

우주비행체의 대기권 재진입 기준궤적 해석

이대우*, 조겸래**

Reference Trajectory Analysis of Atmosphere Re-entry for Space Vehicle

Dae Woo Lee*, Kyeum Rae Cho**

ABSTRACT

The design of reference trajectory with respect to drag acceleration is necessary to decelerate from hypersonic speed safely after atmosphere re-entry of space vehicle. The re-entry guidance design involves trajectory optimization, generation of a reference drag acceleration profile with the satisfaction of 6 trajectory constraints during the re-entry flight. This reference drag acceleration profile can be considered as the reference trajectory. The cost function is composed of the accumulated total heating on vehicle due to the reduction of weight. And a regularization is needed to prevent optimal drag profile from varying too fast and achieve realized trajectory. This paper shows the relations between velocity, drag acceleration and altitude in drag acceleration profile, and how to determine the reference trajectory.

Key Words : Drag acceleration(항력가속도), Reference trajectory(기준궤적), Constraint condition(구속조건), Cost function(가격함수), Regularization(조정)

1. 서론

최초의 우주 정거장 미르를 대체할 새로운 우주 정거장 사업인 ISS(International Space Station)는 미국, 러시아, 일본, 캐나다, 유럽의 우주기술 선진국 등 10개국이 넘는 나라들이 참여해 1998년 6월부터 시작되었고, 현재 고도 400Km 상공에서 건설 중에 있다. ISS는 기존의 정거장 구조물에 각 참여국들의 연구동들이 결합하여 하나의 거대한 우주연구소가 되는 것이다. 이곳으로의 물자와 승무원들의 왕복수송에 있어서 우주비행체의 발사, 궤도 진입, 랑데뷰, 분리, 궤도 이탈, 대기권 재진입, TAEM(Terminal Area Energy Management), 활주로에 접근/착륙이 일련의 비행 프로파일로 중요성을 띄게 된다.

이 중에서 대기권 재진입 페이즈(Re-entry Phase)의 유도제어란 여러 가지의 구속조건들을 만족시켜 안전한 비행을 보장할 수 있는 기준궤적을 따라 비행하는 것으로 설명되어질 수 있다. 재진입 유도제어는 몇몇 연구자들^{1,2,3,4}에 의해 진행되고 있으나 기준궤적의 고도와 속도에 따른 관계와 기준궤적의 설계기준에 대한 자세한 해석은 부족하다.

본 논문에서는 대기권 재진입 과정 중에서 속도와 항력가속도, 속도와 고도의 관계 등 대기밀도와 관련되어 있는 대기권 재진입의 기준궤도 해석을 다루고, 최적궤적의 급한 변화에 기인한 물리적 문제점을 해결하기 위한 조정 파라미터를 어떻게 설정하여 기준궤도를 설계하는가를 보여준다.

* 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 부산대학교 항공우주공학과, 기계기술연구소

2. 대기모델과 공력계수

2.1 대기모델

일반적으로 해발 약 120 km까지 대기권으로 정의된다. 대기모델^[1]은 미국 표준모델과 지수함수모델 등 여러 형태로 표현될 수 있는데 지수함수 모델에서 대기밀도는 식 (1)과 같다.

$$\rho = \rho_0 \exp\left(-\frac{R-R_0}{h_s}\right) \quad (1)$$

ρ_0 는 임해고도의 대기밀도, R 은 지구중심으로부터의 거리, R_0 는 지구반지름이고 h_s 는 스케일 고도이다. Fig. 1은 스케일 고도를 Fig. 2는 지수함수대기모델과 US76 대기모델을 보이고 있다.

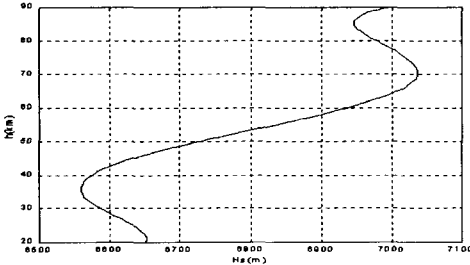


Fig. 1 Relation between scale height and altitude

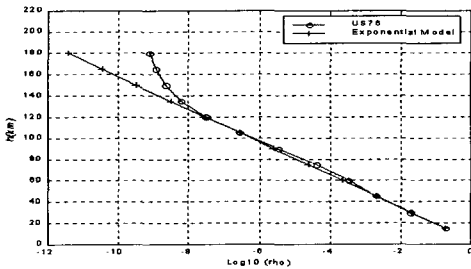


Fig. 2 US76 atmosphere model and exponential model

2.2 공력계수

공력계수는 받음각의 함수이며 받음각은 속도의 함수이다. 받음각은 공력계수를 작게 하고 기체 보호를 위해 Fig. 3과 같이 정해진다. 여기서 기체 보호란 재진입 비행체의 대기권 재진입 직후 가장 문제시되는 열로부터 기체를 보호하기 위해 방열타일을 부착하게 되는데 보통 중량의 증가로 인해 밀면과 앞진, 노즈캡 등에만 부착한다. 그래서 받음각

