

자세를 고려한 위성체 궤도유지 기법

°박재훈*, 이장규*, 김유단**, 최재원*

* 서울대학교 공과대학 제어계측공학과, ** 서울대학교 공과대학 항공우주공학과

A Station-Keeping Method Considering Satellite Attitude

°Jae Hun Park*, Jang Gyu Lee*, Youdan Kim**, Jae Weon Choi*

*Dept. of Control & Instrumentation Eng., Seoul National University

**Dept. of Aerospace Eng., Seoul National University

Abstract : In this paper, the scheme of combining the orbit correction and attitude control of a 3-axis stabilized satellite is suggested. Being coupled and complimentary, it is preferable to achieve the required orbit correction and the desired attitude control simultaneously. A solution of the problem, simultaneous control of orbit correction and attitude of a satellite, is obtained by solving the two point boundary value problem numerically. The first-order gradient algorithm is used to solve the numerical problem. The simulation results show that the East-West station keeping process with the combined system of an orbit correction and an attitude control is satisfactory.

1. 서론

지구의 주위를 운동하는 위성체의 궤도는 지구와의 인력과 원심력에 의한 타원운동이 주된 형태이며, 이외에도 궤도에 영향을 미치는 각종 외란 및 불확실한 힘에 의하여 다양한 궤적을 그리게 된다. 이러한 위성체의 운동을 해석하는 고전적인 방법으로 케플러의 운동법칙을 들 수 있으며, 그 주된 내용은 위성체의 운동에 가장 큰 영향을 미치는 지구와의 두물체 문제(two body problem)를 해결함으로써 지구 주위를 운동하는 위성체의 운동을 기술하는 것이다. 이때, 지구와 위성은 점질량(point mass)으로 가정하고 운동을 기술하며, 또한 지구가 구형이어서 지구에 의한 중력장이 완전한 대칭이라고 가정하게 된다. 이러한 가정하에서 구해진 위성체의 궤도는 지구 이외의 다른 요인에 의한 영향은 전혀 고려하지 않게 되므로, 정확한 타원 궤도를 그리게 된다[1].

그러나, 이와같이 케플러의 운동법칙에만 의존하여 구한 위성체의 궤도와 속도등은 전반적인 궤도의 형태를 나타낼 뿐이며, 실제로는 지구이외에도 위성체의 운동에 영향을 미치는 다

양한 섭동요인들에 의하여 궤도에 변화가 생기게 된다. 주요한 섭동요인으로는 달과 태양의 인력, 태양의 복사압, 지구타원체 효과에 의한 지구중력장의 비대칭성 및 저궤도 위성의 경우 공기의 저항등이 있으며, 위성체의 운동을 두물체 운동만으로 해석하였을 경우, 상기한 섭동의 영향으로 인하여 정확한 궤도정보를 얻을 수 없다[1]. 따라서, 위성체의 궤도를 적합하게 유지시키려면, 궤도에 미치는 섭동의 영향을 고려하여 주기적으로 궤도유지를 위한 보정을 수행하여야 한다. 특히, 지구정지위성인 경우는 그 회전속도가 지구의 자전속도와 일치해야하고 위성체가 원궤도 운동을 하여야하므로, 궤도유지를 위한 주기적인 보정이 필요불가결한 요소이다. 이와같은 위성체의 궤도유지를 위한 주기적인 궤도 보정을 스테이션 키핑(station keeping)이라 한다[2]. 스테이션 키핑은 위성체에 장착된 추력기를 사용하여 위성체를 주어진 오차범위내의 위치로 이동시키는 것인데, 이때 위성체를 질점으로 간주하여 그 무게중심의 움직임을 고려한다.

