

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(10), 770-778(2013)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.10.770>

태양돛 우주선의 궤도전이 기법 연구

김민규, 김정래*

A Study on Orbit Transfer Methods for Solar Sail Spacecraft

Min-Gyu Kim and Jeongrae Kim*

Korea Aerospace University, School of Aerospace and Mechanical Engineering

ABSTRACT

Solar sail propulsion uses solar radiation pressure to propel spacecraft without propellant, and it is useful for deep-space missions and continuous orbit maneuver missions. After a brief introduction of solar sail dynamics, locally optimal trajectories in Sun-centered and Earth-centered orbits are analyzed. Numerical simulations for the optimal trajectories are performed. Trajectory for the rendezvous with Halley comet is generated, and different planet escape methods are compared.

초 록

태양돛은 태양복사압을 이용하여 연료소모 없이 우주선에 지속적인 추력을 제공하는 방식으로, 심우주 임무나 지속적인 궤도기동이 필요한 임무에 적합하다. 본 논문에서는 태양돛의 기본 원리를 소개하고 태양중심, 행성중심 궤도에서의 국소최적제어 기법을 연구하였다. 각각의 최적제어 기법에 대한 시뮬레이션을 수행하였다. 핼리혜성 랑데부 궤적을 생성하였으며, 여러 가지 행성탈출 기법을 비교하였다.

Key Words : Solar Sail (태양돛), Orbit transfer (궤도 전이), Orbit control (궤도제어), Planet escape orbit (행성탈출궤도)

1. 서 론

태양복사압을 이용하여 추진력을 얻는 태양돛 추진 (Solar sail propulsion)은 오래전부터 연구되고 발전해왔다. Tsiolkovsky가 태양돛 연구의 기초를 마련하였으며 Tsander는 1924년 처음으로 현실적인 태양돛에 관한 책을 펴냈다. 1920년대 이후 태양돛은 30년간 연구되지 않았으나, 1950년대에 들어서 태양돛의 개념이 재발견되었다. 1951년 Wiley는 실현 가능한 태양돛의 설계 방법을 설명하였으며 Richard Garwin은 처음으로

로 'Solar sailing' 이라는 단어를 사용했다. 1970년대 초반에는 우주 환경에 맞는 구조와 얇은 필름을 배열하는 기술이 개발되었으며, 1976년 NASA에서 태양돛을 사용한 핼리혜성 탐사선 개발을 시작하였으나 비용 문제로 중단하였다. 이때 설계된 태양돛은 크기가 800m×800m인 3축 안정화 방식의 정사각형 태양돛인데, 태양돛 전개 위험성이 크다고 판단되어 중단되었다.

1990년대와 2000년대에는 지구자기장을 관측하는 Geosail과 태양활동을 관측하는 Geostorm 태양돛 우주선이 활발히 연구되었으며, 이후

† Received: July 22, 2013 Accepted: September 9, 2013

* Corresponding author, E-mail : jrkim@kau.ac.kr

<http://journal.ksas.or.kr/>

pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

LightSail-1, Nano-sail D, IKAROS와 같은 소형 태양돛이 개발되었다[1]. 태양돛을 소형으로 설계 하면 태양복사압을 받는 면적이 줄어들지만, 태양돛의 무게를 줄여 이를 보완하고자 하는 것이 최근 연구 동향이다. IKAROS는 일본에서 제작 되었으며 태양돛 기술을 입증한 최초의 사례인데, 이 태양돛 우주선은 2010년 5월에 발사되었다. 6개월간에 걸친 비행 끝에 금성에 도달하였으며 현재 태양을 중심으로 비행하고 있다[2]. Nano-Sail D는 NASA에서 2010년 12월 지구 저 궤도에 올린 3m×3m의 태양돛이며, 태양돛 추진보다는 전개장치 시험을 주목적으로 하고 있다 [3]. 2014년 발사예정인 NASA에서 개발하고 있는 Sunjammer는 34m×34m의 태양돛 우주선으로 Geostorm 우주선과 유사하게 태양활동을 관측하는 것을 목적으로 한다. 태양을 향하는 방향으로 지구에서 300만 km 떨어진 지점에서 지구와 같은 주기로 공전하는데, 지구로부터 150만 km 떨어진 라그랑지 L1을 이용하는 일반 탐사선에 비해 태양에 더 근접하여 태양활동 정보 시간을 대폭 단축할 수 있다.

해외에서는 태양돛 궤도제어에 관한 연구가 많이 수행되어 왔으나, 국내에서는 본격적인 연구가 이루어지지 못하였다. 본 연구에서는 향후 국내 태양돛 우주선 개발에 필요한 기반 연구로 태양돛 궤도 및 제어기법에 관한 연구를 수행하였다. 태양돛 궤도이론과 궤도제어 기법을 조사하고, 일부 제어식을 유도하였다. 태양중심궤도와 행성중심궤도로 분리하여 연구하였으며, 각 궤도 형태에 대한 태양돛 피치각 제어 기법을 구현하였다. 이러한 제어식을 바탕으로 제어 알고리즘을 개발한 뒤 수치적분으로 구현하여 최적 태양돛궤도를 시뮬레이션 하였다. 활용분야가 많은 행성탈출 궤도는 4가지 방법을 구현한 뒤 성능 비교를 수행하였다.

