

최적화 기법을 이용한 초저고도 운용위성 연료량 분석

박용재, 박상영[†], 김영록, 최규홍
연세대학교 천문우주학과 우주비행제어 연구실

Fuel Optimization for Low Earth Orbit Maintenance

Yong Jae Park, Sang-Young Park[†], Young-Rok Kim, and Kyu-Hong Choi
Astrodynamics & Control Lab, Dept. of Astronomy, Yonsei University, Seoul 120-749, Korea
E-mail: spark@galaxy.yonsei.ac.kr

(Received February 12, 2008; Accepted March 22, 2008)

요 약

지구관측 영상위성의 해상도는 위성에 장착된 광학카메라의 Field of View(FOV)와 위성의 임무고도에 의해 결정된다. 따라서 카메라의 FOV가 고정된 경우 해상도를 향상시키는 방법은 위성의 임무고도를 낮추는 것이다. 하지만 저고도일수록 대기저항에 의한 위성의 고도감소가 크게 나타나고 이를 보정하기 위해 많은 연료가 필요하게 된다. 이 연구에서는 초저고도에 있는 위성의 임무고도 유지를 위하여 필요한 연료량 산출을 분석하고자 한다. 이를 위해 지구와 위성 간 2체 문제에 대기저항과 이를 보정하기 위한 추력을 고려하여 운동방정식을 세우고, Legendre-Gauss-Lobatto(LGL) points를 이용한 collocation method를 사용하였다. 지속적으로 임무고도를 유지하는 경우와 고도 상승하강 기동을 하여 임무고도를 대략 유지하는 경우에 대한 소모되는 연료량을 비교하였다. 고도 상승하강 기동의 방법이 임무고도를 유지하기 위하여 더 적은 연료를 소모하였다. 고도 상승하강 기동방법을 이용할 때 고도상승의 주기 변화로 얻어지는 연료이득은 작고, 태양활동 시기나 위성의 임무고도변화는 연료 사용에 큰 영향을 끼치는 것을 확인할 수 있었다. 또한 여러 가지 조건에 대한 연료소모량을 구체적으로 제시하였다. 이 연구를 통해서 얻어진 알고리즘은 위성의 저고도 유지를 위한 연료량을 산정하는데 많은 도움이 될 것이며, 임무고도 설정에 있어서도 원하는 해상도와 연료량을 고려하여 최상의 선택을 할 수 있는 자료를 제공할 수 있다.

Abstract

The resolution of Earth images taken from a satellite has close relation with satellite's altitude. If a satellite has lower altitude, it gets a picture having better resolution. However the satellite will be exposed to heavier air drag and will spend more fuel to maintain its altitude for a desired mission. Therefore, in this study, the required fuel to maintain very low earth orbit(LEO) with severe air drag is analyzed using optimization method such as collocation method. The required fuel to maintain the low altitude has significantly increased as the mission altitude is lowered and the solar activity is maximized. This study also shows that the fuel reduced by increasing the period of the satellite maneuver is very small, and that slightly increasing the

[†]corresponding author

표 1. 지구관측 영상위성(Jacobsen 2005).

운용국가	발사일시	위성	해상도 (pan/ms)	고도 (km)	관측폭 (km)
미국	1999.9.24	IKONOS	1.0 / 4.0	680	15
	2001.10.18	QuickBird	0.6 / 2.4	450	16.8
	2003.6.26	OrbView-3	1.0 / 4.0	470	8
	2007.9.18	WorldView-1	0.5 /	496	17.6
	2008(예정)	GEOEYE-1	0.41 / 1.65	684	15.2
이스라엘	2000.12.5	EROS A	1.8 /	500	12.6
	2006.4.25	EROS B	0.7 /	500	7
프랑스	2002.5.4	SPOT-5	2.5 / 10.0	822	60
대만	2004.5.20	FORMOSAT-2	2.0 / 8.0	891	24
대한민국	1999.12.21	KOMPSAT-1	6.6 /	685	17
	2006.7.28	KOMPSAT-2	1.0 / 4.0	685	15

satellite's mission altitude is much effective in reducing the amount of fuel to maintain its altitude. The calculated fuel to maintain very low earth orbit in this study would give useful information in planning the budget of fuel and cost for LEO satellites.

Keywords: low earth orbit, optical resolution, fuel optimization, altitude maintenance

1. 서 론

세계 주요 국가에서 운영하고 있는 위성 중에 지구관측 영상위성은 상당한 부분을 차지하고 있다. 이는 지구관측 위성이 해수면의 높이와 기온변화 측정, 산불이나 재난 감시, 병충해의 확산 감시, 정밀지도 제작 등으로 지구를 관측함으로써 활용할 수 있는 분야가 상당히 많이 존재하기 때문이다. 최근 지구관측 위성에서 두드러지게 나타나는 특징은 기존에 운용되던 위성의 수명이 다해짐에 따라 새로운 위성을 발사해서 두 위성을 위성군화 하여 함께 운용함으로써 더 효율적인 영상 제공방안을 모색하고 있다는 것이다. 또 한가지는 점점 더 향상된 해상도의 지구관측 영상을 얻을 수 있는 위성을 개발하고 있다는 것이다. 최근 주요 나라들의 지구관측 영상위성의 현황은 표 1과 같다. 위성사진 수요자들의 요구에 부응하기 위해 해상도 향상을 위한 경쟁은 지속적으로 이루어질 것이다.

현재 우리나라가 운영하고 있는 다목적 실용위성 2호는 고도 685km의 태양동기궤도를 유지하며 흑백 1m, 칼라 4m 해상도의 지구관측 위성 사진을 제공해주고 있다(Kressler et al. 2006). 흑백 1m 해상도는 현재 운용되고 있는 지구관측 위성 중에서 비교적 높은 수준의 해상도라고 할 수 있지만 우리나라의 안보 상황과 상업용 위성사진 시장에서의 경쟁력 강화를 생각한다면, 우리나라도 다목적 실용위성 2호를 통해 얻고 있는 1m 해상도보다 향상된 영상을 얻을 수 있는 체제를 갖추어야 할 필요가 있다. 2007년 9월 현재 정상적으로 임무를 수행하고 있는 상업용 위성 중에서 가장 좋은 해상도의 영상을 제공하고 있는 위성은 DigitalGlobe사에서 운용하는 QuickBird 위성인데 흑백 0.6m, 칼라 2.4m 해상도의 영상을 얻을 수 있다. DigitalGlobe사는 2007년 9월 18일에 추가로 흑백 0.5m의 해상도를 얻을 수 있는 WorldView-1 위성을 발사해서 QuickBird 위성과 함께 위성군을 형성하게 되었다. 이 두 위성은 고도가 각각 450km, 496km로 모두 고도 500km 이하에서 지구관측 임무를 수행

표 2. IFOV가 $1.46\mu rad$ 일 때 고도에 따른 해상도.

고도(km)	해상도(m)		고도(km)	해상도(m)	
	흑백	칼라		흑백	칼라
300	0.438	1.755	450	0.657	2.633
325	0.475	1.901	475	0.694	2.779
350	0.511	2.048	500	0.730	2.925
375	0.548	2.194	525	0.767	3.071
400	0.584	2.340	550	0.803	3.218
425	0.621	2.486	685	1.000	4.007

하고 있다는 공통점이 있다(<http://www.digitalglobe.com>). 이 위성들을 통해서 만일 다목적 실용위성 2호를 685km가 아닌 500km 또는 그보다 낮은 고도로 임무고도를 설정한다면 현재 제공하고 있는 영상보다 훨씬 향상된 지구관측 위성사진을 제공해 줄 것을 예측해볼 수 있다. 하지만 우리나라에서 아직 고도 500km 이하에서 운용된 위성은 하나도 없는 실정이다. 위성 운용의 폭을 넓히고 더 낮은 고도에서 위성을 성공적으로 운영하기 위해서 관련된 연구가 선행되어야 한다.

이 연구에서는 500km 이하에서 위성을 운용하고자 할 경우 위성의 에너지 감소로 인한 고도감소 정도를 파악하고, 고도감소를 보정하여 위성의 운용고도를 유지하기 위해 필요한 연료 소모량을 고도에 따라, 그리고 태양활동 시기에 따라 산출하였다. 이 과정을 통해서 저고도에서 임무를 계획할 경우 위성의 설계제원과 위성에 장착할 추력기 제원에 따라 위성의 임무기간 동안 필요로 하는 연료량을 산출할 수 있는 알고리즘을 개발하였다. 이는 향후 저고도 임무를 계획하고 설계하는 데 도움을 줄 수 있을 것이다. 이 논문의 구성은 다음과 같다. 2장에서는 지구관측 해상도와 위성의 고도와 의 관계를 다루고, 3장에서 저고도에서 크게 작용하는 대기저항과 이로 인한 고도감소에 대해서 알아보았다. 4장은 고도유지를 위한 최적화 문제 설계를, 5장은 이를 위해 사용된 최적화 기법을 기술하였다. 6장에서는 개발된 알고리즘을 이용한 고도유지를 위한 연료량 분석 결과를 살펴보고, 마지막 7장에서는 논문의 결론을 언급했다.

2. 지구관측 해상도와 고도

2007년 9월 현재 가장 좋은 해상도의 지구관측 영상을 제공하는 상업용 위성은 미국의 Quick-Bird 위성이다. 다목적 실용위성 2호와 비교해보면 두 위성에 탑재된 광학 카메라는 모두 Panchromatic(Pan)모드와 Multi-Spectral(MS)모드를 갖추고 있으며, 각각의 모드에서 사용하는 밴드 대역은 Pan모드의 대역이 조금 다를 뿐 MS모드의 밴드 대역은 동일한 값을 보이고 있다. 하지만, 두 위성이 제공하는 공간 해상도 측면에서 살펴보면 그 값이 상당한 차이를 보인다. 위성에 탑재된 광학 카메라의 성능이 대체로 유사하다고 판단할 수 있는데, 두 위성이 제공하는 공간 해상도에 있어서 이런 차이가 나타나는 것은 바로 두 위성의 임무고도 차에서 발생한다고 볼 수 있다. 두 위성간의 고도차는 235km인데 만일 다목적 실용위성 2호와 동일한 제원의 광학 카메라를 장착한 위성을 450km 고도에서 태양동기궤도로 운영한다면 어느 정도의 해상도를 가진 영상을 얻을 수 있는지 알아볼 필요가 있다.

