

재진입비행체의 궤적제어

박수홍*(동서대 메카트로닉스공학과), 이대우(부산대 항공우주공학과)

Trajectory Control for Re-entry Vehicle

S. H. Park (Mechatronics. Eng. Dept., Dongseo University) , D. W. Lee(Aeronautics. Eng. Dept., PNU)

ABSTRACT

The re-entry guidance design involves trajectory optimization, generation of a reference drag acceleration profile with the satisfaction of trajectory constraints. This reference drag acceleration profile can be considered as the reference trajectory. This paper proposes the atmospheric re-entry system which is composed of longitudinal, later and range control. This paper shows the a performance of a re-entry guidance and control system using feedback linearization control and predictive control.

Key Words : Atmospheric re-entry(대기 재진입), Range control(거리제어), Drag acceleration(항력가속도), Reference trajectory(기준궤적), Constraint condition(구속조건), Cost function(가격함수)

1. 서론

구미선진국에서는 경제적인 이유로 인하여 이미 스페이스셔틀등으로 지구재진입 비행체를 운용하고 있으나, 국내에서는 아직 인공위성의 초기운용단계에 있으며, 지구재진입 비행체의 궤적해석및 제어에 연구가 미미한 실정이다.[3][4] 비행체의 대기 재진입제어는 Reentry Phase, Terminal Area Energy Management (TAEM) Phase, Approach/Landing (A/L) Phase의 3단계로 나뉘어진다. 대기권 재진입 페이즈(Re-entry Phase)의 유도제어란 여러 가지의 구속조건들을 만족시켜 안전한 비행을 보장할 수 있는 기준궤적을 따라 비행하는 것으로 설명되어질 수 있다. Reentry Phase에서는 대기밀도가 크게 변하고 긴 항속거리로 있어 극초음속으로 부터의 큰 감속이 요구되므로 어디에서 얼마만큼의 감속이 필요한지가 문제가 된다. TAEM Phase에서는 비행경로 변화에 의해 상태량을 A/L Phase에서 필요한 정도로 되게 해야 한다. A/L Phase는 착륙을 위하여 매우 높은 정밀도가 요구된다. 본 논문에서는 속도와 항력가속도, 속도와 고도의 관계를 통하여 대기권 재진입의 기준궤도 해석을 다루고, 최적궤적의 급한 변화에 기인한 물리적 문제

점을 해결하기 위한 조정 파라미터를 어떻게 설정하여 기준궤도를 설계하는가를 보여주며, 재진입 비행체의 대기권 재진입을 위한 기준궤적 설계 및 기준궤적에 따른 종방향과 횡방향의 유도제어기와 항속거리 제어를 수행한다.

2. 비행체의 운동방정식[3]

우주비행체의 운동방정식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \dot{R} &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= -D - \frac{\mu \sin \gamma}{R^2} \\ V \dot{\gamma} &= Du + (V^2 - \frac{\mu}{R}) \frac{\cos \gamma}{R} + 2\Omega_E V \cos \phi \sin \psi \\ \dot{\phi} &= \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{R} \\ \dot{\theta} &= \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{R \cos \phi} \\ \dot{\psi} &= \frac{L \sin \sigma}{V \cos \gamma} + \frac{V \cos \gamma \sin \psi \tan \phi}{R} \\ &\quad - 2\Omega_E (\tan \gamma \cos \psi \cos \phi - \sin \phi) \end{aligned} \tag{1}$$

$$u = \frac{C_L}{C_D} \cos \sigma \tag{2}$$

$$D = \frac{\rho S_{ref} V^2 C_D}{2m}, \quad L = \frac{\rho S_{ref} V^2 C_L}{2m} \tag{3}$$

여기서 R은 지구중심으로부터 비행체까지의 거리,

V 는 비행체의 지구상대속도, γ 는 경로각, D 는 항력가속도, μ 는 중력상수, u 는 제어변수로 뱅크각의 함수이며 Ω_E 는 지구자전각속도, ϕ 는 위도, ϕ 는 방위각, θ 는 경도, σ 는 뱅크각이다. 제어변수는 식 (2)로 항력가속도와 양력가속도는 식 (3)으로 정의되며 C_L 은 양력계수, C_D 는 항력계수, ρ 는 대기밀도, S_{ref} 는 날개면적, m 은 질량이다. $2\Omega_E V$ 는 코리올리 효과에 의한 항이다.

