

직접식 관성유도시스템의 성능 분석

◦ 최재원, 윤용중, 이장규

서울대학교 공과대학 제어계측공학과

Performance Analysis of an Explicit Guidance System

Jae-Weon Choi, Yong-Joong Yoon, Jang-Gyu Lee

Dept. of Control & Instrumentation Eng.

Seoul National University

Abstract

In this paper, a fuel minimizing closed loop explicit inertial guidance algorithm for the orbit injection of a rocket is developed. In this formulation, the fuel burning rate and magnitude of thrust are assumed constant, and the motion of a rocket is assumed to be subject to the average inverse-square gravity, but with negligible atmospheric effects. The optimum thrust angle for obtaining the given velocity vector in the shortest time with minimizing fuel consumption is first determined, and then the additive thrust angle for targeting the final position vectors is determined by using Pontryagin's Maximum Principle. To establish the real time processing, many algorithms of the onboard guidance software are simplified.

Simulations for the explicit guidance algorithm, for the 2nd-stage flight of the N-1 rocket, are carried out. The results show that the guidance algorithm works well in the presence of the maximum $\pm 10\%$ initial velocity and altitude error. The effects of the guidance cycle time is also examined.

1. 서론

로켓의 유도는 로켓의 자세 방향을 적절히 조작하여, 로켓의 진행 방향을 제어하는 것과, 엔진의 연소시간을 조절하여, 로켓의 속도를 제어하고 로켓을 목적하는 궤도에 도달시키는 것이다. 로켓 유도방식은 크게 사전프로그램 유도방식 또는 개루프 유도방식과 폐루프 유도방식으로 크게 나눌 수 있다. 먼저, 사전프로그램 유도방식 또는 개루프 유도방식은 미리 프로그램화된 순서에 따라 로켓의 자세 방향을 변경하고, 로켓을 예정된 비행경로를 따라 비행시켜 목표지점에 가까워진 부근에서, 로켓의 동체축 방향의 속도 증분이 미리 결정된 값에 도달했을 때 엔진의 연소를 정지하고 로켓을 유도하게 하는 방식이다. 그러나 이 방식의 결점은, 로켓의 비행중에 부는 바람이나, 추력의 변동 등의 외적 변동 요인에 의해 비행 경로가 기준 경로로부터 벗어나는 경우에 대책이 없다는 것이다. 또한, 개루프 방식의 경우 유도제어의 구성이 간단하고 저렴하나, 시스템의란에 대해서는 속수무책이며 모든 초기조건에 대하여 개루프 최적 지령을 계산해야 하는 전형적인 비선형 두점경계치문제이므로 사실상 실시간 처리가 불가능하여 유도시스템으로서의 치명적인 단점을 안고 있다.

폐루프 유도방식은, 로켓의 현재위치, 속도 및 자세각을 검출하고, 목적하는 궤도 상태와의 관계로부터 요구되는 자세 방향을 구한다. 따라서 실제로 발사체에 적용되는 유도방식은

앞에서 언급한 개루프 방식과 이의 단점을 보완하기 위한 폐루프 방식을 병용하여 궤도 정밀도를 향상시키고 있다.

이와는 달리, 유도계의 하드웨어 시스템과 소프트웨어 시스템 각각의 차이점에 따라 유도방식이 분류되기도 한다. 먼저, 하드웨어 시스템의 차이점에 따라 전파유도와 관성유도로 분류된다. 전파유도 방식은 항법장치로서 지상레이다를 이용하고, 레이다에 의해 로켓의 항법데이터를 취득하여 그 데이터를 근거로 유도지령장치가 있는 지상의 컴퓨터에 의해 비행 경로 수정용의 유도지령을 산출하고 재차 레이다에 의해 유도 지령을 로켓으로 전달하여 유도하는 방식으로 페루프 유도의 일종이다. 전파유도 방식에서는 프로그램 유도과 페루프 유도가 하드웨어상으로 2계층으로 되어있어서, 페루프 유도에 고장이 발생하더라도 로켓에 가해지는 외부 변동이 적으면 다소의 궤도 오차는 발생하지만 프로그램 유도만으로도 임무의 달성 가능성이 있다. 그러나 지상으로부터의 유도가 레이다 전파가 도달할 수 있는 범위는 한정되어 있기 때문에 유도영역이 좁고 일반적으로는 관성유도 방식보다 유도 정밀도가 나빠지며, 비행경로의 선택에 자유도가 적다. 반면에, 관성유도 방식은 항법장치와 유도지령 장치가 로켓에 탑재되어 있고 로켓만으로 자립하여 유도하는 방식이다. 이 방식은 프로그램 유도와 페루프 유도를 하나의 장치로 행하기 때문에 장치의 고장은 임무 실패에 직접적으로 영향을 미친다. 그러나 지상시결과와 관련이 없으므로 시스템 구성이 단순하며 유도가 능 영역이 넓고 유도 정밀도도 높으며, 임무에 있어서도 융통성이 뛰어나다. 이 방식은 또한 관성센서의 사용 형태에 따라 스트랩다운(strap-down)방식과 안정대(stable platform) 방식으로 나뉜다.

