

유도제어시스템을 포함한 과학위성 M-3H-3의 궤도해석

Launch Trajectory Analysis of a Scientific Satellite M-3H-3 including Guidance and Control System

최재원, 이장규, 이승현
Jae Weon Choi, Jang Gyu Lee, Seung Hyun Lee

서울대학교 공과대학 제어측정공학과
Dept. of Control and Instrumentation Eng. Seoul National University

Abstract

In this paper, the launch trajectory of the Japan scientific satellite M-3H-3 from launch to orbit injection is investigated. For the terminal conditions at a guidance target point, a guidance and control system is used. An open-loop and a closed-loop guidance schemes are used simultaneously. For the closed-loop guidance scheme, the velocity polynomial algorithm represented by the velocity difference between the target point and present velocity is used. A PD control system is used for activating gimbal type engines. The simulation result shows that all the terminal position and velocity conditions are satisfied and the trajectory for the M-3H-3 scientific satellite is reasonable.

1. 서론

일반적으로 한 국가에서 위성개발사업을 시도하는 경우, 비용 및 기술적인 어려움 등으로 인하여, 통신위성과 같은 정지위성을 개발하기 위하여 우선 개발이 용이하며 궤도에 진입할 필요가 없는 관측위성(sounding rocket), 그 다음에는 근지구궤도에 진입하는 과학위성(scientific satellite)의 순으로 개발에 임하게 된다. 최근 우리나라에서도 미래의 지구정지위성 개발을 위하여 우선 1990년대 중반까지 과학위성을 개발하여 궤도에 진입시키는 것을 목표로 연구에 박차를 가하고 있다. 이에 본 연구에서는 적절한 목표지점과 그 지점에서의 제한조건을 만족하도록 하는 유도시스템을 개발하여 발사로부터 목표지점에 이르는 비행궤적을 해석하였다. 여기서, 목표로 삼은 과학위성은 일반적으로 과학연구를 주 목적으로 하는 실용위성으로서 일정기간 동안 지구탐사, 지자기 측정 등 특정한 전문목적을 위하여 사용되며 대체로 200Km 내외의 근지점 고도와 임무에 따라 다양한 원지점 고도를 가진다. 본 연구에서 모델로 삼은 과학위성은 일본에서 개발한 M-계열 로케트로 M-4S, M-3C에 이은 제 3세대 로케트계획인 M-3H 계획에서 개발한 M-3H-3호 과학위성이다. 본 연구에서는 선택한 과학위성에 대하여 실제 장착된 차넣기 모터(kick-in motor)는 무시하고 3단으로 구성된 로케트로 간주하여 타원궤도의 근지점이 약 260Km되게 하고 이 지점에서의 속도는 약 7.5Km/sec가 되도록 하기 위한 유도제어시스템을 구성하여 발사궤적을 통해 그 성능을 평가하고 또한 시뮬레이션을 통하여 설정한 조건이 만족됨을 알 수 있었다.

2. 좌표계 및 운동방정식

(1) 좌표계

우주를 비행하는 비행체의 위치, 속도, 및 자세를 표시하려면 절대 기준좌표계인 관성좌표계(inertial frame)를 설정하여야 한다. 또 동체에 작용하는 힘과 모멘트를 계산하기 위해 동체좌표계(body frame)의 설정이 필요하다. 우주선과 같이 우주를 비행하는 경우, 동체좌표계에서 계산된 양을 관성좌표계로 변환시키거나 관성좌표계에서 유도목표점을 설정하는 일은 쉽지 않으므로, 또 다른 좌표계의 추가설정이 필요하다. 본 연구에서는 항법, 유도 및 제어에 필요한 데이터 발생 및 해석을 간편하게 하기 위하여 관성 및 동체좌표계 이외에 사점좌표계, 지면축좌표계, 유도좌표계 및 항법좌표계[1,2]를 설정, 사용한다.

