

위성발사체의 궤적최적화와 최적 유도 알고리즘 설계

Trajectory Optimization and Optimal Explicit Guidance Algorithm Design for a Satellite Launch Vehicle

노 응 래, 김 유 단, 송 택 렬

(Woong-Rae Roh, Youdan Kim, and Taek-Lyul Song)

Abstract : Ascent trajectory optimization and optimal explicit guidance problems for a satellite launch vehicle in a 2-dimensional pitch plane are studied. The trajectory optimization problem with boundary conditions is formulated as a nonlinear programming problem by parameterizing the pitch attitude control variable, and is solved by using the SQP algorithm. The flight constraints such as gravity-turn are imposed. An optimal explicit guidance algorithm in the exoatmospheric phase is also presented. the guidance algorithm provides steering command and time-to-go value directly using the current states of the vehicle and the desired orbit insertion conditions. To verify the optimality and accuracy of the algorithm, numerical simulations are performed.

Keywords : satellite, launch vehicle, trajectory, optimization, optimal guidance, explicit guidance, algorithm

I. 서론

위성발사체의 임무는 지상에서 제작된 위성을 원하는 궤도에 효율적이고 정확하게 투입하는데 있다. 발사체의 성능은 궤도에 투입할 수 있는 위성의 무게로 평가되는데, 현재 궤도투입 비용은 발사체 및 궤도에 따라 1kg당 약 \$20,000~30,000이 된다. 따라서 가능하면 투입하고자 하는 위성의 질량을 최대화하는 궤적을 설계하는 것이 필요하다. 한편, 실제 발사체의 비행에서는 바람과 같은 외란과 항력계수, 질량, 추력 등의 값의 변화에 의해 비행궤적은 설계한 궤적에서 약간씩 벗어나게 된다. 그러므로 위성을 원하는 궤도에 정확히 투입하기 위해서는 비행전의 궤적최적화 이외에, 이와 같은 다양한 변화요인에 대해 비행성능의 손실을 최소화하면서 발생된 비행궤적오차를 상쇄시킬 수 있는 비행궤적 제어방법이 요구된다. 이러한 문제는 궤적설계 최적화와 최적유도 알고리즘 설계문제가 된다.

궤적설계 최적화는 비행 전에 모든 비행구속조건을 만족하면서 성능을 최대화하는 정상(Nominal) 비행궤적을 설계하는 것이며, 최적유도 알고리즘 설계는 비행 중에 실시간으로 현재 상태에서 목표궤도에 도달하는데 최적궤적이 되도록 비행할 수 있는 제어명령을 계산하는 것이다. 궤적최적화와 유도문제는 회전운동을 다루는 자세제어 문제와는 달리 관성좌표계에서의 병진운동 방정식과 질량방정식을 이용하게 된다[1].

발사체의 궤적최적화에서는 발사체의 운동방정식, 질량, 추진기관 성능 데이터들을 모델링하고, 발사체에서 요구되는 비행 구속조건을 만족시키는 비행 이벤트를 설정하여 최종궤도조건을 만족시키면서 발사중량을 최대화하는 궤적을 설계하게 된다. 발사체의 비행궤적은 이륙에서

부터 위성의 궤도진입까지 계속적으로 작용하는 중력과 대기권에서의 공력, 로켓엔진이 작동하는 동안의 추진력의 3가지 힘에 의해 결정되며, 로켓 엔진의 추진력 방향, 즉 비행자세가 주요 제어변수가 된다. 궤적최적화는 운동방정식이 미분방정식으로 표현되는 동적 최적화문제가기 때문에 변분법(Calculus of Variation)에 의해 다점 경계조건해를 구해야 되는데, 실제 발사체의 경우 발사체 데이터의 시간에 따른 변화와 경로구속조건 등에 의해 정확한 해를 구하는 것이 매우 어렵다. 따라서 실제 발사체의 경우 시간에 따른 자세의 변화를 다항식 형태로 나타내고, 각 노드점에서의 각도 또는 각속도를 매개변수로 하여 비선형 프로그래밍 방법에 의해 구하게 된다[2][3].

발사체 유도방식은 자세와 엔진작동시간을 시간의 함수 형태로 미리 정해져 있는 프로그램 유도방식과 위치 및 속도벡터를 되먹임 시키는 페루프 유도방식으로 구분할 수 있다. 대부분의 발사체는 공력이 작용하는 구간에서는 궤도오차보다 더 중요한 구조하중 조건을 반드시 만족시켜야 하므로, 지상에서 미리 결정된 프로그램에 따라 비행하도록 하는 개루프 방식의 유도 알고리즘을 사용하고, 공력이 거의 작용하지 않는 구간에서만 페루프 유도 알고리즘을 사용한다[2]. 페루프 유도 알고리즘에는 velocity-correlated 기법, 최적유도기법, neighboring 최적유도기법, 매개변수를 이용한 유도기법 등과 같은 방법들이 있는데, Atlas, Saturn V, Titan과 같이 실제 발사체에서는 궤적최적화와 자세제어법칙에서 사용되는 자세를 변수로 사용하는 매개변수 유도기법이 주로 사용되었다[4]. 이와 같은 매개변수 유도기법은 시간에 따른 자세의 sine, tangent 를 선형형태로 가정하고, 여기에 필요한 매개변수를 현재 조건과 최종조건, 발사체 매개변수 등을 사용하여 비행중 실시간으로 결정하게 된다. 한편, 궤도투입시의 오차를 계산하기 위해 적분을 사용하는 Precise 방법과 적분을 하지 않고 닫힌 해의 형태를 사용하는 Explicit 방법이 있다.

이제까지의 대부분의 연구는 위성을 원하는 궤도에 효율적으로 투입하기 위한 발사체 궤적최적화에 대한 연구

접수일자 : 2000. 5. 24., 수정완료 : 2000. 11. 1.

노응래 : 한국항공우주연구원(rwr@viva.kari.re.kr)

김유단 : 서울대학교 기계항공공학부(ydkim@snu.ac.kr)

송택렬 : 한양대학교 제어계측공학과(tsong@email.hanyang.ac.kr)

* 본 연구는 한국과학재단의 특정연구과제 (과제번호 96-0200-04-01-3)에 의하여 지원을 받았습니다.

와 실시간으로 발사체를 원하는 궤도로 유도하는 유도기법에 대한 연구로 독립적으로 수행되어 왔다. 본 논문에서는 실제 발사체에 적용가능한 궤적최적화와 최적 관성유도법칙에 대한 설계를 수행하였다. 실제 사용이 가능한 알고리즘을 유도하기 위해서, 궤적최적화 및 유도 알고리즘에 사용될 모델과 접근방법을 실제 문제에서 고려하여야 하는 사항을 모두 고려하였다. 또한, 유도기법에서 중력가속도에 대한 가중치를 새로운 변수로 도입하여, 유도 알고리즘이 최적의 성능을 갖도록 제안하였다.