II. 태양돛 이론

2.1 태양돛 이론

태양돛의 특성을 결정하는 요소로는 특성가속도(characteristic acceleration) a , sail loading σ , lightness number β 가 있다. 먼저 태양돛이 태양으로부터 1AU 거리에 있을 때 태양복사압에 의한 가속도를 특성가속도라 하며 다음과 같이 정의된다[4].

$$a = \frac{2\eta P}{\sigma} \quad (1)$$

여기서, η 는 태양돛의 반사 효율, P 는 태양돛이 태양으로부터 1AU 거리에 있을 때 받는 압력이다. σ 는 태양돛의 단위 면적당 질량(sail loading)으로 $\sigma = m/A$ 인데, 여기서 m 은 태양돛의 질량, A 는 태양돛의 면적이다. 계수 2는 반사로 인한 운동량 증가를 고려한 양이다. 이 때 태양돛의 가속도는 다음과 같이 태양 중력가속도에 비례하는 형태로 나타낼 수 있다[4].

$$\mathbf{a} = \beta \frac{\mu_s}{r^2} (\hat{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n} \quad (2)$$

$$\beta = \frac{\sigma^*}{\sigma}, \quad \sigma^* = \frac{L_s}{2\pi\mu_s c} \quad (3)$$

여기서 lightness number, β 는 중력에 대한 태양복사압의 비이므로 일정한 β 값을 사용하면, 태양에 가까워질수록 태양돛의 가속도는 태양과의 거리의 제곱만큼 증가한다. μ_s 는 태양의 중력상수, \mathbf{n} 은 태양돛의 면적 방향 단위 벡터, σ^* 는 sail loading 상수이며 L_s 는 태양의 광도, c 는 빛의 속도이다. 위 식을 이용하면 태양돛의 운동방정식은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} + \frac{\mu}{r^2}\hat{\mathbf{r}} = \beta \frac{\mu}{r^2} (\hat{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n} \quad (4)$$

좌변의 $(\mu/r^2)\hat{\mathbf{r}}$ 항은 태양의 중력가속도를 나타내며 우변항은 태양복사압에 의한 태양돛의 가속도를 의미한다.

2.2 태양중심 궤도

태양돛이 받는 합력은 Fig. 1과 같이 태양복사압에 의한 힘과 태양돛에 반사되는 빛의 운동량 보존에 의한 추가적인 힘의 합이다. 태양돛 표면이 완전 반사라고 가정했을 때, 태양돛이 받는 힘의 크기는 태양복사압의 2배이다. 그리고 Fig. 2에서 태양복사압과 태양돛이 받는 힘이 이루는

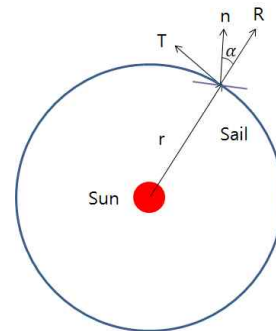


Fig. 1. Geometry of a Sun-centered orbit

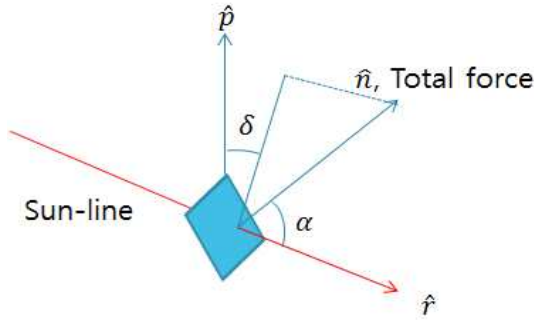


Fig. 2. Pitch and clock angles

각을 피치각(pitch angle) α 라 하며, clock angle δ 는 태양복사압 방향의 수직 평면에 태양돛 수직 벡터를 투영한 성분과 \hat{p} 축이 이루는 각이다. 이 때 \hat{r} 축은 태양복사압 방향이고 \hat{p} 축은 \hat{r} 축에 수직인 방향이다. 피치각과 clock angle에 따라 태양돛이 받는 힘이 달라진다. 태양중심 최적궤도 중 많이 사용하는 것으로 국소 최적궤도 (Locally optimal trajectory)가 있는데, 이는 궤도 요소의 변화량을 최대화하는 방법이다. 여기에는 장반경 변화량, 궤도이심률 변화량, 궤도경사각 변화량, 승교점 변화량을 최대로 하는 방법이 있다[4]. 각 궤도요소의 변화율은 다음과 같이 Lagrange Planetary 방정식의 Gaussian VOP (Variation of Parameter) 형태로 나타낼 수 있다[5].

$$\frac{da}{dt} = \frac{2}{n\sqrt{1-e^2}} \left[F_R e \sin f + \frac{p}{r} F_T \right] \quad (5)$$

$$\frac{de}{dt} = \frac{\sqrt{1-e^2}}{na} \left[F_R \sin f + F_T \left(\cos f + \frac{e + \cos f}{1+e \cos f} \right) \right] \quad (6)$$

$$\frac{di}{dt} = \frac{r \cos u}{na^2 \sqrt{1-e^2}} F_N \quad (7)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \frac{r \sin u}{na^2 \sqrt{1-e^2} \sin i} F_N \quad (8)$$

여기서 n 은 태양돛의 평균 운동(Mean motion)으로 $\sqrt{\mu/a^3}$ 이고 u 는 진근점이각과 승교각의 합이다. 그리고 F_R , F_T , F_N 은 각각 R(Radial), T(Transverse), N(Normal) 방향의 가속도이며 α 와 δ 로 나타내면 다음과 같다[6].

