

위성발사체의 발사궤적 해석

° 최재원, 이장규, 이달호
서울대학교 공과대학 제어계측공학과

Launch Trajectory Analysis of a Spacecraft

Jae Weon Choi, Jang Gyu Lee, Dal Ho Lee
Dept. of Control and Instrumentation Eng. Seoul National University

Abstract

In this paper, an arbitrary mission of a spacecraft from launch to orbit injection is investigated for some launch trajectories. Launch sites are selected arbitrarily from various locations in Korea. For this study, a general purpose simulation program is developed. In this program, the Earth is assumed to be a rotating ellipsoid. The launch vehicle is treated as a 3-D, 6-DOF rigid body. The developed program has been evaluated by calibrating it to the 3-stage N-I rocket developed in Japan and launched at Tanegasima. The simulated trajectory from the first stage ignition to burnout of third-stage main engine is compared with the previously tested N-I rocket trajectory in Japan. The result shows that the program works properly. Using the proven program, we have investigated possible launch locations in Korea, namely Marado, Sungsan and Kuryongpo. The problem of polar orbit injection is also examined.

1. 서론

인공위성과 같은 화물(payloads)을 운반하기 위한 발사체의 발사에는 많은 노력과 비용이 요구되므로, 실패할 경우에는 막대한 경제적 손실을 초래하게 된다. 따라서 실제로 발사하기 전에 원하는 임무에 적합한 시뮬레이션을 수행하면, 비용을 절감시킬 수 있으며 또한 이를 통하여 많은 정보를 얻을 수 있어서 실제 발사시에 좋은 참고자료로 이용할 수 있게 된다. 그러나 우리나라에서는 아직 독자적인 위성용 발사체를 보유하고 있지 않으며, 발사에서부터 궤도투입까지의 전구간을 시뮬레이션해 볼 수 있는 실용적인 프로그램도 없는 실정이어서[1,2] 발사지점 선정에 대한 연구 뿐만 아니라, 발사궤적에 대한 해석도 되어있지 않는 상태이다.

따라서 본 연구에서는 우리나라의 현실정을 감안하여, 위성발사

체의 발사로부터 궤도진입에 이르는 임의의 임무에 대하여 국내의 임의의 지점을 발사지점으로 선정하고 그 발사궤적을 고찰하여 보았다 또한 본 연구의 수행을 위한 도구로서, 발사궤적 해석 뿐만 아니라 유도제어시스템의 성능해석 등에도 사용될 수 있는 범용 시뮬레이션 프로그램도 개발하였다. 이때 지구는 회전타원체로 가정하고 발사체는 3차원 6자유도의 강체 운동으로 취급한다.

본 연구 수행을 위한 도구로 개발된 시뮬레이션 프로그램의 타당성을 입증하기 위하여, 발사체는 3단으로 구성된 일본의 실용위성용 발사체인 N-I 로켓을 이용하고, 발사지점은 일본의 다네가섬(중자도)으로 설정하여 시뮬레이션을 수행하였다[2,3]. 이때, 유도시스템은 사전프로그램(preprogram) 방식을 사용하고, 제어시스템은 프로그램된 유도지령을 잘 수행하는 지를 살펴보기 위하여 간단한 PD 제어기를 구성하였다. 1단 주엔진의 점화로부터 3단 주엔진의 연소종료에 이르는 전구간의 시뮬레이션 궤적과 기존의 N-I 발사체의 발사궤적을 비교해 본 결과 일치되는 결과를 얻었다. 이와같이 타당성이 입증된 프로그램을 이용하여, 우리나라의 마라도, 성산, 그리고 구룡포를 발사 후보지점으로 임의 선정하여, 발사지점으로서 타당한 지를 그 발사궤적을 통해 살펴보았다. 앞의 발사 지점들은, 지구의 자전력을 최대한 이용하고 탑재한 연료의 소모는 최소로 할 수 있도록 하다는 원리에 의거하여[4,5] 대략적으로 선택한 지점들이다.

또한 군사목적 등에 적합한 극궤도 진입의 타당성 여부도 고찰하여 보았다.

