

추정을 이용한 재진입 궤적의 정상상태 오차감소

박수홍*(동서대 메카트로닉스공학과), 이대우**(부산대 기계기술연구소)

Reduction of Steady-State Error Using Estimation for Re-Entry Trajectory

Soo_Hong Park*, Dae-Woo Lee**

ABSTRACT

In the re-entry control system, errors apt to induce because the time derivative of drag acceleration is analytically estimated. Still more, the difficulty of estimation of the exact drag coefficient in hypersonic velocity and the non-reality of the scale height cause a steady-state drag error. This paper proposes the additional method of the disturbance observer. This reduces the steady-state drag error according to the following series. First, this method estimates a error in drag acceleration time derivative by the analytic calculation, and then creates the new drag acceleration time derivative using the estimated error. The performance of the re-entry control system is verified about 32 reference trajectories.

Key Words : Re-Entry(재진입), Estimation(추정), Disturbance Observer(외란관측기)

1. 서 론

대기권 재진입 유도제어란 안전한 대기권 재진입을 위해 구속조건들 즉, 가열율, 하중, 균형활공, 동압, 초기조건, 비행거리 등을 만족하면서 가격함수를 최소화하는 기준궤도를 따라 비행하는 것을 의미한다. 우주왕복선[1]의 경우, 기준궤도는 항력가속도와 고도의 변화율, 그리고 궤도면내의 양항비를 기준량으로 사용하며, 유도 계산을 행할 때에 항력가속도의 1차 및 2차 미분을 필요로 한다. 본 논문에서는 항력가속도를 기준량으로 사용한다. 재진입 유도제어[2,3]는 궤도면의 횡방향, 종방향, 그리고 항속거리 제어로 나뉘어진다. 이 세 가지 제어를 수행함에 있어 서로에게 오차를 유발하게 된다.

본 논문에서는 대기권 재진입 방법에 대해서 언급하고, 1차 미분오차에 의해 야기되는 정상상태 오차를 감소하는 방법을 소개하고자 한다.

2. 대기권 재진입 방법

전통적으로 재진입 방법은 거동 모양에 따라 탄성 재진입(ballistic re-entry), 글라이딩 재진입(gliding re-entry), 그리고 스킵 재진입(skip re-entry)으로 나뉘어진다. 탄성 재진입과는 현저히 다른 글라이딩 재진입은 작은 비행 경로각으로 긴 극초음속 활공을 유지하기 위한 충분한 양력을 비행체가 생성한다는 가정에 기초를 둔다. 이것은 이상화 상황으로, 실질적 양력은 극초음속 영역에서 쉽게 얻어질 수 있어 재진입 궤적의 주요 부분을 넘어 작은 경로각 활공을 성취할 수 있게 된다. 하지만 광범위한 극초음속 활공을 위한 실질적 비행체 형상은 낮은 초음속과 아음속 영역에 있어 적합하지 않을 것이다. 그러므로, 재진입 유도의 종결 부분에서는 활주로로의 접근/착륙 제어를 위해 적합한 속도유지를 위해 큰 경로각을 유지하며 비행하여야 한다. 본 논문은 글라이딩 재진입을 이용한다.

3. 외란 관측기 설계

대부분의 재진입 시스템의 제어계에서는 항력

가속도의 시간미분을 해석적으로 추정하므로 오차가 발생되기 쉽다 우주왕복선의 경우, 식 (1)의 마지막 항과 같이 제어법칙에 항력가속도 오차의 적분항을 첨가함으로써 정상상태 오차를 줄이는 방법을 취하였지만 페루프 시스템에 다극점을 갖게 하여 현대적인 제어기 합성에 어려움을 가져다 준다. 우주왕복선의 제어법칙[1]은

$$\frac{L}{D_c} = \frac{L}{D_0} + f_1(D - D_0) + f_2(h - h_0) + \int_{t_0}^{t'} (D - D_0) dt \quad (1)$$

이며 여기서, 첨자 c 와 0 은 명령값과 기준궤적에서의 값을 각각 의미하며, L 은 양력가속도, D 는 항력가속도, h 는 고도이고 f_1 과 f_2 는 피드백 게인들의 함수이다.