공간 해상도는 일반적으로 물체를 구분할 수 있는 크기를 말하는데 이는 카메라에 장착된 CCD

의 1pixel에 맷히는 영상의 크기를 의미한다. 보통 지상화소거리 GSD(Ground Sampling Distance)와 혼용되어 사용되며 식 (1)과 같이 나타난다(Jacobsen 2005).

$$GSD = IFOV \times H \quad (1)$$

여기서 IFOV는 광학 카메라의 순간시야각(Instantaneous Field Of View)을, H 는 위성 운용고도를 의미한다. 식 (1)을 통해서 다목적 실용위성 2호가 고도 685km에서 1m 해상도의 영상을 제공한다고 하면 IFOV값이 약 $1.46\mu rad$ 이 된다는 것을 알 수 있다. 이 값을 기준으로 각 고도에 따른 해상도를 구해보면 표 2와 같다. 이 결과에 따르면 다목적 실용위성 2호를 QuickBird 위성의 운용고도인 450km에 두면 흑백 0.66m, 칼라 2.63m의 영상을, EROS B 고도인 500km에 두면 흑백 0.73m, 칼라 2.93m의 영상을 얻을 수 있음을 알 수 있다. 만약 450km보다 더 낮은 고도를 취한다면 더 좋은 해상도의 영상을 제공할 수 있게 된다.

3. 대기저항과 고도감소

위성의 임무고도를 낮게 선정하고자 할 때 반드시 고려해야할 것은 바로 지구대기에 의해 위성이 겪게 되는 대기저항이다. 일반적으로 지구대기에 의해 위성체에 발생하는 대기저항(D)은 식 (2)와 같이 표현된다(Kennewell 1999).

$$D = \frac{1}{2} C_d \rho A v^2 \quad (2)$$

여기서, C_d 는 항력계수, ρ 는 대기밀도, A 는 위성체의 단면적, v 는 위성체와 대기의 상대속도를 의미한다. 고도가 낮아질수록 지구대기의 밀도는 급격히 증가하고, 여기에 위성의 속도 또한 증가함으로 인해 대기저항의 크기는 위성의 임무고도가 조금이라도 낮아지면 급격히 증가하게 된다는 것을 알 수 있다. 지구관측 위성의 재원과 운용고도가 결정되면 대기저항은 대기밀도의 함수가 되고 대기밀도 값이 대기저항을 결정짓는 중요한 변수가 된다. 그런데, 이 대기밀도는 태양활동 및 지구 자기장과 깊은 관련을 가지고 있어서 대기밀도를 결정하기 위해서는 반드시 이 두 가지 요소를 고려해야한다. 태양활동은 주기적으로 변화하게 되는데 이것은 흑점수의 변동주기를 통해서 약 11년의 주기를 가지고 변화한다고 알려져 있다. 태양에서 날아온 에너지는 지구대기층인 열권에서 흡수되고 이로 인해 지구대기의 움직임이 활발해지며, 지구대기의 영역 또한 위쪽으로 확장하게 되는데, 이러한 효과의 크기를 대변해서 나타내 주는 값이 10.7cm파인 F10.7이다. 한편, 지구 자기장의 변화는 지구 주변의 환경과 밀접한 관련이 있는 A_p (Daily Planetary Index)를 사용해서 알아볼 수 있다. 지구 자기장 지수 A_p 값은 위도 $38^\circ N$ 와 $63^\circ S$ 사이에 위치한 12개 관측소에서 측정된 값을 이용하여 생성되고, 이중 가장 많이 채택되는 값은 독일 Göttingen 대학 für Geophysik 연구소에서 생성한 값이다. A_p 값은 gamma 단위로 나타내고 그 크기는 $1 \text{ gamma} = 10^{-9} \text{ Tesla} = 10^{-9} \text{ kg} \cdot \text{s}/\text{m}$ 이다(Vallado 2007).

태양풍과 지구 자기장에 대한 정확한 자료와 이해의 부족으로 인해 지구대기 상층부의 운동역학을 충분히 이해하지 못하고 있어, 정확하게 지구대기를 모델링하는 것은 매우 어렵다. 하지만, 저고도 위성에 지구대기가 미치는 영향을 묘사하고 대기저항을 구하기 위해서는 지구대기 모델이 필요하다. 이 연구에서는 Kennewell(1999)의 연구를 이용해서 지구상공 500km 이하의 대기를 식 (3)~(6)을

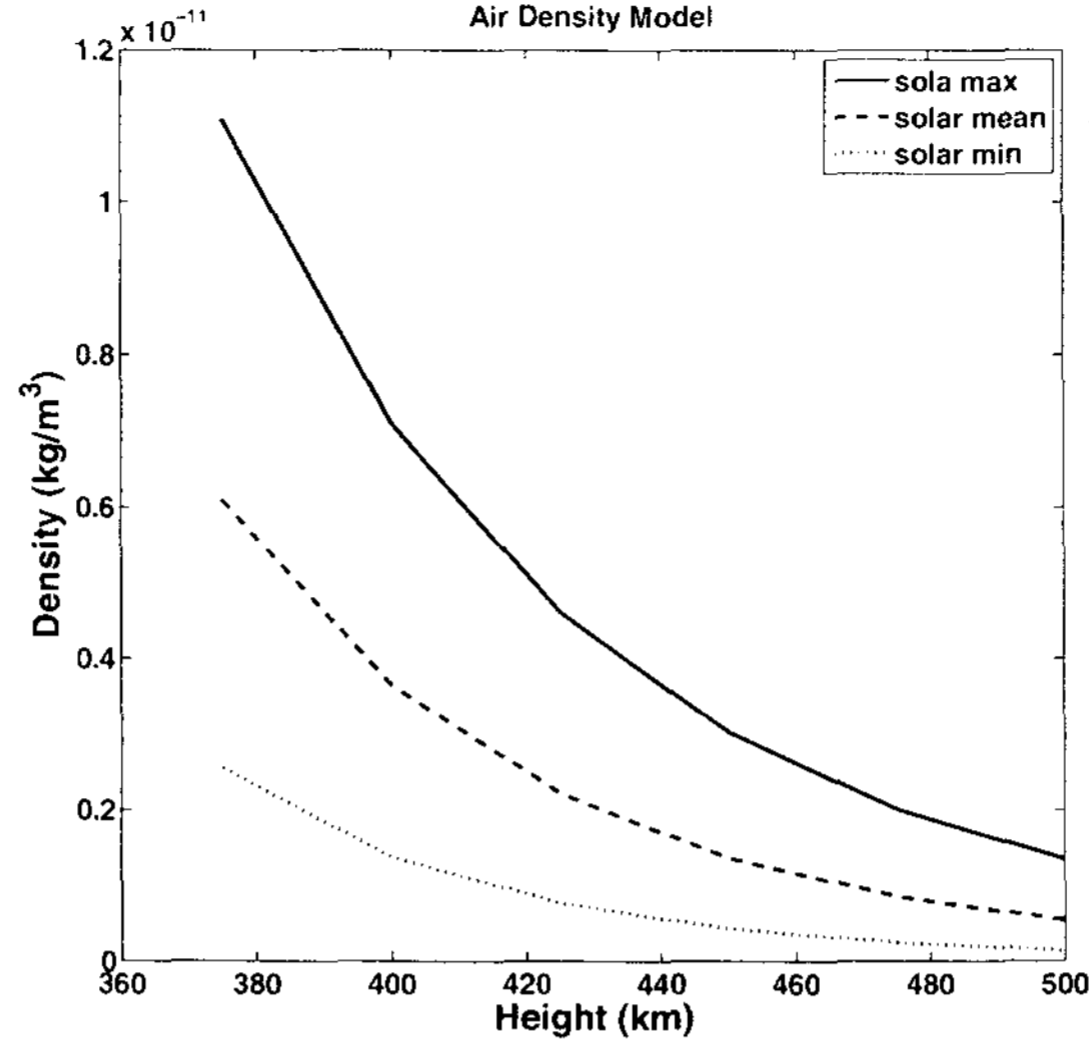


그림 1. 태양활동에 따른 대기밀도.

이용하여 모델화하였다.

$$T = 900 + 2.5(F10.7 - 70) + 1.5Ap \quad (\text{Kelvin}) \quad (3)$$

$$m = 27 - 0.012(h - 200) \quad 180 < h(\text{km}) < 500 \quad (4)$$

$$H = T/m \quad (\text{km}) \quad (5)$$

$$\rho = 6 \times 10^{-10} \exp(-(h - 175)/H) \quad (\text{kg} \cdot \text{m}^3) \quad (6)$$

여기서, T 는 온도, m 은 대기분자의 질량, h 는 고도, H 는 scale height이다. 이 식들을 기본으로 하여 태양활동이 최대인 경우, 최소인 경우, 평균인 경우를 설정하여 산출한 대기밀도는 그림 1과 같다. 이렇게 얻어진 대기모델을 기준으로 대기저항에 의해 저고도에서 운용되는 위성이 궤계 되는 고도감소는, 위성이 갖는 에너지와 케플러 3법칙을 응용하여 다음과 같이 산출해 낼 수 있다. 위성이 고도 손실을 통해 에너지를 모두 잃어버릴 때까지 대기저항이 위성에 대해 수행한 일(W)은 식 (7)과 같다.

$$W = \int D \cdot ds \quad (7)$$

위성이 운용고도에서 단위 질량당 갖는 총 에너지는 식 (8)과 같다.

$$E = T + V = -\frac{\mu}{2a} \quad (8)$$

여기서, T 는 운동에너지, V 는 위치에너지, μ 는 GM_{\oplus} , a 는 장반경이다. 식 (7)과 식 (8)은 식 (9)와 같은 관계를 가진다.

$$\frac{dW}{dt} = m \frac{dE}{dt} \quad (9)$$

이 식을 장반경(a)에 대해 정리하면 식 (10)을 얻을 수 있다.