실제 대부분의 발사체는 비행 중 위치, 속도 및 자세 데이터를 자이로 및 가속도계로 이루어진 관성항법시스템을 이용하여 얻게 되는데, 발사체의 유도목표점이 되는 위성의 목표궤도가 관성좌표계에서 표현되므로 항법계산은 발사체의 관성좌표계를 기준좌표계로 사용하게 된다. 따라서 궤적최적화, 유도, 자세제어의 자세변수를 발사체의 관성좌표계에 대해 나타내는 것이 일반적이다. 따라서 본 논문에서 궤적최적화는 관성좌표계에 대한 자세를 매개변수화하고, 비선형 프로그래밍 방법중에서 수렴속도 및 수렴범위가 넓은 SQP(Sequential Quadratic Programming) [5]를 사용하여 해를 구하였다. 여기서 얻은 자세는 유도 알고리즘 설계를 위한 기준이 되는데, 공력이 작용하는 1 단 비행구간에서는 개루프 유도의 명령으로 사용되고, 진공상태의 2단 페루프 유도구간에서는 유도 알고리즘의 성능을 최적화 하는데 사용하였다. 페루프 유도 알고리즘은 매개변수화된 Explicit 방식을 사용하였다. Explicit 방식은 정상 비행궤적을 가정하지 않고, 현재 위치 및 속도와 최종 목표궤도만의 데이터에 의해 제어명령을 계산하는 방식으로 궤도오차의 크기에 상관없으며, 비행전에 계산해야 될 데이터가 거의 필요치 않아 임무 적응성이 뛰어난 장점을 갖는다.

유도 알고리즘이 최적해에 가까운 명령을 계산하기 위해서는 변분법에 의해 얻어진 해석적인 최적유도해의 형태를 이용한다. 중력이 일정하다고 가정한 진공상태 비행의 최적자세는 이중선형(Bilinear) 탄젠트 법칙이라 불리는 형태를 갖는다[4][6]. 대부분의 위성발사체는 피치면의 경우 궤도투입시 고도 및 속도벡터의 구속조건을 가지며, 비행방향으로의 거리 구속조건은 없으므로, 선형 탄젠트 법칙이 된다. 선형 탄젠트 법칙은 실제 발사체에 적용가능한 IGM(Iterative Guidance Mode)으로 개발되어 새턴 V 발사체에서 사용되었다[7][8]. 스페이스 셔틀에서는 3차원 좌표계에서 벡터형태로 표현되는 PEG(Powered Explicit Guidance)라는 알고리즘으로 사용되었다[9].

본 논문에서는 선형 탄젠트 법칙을 근사적으로 사용함으로써 유도좌표계에서 유도명령을 계산하고, 관성좌표계에 대한 명령으로 변환하는 Explicit 유도 알고리즘을 연구하였다. 그리고 궤적최적화에서 얻어진 자세와 유도 알고리즘에서 얻어진 자세명령의 차이를 비교하여, 유도 알고리즘에서 사용되는 평균 중력가속도 벡터의 계산에서 발사체의 현재 위치 중력가속도와 유도목표점에서의 중력가속도의 가중치 변수를 새로이 도입함으로써, Explicit 유도 알고리즘이 최적해의 성능을 가지도록 할 수 있음을

보였다.

II. 좌표계 및 운동 방정식

발사체 궤적최적화 및 유도명령 계산을 위한 좌표계는 그림 1과 같다.

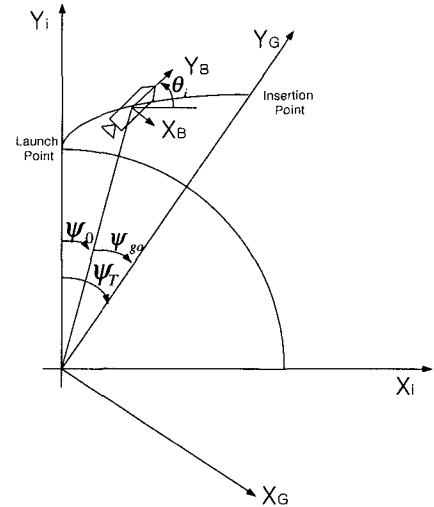


그림 1. 피치면에서의 좌표계.
Fig. 1. Coordinate system in pitch plane.

대부분의 발사체는 성능을 최대화하기 위해서 요구되는 경사각을 갖도록 비행방위각이 결정되며, 이 경우 운동은 2차원 피치면에서만 나타난다. 그림 1에서 X_i, Y_i 는 발사체의 관성좌표계로 원점은 지구중심에 있고, X_i 는 비행방향, Y_i 는 발사체 지표면에 대한 수직방향을 나타내는데, 발사체의 위치와 속도는 이 좌표계에서 나타낸다. 기체좌표계 X_B, Y_B 는 원점은 로켓의 질량중심에 있고, X_B 는 수직방향, Y_B 는 기체축방향이고, 관성좌표계에 대해 피치자세각 θ 로 표현된다. 기체좌표계는 로켓에 작용하는 힘과 자세를 나타내는데 사용된다. 유도좌표계 X_C, Y_C 는 궤도투입 순간의 비행방향을 X_C , 그 순간의 지표면에 대한 수직방향을 Y_C 로 나타낸다. 유도좌표계는 X_i, Y_i 좌표계에 대해 궤도투입시까지의 비행 각거리 ψ_T 로 표현되고, 유도명령 계산에 사용된다.

관성좌표계에서의 운동방정식과 질량방정식은 다음과 같다.

$$\frac{d\vec{r}_i}{dt} = \vec{v}_i \tag{1}$$

$$\frac{d\vec{v}_i}{dt} = \frac{1}{m} \vec{f}_i - \frac{\mu}{r^3} \vec{r}_i \tag{2}$$

$$\frac{dm}{dt} = - \sum_{j=1}^N \frac{T_{vac,j}}{g_0 I_{sp,vac,j}} \tag{3}$$

여기서 m 은 질량, 위치벡터 $\vec{r}_i = [x_i, y_i]^T$, 속도벡터 $\vec{v}_i = [\dot{x}_i, \dot{y}_i]^T$, 힘벡터 $\vec{f}_i = [f_{x_i}, f_{y_i}]^T$, $r = |\vec{r}_i|$ 은 지구중심에서 로켓까지의 거리, $\mu = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{sec}^2$ 는 지

구중력상수, N 은 추진기관 개수, T_{vac} 는 각 추진기관의 진공추력, g_0 는 지표면 중력가속도이며, Isp_{vac} 는 각 추진기관의 진공 비추력을 나타낸다.

로켓에 작용하는 힘은 기체좌표계에서 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{f}_B = \begin{bmatrix} -F_N \\ T - F_A \end{bmatrix} \quad (4)$$

여기서 $T = \sum_{j=1}^N T_{vac,j} - A_e \rho(h)$ 는 추력, $F_A = qSC_A$ 는 축방향 공기력, $F_N = qSC_N \alpha$ 수직력, A_e 는 각 추진기관의 노출출구면적, $\rho(h)$ 는 고도에 따른 대기압, $q = \frac{1}{2} \rho(h) V_A^2$ 는 동압, $\rho(h)$ 는 공기밀도, h 는 고도, V_A 는 공기에 대한 로켓의 상대속도, S 는 공력기준면적, C_A 는 항력계수, C_N 는 수직력 계수이며, α 는 받음각을 나타낸다.

기체좌표계에서 표현된 힘은 자세 θ_i 에 의해 관성좌표계로 변환되며, 다음과 같다.

$$\theta_i = \frac{\pi}{2} - \theta_i \quad (5)$$

$$\vec{f}_i = T(\theta_i) \vec{f}_B \quad (6)$$

$$T(\theta_i) = \begin{bmatrix} \cos \theta_i & \sin \theta_i \\ -\sin \theta_i & \cos \theta_i \end{bmatrix} \quad (7)$$

로켓의 궤적은 자세 θ_i 에 의해 달라지며, 궤적최적화는 최대성능을 내는 시간에 따른 $\theta_i(t)$ 를 구하는 것이 된다. 유도명령 계산도 궤적최적화와 마찬가지로 최종궤도투입 조건을 만족하도록 매순간 요구되는 자세를 구하는 것이 된다.