(2) 발사체 다이내믹스

일반적으로 발사체의 운동은 크게 병진운동과 회전운동으로 나눌 수 있다. 발사체의 병진운동에 기여하는 힘에는, 김발형 주엔진, 보조부스터(Strap On Booster;SOB), 제어용 엔진(버어니어 엔진, 얼리지 모터) 등에 의한 추력과, 지구에 의한 중력이 있으며, 대기중을 비행하는 경우에는 공기력도 고려하여야 한다. 또한 발사체가 대형 화될 경우, 비행다이내믹스를 엄밀하게 해석하기 위하여 부력(buoyance force)도 고려할 필요가 있다. 여기서 추력, 공기력, 자세제어력은 발사체의 회전운동에도 기여한다. 이러한 힘들에 의해 발생하는 발사체의 병진운동 및 회전운동을 나타내는 운동방정식을 쓰면

다음과 같다.

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_{Bx}}{dt} &= \omega_{Bx} V_{By} - \omega_{By} V_{Bx} + \frac{F_{Bx}}{m} \\ \frac{dV_{By}}{dt} &= \omega_{Bx} V_{Bx} - \omega_{Bx} V_{By} + \frac{F_{By}}{m} \\ \frac{dV_{Bz}}{dt} &= \omega_{By} V_{Bx} - \omega_{Bx} V_{By} + \frac{F_{Bz}}{m} \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned} P_x &= I_x \frac{d\omega_{Bx}}{dt} - (I_y - I_z) \omega_{By} \omega_{Bz} \\ P_y &= I_y \frac{d\omega_{By}}{dt} - (I_x - I_z) \omega_{Bx} \omega_{Bz} \\ P_z &= I_z \frac{d\omega_{Bz}}{dt} - (I_x - I_y) \omega_{Bx} \omega_{By} \end{aligned} \right\}$$

여기서, F_B 는 동체좌표계에서의 힘으로 추력, 중력, 및 공기력의 합을 나타내며 접자 x, y, z 는 각 성분을 표시한다.

3. 유도 및 제어시스템

(1) 유도시스템

일반적으로 목적하는 궤도상의 한 지점에 인공위성과 같은 화물(payload)을 투입시키기 위해서는 발사체에 대한 유도제어가 필요하다[2]. 여기서 유도와 제어를 나누어서 정의하면, 유도는 항체의 병진운동과 회전운동을 측정하여 자기 자신의 위치 및 속도를 계산한 항법 정보를 이용하여 미리 정해진 항로 또는 주어진 제한조건을 만족하는 궤적 및 자세에 이르도록 유도지령을 계산하는 것이고, 제어는 유도지령을 항체에 옮겨 자유운동상태 혹은 가속도 비행상태에서 항체의 자세 또는 속도를 계산하여 원하는 방향으로 항체를 조종하는 것이다[1,2]. 즉, 유도는 거시적인 제어 문제로 생각할 수 있고, 제어는 통상 미시적인 제어 문제로 생각할 수 있다[3]. 여기서 제어는 로켓엔진의 분사방향, 추력, 연소시간 등을 조종함으로써 제어 기능을 수행한다[3]. 이때 기계적인 제약에 의해 추력각은 가능한 한 작게 유지하여야 한다. 제어시스템의 주요한 목적은 외부로부터 외란이 존재하더라도 미리 정해진 비행 경로를 유지하게 하는 것이라 할 수 있다. 이 때 비행 경로는 비행중의 유도시스템에 의해 결정된다. 개루프 및 폐루프 유도시스템 그리고 비행제어시스템 각각에 대하여 상세하게 서술하면 다음과 같다.