2. 본론

(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(버니어 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.

$$\begin{aligned} \frac{dV_{Bx}}{dt} &= \omega_{Bz}V_{By} - \omega_{By}V_{Bz} + \frac{F_{Bx}}{m} \\ \frac{dV_{By}}{dt} &= \omega_{Bx}V_{Bz} - \omega_{Bz}V_{Bx} + \frac{F_{By}}{m} \\ \frac{dV_{Bz}}{dt} &= \omega_{By}V_{Bx} - \omega_{Bx}V_{By} + \frac{F_{Bz}}{m} \\ P_x &= I_x \frac{d\omega_{Bx}}{dt} - (I_y - I_z)\omega_{By}\omega_{Bz} \\ P_y &= I_y \frac{d\omega_{By}}{dt} - (I_x - I_z)\omega_{Bz}\omega_{Bx} \\ P_z &= I_z \frac{d\omega_{Bz}}{dt} - (I_x - I_y)\omega_{Bx}\omega_{By} \end{aligned}$$

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

(3) 비행제어시스템

1) 개요

여기서 서술하는 비행제어시스템은 이벤트(event)의 발생 및 접수에 따라 추력발생가능 상태에 있는 엔진의 경우는 어느 정도의 추력을 어느 방향으로 분사시켜야할 지와, On-Off 제어장치의 경우는 그 추력의 분사 방향을 결정하기 위한 것으로 모델의 한 예를 도시면 그림 1과 같다. 김발엔진의 경우, 발사체 다이내믹스($\theta_B, \dot{\theta}_B$)와 자세지령각($\theta_d, \dot{\theta}_d$)과의 관계에서, 자세오차각($\Delta\theta_c, \Delta\theta_e, \Delta\psi_c$)이 구해지고, 이에 따라 엔진 조타지령각(engine steering command) β_c 가 결정된다. 엔진은 구동기(actuator)에 의해 움직여지기 때문에 실제는 구동기를 포함하여 제어시스템을 모델링할 필요가 있다. 그러나 구동기를 고려하게 되면 시스템이 복잡해지고, 제어시스템 해석도

어려워지기 때문에 여기서는 이상적인 구동기로 가정하여 구동기는 모델링에서 제외한다. 따라서 본 연구에서는 비행제어시스템을 다음과 같이 설정한다.

- (a) 김발기구 엔진의 경우, 구동기 모델은 포함되어 있지 않으므로 조타지령각은 실제의 엔진변위각과 동가인 것으로 한다.
- (b) 가스제트 장치는 자세각 오차의 대소에 따라 논리회로의 부호를 결정하는 On-Off제어 모델로 설정한다.
- (c) SOB 및 얼리지(ullage) 모터는 추력을 일정한 방향으로만 분사시킨다. 따라서 제어 대상에는 포함시키지 않는다.

이상과 같이 제어시스템을 설정하여 각 추력원에 고유의 조타(steering)명령을 내린다. 김발기구의 경우는 엔진변위각을, On-Off 제어의 경우는 ± 1 또는 0을 본 비행제어시스템에서 결정하게 된다.

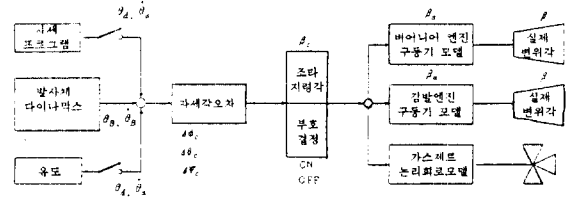


그림 1 비행제어시스템 모델
Fig. 1 Flight Control System Model

2) 김발형 추력원

김발형의 추력원에는 각 단의 주엔진과, 통상 주엔진의 연소중에는 물 제어를, 주엔진의 연소중지 후에는 피치, 요 및 롤 제어를 하는 버니어 엔진이 있다. 먼저 주엔진으로 제어하는 경우에 대하여 발사체 운동의 취급 방법을 살펴보자. 발사체를 강제로서 취급하는 경우에는 그림 2(a)에 보인 것처럼, 추력에 의한 발사체의 회전운동으로 동체축을 요구하는 자세방향에 일치시킨다. 질점으로 취급하는 경우에는 그림 2(b)에 나타난 것처럼, 추력의 방향을 직접 요구되는 자세 방향에 일치시킨다.

