

수송기계구조물의 대기권 재진입 기준궤도 설계 Reference Trajectory Design for Atmosphere Re-entry of Transportation Mechanical Structure

박중현 · 엄위섭
J. H. Park and W. S. Eom

Key Words : Reference Trajectory(기준궤적), Drag Acceleration(항력가속도), Constraint(구속조건), Performance Index(성능지수), Regularization(정규화)

Abstract : The entry guidance design involves trajectory optimization and generation of a drag acceleration profile as the satisfaction of trajectory conditions during the entry flight. The reference trajectory is parameterized and optimized as piecewise linear functions of the velocity. A regularization technique is employed to achieve desired properties of the optimal drag profile. The regularized problem has smoothness properties and the minimization of performance index then prevents the drag acceleration from varying too fast, thus eliminating discontinuities. This paper shows the trajectory control using the simple control law as well as the information of reference drag acceleration.

1. 서 론

최초의 우주 정거장 미르를 대체할 새로운 우주 정거장 사업인 ISS(International Space Station)는 미국, 러시아, 일본, 캐나다, 그리고 유럽의 우주기술 선진국 등 10개국이 넘는 나라들이 참여해 1998년 6월부터 시작되었고, 현재 고도 400Km 상공에서 건설 중에 있다. ISS는 기본의 정거장 구조물에 각 참여국들의 연구동들이 결합하여 하나의 거대한 우주연구소가 되는 것이다. 이곳으로의 물자와 승무원들의 왕복 수송에 있어서 우주비행체의 발사, 궤도 진입, 랑데뷰, 분리, 궤도 이탈, 대기권 재진입, TAEM(Terminal Area Energy Management), 활주로 접근 / 착륙이 일련의 비행 프로파일로 중요성을 띠게 된다. 이 중에서 대기권 재진입 Phase의 유도제어란 여러 가지의 구속조건들을 만족시켜 안전한 비행을 보장할 수 있는 기준궤도를 따라 비행하는 것으로 설명되어질 수 있다. 본 논문에서는 이들 과정 중에서 대기밀도와 깊이가 관련되어 해석되어질 수 있는 대기권 재진입의 기준궤도 해석에 중점을 두었다. 그리고, 재진입

기준궤도 해석과 더불어 그 기준궤도를 추종하는 기법에 대해서도 언급하였다.

2. 우주비행체의 대기권 재진입 운동방정식

회전하는 구체로 가정한 지구의 수직평면에 대해 질점으로 고려된 우주비행체의 운동방정식은 다음으로 표현될 수 있다.

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

여기서 R 은 지구중심과 비행체의 거리, V 는 비행체의 지구상대속도, D 는 항력가속도, γ 는 경로각, ϕ 는 위도, θ 는 경도, ψ 는 방위각, σ 는 뱅크각, μ 는 제어입력이며, μ 는 중력상수, Ω 는 지구 자전 각속도이다.

활공비행의 경우 탄도비행과 비교해 보면 경로각이 작은 것이 특징이다. 식 (1)의 \dot{R} 는 강하율, \dot{V} 는 진행

접수일 : 2003년 8월 10일
박중현(책임저자) : 신라대학교 자동차기계공학과
E-mail : sky@silla.ac.kr, Tel : 051-309-5727
엄위섭 : 포항산업과학연구원

방향의 가속도 그리고 $\dot{\gamma}$ 는 연직방향의 가속도를 의미하는 것을 알 수 있다.

3. 기준궤도의 생성

기준궤도를 구하기 위해 먼저, 가격함수와 구속조건들에 의해 파라미터들을 최적화시키는 최적궤도를 구해야 한다. 가격함수는 다음과 같이 가열율을 최소화하는 것으로 두었으며 SQP(Sequential Quadratic Programming)를 이용하여 구한다.