은 대기권 재진입 직후부터 속도 4300 m/s까지는 43°를 유지하다가 그 속도영역 이후 감소하는 형태를 갖도록 설계해 고속영역의 주 구속조건인 가열을 구속을 만족하게 한다. Fig. 4와 Fig. 5는 대기권 재진입 비행체의 받음각에 따른 공력계수들의 변화와 변화율이다.

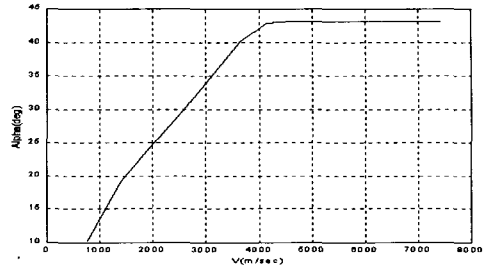


Fig. 3 Angle of attack w.r.t velocity

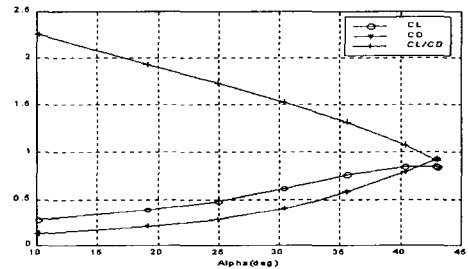


Fig. 4 C_L and C_D variation w.r.t angle of attack

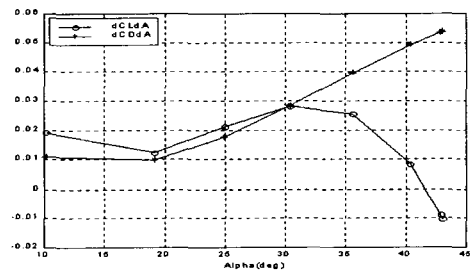


Fig. 5 C_L and C_D variation rate w.r.t angle of attack

3. 궤적의 생성

기준항력가속도가 기준궤적이 되며 이를 구하기 위해 먼저, 다음의 구속조건들과 가검함수에 의해 파라미터 최적화(최소화)를 실행하여 최적궤적인 최적항력가속도 프로파일을 구한다.

- 구속조건 : 가열율 구속, 하중 구속, 균형활공 구속, 동압 구속, 비행거리 구속, 초기조건에 의한 구속,
- 가격함수 : 기체에 축적된 총가열량

$$D \leq \frac{\bar{q}_{\max} S_{ref} C_D}{m} \quad (5)$$

최대동압 $\bar{q}_{\max}=10,000 N/m^2$ 이다.

- 5) 비행거리 오차 구속 (Range error constraint)

$$\dot{s} = V \cos \gamma \quad (6)$$

$$s = \int_{t_0}^{t_f} V \cos \gamma dt = \int_{V_0}^{V_f} \frac{V \cos \gamma}{-D - g \sin \gamma} dV \quad (7)$$

$$ds = s - s_{ref} \leq \xi (\approx 0) \quad (8)$$

s 는 비행거리, s_{ref} 는 미리 설계된 비행거리며 γ 는 우주비행체의 경로각이다.

- 6) 초기조건에 의한 비행가능 구속 (Initial condition constraint)

Lu, P.^[3]과 Harpold J. C.^[4] 등 많은 재진입 유도 제어의 연구자들은 위의 5개의 구속조건만으로 비행허용 구역을 설계하였으나 본 논문에서는 비행체의 운동성능을 고려한 초기조건에 의한 구속조건을 제시하여 더 정확한 비행허용 구역을 정의한다. 대기권 재진입시 약 75 km 이상의 고도에서는 제어면을 제어해도 대기밀도가 희박하고 재진입 비행체는 무동력 활공비행을 하기 때문에 운동성능에 한계가 생겨 항력가속도의 응답은 아주 작다. 그러므로 운동성능 제한이 가열율 구속과 균형활공 구속의 영역에 보다 더 엄격한 제한이 된다. 가열율 구속 이상의 제한이란 자유낙하에 의한 항력 가속도 최대 한계를 의미하고, 균형활공 구속 이상의 제한이란 대기밀도가 최소한의 값을 가지기 때문에 그 이하로는 될 수 없다는 최소한계를 의미한다. 이 구속 조건은 뱅크각이 상한계인 90°와 하한계인 0°일 때를 의미한다.

