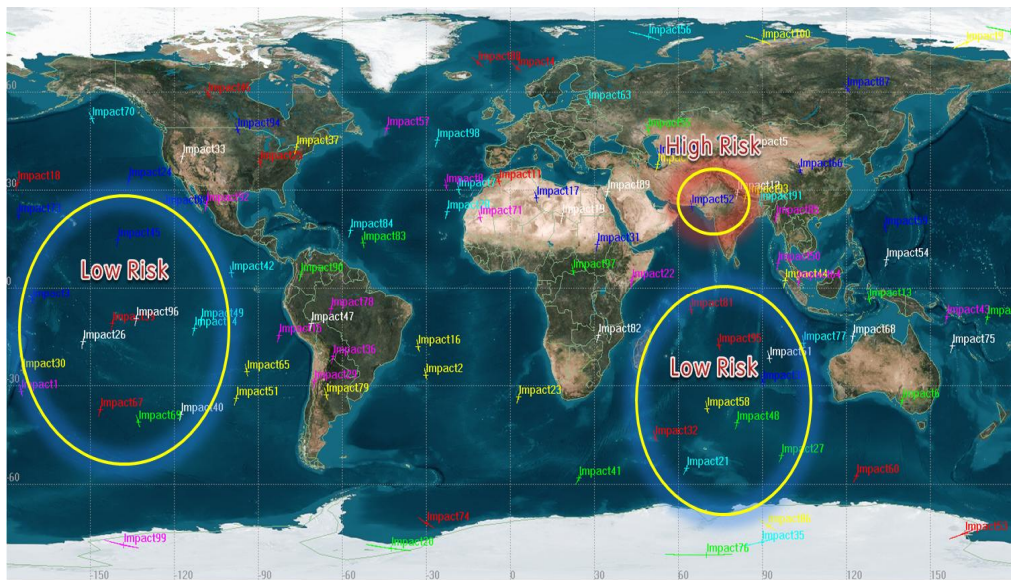


Fig. 6. Impact location distribution w.r.t disposal maneuver start time

시간이다.

폐기기동 시작시간에 따른 인명 피해확률은 아래 Fig. 5와 같다. Fig. 5에서 붉은 실선은 우주파편 완화 가이드라인의 인명 피해확률 제한기준을 의미하며, 결과 중 피해확률이 0보다 큰 결과만을 나타내었다.

총 100회의 시뮬레이션 중 31회의 결과에서 가이드라인의 제한기준인 1.0E-04 이상의 인명 피해확률이 나타났고, 아래 Fig. 6과 같이 산발적인 낙하결과를 보여주었다.

DRAMA/SARA는 GPW(Gridded Population of the World) 인구모델을 사용하고 있으며, 해당 모델에서는 해상지역의 인구밀도를 0으로 정의한다. 따라서 Fig. 6의 해상에 낙하하는 경우는 인명 피해확률이 0이 되며, 반대로 52회차 분석에서는 인구밀도가 높은 파키스탄 인근에 낙하하였기 때문에 가이드라인의 기준을 크게 상회하는 2.6257E-04의 인명 피해확률을 보여주었다. 이를 통해 동일한 폐기기동 전략을 가지고 기동을 수행하더라도 폐기기동 시작시간의 차이에 따라 낙하하는 위치가 매우 달라지는 확인할 수 있으며, 이는 폐기기동 수행 직후부터 재진입 초기시점까지의 장기궤도전파에 기인한 것이다.

Table 9는 폐기기동 직후의 궤도요소 분포와

Table 9. Variation of orbit elements

	After PMD	Re-entry Initial Orbit (Altitude 120km)
$a(km)$	6956.3 ± 0.12	6476.9 ± 15.16
e	0.001 ± 0.0002	0.0022 ± 0.002
$i(deg)$	98.24 ± 0.001	98.08 ± 0.13
$\Omega(deg)$	47.30 ± 0.18	0 ~ 360
$w(deg)$	168.11 ± 4.43	0 ~ 360
$v(deg)$	0 ~ 360	0 ~ 360

Table 10. Impact location distribution w.r.t type of orbit elements

	Lat (deg)	Lon (deg)
a	27.78 ± 67.24	-90.19 ± 27.82
e	30.96 ± 8.34	-91.74 ± 2.19
i	30.70 ± 0.06	-91.86 ± 0.09
Ω	30.71 ± 0.06	-2.71 ± 162.41
w	3.84 ± 80.73	-10.83 ± 1.28
v	34.08 ± 17.88	-90.54 ± 4.74

재진입 초기궤도의 궤도요소 분포를 보여준다. 폐기기동 직후의 궤도요소의 변화는 상대적으로 크지 않지만 재진입 초기시점까지 장기궤도전파를 수행하는 과정에서 변이가 증폭되어 승교점경도나 근지점인수의 경우 0도에서 360도까지 넓게 분포하는 것을 볼 수 있다.

