

3차원에서의 순간적인 속도변화에 의한 ECO의 최적궤도변경

민병희^{1†}, 박상영², 노경민², 최규홍², 문홍규¹

¹한국천문연구원

²연세대학교 천문우주학과

OPTIMAL DEFLECTION OF EARTH-CROSSING OBJECT USING A THREE-DIMENSIONAL SINGLE IMPULSE

Byeong-Hee Mihn^{1†}, Sang-Young Park², Kyoung-Min Roh², Kyu-Hong Choi²,
and Hong-Kyu Moon¹

¹Korea Astronomy and Space Sciences Institute, Yusong, Daejeon 305-348, Korea

²Dept. of Astronomy and Space Science, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea

E-mail: bhmin@kasi.re.kr

(Received July 26, 2005; Accepted August 17, 2005)

요 약

순간적인 속도변화에 의한 ECO(Earth-Crossing Object)의 궤도변경을 최적화하는 알고리즘을 개발하였다. 이를 통해, ECO의 궤도변경을 위한 속도변위를 계산할 때, 기존연구에서 간과되었던 궤도평면에 수직인 방향의 속도 변화를 살펴보았다. 이러한 3차원의 최적화 문제를 풀기 위해서 순간적인 속도변화를 계산하기 위한 순간추력 근사법이 적용되었으며, ECO의 지구 접근 시에는 지구중력 효과를 고려한 부분적 궤도근사법을 사용하였다. 지구와 충돌천체의 상대적인 위치와 속도에 따라 ECO의 궤도변경을 위한 최적해가 달라지며, 그러한 최적해는 순간추력시간에 대한 최적속도변화나 최적비행각으로 표현될 수 있다. 순간추력시간이 작을 때, 궤도평면에 수직인 방향의 속도 변화를 무시할 수 없는 경우도 발견되었다. ECO의 궤도가 지구의 궤도와 비슷할수록 더 많은 최적속도변화가 필요로 하였으며, 순간추력시간이 충돌 순간에 가까워질수록 궤도변경에 필요한 최적속도변화의 크기가 지수함수적으로 증가하였다. 이러한 연구결과는 실제 ECO의 우주임무를 설계하는데 중요한 지침이 될 것이다.

ABSTRACT

Optimization problems are formulated to calculate optimal impulses for deflecting Earth-Crossing Objects using a Nonlinear Programming. This formulation allows us to analyze the velocity changes in normal direction to the celestial body's orbital plane, which is neglected in many previous studies. The constrained optimization in the three-dimensional space is based on a patched conic method including the Earth's gravitational effects, and yields impulsive ΔV to deflect the target's orbit. The optimal solution is dependent on relative positions and velocities between the Earth and the Earth-crossing objects, and can be represented by optimal magnitude and angle of ΔV as a functions of a impulse time. The perpendicular component of ΔV to the orbit plane can sometimes play un-negligible role as the impulse time

[†]corresponding author

approaches the impact time. The optimal ΔV is increased when the original orbit of Earth-crossing object is more similar to the Earth's orbit, and is also exponentially increased as the impulse time reaches to the impact time. The analyses performed in present paper can be used to the deflection missions in the future.

Keywords: earth-crossing objects, optimal orbit deflection, impulsive ΔV approximation, non-linear programming

1. 서 론

1994년에 일어난 슈메이커-레비 혜성의 목성 충돌 사건은 전문가뿐만 아니라 일반인들에게도 ECO(Earth-Crossing Object)에 관한 관심을 불러일으키는 직접적인 계기가 되었다. 연구결과에 따르면 소행성과 혜성의 지구충돌 결과 지표에 200여개의 충돌구가 남아있으며, 이러한 지질학적인 기록은 전 지구적으로 고르게 분포하는 것으로 나타났다(Moon et al. 2001). 천체에 의한 충돌은 지구 생태계와 문명에 심각한 피해를 주는 것으로 알려져 있는데(Atkinson, Tickell, & Williams 2000), 실제로 멕시코만에 있는 칩술럽(Chicxulub) 충돌구는 중생대 백악기 말에 일어난 공룡멸종의 직접적인 원인으로 널리 알려져 있다(Smit 1999). 최근 이러한 전 지구적 재난의 심각성에 관한 정책적 차원의 인식이 성숙되어가고 있으며, 국제기구를 통하여 그 위협과 대응방안에 관한 논의가 이루어지고 있다. 또한 미 항공우주국과 미 공군에서는 1998년부터 지구접근천체 탐사 프로그램을 수행 중에 있으며, 국제천문연맹(IAU) 산하 MPC(Minor Planet Center)에서는 지구접근천체에 관한 관측 데이터를 총괄해 수집, 관리하고 있다(IAU: Minor Planet Center 2004). 지난 2002년, 천체에 의한 지구 충돌확률과 예상 피해의 규모를 정량적으로 나타내기 위해 토리노 척도(Torino scale)가 고안되어(Binzel 2000), 0에서 10까지의 수를 가지고 위험도를 표시하고 있다. 한편, 소행성 궤도 전문가들은 가상충돌체(virtual impactor)라는 개념을 설정하여 가상충돌체에 의한 지구충돌 사건의 확률을 계산하고 있다(Berinde 2002).

지금까지 충돌을 극소화할 수 있는 다양한 방법이 제안되었는데, 이 가운데 가장 고전적인 것은 ECO를 파괴하는 것이다. 이 방법은 1950년대 이후 우주핵무기 개발과 관련해 연구되었으며, 지름 50m급 이하 ECO에 핵폭발을 일으켜 지구대기에서 연소될 만큼 작은 파편으로 만드는 것으로서 ECO에 대하여 심층지하 핵폭발 또는 상층지하 핵폭발을 일으키는 기술이다(Shubin et al. 1995, Solem 1993). ECO로부터 지구를 방어하는 또 다른 방법은 ECO의 궤도를 변경하는 것으로서 우주 비행체의 충돌 또는 핵폭탄에 의한 폭발에 따르는 순간적인 속도변화를 이용하는 기술이다(Shubin et al. 1995, Solem 1993, 1994). 최근에는 순간적인 속도변화에 의한 궤도변경의 방법에 최적화 기법을 도입하였다(Park & Ross 1999). 최적화 기법에 의한 궤도변경은 충돌이전에 문제의 천체에 최소의 속도변화를 주어 충돌을 막는 방법이다. 최근 ECO의 지구 접근 시 지구의 중력효과를 고려하는 연구(Ross, Park, & Porter 2001)와, 다양한 ECO 관련 우주임무 설계에 관한 연구 결과가 발표된 바 있다(Park & Mazanek 2003).

그러나 최적화기법을 적용한 ECO 궤도변경 방법은 3차원 성분별 최적해에 관한 분석보다는 궤도평면에 대한 수직성분을 고려하지 않은 2차원적 최적해를 사용했다. 본 연구에서는 직접슈팅법에

의한 양끝점 경계값 문제를 비선형계획법으로 구성(Betts 1998)하여 ECO 궤도변경을 위한 3차원에서의 최적해를 심층적으로 논의하였다. 또한 기존의 최적화 문제에서 다루지 않았던 ECO의 충돌 상황을 해석적으로 밝히고 충돌 상황에 따르는 최적 궤도변경의 특징을 정리하였다. 제 2장에서는 ECO에 대하여 소개했고, 제 3장에서 ECO 궤도변경의 최적화 문제를, 그리고 제 4장에서는 수치적인 결과를 분석하였다. 제 5장은 ECO의 최적 궤도변경에 대한 논의를 마무리하였다.