SQP는 Fletcher¹⁾의 논문에서 설명되었듯이 대표적인 비선형 프로그래밍 방법²⁾으로 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 SQP 적용은 다음 3.1절에 설명되는 (1), (2), (3), (4), (5)의 5가지 구속조건의 경계치 안에서 (6)번 구속조건인 비행거리 오차(ds)를 ξ 이하로 될 때까지 총가열량을 최소화하는 반복계산 문제로 귀결된다.

$$\min J = \min \int_{t_0}^{t_f} \sqrt{\rho} V^3 dt \quad (2)$$

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

3.1 구속조건

구속조건들은 가열율 구속, 하중 구속, 동압 구속, 균형활공 구속, 초기 조건에 의한 비행가능 구속, 비행거리 오차에 의한 구속 등 6개로 두었다.

(1) 가열율 구속

외벽의 표면온도에 비례하는 값으로 방열타일과 단열재의 성능에 따라 좌우된다.

$$\rho = \rho_0 \left(\frac{\dot{q}_{\max}}{C_q} \right)^2 \left(\frac{V_{ref}}{V_0 \cdot V} \right)^6 \quad (3)$$

$$D \leq \frac{\rho S_{ref} R_0 C_D V^2}{2m} \quad (4)$$

여기서 $\rho_0 = 1 \text{ kg/m}^3$, $V_{ref} = 1 \text{ m/s}$, C_D 는 항력 계수, S_{ref} 는 날개면적, \dot{q}_{\max} 는 최대가열율, m 은 질량이고 C_q 는 열전달계수로 재질과 형상에 따라 결정된다.

(2) 하중 구속

하중 구속은 기체구조나 탑재기구가 견디는 가속도에 의해 결정되는 것으로 기체에 수직방향으로 작용하는 가속도이다.

$$D \leq \frac{n_{\max}}{C_L/C_D \cos \alpha + \sin \alpha} \quad (5)$$

여기서 C_L 은 양력계수, n_{\max} 는 최대 하중배수이고 α 는 받음각이다.

(3) 동압 구속

동압 구속은 대기밀도가 매우 클 때 발생하며 대기권 재진입 Phase의 종결구간에서 적용된다. 한계치를 넘어서면 제어면을 움직여도 중립상태로 되돌아간다.

$$D \leq \frac{\bar{q}_{\max} S_{ref} C_D}{m g_0} \quad (6)$$

여기서 \bar{q}_{\max} 는 최대동압이다.

(4) 균형활공 구속

뱅크각이 0°일 때 기체의 고도가 변하지 않는 비행 가능한 한계치를 의미한다. 따라서 이 항력가속도보다 작게 되면 실속상태가 된다.

$$D \geq \frac{C_D}{C_L} \left[\frac{1}{R^2} - \frac{(V+\Omega)^2}{R} \right] \quad (7)$$

(5) 초기조건에 의한 비행가능 구속

대기권 재진입시 약 85.6km의 고도 이상에서는 뱅크각을 제어해도 항력가속도의 응답은 아주 작다. 그 이유는 높은 고도에서는 대기밀도가 희박하고 재진입 비행체는 엔진을 사용하지 않고 활공비행을 하기 때문이다. 그러므로 가열율 구속과 균형활공 구속의 영역에 보다 더 엄격한 제한을 가하게 된다. 가열율 구속 이상의 제한이란 자유낙하에 의한 항력 가속도 한계를 의미하고, 균형활공 구속 이상의 제한이란 대기밀도가 이미 어느 정도 값을 가지기 때문에 그 이하로는 될 수 없다는 한계를 의미한다. 이 구속조건은 뱅크각을 상한계인 90°와 하한계인 0°일 때의 시뮬레이션 결과로부터 정한다