Table 9의 재진입 초기궤도의 범위를 이용하여 특정 재진입 초기궤도 요소의 변화에 따른 낙하지점의 변화를 분석할 수 있다. 이를 통해 아리랑 2호 위성의 재진입 초기궤도 범위가 주어질 때 각 궤도요소 중 낙하지점 결정에 주요한 영향을 미치는 요소를 찾을 수 있다.

분석은 Table 9의 6개 궤도요소에 대해 하나의 궤도요소가 Table 9의 범위 내에서 변하고 나머지 궤도요소가 고정되어 있을 때 낙하지점의 위치를 STK[®]/HPOP 궤도전파기를 통해 분석하였다. 예를 들어 장반경 분석의 경우 다른 궤도요소는 고정된 값을 사용하고 표 9에 나타난 장반경의 변이 범위를 바꿔가면서 낙하지점의 변화를 관찰한다.

Table 10은 Table 9의 재진입 초기궤도에서의 궤도요소 변화에 따른 낙하지점의 분포정도를 보여주고, Fig. 7은 Table 10의 분포를 시각적으로 나타낸다.

분석 결과 장반경, 이심률, 근지점 인수, 진근점 이각이 변할 경우 주어진 궤도의 지상궤적을 따라 낙하위치가 분포하였고, 궤도경사각과 승교점경도가 변할 경우 지상궤적의 수평방향으로 궤도면이 변하는 것으로 나타났다. Table 9에서 볼 수 있듯이 궤도경사각의 변화는 승교점경도의 변화에 비해 매우 작기 때문에 Fig. 6에서 나타난 산발적 낙하결과에서 승교점경도의 변화가 주요한 역할을 하였음을 알 수 있다.

이는 반대로 궤도면 내 어떤 위치에서 낙하하더라도 인명 피해확률이 낮은 특정 승교점경도를 찾는다면 불확실성이 높은 재진입 낙하에 대한 위험부담을 줄일 수 있다고 할 수 있다.

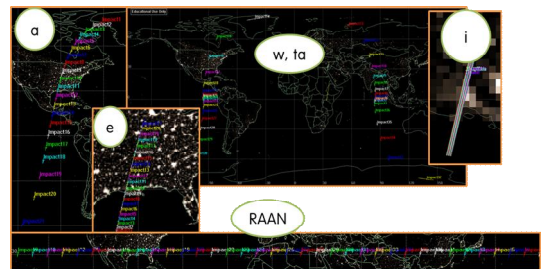


Fig. 7. Impact location distribution w.r.t type of orbit elements

적정 승교점경도를 탐색하기 위해 STK[®]/HPOP 궤도전파기와 GPW 인구밀도 모델을 사용하였다. DRAMA/SARA의 경우 한번 계산에 소요되는 시간이 다소 길어 다수의 반복 연산에 적합하지 않기 때문에 직접 궤도전파 및 낙하지점 분석을 수행하였다. 탐색은 먼저 STK[®]/HPOP 궤도전파기에 Table 11의 재진입 초기궤도를 입력한 후 지상낙하까지 궤도전파를 수행한다. 이후 물체가 지나간 경위도 정보를 추출하고 이를 GPW 인구밀도모델에 적용하여 해당 물체가 지나간 지상궤적의 인구밀도를 찾아 가장 인구밀도가 낮은 승교점경도를 탐색하였다. 고도 120km부터 지상낙하까지 이동거리가 충분히 길지 않기 때문에 근지점인수를 0도에서 360도까지 30도 간격으로 설정하였고, 승교점 경도는 0도에서 360도까지 1도 간격으로 탐색을 수행하였다. 따라서 승교점 경도 1도마다 12개의 근지점인수에 대한 인구밀도 결과를 더하여 가장 인구밀도가 낮은 승교점경도를 탐색하였다.

탐색 결과 Fig. 8과 같이 특정 승교점경도를 가지는 경우 지상궤적에 대한 인구밀도가 두드러지게 낮은 것을 확인할 수 있었고, 이는 승교점경도가 129도인 지점에서 나타났다. 승교점경도가 129도인 경우 대부분의 지상궤적이 해상이나

적으로 매우 낮게 나타났으며, 12개 근지점인수 극지방을 통과하기 때문에 인구밀도 결과가 상대를 적용하여 얻은 인구밀도의 총합은 단위면적당 55명인 것으로 나타났다.