$$\frac{da}{dt} = \frac{C_d A \rho v^3 a^2}{\mu m} \quad (10)$$

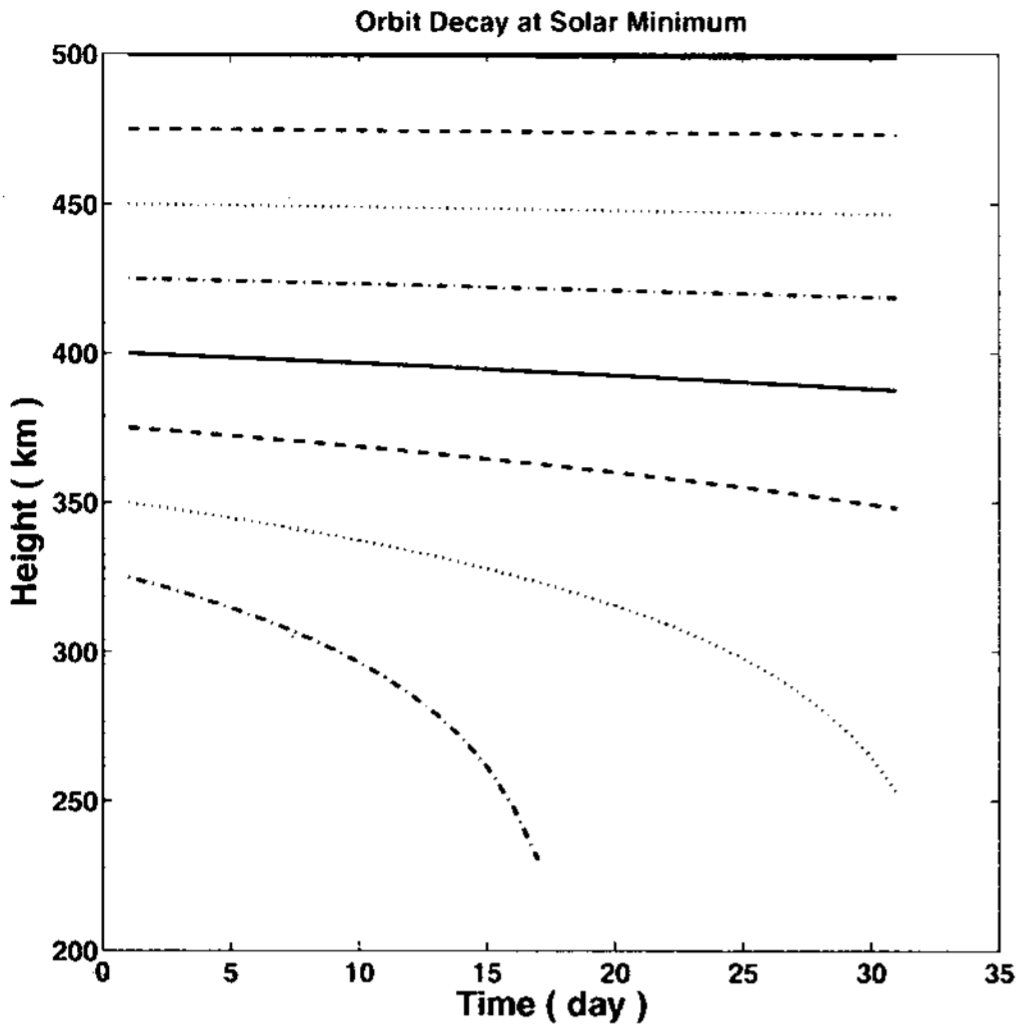


그림 2. 태양활동 최소 시의 대기저항에 의한 위성 고도감소.

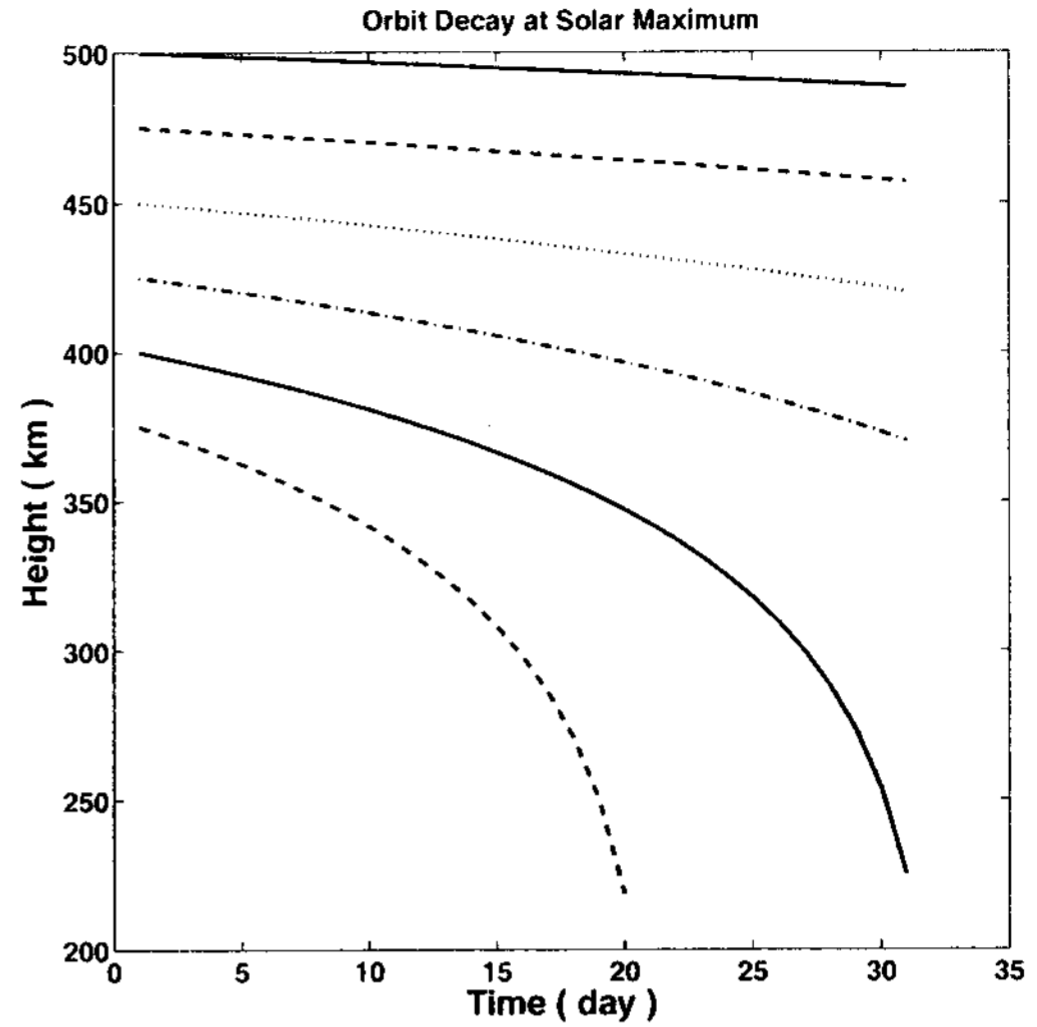


그림 3. 태양활동 최대 시의 대기저항에 의한 위성 고도감소.

한편, 케플러 3법칙에서 주기(P)를 시간에 대해 미분하면 식 (11)을 얻을 수 있다.

$$\frac{dP}{dt} = \frac{3}{2} \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} a^{1/2} \frac{da}{dt} \tag{11}$$

이 식에 식 (10)을 대입하고 위성의 운용궤도를 원 궤도로 가정하면 식 (12)와 같은 주기의 감소율을 구할 수 있다.

$$\frac{dP}{dt} = 3\pi pr \frac{C_d A}{m} \tag{12}$$

식 (12)를 통해서 주기 감소율을 구하면 시간 경과에 따른 주기 변화를 알 수 있고, 케플러 3법칙을 통해 위성의 고도를 알 수 있게 된다. 이 연구에서는 다목적 실용위성 2호를 근간으로 항력계수 3.4, 단면적 13.6m^2 , 질량 800kg 의 값을 사용하여 30일간 위성의 고도감소를 구했다. 그 결과는 그림 2, 3과 같으며 초기고도와 태양활동과 고도감소의 관계를 나타낸다. 고도 400km 에서 위성이 30일 동안 감소한 고도값을 살펴보면, 태양활동이 최대인 경우가 태양활동이 최소인 경우 보다 100km 이상 더 큰 것을 볼 수 있다. 이처럼 태양활동 시기에 따라 위성의 고도감소 정도는 큰 차이를 보이는 것을 알 수 있다.

4. 고도유지를 위한 최적화 문제 설계

위성의 운용고도를 낮추어 해상도를 높이기 위해서 이 연구에서는 임무 위성이 고도상승과 고도감소를 반복하도록 하는 개념을 적용하였다. 그리고 이를 위해 Hall Effect를 이용한 전기추력기 중 하나인 BUSEK사의 BHT-200 모델을 사용하였다. 추력기의 제원은 표 3과 같다. 저고도 유지에 필요한 연료량 최적화를 위해서 이 연구에서 적용된 임무 위성이 고도상승과 고도감소를 반복하도록 하는 개념은 다음과 같다. 먼저 위성이 운용 기준고도(r_{ref})에 진입하면 추력을 사용해서 고도상승을 하게 된다. 어느 정도까지 상승하고 난 뒤 추력사용을 정지하면 대기저항에 의해 고도감소가 일어나

표 3. 추력기 제원(<http://www.busek.com>).

제작사	모델명	비추력	추력	입력전원	전압	전류
BUSEK	BHT-200	1390sec	12.8mN	200W	250V	800mA

게 되고 처음 운용 기준고도에 다시 도착하게 된다. 이 과정을 반복하면서 위성이 임무고도를 유지하게 된다. 최적화를 위한 목적함수(J)는 위성이 고도상승과 강하를 하는 한 주기(τ) 동안의 연료 사용량의 함수로 식 (13)과 같이 설정하였다.

$$J = \frac{m(0) - m(\tau)}{\tau} = \frac{1}{\tau} \int_0^\tau |\dot{m}| dt = \frac{1}{\tau} \int_0^\tau \frac{T}{Ve} dt \quad (13)$$

여기서, τ 는 주기, $m(0)$ 는 초기 질량, $m(\tau)$ 는 주기 τ 경과 후 질량, \dot{m} 은 질량 변화율, T 는 추력, Ve 는 배출가스의 속도를 의미한다.

