# 상대운동방정식 기반의 우주파편 충돌회피기동의 해석적 설계기법

# Analytical Design of the Space Debris Collision Avoidance Maneuver based on Relative Dynamics

조 동 현<sup>\*</sup>, 김 해 동, 이 상 철 (Dong-Hyun Cho<sup>1</sup>, Hae-Dong Kim<sup>1</sup>, and Sang-Cherl Lee<sup>1</sup>) <sup>1</sup>Korea Aerospace Research Institute

Abstract: Recently, many countries have attempted to protect their satellites from damage caused by space debris. To design these collision avoidance maneuvers, optimal algorithms based on numerical simulations are widely used due to their practicality. However, these algorithms often require a great expenditure of time in order to find solutions. Therefore, in this paper, a simple analytical strategy is suggested to find the initial prediction required to find these numerical solutions for collision avoidance maneuvers by using relative dynamics for the rendezvous and docking problems. For this analytical strategy, the simple dynamics on the CW (Clohessy-Wiltshire) frame is adopted as an attempt to introduce an analytical solution.

Keywords: space debris, collision avoidance maneuver, analytical solution, relative dynamics

### I. 서론

최초의 인공위성인 스푸트니크의 성공적인 발사 이후 50 여년 동안 수많은 인공위성이 우주공간으로 발사되었다. 이 러한 인공위성의 급격한 증가로 악화되기 시작한 우주환경 으로 인해 최근 우주파편에 대한 관심이 고조되고 있다. 이 러한 관심은 2009년 미국의 이리듐 33위성과 러시아의 코스 모스 2251 통신 위성의 충돌사건[1] 이후 자국의 운영위성을 보호하기 위한 충돌위험 종합관리 시스템의 구축의 노력으 로 이어졌다[2]. 우주파편으로부터 자국의 위성을 보호하기 위해서는 자국의 위성뿐만 아니라 접근해오는 우주파편에 대한 정밀한 궤도정보를 계산할 수 있어야 하며[3,4], 이를 바탕으로 충돌위험확률을 계산할 수 있어야 한다[5]. 이러한 과정을 통해 계산된 충돌확률이 높을 경우 이를 회피하기 위 한 기동을 설계할 수 있어야 한다.

이러한 인공위성의 충돌회피 기동의 설계는 지상의 대상 체에[6,7] 비해 상대적으로 빠른 속도로 움직이며, 실제 운영 과 관련되기 때문에 높은 정밀도와 신뢰도를 바탕으로 하고 있다. 이러한 이유로 일반적으로 우주환경에 대한 정확한 모 델링을 바탕으로 수치적인 방법으로 계산한다[8-10]. 이 단계 에서 여러 운영요소들이 결합한 최적의 해를 찾기 위해 다양 한 최적화 기법들이 도입 되었다. 하지만 이러한 수치 최적 화 기법의 경우 방법에 따라서 상당한 시간이 소요될 수 있 는 단점이 있다. 이러한 문제에도 불구하고 충돌회피 기동의

\* 책임저자(Corresponding Author)

Manuscript received April 12, 2013 / revised August 19, 2013 / accepted September 2, 2013

조동현, 김해동, 이상철: 한국항공우주연구원

(dhcho99@kari.re.kr/headkim@kari.re.kr/sclee@kari.re.kr)

※ 본 논문은 2013 제28회 ICROS 학술대회에 초안이 발표되었으며, 기초기술연구회 'NAP 우주물체 전자광학 감시체계'의 협동연구과 제(우주파편 충돌위험 종합관리시스템 개발 및 우주파편 제거시스 템 연구)의 일부로 수행되었음. 경우 실제 운영에 적용되는 문제이기 때문에 수치 최적화 기 법을 배제할 수 없다.