한편, 소프트웨어 시스템의 차이로 분류된 유도방식은 폐루프 유도용의 유도지령을 계산하는 알고리즘(유도방정식)에 의해 직접식(explicit) 방식과 간접식(implicit) 방식으로 나뉘어 진다. 직접식 유도방식은 현재의 로켓의 상태에서부터 목표의 상태로 로켓을 직접 유도하는 방식으로, 현시점 및 목표지점에서의 위치 및 속도벡터등을 경계조건으로 하고 특정 평가함수를 만족하는 최적지령을 두점경계치문제의 해로써 구한다. 이 방식은 비행전(pre-flight) 계산이 불필요하며 임무 적용성도 뛰어나다. 간접식 유도방식은 미리 예정하고 있는 비행 경로를 따라 로켓을 유도하는 방식으로, 통상 섭동법(perturbation)에 의해 기준궤도 부근에서 운동방정식을 선형화하여, 간단화된 알고리즘과 미리 설정된 비행 경로 수정용의 감도(sensitivity)계수로부터 유도방정식의 해를 구하는 방식인데, 비행경로상의 큰 오차가 발생할 경우 선형화시 시스템이 발산할 우려가 있다.[1]

본 논문에서는 로켓의 유도 가능영역이 넓고, 임의의 임무에도 적용성을 발휘할 수 있는 폐루프 방식의 직접식 관성 유도 알고리즘을 최소연료소모의 관점에서 구성하여 일본의

실용위성용 발사체인 N-1발사체의 액체연료 사용 구간인 2단 구간에 대하여, 구성된 유도알고리즘을 적용하여 그 유도 성능을 분석하였다. 유도알고리즘에서는 유도정밀도 뿐만 아니라, 유도지령의 계산처리 시간도 중요하기 때문에 실시간 처리를 위하여, 유도정밀도를 해치지 않는 범위에서 유도알고리즘을 최대한 단순화시켰다.

2. 발사체 운동방정식 및 최적 유도지령각

본 장에서는 직접식 유도법(explicit guidance)을 적용하는 외기권에서 발사체 운동방정식을 기술하고, 이로부터 최소연료소모의 관점에서 Pontryagin의 최대원리를 적용한 피치 및 요의 최적 유도지령각을 계산한다. 또한 이를 위하여 도입한 좌표계에 대해서도 간략하게 서술한다.

2.1 좌표계 및 좌표변환 행렬^[2]

유도방정식을 기술하고 유도지령각을 편리하게 산출하기 위하여 동체좌표계(Body frame), 지면축좌표계(Earth-fixed frame), 관성좌표계 외에 그림 1에서 보는 바와 같이 항법좌표계(Navigation frame)와 유도좌표계(Guidance frame)를 도입한다. 항법좌표계에서는 위성궤도면과 발사지점의 원점을 통과하는 자오선과의 교점에 원점을 설정하고, 위성궤도면내의 진행방향을 Z_N 축, 지구중심의 반대 방향을 Z_N 축 그리고 오른손 법칙을 이루도록 Y_N 축을 정의한다. 그리고 유도좌표계는 유도목표점(λ_T, λ_T)에 원점을 설정하고, 항체의 진행방향을 X_G 축으로 설정하고, Y_G 및 Z_G 축은 항법좌표계에서와 같은 방법으로 정의된다. 이때 λ_T 는 그리니치 자오선으로부터 측정된 경도이고, X_G 축의 방향은 자오선의 북방으로부터 측정된 경도 방위각(σ_g)으로 결정된다.

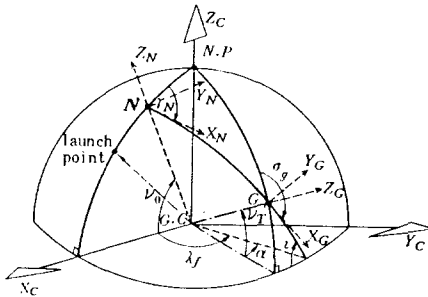


그림 1. 좌표계
Fig. 1. Coordinate systems

2.2 유도좌표계에서의 발사체 운동방정식^[3, 5, 6, 7]

대기 및 기타 불확실한 미지의 외란이 작용하는 영역에서의 직접식 페루프 유도는 발사체의 구조상의 문제, 운동방정식의 복잡화, 외란의 불확실성등의 원인으로 유도방정식의 해를 구하기가 어렵다. 이러한 이유로 직접식 페루프 유도는 공기력이 무시될 수 있는 고도 이상에서 적용되는 것이 일반적^[2] 이므로 본 논문에서도 이러한 영역에 대하여 운동방정식 및 유도방정식을 도출한다. 또한 추력 및 연료분사율은 일정하다고 가정한다.

이러한 가정하에서 발사체의 운동을 기술하면 다음과 같다.

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x}_f &= \frac{F}{m} \cos \beta \sin \alpha - g_{fx}(\tau, \varphi, \psi) \\ \ddot{y}_f &= -\frac{F}{m} \sin \beta - g_{fy}(\tau, \varphi, \psi) \\ \ddot{z}_f &= \frac{F}{m} \cos \beta \cos \alpha - g_{fz}(\tau, \varphi, \psi) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

여기서, m 및 F 는 각각 발사체의 질량 및 추력을 나타내며, α 와 β 는 각각 다음의 그림 2에 도시한 바와 같이 유도좌표계에서 본 추력벡터 방향을 나타낸다. γ 는 지구중심에서 발사체의

중력중심까지의 거리이며, ϕ 와 ψ 는 각각 발사체의 현시점에서의 경도 및 위도값이다. 식 (1)의 비선형성을 감소시키기 위하여 중력은 다음과 같이 현시점 및 목표지점에서의 중력값의 평균치를 사용한다.