$$F_R = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^3 \alpha \quad (9)$$

$$F_T = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \sin \delta \quad (10)$$

$$F_N = \beta \frac{\mu}{r^2} \cos^2 \alpha \sin \alpha \cos \delta \quad (11)$$

위 식들을 이용하여 장반경과 이심률의 변화율을 최대화하려면 δ 의 값은 $\pi/2$ 이어야 한다. 그리고 α 는 식 (9)~(11)과 결합된 식 (5)~(8)을 α 에 대해 편미분을 하여 구할 수 있으며 아래와 같다.

$$\alpha^* = \tan^{-1} \left\{ \frac{-3k_1 + \sqrt{9k_1^2 + 8k_2^2}}{4k_2} \right\} \quad (12)$$

이 때 k_1 과 k_2 는 각각 장반경과 이심률 변화율 식에서 F_R , F_T 의 계수이며, 최적의 cone angle $\tilde{\alpha}$ 는 아래의 관계를 만족한다.

$$\tan \tilde{\alpha} = \frac{k_2}{k_1} \quad (13)$$

위 식을 (12)식에 대입하여 극한을 취하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} \lim_{\tilde{\alpha} \rightarrow \infty} \alpha^* &= \lim_{\tilde{\alpha} \rightarrow \infty} \tan^{-1} \left\{ \frac{-3 + \sqrt{9 + 8 \tan^2 \tilde{\alpha}}}{4 \tan \tilde{\alpha}} \right\} \\ &= \tan^{-1} \left(\frac{1}{\sqrt{2}} \right) \end{aligned} \quad (14)$$

위 식에서 최대 피치각이 $\tan^{-1}(1/\sqrt{2})$ 임을 알 수 있다. 즉, 태양복사압을 받지 않을 때 횡방향 가속도가 최대가 되기 위한 각은 90° 이며 태양복사압을 받을 때 횡방향 가속도가 최대가 되기 위한 피치각은 약 35.26° 이다.

원일점 반경 변화율은 장반경 변화율과 이심률 변화율 방법을 합한 형태로 다음과 같다.

$$\frac{dr}{dt} = \frac{da}{dt} (1-e) - a \frac{de}{dt} \quad (15)$$

위 식을 편미분하여 식 (12)의 k_1 , k_2 에 원일점 반경 변화율의 F_R , F_T 의 계수를 대입하면 원일점 변화율을 최대화하는 피치각을 구할 수 있다.

다음으로 경사각 변화율을 최대화하기 위해 경사각의 Lagrange Planetary 방정식을 피치각에 대해 편미분을 하면 다음과 같다.

$$\alpha^* = \tan^{-1}(1/\sqrt{2}) \quad (16)$$

최적의 δ 는 식 (7)에서 $\cos u$ 와 F_N 의 부호를 같게 함으로써 구할 수 있으며 다음과 같다.

$$\delta^* = (\pi/2) \{1 - \text{sign}[\cos(f+\omega)]\} \quad (17)$$

Table 1. Cases of optimal steering

Cases		Control Methods
Sun centered	A1	Semi-major axis
	A2	Eccentricity
	A3	Aphelion radius
	A4	Inclination
	A5	Ascending node
Planet centered	B1	Semi-major axis
	B2	Eccentricity
	B3	Aphelion radius
	B4	Inclination
	B5	Ascending node
Planet escape	C1	On-off switching
	C2	Orbit rate steering
	C3	Locally optimal steering
	C4	Polar orbit escape

승교점 변화율을 최대화 하는 방법은 경사각 변화율 방법과 동일한 방법으로 구할 수 있으며 최적의 clock angle은 다음과 같다.

$$\delta^* = (\pi/2) \{1 - \text{sign}[\sin(f + \omega)]\} \quad (18)$$

Table 1은 태양 중심과 행성 중심, 그리고 지구 탈출궤도에서 각각의 최적제어 방법을 나타낸 것이다. Case A1, A2, A3는 식 (12), case A4는 식 (16), (17), case A5는 식 (16), (18)을 이용하여 피치각과 clock angle을 제어한다.

2.3 행성중심 궤도

행성중심 궤도는 태양중심 궤도에 비해 태양 방향이 변하지 않으므로 태양중심 궤도의 제어기법을 그대로 사용할 수 없고, 변형된 방법을 사용해야 한다. Fig. 3은 행성중심 궤도에서의 자세각을 나타내고 있는데, f 는 태양돛의 진근점각을 나타낸다. 태양이 아주 멀리 있다고 가정하면, 태양복사압의 방향은 위성의 위치에 관계없이 일정하며 가속도 성분은 다음과 같다[6, 7].

$$F_R = \kappa \cos^2 \alpha \cos(\alpha - f) \quad (19)$$

$$F_T = \kappa \cos^2 \alpha \sin(\alpha - f) \sin \delta \quad (20)$$

$$F_N = \kappa \cos^2 \alpha \sin(\alpha - f) \cos \delta \quad (21)$$

이 때 κ 는 $\beta\mu/r^2$ 이며 지구중심 궤도일 경우 특성가속도 a 와 동일하다. 행성중심 궤도에서 장반경과 이심률의 변화율을 최대화하는 δ 는 $\pi/2$ 이며 최적의 피치각은 태양중심 궤도에서의 방법과 마찬가지로 Lagrange Planetary 방정식을 피치각에