Fig. 6은 구속조건들에 의한 비행가능영역을 보이는데 하중과 균형활공 구속이 4300 m/s에서 변화하는 것은 여기서 받음각이 감소하기 때문이다.

3.1 구속조건

구속조건들 중 비행거리 오차 구속을 제외한 5가지 조건들은 기체설계에 의해 결정되게 되는데 다음과 같이 항력 가속도의 함수로 표현할 수 있다.

- 1) 가열율 구속 (Heating rate constant)

가열율^[2]은 외벽의 표면온도에 비례하므로 방열 표면의 성능에 의해 결정된다. D 는 항력 가속도, C_D 는 항력계수이며 넓이 $S_{ref}=78.634$, 기수부분의 최대값 $\dot{q}_{\max}=600,000 W/m^2$, 질량 $m=10018 kg$, 열전달계수 $C_q=2.6 \times 10^{-4} W/m^2$, V 는 지구상대속도이다.

$$D \leq \frac{C_D S_{ref} \dot{q}_{\max}^2}{2m C_q^2 V^4} \quad (2)$$

- 2) 하중 구속 (Load factor constraint)

하중 구속은 기체구조나 탑재기구 또한 인간이 견디는 가속도에 의해 결정되는 것으로 기체에 수직방향으로 작용하는 가속도이다. 최대 하중배수 $n_{\max}=2.5$, g_0 는 임해 중력가속도, C_L 은 양력계수이고 α 는 받음각이다.

$$D \leq \frac{n_{\max} g_0}{C_L / C_D \cos \alpha + \sin \alpha} \quad (3)$$

- 3) 균형활공 구속 (Equilibrium glide constraint)

뱅크각을 0°로 했을 때 기체의 기수를 낮추지 않고 비행가능한 한계치를 의미한다. 그러므로 이 항력 가속도보다 작게 되면 실속상태에 들어가게 된다.

$$\frac{C_D}{C_L} (g - \frac{(V + V\Omega_e)^2}{R}) \leq D \quad (4)$$

여기서 중력가속도는 일반적인 뉴턴 중력장인 $g = \mu/R^2$ 로 정의되고 μ 는 중력상수, Ω_e 는 지구자전 각속도이다.

- 4) 동압 구속 (Dynamic pressure constraint)

동압 구속은 대기밀도가 매우 크면 생기는 문제로 재진입 페이즈(Re-entry Phase)의 저속영역에서 적용되며, 한계값을 넘어서면 에일러론이나 에일러본, 러더 등의 제어면을 움직여도 중립상태로 돌아가고 만다.

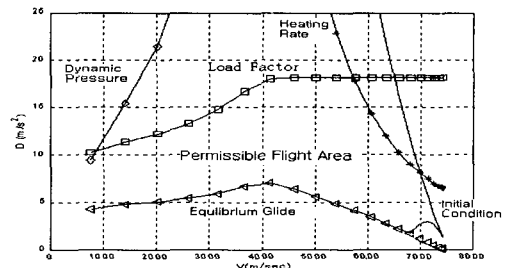


Fig. 6 Permissible flight area

3.2 최적궤적 생성

최적항력가속도 프로파일을 구하기 위한 속도 정의에 있어서, 대기권 재진입 우주비행체의 지구 상대속도인 V 는 재진입 직후의 항력가속도는 0에서부터 증가하기 때문에 속도를 같은 간격으로 분할하지 않고 식 (9)와 같이 $i=1$ 인 고속영역에서 세밀하게 분할하도록 정의한다. 본 논문에서는 $n=21$ 로 한다. 이후부터는 상대속도를 속도라 칭한다.

$$V_i = V_1 - (V_1 - V_n) \left(\frac{i-1}{n-1} \right)^2 \quad (9)$$

$i=1, 2, \dots, n$, n 은 V_i 의 갯수

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 (10)을 만족하며, 변환식 (11)로 정의될 수 있다. 식 (11)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.

$$D_{lb}(V_i) \leq D_i \leq D_{ub}(V_i), \quad i=1, 2, \dots, 21 \quad (10)$$

$$D_i = D_{lb}(V_i) + [D_{ub}(V_i) - D_{lb}(V_i)] \times 0.5 \quad (11)$$

$i=2, \dots, 20$

최적화는 SQP(Sequential Quadratic Programming)를 이용하여 구한다. SQP는 Fletcher^[5]의 논문에서 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.