최적화 문제를 단순화하기 위하여, J_2 섭동이나 제 3체에 의한 섭동을 고려하지 않은 지구와 위성의 2체 문제로 국한하였고, 여기에 지구 대기에 의한 대기저항과 이를 보정하기 위한 추력사용을 고려하여 식(14)~(18)의 운동방정식을 수립하였다(Vinh 1981).

$$\dot{r} = v \sin \gamma \quad (14)$$

$$\dot{v} = -g \sin \gamma + \frac{T \cos \alpha - D}{m} \quad (15)$$

$$\dot{\gamma} = \left(\frac{v^2}{r} - g \right) \frac{\cos \gamma}{v} + \frac{T \sin \alpha}{mv} \quad (16)$$

$$\dot{m} = -\frac{T}{Ve} \quad (17)$$

$$\dot{\theta} = \frac{v}{r} \cos \gamma \quad (18)$$

여기서, r 은 위성의 반경, v 는 위성의 속도, γ 는 위성의 비행경로각, D 는 대기저항, α 는 추력방향, θ 는 진근점각을 의미한다.

저고도에서 고도 유지를 위해 사용되는 최적의 연료 소모량을 구하기 위해서는 이 비선형 운동 방정식을 이용해서 최적화 문제의 해를 구해내야 한다. 이를 위해 이 연구에서는 수치적인 방법을 사용하였는데 운동방정식에 포함되는 값의 크기가 서로 굉장히 큰 차이를 보여 수치적 방법을 사용하는데 어려움을 준다. 따라서 이 연구에서는 정규화를 통해서 지구반경을 Distant Unit(DU), 지구반경을 반경으로 하는 가상의 물체가 지구 중심으로 1 rad 이동하는데 걸리는 시간을 Time Unit(TU)으로 사용하는 canonical unit system을 사용하여 계산의 편의를 도모하였다(Vallado 2007). 구속조건은 식 (19, 20)과 같다.

$$\text{Equality Constraints; } \dot{X} - f(X, U) = 0 \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \text{Inequality Constraints; } & r - r_{ref} \geq 0 & v_{ref} - v \geq 0 & m - m_{ref} \leq 0 \\ & 0 \leq T \leq 12.8mN & -\pi \leq \alpha \leq \pi & -\frac{\pi}{2} \leq \gamma \leq \frac{\pi}{2} \end{aligned} \quad (20)$$

$$X \equiv [r \ v \ \gamma \ m \ \theta]^T; \text{ state vector, } \quad U \equiv [T \ \alpha]^T; \text{ control, } \quad f(X, U); \text{ 운동방정식}$$

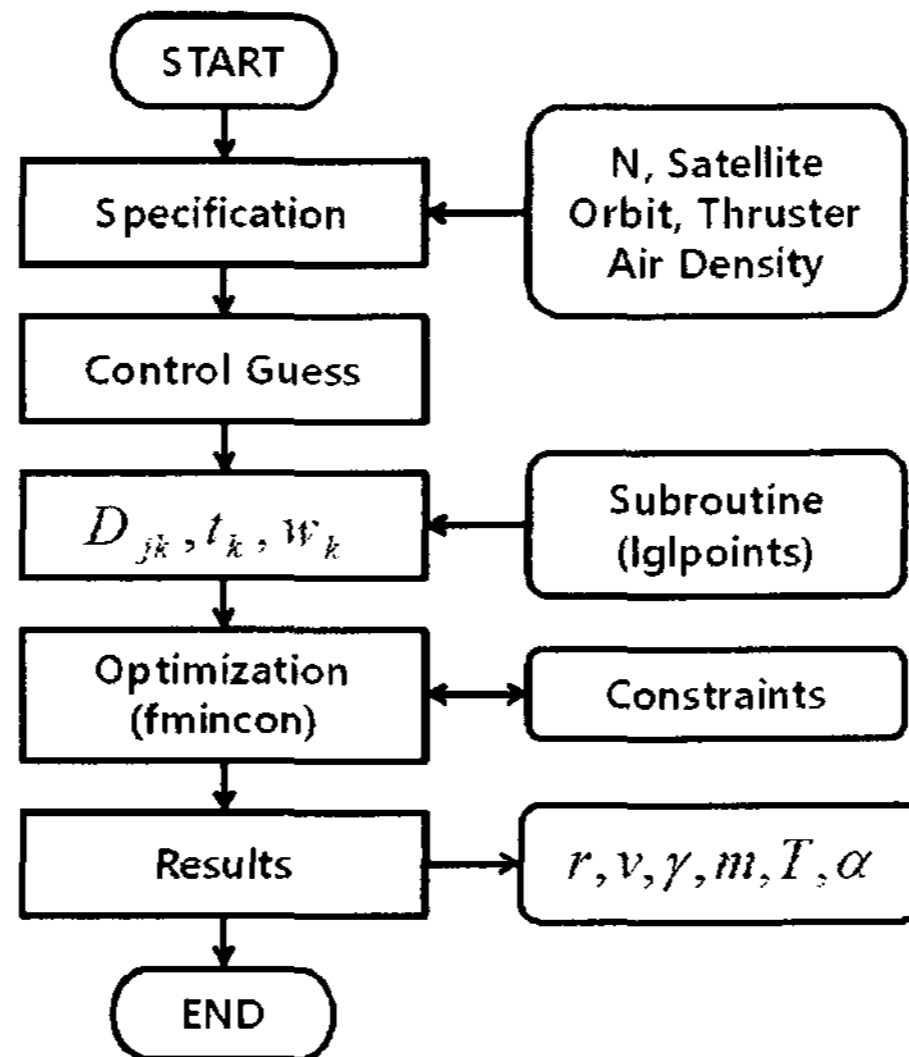


그림 4. 연료량 산출을 위한 최적화 프로그램의 순서도.

여기서, ref 가 붙어 있는 변수는 주어진 임무고도에 대응되는 기준값을 의미한다. 위성이 초기시각에 주어진 임무고도에 있다고 가정하고, 한 주기(τ)동안 위성의 고도상승과 하강을 반복하면서 임무고도를 유지하게 되므로 고도와 속도와 비행경로각은 주기의 초기와 한 주기 후에서 같아야 한다. 따라서 경계조건은 식 (21)과 같다.

$$\begin{aligned}
 r(0) &= r(\tau) & v(0) &= v(\tau) & \gamma(0) &= \gamma(\tau) \\
 m(0) &= \text{given value} & m(\tau) &= \text{free value} & \theta(0) &= \text{given value} & \theta(\tau) &= \text{free value}
 \end{aligned} \quad (21)$$

5. 최적화 기법

이 연구에서는 최적화를 위해서 초기 제어값을 직접 추정하는 direct method의 한 종류로 이산화시킨 특정 지점에 대해 매개변수를 통하여 최적화 문제의 해를 구하는 파라미터 최적화 방법인 collocation method를 사용하였다(Hargraves & Paris 1987). Collocation method는 상태변수와 제어변수의 구속조건을 가진 선형 또는 비선형 최적화 문제를 수치적으로 풀어내는데 많이 사용된다. 이 방법은 연속적인 제어 함수를 계산하는 것이 아니라 이산화된 지점에 대한 값을 추정하고, 그 값을 다항식을 이용하여 연속함수로 근사시켜 비선형 제어 문제를 비선형 대수 방정식으로 변경하게 된다. 따라서 이 방법은 연속적인 제어값을 계산하는 방법보다 쉽게 제어값을 찾을 수 있다. Collocation method에서 시스템을 이산화시키기 위한 지점으로 LGL(Legendre-Gauss-Lobatto) points를 사용하고 각각의 포인트를 잇는 근사함수로 Legendre함수를 이용한 Lagrange다항식을 사용하였다(Elnagar et al. 1995).

이 기법을 사용하여 고도유지를 위한 연료량을 분석하기 위한 프로그램을 개발하였는데 이 프로그램은 단순히 사용 연료량만을 구하기 위한 것이 아니고, 추력사용의 형태와 위성이 임무기간 동안 취하게 되는 반경 및 속도 등을 파악할 수 있도록 하였다(박용재 2008). 연료량 산출을 위한 최적

표 4. 주기별 연료 소모량, 최대 상승고도, 목적함수, 해상도(기준고도; 450km).

주기 (day)	연료소모량 (kg)		최대 상승고도 (km)	목적함수	해상도 (m)
	3년	5년			
1.03	28.281	47.134	450.497	0.996023	0.658
3.10	28.035	46.725	451.553	0.987281	0.659
5.17	27.817	46.361	452.494	0.979680	0.661
7.24	27.592	45.986	453.293	0.971759	0.662
10.34	27.187	45.312	454.892	0.957507	0.664

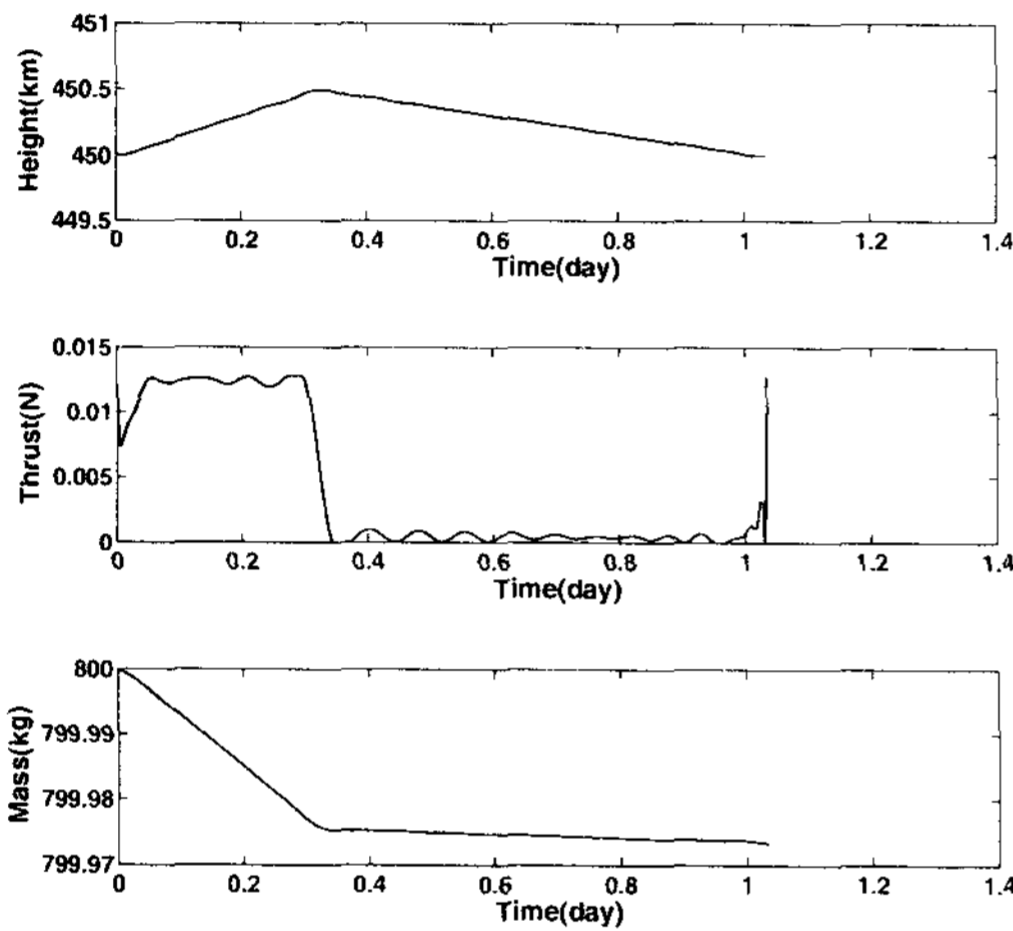


그림 5. 주기 1.03일, 고도 450km, 태양활동 최대 시 고도, 추력, 질량변화 곡선.