2. ECO의 구성

본 연구에서는 현재 관측되지 않았거나 혹은 존재하지 않지만, 미래에 지구와 충돌할 가능성이 있는 천체를 일컬어 “ECO(Earth-Crossing Object)”라고 정의한다. 특히 ECO의 궤도변경을 위해 컴퓨터에 의해 가상으로 지구충돌을 모사한 ECO를 설정한다. 지구충돌을 모사할 천체로써 최근 많은 관측이 이루어지고 있는 “지구접근천체”를 참고하였다. 지구접근천체는 근일점이 1.3AU 이내에 들어오는 천체로 정의된다(Lupishko & Martino 1997). 또한 천체 궤도의 특성 및 기원에 따라 지구접근소행성과 지구접근혜성으로 나눌 수 있다. 지구접근소행성은 동역학적 궤도의 특성에 따라 아폴로족(Apollo family), 아텐족(Aten family), 아모르족(Amor family)으로 구분한다. 아폴로족은 장반경이 1AU보다 크고 근일점은 1.017AU 이내이며, 아텐족은 장반경 1AU 이내, 원일점 0.983AU 이상인 지구에 접근하는 소행성들이다. 아모르족은 장반경이 1AU보다 크고, 근일점이 1.017AU와 1.3AU 사이인 소행성족을 말한다. 2005년 7월 15일까지 보고된 지구접근소행성은 1555개의 아폴로족, 238개의 아텐족, 1206개의 아모르족이 있다(NASA/JPL Near-Earth Object Program 2004) 주기혜성은 원에 가까운 궤도를 갖는 행성들과는 달리 비교적 궤도이심률이 큰 궤도를 공전한다. 혜성의 주기 200년(궤도장반경 약 34.2AU)을 기준으로 단주기혜성과 장주기 혜성으로 구분하며, 지구접근혜성은 근일점이 1.3AU안에 들어오는 단주기혜성으로 정의된다. 혜성에 대한 정밀 궤도결정은 쉽지 않으며, 근일점에서 3번 이상 관측이 수행된 혜성이라야 비교적 정밀한 궤도요소를 산출할 수 있다. 장주기혜성은 3번 이상의 관측자체가 불가능하므로 주기혜성으로 구별하기는 어렵다. 본 연구에서는 지구접근혜성을 다시 4개의 그룹으로 나누었는데, 그것은 장반경이 목성궤도 보다 작은 내목성혜성(inner Jupiter), 장반경이 토성궤도 보다 작은 내토성혜성(inner Saturn), 주기가 100년 이하인 UCP(under centennial period), 주기가 100년 이상인 OCP(over centennial period)이다. 지구접근천체의 일반적인 궤도특성은 많은 문헌에 정리되었다(민병희 2005).

3차원 태양중심 황도좌표계에서 지구와 ECO는 태양에 대한 2체문제로 취급하여 각각 독립적인 타원궤도를 가진다고 가정한다(그림 1 참고). 먼저 지구와 ECO의 충돌을 해석하기 위하여, 지구와 ECO의 위치벡터(\mathbf{r}), 속도벡터(\mathbf{v}), 케플러 궤도요소[궤도장반경(a), 궤도이심률(e), 승교점적경(Ω), 궤도경사각(i), 근일점인수(ω), 진근점이각(ν)]를 사용한다. 아래첨자 E와 A는 지구의 궤도요소와 소행성(또는 혜성)의 궤도요소를 각각 표기한다. 두 천체의 초기궤도를 결정하기 위해서 지구와 ECO의 6가지 궤도 요소를 알아야 한다. 태양중심 황도좌표계에서 지구의 장반경 $a_E = 1AU$, 이심률 $e_E = 0.0167$, 궤도경사각 $i_E = 0^\circ$, 승교점적경 $\Omega_E = 0^\circ$, 근일점인수 $w_E = 102.937^\circ$ 로 설정하고(Vallado 2001), 충돌 순간에서의 지구의 진근점이각 ν_E 는 임의의 값으로 설정하여 지구의 6개의 모든 궤도요소를 결정한다. ECO의 궤도요소 중 a_A, e_A, i_A 는 지구접근천체의 동역학적 특성을 참고하고, 나머지 미지수 $\Omega_A, \omega_A, \nu_A$ 는 두 천체의 충돌 조건에서 얻을 수 있다. ECO와 지구가 충돌한다

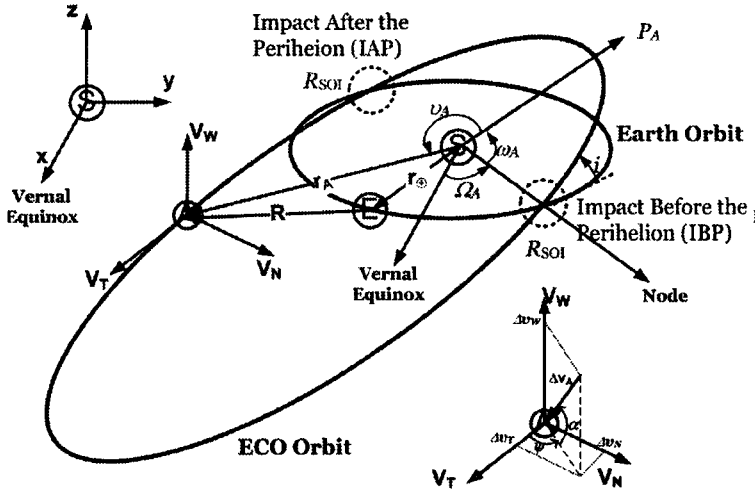


그림 1. 태양중심 황도좌표계(좌상단에 좌표계 표시)에서 ECO의 궤도를 나타낸 그림. S는 태양, E는 지구, A는 ECO를 표시함. ECO의 궤도는 지구의 궤도를 가로질러 지나가고, ECO의 지구충돌은 두 궤도의 교점에서 발생함. ECO의 충돌지점은 근일점이전충돌(IBP)이나 근일점이후충돌(IAP) 중 한 경우만 가짐. 우하단에는 ECO중심 TNW 좌표계를 나타내었음.