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

$$\min J = \min \int_{t_0}^{t_f} \sqrt{\rho} V^3 dt \quad (12)$$

subject to $ds \leq \xi (\approx 0)$

대기권 재진입 우주비행체의 지구중심으로부터의 거리와 속도에 대한 운동방정식은 식 (13)으로 표현되며, 식 (14)는 항력가속도의 정의이다.

$$\begin{aligned} \dot{R} &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= -D - \frac{\mu \sin \gamma}{R^2} = -D - g \frac{\dot{R}}{V} \end{aligned} \quad (13)$$

$$D = \frac{\rho S_{ref} V^2 C_D}{2m} \quad (14)$$

항력가속도가 속도의 함수이므로 가격함수도 시간에 대한 적분으로부터 속도에 대한 적분으로 바꾸어 표현할 수 있다. 식 (13), (14)을 이용해 가격함수를 속도적분으로 표현하면 식 (15)와 같다.

$$J = \int_{V_n}^{V_1} \frac{\sqrt{\rho} V^3}{-D - g \frac{\dot{R}}{V}} dV \quad (15)$$

식 (15)의 변수들을 보면, V 와 D 는 식 (9)와 식 (11)에서 정해지고 ρ 와 g 는 고도의 함수이다.

여기서 대기밀도에 관한 식 (1)로부터 고도, 속도, 항력가속도의 관계를 살펴보면, 지구 중심으로부터 비행체까지의 거리 R 은

$$R = R_0 - h_s \log \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right) \quad (16)$$

이며 식 (14)의 ρ 로 대체하면 고도 h 는 식 (17)로 표현된다.

$$h = R - R_0 = -h_s \log \left(\frac{2Dm}{V^2 S_{ref} C_D \rho_0} \right) \quad (17)$$

C_D 는 α 의 함수며 α 는 V 의 함수이고 D 역시 V 의 함수이므로 고도는 속도의 함수임을 알 수 있다.

다음으로 \dot{R} 를 항력가속도에 의한 관계식으로 표현하려면 먼저 식 (14)를 시간에 대해 1차 미분하면

$$\frac{\dot{D}}{D} = \left(\frac{\dot{\rho}}{\rho} + 2 \frac{\dot{V}}{V} + \frac{\dot{C}_D}{C_D} \right) \quad (18)$$

로 되며 식 (1)의 시간에 대한 1차 미분을 고려하면 식 (18)은

$$\frac{\dot{D}}{D} = \left(-\frac{\dot{R}}{h_s} + 2 \frac{\dot{V}}{V} + \frac{\dot{C}_D}{C_D} \right) \quad (19)$$

로 된다. 항력가속도 D 가 V 의 함수임으로 식 (19)를 V 의 미분형태로 표현하여 식 (13)에 의해 \dot{R} 에 대해 정리하면 식 (20)으로 표현된다. 그러므로 \dot{R} 은 속도 V 의 함수이다.

$$\dot{R} = \frac{-h_s \left(2 \frac{D}{V} + \frac{D}{C_D} \frac{dC_D}{dV} - \frac{dD}{dV} \right)}{\left[1 + g \frac{h_s}{V} \left(\frac{2}{V} + \frac{1}{C_D} \frac{dC_D}{dV} - \frac{1}{D} \frac{dD}{dV} \right) \right]} \quad (20)$$

V 와 R 의 함수인 음의 에너지는

$$e = \frac{\mu}{R} - \frac{(V - R \times \Omega)^2}{2} \quad (21)$$

로 정의되며 최적화 계산과정에 있어서 D 는 g_0 에 의해, R 은 R_0 에 의해 무차원화 시켜 계산하게 되므로 식 (21)은 비에너지(specific energy)가 된다.

일반적으로 120km부터 대기권이라고 하지만 높은 고도에서는 대기의 밀도가 극히 희박하므로 속도가 단조감소하지 않으므로 비행제어가 가능한 대기밀도인 85.6km부터 27.5km까지 기준궤적을 설계하게 된다. 궤적 생성에 사용된 초기조건과 최종조건은 Table 1과 같다.