1) 개루프(open-loop) 유도시스템

발사체의 유도라 함은 로켓의 자세 방향을 미리 결정된 제약조건하에서 적절히 결정하여 로켓의 진행 방향을 제어하고, 엔진의 연소시간을 조절하여 로켓 속도를 제어함으로써 로켓을 목적하

는 궤도에 도달시키는 것이라 할 수 있다. 실제시스템에서는 로켓의 자세 지령각 및 비행순서를 미리 프로그램 해 놓는 사전프로그램(preprogram) 유도법과 전과유도를 조합하여 사용하고 있다. 그 까닭은 동체에 탑재하고 있는 사전프로그램 유도만으로는 바람이나 로켓의 비정렬(misalignment)에 따른 오차나, 그 외의 다른 예측 불허의 외란에 의해 발생하는 비행경로 오차와 속도 오차를 보상해 주지 못하기 때문이다[3]. 그러므로 적어도 3지점의 추적관제소로부터 추적한 자료를 분석한 후 지상관제소에서 오차 수정을 위한 지령을 계산하고 레이다 등을 통해 이를 전달하는 페루프 유도인 전과유도를 병행하여 사용하고 있다.

본 연구에서는 오차 수정을 위하여 전과유도 방식을 사용하는 것은 실제적인 문제이므로 여기서는 제외하고, 발사 후 90초까지는 앞에서 언급한 기준궤도 경로각과 비행자세각을 비행전에 미리 프로그램해 두는 사전프로그램 유도방식을 사용하며 그 이후는 현재 및 목표 지점에서의 속도차의 다항식으로 표시되는 페루프 유도방식을 사용하며 201초 이후에는 요 방향의 자세 프로그램을 사용하여 유도하게 된다. 사전프로그램 유도방식은 로켓의 유도시스템 중의 한 방법으로서 로켓의 자세 지령각을 사전에 프로그램하는 개루프(open-loop) 유도법이다. 이는 미리 프로그램화된 비행 순서에 따라 로켓의 자세방향을 변경하고 로켓을 예정된 비행경로를 따라 비행시켜 목표지점에 가까워진 부근에서 로켓의 동체축 방향 속도가 미리 결정된 값에 도달했을 때 엔진의 연소를 정지하고 로켓을 목표지점으로 자유비행시키도록 된 방식으로 동체 자세에 대한 지령 프로그램은 동체의 반응의 위치점 정도를 감안하여 자세지령을 프로그램하게 된다. 자세프로그램은 관성계에서의 자세의 변화를 시간의 함수로서 각도로 입력되고, 현재 시간에 적분구간을 더한 시간에서의 발사체의 기준 좌표는 2점 직선보간의 방법으로 구하고 이에 따르는 변화율 신호를 계산하여 이 값을 입력유도지령값으로 사용하여 시뮬레이션을 수행하게 된다.

2) 폐루프(closed-loop) 유도시스템

발사체의 자세지령각 및 비행순서 등을 비행전에 미리 프로그램화 해두는 개루프 유도방식과는 달리 폐루프 유도방식은 유도지령의 계산을 위하여 센서 및 항법 모듈의 정보를 필요로하며 비행중 외부로부터 외란이 작용하더라도 그 상황에 적절한 유도지령을 계산해낼 수 있어서 기준 궤적에서 외란에 의해 궤적이 어느 정도 벗어나더라도 다시 원래의 기준궤적에 복귀할 수 있어서 개루프 유도방식에 비

해 더 우수하다. 페루프를 구성하는 요소로서는 센서모듈, 항법모듈 및 유도모듈이 있는데[3] 본 연구에서는 센서 및 항법모듈은 이상적인 것으로 가정하여 시뮬레이션을 수행한다. 다음의 그림 1은 다음의 (2)절에서 언급할 제어시스템과 유도시스템이 결합된 형태를 보여주는 블록다이어그램이다. 본 연구에서 사용한 페루프 유도방식으로는 상승궤적(ascent profile) 알고리즘과 속도 다항식(velocity profile) 알고리즘 두가지인데, 본 연구의 결과는 속도 다항식 알고리즘에 의한 것이다. 여기서 상승궤적 알고리즘은 발사체의 발사체적을 미리 임무에 적합하게 개루프 방식으로 발생시켜둔 후 구한 기준궤적에 대한 고도, 고도 변화율, 속도, 속도 변화율을 프로 만들어 이 값들을 따라가게 하는 방식이다. 그리고 속도 다항식 알고리즘은 목표지점에서의 속도와 현시점에서의 속도차의 함수로 표시되는 다음과 같은 다항식의 해를 구하여 유도지령을 얻는다. 이 식에서 a,b,c,d,e는 계수를 표시하며 DVX, DVZ는 각각 G-frame에서의 X, 및 Y방향의 속도 오차를 표시한다. 이 값은 G 와 B 사이의 변환행렬에 의해 동체좌표계에서의 값으로 변환되어 항체에 지령을 전달하게 된다.