(6) 비행거리 오차에 의한 구속

$$\dot{s} = V \cos \gamma \quad (8)$$

$$s = \int_{t_0}^{t_f} V \cos \gamma dt = \int_{V_0}^{V_f} \frac{V \cos \gamma}{-D - g \sin \gamma} dV \quad (9)$$

$$ds = s - s_{ref} \leq \xi \quad (10)$$

3.2 가격함수의 조정

여섯 가지 구속조건들을 만족시키는 가격함수는 항력가속도 D 가 급격하게 변하는 것을 방지하여 불연속성을 제거시켜 주는 조정 파라미터 ϵ 을 사용하여 적절한 조정 항을 첨가하면 가격함수 최소화 문제는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \min \quad & J \\ \text{D, } & 2 \leq i \leq n-1 \\ = \min & \\ \text{D, } & 2 \leq i \leq n-1 \left[\sum_{i=1}^{n-1} \Delta J_i + \epsilon \sum_{i=1}^{n-1} \frac{(D_{i+1} - D_i)^2}{e_{i+1} - e_i} \right] \end{aligned} \quad (11)$$

$$\begin{cases} D_{lb}(V) \leq D_i \leq D_{ub}(V) \\ D_1 = D_0, \quad D_n = D_f \end{cases} \quad (12)$$

여기서 n 은 재진입 Phase를 나누는 소구간의 개수이고, 각 구간별 성능지수 ΔJ_i

$$\begin{cases} (1/a_i)[\sqrt{D_{i+1}(1-e_{i+1})} - \sqrt{D_i(1-e_i)}] \\ - [(a_i+d_i)/\sqrt{a_i^3}] \\ \times [\tan^{-1}\sqrt{a_i(1-e_{i+1})/D_{i+1}} \\ - \tan^{-1}\sqrt{a_i(1-e_i)/D_i}], \quad a_i > 0 \\ (2/3\sqrt{D_i})[\sqrt{(1-e_i)^3} - \sqrt{(1-e_{i+1})^3}], \quad a_i = 0 \\ (1/a_i)[\sqrt{D_{i+1}(1-e_{i+1})} - \sqrt{D_i(1-e_i)}] \\ + [(a_i+d_i)/\sqrt{-a_i^3}] \\ \times [\ln|\sqrt{-a_{i+1}(1-e_{i+1})} + \sqrt{D_{i+1}}| \\ - \ln|\sqrt{-a_i(1-e_i)} + \sqrt{D_i}|], \quad a_i < 0 \end{cases} \quad (13)$$

3.3 기준 항력가속도

SQP를 통하여 구해진 궤도 프로파일은 항력가속도로써 표현되며, 각 구간에 있어서 속도에 대한 선형 함수로서 특성화되고 최적화된다. 그 과정에서 최적의 항력 프로파일에 대해 원하는 특성들을 얻기 위해

Table 1 Parameter for reference trajectory

parameter	value
mass	10018 kg
wing area	78.634 m ²
max heating rate	600 kW/m ²
max load factor	2.5 G
max pressure	10,000 Pa
initial velocity	7438 m/s
initial altitude	85.6 km
final velocity	760 m/s
final altitude	27.7 km

앞 절에서 설명한 ‘조정기법’이 요구되었다. 조정을 통해 구해진 항력가속도 프로파일을 적분을 위해 식 (15)와 같이 기준항력가속도를 만든다. Table 1은 기준궤도 생성에 사용된 파라미터들이고, Fig. 1은 이 기준항력가속도를 생성하기 위한 순서도이다.

최적화를 행하는 파라미터 D (항력가속도)의 이산치를 보완한 항력가속도 프로파일이 기준궤도가 된다. 최적의 항력가속도 프로파일은 재진입 직후에 항력가속도가 0에서 급격히 증가하기 때문에 속도를 등분할하지 않고 식 (14)와 같이 고속영역에서 세밀하게 분할하도록 정의한다³⁾.