는 것은 두 천체가 임의의 시간에서 같은 위치벡터를 가지는 것이다. 충돌 순간을 기준시간(reference time, t_0), $t_0 = 0$ 으로 설정한다. 두 천체가 기준시간에서 같은 위치벡터를 가지면 식(1)에서와 같이 거리벡터가 같아야 한다.

$$\mathbf{r}_E(t_0) = \mathbf{r}_A(t_0) \tag{1}$$

궤도방정식을 이용하여 식(1)로부터 ECO의 진근점이각을 먼저 결정할 수 있고, 근일점인수, 궤도경사각, 승교점적경에 의한 회전행렬을 차례로 적용하여 정리하면 다음과 같다.

$$\nu_A = \cos^{-1} \left[\frac{p_A}{e_A} \left\{ \frac{1}{p_E} - \frac{1}{p_A} + \frac{e_E}{p_E} \cos \nu_E \right\} \right] \tag{2}$$

$$\sin(u_A) = 0 \text{ or } \begin{cases} \omega_A = -\nu_A \\ \omega_A = \pi - \nu_A \end{cases} \tag{3}$$

$$L_A = L_E \text{ or } \Omega_A = L_E - u_A \tag{4}$$

여기서 p_A 는 수직단반경(semi-parameter)으로 지구의 경우 $p_E = a_E(1 - e_E^2)$ 이고, ECO의 수직단반경은 $p_A = a_A(1 - e_A^2)$ 이다. 이때 식(2)에서 얻은 ECO의 진근점이각의 범위를 $-180^\circ < \nu_A < 0^\circ$ 으로 설정하면 “근일점이전충돌(Impact Before the Perihelion, IBP)”이 되고, $0^\circ < \nu_A < 180^\circ$ 으로 설정하면 “근일점이후충돌(Impact After the Perihelion, IAP)”이 된다. L 은 태양중심 좌표계에서 천체의 진경도(true longitude)이고, u 는 위도인수(argument of latitude)로써 지구의 경우는 각각 $L_E = \Omega_E + u_E$, $u_E = \omega_E + \nu_E$ 이고, ECO의 경우는 각각 $L_A = \Omega_A + u_A$, $u_A = \omega_A + \nu_A$ 이다. 식(3)에서 $\omega_A = -\nu_A$ 이면 “상승충돌(Ascending Impact, AI)”을 구성할 수 있고, $\omega_A = \pi - \nu_A$ 이면 “하강

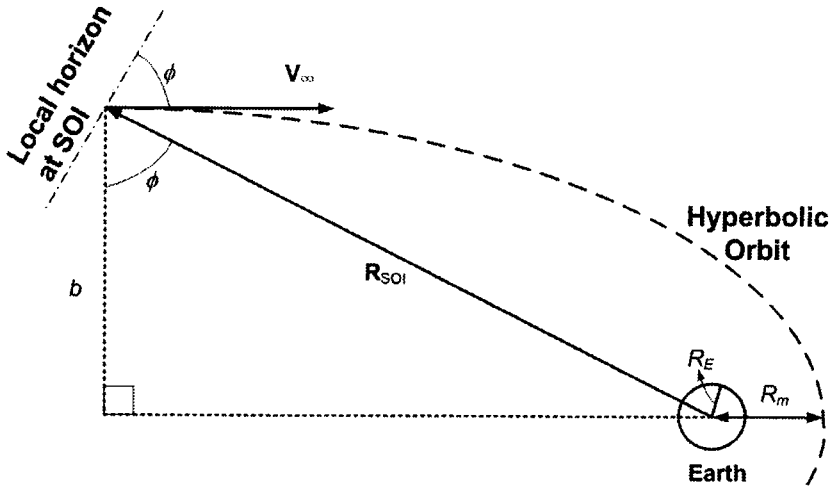


그림 2. ECO가 지구의 작용권구에 들어오는 순간 적용되는 부분적인 궤도 근사법.

충돌(Descending Impact, DI)이 된다. 식(2)와 식(3)을 조합하면 근일점이전충돌과 근일점이후충돌에서 모두 상승충돌과 하강충돌을 얻을 수 있다. 지구의 궤도요소가 이미 정해져 있으며, 지구접근천체의 “충돌결정요소”, 즉 궤도장반경, 궤도이심률, 궤도경사각이 주어지면 식(2), (3), (4)로부터 진근점이각, 근일점인수, 승교점적경을 구할 수 있다. ECO는 2가지의 충돌모드(impact mode)와 이들 조합에 의해 4가지의 충돌상황(impact status), 즉 근일점이전충돌-상승충돌, 근일점이전충돌-하강충돌, 근일점이후충돌-상승충돌, 근일점이후충돌-하강충돌이 존재한다.

3. 순간적인 속도변화에 의한 궤도변경의 최적화 문제

3.1 최적화 문제 구속조건

ECO의 궤도변경 최적화는 충돌이전의 임의의 시점에서 ECO에 최소의 속도변화를 유도하여, 지구를 지나갈 때 지구 중심으로부터 적절한 거리만큼 벗어나도록 하는 것이다. 그림 1과 같이 지구와 ECO의 궤도는 태양중심 황도좌표계를 기본으로 하지만, ECO에 대한 최적의 속도변화는 ECO-중심 TNW 좌표계(ECO-centric TNW System)에서 적용된다. TNW 좌표계는 ECO의 진행방향을 기준 벡터 T방향으로 하고, 궤도평면에 수직인 벡터를 W방향으로, 나머지 벡터를 N방향으로 설정한 계이다. ECO가 지구의 작용권구(Sphere of Influence, SOI)에 들어오면 지구에 접근했다고 가정한다. ECO가 지구의 작용권구에 들어오는 순간을 접근시간(approach time), 라고 한다. 이때부터 ECO는 지구 중력권 안에 놓이게 되고, 그림 2와 같이 지구 중력에 의한 쌍곡선 궤도를 가진다고 가정하는 “부분적 궤도 근사법(patch conic approximation)”을 사용한다(Ross, Park, & Porter 2001). 따라서 부분적 궤도 근사법을 통해 태양중심 황도좌표계는 자연스럽게 지구중심 좌표계로 변환된다. 지구 작용권구의 반경은 $R_{SOI} \approx a_E (M_{\oplus}/M_{\odot})^{0.4} \approx 9.31 \times 10^5 \text{km} (0.00621 \text{AU})$ 이다(최규홍 1997). 여기서 M_{\oplus} 는 지구의 질량이고, M_{\odot} 은 태양의 질량이다. 결국 ECO의 궤도변경 최적화에서는 다음과

같은 3가지의 최종 경계조건(terminal boundary conditions)이 형성되게 된다(Park & Ross 1999).

$$R - R_{SOI} = 0 \quad (5)$$

$$b - b_i = 0 \quad (6)$$

$$\dot{R} < 0 \quad (7)$$

지구에 대한 ECO의 위치벡터를 $\mathbf{R} = \mathbf{r}_A - \mathbf{r}_E$ 로 나타내면, R 은 지구와 ECO 사이의 거리이다. b 는 ECO의 접근거리(approach distance)로써 ECO의 운동방향으로부터 지구에 대한 평행거리를 나타낸다. b_i 는 ECO가 지구 중심으로부터 최소표적이격거리(minimum target miss distance) R_m 만큼 벗어나게 하기 위해 지구 작용권구 경계에서 가지는 충돌매개변수(impact parameter)이다. 식(5)는 물리적으로 ECO가 지구의 작용권구에 들어오는 순간을 의미한다. 식(6)에서 만약 R_m 을 지구반경으로 설정하였을 때, ECO의 접근거리가 충돌매개변수보다 가까우면($b < b_i$), ECO가 최소표적이격거리 안으로 들어오는 것, 즉 지구와 충돌을 의미하고, $b = b_i$ 이면 지구표면을 스치는 것으로 간주되며 지구충돌을 피하는 순간이라고 가정한다. 또한 $b > b_i$ 이면 지구와 충돌하지 않지만, ECO에 주어질 최적(최소)의 속도변화가 아니다. 식(7)은 앞에서 언급한 설정이 지구와 ECO 사이의 거리가 가까워지는 것을 의미한다. 식(5)와 식(6)의 지구와 ECO 사이의 거리 R 와 변화량 \dot{R} 은 다음과 같이 주어진다(Park & Mazanek 2003).