본 논문에서는 적분항을 첨가시키지 않아 현대적인 제어기 합성에 용이한 방법을 제시하고자 한다. 이 방법은 항력가속도 미분오차를 외란으로 간주하여 관측될 수 없는 출력인 항력가속도에 대해 외란 관측기(disturbance observer)를 구성하여 추정하는 것이 된다.

항력가속도는 정의에 의해

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

이다. 여기서 ρ 는 대기밀도, S_{ref} 는 기준표면적, C_D 는 항력계수, V 는 지구상대속도이며 m 은 재진입 비행체의 질량이다. 항력가속도의 시간에 대한 1차 미분[3]은

$$\dot{D} = D \left(-\frac{\dot{R}}{h_s} + 2\frac{\dot{V}}{V} + \frac{\dot{C}_D}{C_D} \right) \quad (3)$$

이며 항력가속도의 시간에 대한 2차 미분[3]은

$$\ddot{D} = Df(V, R, \gamma, \phi, \psi, \sigma) \quad (4)$$

으로 D 와 속도(V), 지구중심으로부터의 거리(R), 비행 경로각(γ), 위도(ϕ), 방위각(ψ), 뱅크각(σ)의 함수이다. 식 (2)~(4)에는 항력계수가 포함되어 있는데 앞서 말한바와 같이 극초음속 영역에서의 정확한 항력계수 추정은 어려워 오차의 원인이 될 수 있다. 식 (3)에서 구한 항력가속도의 해석적인 미분값을 \dot{D}_{analy} 이라 하고 실제값을 \dot{D}_{actual} 그리고 그 차이를 $\delta\dot{D}$ 라 하면 다음 식 (5)의 관계로 표현된다.

$$\dot{D}_{actual} = \dot{D}_{analy} + \delta\dot{D} \quad (5)$$

여기서 $D = x_1$, $\delta\dot{D} = x_2$, $\dot{D}_{analy} = u$ 로 두고 $\delta\dot{D}$ 의 변화가 크지 않으므로 일정하다고 가정하면 다음의 상태방정식들로 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 + u \\ \dot{x}_2 &= 0 \end{aligned} \quad (6)$$

식 (6)에서 보이는 시스템의 목적은 외란 관측기에 따른 $x_2 = \delta\dot{D}$ 를 추정[4,5]하는 것이다. 관측기 이득을 k_1 , x_2 의 추정값을 \hat{x}_2 라면 \hat{x}_2 는 보정항($x_2 - \hat{x}_2$)을 이용한 다음의 미분방정식을 통해 구할 수 있다.

$$\dot{\hat{x}}_2 = k_1(x_2 - \hat{x}_2) \quad (7)$$

식 (7)은 식 (6)에 의해 x_2 를 대체하면 식 (8)을 얻을 수 있다.

$$\dot{\hat{x}}_2 = k_1(\dot{x}_1 - u - \hat{x}_2) \quad (8)$$

하지만 여기서 \dot{x}_1 은 \dot{D}_{actual} 이기 때문에 이것을 사용하는 것은 추정식의 의미가 없다. 그래서 \dot{x}_1 대신에 x_1 을 사용해서 추정식을 얻기로 한다. 이를 위해 보조상태변수 z 를 도입해서 식 (9)과 같이 정의한다.

$$z = \hat{x}_2 - k_1 x_1 \quad (9)$$

그러므로 z 의 상태방정식은 식 (10)으로 정리된다.

$$\begin{aligned} \dot{z} &= \dot{\hat{x}}_2 - k_1 \dot{x}_1 \\ &= -k_1(\hat{x}_2 + u) \\ &= -k_1(z + k_1 x_1 + u) \end{aligned} \quad (10)$$