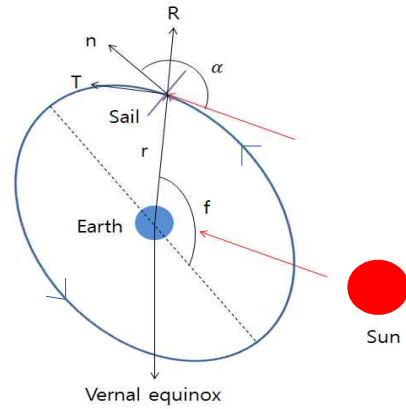


Fig. 3. Geometry of a planet-centered orbit

대해 편미분하면 구할 수 있으며 다음과 같다.

$$\alpha^* = \tan^{-1} \left\{ \frac{-3M_2 + \sqrt{9M_2^2 + 8M_1^2}}{4M_1} \right\} \quad (22)$$

$$M_1 = m_1 \sin f + m_2 \cos f \quad (23)$$

$$M_2 = m_1 \cos f - m_2 \sin f \quad (24)$$

여기서 m_1 과 m_2 는 각각 장반경과 이심률 변화율 식의 F_R , F_T 의 계수다.

원일점 변화율 최대화 방법에서의 피치각은 식 (15)를 피치각에 대해 편미분하고, m_1 과 m_2 에 각각 원일점 변화율 식의 F_R , F_T 의 계수를 대입한 후, 식 (23), (24)를 식 (22)에 대입하여 구할 수 있다.

다음으로 경사각 변화율을 최대화하기 위한 피치각은 경사각의 Lagrange Planetary 방정식에 위의 F_N 식을 대입한 후 피치각에 대해 편미분을 하면 구할 수 있다.

$$\alpha^* = \frac{3 \tan f + \sqrt{9 \tan^2 f + 8}}{4} \quad (25)$$

최적의 δ 는 식 (7)의 $\cos u$ 와 행성중심에서의 F_N 의 부호를 동일하게 함으로써 구할 수 있으며 다음과 같다.

$$\delta^* = (\pi/2) \{1 - \text{sign}[\cos(f + \omega) \sin(\alpha - f)]\} \quad (26)$$

승교점 변화율 최대화 방법에서의 최적 피치각과 clock angle은 경사각 변화율 방법과 동일하며, 최적의 clock angle을 구하면 다음과 같다.

$$\delta^* = (\pi/2) \{1 - \text{sign}[\sin(f + \omega) \sin(\alpha - f)]\} \quad (27)$$

Table 1에서 case B1, B2, B3는 식 (22), (23),

(24), case B4는 식 (25), (26), case B5는 식 (25), (27)을 이용하여 피치각과 clock angle을 제어하는 것을 나타낸다.

2.4 행성탈출 궤도

태양돛을 이용한 행성탈출 기법은 많은 연구가 진행되어 다양한 방법이 개발되었는데, 이 중 4개의 제어 방법을 분석하였다[8]. On-off switching 방식(case C1)은 Fig. 4와 같이 진근점이각이 0~180°일 때 피치각을 90°, 진근점이각이 180~360°일 때 피치각을 0°로 구동하는 방법으로 기동이 매우 간단하지만, 궤도의 반에서만 에너지를 얻을 수 있다는 단점이 있다. 이러한 기동을 할 때 태양돛의 S방향(지구 질량중심에서 위성 질량중심을 향하는 방향)과 T방향(궤도 평면상에서 S와 수직하는 방향) 가속도는 다음과 같다.

$$F_S(f) = F_T(f) = 0 \quad (0 \leq f < \pi) \quad (28)$$

$$\begin{cases} F_S(f) = \kappa \sin\left(f - \frac{3\pi}{2}\right) \\ F_T(f) = \kappa \cos\left(f - \frac{3\pi}{2}\right) \end{cases} \quad (\pi \leq f < 2\pi) \quad (29)$$

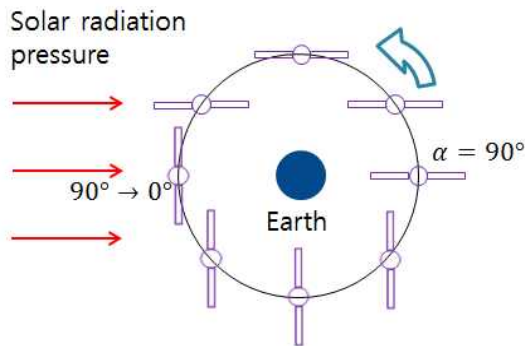


Fig. 4. On-off switching method for planet escape orbit (case C1)

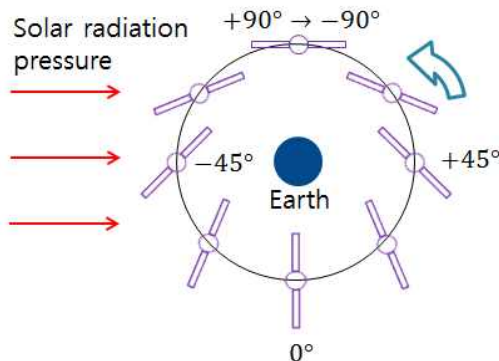


Fig. 5. Orbit rate steering law method for planet escape orbit (case C2)