탐색한 적정 승교점경도의 궤도불확실성에 대한 영향을 분석하기 위해 몬테칼로 시뮬레이션을 수행하였다. Table 12는 몬테칼로 시뮬레이션을 위한 입력값의 범위를 나타내며, 이는 표 9의 재진입 초기궤도에 대한 분포를 활용한 것으로 장반경과 이심률, 궤도경사각, 승교점경도는 정규분포를 사용하였으며, 근지점인수와 진근점이각은 균등분포를 사용하였다.

Figure 9, 10, 11, 12, 13, 14는 몬테칼로 시뮬

Table 12. Monte Carlo simulation input orbit element

$a(km)$	$6476.9 \pm 15.1568 (3\sigma)$
e	$0.0022 \pm 0.0018 (3\sigma)$
$i(deg)$	$98.0782 \pm 0.1275 (3\sigma)$
$\Omega(deg)$	$129 \pm 0.1 (1\sigma)$
$w(deg)$	0 ~ 360
$v(deg)$	0 ~ 360

Table 11. Input orbit element

$t_{epoch}(UTC)$	2020.01.01. 03:00:00
$a(km)$	6476.9
e	0.0022
$i(deg)$	98.0782
$\Omega(deg)$	0 ~ 360
$w(deg)$	30, 60, 90, 120, 150, 180, 210, 240, 270, 300, 330, 360
$v(deg)$	244.9542