3. 재진입 궤도제어[4]

3.1 최적궤도 생성을 위한 구속조건

제어를 수행하기 위한 최적궤도의 구속조건은 다음의 조건들을 고려한다.

- 1) 가열율 구속 (Heating rate constant)
- 2) 하중 구속 (Load factor constraint)
- 3) 균형활공 구속 (Equilibrium glide constraint)
- 4) 동압 구속 (Dynamic pressure constraint)
- 5) 비행거리 오차 구속 (Range error constraint)
- 6) 초기조건에 의한 비행가능 구속 (Initial condition constraint)

3.2 최적궤도 생성

최적항력가속도를 구하기 위한 속도 정의에 있어서, 대기권 재진입 우주비행체의 지구상대속도인 V 는 재진입 직후의 항력가속도는 0에서부터 증가하기 때문에 속도를 같은 간격으로 분할하지 않고 식 (4)와 같이 $i=1$ 인 고속영역에서 세밀하게 분할하도록 정의한다. 이후부터는 상대속도를 속도라 칭한다.

$$V_i = V_1 - (V_1 - V_n) \left(\frac{i-1}{n-1} \right)^2 \quad (4)$$

$i=1, 2, \dots, n$, n 은 V_i 의 개수

재진입 궤적은 항상 항력가속도의 크기를 한정하는 구속조건들에 의해 제한 받게 되는데 이들 구속조건들에 의해 비행허용 구역인 재진입 구역(re-entry corridor)이 결정되게 된다. 그러므로 n 개의 항력가속도는 각 i 에서의 최소경계값 D_{lb} 와 최대경계값 D_{ub} 으로 정의되는 조건 (5)를 만족하며, 변환식 (6)으로 정의될 수 있다. 식 (6)에서 초기값 D_1 과 최종값 D_n 은 항력가속도 정의로부터 구하므로 항상 고정된 값을 취하게 되며, 최적화를 실행하는 영역은 V_2 에서 V_{n-1} 까지 해당된다.

$$D_{lb}(V_i) \leq D_i \leq D_{ub}(V_i), \quad i=1, 2, \dots, 21 \quad (5)$$

$$D_i = D_{lb}(V_i) + [D_{ub}(V_i) - D_{lb}(V_i)] \times 0.5 \quad (6)$$

$i=2, \dots, 20$

최적화는 알려진 SQP(Sequential Quadratic Programming)를 이용하여 구한다. SQP는 Fletcher의 논문[2]에서 설명되었듯이 대표적인 비선형 프로그래밍 방법으로 각 반복계산에 있어 대략적 값 (approximation)은 Quasi-Newton updating 방법을 사용하는 Lagrangian 함수의 Hessian에 의해 계산된다. 일반적으로 이 방법을 구속 비선형 최적화(Constrained Nonlinear Optimization)라고도 한다.

SQP적용은 설명된 1), 2), 3), 4), 6)의 5가지 구속 조건의 경계치 안에서 구속조건 5)인 비행거리 오차 (ds)를 아주 작은 값 ξ 이하로 될 때까지 총가열량을 최소화하는 반복계산 문제로 귀결된다.

$$\min J = \min \int_{t_0}^{t_f} \sqrt{\rho} V^3 dt \quad (7)$$

$$\text{subject to } ds \leq \xi (\approx 0)$$

대기권 재진입 우주비행체의 지구중심으로부터의 거리와 속도에 대한 운동방정식은 식 (8)로 표현되며, 식 (9)는 항력가속도의 정의이다.