한편, 위성체가 주어진 임무를 올바르게 수행하기 위해서는 태양전지 및 안테나의 지향 방향 등을 임무에 적합하게 조정하여야 하며, 이를 위해서는 위성체의 자세를 올바르게 유지하기 위한 연구가 수행되어야 한다. 위성체의 자세는 위성이 위치한 지점에서 받는 모든 외력에 의하여 결정되며, 이 경우 다양한 섭동에 의한 영향이 모두 종합되어 위성체의 자세를 결정하게 된다. 위성체의 자세를 제어하는 방식으로 스핀방식과 3축제어방식이 있다[9]. 스핀방식은 위성체를 회전시킴으로써 자세의 안정화를 성취하는 방식으로서 외부 토오르가 작용하지 않는다면 스핀 축 방향은 영구히 관성공간에 대하여 일정한 방향을 계속하여 지향하게 된다. 최근에는, 위성체의 임무가 점점 복잡해지고 그 규모가 커짐에 따라 얻을 수 있는 에너지의 제한이 있는 스핀 방식 보다는 보다 많은 에너지를 사용할 수 있는 3축제어 방식이 많이 사용되고 있다[3]. 지구관측 위성이나 통신, 방송위성에 주로 사용되는 3축 제어위성은, 관측장치나 안테나 등을 항상 지구로 향하게 할 필요가 있으므로 위성의 일부면이 항상 지구를 향

하도록 하고 궤도 1주기마다 자세가 관성공간에 대하여 일주하는 각속도를 갖는다.

대부분의 3축제어방식 위성체의 자세제어는 플라이 휠(fly wheel)과 추력기를 사용하여 수행한다. 무궁화위성의 경우도 3축제어 방식을 사용하므로 본 연구에서도 3축제어 방식을 고려한다.

기존의 지구정지위성의 경우 스테이션 키핑에 의해 발생한 자세의 오차를 자세제어시스템을 이용하여 보정하는 방식으로, 위성체의 위치와 자세를 각각 독립적으로 보정하였다. 그러나, 이와같이 독립적으로 수행된 위치와 자세의 오차보정은 연료소모가 크게 되므로 이를 통합하여 동시에 수행하게 되면 여러가지 이점을 얻을 수 있다. 위성체의 연료는 인공위성의 수명과 관계되는 주요한 요인이므로, 위성체에서의 모든 제어는 연료를 최소화하는 관점에서 행해져야 한다. 상기한 두가지 제어를 동시에 수행할 경우에는 각각의 제어에 사용되는 연료를 절감하는 효과를 가져옴으로써 위성체의 수명 연장에 기여할 수 있다. 본 논문에서는 위성체의 위치와 자세를 동시에 고려하여 주어진 시간 및 오차범위 내에서 두가지 제어를 동시에 수행할 수 있는 기법을 제안한다.

본 논문의 제 2장에서는 지구정지궤도를 기술하는데 적합한 궤도요소를 정의하고 지구지향 위성체의 궤도 및 자세 운동방정식을 유도한다. 제 3장에서는 지구지향 위성체의 궤도 및 자세 운동방정식을 통합하여 상태공간에서 표현하고, 통합된 상태방정식에 대한 최적제어 문제를 구성한다. 통합된 시스템에 대한 타당성을 입증하기 위하여 수행한 시뮬레이션과 그 결과에 대한 해석을 제 4장에 기술한다. 마지막으로, 제 5장에서는 본 연구 수행으로부터 얻은 몇 가지 결론을 서술한다.

2. 운동방정식

2.1 궤도 요소의 정의

위성체의 움직임을 기술하는 고전적인 것으로 케플러요소(a, e, i, ω, Ω)를 이용한 방법을 들 수 있다. 여기서, (a, e, i, ω, Ω)는 각각 궤도장반경, 이심률, 궤도경사각, 승교점의 이각 및 승교점과 근지점의 이각을 의미하며 다음의 (그림1)과 같이 도시할 수 있다[4]. 이러한 케플러요소들은 궤도의 크기, 형태 및 관성좌표계에서의 궤도의 방향과 함께 궤도상에서의 위성체의 위치정보를 제공한다. 케플러요소 이외에도 위성체의 궤도를 기술하는 다양한 궤도요소들이 있는데, 위성체 궤도의 특성에 따라서 가장 적합한 것을 선택하게 된다. 지구정지궤도의 경우는 이심률과 궤도경사각이 거의 영이므로 케플러요소중(ω, Ω)는 정의되지 않아서 케플러요소로 궤도를 기술할 수 없다. 따라서, 본 연구에서는 지구정지궤도의 경우와 같이 원궤도에 가깝고 적도에 대한 궤도경사각이 매우 작은 타원궤도를 기술하는데 적합한 궤도요소를 선택하였으며, 그에 대한 정의는 다음과 같다 [8].