엔진변위각(β_y, β_x)은 피치 및 요의 자세오차각($\Delta\theta_c, \Delta\psi_c$)과 레이트 자이로에서의 출력($\dot{\theta}_{RG}, \dot{\psi}_{RG}$)을 입력으로 하여 다음과 같은 비행제어 방정식의 해를 구하여 결정하게 된다.

$$\begin{aligned} \beta_y &= K_{Ay}(\Delta\theta_c - K_{Ry}\dot{\theta}_{RG}) \\ \beta_x &= K_{Ax}(\Delta\psi_c - K_{Rx}\dot{\psi}_{RG}) \end{aligned}$$

여기서 사용된 이득(gain)값은 장비에 따라 고유하게 결정된다. 엔진에서 발생하는 추력을 T_g 라 하고, 발사체 중심위치(CG)와 추력 중심위치(DISR)와의 차를 L_g 라 하면, 엔진의 움직임에 의한 병진력 및 회전모멘트는 동체좌표계에서 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{bmatrix} T_{gx} \\ T_{gy} \\ T_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_g \cos \beta_y \cos \beta_z \\ -T_g \sin \beta_z \\ T_g \sin \beta_y \cos \beta_z \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_{gx} \\ M_{gy} \\ M_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ L_g \times T_{gz} \\ -L_g \times T_{gy} \end{bmatrix}$$

여기서 DISR은 로켓트 정점(station point)에서 측정된 거리로서 X_B 축 상에 있다.

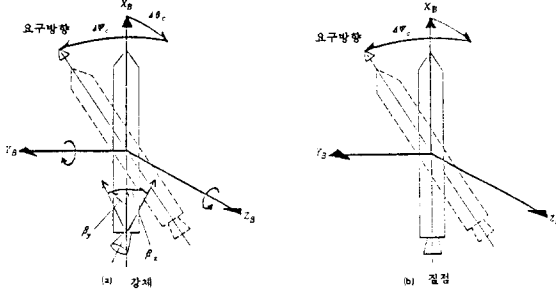


그림 2 운동의 취급 방법
Fig. 2 Motion Representation

버어니어 엔진의 경우, 본 연구에서는 주엔진의 연소중에 물 제어를 수행하게 하는 모델로 설정하여, Y_B 축 상에 2기를 설치하여 주엔진과 같은 방법으로 다음 식의 해를 구하여 물 제어를 수행한다.

$$\beta_x = K_{Ax} (\Delta \phi_c - K_{Rx} \dot{\phi}_{RG})$$

따라서 버어니어 엔진의 추력(2기의 합계)을 T_v , 동체축에서의 거리를 r_v 라고 하면, 엔진의 변위에 의한 병진력과 회전모멘트는 다음과 같이 표시된다.

$$\begin{aligned} T_{vx} &= T_v \cos \beta_x \\ M_{vx} &= T_v \sin \beta_x r_v \end{aligned}$$

3) 가스제트 장치

가스제트는 대기의 존재를 무시할 수 있는 영역에서 발사체의 자세제어용으로 사용되는데 여기서는 단순한 On-Off 제어모델을 선택하였다. 즉 관성계에서 발사체의 현시점의 자세각 및 회전각속도와 요구되는 자세각 및 회전 각속도와의 오차를 구하여 각각의 값의 대소 및 부호에 의해 제어방식(+ON 또는 -ON 혹은 OFF)을 결정한다.

가스제트 모터의 추력은 회전모멘트에만 기여한다. 모터 추력을 T_j , 모터의 부착 위치를 r_j , l_j 라고 하면 회전모멘트 M_j 는 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} M_{jx} \\ M_{jy} \\ M_{jz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_{jx} \times r_j \\ T_{jy} \times l_j \\ T_{jz} \times l_j \end{bmatrix}$$

(4) 궤적 결정 요소

시뮬레이션중 발사체 운동 및 궤적을 결정하는 요소는 다음과 같다.

1) 속도

B계에서의 속도인 V_B 로부터 좌표변환행렬을 이용하여, 다음과 같이 각 좌표계에서의 속도를 구한다.

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

2) 고도, 위도, 경도

지구중심에서 발사체의 중심까지의 거리(R) 및 해면고도(H_{SL})는 다음의 식들로부터 구한다.