III. 발사체 모델 및 궤적 최적화

현재 위성 발사체로 사용되는 모든 발사체는 2~5단의 추진기관으로 되어 있으며, 액체 또는 고체 추진기관으로 되어 있다. 일반적으로 액체 추진기관은 비추력 성능이 높고, 재점화가 가능하여 발사체에 많이 사용되고 있으며, 고체 로켓은 운용이 편리하고 큰 추력을 낼 수 있어 부스터로 많이 사용되고 있다. 많은 발사체가 1950~60년대부터 개발되어 현재까지 사용되고 있는데, 그 중에서 미국의 Delta 발사체는 전형적인 발사체로써, 그동안 계속적으로 성능개선이 이루어졌다[10]. 본 논문에서는 1970년대 가장

많이 발사되고 성공률이 매우 높은 Delta 2910 발사체 모델을 선정하여 궤적최적화와 유도 알고리즘 연구를 수행하였다. 표 1은 Delta 2910 발사체의 제원 및 추진기관 성능을 나타낸다. Delta 2910 발사체는 고체 부스터 9개와 액체 2단으로 구성되어 있으며, 위성을 지구정지 전이궤도(GTO)에 발사할 경우에는 3단으로 킥모터가 추가된다.

다단발사체는 비행 중 각단의 점화, 중단, 분리와 같은 이벤트와 비행모드의 변화 등이 이루어지는데, 이러한 비행 이벤트는 발사체의 형상과 비행속도조건, 요구궤도에 따라 달라진다. 본 논문에서는 685 km 고도의 원궤도에 위성을 투입할 경우로 가정하였다. 표 2는 Delta 2910의 시간에 따른 비행 이벤트를 나타낸다.

표 2. 비행 이벤트 시퀀스.

Table 2. Sequence of events.

이벤트	시간 (sec)
1단 엔진 및 6개 부스터 점화, 이륙	0
킥턴 시작	5
킥턴 종료, 중력턴 시작	15
6개 부스터 연소종료	37
3개 부스터 점화	40
6개 부스터 분리	42
3개 부스터 연소종료	77
3개 부스터 분리	80
중력턴 종료	120
페이로드 페어링 분리	170
1단 엔진 연소종료	223
1단 분리	230
2단 엔진 점화 및 페루프 유도 시작	235
2단 엔진 중단 및 궤도투입	557
2단 분리	580

다단발사체의 비행은 각단별로 형상과 추력이 달라지게 되어 이를 고려해야 하며, 비행궤적 설계에서는 이륙구간, 공력이 크게 작용하는 구간, 공력이 거의 작용하지 않는 구간으로 나누어 비행요구조건을 만족시켜야 한다.

대부분의 발사체는 이륙시 중량이 최대이고, 이때의 중량에 대한 추력의 비는 약 1.2~2.0 정도이다. 따라서 초기 가속도 및 속도가 작아 중력에 의해 비행속도벡터방향이 매우 쉽게 변하게 되므로, 비행안전과 자세안정성을 위해 초기 몇 초 동안은 중력에 수직인 방향으로만 비행하게 된다. 그리고 고도 및 속도가 주어진 값이 되었을 때 자세를 천천히 기울이게 되는데, 이를 킥턴(kick turn)이라 부른다.

위성을 궤도에 투입하기 위해서 발사체는 원하는 고도에 도달하여야 하고, 이 고도에서 원하는 방향으로 속도를 갖도록 해야 한다. 이러한 조건을 만족시키기 위해서 지구 저궤도 발사임무의 경우, 발사체는 약 9.2~9.6 km/sec의 속도 증분이 요구된다. 현재 발사체 기술인 구조비 약 10%, 일반적인 로켓추진기관의 비추력 성능 약 270~300 sec 일 경우, 전형적인 2~3단의 다단발사체가 된다. 이러한 다단 위성발사체는 이륙중량을 가볍게 하여 성능을 높이기 위해, 구조설계시 안전여유를 적게 하여 구조중량비

표 1. 각단의 제원.

Table 1. Specifications for stages.

	부스터	1단	2단
추진제	고체	액체	액체
개수	9	1	1
건조 중량 (kg)	695	4360	820
추진제 중량 (kg)	3729	80008	4614
진공 추력 (N)	258915	1041456	42297
진공 비추력 (sec)	262	296	301
연소 시간 (sec)	37	223	322

를 최소화하고 추진제 중량비를 늘리게 된다. 따라서 비행에서 매우 적은 구조하중이 작용하도록 하는 것이 요구된다. 대부분의 다단발사체는 공기항력에 의한 손실을 최소화하기 위해 매우 가늘고 긴 형태의 원통형 모양을 가지는데, 구조하중에서 가장 큰 영향을 주는 것은 비행 중 발생하는 받음각에 의한 벤딩 모멘트이다. 따라서 동압이 일정값 이상이 되는 비행구간에서는 받음각이 0이 되도록 자세를 유지하여 벤딩 모멘트가 최소화 되도록 하는 것이 요구된다. 이러한 비행방법을 중력턴(gravity turn)이라 부르는데, 이것은 중력에 의해 속도벡터가 기울어지는 만큼 자세벡터를 기울이도록 하여 받음각이 나타나지 않도록 하기 때문이다.

발사체가 공기가 희박한 고도에 도달하면, 공기력에 의한 구조하중 구속조건이 없어지므로, 최적비행궤적을 따라 비행할 수 있다. 또한, 이 구간에서는 위성을 보호하고 있는 페이로드 페어링의 역할이 필요 없게 되므로, 일정한 열 유입조건 이하의 비행상태에서는 분리하여 발사체의 중량을 줄임으로써 성능을 높이게 된다.

발사체 궤적최적화의 변수는 시간에 따른 피치자세각과 투입가능한 위성중량이 된다. 발사체에서 피치자세는 전 비행구간을 10~50 개 정도의 구간으로 나누어 나타내는데, 본 논문에서는 25개의 구간으로 나누었다. 각 비행구간에서의 노드점은 수직이륙 구간은 0, 5 sec, 킷턴 구간은 5, 10, 15 sec, 중력턴 구간은 15, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100, 110, 120 sec, 중력턴 종료 이후의 1단 구간은 120, 140, 160, 180, 223 sec, 2단 구간은 235, 300, 350, 400, 450, 500, 557 sec 로 설정하였다. 그리고 각 노드점 t_j , ($j=0, \dots, 26$)에서의 자세변수와 위성중량을 다음과 같이 매개변수 벡터로 정의하였다.

$$p = (\theta_i(t_0), \theta_i(t_1), \dots, \theta_i(t_N), m_{SAT}) \quad (8)$$

이륙시의 초기조건은 관성좌표계의 정의에 의해 다음과 같이 설정된다.

$$\begin{aligned} t=0\text{sec}, \quad x_i=0\text{m}, \quad y_i=R_e+h_0 \\ \dot{x}_i=0\text{m/sec}, \quad \dot{y}_i=0\text{m/sec} \\ m=129618\text{kg}+m_{PLF}+m_{SAT} \end{aligned} \quad (9)$$

여기서 h_0 는 발사점의 고도로써 100m로 설정하였으며, 극궤도로 위성을 발사하는 것을 가정하여 지구자전효과와는 없는 것으로 하였다. 그리고 m_{PLF} 는 페이로드 페어링의 중량으로 Delta 2910 발사체의 경우 약 800 kg이며, m_{SAT} 은 위성체의 중량으로 궤도에 따라 약 700~1500 kg이 된다.