$$g_f = (\frac{1}{2})(g_f + g_{fT}) \quad (2)$$

2.3 최적 유도지령각^[3, 5, 6, 7]

2.3.1 최적 속도제어

최적 유도지령각을 계산하기 위하여 먼저 발사체 운동방정식 (1)을 다음의 관계를 이용하여 재구성한다.

$$\begin{aligned} \dot{F}/m &= (F/\dot{m})(\dot{m}/(m_0 - \dot{m}t)) \\ &= V_{ex}(1/(\tau - t)) \end{aligned} \quad (3)$$

즉, (3)의 관계식을 이용하여 식 (1)을 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_f &= \frac{V_{ex}}{\tau - t} \cos \beta \sin \alpha - \bar{g}_{fx} \\ \dot{y}_f &= -\frac{V_{ex}}{\tau - t} \sin \beta - \bar{g}_{fy} \\ \dot{z}_f &= \frac{V_{ex}}{\tau - t} \cos \beta \cos \alpha - \bar{g}_{fz} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

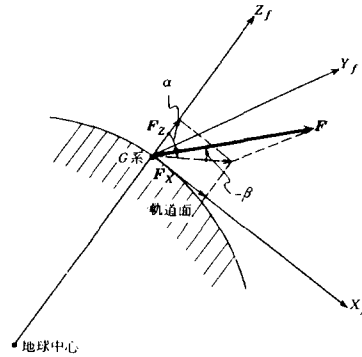


그림 2. 유도좌표계
Fig. 2. Guidance frame

그리고, 앞절에서 언급한 가정들로부터 일정한 추력을 가진 발사체의 연료최소제어는 연료연소시간을 최단으로 하는 문제와 같게 된다. 즉, 최단시간 제어문제로 바꾸어 생각할 수 있으므로 성능지표를 다음과 같이 설정할 수 있다.

$$J = \int_0^T dt \quad (5)$$

이 성능지표를 최소화하는 추력각, 즉 최적 피치 및 요 추력각을 각각 α_0 와 β_0 라 하고, 식 (4), (5)에 Pontryagin의 최대원리^[8]를 적용하여 최적 추력각을 구하면 다음과 같다.

$$\left. \begin{aligned} \alpha_0 &= \tan^{-1} \frac{(\Delta V_{fx} + \bar{g}_{fx} T)}{(\Delta V_{fz} + \bar{g}_{fz} T)} \\ \beta_0 &= -\tan^{-1} \frac{(\Delta V_{fy} + \bar{g}_{fy} T)}{\{(\Delta V_{fx} + \bar{g}_{fx} T)^2 + (\Delta V_{fz} + \bar{g}_{fz} T)^2\}^{\frac{1}{2}}} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

여기서, T 는 현시점에서 추력중단시간(cutoff)까지의 시간이고, ΔV_{fx} , ΔV_{fy} , ΔV_{fz} 는 T 초 간에 추력에 의해 얻어지는 속도증분의 각 축 방향의 성분을 나타낸다.

2.3.2 최적 위치제어

추력이 일정한 로켓의 소비연료 최소화는 식 (6)에서도 알 수 있듯이 결국은 속도벡터 제어 문제이다. 따라서 이러한 속도 제어만으로는 일반적으로 목표지점에서의 위치조건을 만족시킨다는 보장을 할 수 없다. 따라서 목표지점에서의 속도 및 위치조건을 동시에 만족시키는 정밀도가 높은 유도를 행하

기 위해서는 연료를 부가적으로 더 소비하더라도 위치조건까지 만족시킬 필요가 있다. 이를 위하여 본 논문에서는 앞에서 구한 α_0, β_0 에 각각 보정량 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 를 부가하여 이를 최소화함으로써 위치조건도 만족시키는 방법을 생각한다. 즉, α 와 β 를 다음과 같이 정의한다.

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \alpha_0 + \Delta\alpha \\ \beta &= \beta_0 + \Delta\beta \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

단, $\Delta\alpha \ll 1, \Delta\beta \ll 1$

이제, 식 (7)을 식 (1)에 대입하고 $\Delta\alpha, \Delta\beta$ 의 2차 이상의 고차항을 생략하고 다시 쓰면 다음과 같다.

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_f &= \frac{V_{ex}}{\tau-t} \left\{ \sin\alpha_0 \cos\beta_0 + \Delta\alpha \cos\alpha_0 \cos\beta_0 \right. \\ &\quad \left. - \Delta\beta \sin\alpha_0 \sin\beta_0 \right\} - \bar{g}_{fx} \\ \dot{y}_f &= \frac{V_{ex}}{\tau-t} \left\{ \sin\beta_0 + \Delta\beta \cos\beta_0 \right\} - \bar{g}_{fy} \\ \dot{z}_f &= \frac{V_{ex}}{\tau-t} \left\{ \cos\alpha_0 \cos\beta_0 - \Delta\alpha \sin\alpha_0 \cos\beta_0 \right. \\ &\quad \left. - \Delta\beta \cos\alpha_0 \sin\beta_0 \right\} - \bar{g}_{fz} \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

단, $\sin\Delta\alpha \approx \Delta\alpha, \cos\Delta\alpha \approx 1, \sin\Delta\beta \approx \Delta\beta$

앞절에서와 같은 방법으로 목표지점에서의 속도 및 위치조건까지 고려한 운동방정식 (8)에 대하여 다음의 성능지표를 설정한다.