$$\begin{aligned} \dot{R} &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= -D - \frac{\mu \sin \gamma}{R^2} = -D - g \frac{R}{V} \end{aligned} \quad (8)$$

$$D = \frac{\rho S_{ref} V^2 C_D}{2m} \quad (9)$$

항력가속도가 속도의 함수이므로 가격함수도 시간에 대한 적분으로부터 속도에 대한 적분으로 바꾸어 표현할 수 있다. 식 (8), (9)를 이용해 가격함수를 속도적분으로 표현하면 식 (10)과 같다.

$$J = \int_{V_0}^{V_f} \frac{\sqrt{\rho} V^3}{-D - g \frac{R}{V}} dV \quad (10)$$

이 식을 \dot{R} 에 대해 정리하면 식 (11)로 표현된다. 그러므로 \dot{R} 은 속도 V 의 함수이다.[1]

$$\dot{R} = \frac{-h_i \left(2 \frac{D}{V} + \frac{D}{C_D} \frac{dC_D}{dV} - \frac{dD}{dV} \right)}{\left[1 + g \frac{h_i}{V} \left(\frac{2}{V} + \frac{1}{C_D} \frac{dC_D}{dV} - \frac{1}{D} \frac{dD}{dV} \right) \right]} \quad (11)$$

일반적으로 120km부터 대기권이라고 하지만 높은 고도에서는 대기의 밀도가 극히 희박하므로 속도가 단조감소하지 않으므로 비행제어가 가능한 대기 밀도인 85.6km부터 27.5km까지 기준궤적을 설계하게 된다.

3.3 궤도 제어

3.3.1 피드백 선형화법

피드백 선형화법은 비선형인 시스템에 있어서 비선형 성질을 없앤 선형시스템의 응답과 같게 되도록 피드백 게인을 구하는 방법이다. 고유진동수

와 감쇠율이 각각 ω_n , ζ 인 입력이 없는 선형2차 시스템이라고 하자.

$$\Delta\ddot{D} + 2\zeta\omega_n\Delta\dot{D} + \omega_n^2\Delta D = 0 \quad (12)$$

그러므로 제어변수 u 는 식 (12)의 응답을 만족하기 위해서는 식 (13)로 표현된다.

$$u_f = -\frac{1}{Q_D}(P_D - \dot{D}_{ref} + 2\zeta\omega_n\Delta\dot{D} + \omega_n^2\Delta D) \quad (13)$$

여기서 u_f 는 피드백 선형화법을 통해 생성된 제어 변수이다. 비행의 물리적 성질을 고려해서 이 제어 변수 u_f 가 뱅크각과 뱅크각 변화율에 한계를 걸어 준다.

3.3.2. 예측 제어법

예측 제어법은 조금 앞에 예측한 오차가 없어 지도록 현재의 피드백 양을 구하는 방법이다. 먼저 오차의 미분과 비례적분의 합은

$$z(t) = \Delta\dot{D} + 2\zeta\omega_n\Delta D + \omega_n^2 \int_0^t \Delta D dt \quad (14)$$

여기서 z 는 오차지표이며 이것의 일차미분은

$$\begin{aligned} \dot{z}(t) &= \Delta\ddot{D} + 2\zeta\omega_n\Delta\dot{D} + \omega_n^2\Delta D \\ &= P_D - \dot{D}_{ref} + 2\zeta\omega_n\Delta\dot{D} + \omega_n^2\Delta D + Q_D u \end{aligned} \quad (15)$$

$$u(t) = -\frac{1}{TQ_D} [z(t) + T(P_D - \dot{D}_{ref} + 2\zeta\omega_n\Delta\dot{D} + \omega_n^2\Delta D)] \quad (16)$$