3차원 궤도상에서 위성의 상태변수는 3개의 위치벡터와 3개의 속도벡터, 또는 6개의 궤도요소로 나타내는데, 이 경우 발사체의 궤도투입조건은 궤도면내에서의 변수인 a, e, ω, θ 와 적도면에 대한 궤도면의 상대적인 관계를 나타내는 Ω, i 로 구분할 수 있다. 여기서 승교점 적경 Ω 은 발사시간과 이륙후 궤도투입까지의 걸린 시간에 의해 결정되고, 경사각 i 는 발사 방위각과 추력비행구간에서의

요방향 자세에 의해 결정된다. 대부분의 발사체에서는 최적의 비행궤적을 설계하기 위해 비행방향으로의 거리는 구속조건을 주지 않기 때문에 4개의 궤도요소중 3개만 만족시키게 된다. 만일 근지점 인수각 ω 에 구속조건을 주지 않고, 장반경 a , 이심률 e , 진 근지점이자 θ 가 주어진 경우에는 다음 식을 만족해야 한다[11].

$$r_D = \frac{a(1-e^2)}{1+e\cos\theta} \quad (10)$$

$$V_D = \sqrt{\left(\frac{2\mu}{r_D} - \frac{\mu}{a}\right)} \quad (11)$$

$$\gamma_D = \tan^{-1}\left[\frac{e\sin\theta}{1+e\cos\theta}\right] \quad (12)$$

고도 685 km의 원궤도 근지점에 위성을 투입하는 경우, $a=R_e+685\text{km}$, $e=0$, $\theta=0$ 이므로, $r_D=R_e+685\text{km}$, $V_D=7512.12\text{m/sec}$, $\gamma_D=0\text{deg}$ 가 된다. 따라서 최종경계 조건은 다음과 같이 된다.

$$\begin{aligned} t=557\text{sec}, \quad h=685\text{km} \\ V_i=7512.25\text{m/sec}, \quad \gamma_r=0\text{deg} \end{aligned} \quad (13)$$

$$m = \text{maximize}$$

한편, 수직이륙 구간 및 중력턴 구간에서의 경로구속 조건은 다음과 같다.

$$\theta_i(0 \leq t \leq 5) = 90\text{deg} \quad (14)$$

$$\alpha(15 \leq t \leq 120) = 0\text{deg} \quad (15)$$

설정된 초기조건 (9)와 (8)로 표현되는 매개변수 벡터를 사용하여, 운동방정식 (1)~(3)을 최종시간까지 적분하면, 목적함수 및 구속조건은 다음과 같이 비선형 프로그래밍 문제로 표현된다.

$$\text{minimize } J = F(p) \quad (16)$$

$$C(p) = \begin{cases} \phi_f(p) = 0 \\ \phi_i(p) = 0 \\ p_L \leq p \leq p_U \end{cases} \quad (17)$$

여기서 비선형 구속조건 ϕ 는 (13)식으로 표현되는 최종 궤도투입조건을 나타내고, ϕ_i 는 (14),(15)로 표현되는 비행중 구속조건을 나타낸다. 비선형 구속조건 (17)을 만족하며, 목적함수 (16)을 최소화하는 매개변수 벡터 (8)을 찾는 최적화문제의 해는 일반적인 비선형 프로그래밍 기법을 이용해서 얻을 수 있다. 본 논문에서는 비선형 프로그래밍 문제로 변환된 궤적최적화 문제를 수렴범위 및 수렴 속도에 있어 우수하다고 알려진 SQP 알고리즘을 이용하여 해를 구하였다. SQP 알고리즘은 매개변수 벡터의 갱신 방향 d_k 및 step length α_k 에 의해 다음과 같이 매개변수 벡터를 갱신하게 된다.

$$p_{k+1} = p_k + \alpha_k d_k \quad (18)$$

여기서 방향벡터 d_k 는 목적함수에 구속조건 벡터와 라그랑

지 승수의 내적을 더한 것을 라그랑지 함수로 정의하고, 라그랑지 함수의 2차 근사에 의해 얻어진 QP-서브 문제를 풀어 얻는다. 또한, step length α_k 는 선정된 merit 함수를 충분히 줄이도록 하는 크기를 계산함으로써 얻는다. 가장 많이 사용되는 L_2 - augmented Lagrangian merit 함수는 다음과 같다.

$$L(\mathbf{p}, \boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\rho}) = F(\mathbf{p}) - \boldsymbol{\mu}^T \mathbf{C} + \sum_j \frac{1}{2} \rho_j C_j^2 \quad (19)$$

여기서 $\boldsymbol{\mu}$ 는 라그랑지 승수 벡터, $\boldsymbol{\rho}$ 는 페널티 매개변수 벡터이다.

궤적최적화의 결과는 그림 2 ~ 그림 8에 나타내었다. 시간에 대한 피치각 자세변화는 그림 2와 같고, 최대 투입 가능한 위성중량은 $m_{SAT}=979.408$ kg 이 되었다. 비행중 추력 및 공력에 의한 축방향 가속도 변화는 그림 3과 같다. 이륙시 가속도는 1.8 g, 최대 가속도는 9.5 g이며, 1단 연소종료시에 발생한다. 비행중 동압변화는 그림 4와 같은데, 최대 동압은 37 sec에서 $45,205 \text{ N/m}^2$ 이 된다. 중력턴 구속조건이 없어지는 120 sec 에는 450 N/m^2 으로 매우 적은 값을 가진다. 그림 5는 받음각을 나타내는데, 수직이륙시와 중력턴 구간에서는 0 deg를 유지하게 된다. 초기 킥턴구간에서는 과도적으로 받음각이 나타나고, 120 sec 이후에는 받음각이 최적의 성능을 갖도록 나타난다. 그림 6은 고도변화를 나타내며 최종궤도 투입시 정확히 685 km

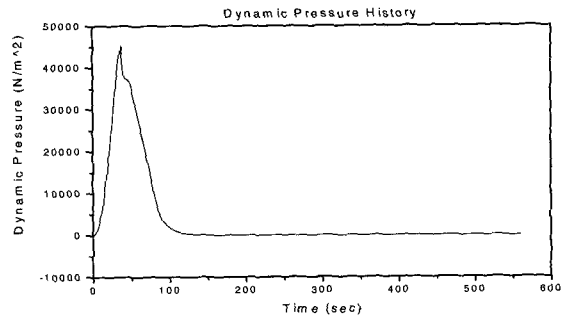


그림 4. 동압 변화.
Fig. 4. Dynamic pressure history.

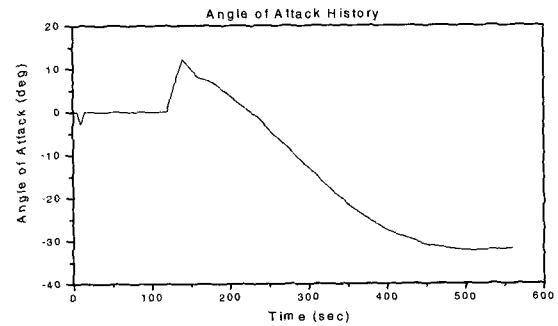


그림 5. 받음각 변화.
Fig. 5. Angle of attack history.

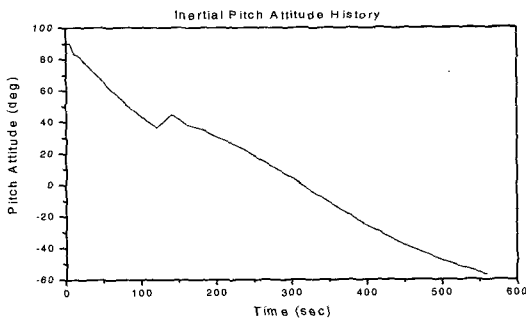


그림 2. 피치 자세각 변화.
Fig. 2. Inertial pitch attitude history.