Orbit rate steering(case C2)은 Fig. 5와 같이 태양돛의 피치각속도는 원궤도 각속도의 절반과 같다는 가정을 한다. 태양돛 제어 방법은 초기에 피치각을 45°로 구동하여 진근점이각이 90°일 때 피치각이 90°가 되면, 피치각이 -90°인 상태에서 피치각을 늘리는 구동을 한다. 피치각에 관한 식은 아래와 같다.

$$\alpha = \frac{\pi}{4} + \frac{f}{2} \quad (30)$$

Locally optimal steering(case C3)은 궤도 에너지의 순간 변화율을 최대화 시키는 방법이다. 식 (5)에 속도를 내적하면 다음과 같다.

$$\frac{dE}{dt} = \kappa (\mathbf{s} \cdot \mathbf{n})^2 \mathbf{n} \cdot \mathbf{v} \quad (31)$$

이 때 E는 궤도 에너지를 나타낸다. 피치각에 관한 식은 위 식을 피치각에 대해 편미분하여 구할 수 있으며 다음과 같다.

$$\alpha^* = \tan^{-1} \left\{ \frac{-3\cos\psi + \sqrt{9\cos^2\psi + 8\sin^2\psi}}{4\sin\psi} \right\} \quad (32)$$

여기서 ψ 는 태양복사압 방향과 태양돛 위성 속도 방향 사이의 각이다. 행성탈출 궤도에서의 locally optimal steering과 행성중심에서의 장반경 변화율 최대화 방식에는 차이가 있는데, locally optimal steering은 태양복사압에 의한 태양돛 위성의 속도를 최대화하는 방식이며, 행성중심에서 장반경 변화율을 최대로 하는 방법은 태양돛의 횡방향 가속도를 최대화하는 방법이다.

Polar orbit escape(case C4)는 지구의 극궤도를 공전하여 모든 위치에서 태양에너지를 얻을 수 있는 방법이다. 이 방식의 피치각과 clock angle에 관한 식은 다음과 같다.

$$\alpha^* = \tan^{-1}(1/\sqrt{2}) \quad (33)$$

$$\delta^* = f + (\pi/2) \quad (34)$$

Table 1에서 C1은 식 (28), (29), C2는 식 (30), C3는 식 (32), C4는 식 (33), (34)를 이용하여 피치각과 clock angle을 제어한다.

III. 궤도제어 시뮬레이션

태양중심 궤도와 행성중심 궤도에서의 최적궤도를 계산하는 알고리즘을 MATLAB을 이용하여

구현하였으며 수치적분을 통해 태양돛 궤도를 시뮬레이션 하였다.

3.1 태양중심 궤도

태양중심 궤도에서 최적제어 기법을 적용하여 태양돛위성의 궤도를 수치적분 하였다. Lightness number β 는 특성가속도 a 가 $1mm/s^2$ 일 때의 값인 0.17로 설정하였다. 초기 궤도장반경은 1AU, 이심률은 0.05이며 총 적분시간은 1,000일이다. Case A1과 A3 방식을 사용하였을 때 태양돛의 피치각은 Fig. 6과 같으며 피치각의 각속도는 Fig. 7과 같다.

Figure 6에서 장반경 변화율 제어 방식의 피치각을 살펴보면, 진근점이각이 약 90° (약 225일)일 때까지 피치각을 줄이는 기동을 하며 이후 약 180° (약 680일)까지 피치각을 늘리는 기동을 한다. 이후 피치각이 최대 피치각인 35.26° 에 도달하면 각도를 유지한다. 원일점 반경 변화율 제어에서는 태양돛의 피치각을 진근점이각이 180° 일 때까지 줄이는 기동을 하며 이후에는 35.26° 로 유지한다.