$$SALFC(3) = - [\{ a+DVX*(b+DVX*(c+d*DVX)) \} + e*DVZ]$$

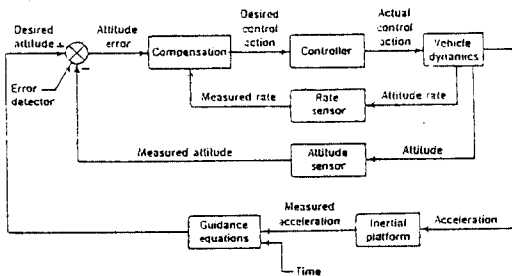


그림 1 유도시스템과 제어시스템의 결합

(2) 제어시스템

발사체의 비행제어시스템은 항체의 운동을 유도 모듈에서 계산되는 지령에 따라 움직이도록 조종해 주는 장치이다. 본 연구에서는 이벤트 발생 및 수행에 따라 추력발생 가능상태에 있는 엔진의 경우는 어느 정도의 추력을 어느 방향으로 분사시켜야할 것인가와, on-off 제어장치의 경우는 분사되는 추력의 방향을 결정하기 위한 용도로서 비행제어시스템을 사용하는데, 시스템을 단순화시키기 위하여 간단한 PD제어기로 제어시스템을 모델링한다[2]. 그림 2는 비행제어시스템의 구성을 보여준다.

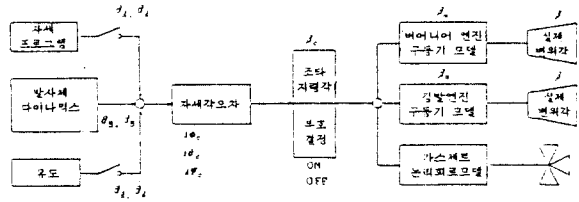


그림 2 비행제어시스템 모델

비행제어에 사용되는 엔진들은 개발 형태의 추력원과 가스제트 장치의 것이 있는데 이에 관한 식들은 참고문헌 [2]를 참고하기 바란다.

4. 시뮬레이션 및 결과

시뮬레이션을 위하여 본 연구에서는 일본의 과학위성인 M-3H-3을 모델로 사용하였다. 이 위성은 38면체의 형태를 가지며 최대 직경이 76cm 이고 높이는 60cm이며 중량은 891.8kg인 위성으로 차탈기 모터를 포함하여 4단으로 구성되어 있다. 본 발사체에 대한 과학위성의 비행계획이 표 1에 나타나 있다. 그림 3은 M-3H-3호기의 구조를 보인 것이다. 시뮬레이션중 발사체의 운동 및 궤적을 결정하는 변수들인 각 좌표계에서의 속도, 고도, 위도, 경도, 항체의 자세각, 비행 경로각 및 방위각에 대한 식을 정리하면 다음과 같다.