따라서 본 논문에서는 이러한 충돌회피 기동을 설계하기 위한 수치 최적화 기법을 적용하기 전에 초기값에 대한 정보 를 제공해줌으로써 보다 효율을 높이고자 한다. 이를 위해서 충돌회피 기동에 대한 해석적 방법의 설계전략을 제안하고 자 한다. 일반적으로 우주파편에 대한 충돌회피 기동 설계 문제의 경우 랑데부-도킹 문제와 상당부분 유사점을 가지고 있는 점에 착안해서 이러한 랑데부-도킹 문제에서 사용하고 있는 여러 상대운동방정식을 이용해서 충돌회피 기동을 설 계해보고자 하며, 그 시작으로 본 논문에서는 CW (Clohessy-Wiltshire) 좌표계에 대한 Hill's 방정식을 이용한 가장 단순한 충돌회피 기동을 설계해보고자 한다.

#### II. 상대운동 방정식

원형 궤도 주위를 돌고 있는 인공위성의 상대운동방정식 의 경우 주로 CW 좌표계로 표현한다. CW 좌표계는 그림 1 과 같이 임의의 기준 궤도를 따라 이동하는 비관성 이동 좌



그림 1. CW 좌표계.

Fig. 1. Definition of CW (Clohessy-Wiltshire) frame.

Copyright© ICROS 2013

표계로, 지구중심으로부터 위성까지의 거리방향(radial), 궤도 평면에 수직방향(normal), 그리고 오른손 법칙에 의해 정해지 는 좌표축방향(circumferential)을 X, Y, Z 축으로 표현하는 좌 표계이다. 이러한 CW 좌표계에서 표현되는 인공위성 혹은 우주파편에 대한 운동방정식의 경우 기준 궤도가 원형궤도 이며, 상대거리에 비해 장반경이 매우 클 경우 다음과 같이 단순화 할 수 있다[11].

$$\ddot{x} - 2n\dot{y} - 2n^{2}x = 0$$
  

$$\ddot{y} + 2n\dot{x} = 0$$

$$\ddot{z} + n^{2}z = 0$$
(1)

여기서 n 은 기준 궤도의 평균 궤도변화율(mean orbital rate)를 의미하며, 기준 궤도가 원형궤도이기 때문에 진근점이각(true anomaly)의 변화율과 동일하기 때문에 다음과 같이 구할 수 있다.

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} \tag{2}$$

여기서 μ 와 r 은 각각 지구 중력상수(Earth's gravitational constant)와 궤도반경을 의미한다.

이와 같이 단순화된 상대운동 방정식을 Hill's 방정식이라 한다. Hill's 방정식을 통해 원형의 기준 궤도에 대한 근접 물 체의 상대 운동을 다음과 같이 시간에 대한 함수로 표현이 가능하다.

$$x = \frac{\dot{x}_{0}}{n}\sin(nt) - \left(2\frac{\dot{y}_{0}}{n} + 3x_{0}\right)\cos(nt) + 2\left(2x_{0} + \frac{\dot{y}_{0}}{n}\right)$$

$$y = 2\left(\frac{2\dot{y}_{0}}{n} + 3x_{0}\right)\sin(nt) + \left(2\frac{\dot{x}_{0}}{n}\right)\cos(nt)$$

$$-3\left(\dot{y}_{0} + 2nx_{0}\right)t + \left(y_{0} - \frac{2\dot{x}_{0}}{n}\right)$$

$$z = \left(\frac{\dot{z}_{0}}{n}\right)\sin(nt) + z_{0}\cos(nt) \qquad (3)$$

$$\dot{x} = \dot{x}_{0}\cos(nt) + (2\dot{y}_{0} + 3nx_{0})\sin(nt)$$

$$\dot{y} = 2(2\dot{y}_{0} - 3nx_{0})\cos(nt) - 2\dot{x}_{0}\sin(nt) - 3(\dot{y}_{0} + 2nx_{0})$$

$$\dot{z} = \dot{z}_{0}\cos(nt) - nz_{0}\sin(nt)$$

여기서 아래첨자 0은 초기 위치 혹은 초기 속도를 의미한다. 이러한 이유로 Hill's 방정식을 이용한 랑데부-도킹 문제의 해법이 제안되어 왔다. 하지만 기준 궤도에 대한 제한사항 및 2체 운동방정식을 바탕으로 유도된 한계점으로 인해 실 제 궤도 운동과의 차이를 보이는 단점이 있다.