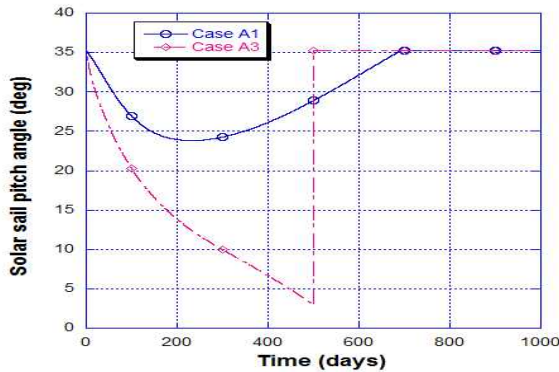


Fig. 6. Solar sail pitch angles in Sun-centered orbit by cases A1 and A3

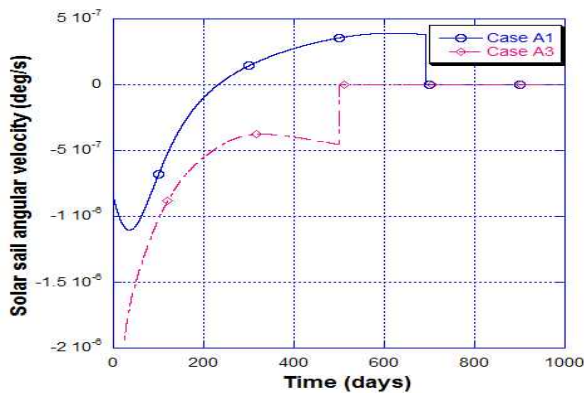


Fig. 7. Solar sail angular velocity in Sun-centered orbit by cases A1 and A3

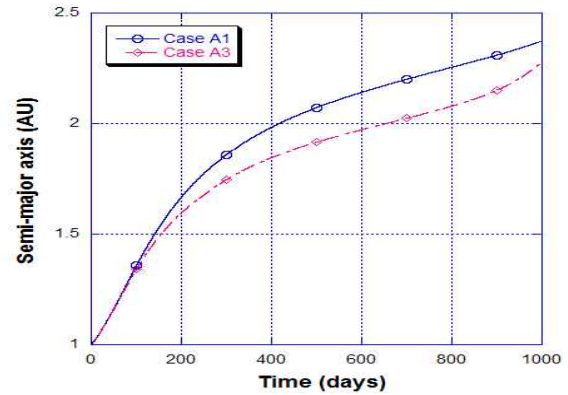


Fig. 8. Semi-major axis changes in Sun-centered orbit by cases A1 and A3

Figure 7은 각속도 변화를 나타내고 있는데, case 1의 각속도는 약 50일에서 690일까지 증가하다가 이후 0으로 유지한다. case 3의 각속도는 약 300일까지 증가하다가 이후 감소폭이 줄어들며, 500일 후에는 각속도를 0으로 유지한다.

Figure 8은 case A1과 case A3 방법을 사용하였을 때 각각의 궤도장반경 변화를 나타낸 것이다. 장반경 증가율은 증가하다가 150일에서 감소하는데, 이는 진근점이각이 90° 일 때 상대적으로 큰 radial 방향의 힘을 최대화하기 위해 피치각을 줄이는 기동을 수행하며, 이후 상대적으로 작은 transverse 방향의 힘을 최대화하기 위해 피치각을 늘리는 기동을 수행하기 때문이다. 이러한 피치각 제어를 하는 이유는, 진근점이각이 90° 일 때 radial 방향의 복사압이 태양돛의 y축 진행방향과 동일하기 때문이며 진근점이각이 180° 일 때는 복사압의 transverse 방향과 태양돛의 진행방향이 동일하기 때문이다.

Figure 9는 case A1을 사용하였을 때 태양돛

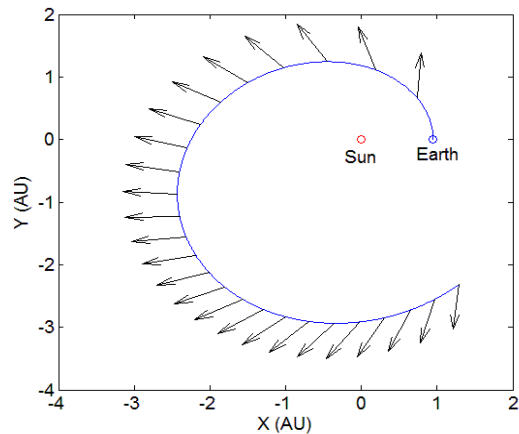


Fig. 9. Sun-centered trajectory and solar sail normal direction by case A1 (1,000 days)

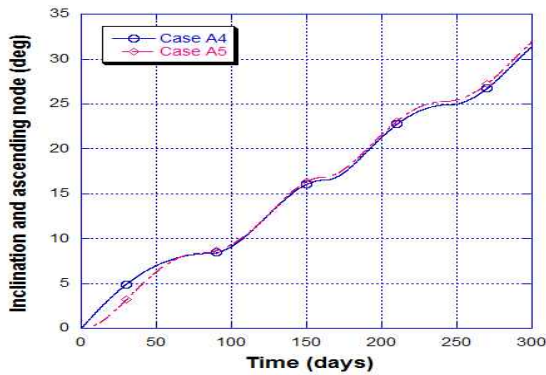


Fig. 10. Inclination and ascending node changes in Sun-centered orbit by cases A4 and A5

의 궤적을 나타낸다. 화살표는 태양돛의 수직 방향을 나타내며 장반경은 약 2.39AU로 증가하였다. Fig. 10은 경사각과 승교점의 변화량을 나타낸 것이다. 시뮬레이션 시간은 총 300일 동안 진행하였으며 태양돛의 조건은 위에서 사용한 것과 동일하다. 경사각과 승교점은 계단 모양으로 증가하는데, 이는 진근점각이 0°와 180°인 부근에서 태양복사압에 의한 힘 중 normal 방향 성분의 힘을 적게 받기 때문이다.

3.2 헬리헤성 랑데부

태양중심 궤도 제어기법을 응용하여 태양돛 적용을 위한 많은 연구가 이루어진 헬리헤성 랑데부 궤도를 시뮬레이션 하였다. 헬리헤성은 태양 주위를 경사각이 162.21°, 이심률이 0.9673인 타원 궤도를 도는 혜성이다. 주기는 약 76년으로 마지막으로 출현한 시기는 1986년이다. 태양돛을 이용한 헬리헤성 랑데부 임무를 간단히 소개하면, 첫 단계에서 장반경의 변화율을 최대화하는 궤도(case A1)를 이용하여 태양돛과 태양과의 거리를 줄인다. 이는 태양복사압을 최대한 많이 받기 위해서이다. 두 번째 단계는 경사각 변화율을