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

여기서, $R_L(\nu)$ 는, 위도 ν 인 지점에서의 지구(회전타원체) 반경으로 다음과 같이 표시된다.

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

관성계에서의 위도, 경도는 다음과 같이 구한다.

$$\begin{aligned} \frac{d\nu}{dt} &= \frac{V_{Ex}}{R} \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V_{Ey}}{R \cos \nu} \end{aligned}$$

또한, E계에서의 경도(λ_E)는 다음 식으로 표시된다.

3) 자세각 및 발사체의 비행경로각과 방위각

지면축에 대한 발사체의 자세각(θ, φ, ϕ)은 다음의 식으로부터 구한다.

$$\begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_{BEy} \cos \phi - \omega_{BEz} \sin \phi \\ \omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi \\ \cos \theta \\ (\omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi) \tan \theta + \omega_{BEz} \end{pmatrix}$$

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

또한 발사체의 비행경로각(r)과 방위각(σ)도 아래의 식으로 표시된다.

$$\begin{aligned} \sigma &= \tan^{-1} \left(\frac{V_{Ey}}{V_{Ex}} \right) \\ r &= \tan^{-1} \left\{ \frac{V_{Ex}}{(V_{Ex}^2 + V_{Ey}^2)^{\frac{1}{2}}} \right\} \end{aligned}$$

4) 궤도경사각과 항법좌표계의 원점

그림 3에 표시된 유도목표점($\nu_T, \lambda_T, \sigma_T$)이 설정되면 다음의 양들을 결정할 수 있다. 단, 유도목표점 도달 후에 궤도변환을 수행할 경우에는 새로운 유도목표점의 좌표를 설정할 필요가 있다.

(a) 궤도경사각; i

궤도경사각(i)은 ν_T, σ_T 로부터 구면삼각형 정리에 의하여 다음과 같이 구한다.

$$i = \cos^{-1} \{ \sin(\pi - \sigma_f) \cos \nu_T \}$$

(b) 강교점 경도와 발사점 경도와와의 차 ; λ_f

λ_T 에서 강교점 경도까지의 경도를 λ_a 라고 하면 다음과 같이 주어진다.

$$\lambda_a = \tan^{-1} \{ \tan(\pi - \sigma_f) \sin \nu_T \}$$

따라서 그림 3으로부터 λ_f 는 다음과 같이 주어진다.

$$\lambda_f = \lambda_T - \lambda_a - \lambda_L$$

(c) X 축방향 ; r_N

r_N 은 자오선의 북에서 측정한 각도로 i 및 λ_f 로부터 다음과 같이 표시된다.

$$r_N = \cos^{-1} (-\sin i \cos \lambda_f)$$

(d) N 좌표계 원점 위도 ; ν_0

ν_0 는, i 및 r_N 을 이용하여 다음과 같이 구한다.

$$\nu_0 = \cos^{-1} \left\{ \frac{\cos i}{\sin(\pi - r_N)} \right\}$$

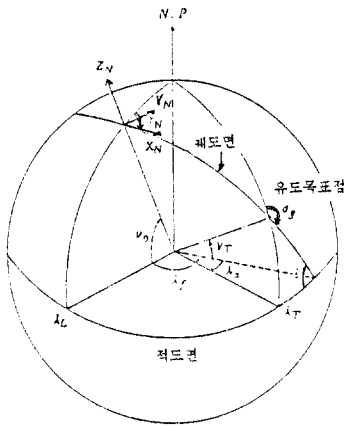


그림 3 항법좌표계 위치
Fig. 3 Navigation Coordinate System

(5) 시뮬레이션 프로그램 구성

본 연구를 위하여 개발한 시뮬레이션 프로그램은 자이로(gyro)와 가속도계로 구성되는 IMU(Inertial Measurement Unit) 부분과 유도계산기의 처리에 의한 항법 및 유도계산 부분을 포함하여 완성 유도시스템의 실시간 총합 시뮬레이션을 수행할 수 있다. 이때 필요한 발사체의 운동은 3차원 6자유도의 강체 운동방정식으로 모델링 한다.

본 연구에서 비행 다이내믹스의 해석은 그림 4와 같은 논리로 처리과정을 구성하여 수행하며, 이때 수치적분은 4차의 Runge-Kutta 방법을 사용한다.