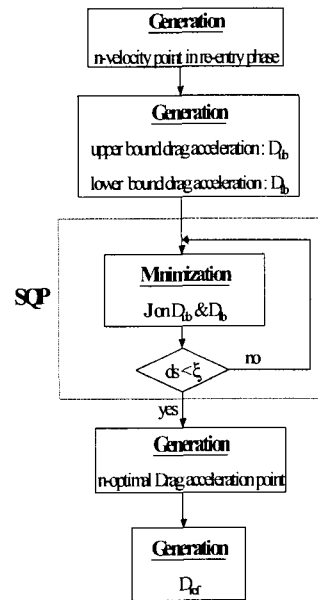


Fig. 1 Flowchart for D_{ref}

$$V_i = V_1 - (V_1 - V_n) \left(\frac{i-1}{n-1} \right)^2 \quad (14)$$

$i = 1, 2, \dots, n$, n 은 V_i 의 갯수

$$D_{ref}(V) = C_1(V - V_i)^3 + C_2(V - V_i)^2 + C_3(V - V_i) + C_4 \quad (15)$$

여기서 $\Delta V = V_{i+1} - V_i$,

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

$$C_4 = D_i$$

$$C_3 = \left. \frac{dD_{ref}}{dV} \right|_{V=V_i}$$

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

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

4. 대기권 재진입 제어

4.1 비행제어계

우주비행체의 재진입 비행제어계는 Fig. 2와 같이 항법계에서 감지한 위치, 속도, 각속도, 자세각 등의 현재 상태량을 유도계에 전달하고, 유도계는 그것들을 바탕으로 기준량을 구하는 기준궤도 생성과 기준량을 추종하기 위한 자세각을 구하는 궤도제어로 구성되며, 자세제어계는 자세각과 자세각을 한계를 적용한 자세각 명령치를 받아 제어면인 에일러본을 적절히 이용하여 제어를 수행하는 것으로 구성되진다⁴⁾.

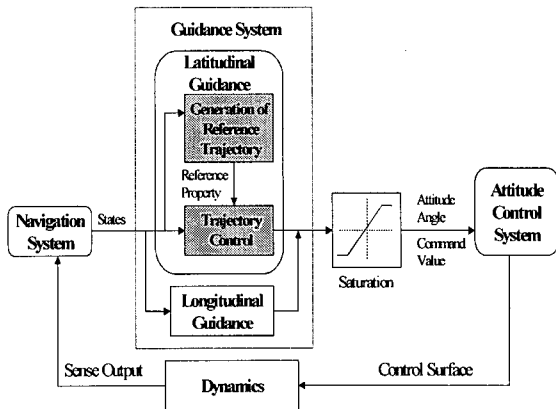


Fig. 2 Block diagram for atmosphere re-entry

4.2 궤도제어

기준량은 위치나 고도, 비행거리, 속도, 경로각 등의 목표상태로 기체를 유도해야 하며 또한 비행 구속조건들을 항상 제한한계 이하로 유지시켜야 한다. 이들 구속조건들은 속도와 항력가속도의 함수이며

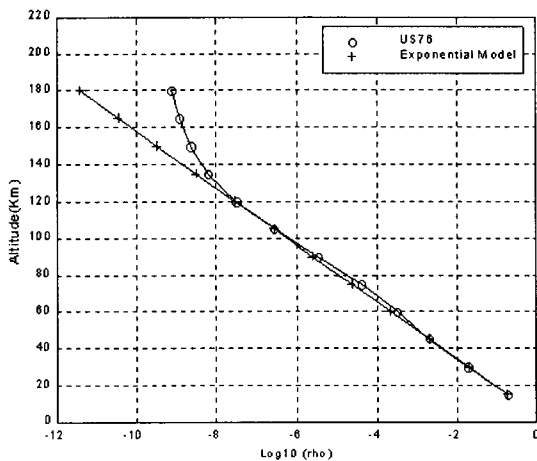


Fig. 3 Relation of US76 and exponential model

속도는 엔진을 사용하지 않으므로 단조감소함을 알 수 있다. 이것을 근거로 항력가속도를 속도의 함수로 표현하면 비행환경을 구속하는 여러 구속조건들을 제한한계 내에서 역제가 가능한 형태로 나타낼 수 있다. 최적의 항력가속도가 얻어지면 제어계에서는 이것을 기준항력가속도로써 이용하게 된다. 이것을 따라 비행하는 것이 안정성을 보장받고 또한 비행요구조건을 만족하게 된다. 항력가속도는 대개 대기밀도와 속도에 의해 결정되는데, 같은 속도에서 항력가속도를 증가시키기 위해서는 대기밀도를 증가시켜야 한다. 대기밀도는 Fig. 3에서 보는바와 같이 본 논문에서 사용된 US76 대기모델이나 고도의 지수함수⁵⁾로 근사할 수 있고 고도가 낮아질수록 대기밀도는 증가한다.