Table 1 Initial and final conditions for generation of trajectory

parameter	value
초기 속도	7400 m/s
초기 고도	85.6 km
최종 속도	760 m/s
최종 고도	27.7 km

앞서 언급된 바와 같이 비행거리 외의 구속조건들은 기체설계에 따라 결정되므로 Fig. 7~9는 비행거리만을 변화시킬 때의 최적궤적 양상을 보이고 있다. Fig. 7에서는 비행거리를 2500, 3000, 3500 km로 설계할 경우인데 4594.6 m/s 이상의 고속영역에서는 기체가 가열되는 시간을 짧게 하기 위하여 항력가속도를 크게 설계하였고, 2500 km의 짧은 비행거리에서는 가열율, 하중, 동압의 구속조건을 상한선을 따르는 비행을 하게 되고 비행거리 3000 km와 3500 km에서는 저속영역으로 갈수록 추가열량의 최소화화를 위해 대기밀도를 최소화하는 즉, 항력가속도를 최소화하는 균형항공 구속 하한선을 따라 비행하도록 설계된다. Fig. 8과 Fig. 9로부터는 비행거리 4000 km 이상에서는 7000 m/s의 속도에서 항력가속도가 급하게 하한계로 떨어졌다가 상한계로 올라가는 현상을 보이는데 이것은 비행거리를 길게 설계했기 때문에 고속영역에서 그만큼 오래 머물러 있으므로 대기밀도를 낮춰 추가열량을 감소하기 위해서이다. 또한, Fig. 7~9에서 최적항력가속도 프

로파일이 속도감소에 따라 상한계에서 하한계로 급격히 떨어지는 위치가 비행거리가 증가함에 따라 저속에서 고속으로 올라가다 3500 km에서 다시 저속으로 떨어짐을 알 수 있다.