$$y = [a, e \cos E_0, e \sin E_0, U_0, V_0, W_0]^T \quad (1)$$

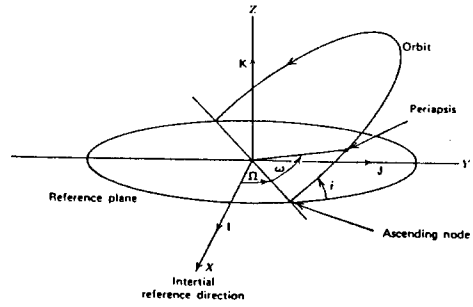


그림 1. 케플러 궤도요소

여기서, a = 장반경
 e = 이심률
 E_0 = 초기 시간에서의 eccentric anomaly
 U_0 = 초기 시간에 지구중심에서 위성체로 향하는 단위벡터
 V_0 = 궤도상에서 U_0 보다 90도 앞서는 단위벡터
 $W = U_0 \times V_0$

궤도요소의 초기값과 최종값의 차이가 작을 때는 요구되는 최종값과 실제 궤도요소의 차이를 상태변수로 사용하는 것이 편리하다.

$$\Delta y_0 = y_T - y_0 \quad (2)$$

본 논문에서는 $\Delta U_0, \Delta V_0$ 및 ΔW 를 사용하지 않고 $\Delta u_0, \Delta v_0, \Delta w_0$ 를 사용하는데, 이들의 정의는 다음과 같으며, 이때 사용하는 좌표계는 (그림2)와 같다.

$$\begin{aligned} \Delta u_0 &= W * \Delta V_0 = -V_0 * \Delta W \\ \Delta v_0 &= U_0 * \Delta W = -W * \Delta U_0 \\ \Delta w_0 &= V_0 * \Delta U_0 = -U_0 * \Delta V_0 \end{aligned} \quad (3)$$

$\Delta u_0, \Delta v_0$ 및 Δw_0 는 각각 실제 궤도의 U_0, V_0, W 주위로의 회전을 의미하는데, 특정한 최종궤도의 단위벡터와 일치시키기 위해서 회전시켜야하는 U_0, V_0, W 의 각도를 의미한다. 본 논문에서 고려하는 궤도유지기법에서는 상태벡터를 다음과 같이 정의한다.

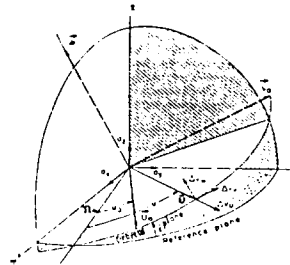


그림 2. 좌표계

$$y = [a \ i \ \Delta w]^T \quad (4)$$

이심률은 영으로 가정하고, Δu_0 , Δv_0 는 Δi 로 근사시켜서 위 성체의 궤도에 대한 상태방정식을 구하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{a} \\ \dot{i} \\ \dot{\Delta w_0} \end{bmatrix} = \frac{1}{na} \begin{bmatrix} 0 & 2a & 0 \\ 0 & 0 & \cos u \\ -2[1-\cos(u-u_0)] & [3(u-u_0)-4\sin(u-u_0)] & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_u \\ f_v \\ f_w \end{bmatrix} \quad (5)$$

여기서, n 은 회전속도, f_u , f_v , f_w 는 각각 U , V , W 방향의 힘을 나타낸다. 식(5)를 다음과 같이 나타낸다.

$$y = Ef \quad (6)$$

2.2 지구지향 위성체의 운동방정식

원궤도에서 위성체의 운동은 LHV (Locally - Horizontal - Vertical) 좌표계에 의하여 표현된다. LHV좌표계는 진행방향을 X축, 원운동의 중심을 Z축으로 하는 오른손 좌표계이다. (p , q , r)을 관성좌표계에 대한 동체좌표계의 각속도 성분이라 하고, (ϕ , θ , ψ)는 LHV에 대한 동체의 Euler각이라 하며, 동체좌표계가 주축이라고 할때, 위성체의 운동방정식은 다음과 같이 표현된다.