$$J = \int_0^{\tau'} (\Delta\alpha^2 + \Delta\beta^2) dt \quad (9)$$

같은 방법으로 식 (8), (9)에 대하여 다시 Pontryagin의 최대 원리를 적용하면 다음의 최적 위치제어량을 얻을 수 있다.

$$\left. \begin{aligned} \Delta\alpha^* &= (H_z - B \cdot H_y / A^*) W_F / W_E \\ \Delta\beta^* &= W_F \cdot A \cdot H_y / (W_F \cdot A^*) \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

여기서

$$W_E = -A_t \cdot V_{ex}^2 (Q_0 P_1 + Q_1 P_2) / (2 P_2)$$

$$W_F = \frac{V_{ex}}{2} \left\{ \frac{1}{\tau - T_e} + \frac{P_1}{P_2} (1 - \xi) L_t \right\}$$

$$A_t = A / (A^* \cdot B^*)$$

$$H_z = R_{fTz} - R_{fz} - V_{fz} \cdot T_e \cdot W_1 - W_3 / (A^* B^*)$$

$$H_y = R_{fTy} - R_{fy} - V_{fy} T_e \cdot W_2 + W_3 B / B^*$$

$$W_0 = \frac{1}{2} T_e^2$$

$$W_1 = W_0 \cdot \bar{g}_z$$

$$W_2 = W_0 \cdot \bar{g}_y$$

$$W_3 = \{ (T_e - \xi) L_t + T_e \} V_{ex}$$

$$\xi = \tau / (\tau - T_e)$$

$$\eta = T_e / \tau$$

$$L_t = \log \xi$$

$$P_1 = (2\xi - 2 - L_t) / \tau$$

$$P_2 = 2\xi - \frac{1}{2} (2 + L_t)^2$$

$$Q_1 = (3 - \eta) L_t - 3\eta$$

$$Q_2 = \{ (3\eta - 5) L_t + 5\eta + \frac{1}{2} (\eta - 1) L_t^2 \} \tau$$

$$A^* = (A^2 + 1)^{\frac{1}{2}}$$

$$B^* = (B^2 + 1)^{\frac{1}{2}}$$

$$A = \frac{|\bar{g}_{fx} T_e + \Delta V_{fx}|}{\bar{g}_{fx} T_e + \Delta V_{fx}}$$

$$B = \frac{\bar{g}_y T_e + \Delta V_{fy}}{\{ (\bar{g}_{fx} T_e + \Delta V_{fx})^2 + (\bar{g}_{fy} T_e + \Delta V_{fy})^2 \}^{\frac{1}{2}}}$$

$$T_e = T$$

따라서, 최종적으로 발사체에 전달되는 피치 및 요 방향의 최적 추력각은 식 (6) 및 식 (10)으로부터 다음과 같이 표시될 수 있다.

$$\left. \begin{aligned} \alpha_{pitch} &= \alpha_0 + \Delta\alpha^* \\ \beta_{yaw} &= \beta_0 + \Delta\beta^* \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

2.3.3 연료연소시간 T_0 의 결정

연료연소시간 T_0 는 현시점으로부터 추력중단(cutoff)까지의 시간으로 정의하고, 그 값은 현시점과 목표지점에서의 속도차에 중력손실을 보상한 값과, 추력에 의한 속도증분이 같아야 한다는 사실로부터 구할 수 있다. 즉, 추력에 의한 속도증분을 ΔVr 이라 하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \Delta Vr &= \int_0^{T_e} \frac{F}{m} dt = \int_0^{T_e} \frac{V_{ex}}{\tau-t} dt \\ &= V_{ex} \log \left(\frac{\tau}{\tau - T_e} \right) \end{aligned} \quad (12)$$

또한 목표속도에 도달하기 위하여 필요한 속도증분을 δVr 라 하면 이 값은 다음 식으로부터 구해진다.

$$\delta Vr = \{ \delta V_x^2 + \delta V_y^2 + \delta V_z^2 \}^{\frac{1}{2}} \quad (13)$$

단,

$$\delta V_x = \Delta V_{fx} - \bar{g}_{fx} \cdot T_e$$

$$\delta V_y = \Delta V_{fy} - \bar{g}_{fy} \cdot T_e$$

$$\delta V_z = \Delta V_{fz} - \bar{g}_{fz} \cdot T_e$$

따라서, 식 (12)와 식 (13)으로부터 T_0 를 구할 수 있게 되는데, 해석적으로 해를 구하는 것은 어려우므로 다음과 같은 근사해법을 이용한다.

$$T_0 = T_e + \delta T \quad (14)$$

여기서, T_0 '는 T 의 제 0차 근사치이며, δT 는 보정량이다. 이제 δT 의 고차항을 무시하면 식 (12)는 다음 식과 같이 근사화된다.

$$\Delta Vr = C_1 + C_2 \delta T \quad (15)$$

여기서,

$$C_1 = -V_{ex} \log \left(1 + \frac{T_e}{\tau} \right)$$

$$C_2 = V_{ex} / (\tau - T_e)$$

따라서 식 (13)과 (15)가 서로 같아야 되므로 이 두식으로부터 δT 를 구하면 다음과 같다.