#### Ⅲ. 충돌회피 기동설계

앞 장에서 설명한 바와 같이 지구로부터 멀리 떨어진 원형 궤도 주위를 돌고 있는 인공위성과 우주파편에 대한 상대운 동은 식 (2)를 통해 표현이 가능하다. 일반적인 랑데부-도킹 문제의 경우 목표로 하는 인공위성 혹은 우주물체가 원형궤 도를 돌고 있다고 가정하여 이 물체의 궤도를 기준 궤도로 설정한다. 하지만 실제 완전한 원형궤도를 돌고 있는 인공위 성은 없기에 본 논문에서는 가상의 완전한 원형궤도를 기준 궤도로 해서 자국의 관심위성 및 충돌위험을 가지고 접근해 오는 우주물체의 상대 운동을 식 (2)를 이용해서 각각 표현 하였다. 따라서 이 둘 사이의 상대거리는 다음과 같이 계산 이 가능하다.

$$x_{2} - x_{1} = \underbrace{\left(\frac{\dot{x}_{20}}{n} - \frac{\dot{x}_{10}}{n}\right)}_{A} \sin(nt)$$

$$-\underbrace{\left(2\frac{\dot{y}_{20}}{n} + 3x_{20} - 2\frac{\dot{y}_{10}}{n} - 3x_{10}\right)}_{B} \cos(nt)$$

$$+ 2\underbrace{\left(2x_{20} + \frac{\dot{y}_{20}}{n} - 2x_{10} - \frac{\dot{y}_{10}}{n}\right)}_{C} \cos(nt)$$

$$y_{2} - y_{1} = 2B\sin(nt) + 2A\cos(nt) - 3nCt$$

$$+\underbrace{\left(y_{20} - \frac{2\dot{x}_{20}}{n} - y_{10} + \frac{2\dot{x}_{10}}{n}\right)}_{D}$$

$$z_{2} - z_{1} = \underbrace{\left(\frac{\dot{z}_{20}}{n} - \frac{\dot{z}_{10}}{n}\right)}_{E} \sin(nt) + \underbrace{\left(z_{20} - z_{10}\right)}_{F} \cos(nt)$$
(4)

여기서 아래첨자 1은 자국의 운영위성을 의미하고, 아래첨자 2는 충돌위험을 가지고 접근해오는 우주파편에 대한 값을 의미한다.

위의 식은 다음과 같이 다시 정리가 가능하다.

$$\Delta x = A\sin(nt) - B\cos(nt) + 2C$$
  

$$= -\sqrt{A^{2} + B^{2}}\cos(nt + \alpha) + 2C$$
  

$$\Delta y = 2B\sin(nt) + 2A\cos(nt) - 3nCt + D$$
  

$$= 2\sqrt{A^{2} + B^{2}}\sin(nt + \alpha) - 3nCt + D$$
  

$$\Delta z = E\sin(nt) + F\cos(nt)$$
  

$$= \sqrt{E^{2} + F^{2}}\sin(nt + \beta)$$
(5)

여기서 2개의 위상각(phase angle) *α*, *β* 는 다음과 같이 정의 되다.

$$\sin \alpha = \frac{A}{\sqrt{A^2 + B^2}}, \quad \cos \alpha = \frac{B}{\sqrt{A^2 + B^2}}$$

$$\sin \beta = \frac{F}{\sqrt{E^2 + F^2}}, \quad \cos \beta = \frac{E}{\sqrt{E^2 + F^2}}$$
(6)

위의 식 (4)에서 살펴보는 바와 같이 Z축 방향은 X, Y와 분리(decouple)가 되며, Y축의 시간에 대한 일차항 (secular term)에 의해 X-Y 평면상에 중심이 이동하는 타원궤도 형태 를 갖게 된다.