* 피치 운동방정식:

$$\begin{aligned} I_Y \dot{q} &= -3n^2(I_X - I_Y)\theta + Q_Y \\ \dot{\theta} &= q \end{aligned} \quad (7)$$

* 롤 및 요 운동방정식:

$$\begin{aligned} I_X \dot{p} + n(I_Y - I_Z)r &= -3n^2(I_Y - I_Z)\phi + Q_X \\ I_Z \dot{r} - n(I_Y - I_X)p &= Q_Z \\ \dot{\phi} - n\psi &= p \\ \dot{\psi} + n\phi &= r \end{aligned} \quad (8)$$

여기서, n 은 궤도 각속도이고, (Q_X , Q_Y , Q_Z)는 외부 토크이다. 상태공간에서 표현하기 위하여 상태변수벡터를 다음과 같이 정의한다.

$$x = [p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T \quad (9)$$

상기한 피치, 롤 및 요의 운동방정식은 다음과 같이 상태공간에서 표현될 수 있다.

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (10)$$

$$u = [Q_X, Q_Y, Q_Z]^T$$

3. 문제의 정의

3.1 궤도방정식과 자세방정식의 결합

상기한 궤도에 관한 상태방정식(식(6))과 자세에 관한 상태방정식(식(10))을 결합하여 하나의 확장된 상태방정식을 구성하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Bu \\ Ef \end{bmatrix} \quad (11)$$

식(10)에서 입력벡터 u 의 성분은 각각 X, Y, Z방향의 토크이다. 본 논문에서는, 16개의 추력기를 가지고 있는 위성체를 대상으로 하며, 이때 제어입력 u 의 각 성분을 표시하면 다음과 같다.

$$\begin{aligned} Q_X &= \sum_{n=1}^{16} a_n T_{Xn} \\ Q_Y &= \sum_{n=1}^{16} a_n T_{Yn} \\ Q_Z &= \sum_{n=1}^{16} a_n T_{Zn} \end{aligned} \quad (12)$$

여기서 T_{Xi} , T_{Yi} , T_{Zi} : i 번째 추력에 의한 X, Y, Z 방향의 토크

a_i : i 번째 추력기의 출력 비율 ($-1 \leq a_i \leq 1$)

한가지 주목할 점은 a_i 값의 범위인데, 추력기의 최대출력일 때 $|a_i|=1$ 이 된다. a_i 가 음의 부호를 갖는다는 것은 i 번째 추력기에 의해 생성되는 추력의 반대방향의 추력을 의미하며, 이러한 추력을 16개의 추력기의 조합으로 표현할 수 있음을 의미한다. 즉, 다음의 관계가 성립한다.

$$\begin{aligned} -a_i &= \sum_{j=1}^{16} b_j a_j \\ 0 &\leq b_j \leq 1 \end{aligned} \quad (13)$$

식(12)를 이용하여 제어입력 u 를 다시 표현하면 다음과 같다.

$$u = \begin{bmatrix} Q_X \\ Q_Y \\ Q_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{X1} & T_{X2} & \dots & T_{X16} \\ T_{Y1} & T_{Y2} & \dots & T_{Y16} \\ T_{Z1} & T_{Z2} & \dots & T_{Z16} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ \vdots \\ a_{16} \end{bmatrix} = T a \quad (14)$$

한편, 궤도에 관한 상태방정식(식(6))에서 추력만을 고려할 때 입력 f 는 각 방향의 추력이 되며, LHV좌표계에서의 XYZ방향은 각각 궤도에서의 접선, 수직, 중심방향에 해당한다.

$$f_u = -f_z, f_v = f_x, f_w = -f_y \quad (15)$$

16개의 추력기가 있는 위성체의 경우 각 방향의 힘은 다음과 같이 표현된다.

$$\begin{aligned} f_x &= \sum_{n=1}^{16} a_n f_{Xn} \\ f_y &= \sum_{n=1}^{16} a_n f_{Yn} \\ f_z &= \sum_{n=1}^{16} a_n f_{Zn} \end{aligned} \quad (16)$$

식(16)을 이용하여 각 축방향의 힘의 벡터 f 를 구하면 다음과 같다.

$$f = \begin{bmatrix} f_u \\ f_v \\ f_w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_z \\ f_x \\ -f_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -f_{z1} & \dots & -f_{z16} \\ f_{x1} & \dots & f_{x16} \\ -f_{y1} & \dots & -f_{y16} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ \vdots \\ a_{16} \end{bmatrix} = f a \quad (17)$$