$$\delta T = \{ -D_2 + \sqrt{D_2^2 - D_1 D_3} \} / D_1 \quad (16)$$

단,

$$D_1 = C_2^2 - g^2$$

$$D_2 = C_1 C_2 - \bar{g}_{fx} (\bar{g}_{fx} T_e' + \Delta V_{fx}) - \bar{g}_{fy} (\bar{g}_{fy} T_e' + \Delta V_{fy}) - \bar{g}_{fz} (\bar{g}_{fz} T_e' + \Delta V_{fz})$$

$$D_3 = C_1^2 \cdot (\Delta V_{fx} T_e')^2 - (\Delta V_{fy} T_e')^2 - (\Delta V_{fz} T_e')^2$$

2.3.4 유도지령각의 동체좌표계로의 변환

앞절에서 구한 최적 유도지령각은 모두 유도좌표계에서 구해진 것이므로 이 유도지령각을 발사체에 구현시키기 위해서는 동체좌표계에서의 값으로 변환해 주어야 한다. 그런데 α, β 는 모두 스칼라량이므로 다음과 같이 유도좌표계에서의 단위 유도벡터 성분으로 표시할 수 있다.

$$\begin{pmatrix} R_C \\ P_C \\ Y_C \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \beta \cdot \sin \alpha \\ \sin \beta \\ \cos \beta \cdot \cos \alpha \end{pmatrix}$$

이것을 동체좌표계에서의 성분으로 표시하면 다음과 같다.

$$\begin{pmatrix} R_B \\ P_B \\ Y_B \end{pmatrix} = T_{BG} \begin{pmatrix} R_G \\ P_G \\ Y_G \end{pmatrix}$$

여기서, T_{BG} 는 G-계에서 B-계의 좌표변환행렬이다.

3. 시뮬레이션 및 결과 분석

3.1 시뮬레이션 환경

직접식 유도방식은 액체연료를 사용하는 로켓에 적용될 수 있으므로, 본 논문에서는 시뮬레이션 대상 모델로 일본의 실용위성용 발사체인 N-1로켓을 선택하여, 액체연료를 사용하게 되는 2단 동력비행구간에 대하여 유도알고리즘을 적용하였다. 유도계산을 위한 초기 및 목표지점의 고도, 속도 등의 요구조건은, 1988년 서울대학교에서 개발한 6자유도 강체운동 발사체의 궤적해석용 프로그램(SNU6D)[2, 4]을 이용하여, 프로그램 유도 방식으로 구하였다.

표 1에 나타낸 이벤트 순서(event sequence)에 따라 발사체를 비행시킨다. 이때 1단 연소 구간 동안에는 프로그램 유도 방식을 사용하고, 2단 연소 구간(228.013 - 461.970 sec) 동안에 본 논문에서 다루는 페루프 직접식 관성유도 알고리즘을 적용하였다. 2단 점화시의 고도 및 속도는 각각 150 km와 4.4 km/sec정도이며, 방위각은 약 86 deg 정도이다. 위도 및 경도는 각각 30.4 deg, 133.5 deg 정도이다. 목표지점에서 요구되는 조건은 고도가 약 400 km, 속도는 6.8 km/sec, 방위각(σ_g)은 약 92.2 deg이며 위도 및 경도도 각각 30.4 deg와 144.5 deg 정도이다.

유도 알고리즘의 성능을 평가하기 위하여, 우선 적분간격과 유도지령 계산간격에 따른 목표지점에서의 유도오차를 분석하여 최적의 값을 구해낸 후, 이 값을 사용하여 미지의 외란 등의 영향으로 항체가 1단 연소 구간중 기준궤도로부터 벗어나, 페루프 유도법이 적용되는 2단 연소 구간의 초기 유도오차로 작용하게 되는 경우에 대해서 유도오차를 고찰해 본다. 또한 2장에서 언급한 바와 같이, 목표지점에 대한 속도조건만 만족시키는 조건과 위치조건 까지도 만족시키는 조건에 대해 유도오차를 분석해 봄으로써 유도 알고리즘의 성능을 평가한다.

표 1. 이벤트 순서
Table 1. Event sequence

시간(sec)	EVENTS
0.00	제1단 주 엔진, SOB, 버어니어 엔진 점화
7.33	피치프로그램(No.1) 개시
38.19	SOB 연소종료
40.00	피치프로그램(No.1) 종료
40.33	피치프로그램(No.2) 개시
60.00	피치프로그램(No.2) 종료
60.33	피치프로그램(No.3) 개시
80.00	SOB 분리
85.00	피치프로그램(No.3) 종료
85.33	피치프로그램(No.4) 개시
208.00	피치프로그램(No.4) 종료
218.513	제1단 주 엔진 연소종료(MECO)
219.513	제1단 주 엔진 잔류추력 연소종료
224.513	버어니어엔진 연소종료(VECO)
226.013	제1단 분리
228.013	제2단 주 엔진 점화(물-가스제트 가제어상태)
242.513	제2단 유도프로그램 개시(직접식 관성유도)
461.970	페어링덮개(fairing cover) 제거 제2단 주 엔진 연소종료(SECO)