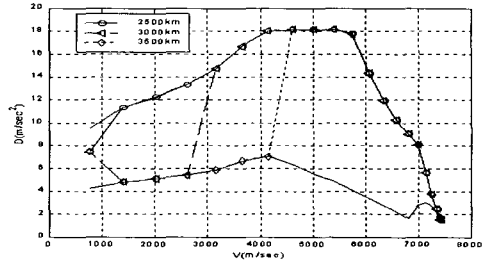


Fig. 7 Optimal drag acceleration along flight range

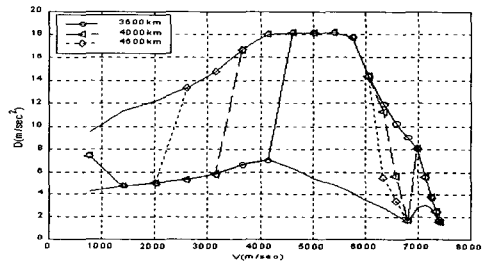


Fig. 8 Optimal drag acceleration along flight range

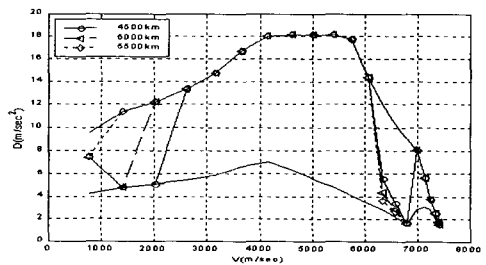


Fig. 9 Optimal drag acceleration along flight range

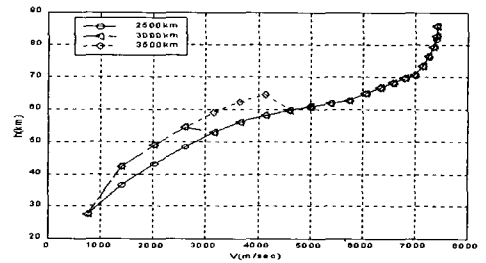


Fig. 10 height variation along flight ranges

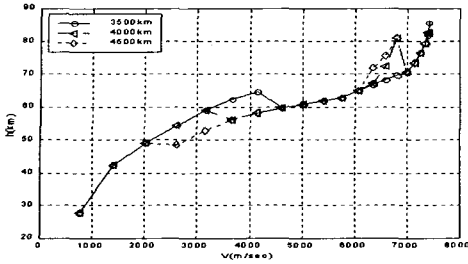


Fig. 11 height variation along flight ranges

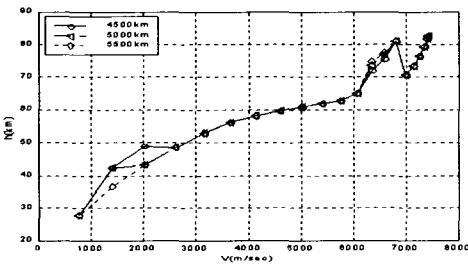


Fig. 12 height variation along flight ranges

Fig. 10~12는 Fig. 7~9의 비행거리에 대한 것으로 속도에 따른 고도의 변화를 보여준다. Fig. 11과 12는 Fig. 10과 달리 비행거리 4000 km부터는 속도 7000 m/s~6000 m/s 사이에서 긴 비행거리를 만족하기 위해 고도를 일단 높인 후 하강하게 된다. 이 현상은 Fig. 8과 9의 비행거리 4000 km 이상에서의 항력가속도 궤적을 부연 설명하고 있는 것이다. Fig. 10~12에서 모두 나타나는 중간속도 영역에서의 고도상승은 최적항력가속도 프로파일의 하한계상으로의 급격한 하강으로 인한 것이다. 즉, 균형항공 구속선상은 뱅크각이 0°가 되므로 항력가속도가 감소됨을 의미한다. Table 2는 비행거리에 따른 가격함수의 값들로 비행거리가 길수록 총가열량은 커짐을 볼 수 있는데 이것은 기체가 가열을 구속이 지배적인 고속 영역에 오래 머물러 있기 때문이다.

Table 2 Cost function according to flight range

비행거리 (km)	J	비행거리 (km)	J
2,500	0.16034	4,500	0.18863
3,000	0.16450	5,000	0.19171
3,500	0.17402	5,500	0.19367
4,000	0.18293		

3.3 가격함수의 조정

앞절에서 구한 가격함수는 항력가속도 D 가 급격하게 변해서 물리적으로 실현 불가능할 뿐 아니라 비행체의 안정성에 있어서도 구속조건들의 한계선 위를 비행하는 것은 위험하다. 그러므로 이를 방지하기 위해서, 불연속성을 제거시켜 주는 조정 파라미터^[3] ϵ 을 첨가하여 가격함수는 다음과 같이 다시 정의한다.

$$J = \int_{V_0}^{V_f} \Delta J dV + \epsilon \sum_{i=1}^{n-1} \frac{(D_{i+1} - D_i)^2}{V_{i+1} - V_i} \quad (22)$$

$$\begin{cases} D_{lb}(V_i) \leq D_i \leq D_{ub}(V_i) \\ D_1 = D_{initial} \text{ (fixed)}, D_n = D_{final} \text{ (fixed)} \end{cases} \quad (23)$$

3.4 기준항력가속도

SQP를 통하여 구해진 최적궤적은 항력가속도로서 표현되며, 각 구간에 있어서 속도에 대한 선형함수로서 특성화되고 최적화된다. 그 과정에서 최적의 항력 프로파일에 대해 원하는 특성들을 얻기 위해 앞 절에서 설명한 '조정기법'이 요구되었다. 조정기법을 통해 구해진 항력가속도 프로파일을 유도제어에 필요한 적분을 위해서는 보간법(interpolation)을 사용해 식 (24)와 같이 기준항력가속도를 만들며 이것이 기준궤적이 된다.

$$D_{ref}(V) = C_1(V - V_i)^3 + C_2(V - V_i)^2 + C_3(V - V_i) + C_4 \quad (24)$$

C_1, C_2, C_3, C_4 는 i 에 따라 변하는 계수값으로 아래와 같다.

$$\frac{dD_{ref}}{dV} \Big|_{V=V_i} = \left[\frac{D_i - D_{i-1}}{V_i - V_{i-1}} + \frac{D_{i+1} - D_i}{V_{i+1} - V_i} \right] / 2$$

$$\Delta V = V_{i+1} - V_i$$

$$C_4 = D_i$$

$$C_3 = \frac{dD_{ref}}{dV} \Big|_{V=V_i}$$

$$C_1 = \left[\frac{dD_{ref}}{dV} \Big|_{V=V_{i+1}} + C_3 - 2 \frac{D_{i+1}}{\Delta V} + 2 \frac{C_4}{\Delta V} \right] / \Delta V^2$$

$$C_2 = [D_{i+1} - C_1 \Delta V^3 - C_3 \Delta V - C_4] / \Delta V^2$$

Fig. 13은 기준항력가속도를 생성하기 위한 순서도이다. Fig. 14~16은 $\epsilon=0.01$ 일 때의 거리에 따른 기준항력가속도, 고도, 비에너지를 나타내며 Table 3은 이때의 가격함수를 나타낸다. Fig. 17는 비행거리를 4000 km로 고정하고 ϵ 값을 변화시켰을 때 속도에 대한 항력가속도를 나타내고 있고 Table