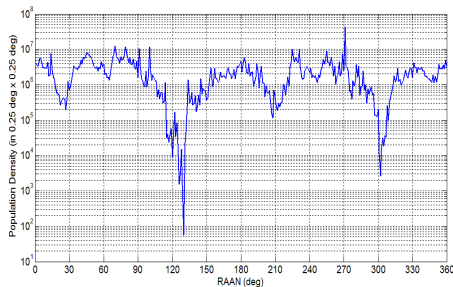


Fig. 8. Population density result w.r.t RAAN

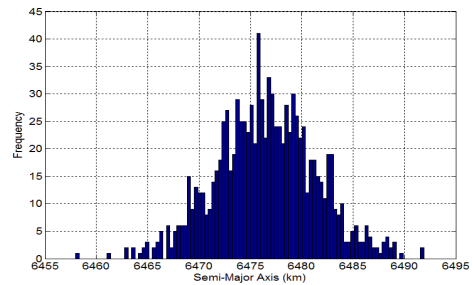


Fig. 9. Monte-Carlo simulation input - Semi-major axis

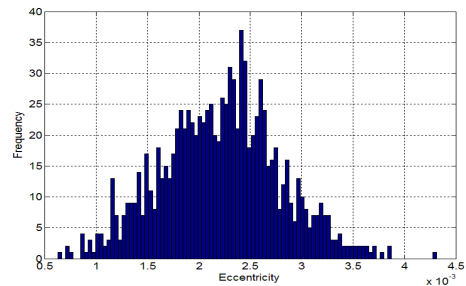


Fig. 10. Monte-Carlo simulation input - Eccentricity

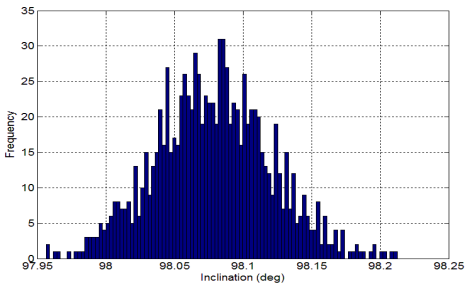


Fig. 11. Monte-Carlo simulation input - Inclination

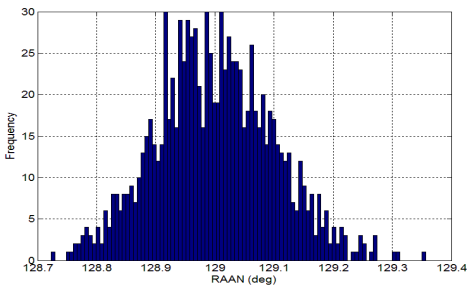


Fig. 12. Monte-Carlo simulation input - RAAN

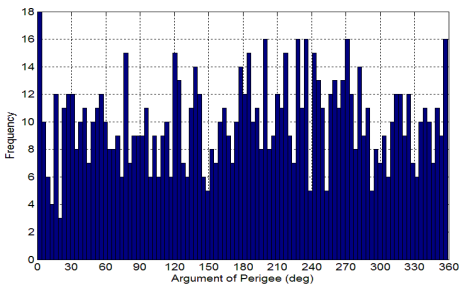


Fig. 13. Monte-Carlo simulation input - argument of perigee

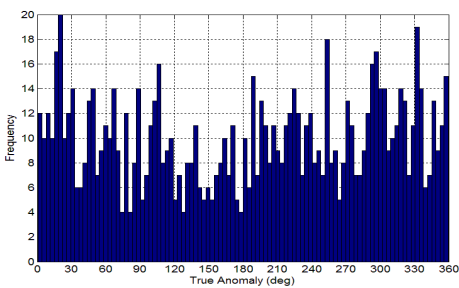


Fig. 14. Monte-Carlo simulation input - True anomaly

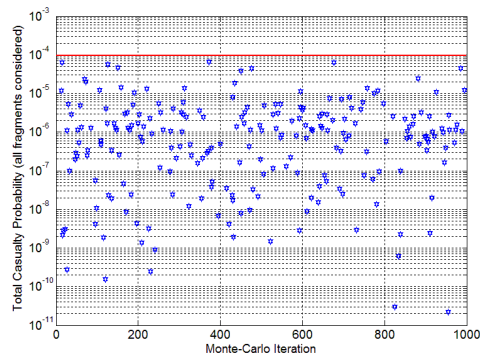


Fig. 15. Total casualty probability results of Monte-Carlo simulation

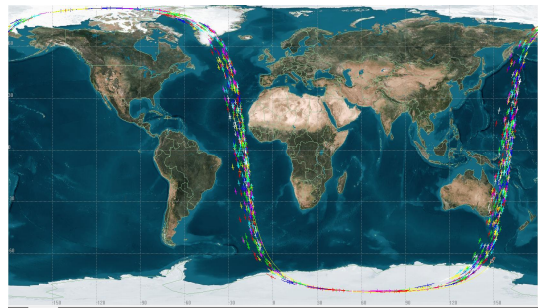


Fig. 16. Impact location distribution of Monte-Carlo simulation results

레이션을 위한 입력 궤도요소의 분포를 나타내며 총 1,000회의 몬테칼로 시뮬레이션을 수행하였다.

위의 몬테칼로 시뮬레이션 입력값을 DRAMA/SARA에 입력하여 반복적으로 인명 피해확률을 분석한 결과 아래 Fig. 15와 같이 1,000회 모두 우주과편 완화를 위한 가이드라인의 기준을 만족하는 것으로 나타나 본 절에서 탐색한 승교점경도의 안정성을 확인할 수 있다. 최대 인명피해확률은 $6.3838E-05$ 로써 호주 동부지역에 낙하하여 발생한 결과이다.

Figure 16은 몬테칼로 시뮬레이션에 따른 낙하지점의 분포로써 낙하지점은 대부분 태평양, 대서양, 극지방이며 호주 동부해안에 일부 물체가 낙하하는 것으로 나타났으나 대부분 산간지방이나 인구밀도가 낮은 지역이기 때문에 가이드라인 기준을 만족하였다.

이를 통해 재진입 초기궤도에서 일정 수준의 오차가 있다고 하더라도 승교점경도만 129도를 잘 추종한다면 우주과편 완화를 위한 가이드라인을 만족할 수 있음을 알 수 있다.

III. 결 론

본 논문에서는 아리랑 2호 위성의 폐기시점이 다가옴에 따라 적절한 폐기고도를 도출하고 비제어 재진입 시 생존률과 적정 재진입 초기궤도를 탐색하여 우주과편 완화를 위한 가이드라인의 기준을 만족하고자 하였다.

먼저 별도의 폐기기동 없이 '25년 규정'을 만족하는지 여부를 알아보기 위해 STK[®] 궤도수명 분석을 수행하였고, 그 결과 '25년 규정'을 만족하지 못하는 것으로 나타났다. 따라서 '25년 규정' 준수를 위한 필요한 하강고도를 도출하였고, 아리랑 2호 위성은 최소 43km에서 최대 105km의 고도하강이 필요한 것으로 나타났다.