3.2 유도알고리즘 성능평가 결과

본 논문에서 다룬 유도 알고리즘의 평가는 첫째, 목표지점에서의 위치 및 속도에 관한 유도오차를 고찰해 봄으로써 유도의 성능을 평가하고 둘째, 유도지령각 계산시간 간격(Δt_g)이 유도오차에 미치는 영향을 살펴보고, 마지막으로 미지의 외란 등의 영향으로 항체가 1단 연소 구간중 기준궤도로부터 벗어나게 되어, 기준값과 다른 고도 및 속도값이, 페루프 유도법이 적용되는 2단 연소 구간의 초기 유도오차로 작용하게 되는 경우에 대하여, 최대 $\pm 10\%$ 의 초기오차를 허용하여 유도 기능이 잘 동작하는지를 고찰해 본다. 먼저, 발사체의 운동방정식을 푸는 적분간격을 10 msec로부터 50 msec까지 변화시키며 시뮬레이션을 수행해 본 결과, 계산 속도와 계산의 정밀도를 고려하여 25 msec로 설정하였다. 그림 3과 그림 4는 유도지령 계산간격을 적분간격의 10배인 0.25 sec로 설정하고, 유도지령 계산시에 속도조건만 부과한 경우(velocity only)와, 목표지점에서의 속도조건에 위치조건까지 부과한 경우(velocity & altitude)의 목표지점에서의 고도 및 속도오차를 서로 비교해 둔 것이다. 그림 3(b)는 그림 3(a)의 일부분을 확대한 것이다. 그림 3(a), (b) 및 그림 4에서 알 수 있듯이 속도조건만을 부과한 경우, 목표지점의 조건인 고도 약 400 km, 속도 약 6.8 km/sec에 대하여 고도오차는 약 10.6 km, 속도오차는 약 23 m/sec였으며, 위치조건까지 고려한 경우의 고도오차는 약 9.8 km, 속도오차는 약 24.7 m/sec였다. 속도조건만을 고려한 경우에 비해 속도오차는 약간 증가하고 고도오차는 감소했는데, 이것은 목표속도 최적화에 사용되는 연료 일부를 고도조건을 만족시키기 위해 사용한 때문이다. 그림 5와 그림 6은 속도조건만 고려한 경우와 위치조건까지 고려한 경우에 대하여 피치 및 요 방향의 자세 추이를 도시한 것이다. 그림에서 알 수 있듯이 2단 엔진의 연소종료시간 부근을 제외하면 급격한 자세변동은 없는 것을 알 수 있다. 그림 7(a), (b)는 각각 위도 및 경도를 두 조건에 대해 비교한 것이다. 목표지점에서의 위도오차는 약 0.0067 deg로 지표면 거리로는 약 743 m 정도의 위치오차가 발생하였으며, 경도오차는 약 0.0047로 지표면 거리로는 약 525 m 정도의 위치오차가 발생하였다. 이러한 위치 및 속도오차는 2단 연소중 또는 연소종료후의 관성비행중 전파유도 방식 등에 의해 충분히 보상될 수 있는 범위의 오차이다. 그림 8은 피치 및 요의 자세각 오차의 시간에 따른 추이를 도시한 것이다. 그림에서 보듯이 228 sec부근의 2단점화시에 일어난 자세 변화는 엔진 점화에 따르는 충격과, 페루프 유도의 초기 스위칭에 의한 영향으로 판단되며, 2단 연소종료 시간인 461 sec부근에서의 자세 변화가 다른 구간에 비해 다소 크게 나타났는데, 이러한 큰 폭의 자세 변화는 제어 특성에 악영향을 미칠 수 있으므로 종단 유도(terminal guidance)의 개념을 도입하여 자세 변화를 늦출 필요가 있다.

다음은 유도지령의 계산시간 간격(Δt_g)에 따른 목표지점에서의 고도, 속도 및 자세오차를 살펴보았다. 속도 및 위치조건까지 고려한 경우에 대하여 Δt_g 를 0.125 sec부터 7.5 sec에 이르기까지 6가지 경우에 대해 시뮬레이션을 수행하여 그 결과를 표 2에 나타내었다. 표에서 보듯이 적분간격의 50배인 1.25 sec 정도까지는 고도, 속도 및 자세오차도 비교적 작은 값이며, 다른 경우는 오차가 다소 큰 값이므로 Δt_g 는 1.25 sec 이하의 값으로 적당히 선택하면 되고, 유도정밀도를 고려하여 본 논문에서는 0.25 sec로 선택하였다.

마지막으로 프로그램 유도에 의한 대기권 비행중의 여러 불확실한 외란에 의해 페루프 유도가 시작되는 시점에 고도 및 속도에 $\pm 3\%$, $\pm 5\%$, $\pm 10\%$ 까지 초기 오차를 허용했을 때의 유도 결과를 표 3에 나타내었다. 이 경우 공허 속도 및 위치조건까지 고려되었으며 Δt_g 는 0.25 sec로 설정하여 시뮬레이션

을 수행한 결과이다. 모든 경우 근소한 차이가 있지만 유도 초기치에 오차가 없는 경우의 오차 범위내에 속하므로 본 유도 알고리즘이 견실하게 동작하고 있음을 알 수 있다.

표 2. Δt_c 에 따른 유도오차
Table 2. Guidance error vs. Δt_c

Δt_c (sec)	0.125	0.25	1.25	3.75	6.25	7.5
ΔV (m/sec)	31.873	24.715	6.917	82.741	114.086	88.817
Δh (m)	9786.0	9815.2	11010.5	11409.7	14737.1	13409.8
$\Delta \Theta$ (deg)	5.249	0.081	0.248	-0.019	-0.1E-4	-0.001
$\Delta \Psi$ (deg)	-17.633	-10.650	-10.228	-0.7E-3	0.2E-6	0.57E-4