이와 같이 얻은 상대운동 방정식에 대해서 충돌회피기동 을 설계하기 위한 제어입력 값은 자국의 운영위성의 속도변 화를 의미하기 때문에 ( $\dot{x}_{10}$ , $\dot{y}_{10}$ , $\dot{z}_{10}$ )의 값을 변화시킴으로써 얻을 수 있다. 앞에서 설명한 바와 같이 Z축 방향 운동의 경 우 X, Y축과 분리되며, 사인(sinusoid) 곡선을 그리기 때문에 Z축 방향의 상대거리는 항상 0을 지난다. 이와 같이 Z축 방 향으로 두 물체가 근접할 때의 X-Y 평면 상의 상대거리가 가까우면 충돌위험을 갖게 되며, Z축 방향의 상대거리 근접 하더라도 X-Y 평면의 상대거리가 멀면 충돌위험을 갖지 않



그림 2. 충돌회피기동 개념도. Fig. 2. Conceptual design of collision avoidance maneuver.

는다. 따라서 자국 위성의 Z축 방향 속도증분을 통해  $\dot{z}_{10}$ 를 조절할 경우 Z 축 방향의 상대거리에 대한 사인곡선의 위상 차를 조절하는 기동을 설계해야 될 것이며, 이는 X-Y 평면의 운동과 관계를 갖는다. 따라서 X-Y 평면의 충돌회피기동을 먼저 설계를 하고, 필요에 따라서 Z축 방향의 충돌회피기동 을 설계할 수 있다.

또한, X-Y 평면의 상대운동을 고려한 충돌회피기동의 설계 는 그 목적 및 전략(stratagem)에 따라 다양한 형태로 설계가 가능하다. 상대운동의 타원궤적의 단반경의 크기를 넓혀서 충돌위험을 줄이거나, 타원궤적의 위상차를 조절하여 충돌위 험을 줄이는 등의 다양한 형태의 충돌회피 전략이 가능하다. 하지만 이러한 Hill's 방정식을 바탕으로 한 2체 운동의 한계 로 인해 이와 같이 단반경의 크기를 넓히거나 위상차를 조절 하여 충돌위험을 줄이는 전략의 경우 외부 섭통력에 의한 잠 재적 충돌위험을 갖게 된다. 따라서 Hill's 방정식을 이용한 충돌회피 기동 전략이 실제 수치최적화를 통한 충돌회피 기 동 설계시 초기정보를 제공해주기 위해서는 보다 안전한 전 략을 선택해야 될 것이다. 따라서 본 논문에서는 이러한 다 양한 충돌회피 전략 중 그림 2에서와 같이 개념적으로 가장 쉬우며 안전한 충돌회피기동 전략을 선택하였다. 즉, 식 (4) 에서 살펴본 바와 같이 상대운동의 움직이는 타원궤적의 중 심점이 시간에 따라 Y축으로 움직이는 반면, X축으로는 고정 되어있는 것을 이용하여 중심점의 X좌표 및 단반경을 조절 해서 사용자의 허용 최소 근접거리(R) 보다 크게 설계하고자 한다. 이를 위해 중심점의 위치에 따라서 아래와 같은 부등 식을 만족하면 된다.

$$\left|2C\right| - R > \sqrt{A^2 + B^2} \tag{7}$$

따라서 식 (6)을 정리하면 다음과 같은 부등식을 얻을 수 있다.

$$(|2C| - R)^{2} > A^{2} + B^{2} \Rightarrow R^{2} - 4R|C| + 4C^{2} > A^{2} + B^{2}$$

$$\Rightarrow -4R|C| + \frac{4(\Lambda_{2} - 2\Lambda_{1})}{n} \dot{y}_{10} - A^{2} - \Lambda_{2}^{2} + R^{2} + 4\Lambda_{1}^{2} > 0$$
(8)