표 1 이벤트 순서

시간(sec)	EVENT
0.0	제1단, SOB, 버어니어 엔진 점화
5.0	피치프로그램 (No. 1) 개시
7.4	SOB 연소 종료
8.0	피치프로그램 (No. 1) 종료
9.0	SOB 분리
10.0	피치프로그램 (No. 2) 개시
49.33	피치프로그램 (No. 2) 종료
50.0	피치프로그램 (No. 3) 개시
69.33	피치프로그램 (No. 3) 종료
70.0	제1단 연소종료 (MECO)
74.33	제1단 잔류추력 종료
75.0	피치프로그램 (No. 4) 개시
83.0	피치프로그램 (No. 4) 종료
83.33	버어니어 엔진 cut off (VECO)
84.0	제1단 분리
85.0	물음 가스제트 제어가능 상태
86.0	제2단 점화
90.0	제2단 피치프로그램 개시
150.0	제2단 피치프로그램 종료
151.0	피치, 요율 가스제트 제어가능 상태
158.0	제2단 연소종료 (SECO)
161.0	제2단 잔류추력종료
162.0	페어링 덮개 (fairing cover) 제거
170.0	관성비행용 피치프로그램 개시
200.0	관성비행용 피치프로그램 종료
201.0	관성비행용 요 프로그램 개시
250.0	관성비행용 요 프로그램 종료
296.0	가스제트(roll, pitch, yaw) 제어 불가능 상태
297.0	제2단 분리
302.0	제3단 점화
355.0	제3단 연소종료

$$\left. \begin{aligned} V_E &= T_{EB} V_B \\ V_O &= T_{OE} V_E \\ V_L &= T_{LO} V_O \\ V_N &= T_{NL} V_L \end{aligned} \right\}$$

$$U_{SL} = R - R_L(\nu)$$

$$R_L(\nu) = R_e \{ 0.99832706 + 0.00167645 \cos(2\nu) - 0.00000352 \cos(4\nu) + 0.00000001 \cos(6\nu) \}$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\nu}{dt} &= \frac{V_{Ez}}{R} \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V_{Ey}}{R \cos \nu} \end{aligned} \right\}$$

$$\left(\begin{array}{c} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \end{array} \right) = \left(\begin{array}{c} \omega_{BEy} \cos \phi - \omega_{BEz} \sin \phi \\ \omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi \\ \cos \theta \end{array} \right) \left(\begin{array}{c} \theta \\ \psi \\ \phi \end{array} \right) + (\omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi) \tan \theta + \omega_{BEz}$$

$$\theta \approx \pm (2n-1) \frac{\pi}{2}$$

$$\sigma = \tan^{-1} \left(\frac{V_{Ey}}{V_{Ez}} \right)$$

$$r = \tan^{-1} \left\{ \frac{V_{Ez}}{(V_{Ez}^2 + V_{Ey}^2)^{1/2}} \right\}$$

시물레이션 수행은, 발사지점으로 위도가 북위 약 30.3도이며 경도는 동경 약 131도 부근을 선정하고, 목표지점은 북위 약 26.4도와 동경 약 137.2도인 지점으로 선택하였다. 앞에서 서술한 식들에 근거하여 구해진 발사체 궤적이 그림 4에 나타나 있다. 그림 4의 (a)는 해면고도를 보여주는데 최종 지점이 거의 목표치인 260Km에 이르고 있음을 알 수 있다. (b)는 시간에 따른 속도의 변화를 나타낸 것으로 각 단의 점화 및 연소종료 시간과 일치하는 궤적을 보이고 있으며 최종단 연소종료 속도도 목표치인 7.5Km/sec에 근접하고 있다. 그림 4의 (c)는 발사체의 총중량의 변화를 시간에 따라 표시한 것이다. (d)는 발사체의 위치를 경도에 대한 위도의 값으로 나타내었다. (e) 및 (f)는 각각 시간에 따른 연료 감소량 및 이에 따른 추력의 변화를 도시한 것이다. (g) 및 (h)는 각각 피치 및 요 방향의 자세 각 오차를 도시한 것이다. 그리고 그림 4의 (i) 및 (j)는 각각 피치 및 요 방향으로 전달되는 제어 명령을 시간에 따라 도시한 것이다.