주요 부품의 재진입 시 생존률 분석 결과에서는 총 7개의 부품이 생존하여 지상으로 낙하하였는데 낙하 물체는 초기 진입질량이 높거나 내열성이 강한 재질로 구성되어 총 7.4kg이 지상으로 낙하하였다. 그 결과 4.3141m²의 피해면적이 발생하였고, 이를 통해 낙하지점에 따라 가이드라인 규정에 초과하는 인명 피해확률이 발생할 가능성이 존재함을 확인하였다.

따라서 인명 피해확률을 최소화하는 적정 재진입 초기궤도를 탐색하기 위해 각 궤도요소의 변화에 따른 지상낙하지점분석을 수행하였고, 장반경, 이심률, 근지점인수, 진근점이각의 경우 궤도면을 따라 분포하며, 궤도경사각과 승교점경도의 경우는 수평 방향으로 낙하지점이 분포하는 것을 알 수 있었다. 특히 승교점경도의 경우 궤도경사각에 비해 초기궤도의 오차정도가 크기 때문에 낙하지점 결정에 가장 큰 영향을 주는 요인으로 규정하였으며, 인명 피해확률을 최소화하는 특정 승교점경도를 탐색하였다. STK[®]와 GPW 인구밀도 모델을 활용하여 승교점경도가 129도일 경우 가장 인명피해확률이 낮다는 결과를 얻을 수 있었고, 몬테칼로 시뮬레이션을 통해 결과의 안정성을 확인하였다.

비제어 재진입의 경우 물체의 초기 궤도오차, 메인 물체의 분열 시점, 내부부품의 소각 정도 및 저항계수, 자세 등 매우 다양한 오차 요인이 존재하기 때문에 이를 수용할 수 있는 적절한 재진입 초기궤도 설계가 중요하다. 본 연구의 결과를 아리랑 2호 위성의 폐기시점에 반영한다면 우주과편 완화 가이드라인의 궤도수명과 인명피해확률 기준을 만족하는 폐기임무를 수행할 수 있을 것으로 기대된다. 추후 비제어 기간 중 승교점경도를 정밀하게 예측할 수 있는 섭동모델이나

궤도전파 기법에 대한 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국가과학기술연구회 'NAP 우주물체 전자광학 감시체계 기술개발'의 협동연구 과제(우주과편 충돌위험 종합관리시스템 개발 및 우주과편 제거시스템 연구)의 일부로 수행되었으며, 이에 국가과학기술연구회와 한국항공우주연구원의 지원에 감사드립니다.

References

- 1) "IADC Space Debris Mitigation Guidelines", IADC Action Item number 22.4, 2007.
- 2) "Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space(COPUOS)", United Nations, 2010.
- 3) Re-entry and Risk Assessment for the NASA Upper Atmosphere Research Satellite (UARS)", NASA Orbital Debris Program Office, 2011.
- 4) Orbital Debris Quarterly News, Vol 15, Issue 2, 2011.
- 5) Orbital Debris Quarterly News, Vol 15, Issue 2, 2011.
- 6) Monheim. A. L., Pritikin. L., Mayer. G., Juan. G. S., Palmer. R., Miller. K., Mitchell. S., Weiss. M., Pieper. B., "GFO: Disposal of a Power-Challenge satellite with an Attitude (Control) Problem", AIAA Space 2009 Conference & Exposition, 2009.
- 7) Alby. F., "SPOT 1 end of life disposition nameuvers", Advances in Space Research, Vol. 35, pp. 1335-1342, 2005.
- 8) Orbital Debris Quarterly News, Vol 15, Issue 1, 2011.
- 9) Orbital Debris Quarterly News, Vol 16, Issue 1, 2012.
- 10) Cabrieres. B., Alby. F., Cazaux. C., "Satellite end of life constraint: Technical and organisational solutions", Acta Astronautica, Vol. 72, pp. 212-220, 2012.
- 11) 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”, The Korea Society for Aeronautical and Space Sciences,, Vol. 40, No. 4, pp. 354-363, 2012.

12) Jeon. S. W., Min. C. O., Lee. M .H., Lee. D. W., Cho. K. R., and Bainum. P. M., “Re-entry Survivability and On-Ground Risk Analysis of Low Earth Orbit Satellite”, The

Korea Society for Aeronautical and Space Sciences,, Vol. 42, No. 2, pp. 158-164, 2014.

13) Jeong. S. W., Min. C. O., Lee. D. W., Cho. K. R., “Analyses for Re-entry Event and Survival characteristics according to Characters of Re-entering Space Objects”, Journal of Korea Navigation Institute., Vol. 17, No. 1, pp. 80-89, 2013.