여기서 $f_{xi}, f_{yi}, f_{zi} : i$ 번째 추력에 의한 X, Y, Z 방향의 힘 식(14) 및 식(16)을 이용하여 자세 및 궤도의 운동방정식을 통합하여 표현하면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} BT \\ EF \end{bmatrix} a \quad (18)$$

위의 식을 다음과 같이 나타낸다.

$$\dot{X} = A_{aug} X + B_{aug} a \quad (19)$$

3.2 최적제어 문제

앞절에서 위성체의 자세 및 궤도의 운동방정식을 통합하여 식(19)를 유도하였다. 식(19)를 최적화의 문제로 구성하기 위하여 다음과 같은 성능지표함수를 선정한다 [6, 7].

$$J(a) = \int_{t_0}^{t_f} [a^T a + (X - X_d)^T Q (X - X_d)] dt \quad (20)$$

또한, 입력은 다음과 같은 제한조건을 만족해야 한다.

$$-1 \leq a_i(t) \leq 1, \quad i = 1, 2, \dots, 16, \quad t \in [t_0, t_f] \quad (21)$$

Pontryagin의 최소원리를 이용하여 최적의 입력을 찾으면 다음과 같다.

$$a_i^*(t) = \quad (22)$$

$$\begin{cases} 1, & 1 < -\frac{1}{2} p^*{}^T(t) b_i(x^*(t), t) \\ -\frac{1}{2} p^*{}^T(t) b_i(x^*(t), t), & -1 < -\frac{1}{2} p^*{}^T(t) b_i(x^*(t), t) < 1 \\ -1, & -\frac{1}{2} p^*{}^T(t) b_i(x^*(t), t) < -1 \end{cases}$$

여기서, $\begin{bmatrix} BT \\ EF \end{bmatrix} = [b_1(x^*(t), t), b_2(x^*(t), t), \dots, b_{16}(x^*(t), t)]$

$p^*(t) : Lagrange Multiplier$

Pontryagin의 최소원리를 이용하여 최적의 입력을 찾기 위해서는 두점 경계치문제(two point boundary value problem)를 풀어야 한다. 본 논문에서는 일차 그래디언트 알고리즘을 이용하여 두점경계치 문제의 해를 구한다.

4. 시뮬레이션 및 결과해석

3.1절에서 구성한 확장된 시스템(식(19))에 대하여 준 성능지표함수(식(20))를 최소화 하는 최적의 입력을 찾기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 자세제어를 수행하는데 필요한 입력에 비하여 궤도수정에 필요한 입력의 크기가 상당히 크다는 것이 주어진 시스템의 시뮬레이션에서의 난점이다. 성능지표함수에서의 가중치인 Q 의 값을 적절히 선택하여야 본 시뮬레이션의 수렴성을 보장할 수 있다. 본 시뮬레이션에서는 궤도요소에 해당하는 상태변수들에 6.5×10^{-7} 의 가중치를 주고 나머지 상태의 가중치는 0으로하여 기본적으로 최소에너지의 관점에서 최적의 입력을 구하였다. 초기 장반경의 오차를 300m, Δw_0 의 오차를 0.0018도로 하여 약 16분간 궤도수정을 수행하여 장반경, 궤도 경사각, Δw_0 , 자세각 및 각 축의 각속도의 추이를 (그림3)에서 (그림10)에 나타내었다. 초기의 궤도경사각을 0도로 하여 궤도유지 기동을 수행하였는데, 이는 동-서궤도유지(East-West Station Keeping)에 해당한다. (그림3)에서 (그림5)에 나타난 장반경과 Δw_0 및 궤도경사각의 변화를 살펴보면 최종시간에 목표값으로 수렴함을 알 수 있으나, 궤도경사각의 변화가 계단형임을 알 수 있다. 이러한 현상은 2.1절의 식(5)에서 설명될 수 있는데, 지구 정지궤도와 같

이 경사각이 매우 작은 궤도에서는 궤도경사각의 작은 변화에 의해서 u 의 값이 급격히 불규칙하게 변화되기 때문이다. (그림 6)과 (그림7)에 톨 및 피치축의 각속도의 변화를 나타내었고, 요축은 변화가 없기 때문에 도시하지 않았다. 톨 및 피치축의 각속도의 변화는 큰 변화없이 목표값에 수렴함을 알 수 있다. 자세각의 변화는 (그림8)에서 (그림10)에 나타내었는데, 톨과 요의 작은 큰폭의 변화없이 수렴하지만, 피치각은 비교적 큰 값으로 증가하였다가 수렴함을 볼 수 있다. 이러한 현상은 장반경의 오차를 줄이기 위하여 위성체의 운동 방향으로 큰 추력을 가하여 피치각에 큰 영향을 주기 때문에 나타난 것이다.