5 결론

본 논문에서는 과학위성 M-3H-3호기의 발사로부터 소정의 목표지점에 이르는 구간 동안의 발사궤적에 대하여 고찰하여 보았다. 목표

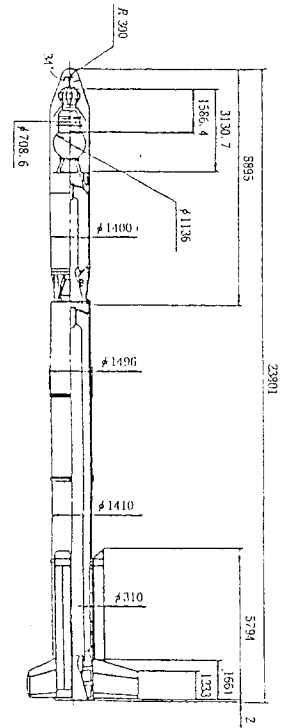


그림 3 M-3H-3호기의 구조도

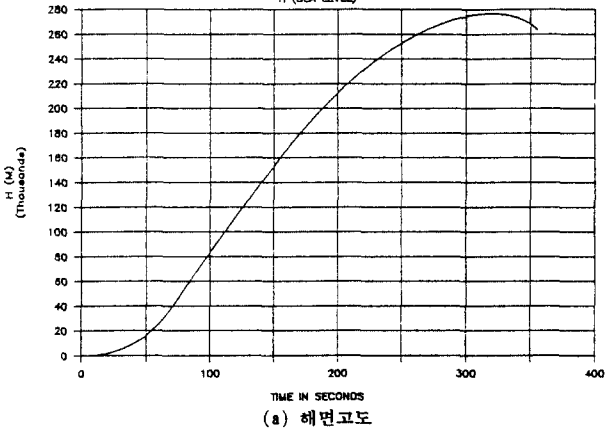
지점의 설정은 먼저 임무에 적합한 궤도를 결정된 후 결정된 궤도에 진입하기 위해 필요한 위치 및 속도 조건을 계산에 의해 구한다. 이렇게 구한 목표지점을 만족시키기 위하여 유도방식으로는 개루프 및 페루프 유도 방식을 동시에 적절히 조합시켜 사용하여 원하는 조건을 만족시킬 수 있었다. 이때 특히 페루프 유도 방식으로 속도 다항식 알고리즘을 사용하여 유도 지령을 구하였다. 그리고 제어시스템으로는 시스템의 복잡성을 피하고 유도 지령을 잘 수행하는지만을 간단히 살펴보기 위하여 단순한 PD제어기를 구성하여 사용하였다.

참고 문헌

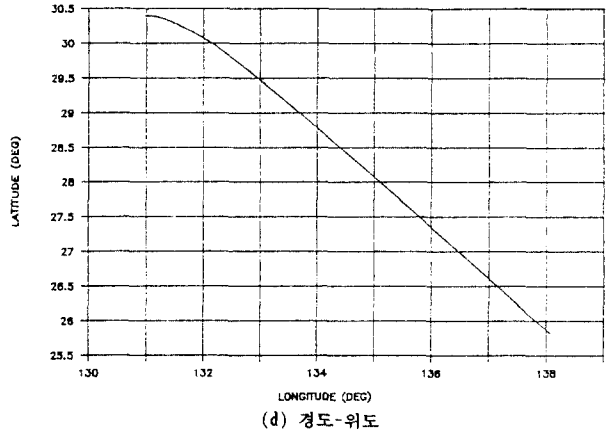
- [1] 이장규 외, 위성발사체 유도제어시스템에 대한 연구, 최종연구보고서, 과학기술처, 1988.7.
- [2] 이장규, 최재원, 이달호, " 위성발사체의 발사궤적 해석", 한국자동제어학회논문집, 1988.

- [3] 노오현 외, 위성발사체 시스템에 대한 기초연구 I, 최종연구보고서, 과학기술처, 1989.5.
- [4] 東京大學 宇宙航空研究所報告, 第16卷 第1號(B), 1980.2.