4는 이때의 가격함수를 보인다. $\epsilon=0.01$ 부터 $\epsilon=0.1$ 로 증가해도 가시적 기준레적에는 큰 변화가 생기지 않으나 가격함수인 총가열량은 152%나 증가되었으며 $\epsilon=1$ 이 되면 총가열량이 4.38250으로 크게 증가됨을 알 수 있다. 하지만 이것은 선택된 조정 파라미터에 의해 크지는 값으로 실질적으로는 기준레적이 같아지므로 같은 값을 갖는다. 또한 비행거리 4000 km에서 $\epsilon=0.01$ 과 $\epsilon=0$ 일 때를 비교하면 총가열량은 35.21%가 증가됨을 확인할 수 있다. 하지만 이 증가량은 더욱 더 현실적인 제적설계를 위해 허용되어야 될 값이다. Fig. 18~20은 비행거리 4,000 km, $\epsilon=0.01$ 일 때의 기준항력가속도 제적위를 비행할 경우 기체에 작용하는 구속조건인 가열율, 하중배수, 동압을 각각 속도 영역에 대해 나타낸 것인데 최대값 이하를 만족함을 알 수 있다.

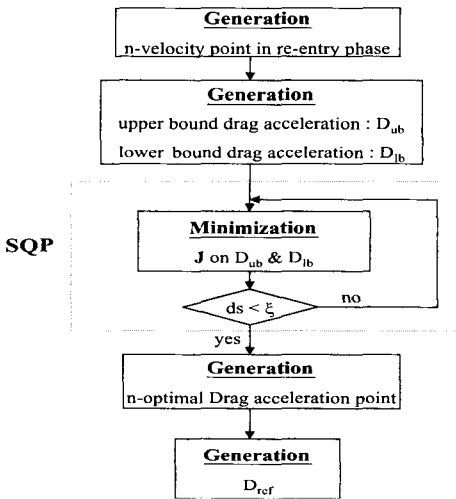


Fig. 13 Flow chart for generation of Dref

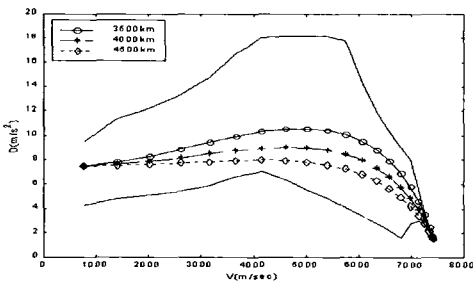


Fig. 14 Reference drag acceleration along flight range ($\epsilon = 0.01$)

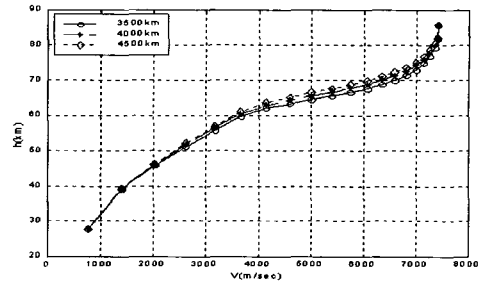


Fig. 15 height variation along flight ranges ($\epsilon = 0.01$)

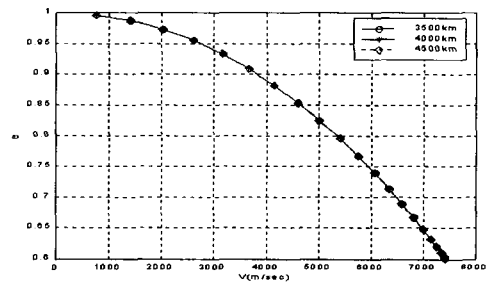


Fig. 16 Energy along velocity ($\epsilon = 0.01$)

Table 3 Cost function according to flight range ($\epsilon = 0.01$)

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

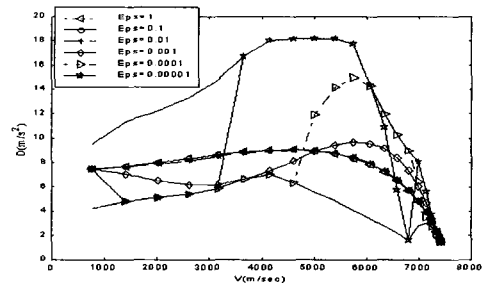


Fig. 17 Reference drag acceleration along epsilon (flight range = 4000km)