여기서 상수  $\Lambda_1$ 과  $\Lambda_2$ 는 다음과 같이 정의 된다.

$$\Lambda_{1} = \frac{\dot{y}_{20}}{n} + 2(x_{20} - x_{10})$$

$$\Lambda_{2} = 2\frac{\dot{y}_{20}}{n} + 3(x_{20} - x_{10})$$
(9)

이와 같은 부등식을 제공해줌으로써 수치최적화 기법을 통한 충돌회피기동 설계시 해의 탐색범위(search boundary)에 대한 정보를 제공해 줄 수 있다.

위의 부등식 (7)의 경우 기준 궤도에 대한 거리방향 속도 성분( $\dot{x}_{10}$ )에 대한 2차항과 In-track 방향 속도성분( $\dot{y}_{10}$ )에 대 한 1차항으로 구성된다. 또한, CW 좌표계의 기준 궤도와 자 국의 운영위성의 궤도 사이의 차이로 인해 관심 위성의 CW 좌표계와의 차이를 가지게 되며, 실제 설계한 충돌회피기동 에 대한 좌표계 변환 과정을 포함해야 한다. 하지만 일반적 으로 인공위성의 기동(maneuver)는 주로 In-track 방향으로 이 루어지며, 자국의 운영위성의 이심률이 0에 가까운 점을 감 안할 때, 위의 부등식 (7)에서 기준 궤도에 대한 거리방향 속 도성분( $\dot{x}_{10}$ )을 상수로 가정할 수도 있다. 즉, 위와 같은 과정 을 통해 In-track 방향 속도성분( $\dot{y}_{10}$ )에 대한 1차 부등식을 제 공해줌으로써 추후 수치최적화 기법에 대한 해의 탐색범위 정보를 제공해 줄 수 있다.

#### IV. 시뮬레이션

앞 절에서 유도한 간략화된 충돌회피 기동 설계에 대한 간단한 시뮬레이션을 수행해보았다. 앞 절에서 사용한 Hill's 방정식에 대한 가정을 만족하기 위해서 자국의 운영위성 중 원형궤도를 돌며, 상대적으로 외부 섭동력의 영향이 적은 정 지궤도위성을 대상으로 관심 위성에 대한 궤도요소를 표 1 과 같이 설정하였다. 해당 위성에 대해 충돌위험을 가지고 접근해오는 임의의 우주파편의 경우 관심위성과 유사한 궤 도조건을 가지며 오전 6시에 충돌위험을 가지도록 표 2와 같

표 1. 관심위성에 대한 시뮬레이션 궤도 조건. Table 1. Simulation conditions of satellite orbit.

Epoch Time (UTCG)	20 Feb 2012 01:00:42.250
Coordinate System	ICRF
Semi-Major Axis(km)	42166.627
Eccentricity	0.0001361
Inclination (deg)	0.05167
Argument of Perigee (deg)	241.392
RAAN (deg)	87.2488
Mean Anomaly	324.135

표 2. 우주파편에 대한 시뮬레이션 궤도 조건. Table 2. Simulation conditions of space debris orbit.

Epoch Time (UTCG)	20 Feb 2012 06:00:00.000
Coordinate System	ICRF
Semi-Major Axis(km)	43040.185974
Eccentricity	0.02047418
Inclination (deg)	0.0525359
Argument of Perigee (deg)	286.432
RAAN (deg)	86.528
Mean Anomaly	354.847

이 설정하였다. 기준 궤도로는 관심위성과 동일한 궤도조건 에서 이심률만을 0으로 설정하였다.