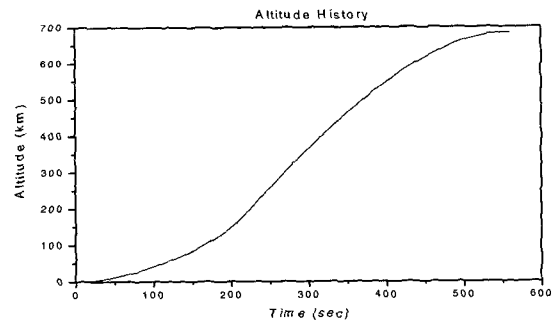


그림 6. 고도 변화.
Fig. 6. Altitude history.

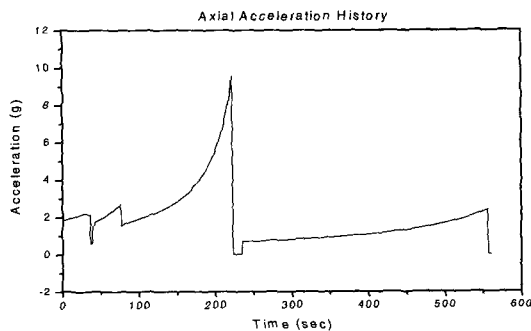


그림 3. 축방향 가속도 변화.
Fig. 3. Axial acceleration history.

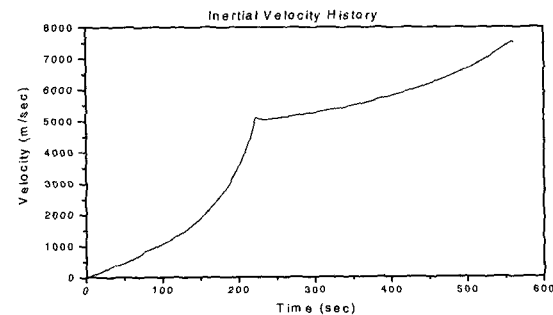


그림 7. 속도 변화.
Fig. 7. Velocity history

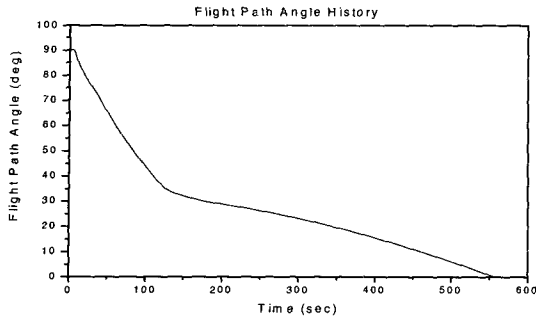


그림 8. 경로각 변화.
Fig. 8. Flight path angle history.

고도에 도달하게 된다. 그림 7은 관성좌표계에 대한 속도를 나타내며, 최종 궤도투입시 7512.25 m/sec 에 도달한다. 그림 8은 국지 수평면에 대한 비행 속도벡터의 고각을 나타낸다. 이륙시 90 deg에서 시작하여, 궤도투입시 정확이 0 deg 가 되어 685 km 의 원궤도에 도달한다.

IV. 유도 알고리즘 설계 및 성능평가

발사체의 성능을 최적화하는 과정에서는 주어진 궤도에 투입할 수 있는 위성의 중량을 최대화하도록 하였다. 그러나 실제 비행에서는 위성의 중량이 정해진 상태에서 비행하기 때문에 발사체의 추진제 여유를 최대화하도록 한다. 유도 알고리즘의 역할은 실제비행에서 외부교란 및 성능 예측오차에 대한 영향을 상쇄시킴으로, 위성을 원래 요구되는 궤도에 위성을 정확하게 투입하는 것으로써 궤도오차를 줄이기 위해 정상 비행상태보다 더 많은 추진제를 소모하게 된다. 따라서 위성을 궤도에 정확하게 투입하기 위해서는 항상 추진제 여유가 확보되어야 한다. 따라서 최적 유도 알고리즘은 추진제를 최소로 사용하며 궤적오차를 상쇄시켜야 하며, 추력 비행구간의 비행시간을 최소화함으로써 가능하게 된다.

진공상태에서 발사체에 작용하는 가속도는 추력과 중력에 의해서만 발생하며, 피치면의 유도좌표계에서 운동방정식은 다음과 같다.

$$\ddot{x}_G = \frac{T}{m} \cos \theta_G + g_x \tag{20}$$

$$\ddot{y}_G = \frac{T}{m} \sin \theta_G + g_y \tag{21}$$

위 식에서 $[g_x, g_y]^T$ 는 유도좌표계에서의 중력가속도 벡터이며, 로켓 노즐에서 추진제의 배출속도를 V_{ex} 라 하면 다음과 같은 관계식을 가진다[12].

$$V_{ex} = g_0 I_{sp} = -\frac{T}{\dot{m}} \tag{22}$$

추력에 의해 발생한 가속도를 $a = \frac{T}{m}$ 라 하면, 다음 관계식을 얻을 수 있다.

$$a = \frac{-\dot{m}V_{ex}}{m} = -\frac{V_{ex}}{m/\dot{m}} = -\frac{V_{ex}}{(m_0 + \dot{m}t)/m} \tag{23}$$

$$= \frac{V_{ex}}{-m_0/\dot{m} - t} = \frac{V_{ex}}{\tau - t} \tag{23}$$

여기서 하첨자 0는 현재의 상태값을 나타낸다. 그리고 τ 는 현재 질량이 모두 추진제로 되어 있다고 가정하고, 사용중인 추진기관을 통해 모두 배출될 때까지 남은 시간을 나타내는데, 추진기관 성능값 V_{ex} 와 비행 중에 관성항법시스템에 의해 측정가능한 현재가속도 a_0 에 의해 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\tau = -\frac{m_0}{\dot{m}} = \frac{V_{ex}}{T} m_0 = \frac{V_{ex}}{a_0} \tag{24}$$

한편, 궤도투입조건은 유도좌표계에서 표현되며, 유도 명령 계산도 유도좌표계에서 이루어지므로, 매 순간 관성항법시스템에 의해 발사체의 관성좌표계에 대해 표현되는 위치 및 속도벡터는 유도좌표계로의 변환이 요구된다. 현재 위치 및 속도벡터를 유도좌표계에서 표현한 것을 각각 $\vec{r}_G = [x_0, y_0]^T$ 및 $\vec{v}_G = [\dot{x}_0, \dot{y}_0]^T$ 라 하면 좌표계간의 변환식을 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\vec{r}_G = T(-\psi_T)\vec{r}_i \tag{25}$$

$$\vec{v}_G = T(-\psi_T)\vec{v}_i \tag{26}$$

$$T(-\psi_T) = \begin{bmatrix} \cos \psi_T & -\sin \psi_T \\ \sin \psi_T & \cos \psi_T \end{bmatrix} \tag{27}$$

여기서 ψ_T 는 관성좌표계와 유도좌표계간의 각이며, 그림 1에서와 같이 2가지 각의 합으로 표현된다.

$$\psi_T = \psi_0 + \psi_{g0} \tag{28}$$

위 식에서 ψ_0 는 관성좌표계에 대한 현재 위치의 비행거리각으로 다음과 같이 표현된다.

$$\psi_0 = \tan^{-1}(x_i, y_i) \tag{29}$$

그리고 ψ_{g0} 는 현재부터 궤도투입까지 비행할 각거리를 나타내며, 다음과 같이 현재속도와 추력가속도 a 에 의해 근사 시켜 나타낼 수 있다.

$$\psi_{g0} = (v_0 t_{g0} + \int_0^{t_{g0}} \int_0^t a ds dt) / y_T \tag{30}$$

여기서 t_{g0} 는 궤도투입까지 남은 비행시간으로, 궤도투입이 이루어지는 순간 추력중단 명령에 의해 추력비행을 종료하게 된다. 이 시간은 추력에 의해 얻어져야할 속도 크기가 0이 되는 순간에 추력중단을 하는 조건에 의해 구하게 된다.