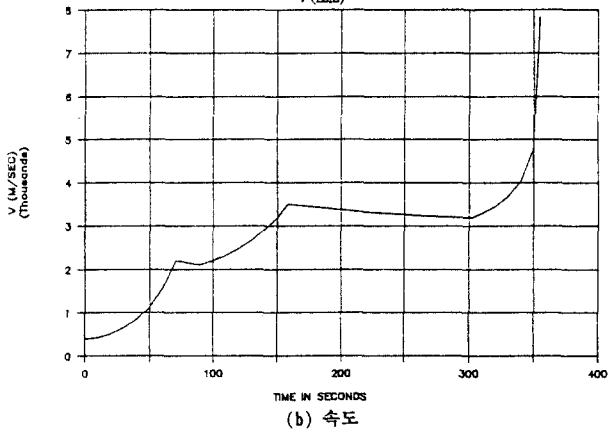
ALTITUDE
H (SEA LEVEL)



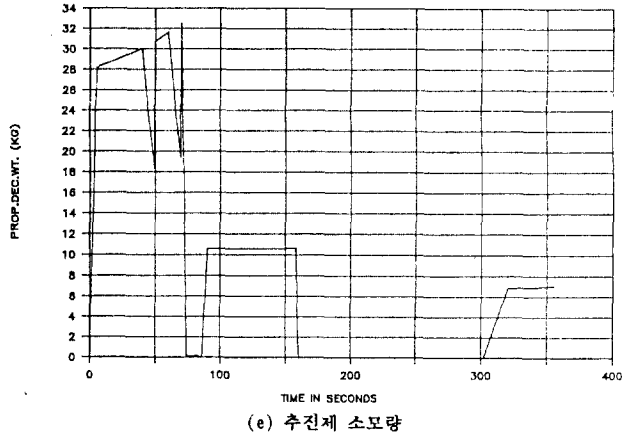
LONGITUDE-LATITUDE



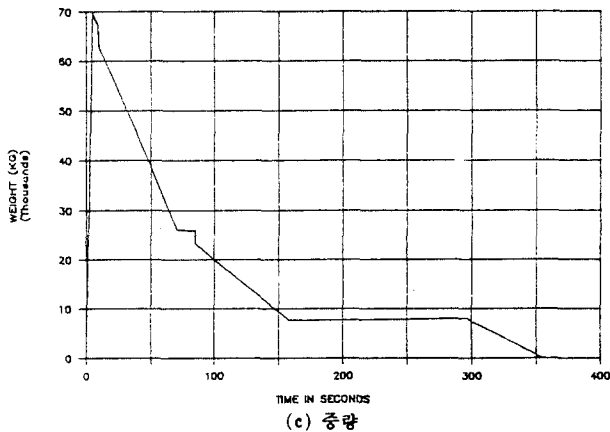
VELOCITY
V (L.B.S)