$$R = |\mathbf{r}_A - \mathbf{r}_E| = \sqrt{\mathbf{r}_E \cdot \mathbf{r}_E + \mathbf{r}_A \cdot \mathbf{r}_A - 2\mathbf{r}_E \cdot \mathbf{r}_A} \quad (8)$$

$$\dot{R} = \frac{\mathbf{r}_E \cdot \mathbf{v}_E + \mathbf{r}_A \cdot \mathbf{v}_A - \mathbf{r}_E \cdot \mathbf{v}_A - \mathbf{r}_A \cdot \mathbf{v}_E}{R} \quad (9)$$

그림 2에서 ECO가 지구 작용권구에 들어서는 순간의 속도 \mathbf{V}_∞ 는 지구에 대한 상대속도이며, \mathbf{V}_∞ 는 크기와 “비행고각(elevation angle)”, ϕ 에 의해 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\mathbf{V}_\infty = \mathbf{v}_A - \mathbf{v}_E \quad (10)$$

$$\cos\left(\phi + \frac{\pi}{2}\right) = \frac{\mathbf{V}_\infty \cdot \mathbf{R}_{SOI}}{V_\infty R_{SOI}} \quad (11)$$

ECO의 접근거리는 \mathbf{V}_∞ 의 비행고각에서 얻어진다. 또한 충돌매개변수는 쌍곡선 궤도속도($v_{hyp} = \sqrt{V_{esc}^2 + V_\infty^2}$)와 각운동량 보존법칙($b_i V_\infty = R_m v_{hyp}$)에서 도출된다.

$$b = R_{SOI} \cos \phi \quad (12)$$

$$b_i = R_m \sqrt{\frac{1 + V_{esc}^2}{V_\infty^2}} \quad (13)$$

$$V_{esc} = \sqrt{\frac{2\mu_\oplus}{R_m}} \quad (14)$$

여기서 V_{esc} 는 R_m 에서 ECO의 탈출속도, 또는 포물선 궤도속도이다. μ_\oplus 는 지구의 중력상수로 $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$ 이다.

3.2 최적화 문제 적용

순간적인 속도변화에 의한 지구접근천체의 궤도변경 최적화를 위해 직접사격법(direct shooting method)에 의한 비선형 계획법(Nonlinear Programming, NLP)을 구성한다. 동역학적 변수는

제어변수와 설계매개변수로 나타난다. 제어변수는 TNW 좌표계에서 ECO의 속도변화를 의미하는 $\Delta v_T, \Delta v_N, \Delta v_W$ 이고, 설계매개변수는 ECO에 순간적인 속도변화를 일으키는 순간추력시간(single impulse time), t_I 와 근접시간, t_f 이다(Park & Mazanek 2003). ECO의 성분별 속도변화 $\Delta v_T, \Delta v_N, \Delta v_W$ 는 “총 속도변화”, “비행방위각(heading angle)”, “비행받음각(Angle of Attack, AoA)” (각각 $\Delta v_A, \psi, \alpha$)으로도 표현할 수 있다. 이 최적화 문제에서는 상태변수가 태양중심 황도좌표계에서 지구의 $\mathbf{r}_E, \mathbf{v}_E$ 와 ECO의 $\mathbf{r}_A, \mathbf{v}_A$ 이지만 내재적(implicit)이다.

$$\mathbf{y} = \{u_i, p_j\} = \begin{cases} u_1 = \Delta v_T \\ u_2 = \Delta v_N \\ u_3 = \Delta v_W \\ p_1 = t_I \\ p_2 = t_f \end{cases} \quad (i = 1, 2, 3) \quad (j = 1, 2) \quad (15)$$

비선형 계획법을 위한 순간적인 속도변화에 의한 지구접근천체의 궤도변경 모델의 목적함수는 다음과 같이 속도변화량의 크기(혹은 크기의 제곱)이다.

$$J = \sum_{i=1}^3 u_i^2 = \left(\sqrt{\Delta v_T^2 + \Delta v_N^2 + \Delta v_W^2} \right)^2 \quad (16)$$

또한 구속함수는 ECO의 접근시간에서 최종 경계조건으로 식(5)에서 식(7)이 적용된다.

$$\mathbf{C}_i = c_{f,i} = \begin{cases} c_{f,1} = R - R_{SOI} = 0 \\ c_{f,2} = b - b_i = 0 \\ c_{f,3} = \dot{R} < 0 \end{cases}, \quad (i = 1, 2, 3) \quad (17)$$

충돌이전의 순간추력시간에서 ECO의 위치는 $\mathbf{r}_0(t)$, 속도는 $\mathbf{v}_0(t)$ 라고 가정한다. 순간적인 속도 변화는 순간추력 근사법(Impulsive ΔV Approximation)으로 다음과 같이 표현될 수 있다(Park & Ross 1999).

$$\mathbf{r}(t_I) = \mathbf{r}_0(t_I) \quad (18)$$

$$\mathbf{v}(t_I) = \mathbf{v}_0(t_I) + \Delta \mathbf{v}_{XYZ} \quad (19)$$

여기서 충돌이전의 순간추력시간에서의 위치와 속도는 라그랑지-FG 방법에 의해 계산된다(Vallado 2001). 또한 $\Delta \mathbf{v}_{XYZ}$ 은 태양중심 황도좌표계 (X, Y, Z)에서의 순간적인 속도변화량을 의미한다. 그런데 제어변수가 ECO-중심 좌표계에서 속도변화량이므로 $\Delta \mathbf{v}_{XYZ}$ 는 식(6)의 관계에 의해 다음과 같이 표현될 수 있다.

$$\Delta \mathbf{v}_{XYZ} = \Phi \Delta \mathbf{v}_{TNW} \quad (20)$$

여기서 $\Delta \mathbf{v}_{TNW}$ 은 ECO-중심 좌표계에서의 순간적인 속도변화량이고, Φ 는 ECO-중심 좌표계에서 태양중심 좌표계로의 변환행렬이다. 순간적인 속도변화 이후 ECO는 라그랑지-FG 방법에 의해 근접시간에서의 위치와 속도를 계산한다. 이와 같이 순간적인 속도변화에 의한 지구접근천체의 궤도변경 최적화는, 접근시간(t_f)에서 최종경계조건을 만족하는 ECO의 순간속도변위를 찾는 양끝점 경계값 문제(Two Point Boundary Value Problem, TPBVP)의 형태를 가진다.