식 (10)을 Runge-Kutta 4차 수치적분하여 나온 해를 식 (9)에 적용해 추정값 \hat{x}_2 을 구한다. 즉, $\delta\dot{D}$ 의 추정값(\hat{x}_2)은

$$\hat{x}_2 = z + k_1 x_1 \quad (11)$$

이며, 이것을 이용해 식 (12)와 같이 더 정확한 값인 새로운 \dot{D}_{analy} 을 생성하여 알고리즘에 적용 시킴으로써 정상상태 오차 감소를 실현한다.

$$\dot{D}_{analy} + \delta\dot{D}(=\hat{x}_2) \Rightarrow \dot{D}_{analy} \quad (12)$$

4. 항속거리 제어

항속거리제어[2,3]는 처음 설계된 항속거리를 만족하도록 항력가속도를 조정하는 방법으로 실행된다. 먼저, 기준궤적의 시작점인 $V_i=7400 \text{ m/s}$ 부터 시작해서 세 지점 후까지, 즉 i 부터 $i+3$ 의 거리를 예측하여 실제 비행거리와의 차이를 산출한다. 항속거리[2,3]는 $\cos \gamma \approx 1$ 이라는 가정하에 식 (13)으로 해석적으로 예측된다.

$$S_{ref} = \int_{V_0}^{V_i} \frac{V}{-D_{ref} - g \frac{\dot{R}}{V}} dV \quad (13)$$

현재로부터 예측된 잔여 항속거리가 실제 잔여 항속거리보다 ΔS 만큼 길 경우 ΔD 만큼 항력가속도를 증가시켜 결과적으로 항속거리 오차 ΔS 를 없애지도록 한다. 수식적 부연은 식 (14)에서 설명하고 있다.

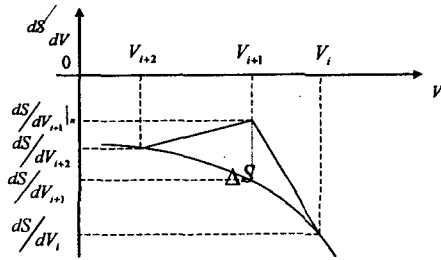


Fig. 1. Geometric relationship in relation to dS/dV_n when V_{i+1}

삼각형의 면적 공식으로부터 항속거리오차 ΔS 는

$$\Delta S \approx \left[\frac{dS}{dV} \Big|_n - \frac{dS}{dV} \Big|_j \right] (V_i - V_{i+2}) / 2 \quad (15)$$

$(j = i+1 \text{ or } j = i+2)$

여기서 dS/dV_n 는 지구상대속도에 대한 새로운 항속거리 변화율이다. 식 (15)를 dS/dV_n 에 대하여 표현하면

$$\frac{dS}{dV} \Big|_n = \frac{dS}{dV} \Big|_j - \frac{2\Delta S}{V_{i+2} - V_i} \quad (16)$$

$$S_{predictive} = S_{actual} + \Delta S \frac{D_{i+1} \rightarrow D_{i+1} + \Delta D = D_{i+1} \Big|_n}{D_{i+2} \rightarrow D_{i+2} + \Delta D = D_{i+2} \Big|_n} S_{actual} = S_{actual} - \Delta S \quad (14)$$

해석적 방정식인 식 (13)으로부터도 dS/dV_n 이 구해질 수 있다.

$$\frac{dS}{dV} \Big|_n = \frac{V_j}{-(D_j + \Delta D) - g \frac{\dot{R}}{V_j}} \quad (17)$$

두 식 (16)과 (17)을 등가하면 새로운 항력가속도 ($D_j + \Delta D = D_{j,n}$)를 구할 수 있다.

$$D_{j,n} = D_j + \Delta D = \frac{-V_j}{\frac{dS}{dV} \Big|_n - \frac{2\Delta S}{V_{i+2} - V_i}} - g \frac{\dot{R}}{V_j} \quad (18)$$

식 (18)에 의해 기준궤적인 항력가속도를 수정함으로써 설계 항속거리를 만족하게 한다. 하지만 기준 항력가속도는 최적화된 항력가속도이므로 최적화 의미를 보호하기 위해 일정한 한계 안에서 수정을 가하게 된다.