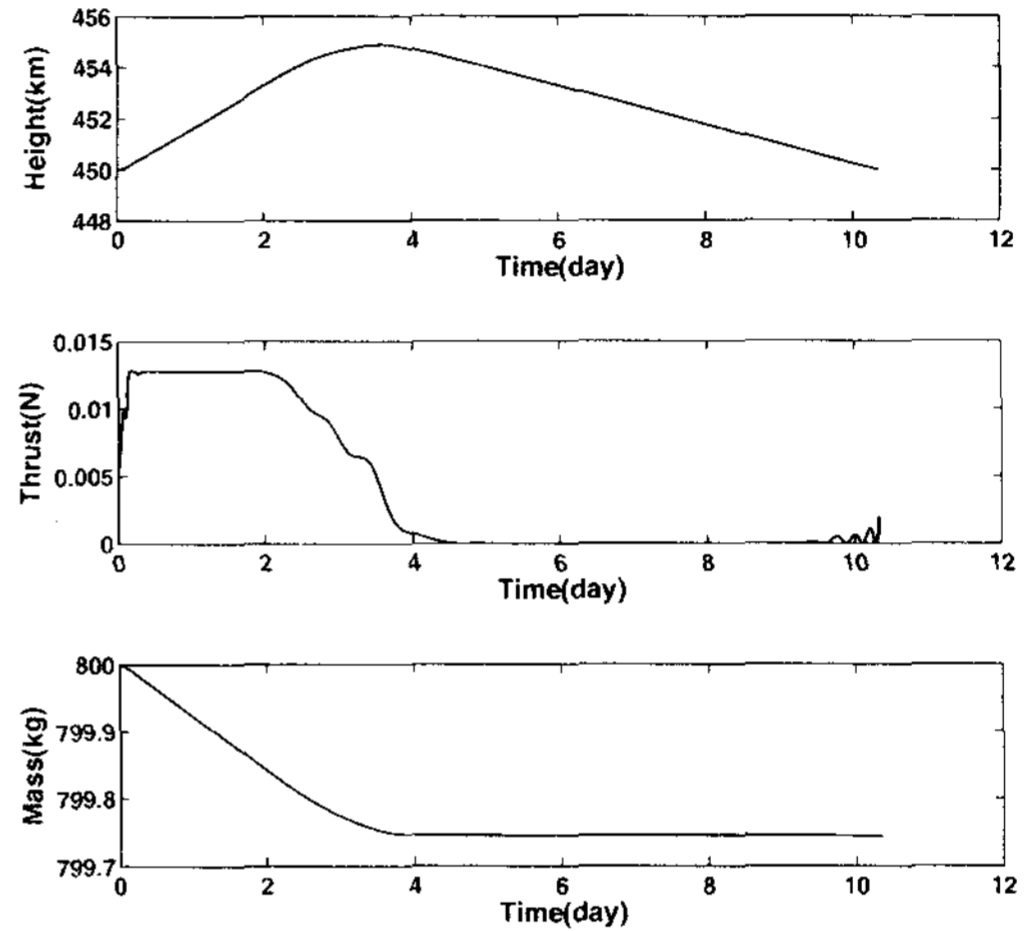


그림 6. 주기 10.34일, 고도 450km, 태양활동 최대 시 고도, 추력, 질량변화 곡선.

화 프로그램의 순서도는 그림 4와 같다. 먼저 LGL points의 이산된 값을 연속적인 함수로 근사하기 위해 사용된 Legendre함수의 차수를 결정함으로써 프로그램에서 사용될 지점의 개수 n 을 결정하고, 위성과 추력기의 제원을 지정해 준다. 다음으로 저고도 위성의 임무고도를 결정한 다음 대기모델에 근거하여 위성의 고도에 따른 대기밀도를 산출한다. 그런 다음에 LGL points에서 갖게 될 상태변수와 제어변수 값을 추정하여 지정하고, 부함수 $lglpoints$ 를 이용하여 differentiation matrix(D_{jk}), LGL points(t_k), 가중치 함수(w_k)를 결정한다. 이렇게 결정된 값을 기본으로 하여 MATLAB의 `fmincon` 함수를 이용하여 최적해를 구하게 된다(MathWorks 2003). 얻어진 최적해는 내삽을 통해 상태변수와 제어변수 값의 그래프를 구하게 된다.

6. 고도유지를 위한 연료량 분석

이 프로그램을 사용하여 목적함수를 계산하는 데 있어 주요 변수가 되는 주기의 크기, 대기밀도에 따라 연료 사용량이 어떻게 변화하는가 살펴보았다. 대기밀도는 결국 태양활동과 고도에 따라 큰 차이를 보이므로, 고도 상승감소 주기의 변화, 태양활동 시기, 고도변화의 세가지 측면에서 저고도 위성의 연료 소모량을 살펴보았다. 고도 상승감소 주기의 크기 변화에 따라 연료 소모량이 어떻게 변

표 5. 태양활동 시기에 따른 연료 소모량, 최대 상승고도, 대기밀도.

시기	연료소모량 (kg)		최대 상승고도 (km)	대기밀도 (kg/m ³)
	3년	5년		
최대	65.805	109.676	402.132	7.112e-12
평균	33.601	56.001	402.521	3.653e-12
최소	12.897	21.494	401.376	1.388e-12

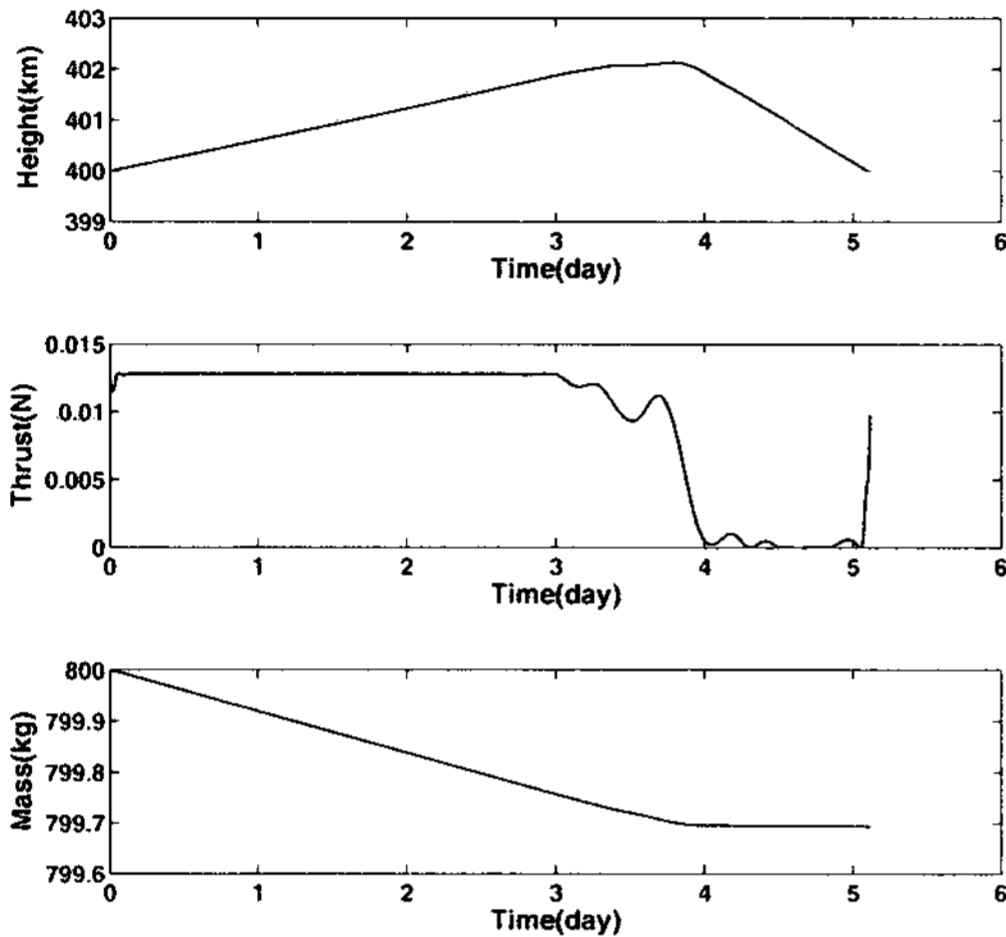


그림 7. 주기 5.12일, 고도 400km, 태양활동 최대 시 고도, 추력, 질량변화 곡선.