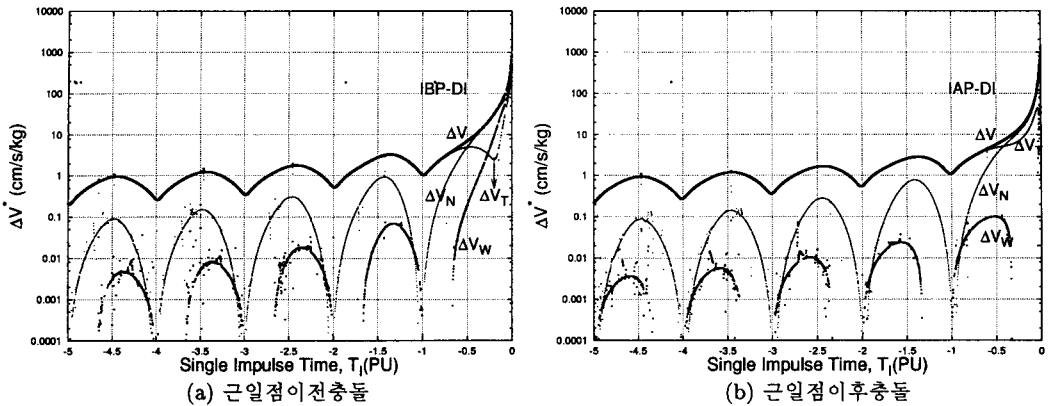


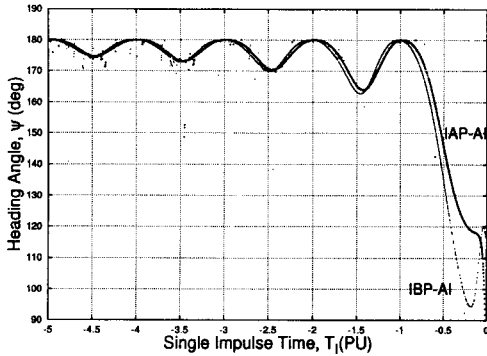
그림 3. 아폴로족 ECO($a_A = 2.4AU, e_A = 0.6, i_A = 10^\circ$)의 TNW 성분별 최적속도변화.

4. 결과 및 토의

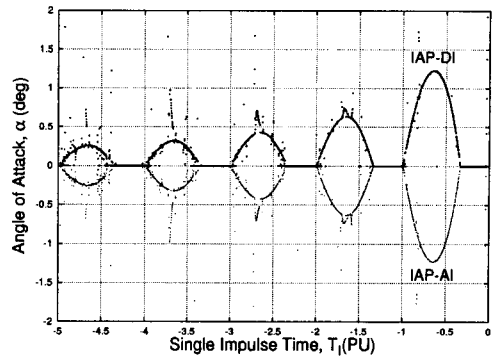
태양중심 황도좌표계에서 천체의 운동을 효과적으로 기술하기 위해서 정준단위(canonical units)를 사용한다. 거리단위(DU), 시간단위(TU), 속도단위(SU)는 각각 $1DU = 1AU = 1.49596 \times 10^8 \text{ km}$, $1TU = 1/2\pi \text{ year} = 58.17 \text{ days}$, $1SU = 29.80 \text{ km/s}$ 이다. 또한 시간과 관련된 단위로 지구접근천체의 1주기를 한 단위로 보는 PU(period unit)를 사용한다. ECO 궤도변경은 비선형계획법을 구성하여 최적화를 수행하였다. ECO의 궤도변경에서 최소 표적이격거리는 지구 반경으로 동일하게 설정하고, ECO의 접근시간과 접근거리는 지구의 작용권구에 들어오는 순간에서 형성된다. 충돌순간을 기준 시간($t_0 = 0$)으로 하여 충돌이전의 임의의 시간으로 지구 및 ECO를 라그랑지 FG에 의한 역궤도전달(backward propagation)을 수행, 순간추력 근사법을 사용하여 순간추력시간을 표현하였다.

순간적인 속도변화를 주었을 때 최적화의 수치적인 결과는 순간추력시간(단위는 PU)에 따른 ECO의 속도변화로 표현할 수 있다. 앞 절에서 설명했듯이 ECO의 속도변화는 ECO-중심 TNW 좌표계를 사용한다. 충돌이전의 순간추력시간($t_I < 0$)을 변화시켜가며 TNW 좌표계에서의 각 성분별 최적속도변화를 계산하였다. 그림 3a는 근일점이전충돌을 모사한 아폴로 소행성의 ECO에 대한 성분별 Δv^* 를 나타내었고, 그림 3b는 근일점이후충돌을 모사하였다. 아폴로 ECO의 충돌결정요소는 각각 $a_A = 2.4AU, e_A = 0.6, i_A = 10^\circ$ 로 가정하였다. 지구충돌을 피하게 하기위한 궤도변경에서 Δv^* 곡선은 t_I 가 0에 다가갈수록 점진적으로 증가하면서 주기적인 요동이 존재하며, 순간추력시간이 지구충돌에 가까워질수록 Δv^* 가 급격히 증가하는 것을 볼 수 있다.

ECO 궤도변경에 관한 이전의 연구(Park & Ross 1999, Ross, Park, & Porter 2001, Park & Mazanek 2003)는 $i_A = 0^\circ$ 인 황도면 궤도(planar orbit)를 사용하거나, 황도면에 기울어진 궤도일지라도 W성분의 속도변화가 극히 미미하다고 가정하여 W성분의 값을 계산하지 않고 최적해를 얻었다. 그림 3은 3차원의 TNW 각 성분의 최적속도변화와 Δv^* 의 크기를 나타내고 있다. 속도변화의 곡선을 보면, W성분이 나머지 두 성분의 속도변화에 비해 상당히 작은 양을 가지며, W성분에 비해 T 성분은 평균 100배, N성분은 10배를 보인다(물론 황도면 궤도에서는 W성분이 발생하지 않는다). 이



(a) 근일점이전충돌과 근일점 이후충돌의 최적비행 방위각 비교



(b) 상승충돌과 하강충돌의 최적비행반음각 비교

그림 4. 아폴로족 ECO($a_A = 2.4AU, e_A = 0.6, i_A = 10^\circ$)의 최적비행각의 변화비교.

러한 비율은 아폴로족 ECO의 한 예에서만 보이는 현상이 아니라 모든 ECO의 궤도변경 최적화에서 나타난다. 이것은 ECO 속도변화를 대부분 T방향으로 주게 되면, 충돌순간의 시간차이가 발생하여 지구충돌을 피하게 되는 것으로 해석할 수 있다. 그림 3에 의하면, 순간추력시간(t_I)에 따른 근일점이전충돌과 근일점 이후충돌의 Δv^* 곡선이 미묘한 차이를 보이는데, TNW 각 성분의 최적속도변화 곡선의 차이에서 기인한다. 그림 3a의 근일점이전충돌과 그림 3b의 근일점 이후충돌을 비교하여 보면, Δv_W 의 곡선은 극대점 위치가 서로 분명한 차이를 보이는 것을 알 수 있다. 반면 아텐족 ECO나 $a_A < 2.0AU$ 인 아폴로족 ECO의 경우, 근일점이전충돌과 근일점 이후충돌의 Δv^* 곡선의 차이는 W 성분보다 N성분의 차이에 의해 주로 결정된다.