이와 같은 시뮬레이션 환경에 대해 두 물체에 대한 XY 평 면상의 상대거리를 구해보면 그림 3과 같이 오전 6시경에 해 당하는 0.2일쯤 384 m까지 근접하며, 이를 Z축 방향과 같이 살펴보면 그림 4에서와 같이 동일시간에 658 m까지 근접하 면서 충돌위험을 갖게 된다. 이러한 충돌위험을 경감하기 위 해 각 물체에 대한 시뮬레이션 궤도의 초기 조건을 이용해서 충돌회피기동을 설계해 보고자 한다. 이 경우 앞의 식 (7)의 부등식을 이용해서 In-track 방향의 속도증분에 따른 X축 방 향의 최소 근접거리를 역으로 계산해보면 그림 5와 같은 결 과를 얻을 수 있다. 이와 같이 사용자가 설정한 허용 최소 근접거리에 따른 In-track 방향의 최소필요 속도증분을 얻을 수 있으며, 이를 이용한 충돌회피 기동의 설계가 가능하다. 본 시뮬레이션에서는 허용 최소 근접거리를 800 km로 설정 하였을 경우 0.974 km/s의 속도증분을 얻을 수 있었으며, 이 를 바탕으로 충돌회피기동을 수행한 후 XY 평면상의 상대거 리를 그림 6과 같이 얻을 수 있었다. 충돌회피기동을 수행한 결과 최소 근접거리가 950.026 km로 계산되었으며, 이는 설





Fig. 3. Relative distance in XY plane between satellite and space debris.



그림 4. 관심 위성과 우주파편과의 상대거리.





그림 5. In-track 방향의 기동에 따른 X방향 근접거리변화.

Fig. 5. A change of relative distance in X direction due to the intrack maneuver.



그림 6. 충돌회피기동 수행 후 관심 위성과 우주파편과의 XY 평면상의 상대거리.

Fig. 6. Relative distance in XY plane between satellite and space debris after collision avoidance maneuver.



그림 7. 충돌회피기동 전 후의 상대운동 변화.

Fig. 7. Variation of relative motion before and after maneuver.

계시 사용하였던 800 km를 상회하는 값이다. 이와 같은 오차 는 Hill's 방정식과 실제 2체 운동방정식 사이의 오차로 인해 발생한다.

이러한 충돌회피기동을 적용한 후 XY 평면상의 상대운동 의 변화를 그림 7과 같이 볼 수 있었다. 그림 7은 Hill's 방정 식을 바탕으로 충돌회피기동 수행 전후의 상대운동을 묘사 하고 있으며, 이 그래프에서 확인할 수 있는 것과 같이 Intrack 방향의 속도증분을 이용해서 상대 타원궤도의 중심축과 궤도 단반경을 변화시킬 수 있었으며, 이를 통해 설계한 허 용 최소 근접거리를 확보할 수 있었다.

#### V. 결론

본 논문에서는 우주파편에 대한 충돌회피기동 설계를 위 해서 수치해석적 기법의 초기치 설계 혹은 탐색범위에 대한 정보를 제공하기 위해서 상대운동방정식을 이용한 해석적 방법의 충돌회피기동 설계기법을 제시하고 있다. 본 논문에 서는 그 시작으로 랑데부-도킹 문제에서 주로 사용하고 있는 CW 좌표계의 Hill's 방정식을 사용하였으며, 이를 통한 비교 적 단순한 회피기동 설계를 제안하고 있다. 하지만 Hill's 방 정식의 한계로 인해 실제 위성의 움직임을 정확히 묘사하기 어려우며, 이러한 단점은 고신뢰성을 요구하는 위성의 운영 에 바로 적용하기 힘들다는 제한사항을 갖는다. 이러한 부분 은 추후 보다 정밀한 궤도묘사 기법을 적용함으로써 개선해 야 될 부분이지만, 본 논문은 랑데부-도킹 문제에 사용된 상 대운동방정식을 충돌회피기동의 해석적 설계에 도입하여 고 신뢰성을 갖는 수치최적화 기법에 대한 초기정보를 제공한 점에서 의의를 갖는다.