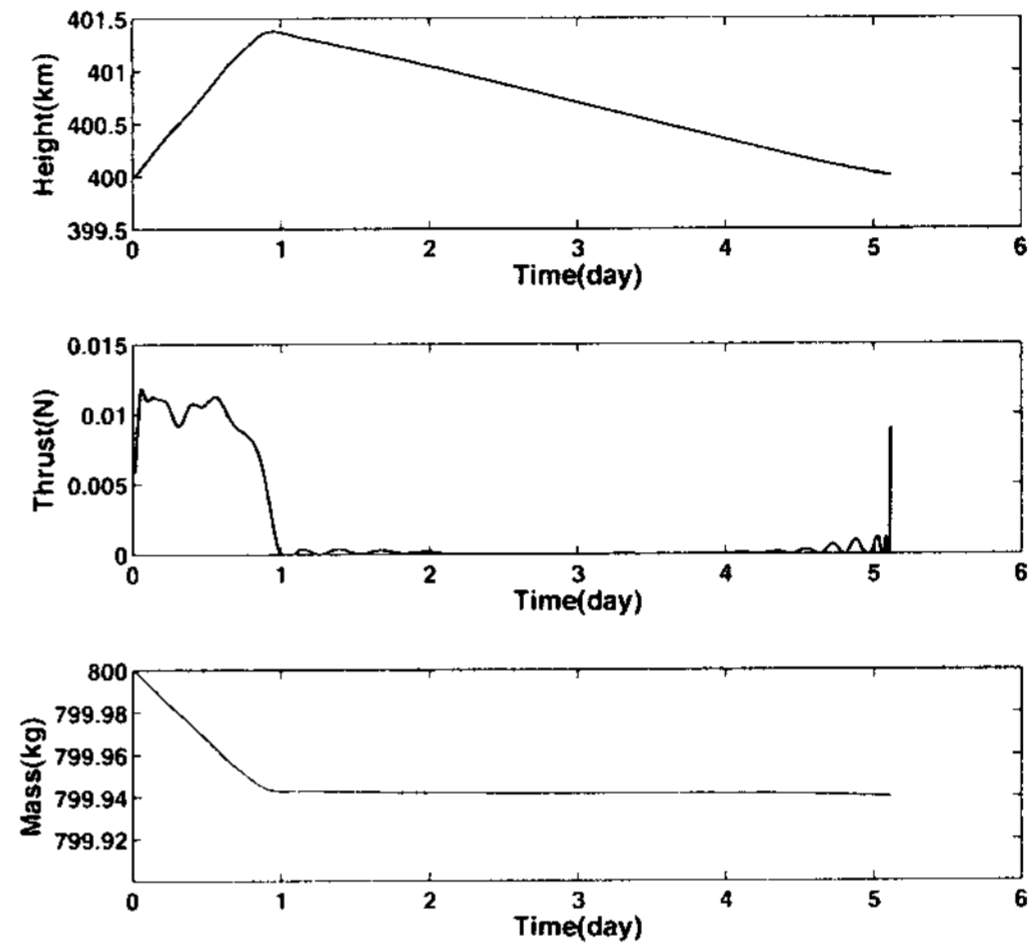


그림 8. 주기 5.12일, 고도 400km, 태양활동 최소 시 고도, 추력, 질량변화 곡선.

화하는 지를 살펴보기 위해서는 위성의 고도는 450km, 태양활동은 최대인 경우 서로 다른 고도 상승감소 주기의 값에 대한 최적화 문제를 풀어, 고도, 추력, 질량변화 곡선을 나타내고 비교해 보았다. 그 결과는 표 4, 그림 5, 6과 같다.

표 4의 결과를 통해서 고도 상승감소 주기가 증가할수록 연료 소모량과 목적함수 값은 점차 감소하고, 위성이 주기 동안 추력사용을 통해 상승한 고도는 증가하는 것을 알 수 있다. 서로 다른 주기가지만 고도, 추력, 질량변화 곡선이 매우 유사하게 나타나는 것은 저추력기 사용으로 인해 위성의 고도변화가 작기 때문에 나타나는 현상이다. 고도변화가 작은 것은 위성의 기동으로 인해 해상도가 나빠지는 것을 고려하지 않아도 되는 이유가 될 수 있다. 주기가 1.03일인 경우를 10번 반복하는 것보다 주기가 10.3일인 경우가 전체적으로 볼 때 추력사용을 적게 했다는 것을 알 수 있고, 이를 통해서 주기를 길게 하는 것이 위성의 고도유지를 위해 필요한 연료량을 줄이는 하나의 방법이 된다는 것을 알 수 있다.

다음으로 태양활동의 변화에 따른 저고도 위성의 연료 소모량 변화에 대한 결과는 표 5, 그림 7, 8과 같다. 위성의 기준고도는 400km, 주기는 5.12일로 설정하였고 태양활동은 최대, 평균, 최소값일 때의 3가지 경우에 대해서 살펴보았다. 그림 7, 8에 나타난 고도의 변화에서 볼 수 있듯이, 태양활동이 활발할수록 주기 내에서 위성이 최대 상승고도에 이르는 시기가 늦어지는 것을 볼 수 있다. 이와

표 6. 고도에 따른 연료 소모량, 최대 상승고도, 목적함수.

고도 (km)	연료소모량 (kg)		최대 상승고도 (km)	목적함수
	3년	5년		
400	64.409	107.349	404.420	0.959661
425	41.175	68.624	430.837	0.948811
450	27.187	45.312	454.892	0.957507
475	18.266	30.443	478.951	0.971866

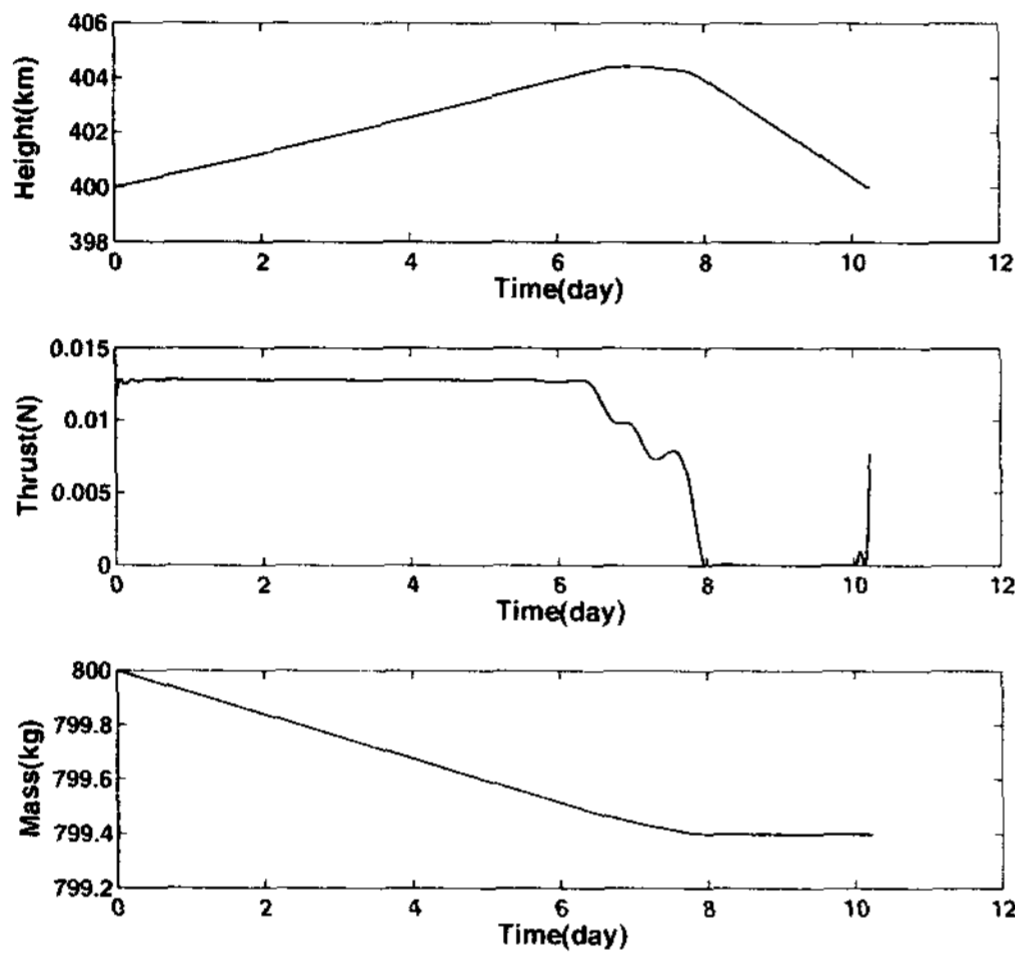


그림 9. 주기 10.23일, 태양활동 최대 시 임무고도 400km 경우의 고도, 추력, 질량변화 곡선.

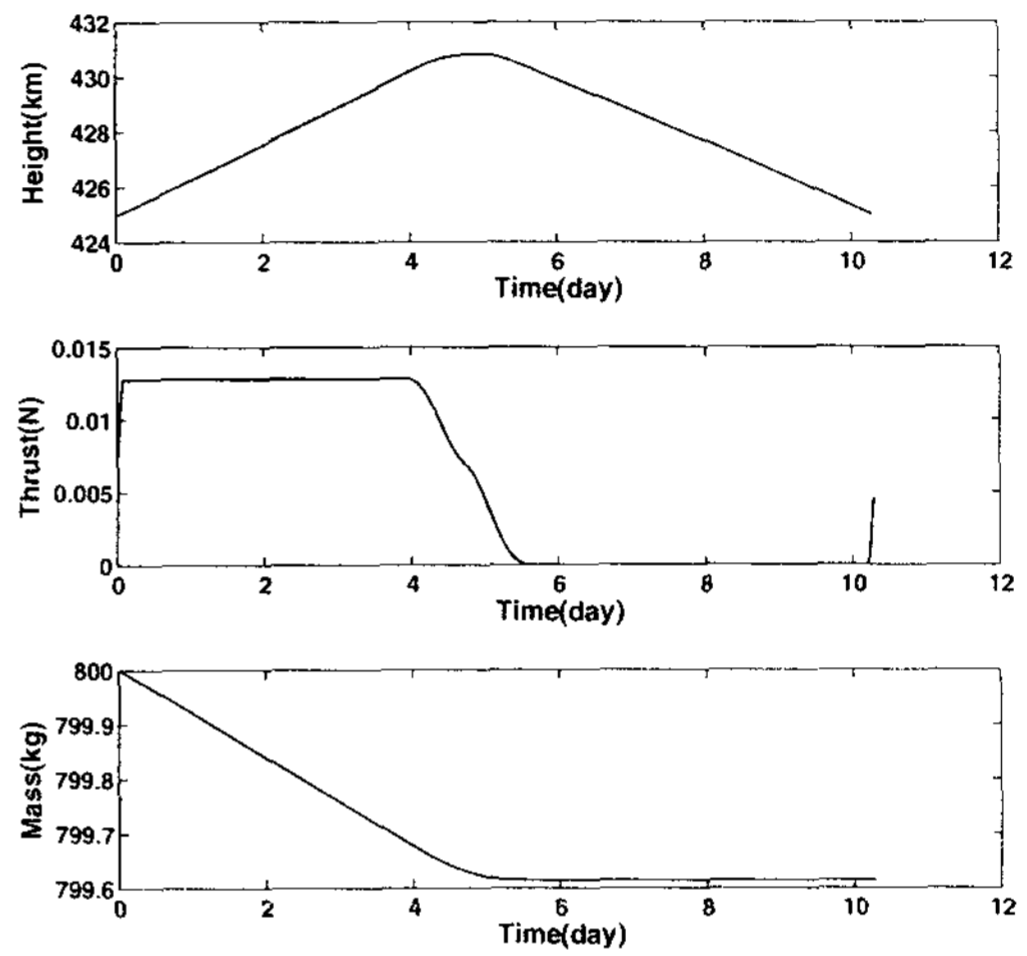


그림 10. 주기 10.29일, 태양활동 최대 시 임무고도 425km 경우의 고도, 추력, 질량변화 곡선.