ECO의 최적궤도변경에 가장 중요한 현상은 그림 3에서와 같이 “충돌전 1주기 영역($t_I > -0.1$ PU)”에 들어서면 Δv^* 곡선이 지속적으로 증가하는 것이다. 이는 그만큼 궤도변경을 위한 노력이 많이 필요함을 의미한다. 대략 “충돌전 반주기 영역($t_I > -0.5PU$)”에서의 ECO의 궤도변경의 특징은 Δv_T 뿐만 아니라 Δv_N 와 Δv_W 도 동등하게 주요한 인자로 작용하게 된다. 이는 그 영역과 달리 T방향에 속도변화에 의한 충돌순간 시간차이의 효과가 약화되고 충돌상황에 따른 순수한 궤도변경의 노력만이 유효하기 때문이다. 결과적으로 그림 3에서는 t_I 가 $-0.6PU$ 와 $-0.5PU$ 사이에서 Δv_N 의 크기가 Δv_T 와 교차하여 Δv^* 에 주요한 요소가 된다. 충돌전 1주기 영역에서는 근일점이전충돌과 근일점 이후충돌의 각 성분별 최적속도변화 곡선이 뚜렷한 차이를 드러내는데, 특히, 근일점이전충돌의 경우 t_I 가 대략 $-0.3 \sim -0.2PU$ 에서 W성분이 T성분이나 N성분보다 큰 값을 가진다. 이전의 연구(Park & Ross 1999)에서는 W성분이 무시되어 Δv_W 의 중요도를 확인할 수 없었지만, 궤도 이심률과 궤도 경사각이 작은 ECO의 최적궤도변경에서는 “충돌전 사분주기(a quarter of a period)”로 다가갈수록 Δv_W 의 영향이 중요한 요소로 작용한다.

ECO의 성분별 최적속도변화를 최적비행각(비행방위각, 비행반음각)으로 변환하여 표현하여 보면 충돌모드별 최적 궤도변경의 특성을 살펴볼 수 있다. 그림 4는 그림 3과 같은 충돌결정요소로 묘사된 아폴로 ECO이다. 궤도변경 최적화의 수치적 결과로 논하는 것이지만 제1 충돌모드는 비행방

표 1. 충돌모드와 충돌상황. 충돌상황에 따른 ECO 궤도변경의 최적비행각의 범위.

충돌모드	물리적 의미	구분	충돌상황	비행방위각(ψ)	비행반음각(α)
제1 충돌모드	“천체역학적 충돌위치”에 따른 분류	근일점이전	근일점이전충돌	$0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$	$0^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$
		충돌(IBP)	-상승충돌		
		근일점이후	근일점이전충돌	$0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$	$-90^\circ \leq \alpha \leq 0^\circ$
		충돌(IAP)	-하강충돌		
제2 충돌모드	“충돌입사각”에 따른 분류	상승충돌(AI)	근일점이후충돌	$0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$	$-90^\circ \leq \alpha \leq 0^\circ$
		하강충돌(DI)	-상승충돌		
			근일점이후충돌	$0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$	$0^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$
			-하강충돌		

위각과 깊은 관련이 있고, 제2 충돌모드는 비행반음각과 밀접한 관계가 있다. 그림 4a에서 근일점이전충돌과 근일점이후충돌의 순간추력시간에 따른 최적비행방위각의 변화를 비교하였고, 그림 4b에서는 상승충돌과 하강충돌의 비행반음각을 비교하였다. 최적비행방위각에 관한 이전 연구(Park & Ross 1999)에서 ECO의 최적 궤도변경을 위해서는 $-180^\circ \leq \psi \leq 0^\circ$ 이나 $0^\circ \leq \psi \leq 180^\circ$ 을 가져야 하며, 특히 본 연구에서는 후자의 비행방위각을 기본으로 설정하여 궤도변경을 최적화하였다. 간단하게 최적비행방위각의 특성을 지적하여 보면, 순간추력시간이 0에 가까워질수록 최적비행방위각의 요동이 커진다는 사실과 근일점이전충돌과 근일점이후충돌의 곡선이 서로 미세한 차이를 가진다는 것이다. 그림 3과 그림 4에서는 확실하게 분별되지 않을 수 있지만, Δv^* 의 극소점이나 최적비행방위각이 180° 되는 부분이 ECO의 근일점 통과시간과 상당히 일치한다. 같은 형태의 충돌위치를 가지면서 서로 다른 충돌입사각을 가지는 ECO의 궤도변경 최적화를 그림 4b에서 비교하였다. 상승충돌과 하강충돌의 최적비행반음각은 서로 완벽한 대칭을 보이고 있다. 이러한 현상을 “상승충돌과 하강충돌의 대칭성”이라고 표현하겠다. 상승충돌과 하강충돌의 대칭성은 제1 충돌모드는 같고 제2 충돌모드가 서로 다른 ECO 궤도변경에서 두 충돌상황의 최적비행반음각이 크기는 서로 같고, 방향(부호)는 서로 반대임을 의미한다. 상승충돌과 하강충돌의 대칭성 덕분에 앞으로의 그림에서는 제2 충돌모드에 대한 특별한 구분이나 표기를 생략할 것이다. 대신 ECO 궤도변경에서 충돌상황에 따른 최적비행각의 범위를 표 1에 정리하였다.

충돌결정요소가 ECO의 궤도변경에 미치는 영향을 알아보기 위해, 나머지 두 요소는 고정하고, 한 가지 요소만 변화시켜 보았을 때 나타나는 현상을 알아보았다. 그림 5는 $e_A = 0.6, i_A = 10^\circ$ 인 아폴로족 ECO에 궤도장반경을 1.2AU(주기 1.3년)와 2.4AU(주기 3.7년)로 변화시켰을 때 Δv^* 를 보여주고 있다. 궤도장반경이 작을수록 더 많은 최적속도변화가 필요하다는 것을 말해 준다. 1.2AU ECO의 Δv^* 를 보면, 곡선의 극소값이 근일점이전충돌의 경우는 매 충돌주기($t_I = -1, -2, -3, \dots$) 이후에 놓이고, 근일점이후충돌은 매 충돌주기 이전에 놓인다. 또한 궤도장반경이 작을수록 Δv^* 곡선의 극소값의 매 충돌주기와의 간격이 많이 벌어져 근일점이전충돌과 근일점이후충돌의 차이를 확실하게 보여주지만, 궤도장반경이 커질수록 두 충돌의 극소값이 충돌 주기의 정수배에 서로 가까워진다. Δv^* 곡선의 극소값은 앞에서 설명하였듯이 ECO의 근일점 통과시간 근처이다.

그림 6은 $a_A = 0.9AU$ (주기 0.85년), $i_A = 10^\circ$ 인 아텐족 ECO에 궤도이심률을 0.2와 0.8로 변화시킬 경우의 Δv^* 를 보여주고 있다. 궤도이심률이 클수록 Δv^* 곡선이 더 크게 요동치는 것을 볼 수 있다. 즉 궤도이심률에 작을수록 한 주기마다 Δv^* 의 극대값과 극소값의 크기 차이가 적다. 그림 7은

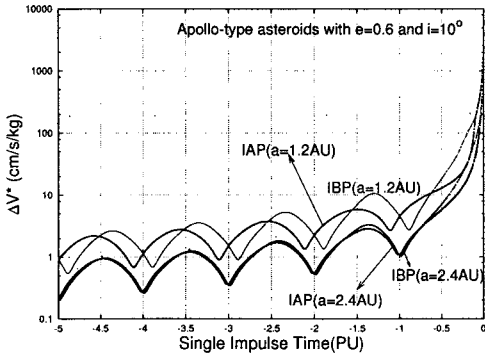


그림 5. 아폴로족 ECO의 궤도장반경 변화에 따른 Δv^* 의 비교.