3.3.3. 횡방향 궤적제어

궤적제어를 통해 기준항력 가속도를 추종하여도 궤적면과 수직인 횡방향의 오차, 즉 방위각 오차는 존재하게 된다. 다시 말해, 뱅크각의 변화에 기인해 톨과 요에 의한 운동이 발생하여 착륙하고자 하는 활주로에서 한쪽으로는 편향이 커지게 되어 엔진을 사용하지 않는 재진입 비행체는 활주위에 착륙할 수 없게 될 수 있다. 그러므로 궤적의 횡방향 제어를 고려해 주어야 한다. 수직면 운동속도는 궤적면과 비교해 매우 느리므로 따로 분리해서 고려할 수 있다. 횡방향 제어는 목표 활주로의 방향과 방위각의 차를 방위각 오차로 두고 이것이 어떤 값 이상으로 초과했을 경우 뱅크각을 되돌려 역전(reversal)을 행한다. 결국, 수학적으로 뱅크각의 부호를 바꾸는 과정이다.

대기권 재진입 궤적제어 시스템은 기준항력 가속도로의 추종을 목표로 하고 있다. 그러므로 종방향 제어시스템에서의 C_L , C_D 와 같은 공력계수나 대기온도, 대기밀도 등의 추정오차와 횡방향 제어 시스템에서의 뱅크역전에 의해 기준 항력가속도로부터의 추종오차는 발생하여도 곧 없어지게 된다. 하지만 그 추종오차로 인해 항속거리가 초기에 설계된 항속거리를 만족하지 않게 된다. 그러므로 항속거리 제어의 필요성은 제시된다. 항속거리 제어에

관한 기존 논문은 현재의 위치로부터 재진입을 구간별로 나누어 해석적 방정식에 의해 항속거리를 미리 예측하는 방법도 있으나 그 수식이 다소 복잡하고, 기준궤적을 페이즈별로 해석하므로 각 페이즈의 연결지점의 급격한 기울기는 물리적 현실성에 거리감이 있다. 본 논문에서는 설계된 항속거리를 만족하기 위해서 기준 항력가속도를 따라 정확히 비행한 경우의 비행 예측거리를 간단한 Runge-Kutta 4차 수치적분 알고리즘을 통해 직접 구하고 실제의 잔여 항속거리와 비교해 오차가 작아지도록 알고리즘을 구성하였다. 그리고 이를 위해 직접 기준 항력가속도에 허용할 만한 한계내의 수정을 가함으로 항속거리 제어를 수행한다.

4. 시뮬레이션

Table 1은 시뮬레이션에 사용된 초기조건과 최종조건을 나타내고 있다.

표 1. 대기 재진입의 초기와 최종조건
Table 1. Initial and final condition for atmosphere re-entry control

항목	초기 조건	최종 조건
고도	85.6 km	27.5 ± 4 km
속도	7400 m/s	760 m/s
경로각	-0.999°	-8.8 ± 3°
뱅크각	0°	-
위도	26°	2°
경도	139.68°	205°
방위각	105.286°	-

Fig. 1, 2는 $\epsilon=0.01$ 일 때의 거리에 따른 기준항력가속도, 고도, 비에너지를 나타내며 Table 2은 이 때의 가격함수를 나타낸다.

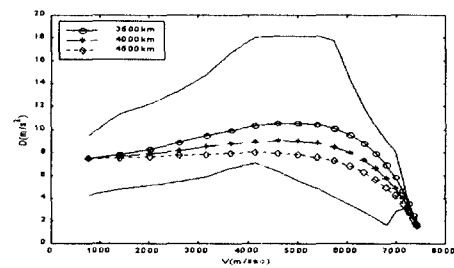


Fig. 1 Reference drag acceleration along flight range ($\epsilon = 0.01$)

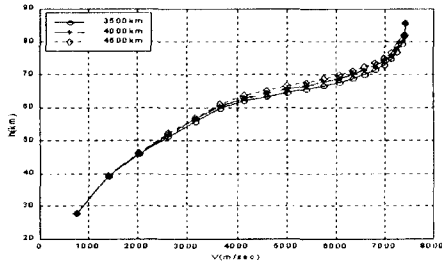


Fig. 2 height variation along flight ranges ($\epsilon = 0.01$)