더불어 추력사용 구간 또한 증가하는 것을 확인할 수 있고, 추력사용이 증가할수록 연료 사용량은 증가하게 된다. 이와 같은 결과는 태양의 Radio Flux와 태양풍으로 지구로 날아온 입자와 지구 자기장에 의한 효과에 의해 같은 고도에서 나타나는 대기밀도 값이 태양활동 시기에 따라 다르게 나타나기 때문이다. 표 5의 얻은 연료 소모량을 살펴보면 태양활동 시기에 따라 위성이 임무기간 동안 소모하는 연료량의 변화가 상당히 크다는 것을 알 수 있다. 또 고도 상승감소 주기를 변화시킴으로써 얻을 수 있는 연료 이득은 아주 작은 반면, 태양활동이 최대인 경우에 위성이 소모하는 연료량은 태양활동이 최소인 경우에 사용하는 연료량보다 5배 정도 많다는 것을 알 수 있다. 이를 통해서 위성을 운용하고자 할 때는 반드시 태양활동 시기를 위성 설계 시 고려요소로 산정하여야만 한다는 것을 알 수 있다.

다음으로 고도변화와 연료 소모량의 관계를 살펴보면 표 6, 그림 9~12와 같다. 그림 9~12에 나타나는 전반적인 양상을 살펴보면 태양활동에 따른 변화와 유사한 모습을 보인다. 위성의 임무 기준 고도가 높아짐에 따라 최대 상승고도에 이르는 시기가 주기의 전반부로 이동하고 추력사용은 작아지는 것을 확인할 수 있다. 이로 인해 연료 사용량도 줄어드는 것을 볼 수 있다. 태양활동의 경우와 마찬가지로 고도변화로 인한 결과도 결국 대기밀도에 의해 좌우된다. 위성의 임무고도를 낮추면 위성

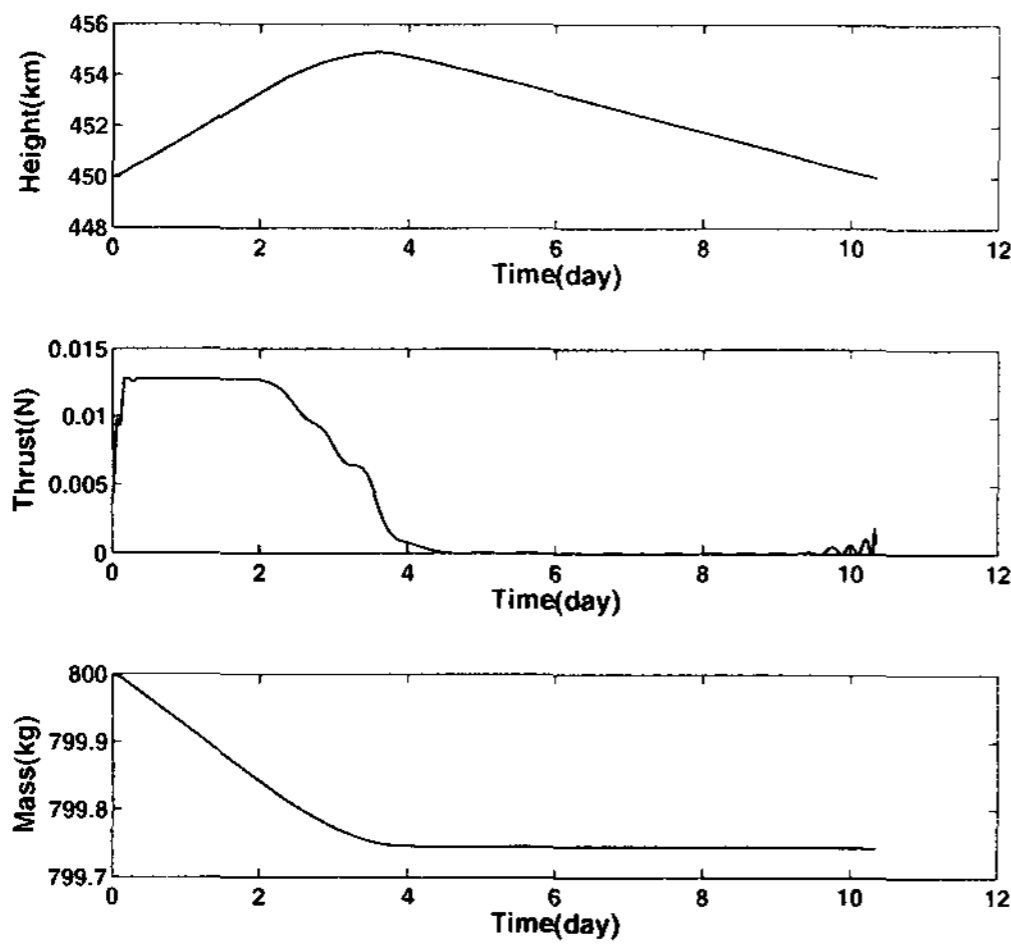


그림 11. 주기 10.34일, 태양활동 최대 시 임무고도 450km 경우의 고도, 추력, 질량변화 곡선.

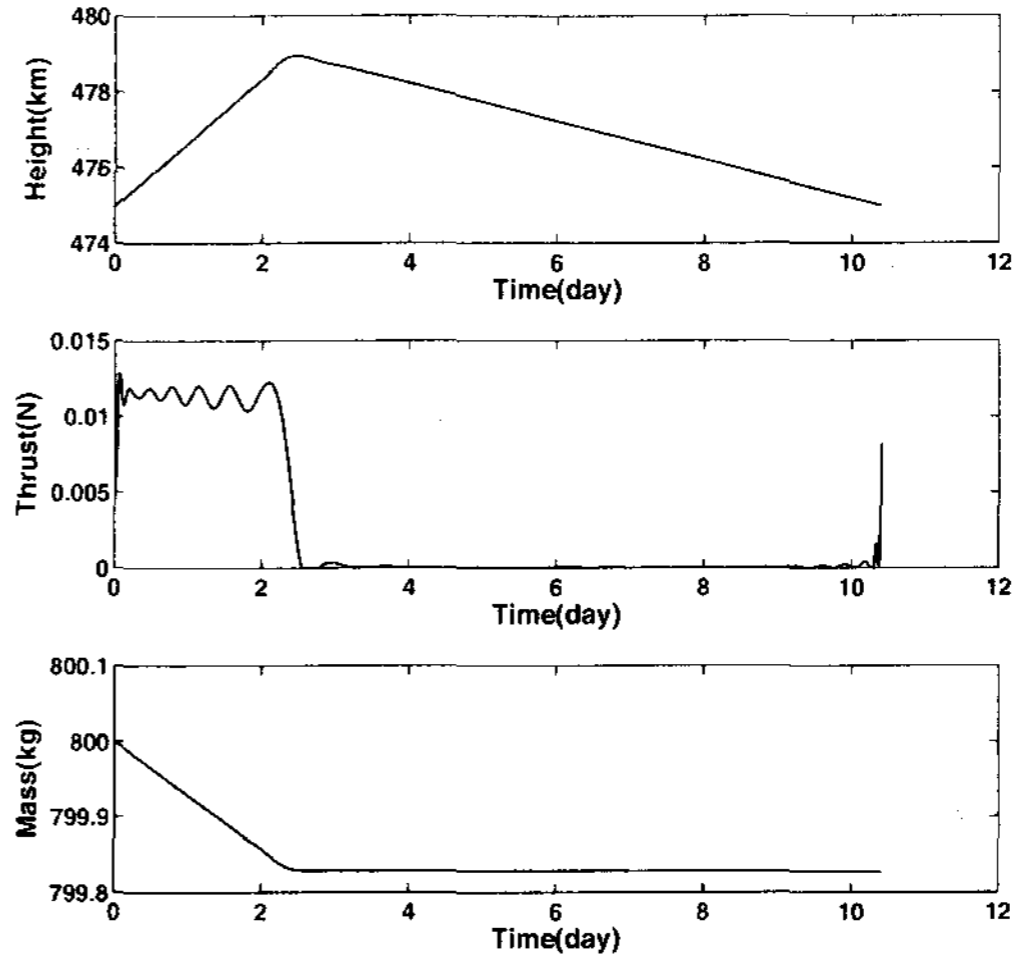


그림 12. 주기 10.40일, 태양활동 최대 시 임무고도 475km 경우의 고도, 추력, 질량변화 곡선.

표 7. 주기 약 10일일 때 연료 소모량(단위: kg).