5. 결론

위성체의 궤도와 자세제어는 요구되는 정확도 및 제어시에 필요한 입력의 크기에 있어서의 차이에 의하여 각각 분리되어 수행되었다. 이처럼 분리되어 수행되었던 위성체의 궤도와 자세제어를 통합하게 되면 위성체의 연료를 절감하는 효과를 가져옴으로써 위성체의 수명연장에 기여할 수 있다. 본 논문에서는 기존에 분리되어 수행되었던 위성체의 궤도유지와 자세제어를 통합하는 방법을 제시하였고 그 타당성을 입증하기 위하여 시뮬레이션을 수행하였다. 궤도유지는 자세제어에 비하여 큰 입력을 요구하므로 성능지표함수에서 상태변수에 적절한 가중치의 선택이 요구되었다. 지구정지궤도와 같이 경사각이 아주 작은 궤도에서는 궤도경사각의 변화가 입력에 대하여 상당히 민감한 반응을 나타내므로 정확한 제어에 어려움이 있다. 본 논문에서는 자세를 고려하여 동서방향의 궤도유지 기동을 시뮬레이션을 통해서 고찰해 본 결과 만족스러운 결과를 얻을 수 있었다. 요구되는 궤도유지 기동을 수행할 때 추력기의 분사에 의해서 자세각이 영향을 받으며 경우에 따라서는 비교적 큰 변화를 일으키기도 한다. 본 논문에서 수행한 시뮬레이션의 경우는 장반경의 오차를 보정하기 위한 입력에 의하여 피치의 각도가 비교적 큰 영향을 받음을 볼 수 있었다. 실제로 플라이 휠(fly wheel)이 있어서 추력기와 더불어서 위성체의 자세를 제어하게 되므로 플라이 휠도 포함한 확장된 시스템을 고려한다면 더욱 효과적인 제어가 가능하다. 본 논문에서 사용한 추력기는 연속적인 조절이 가능한 모델이었는데, 좀더 실제적인 의미를 가지기 위해서는 on/off형태의 추력기를 사용하는 것이 요구된다.

REFERENCES

- [1] Marshall H. Kaplan, *Modern Spacecraft Dynamics & Control*, John Willey & Sons, Inc., 1976.
- [2] Bong Wie and Carl T. Plescia, "Attitude Stabilization of Flexible Spacecraft During Stationkeeping Maneuvers," *J. Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 7, no. 4, pp. 62-68, July-August 1984.
- [3] Peter Likins, "Spacecraft Attitude Dynamics and Control - A Personal Perspective on Early Developments," *J. Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 9, no. 2, pp. 129-134, March-April 1986.
- [4] Brij N. Agrawal, *Design of Geosynchronous Spacecraft*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ., 1986.
- [5] Brouwer, D. and Clemence, G. M., *Methods of Celestial Mechanics*, Academic Press, New York and London, 1961.
- [6] E. Bryson, Jr., Yu-Chi Ho, *Applied Optimal Control*, John Willey & Sons, Inc., 1975.
- [7] Donald E. Kirk, *Optimal Control Theory*, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ., 1970.
- [8] Burkhart, J. A., and Smith, F. T., "Application of Dynamic Programming to Optimizing the Orbit Control Process of a 24-Hour Communication Satellite," *AIAA Journal*, vol. 1, no. 11, pp. 2551-2557, 1963.
- [9] Shrivastava, S. K., "Orbital Perturbations and Stationkeeping of Communication Satellite," *J. Spacecraft*, vol. 15, no. 2, pp. 67-78, 1978.