(6) 시뮬레이션 및 결과

국내의 임의의 지점을 발사 지점으로 하여 그 발사체적을 시뮬레이션을 통해 고찰하여 보았다. 시뮬레이션에 사용된 발사체는 일본의

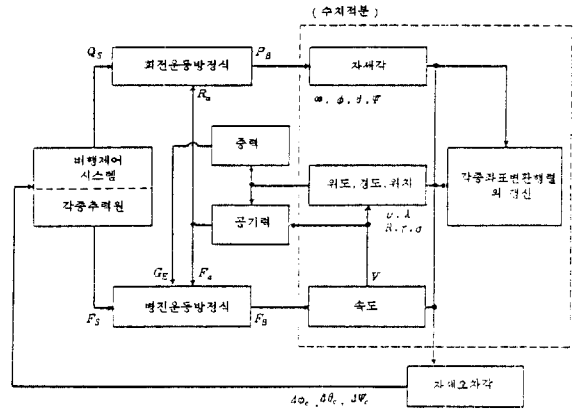


그림 4 비행 다이내믹스 해석을 위한 논리구성
Fig. 4 Logic for Flight Dynamics Analysis

실용위성용 발사체인 N-I 발사체를 3차원 6자유도의 강체로 모델링하여 사용하였으며, 사용한 이벤트 순서는 표 1에 나타내었다.

임무 해석을 위한 기초 실험으로서 위의 발사체에 대하여, 유도시스템은 피치 및 요의 각도 변화율을 시간의 함수로 입력하는 사전 프로그램(preprogram) 방식을 선택하고, 제어시스템은 프로그램된 유도지령을 잘 수행하는 지를 살펴보기 위하여 그림 5와 같은 간단한 PD 제어를 구성하였다. 제어기에서 구동기는 이상적인 것으로 가정하여 $\beta = \beta_0$ 인 것으로 하였으며, 피드백이득 K_A (FG로 표시) 및 K_R (FGR로 표시)의 값은 이미 알려진 N-I 발사체의 케도 변수와 비교하여 시행착오적인 방법에 의하여 다음의 값으로 결정되었다.

시 간(sec)	FG	FGR
0 - 140	10.5	0.0474
140 - MECO	7.22	0.0476
SEIG - SECO	7.14	0.0520

여기서 MECO, SEIG, 및 SECO는 각각 다음을 의미한다.

MECO = 주 엔진 연소종료 시간

SEIG = 2단 엔진 점화 시간

SECO = 2단 엔진 연소종료 시간

시뮬레이션 수행은 먼저, 일본의 다네가시마를 발사지점으로 선정하여 시뮬레이션을 수행하여 구한 그림 6과 같은 발사체적을 기존의 발사체적과 비교하여, 본 시뮬레이션 프로그램의 타당성을 입증한 다음, 선정된 국내 발사지점에 대하여 시뮬레이션을 수행하여 그 발사체적을 그림 7에 나타내었다. 또한 극케도 진입의 가능성을 살펴보기 위하여 발사지점이 마라도인 경우에 대하여 이전의 유도도로 그림을 수정하여 시뮬레이션을 수행하여 그 결과를 그림 8에 나타내었다. 그림 6(a)의 해면고도는 적절한 지점에 화물을 투입하기 위한 타당한 체적을 보여주며, 그림 6(b)는 시간에 따른 속도의 변화율도

시한 것이다. 그림에서 보이는 단결점들은 각 단의 분리에 의한 속도 변화를 나타낸다. 그림 6(c)는 시간에 따른 발사체의 궤적을 경도 및 위도값으로 나타낸 것이다. 그리고 그림 6(d)는 각 단의 연소에 의하여 발생하는 추력을 도시한 것이다. 그리고 그림 7에 나타낸, 마라도를 발사지점으로 하여 구한 발사궤적을 살펴보면, (b) 그래프에서 보듯이 발사체의 궤적이 일본 열도를 관통하고 있음을 알 수 있다. 마라도 이외의 국내 지점들에 대해서도 발사체를 경사진 궤도로 발사하는 경우, 특별한 경우를 제외하면 대부분 일본 열도를 통과하므로, 군사목적 등에 적합하며 일본 열도도 지나지 않는 극궤도 진입의 가능성에 대하여 살펴볼 필요가 있다. 따라서 발사지점이 마라도인 경우에 대하여, 유도프로그램을 극궤도 진입에 알맞게 수정하여 시뮬레이션을 수행한 결과를 그림 8에 나타내었는데, (b)의 경도-위도 그래프에서 보듯이 경도는 거의 일정하게 유지되는 데 비하여 위도는 계속 증가하고 있으므로 이는 극궤도 진입이 상당히 성공적임을 나타낸다.