5. 시뮬레이션 결과 및 해석

본 수치예제에는 기준항속거리 3600 km에서 4375 km까지 25 km씩 증가하는 총 32개의 기준궤적을 대상으로 제어게인을 고정한 상태에서 항속거리제어와 외란 관측기의 성능평가를 수행한다. 제어게인으로 사용되는 값인 감쇠비는 0.7이며, 주기는 30초로 항속거리 4000 km일 때의 조정된 제어게인이다. 시작지점은 고도 27.5 km와 속도 760 m/sec으로 두었다. 모의실험은 이 값에 도달할 때 멈추도록 하였으며 초기값은 고도 120 km이며 속도는 7440 m/sec이다. Fig. 2는 항속거리 제어를 위한 항력가속도 수정 허용한계에 따른 항속거리 오차를 나타내고 Fig. 3는 그때의 STE를 보여준다. 5% 허용한계일 때 약 57 km의 오차를 줄일 수 있다. Fig. 4과 5은 항속거리제어는 하지 않고 외란 관측기를 첨가한 경우와 그렇지 않은 경우의 항속거리와 STE를 보인 것이다. Fig. 5로부터 외란 관측기 첨가로 인해 많은 궤적의 경우 STE가 약 30~40 m/sec² 감소한 것을 볼 수 있다. 하지만 고정제인하에 항력가속도 오차를 줄이는 과정에서, 기준항속거리 3600~3825 km까지는 항속거리 오차가 다소 크지는 결과를 보이다가 항력가속도 오차와 더불어 작아지게 된다. 그리고 항속거리 4175 km부터는 760

m/sec 에 근접하여 기준궤적으로부터 이탈하는 양상을 보이는데 이것은 저고도에서는 대기밀도가 높아져 뱅크각에 의한 횡방향의 운동이 활발하게 되어 뱅크각 역전에 의한 오차가 크게 되기 때문이다. 그러므로 낮은 고도에서는 비행의 안정화를 위해 어떤 속도에서 뱅크역전을 행한 뒤 뱅크각을 고정함으로서 궤적추종의 성능저하를 방지할 수 있도록 하는데 이것은 주기와 감쇠비에 따라 그 성능이 좌우된다. 본 모의실험에서는 고정이득 하의 결과이므로 긴 항속거리 9개의 경우 $27.7 km$ 에 부근에서 기준궤적을 이탈하는 현상을 보인다. Fig. 6은 항속거리 제어와 외란 관측기 첨가여부에 따른 성능을 한꺼번에 보이고 있다. 큰 STE 를 갖는 궤적 9개를 포함해서 32개 모든 궤적이 $(i+1)$ 번째 항속거리 제어와 δD 를 추정하는 외란 관측기의 첨가로 인해, 항속거리 오차가 $20 km$ 이내로, 그리고 STE 는 $170 m/sec^2$ 이내로 줄어듦을 확인할 수 있다.