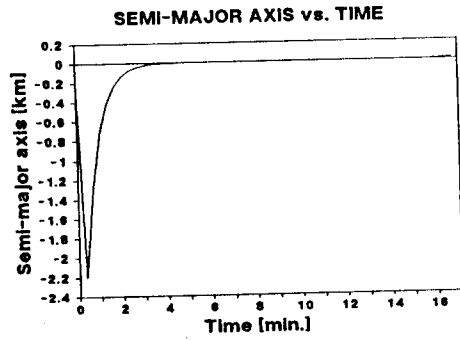


그림 3. 장반경의 추이

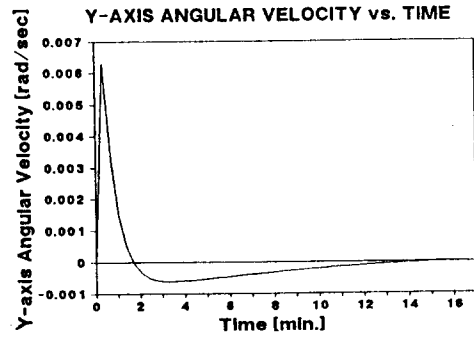


그림 7. 피치축 각속도의 추이

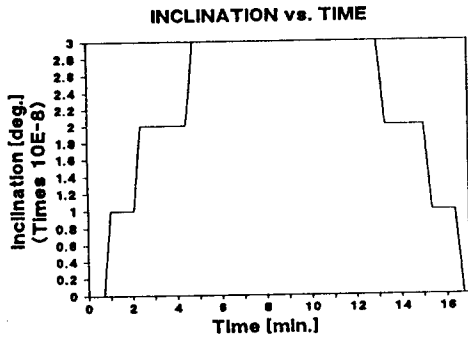


그림 4. 궤도경사각의 추이

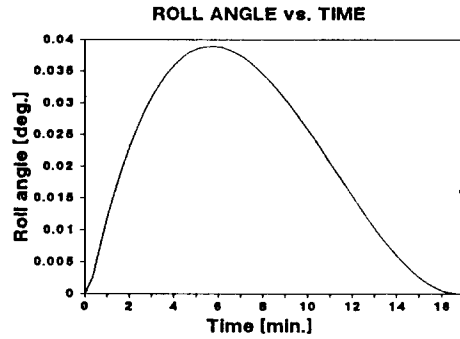


그림 8. 롤각의 추이

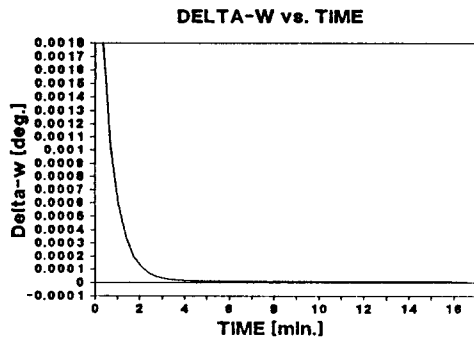


그림 5. Δw_0 의 추이

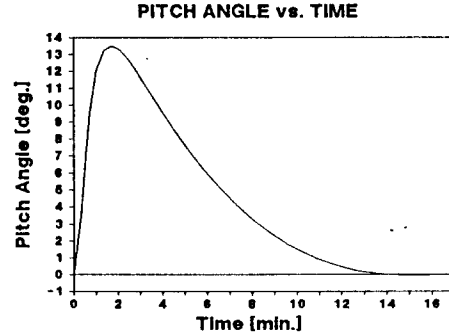


그림 9. 피치각의 추이

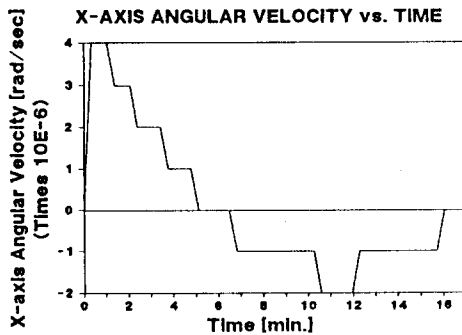


그림 6. 롤축 각속도의 추이

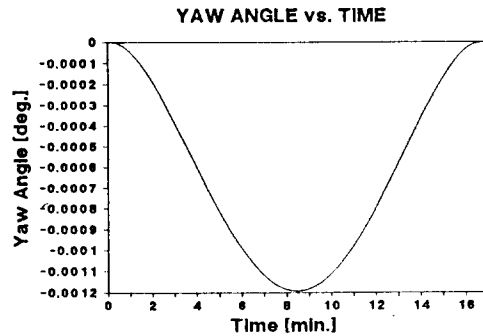


그림 10. 요각의 추이