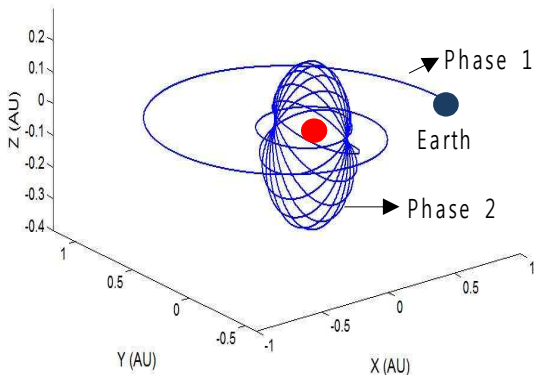


Fig. 11. Halley rendezvous trajectory

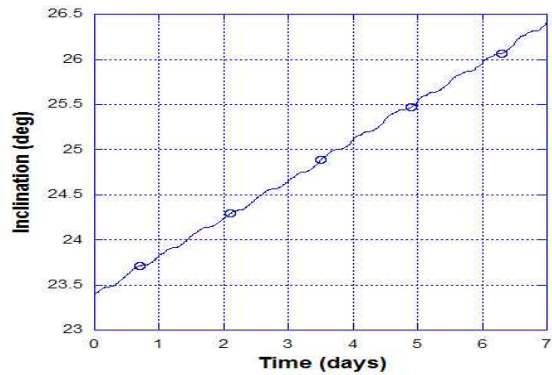


Fig. 12. Inclination changes in Earth-centered orbit by case B4

최대화하는 궤도(case A4)를 이용하여 태양돛 우주선의 경사각을 헬리헤성과 동일하게 한다. 위의 두 단계를 태양중심 최적궤도 조건을 적용하여 헬리헤성으로의 랑데부 궤적을 설계하고 시뮬레이션을 수행하였다. Fig. 11은 헬리헤성 랑데부 궤적을 나타낸 것인데, 궤도 장반경을 1.00AU에서 0.25AU까지 변경하는 궤도 제어를 수행하고 (Phase 1), 이후 경사각을 0°에서 162.21°로 변경하는 제어를 수행하였다 (Phase 2). 단계 별 구동 시간은 각각 318일, 503일이다.

3.3 행성중심 궤도

행성중심 궤도에서의 시뮬레이션은 특성가속도 κ 가 $1mm/s^2$, 초기 장반경이 42,241km, 이심률이 0.05인 조건에서 수행하였으며 총 적분시간은 7일이다. Fig. 12는 case B3 방법을 사용하였을 때 시간에 따른 태양돛위성 궤도의 경사각 변화를 나타낸 것이다. 초기 경사각을 지구 자전축과 동일한 각도인 23.4°로 설정하였으며 경사각 변화율 제어를 통해 최종 경사각은 7일 후 26.4°에 도달하였다.

3.4 행성탈출 궤도

지구중심 좌표계에서 태양돛의 행성탈출 궤도를 시뮬레이션 하였다. 초기 궤도 장반경은 42,241km, 이심률은 0.05, κ 는 0.17이며 구동 시간은 7일로 설정하였다. Case C4를 제외한 행성탈출 방식에서의 피치각을 나타낸 그림은 Fig. 13에 나타내었으며, case C2, C3에서 태양돛 피치각의 각속도를 나타낸 그림은 Fig. 14와 같다.

Figure 13에서 Case C1 방식은 피치각이 0° 또는 90°임을 볼 수 있으며, 다른 2가지 방식들은 피치각 제어가 유사함을 볼 수 있다. Fig. 14에서 태양돛 피치각의 각속도는 sine 형태로 나타나며 크기는 점점 줄어든다. 크기가 줄어드는

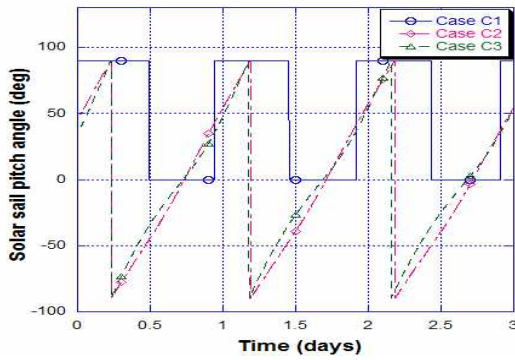


Fig. 13. Solar sail pitch angles in Earth-centered orbit by cases C1, C2 and C3

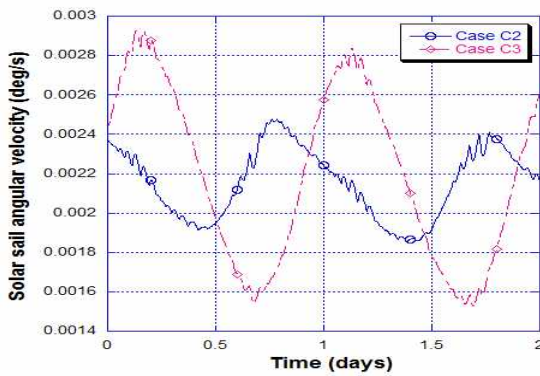


Fig. 14. Solar sail angular velocities in Earth-centered orbit by cases C2 and C3

이유는 궤도장반경이 증가하면서 궤도 주기가 증가하기 때문이다.

Figure 15는 지구중심 궤도에서 locally optimal steering(case C3)을 사용했을 때, 태양돛의 궤도와 태양돛의 수직 방향을 나타낸 그림이다. 이때 증가한 장반경은 약 1,011 km이다. 4개의 행성탈출 기동에 대한 장반경 변화를 나타낸 그림은 Fig. 16과 같다. 대부분 그래프의 형태가 계단 모양으로 나타나지만, polar orbit escape (case C4) 방식은 궤도장반경이 선형으로 증가하였다. 이는 다른 3가지 방법과는 달리 지구의 극궤도를 공전하므로 위치에 상관없이 태양에너지를 얻을 수 있기 때문이다. 궤도장반경 증가 효율은 case C3이 가장 우수하게 나타났다.