표 3. 초기유도오차에 따른 유도오차
Table 3. Guidance error vs. initial guidance error

항목	초기유도오차($t = 228.013$ sec)						
	기준	-10%	-5%	-3%	+3%	+5%	+10%
목표 고도 (km)	398.8	-	-	-	-	-	-
고도 오차 (km)	-	-9.81516	-9.81514	-9.81508	9.81527	9.81531	9.81544
목표 속도 (m/s)	6774.4	-	-	-	-	-	-
속도 오차 (m/s)	-	-24.715	-24.715	-24.714	24.716	24.716	24.717
고지 자세 오차 (deg)	-	0.0811	0.0809	0.0804	0.0816	0.0818	0.0822
요 자세 오차 (deg)	-	-10.652	-10.651	-10.651	-10.650	-10.649	-10.648

4. 결론

본 논문에서는 Pontryagin의 최대원리를 적용한, 최소연료 소모 조건을 만족하는 최적 유도지령각을 계산하는 페루프 직접 접근 관성유도 알고리즘을 구현하고, 실시간 처리를 위하여 유도 알고리즘을 단순화시킨 후, 본 유도 알고리즘을 N-1발사체의 액체연료를 사용하는 2단 대기권 밖 비행구간에 적용하여 유도 알고리즘의 성능을 분석하였다. 유도 알고리즘을 평가하기 위하여 적분간격, 유도지령 계산간격의 변화에 따른 고도, 속도 및 자세오차를 고찰해 본 결과, 발생 오차는 2단 유도체의 견지에서 보면 무시할만한 범위내이며, 실시간 처리가 가능한 범위내에서 충분한 계산 정밀도 갖고 있다. 또한 불확실한 외란 등의 영향을 고려한 유도 초기지점에서의 고도 및 속도에 최대 $\pm 10\%$ 의 오차가 발생하더라도 초기오차가 없는 경우와 거의 같은 정도의 성공적인 유도 기능을 발휘하였다. 또한 최종 목표지점에서의 요구속도에만 조건을 부과한 경우와 위치 요구조건까지도 고려한 경우에 대해서도 시뮬레이션을 수행하여, 위치 요구조건에 추가로 고도오차가 개선됨을 확인하였다. 결과그림에서 보듯이 2단 연소 종료시간 부근에서 다소 급격한 자세 변화가 발생하였는데, 이것은 비행중 가스켓 등을 이용한 자세 교정이 가능하고, 또한 종단점 부근에서 종단유도 개념을 도입하면 개선되리라 생각된다. 향후 이와 관련한 연구로는 앞에서 언급한 종단유도 알고리즘 개발과 로케트의 잔류추력이 유도오차에 미치는 영향에 대한 평가도 이루어져야 하며, 완전한 관성유도시스템을 구성하기 위하여 스트랩다운(strapdown) 관성항법장치와의 결합 시뮬레이션에 대한 연구도 필요할 것으로 생각된다.

● 본 연구는 과거처 특정과제 연구비 지원에 의해 이루어졌음

참고문헌

- [1] 노오현 외, 위성발사체 시뮬레이션 연구 I, 최종연구보고서, 과학기술처, 1991년 7월.
- [2] 이장규 외, 위성발사체 유도제어시스템에 대한 연구, 최종연구보고서, 과학기술처, 1988년 7월.
- [3] 大坪孔治, 三次元準最適直接式誘導法, 日本航空宇宙技術研究所報告, TR-258, 1972년 1월.
- [4] 小口美津夫, 大坪孔治, 新田慶治, 森英彦, 實系のシミュレーションを考慮した剛體ロケットの高精度, 多目的軌道解析プログラム-RMAP-, 日本航空宇宙技術研究所報告, TM-310, Sep. 1976.
- [5] 大坪孔治, 小口美津夫, 新田慶治, 森英彦, 스트랩다운方式を用いた慣性誘導システム - 搭載ソフトウェアシステムとその評価 -, 日本航空宇宙技術研究所報告, TR-775, 1983년 8월.
- [6] D. C. Chandler, I. E. Smith, "Development of the iterative Guidance Mode with Its Application to Various Vehicles And Missions", *J. Spacecraft*, Vol. 4, No. 7, July, 1967, pp. 898-903.
- [7] D. T. Martin, R. F. Sievers, R. M. O'Brien and A. F. Rice, "Saturn V Guidance, Navigation, and Targeting", *J. Spacecraft*, Vol. 4, No. 7, July, 1967, pp. 891-897.
- [8] A. E. Bryson, Y. C. Ho, *Applied Optimal Control*, Hemisphere Publishing Co., 1975.