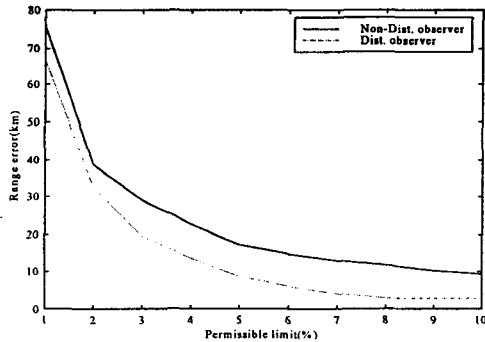


Fig. 2. Range error according to the permissible limit for range control

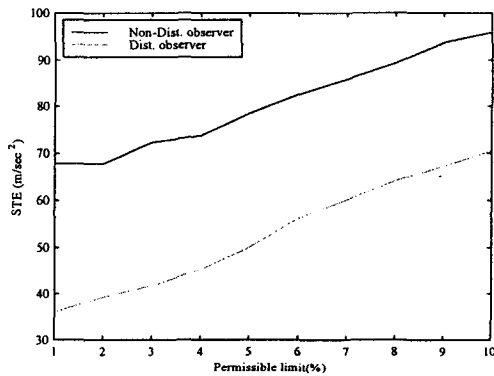


Fig. 3. STE according to the permissible limit for range control

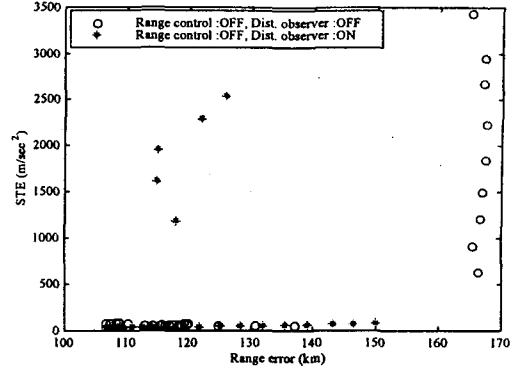


Fig. 4. Range error and STE according to the disturbance observer (I)

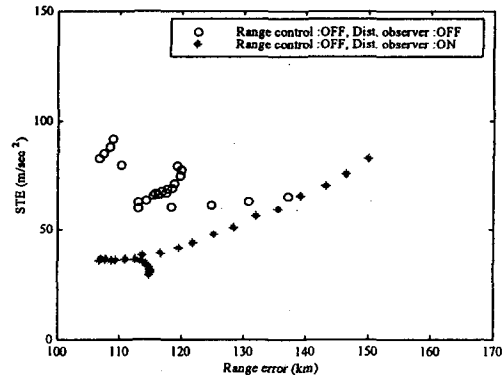


Fig. 5. Range error and STE according to the disturbance observer (II)

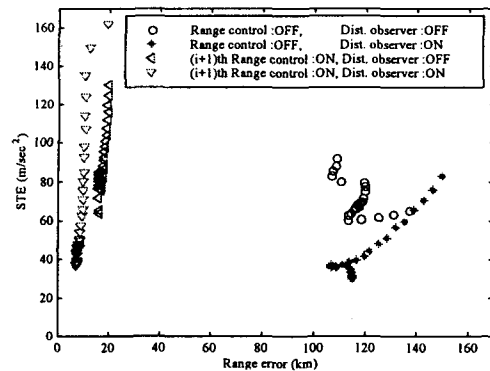


Fig. 6. Total result of range error and STE according to range control and the disturbance observer

6. 결론

항력가속도의 시간미분을 해석적으로 추정하므로 제어계에서는 오차가 발생되기 쉽다. 본 논문에서는 항력가속도를 추정하는 방법으로 외란 관측기를 첨가하였다. 외란 관측기는 제어법칙에 적분항의 첨가하여 정상상태오차를 감소하는 방법과 달리, 다극점을 갖지 않아 현대적인 제어기 합성에 용이하게 이용될 수 있다.

외란 관측기는 항속거리 제어기와 더불어 이들의 성능을 32개의 궤적을 통해 검증하였다. 항력가속도 추정과 항속거리 제어는 서로의 오차 감소에도 영향을 주어 기준궤적으로의 추종성능향상에 좋은 영향을 미침을 확인할 수 있었다.

참고문헌

- [1] Harpold, J. C. and Graves, C. A., "Space Shuttle Entry Guidance Performance Results," *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 6, November-December 1983, pp.442-447.
- [2] 박수홍, "우주발사비행체의 지구재진입유도제어", *한국박용기관학회*, 제24권, 1호, 2000, pp.10-17
- [3] 이대우, "Guidance and Control of a Space Vehicle Using the Modified Reference Trajectory for an Atmospheric Re-Entry," *공학박사 학위논문*, 부산대학교, 2001.
- [4] John L. Junkins, *An introduction to optimal estimation dynamical system*, Sijthoff & Noordhoff international publishers, 1978.
- [5] Peter S. Maybeck, *Stochastic Models, Estimation, and Control*, Mathematics in Science and Engineering, Vol. 1, 1994.