PROPELLANT DEC. WEIGHT



WEIGHT



THRUST FORCE

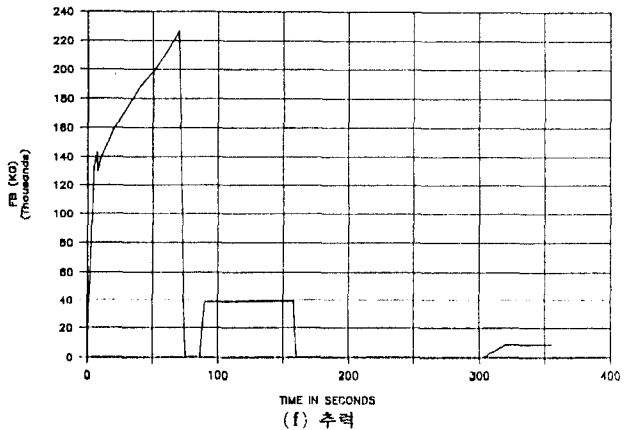


그림 4 경사궤도 그래프

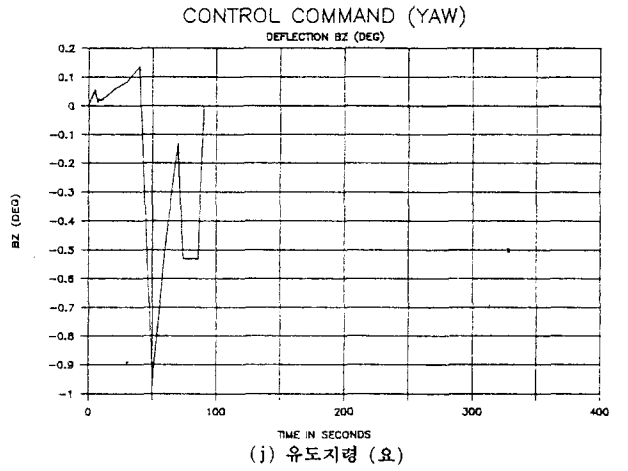
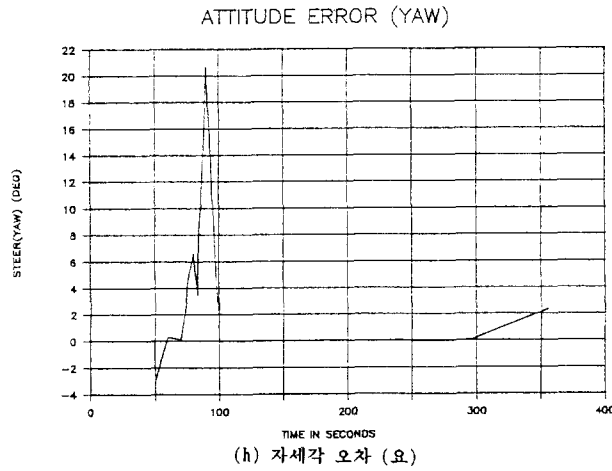
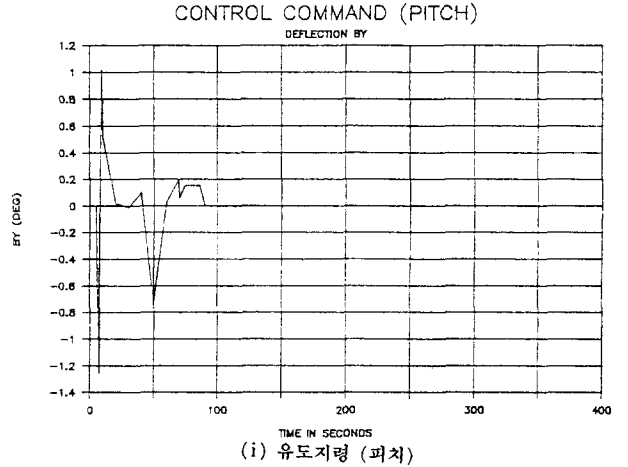
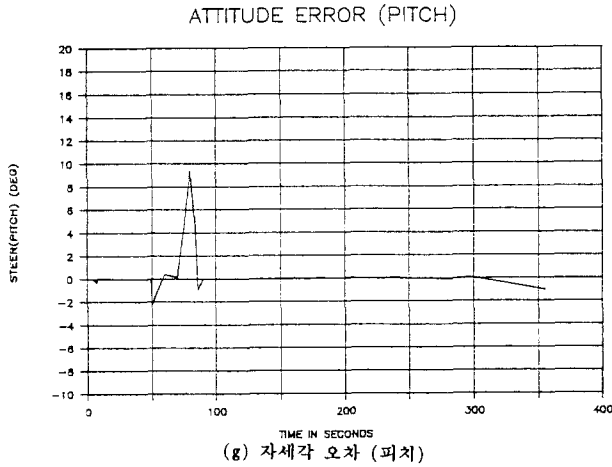


그림 4 경사궤도 그래프(계속)