현재부터 궤도투입까지 남은 비행시간동안 더 얻어져야 할 속도의 크기는 다음과 같다.

$$\Delta V = \sqrt{(x_T - \dot{x}_0 - g_x t_{g0})^2 + (y_T - \dot{y}_0 - g_y t_{g0})^2} \tag{31}$$

한편, t_{g0} 동안의 추력 비행에 의해 증가되는 속도는 다음과 같다.

$$\Delta V = \int_0^{t_{so}} a dt = \int_0^{t_{so}} \frac{V_{ex}}{\tau - t} dt = V_{ex} \ln \frac{\tau}{\tau - t_{go}} \quad (32)$$

따라서 이로부터 요구되는 t_{go} 는 다음과 같이 된다.

$$t_{go} = \tau(1 - e^{-\Delta V/V_{ex}}) \quad (33)$$

위성의 궤도투입을 위해서는 속도벡터와 더불어 고도 조건도 만족시켜야 하는데, 최적에 가까운 피치 자세각은 다음과 같이 자세각과 각속도로 선형화된 형태로 매개변수화 할 수 있다.

$$\theta_C = \tilde{\theta}_C + \dot{\theta}_C t \quad (34)$$

유도좌표계에서 속도는 수평 및 수직방향으로 구속조건을 갖고, 위치는 수직방향으로만 갖게 되어 3개의 구속조건이 있다. 그리고 결정해야 될 매개변수는 $\tilde{\theta}_C$ 와 $\dot{\theta}_C$ 의 2개가 되는데, 수평방향의 속도는 이미 t_{go} 계산에 포함되므로, 수직방향으로의 속도 및 위치조건에 의해 자세 매개변수를 결정할 수 있다. 중력가속도가 일정하다고 가정하고, (21)를 적분하면 다음과 같다.

$$\dot{y}_T = \dot{y}_0 + \int_0^{t_{so}} a \sin \theta_C dt + g_y t_{go} \quad (35)$$

다시 적분하면 다음 식을 얻는다.

$$y_T = y_0 + \dot{y}_0 t_{go} + \int_0^{t_{so}} \int_0^t a \sin \theta_C ds dt + \frac{1}{2} g_y t_{go}^2 \quad (36)$$

여기서 $\sin \theta_C$ 에 (34)를 대입하면 다음과 같다.

$$\sin \theta_C = \sin \tilde{\theta}_C \cos \dot{\theta}_C t + \cos \tilde{\theta}_C \sin \dot{\theta}_C t \quad (37)$$

유도명령 계산주기가 충분히 작아, $\dot{\theta}_C t$ 크기가 작다고 가정하면, (37)은 다음과 같이 간단히 된다.

$$\sin \theta_C \approx \sin \tilde{\theta}_C + \dot{\theta}_C t \cos \tilde{\theta}_C \quad (38)$$

(38)을 (35)-(36)에 대입하면 다음과 같다.

$$\dot{y}_T = \dot{y}_0 + \int_0^{t_{so}} a [\sin \tilde{\theta}_C + \dot{\theta}_C t \cos \tilde{\theta}_C] dt + g_y t_{go} \quad (39)$$

$$y_T = y_0 + \dot{y}_0 t_{go} + \int_0^{t_{so}} \int_0^t a [\sin \tilde{\theta}_C + \dot{\theta}_C s \cos \tilde{\theta}_C] ds dt + \frac{1}{2} g_y t_{go}^2 \quad (40)$$

여기서 가속도의 적분값을 해석적으로 구하면 다음과 같다.

$$M_{11} = \int_0^{t_{so}} a dt = \int_0^{t_{so}} \frac{V_{ex}}{\tau - t} dt = V_{ex} \ln \frac{\tau}{\tau - t_{go}} \quad (41)$$

$$M_{12} = \int_0^{t_{so}} a t dt = V_{ex} \left[\tau \ln \frac{\tau}{\tau - t_{go}} - t_{go} \right] \quad (42)$$

$$M_{21} = \int_0^{t_{so}} \int_0^t a ds dt = -V_{ex} \left[(\tau - t_{go}) \ln \frac{\tau}{\tau - t_{go}} - t_{go} \right] \quad (43)$$

$$M_{22} = \int_0^{t_{so}} \int_0^t a s ds dt = -V_{ex} \left[\frac{t_{go}^2}{2} - \tau \left\{ (\tau - t_{go}) \ln \frac{\tau}{\tau - t_{go}} - t_{go} \right\} \right] \quad (44)$$

따라서 (39)과 (40)은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{y}_T = \dot{y}_0 + M_{11} \sin \tilde{\theta}_C + M_{12} \dot{\theta}_C \cos \tilde{\theta}_C + g_y t_{go} \quad (45)$$

$$y_T = y_0 + \dot{y}_0 t_{go} + M_{21} \sin \tilde{\theta}_C + M_{22} \dot{\theta}_C \cos \tilde{\theta}_C + \frac{1}{2} g_y t_{go}^2 \quad (46)$$

이제, 다음과 같은 변수를 정의하자.

$$A = \sin \tilde{\theta}_C \quad (47)$$

$$B = \dot{\theta}_C \cos \tilde{\theta}_C \quad (48)$$

(45)와 (46)을 위에 정의된 변수를 이용해서 행렬식으로 나타내면 다음과 같다.

$$\begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} \\ M_{21} & M_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A \\ B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_1 \\ C_2 \end{bmatrix} \quad (49)$$

여기서

$$C_1 = \dot{y}_T - \dot{y}_0 - g_y t_{go} \quad (50)$$

$$C_2 = y_T - y_0 - \dot{y}_0 t_{go} - \frac{1}{2} g_y t_{go}^2 \quad (51)$$

(49)의 연립방정식 해를 구하면 다음과 같다.

$$A = \frac{M_{22} C_1 - M_{12} C_2}{D} \quad (52)$$

$$B = \frac{-M_{21} C_1 + M_{11} C_2}{D} \quad (53)$$

여기서 $D = M_{11} M_{22} - M_{12} M_{21}$ 이고, (47)과 (48)에 의해 다음 식을 얻을 수 있다.

$$\tilde{\theta}_C = \sin^{-1}(A) \quad (54)$$

$$\dot{\theta}_C = \frac{B}{\cos(\tilde{\theta}_C)} \quad (55)$$

위성이 구형상의 지구근처에서 비행할 때, 작용하는 중력가속도는 위치에 따라 크기 및 방향이 변하게 된다. 따라서 중력에 의한 영향을 고려할 경우 적분이 필요하지만, 근사적으로 현재 위치에서의 중력가속도와 궤도투입점에서의 중력가속도의 평균을 이용하여 사용할 수 있다. 다음과 같이 현재점과 투입점에서의 중력가속도에 가중치 w 를 주어 평균 중력가속도 $g_{avg} = [g_x, g_y]^T$ 를 계산할 수 있다.

$$\vec{g}_{avg} = w \vec{g}(r_0) + (1-w) \vec{g}(r_T) \quad (56)$$

이러한 계산은 t_{go} 가 적어질수록 현재점과 투입점의 위치가 가까워지므로 매우 정확하게 되며, 또한 가중치는

유도 알고리즘에 의해 얻어진 궤적 및 자세명령이 최적화에 의해 얻어진 궤적 및 제어명령과 같아지도록 선정할 수 있다.