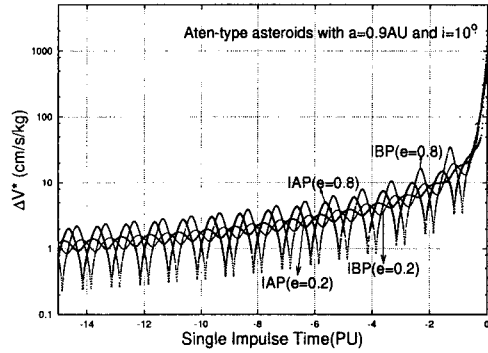


그림 6. 아텐족 ECO의 궤도이심률 변화에 따른 Δv^* 의 비교.

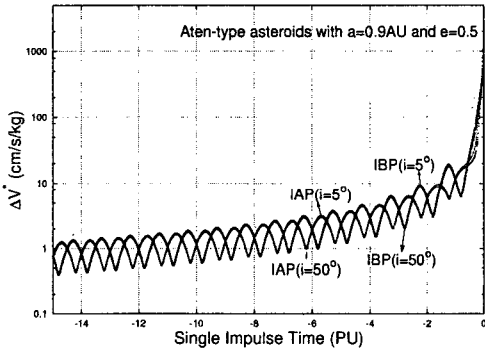


그림 7. 아텐족 ECO의 궤도경사각 변화에 따른 Δv^* 의 비교.

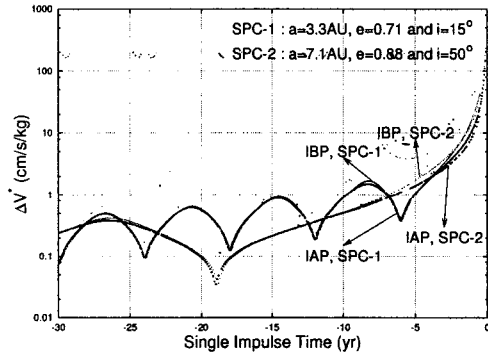


그림 8. 단주기혜성 ECO의 Δv^* 비교.

$a_A = 0.9AU$, $e_A = 0.5$ 아텐족 ECO로서 궤도경사각을 5° 와 50° 로 변화시켜 비교해보았다. 궤도경사각이 크게 바뀌어도 Δv^* 곡선은 크게 차이를 보이지 않는다. 궤도경사각이 비행받음각이나 W 성분 속도변화와 관계가 있고, 상대적으로 W 성분은 다른 두 성분에 비해 궤도변경의 최적속도변화에 많은 영향을 주기 않기 때문에 그림 7과 같은 결과가 도출되었다.

그림 8은 단주기혜성 ECO의 궤도변경 최적화를 보여주고 있다. 이 그림에서 x축의 순간추력 시간의 단위가 이전의 그림과 달리 “년(year)”임에 주의하여야 한다. SPC-1은 내목성 ECO($a_A = 3.3AU$, $e_A = 0.71$, $i_A = 15^\circ$, 주기 약 6년)를 나타내고, SPC-2는 내토성 ECO($a_A = 7.1AU$, $e_A = 0.88$, $i_A = 50^\circ$, 주기 약 19년)를 나타낸다. 기본적으로 근일점이전충돌과 근일점이후충돌은 순간추력시간이 0에 다가갈수록 분명한 차이를 나타내고 있다. 다양한 종류의 ECO의 궤도변경 최적화를 그림 9와 그림 10에서 비교하였다. 근일점이전충돌을 가지는 천체들은 각각 충돌결정요소 $a_A = 0.9AU$, $e_A = 0.2$, $i_A = 10^\circ$ 인 아텐족, $a_A = 1.2AU$, $e_A = 0.4$, $i_A = 10^\circ$ 인 아폴로족, $a_A = 3.3AU$, $e_A = 0.71$, $i_A = 15^\circ$ 인 내목성 ECO이다. 순간추력시간은 년 단위로 되어 있고, 충돌 이전 10년부터 시작하였다. 그림 9에서 궤도변경을 위한 Δv^* 의 곡선은 궤도장반경이 작은 ECO 순으로 위로부터 아텐족, 아폴로족, 내목성 ECO로 분포하고 있다. 그러나 특히 순간추력시간이 지구

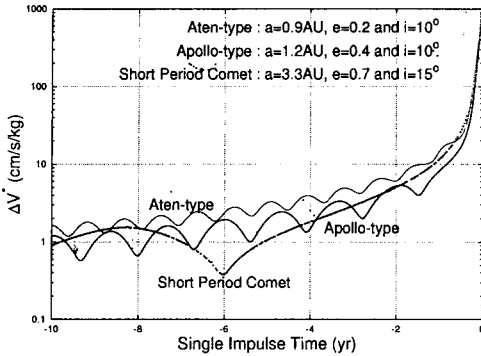


그림 9. 근일점 이후충돌을 가지는 다양한 ECO의 Δv^* 비교.

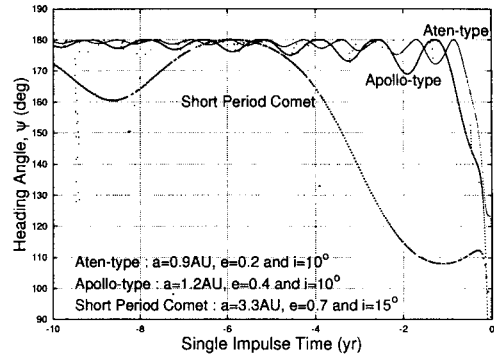


그림 10. 근일점 이후충돌을 가지는 다양한 ECO의 최적비행방위각 비교.

충돌에 가까워질수록, 그림 9에서는 약 1년전 정도되면 Δv^* 가 어떠한 ECO라도 거의 일치하여 급격히 증가함을 볼 수 있다. 그러나 그림 10에서와 같이 장반경이 큰 ECO일수록(주기가 클수록) 최적비행방위각의 곡선은 크게 요동치고 있으며 아텐족과 내목성 ECO의 차이는 크게 대비된다.