#### REFERENCES

- T. S. Kelso, "Analysis of the iridium 33 cosmos 2251 collision," Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference, 2009.
- [2] H.-D. Kim, E.-H. Kim, W.-S. Eom, E.-K. Kim, and H.-J. Kim, "Conceptual design of a space debris collision risk management system," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (in Korean)*, pp. 543-546, Nov. 2011.
- [3] H.-J. Kim, H.-D. Kim, and J.-D. Seong, "A study on the computational efficiency improvement for the conjunction screening algorithm," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 40, no. 9, pp. 818-826, 2012.
- [4] D.-H. Cho and H.-D. Kim, "A comparison of orbit determination performance for the KOMPSAT-2 using batch filter and sequential filter," *Aerospace Engineering and Technology (in Korean)*, vol. 11, no. 2, pp. 149-157, 2012.
- [5] H.-D. Kim, O.-C. Jung, E.-K. Kim, H.-J. Kim, and H.-C. Bang, "A conjunction analysis between KOMPSAT spacecraft and LEO debris," *Proc. of the Korean Society for Aeronautical & Space Sciences (in Korean)*, pp. 609-612, Apr. 2007.
- [6] J.-J. Park, H.-S. Kim, and J.-B. Song, "Collision-free path planning for a redundant manipulator based on PRM and potential field methods," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems(in Korean)*, vol. 17, no. 4, pp. 362-367, 2011.
- [7] J.-H. Im, S.-H. You, G-I. Jee, and D.-H. Lee, "A path generation

algorithm for obstacle avoidance in waypoint navigation of unmanned ground vehicle," *Journal of Institute of Control, Robotics and Systems(in Korean)*, vol. 17, no. 8, pp. 843-850, 2011.

- [8] E.-H. Kim, H.-D. Kim, E.-G Kim, and H.-J. Kim, "Analysis of collision avoidance maneuver frequency for the KOMPSAT-2 and KOMPSAT-5," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences (in Korean)*, vol. 39, no. 11, pp. 1033-1041, Nov. 2011.
- [9] E.-H. Kim and H.-D. Kim, "A study on the collision avoidance maneuver optimization with multiple space debris," *Journal of Astronomy and Space Sciences*, vol. 29, no. 1, pp. 11-21, 2012.
- [10] S.-C. Lee, H.-D. Kim, and J. Y. Suk, "Collision avoidance maneuver planning using GA for LEO and GEO satellite maintained in keeping area," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 13, no. 4, pp. 474-483, 2012.
- [11] H. Schaub and J. L. Junkins, *Analytical mechanics of space systems*, AIAA Education Series, pp. 593-602, 2009.
- [12] D.-H. Cho, H.-D. Kim, and S.-C. Lee, "Analytical solution of the space debris collision avoidance maneuver based on relative dynamics," *Proc. of 28th ICROS Annual Conference 2013 (in Korean)*, Changwon, Korea, pp. 13-14, 2013.



#### 조 동 현

2012년 KAIST 항공우주공학과 박사졸업. 2011년~현재 한국항공우주연구원 재직중. 관심분야는 인공위성 궤도제어, 달착륙 선 최적궤적 설계, 최적 제어, 우주파편, 비선형제어.

## 김 해 동



2009년 KAIST 항공우주공학과 박사졸업. 2000년~현재 한국항공우주연구원 재직중. 2009년~현재 과학기술연합대학원대학교 겸 임교수 재직중. 관심분야는 궤도역학, 임무 설계 및 해석, 우주파편, 궤적설계 및 최적 화이며, 현재 '우주파편 충돌위험 종합관

리시스템 개발 및 우주파편 제거시스템 연구'과제책임자를 맡고 있음.



# 이 상 철

2011년~현재 충남대학교 항공우주공학과 박사과정 재학중. 1999년~현재 한국항공 우주연구원 재직중. 관심분야는 정지궤 도위성 궤도 및 임무설계, 라그랑지 포인 트 궤도 및 임무설계, 전역최적화, 궤도 및 자세제어, 충돌회피기동.