구분	solar max		solar mean		solar min	
	3년	5년	3년	5년	3년	5년
400km						
T=Drag	68.636	114.393	35.252	58.754	24.570	40.951
고도상승하강기동	64.409	107.349	32.589	54.315	22.854	38.090
425km						
T=Drag	44.610	74.350	21.470	35.784	13.394	22.324
고도상승하강기동	41.175	68.624	20.048	33.413	12.743	21.238
450km						
T=Drag	29.345	48.908	13.258	22.097	7.423	12.372
고도상승하강기동	27.187	45.312	12.486	20.810	7.113	11.854
475km						
T=Drag	19.537	32.561	8.301	13.836		
고도상승하강기동	18.266	30.443	7.918	13.196		
500km						
T=Drag	12.343	21.940	5.270	8.783		
고도상승하강기동	12.343	20.571	5.012	8.353		

이 노출되는 대기밀도는 높아져 연료 소모량은 많아지게 되고, 임무고도를 높게 선정한다면 대기밀도가 낮아져 연료 소모량은 작아지게 된다. 또 한가지 목적함수의 변화에 주목할 필요가 있는데, 고도가 낮아짐에 따라 목적함수의 값은 점차 감소하였으나 400km에 와서는 오히려 증가하는 것을 볼 수 있다. 목적함수는 위성의 추력이 대기저항 값과 같다고 가정하였을 때 소모하는 연료량과, 상승강하의 개념을 도입한 경우에 소모한 연료량의 비이다. 이는 결국 고도가 낮아짐에 따라 추력사용을 통한 고도상승과 감소를 반복하도록 함으로써 얻어지는 효율이 고도가 낮아짐에 따라 증가하였으나 400km 지점에 이르러서는 그 효율이 떨어지기 시작하였다는 것을 의미한다. 따라서 이보다 더 낮은 기준고도에서 고도 상승감소의 기동에 의한 연료 이득을 얻고자 한다면 추력의 크기가 더 큰 추력기를 사용해야 한다.

마지막으로 추력에 의해 대기저항만을 보정해 주고 위성의 임무고도를 지속적으로 유지하는 경

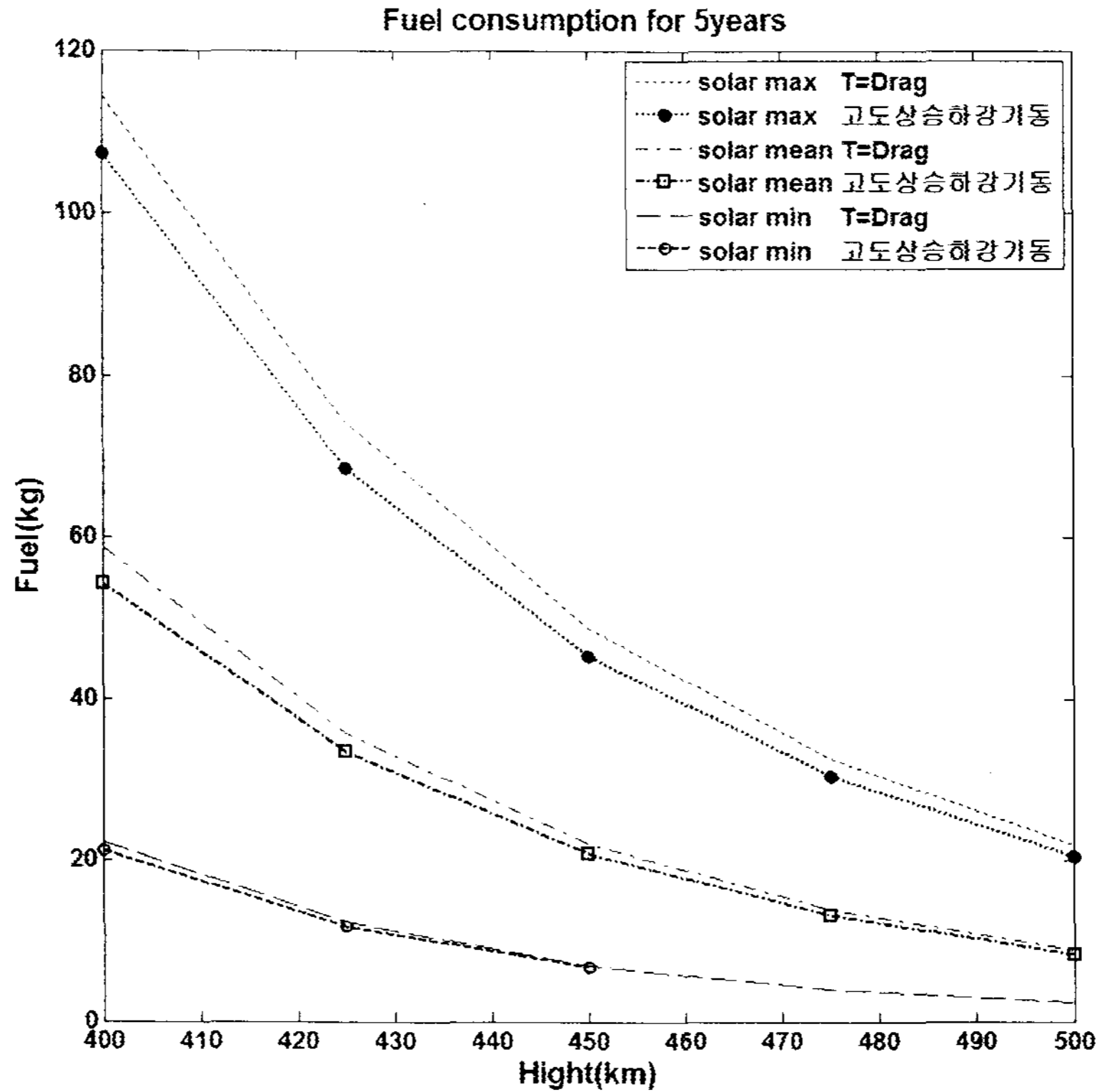


그림 13. 고도유지를 위해 필요한 연료량.

우, 즉 $T = Drag$ 인 경우 소모되는 연료량을 계산하여 위성의 상승하강 기동 개념에 의해 위성의 소모 연료량을 최적화한 경우와 비교해보았다. 주기는 10일로 선정하였으며 400km에서 500km구간을 25km로 나누어 각각 산출하여보았다. 결과는 표 7, 그림 13과 같다. 표 7에 나타난 결과를 보면 태양활동이 최대이고 고도 400km에서는 위성의 상승하강 기동을 통해서 지속적인 임무고도 유지보다 3년 동안 약 4.2kg을 절감할 수 있으며, 태양활동이 최소이고 고도가 450km인 경우에는 3년 동안 약 0.3kg을 절감할 수 있다. 그림 13을 통해서 5년 동안 고도유지를 위해 필요한 연료량을 비교해 볼 수 있다. 태양활동이 활발할수록, 그리고 고도가 낮을 수록 위성의 상승하강 기동에 의한 연료 이득이 많음을 볼 수 있다. 이것은 태양활동이 활발할수록 그리고 고도가 낮을수록 지구의 대기밀도가 상대적으로 증가하는데, 밀도가 높아질수록 위성의 기동에 의한 연료 소모량 절감 효과가 높아진다는 것을 의미한다.

7. 결 론

이 연구에서는 현재 보유한 카메라 기술로 해상도를 높이기 위해 접근할 수 있는 방법으로 위성의 운용고도를 낮추어 해상도를 높이는 것을 제안하고, 다목적 실용위성 2호와 유사한 제원을 사용하여 고도를 낮춤으로 인해 필연적으로 발생하는 대기저항에 의한 고도감소 정도를 파악해 보았다. 그리고 대기저항에 의한 고도감소를 방지하고 임무고도를 위성의 상승하강 기동을 통하여 유지하도

록 하는데 필요한 연료량을 최적화하는 알고리즘을 개발하였다. 최적화 방법으로는 LGL points를 이용한 collocation method를 사용하여 위성이 임무기간 동안 소모하는 전기추력기의 연료량을 구하였다. 지속적인 임무고도를 유지보다 위성의 고도 상승하강 기동을 통해서 연료를 절감할 수 있었다. 단순히 위성의 상승하강 기동주기를 크게함으로써 얻을 수 있는 연료 이득은 아주 작음을 확인하였고, 반면 태양활동의 활동시기와 임무고도 차에 의해서 발생하는 연료량의 차이는 상당히 크다는 것을 알 수 있었다. 그리고 위성의 운용고도에 따라 위성이 소모하는 연료량의 차이도 확연하게 나타났다. 태양활동 시기가 최대인 경우 위성이 임무기간 동안 필요로 하는 연료는 태양활동이 최소인 시기에 비해 약 5배 이상이다. 이 연구에서 사용한 알고리즘을 이용하면 여러 가지 경우에 대하여 저고도 위성이 임무기간 동안 고도유지를 위해 필요로 하는 연료량을 산출할 수 있고, 위성의 제원에 따라 필요로 하는 연료량을 각각 산출할 수 있다. 저고도 지구관측 위성으로 얻고자 하는 해상도와 연료량의 관계를 고려하여 알고리즘을 적용한다면, 위성의 임무고도를 선택함에 있어 최적의 선택을 할 수 있도록 도움을 줄 수 있을 것이다.

감사의 글: 이 논문은 2007년도 정부(과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 국가지정연구실사업으로 수행된 연구임 (No. M10600000282-06j0000-28210).

참고문헌

- 박용재 2008, 석사학위논문, 연세대학교
- Elnagar, G., Kazemo, M. A., & Razzaghi, M. 1995, IEEE Transactions on Automatic Control, 40, 1793
- Hargraves, C. R. & Paris, S. W. 1987, JGCD, 10, 338
- Jacobsen, K. 2005, Tagung der Polnischen Gesellschaft für Photogrammetrie (Warschau: Fernerkundung und GIS)
- Kennewell, J. 1999, Satellite Orbital Decay Calculation (Sydney: IPS)
- Kressler, F. P., Kim, Y. S., Schiller, C., & Steinnocher, K. 2006, 2nd International Workshop-The Future of Remote Sensing (Antwerp: ISPRS)
- MathWorks 2003, Optimization Toolbox User's Guide (Natick: The MathWorks), pp.5-41-53
- Vallado, D. A. 2007, Fundamentals of Astrodynamics and Applications, 3rd Ed. (Hawthorne: Microcosm Press), pp.242-244, p.554
- Vinh, N. X. 1981, Optimal Trajectories in Atmospheric Flight (Amsterdam: Elsevier), pp.47-62