5. 결 론

순간적인 속도변화에 의한 ECO의 궤도변경의 최적화 문제는 양끝점경계값문제를 직접슈팅법에 의한 비선형계획법으로 구성하여 수치적인 해를 얻을 수 있다. 3차원 태양중심 황도좌표계에서의 최적화 문제는 ECO-중심 TNW좌표계에서 ECO 궤도변경을 위한 순간적인 속도변화가 주어지며, ECO의 지구에 접근 시에는 지구중력 효과를 고려하였다. ECO의 궤도변경을 위한 최적해는 순간적인 속도변화를 주는 충돌이전의 궤도상 위치와 그 때의 속도변화의 방향 및 크기에 좌우되며, 이는 시간에 대한 Δv^* 나 최적비행각의 수치적인 함수로 표현된다. 특히 Δv^* 곡선은 순간추력시간에 대해서 증가함수와 주기적인 요동을 함께 포함하고 있는 독특한 형태를 가진다. ECO 궤도변경을 위한 TNW 성분별 순간적인 속도변화의 특징을 살펴보면, 충돌전 1주기 이전까지는 T방향의 최적속도변화가 궤도변경의 최적해에 가장 큰 영향을 미치며, 이는 충돌순간의 시간차이 효과를 발생시켜 지구 충돌을 피하기 때문이다. 그러나 충돌전 반주기 영역부터 ECO의 Δv^* 곡선이 급격하게 증가하고, 성분별 속도변화의 궤도변경 기여도는 T 성분, N 성분, W 성분 모두 동등한 수준을 보인다. 이는 지구충돌을 피하기 위한 충돌순간의 시간차이 효과가 약해지는 반면, 궤도변경을 위한 노력이 빠르게 증가하고, 충돌상황의 기하학적 조건에 따라 최적속도변화 방향이 결정된다는 것을 의미한다. 마찬가지로 최적비행각의 추이도 충돌전 1주기 영역부터 단순한 요동에서 벗어난 곡선을 보인다.

ECO는 2가지의 충돌모드로 구별할 수 있고, 각각의 조합에 의해 4가지의 충돌상황이 존재한다. 천체역학적 충돌위치에 따른 제1 충돌모드는 근일점이전충돌과 근일점이후충돌로 분류하며, 궤도변경에서 Δv^* 곡선의 미묘한 차이를 발생시킨다. 또한 충돌입사각에 따른 제2 충돌모드는 “상승충돌과 하강충돌의 대칭성”이라는 특성을 가진다. 궤도장반경이 작은 아텐족 ECO일수록 단주기혜성 ECO보다 궤도변경을 위해 더 많은 Δv^* 를 요구한다. 그러나 순간추력시간이 충돌 순간에 가까워지면 Δv^* 는 거의 비슷한 크기를 보인다.

ECO의 대상이 되는 지구접근소행성(Near Earth Asteroid)과 지구접근 혜성(Near Earth Comet)의 물리적 성질을 다음과 같이 정리할 수 있다. 지구접근소행성(대표값 1.2AU)과 지구접근 혜성(대표값 16.3AU)을 비교해보면, 지구접근 혜성이 지구접근소행성에 비해 지구접근속도는 1.24 ~ 1.30배(평균 1.29배) 크고, 평균밀도는 0.9 ~ 35배(평균 4.65배) 작다. 따라서 같은 에너지를 이들 천체에 주었을 때, 지구접근혜성의 지름이 0.89 ~ 3.00배(평균 1.67배) 지구접근소행성의 지름과 같은 효과를 가진다. 만약 지구접근소행성의 지름을 기준으로 ECO의 크기를 설명하다고 가정하면, 지구접근혜성에서 기인하는 ECO는 본래의 값에서 1.7배 작은 수치로 정량적으로 계산하여 이해할 수 있다.

순간적인 속도변화에 의한 EOC의 궤도변경의 가능성 있는 시나리오는 크게 충돌에너지에 의한 궤도변경(kinetic energy deflection)과 핵폭발에 의한 궤도변경(nuclear explosion deflection)이 있다. 전자는 우주비행체를 ECO에 충돌함으로써 궤도변경의 운동에너지를 전달하는 방법(Solem 1993)이고, 후자의 경우는 ECO의 표면이나 지근거리에서 핵폭발을 일으키는 방법(Shubin et al. 1995, Solem 1993)이다. 그 밖에 ECO 표면에 부착(soft landing)하여 고추력 엔진에 의한 에너지를 전달하는 방법(Park & Mazanek 2003)도 유효하지만, ECO의 빠르고 불규칙적인 자전을 고려해 볼 때 최적속도 변화의 크기와 방향을 제어하는데 심각한 문제를 발생할 우려가 있다. 핵폭발에 의한 궤도변경의 에너지 전달 효율이 충돌에너지에 의한 궤도변경보다 약 1,000 ~ 10,000배 정도 우수하고, 고추력 엔진에 의한 궤도변경보다 백만 배 정도 뛰어난 것을 알려져 있다(Park & Mazanek 2003). 또한 핵폭발에 의한 방법은 수 km급 ECO에도 사용 가능한 것으로 계산되고 있고, 충돌에너지에 의한 방법은 100m급 이하 ECO에 적용 가능한 것으로 알려져 있다. 그러나 이 두 방법 모두 한차례의 충돌이나 폭발의 임무가 수행된 후 우주비행체의 파괴나 피해가 동반되고, 궤도변경을 위해 전달한 속도변화의 크기(에너지)를 정밀하게 제어할 수 없는 단점을 가지고 있다. 이러한 단점을 극복하기 위하여 향후 “다단계 순간적인 속도변화(multiple impulse)”에 의한 ECO의 궤도변경이나 “연속적인 속도변화(continuous illumination)”에 의한 ECO의 궤도변경을 수행할 필요가 있다. 특히 연속적인 속도변화의 방법에서 Δv 의 초기값은 순간적인 속도변화의 Δv^* 에 기초하여 설정할 수 있다.

참고문헌

- 민병희 2005, 석사학위 논문, 연세대학교
- 최규홍 1997, 천체역학 (서울: 민음사대우학술총서 자연과학), pp.77-80
- Atkinson, H., Tickell, C., & Williams, D. 2000, Report of the Task Force on Potentially Hazardous Near Earth Object (London: British National space Centre)
- Berinde, S. 2002, in Proceedings of Asteroids, Comets, Meteors, ed. B. Warmbein (Noordwijk, Netherlands: ESA Publications Division), p.401
- Betts, J. T. 1998, JGCD, 21, 193
- Binzel, R. P. 2000, PSS, 48, 297
- IAU: Minor Planet Center 2004, <http://cfa-www.harvard.edu/cfa/ps/mpc.html> (Accessed Nov. 9 2004)
- Lupishko, D. F. & Martino, M. D. 1997, PSS, 46, 47
- Moon, H., Min, B., Fletcher, A. B., Kim, B., Han, W., Chun, M., Jeon, Y., & Lee, W. 2001, JA&SS,

18, 191

- NASA/JPL Near-Earth Object Program 2004, <http://neo.jpl.nasa.gov> (Accessed Oct. 15 2004)
- Park, S. & Mazanek, D. D. 2003, *JGCD*, 26, 734
- Park, S. & Ross, I. M. 1999, *JGCD*, 22, 415
- Ross, I. M., Park, S., & Porter, S. D. V. 2001, *Journal of Spacecraft and Rocket*, 38, 759
- Shubin, O. N., Nechai, V. Z., Nogin, V. N., Petrov, D. V., & Simonenko, V. A. 1995, in *Proceedings of the Planetary Defence Workshop* (CA: Lawrence Livermore National Lab, Livermore)
- Smit, J. 1999, *Annual Review of Earth and Planetary Science*, 27, 75
- Solem, J. C. 1993, *Journal of Spacecraft and Rocket*, 30, 222
- Solem, J. C. 1994, *Journal of Spacecraft and Rocket*, 31, 707
- Vallado, D. A. 2001, *Fundamentals Astrodynamics and Applications* (California: Microcosm Press & Kluwer Academic Publisher), pp.91-911