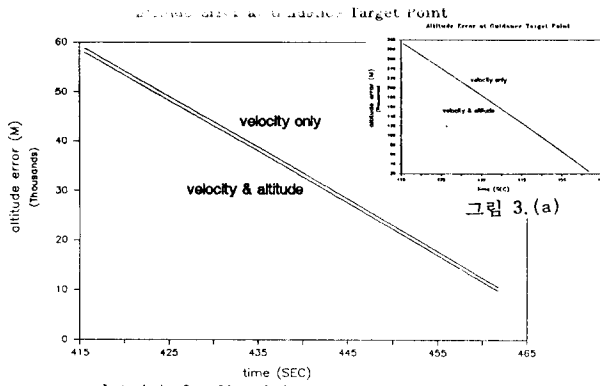


그림 3. (b) 유도목표지점에서의 고도오차 비교(확대)
Velocity Error at Guidance Target Point

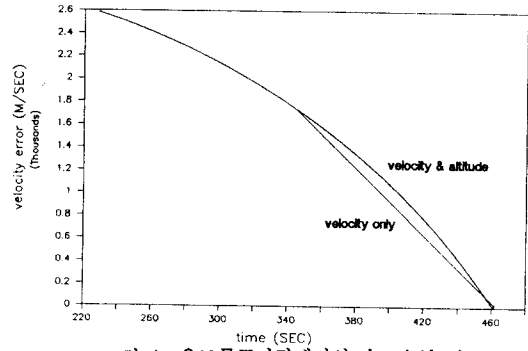


그림 4. 유도목표지점에서의 속도오차 비교
Attitude Angle Comparison
pitch

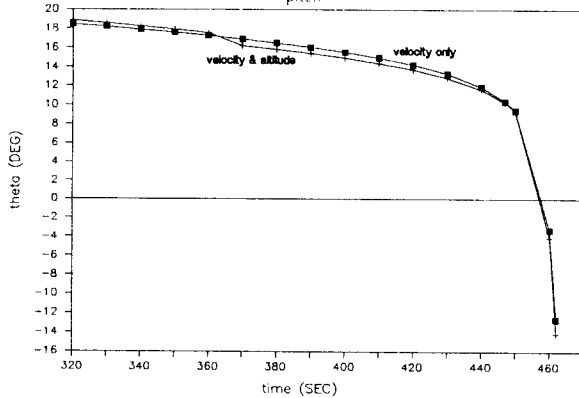


그림 5. 자세각 추이 비교(피치) (320 - 461.97 sec)
Attitude Angle Comparison
yaw

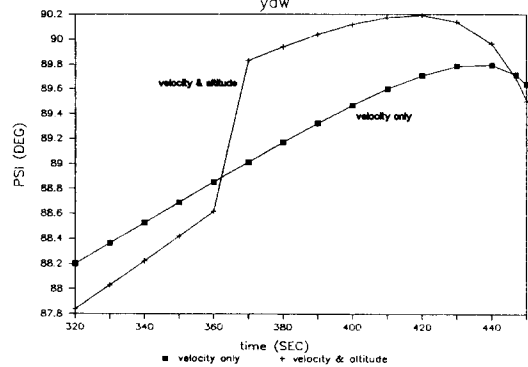


그림 6. 자세각 추이 비교(요) (320 - 461.97 sec)

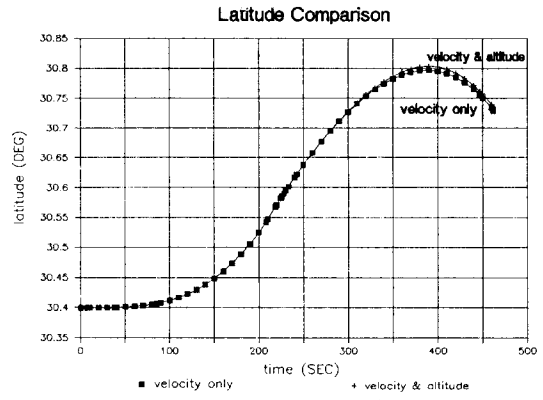


그림 7. (a) 위도 추이 비교

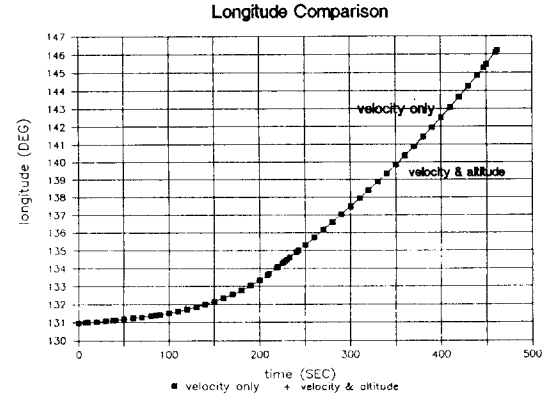


그림 7. (b) 경도 추이 비교

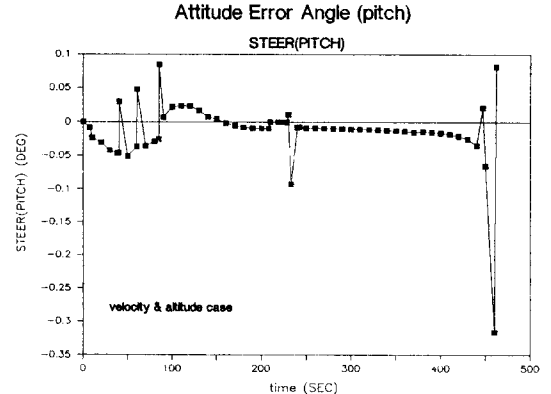


그림 8. (a) 피치 자세각 오차의 추이(velocity & altitude)
Attitude Error Angle (yaw)

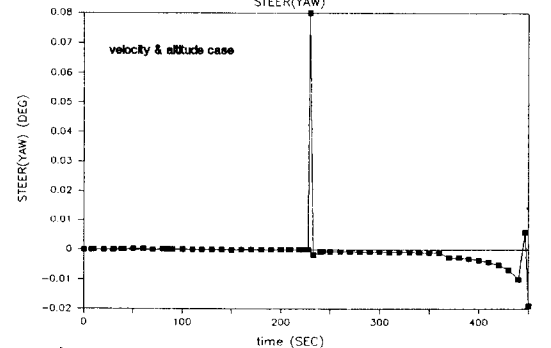


그림 8. (b) 요 자세각 오차의 추이(velocity & altitude)