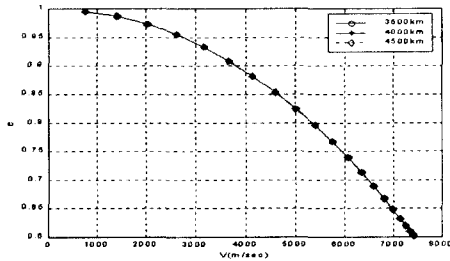


Fig. 3 Energy along velocity ($\epsilon = 0.01$)

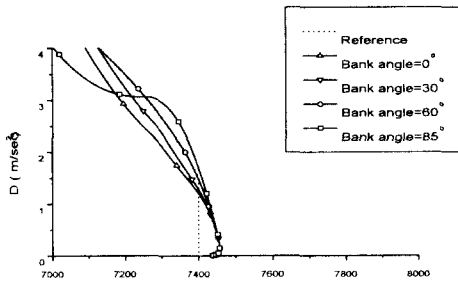


그림 4. 7440m/s~7400m/s에서 고정된 뱅크각에 따른 항력가속도

Fig. 4. Drag acceleration histories along the fixed bank angles in 7440m/s~7400m/s

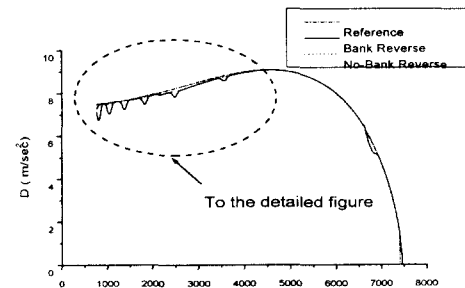


그림 5. 속도 변화에 따른 항력가속도

Fig. 5. Drag acceleration histories with respect to velocity

Table 2. Cost function according to flight range ($\epsilon = 0.01$)

비행거리 (km)	J
3,500	0.26106
4,000	0.24734
4,500	0.24582

대기권 진입 직후로부터 고도 약 85 km까지의 결과로 대기밀도 약해 일정한 뱅크각으로 진입하는데 Fig. 4는 뱅크각에 따른 결과이다. Fig. 5는 뱅크역전을 한 경우와 하지 않은 경우에 있어서 항력 가속도의 추종성능을 보여준다. 뱅크역전을 행할 경우 뱅크각이 0° 되는 곳이 생겨 여기서 양력의 일시적 증가로 인해 고도가 높아져 항력가속도가 순간적으로 감소하는 현상을 보인다.

5. 결론

우주비행체의 재진입 유도에 있어 항력가속도에 대한 기준계적 설계는 재진입 직후의 극초음속으로부터의 감속을 위해 필수적이다.

기존의 5개의 비행구속 조건들과 여기에 초기조건에 의한 구속을 포함해 기준 항속거리를 만족하는 기준계적을 계산하였다. 그리고 피드백 선형화 법과 예측제어법을 사용해 기준계적으로 추종을 목표로 하는 종방향 궤적제어와 목표 활주로로 향하기 위한 횡방향 궤적제어를 수행하였다.

참고문헌

1. Harpold, J. C., and Gavert, D. E., "Shuttle Entry Guidance," Journal of Astronautical Sciences, Vol. 37, No. 3, pp. 239-268, 1979
2. R. Fletcher, "Practical Methods of Optimization," Vol. 1, Unconstrained Optimization, and Vol. 2, Constrained Optimization, John Wiley and Sons., 1980
3. S.H.Park, "Atmospheric Re-entry Guidance and Control of Space Launch Vehicle," Journal of The Korea Society of Marine Engineers, Vol. 24, No. 1, pp. 10-17, 2000
4. D.W.Lee, "Generation of the Reference Trajectory using the regularization for Atmospheric Re-entry Vehicle," Vol. 17, No. 6, 2000