Figure 17은 행성탈출 기동 4가지 방식을 사용했을 때 궤도이심률 변화를 나타낸다. 4가지 방식들의 이심률은 평균값이 줄어들며, C2, C3, C4의 이심률은 0.25일 동안 증가하며 이후 0.75일까지 줄어드는 것을 볼 수 있다. 이는 0.25일까지는 장반경 증가량보다 단반경 증가량이 크며, 그 후 0.75일까지는 장반경 증가량이 크기 때문이다.

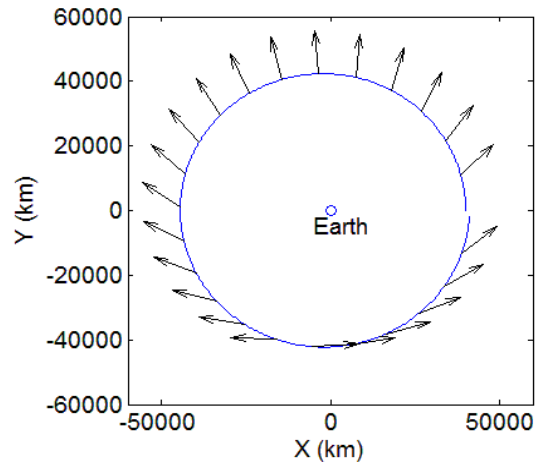


Fig. 15. Solar sail trajectory in Earth-centered orbit by case C3 (1 day).

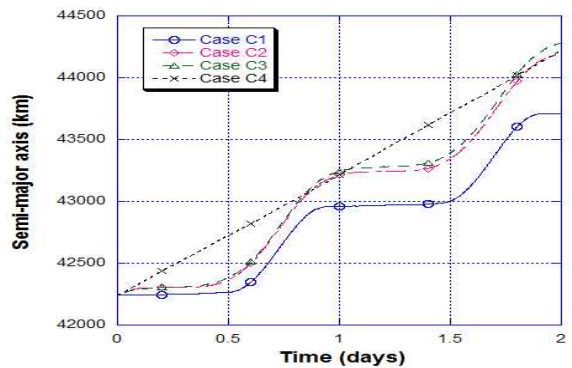


Fig. 16. Semi-major axis changes in Earth-centered orbit by cases C1, C2, C3 and C4

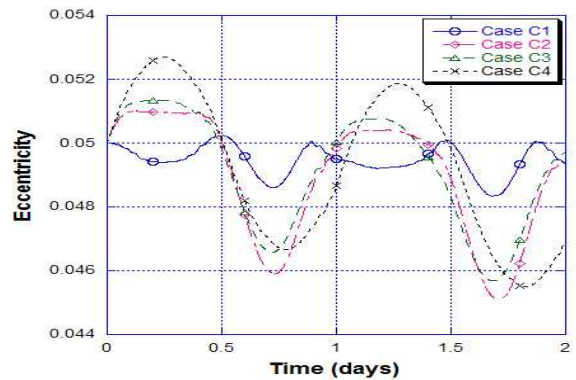


Fig. 17. Eccentricity changes in Earth-centered orbit by cases C1, C2, C3 and C4

IV. 결 론

태양복사압을 이용하여 추진력을 얻는 태양돛을 소개하고 태양돛을 이용한 최적궤도 천이 방

법에 대해 조사하였다. 태양중심 궤도와 행성중심에서의 최적궤도 제어기법을 연구하였으며, 이를 이용하여 태양돛의 궤도를 수치적분으로 구현하였다. 각 최적궤도에 대한 태양돛의 피치각 제어를 분석하였다. 태양중심 궤도에서 궤도요소 변화량을 최대로 하는 방법을 통해 헬리 혜성에 랑데부하는 궤도를 설계하였으며 행성탈출 궤도에서 각 방법에 대한 궤도장반경의 변화율을 비교하였다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부 우주핵심기술개발사업의 지원을 받아 수행되었습니다.

References

- 1) Macdonald, M. and McInnes. C. R., "Solar sail science mission applications and advancement", *Advances in Space Research*, Vol. 48, No. 11, 2011, p. 1702-1716.
- 2) Tsuda, Y. et. al, "Achievement of IKAROS

- Japanese deep space solar sail demonstration mission", *Acta Astronautica*, Vol. 82, No. 2, 2012, p. 183-188.

3) Johnson, L. et. al, "NanoSail-D: A solar sail demonstration mission", *Acta Astronautica*, Vol. 68, No. 5-6, 2011, p. 571-575.

4) McInnes, C. R., *Solar Sailing: Technology, Dynamics and Mission Applications*, Springer, 2004.

5) Vallado. D. A., *Fundamentals of astrodynamics and applications*, 2nd edition, Microcosm, 2011, pp. 557-638.

6) Macdonald, M. and McInnes. C. R., "Analytical Control Laws for Planet-Centered Solar Sailing", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 28, No. 5, 2005, pp. 1038-1048.

7) McInnes. C. R. et. al, "GEOSAIL-Exploring the Geomagnetic Tail Using a Small Solar Sail", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 38, Issue 4, 2001, pp. 622-629.

8) Kim, M. G. and Kim, J., "Orbit Transfer Methods by using Solar Sail", *KSAS Spring Conference Proceedings*, April, 2013.