따라서 앞으로 국내에서 발사체를 발사하게 될 경우, 연료의 최소 소비의 관점에서 동쪽으로 발사하게 되면 그림 7과 같이 일본 열도를 가로지르게 되는 문제가 발생한다. 따라서 일본 열도를 지나지 않도록 하는 발사지점의 선택이 필요한데 그 타개책의 하나가 극궤도가 될 수 있을 것으로 생각되어, 유도프로그램을 극궤도 투입에 적합하게 구성하여 시뮬레이션을 수행하여 본 결과 그림 8에서와 같이 거의 극궤도에 투입되고 있음을 알 수 있다.

표 1 이벤트 순서
Table 1 Event Sequence

시간(sec)	EVENT
0.0	제1단, SOB, 버어니어 엔진 점화
7.33	피치프로그램 (No. 1) 개시
38.19	SOB 연소 종료
40.0	피치프로그램 (No. 1) 종료
40.33	피치프로그램 (No. 2) 개시
60.0	피치프로그램 (No. 2) 종료
60.33	피치프로그램 (No. 3) 개시
80.0	SOB 분리
85.0	피치프로그램 (No. 3) 종료
85.33	피치프로그램 (No. 4) 개시
208.0	피치프로그램 (No. 4) 종료
218.513	주 엔진 cut off (NECO)
219.513	주 엔진잔류추력 종료
224.513	버어니어 엔진 cut off (VECO)
226.013	제1단 분리
228.013	제2단 엔진 점화 (불용 가스제트 제어가능 상태)
233.013	제2단 피치프로그램 개시
242.513	페어링덮개 (fairing cover) 제거
446.97	제2단 피치프로그램 종료
461.97	제2단 엔진 cut off (SECO)
462.97	제2단 잔류추력종료(피치,요용 가스제트 제어가능상태)
511.513	관성비행용 피치프로그램 개시
600.513	관성비행용 피치프로그램 종료
601.513	관성비행용 요 프로그램 개시
700.513	관성비행용 요 프로그램 종료
1195.513	제2단 분리 (가스제트 제어 불가능 상태)
1208.513	제3단 점화
1249.413	제3단 연소종료

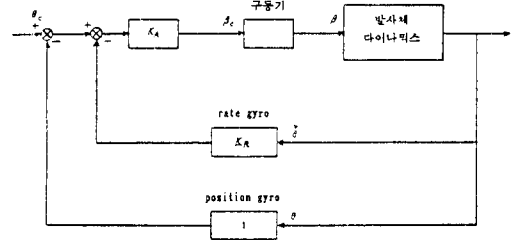


그림 5 김발형 엔진의 제어시스템 블록도
Fig. 5 Control System Block Diagram for a Gimbal-Type Engine

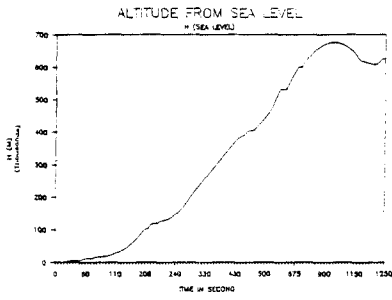
3. 결론

본 논문에서는 위성발사체의 발사로부터 궤도 진입에 이르는 구간에서 어떤 특정 임무에 대하여 국내의 임의의 지점을 발사 지점으로 선정하여 그 발사궤적을 고찰하여 보았다. 본 연구의 수행을 위하여 시뮬레이션 프로그램은 3단으로 구성된 일본의 실용위성용 발사체인 N-I 발사체를 기초로 하여 개발하였다.