Table 4 Cost function according to ϵ
(flight range = 4000km)

ϵ	J	ϵ	J
1	4.38250	0.001	0.20760
0.1	0.62337	0.0001	0.19555
0.01	0.24734	0.00001	0.18418

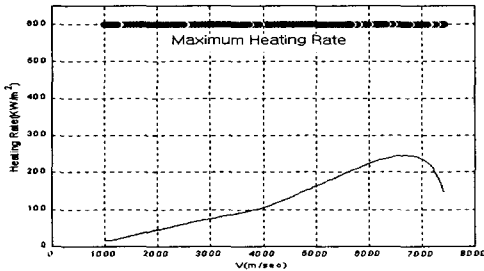


Fig. 18 Heating rate along reference trajectory

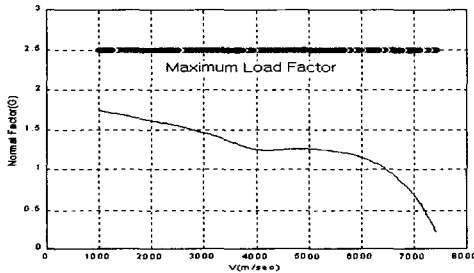


Fig. 19 Load factor along reference trajectory

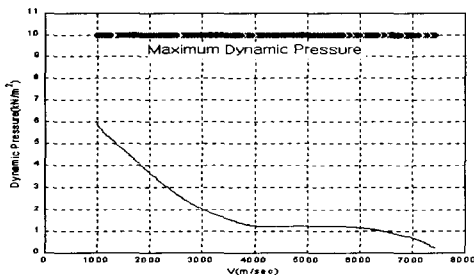


Fig. 20 Dynamic pressure along reference trajectory

4. 결론

우주비행체의 재진입 유도에 있어 항력가속도에 대한 기준궤적 설계는 재진입 직후의 극초음속으로부터의 감속을 위해 필수적이다. 여기서는 기체의 총가열량을 가격함수로 두고 그것을 SQP를

통해 반복계산으로 최소화시켰다. 그 과정에 있어 6가지 구속조건들 중 5가지의 구속조건은 경계값으로 두고 나머지 하나인 비행거리 오차를 0에 가까이 만족하도록 하였다. 비행거리가 길어지면 이를 만족하기 위해 고속영역에서 급히 상승하였다가 하강하는 궤적을 보이게 됨을 알 수 있었다.

SQP를 통해 설계된 최적 항력가속도는 변화가 너무 급해서 물리적으로 실현 불가능하며 구속조건 경계선 상에서의 비행은 안전성에 있어서 위험하므로 조정 파라미터를 첨가해서 이를 방지하였다. 조정 파라미터 ϵ 은 $1e-2$ 스케일부터 물리적 현실성을 갖는 궤적을 설계할 수 있게 된다. ϵ 을 $1e-2$ 의 스케일보다 크게 잡으면 기준궤적의 가시적 차이는 매우 작으나 총가열량 큰 비율로 늘어나게 되는데 이는 선택된 조정 파라미터에 의해 크지는 값으로 실질적으로는 기준궤적이 같아지므로 같은 값을 갖게 된다. 그러므로 조정 파라미터의 선정은 모델의 방열타일 등의 물성치에 따라 다소 차이가 있으나 대개 가격함수의 수학적 수치를 고려하면 $1e-2$ 에서 $1e-1$ 스케일 정도의 값으로 두는게 총가열량의 최소화에 있어 효율적임이 증명되었다.

후기

이 논문은 1999년도 두뇌한국 21사업 핵심분야에 의하여 지원되었음.

참고문헌

1. Frank J. Regan and Satya M. Anandkrishnan, Dynamics of Atmospheric Re-entry, AIAA, 1993.
2. Frank P. Incropera and David P. DeWitt, Introduction to Heat Transfer, John Wiley & Sons
3. Lu. P., "Entry Guidance and Trajectory Control for Reusable Launch Vehicle," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No. 1, pp. 143-149, 1997.
4. Harpold, J. C., and Gavert, D. E., "Shuttle Entry Guidance," Journal of Astronautical Sciences, Vol. 37, No. 3, pp. 239-268, 1979.
5. R. Fletcher, "Practical Methods of Optimization," Vol. 1, Unconstrained Optimization, and Vol. 2, Constrained Optimization, John Wiley and Sons., 1980.