매 유도명령 계산주기마다 계산되는 $\tilde{\theta}_C, \dot{\theta}_C$ 를 이용하여 유도좌표계에서의 자세명령은 다음과 같이 계산할 수 있다.

$$\theta_C = \tilde{\theta}_C + \dot{\theta}_C t_C \quad (57)$$

여기서 t_C 는 이전의 유도명령 계산 후 현재까지의 지난 시간을 나타낸다. 그런데 자세제어 명령은 관성좌표계에서 주어지므로, θ_C 는 관성좌표계로 변환되어야 하며 다음과 같다.

$$\theta_i = \theta_C - \psi_T \quad (58)$$

그리고 유도명령 θ_C 는 목표점 가까이 근접할 때 매우 민감해지므로, 유도안정성을 위해 t_{go} 가 10 sec 보다 적어지는 경우 이전에 계산된 값을 사용하게 된다. 또한 실제 비행궤적이 정상궤적에서 많이 다른 경우 페루프 유도 시작시에 현재 자세와는 매우 다른 급격한 자세변경 명령이 계산될 수 있으며, 측정 잡음에 대해 민감하게 변하지 않도록 저주파 통과 필터를 사용하는 것이 필요하다. 본 논문에서는 다음과 같이 2차 미분방정식으로 표현되는 필터를 사용하였다.

$$\ddot{\theta}_c + 2\zeta\omega_n\dot{\theta}_c + \omega_n^2\theta_c = \omega_n^2\theta_i \quad (59)$$

여기서 θ_i 는 유도 알고리즘에서 계산된 요구되는 자세이며, θ_c 는 필터에 의해 처리된 자세제어 명령이다.

발사체의 유도 알고리즘은 실제 비행에 적용되기 위해서 탑재 컴퓨터에서 실시간으로 이루어질 수 있어야 하며, 목표궤도에 위성을 투입하는데 있어 가능한 최적궤적이 가깝게 오차를 수정하고, 목표궤도에 정확히 도달해야 한다. 수치계산은 펜티엄 II 350 MHz에서 수행되었는데, 운동방정식의 적분은 4차 Runge-Kutta 알고리즘을 사용하였다. 1단 비행구간은 궤적최적화에서 설계된 자세명령을 사용하였고, 2단 비행구간은 설계된 유도 알고리즘을 적용하였다. 전체 비행시간은 557 sec인데, 유도명령 계산주기가 0.01 sec일 경우 전체 시뮬레이션 시간은 3.4 sec밖에 걸리지 않아 실시간 계산으로 충분함을 알 수 있다. 시뮬레이션에는 유도 알고리즘 이외에 비행 중에 탑재되지 않는 운동방정식의 적분도 포함되어 있다.

유도 알고리즘의 정확성 및 최적성을 확인하기 위해 궤적최적화 결과와 2단에서 유도 알고리즘을 적용한 결과를 비교하였다. 유도 알고리즘은 평균 중력가속도 계산시 현재점과 목표점에서의 중력가속도에 대해 가중치를 주어 계산한다. 이 가중치는 유도 알고리즘을 임무에 맞추어 최적화 하는데 사용될 수 있다. 최적해와 유도 알고리즘 적용시 가중치에 따른 레도투입 시간의 차이를 $0 \leq w \leq 0.6$ 에 대해서 나타내면 그림 9와 같다. 그림을 살펴보면 최소점이 존재하며, $w=0.3$ 일 때 가장 적은 차이를 나타낼 수 있다.

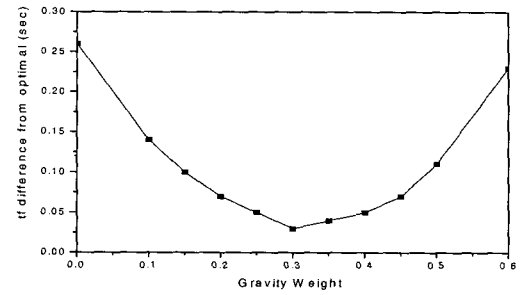


그림 9. 중력가속도 가중치에 따른 성능 변화.
Fig. 9. Performance variation vs. gravity weight.

표 3에 Case-1은 $w=0.5$ 인 경우, Case-2는 최적에 가까운 성능을 나타내는 $w=0.3$ 인 경우의 수치 시뮬레이션 결과를 정리하였다. 표 4는 유도 알고리즘을 적용했을 때와 최적화 결과와의 차이를 보여준다. Case-1의 경우 최적궤적보다 0.11 sec의 연소시간 증가가 있고, Case-2의 경우 0.03 sec의 증가가 있어 최적궤적과 성능 차이가 거의 없음을 알 수 있다. 그리고 유도 알고리즘의 정확성에 있어 고도오차는 1 m, 속도오차는 0.2 m/sec 이하, 속도벡터 고각오차 0.004 deg 이하가 되므로 매우 정확한 레도투입을 보여주고 있다.

표 3. 궤적최적화와 유도결과의 성능비교.

Table 3. Performance comparison of optimized and guidance results.

결과 \ 조건		최적 궤적	유도 알고리즘 적용	
		Nominal Target	Case-1 (w=0.5)	Case-2 (w=0.3)
종료시간	$t_f(sec)$	557.00	557.11	557.03
투입조건	$h(km)$	685.000	684.999	685.001
	$V_i(m/sec)$	7512.25	7512.19	7512.48
	$\gamma_R(deg)$	0.000	-0.004	-0.002

표 4. 유도 궤적의 성능평가.

Table 4. Performance evaluation of guided trajectories.

결과 \ 조건		유도 알고리즘 오차	
		Case-1 (w=0.5)	Case-2 (w=0.3)
최적성	$t_f(sec)$	+0.11	+0.03
정확성	$h(km)$	-0.001	+0.001
	$V_i(m/sec)$	-0.06	+0.23
	$\gamma_R(deg)$	-0.004	-0.002

그림 10은 피치 자세제어 명령을 나타내는데, 최적 궤적과 유도 알고리즘에 의해 계산된 결과를 모두 나타내고 있다. 중력가속도 가중치가 0.5인 유도 알고리즘의 경우 유도 시작시에 최적해에서 과도하게 차이가 나타나며, 가중치가 0.3인 경우 최적해와 적은 차이를 나타낸다. 그림 11은 관성좌표계에서의 궤적을 보여주는데, 최적해와 유도

알고리즘을 적용한 경우 거의 차이가 없다. 그림 12는 궤도투입점까지의 남은 비행 각거리를 나타내는데, 유도 시작시 약 17 deg에서 시작하여 궤도투입시 0이 된다. 그림 13는 남은 비행시간을 나타내며, 거의 선형적으로 감소한다. 그림 14는 유도좌표계에서의 목표점과 현재점의 위치 차이를 나타내며, 궤도투입시 정확히 0이 됨을 알 수 있다. 그림 15는 목표점과 현재점과의 속도차이와 비행시간 동안 중력가속도에 손실되는 속도를 더한값으로 추력에 의해 얻어져야 될 속도벡터의 크기를 나타낸다. 다른 유도 변수와 마찬가지로 궤도투입시 0이 된다.

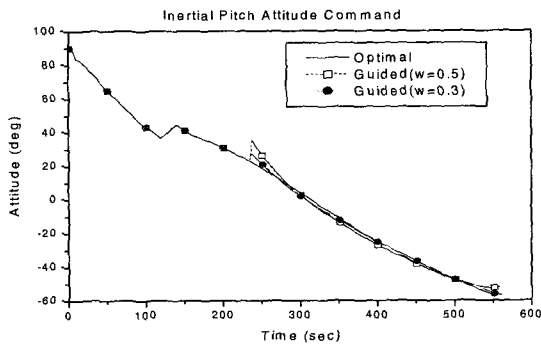


그림 10. 최적해와 유도해의 자세제어 명령 비교.
Fig. 10. Comparison of optimized and guided attitude commands.