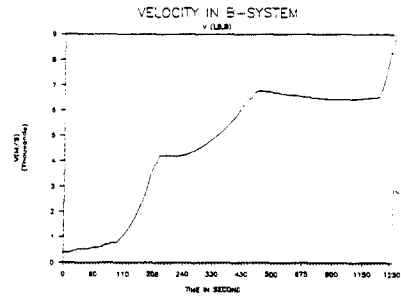
발사지점이 마라도인 경우, 경사진 궤도에 투입하기 위한 발사궤적은 일본 열도를 가로지르므로, 이를 피하기 위하여 극궤도를 선택하여 발사궤적을 살펴보았다. 이 경우 궤적은 거의 극궤도에 일치함을 알 수 있다.

참고 문헌

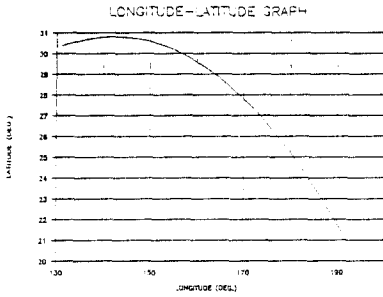
- [1] 이상률, "지구위성의 발사궤도 해석에 대한 전산프로그램 연구", 석사학위논문, 항공공학과 대학원, 서울대학교, 1986.
- [2] 이장규 외, "위성발사체 유도제어시스템에 대한 연구, 최종연구 보고서, 과학기술처, 1988.
- [3] 竹中幸彦, "N-I 로켓트開發の歩み," 日本航空宇宙學會誌 第32卷 第362號, 1984年 12月.
- [4] 홍용식, 인공위성과 우주발사체, 청문각, 1985.
- [5] Marshall H. Kaplan, Modern Spacecraft Dynamics & Control, John Wiley & Sons, Inc., New York, 1976.



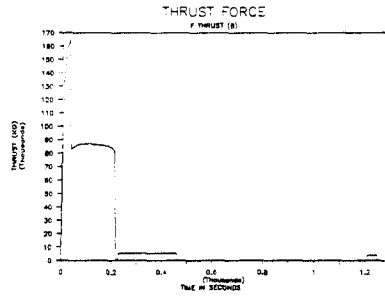
(a) 해면고도



(b) 속도



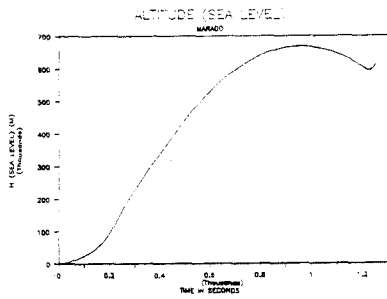
(c) 경도-위도



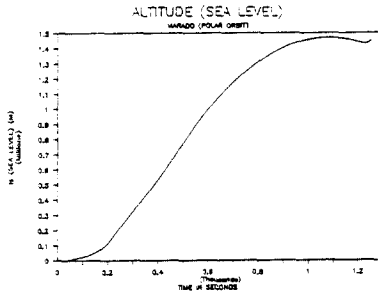
(d) 추력

그림 6 경사궤도 출력그래프 (일본 다네가시마)

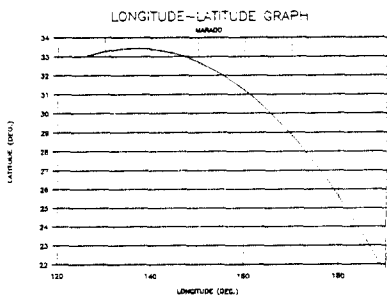
Fig. 6 Oblique Orbit Output Graph (Japan Tanegasima)



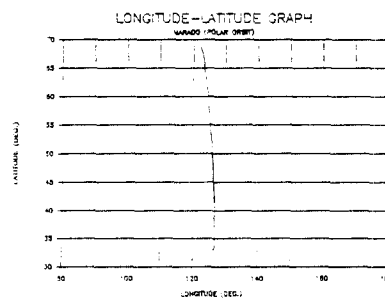
(a) 해면고도



(a) 해면고도



(b) 경도-위도



(b) 경도-위도

그림 7 경사궤도 출력그래프 (한국 마라도)

Fig. 7 Oblique Orbit Output Graph (Korea Marado)

그림 8 극궤도 출력그래프 (한국 마라도)

Fig. 8 Polar Orbit Output Graph (Korea Marado)