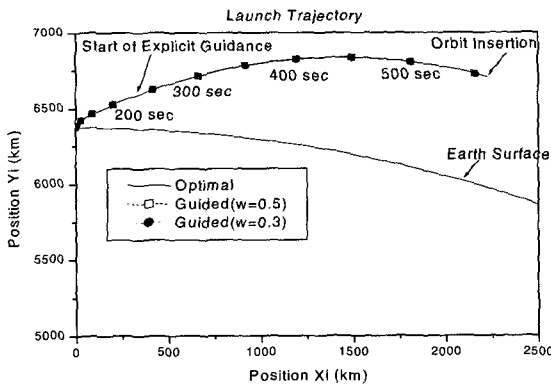


그림 11. 최적해와 유도해의 궤적 비교.
Fig. 11. Comparison of optimized and guided trajectories.

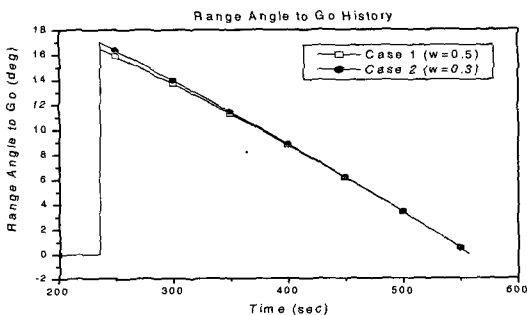


그림 12. 유도 계산에서의 ψ_{go} 변화.
Fig. 12. ψ_{go} history in guidance computation.

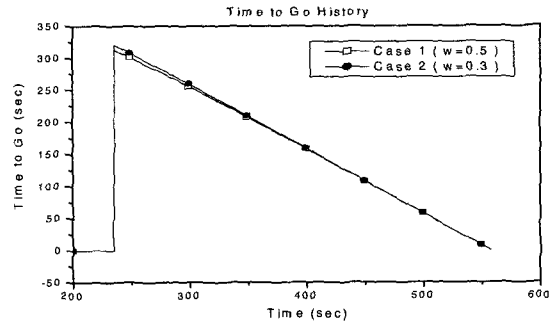


그림 13. 유도 계산에서의 Tgo 변화.
Fig. 13. Tgo history in guidance computation.

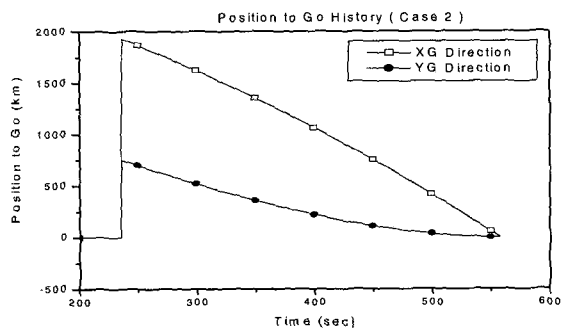


그림 14. 남은 위치 오차 변화(Case-2).
Fig. 14. Position to go history(Case-2).

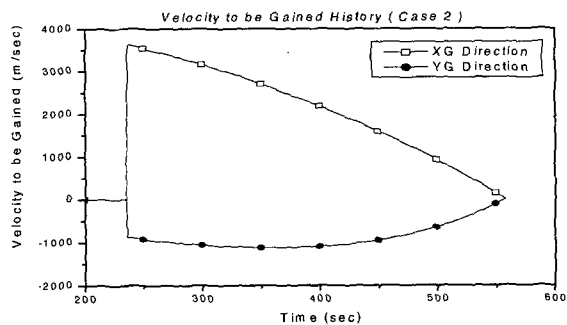


그림 15. 얻어야 될 속도 변화(Case-2).
Fig. 15. Velocity to be gained history(Case-2).

V. 결론

본 논문에서는 관성항법시스템을 사용하는 전형적인 다단 위성발사체의 성능을 최대화하는 궤적최적화와 최적 Explicit 유도 알고리즘의 연구를 수행하였다. 궤적최적화에서는 발사시의 관성좌표계에 대한 자세각을 매개변수화하고 비선형 프로그래밍 알고리즘을 사용하여, 수직발사된 발사체에서 공력이 크게 작용하는 1단 비행구간에서 중력턴 구속조건을 만족시키면서 목표궤도에 최대중량의 위성을 투입하는 궤적을 설계하였다. 그리고 최적 Explicit 유도 알고리즘을 이용하여 목표궤도에 위성을 정확히 투입할 수 있는 자세제어 명령을 관성좌표계에서 계산하였다. 이러한 최적 Explicit 유도 알고리즘이 유도계산에서 항상 요구되는 실시간성, 최적성, 정확성을 만족함을 수치 시뮬레이션을 통해서 확인하였다.

참고문헌

- [1] 노웅래, 김유단, “다단발사체의 유도제어 시스템,” 제어·자동화·시스템공학회지, 제5권, 제6호, pp. 10-19, 11. 1999.
- [2] R. G. Bruschi, “Trajectory optimization for the Atlas/Centaur launch vehicle,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 14, no. 9, pp. 550-555, Sept., 1977.
- [3] 노웅래, 김유단, 이상률, 김학정, “비선형 프로그래밍을 이용한 다목적실용위성 발사체의 궤적최적화,” 한국항공우주학회지, 제28권, 제1호, pp. 106-114, 2. 2000
- [4] R. G. Bruschi, “Bilinear Tangent Yaw Guidance,” *AIAA Guidance and Control Conference*, pp. 250-264, Aug., 1979.
- [5] K. Schittowski, “NLPQL: A FORTRAN subroutine solving constrained nonlinear programming problems,” (edited by Clyde L. Monma), *Annals of Operations Research*, vol. 5, pp. 485-500, 1985-1986.
- [6] A. E. Bryson, Jr., and Y. C. Ho, *Applied Optimal Control*, Hemisphere Publishing, Washington, 1975.
- [7] D. C. Chandler and I. E. Smith, “Development of the iterative guidance mode with its application to various vehicles and missions,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 4, no. 7, pp. 898-901, July, 1967.
- [8] D. T. Martin, R. F. Sievers, R. M. O’Brien, and F. Rice, “Saturn V guidance, navigation and targeting,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 4, no. 7, pp. 891-898, July, 1967.
- [9] R. L. McHenry, T. J. Brand, A. D. Long, B. J. Cockrell, and J. R. Thibodeau, “Space shuttle ascent guidance, navigation, and control,” *The Journal of the Astronautical Sciences*, vol. 27, no. 1, pp. 1-38, 1979.
- [10] S. J. Isakowitz, *International Reference Guide to Space Launch Systems, 2nd ed.*, AIAA, Washington, DC, 1995.
- [11] C. D. Brown, *Spacecraft Mission Design*, AIAA, Washington, DC, 1992.
- [12] G. P. Sutton, *Rocket Propulsion Elements, 6th ed.*, John Wiley & Sons Inc., New York, 1992.



노웅래

1989년 서울대학교 항공우주공학과 졸업. 동대학원 석사(1991), 1991년 ~ 현재 한국항공우주연구소 선임연구원. 1997년 ~ 현재 서울대학교 항공우주공학과 박사과정. 관심분야는 발사체 궤적최적화 및 유도 알고리즘 설계, 과학로켓 임무설계 및 비행분석, 자세 안정성 분석 및 탑재 소프트웨어 개발.

송택렬

제어·자동화·시스템공학 논문지 제4권, 제1호, 참조.

김유단

제어·자동화·시스템공학 논문지 제5권, 제3호, 참조.