그러므로 고도를 줄이기 위해 양력을 줄여야 하고 뱅크각을 조정하여 이것을 수행할 수 있다^{6,7)}. 항력가속도와 양력 가속도는

$$L = \frac{\rho S_{ref} V^2 C_L}{2m}, \quad D = \frac{\rho S_{ref} V^2 C_D}{2m} \quad (16)$$

으로 정의되며, 뱅크각의 함수인 제어입력 u 는 기준항력가속도로부터 구할 수 있다.

$$u = \frac{C_L}{C_D} \cos \sigma \quad (17)$$

먼저 항력가속도 정의로부터

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

$$\begin{aligned} a_r &= \dot{V} \sin \gamma + \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \cos^2 \gamma \\ b_r &= D \cos \gamma \\ \ddot{r} &= a_r + b_r u \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} a_v &= -\dot{D} + 2g \frac{\dot{r}}{r} \sin \gamma - g \left(\frac{V^2}{r} - g \right) \frac{\cos^2 \gamma}{V} \\ b_v &= -g \frac{D}{V} \cos \gamma \\ \dot{V} &= a_v + b_v u \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} a_D &= D \left[-\frac{a_r}{h_s} + 2 \frac{a_v}{V} - 2 \frac{\dot{V}^2}{V^2} + \frac{\dot{D}^2}{D^2} \right] \\ b_D &= D \left(2 \frac{b_v}{V} - \frac{b_r}{h_s} \right) \\ \dot{D} &= a_D + b_D u \end{aligned} \quad (21)$$

로 유도되며 h_s 는 시뮬레이션에 사용된 스케일 고도 (scale height)이다. Fig. 4는 스케일 고도와 실제 고도(Altitude)와의 관계를 나타내고 있다.

제어입력인 뱅크각 명령치는 Fig. 5와 같은 시스템을 통해 얻어진다. k_1, k_2, k_3 는 게인 값이다.

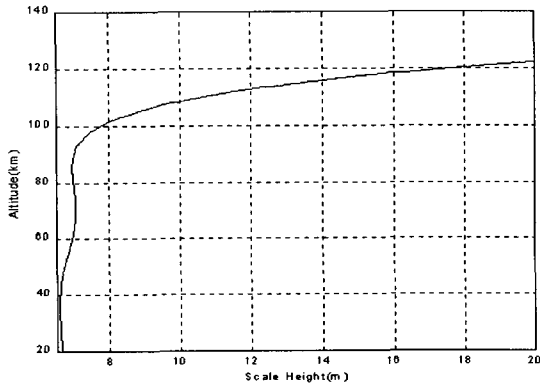


Fig. 4 Relation of scale height and altitude

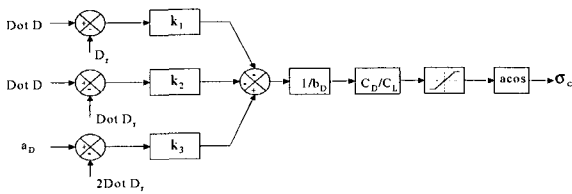


Fig. 5 Block diagram for trajectory control system

5. 시뮬레이션

Table 2는 대기권 재진입제어의 초기조건들이다.

Table 2 Initial condition

parameter	initial condition
altitude	118.5 km
velocity	7438 m/s
path angle	-0.999 °
bank angle	0 °
latitude	26 °
longitude	139.68 °
azimuth angle	105.286 °

Fig. 6은 정규화 파라미터 ϵ 을 0.00025로 고정시키고 비행거리가 3,000, 3,500, 4,000 km 일 때의 속도에 대한 항력가속도를 보여주고 있다. 여기서 볼 수 있듯이 비행거리가 짧을수록 기체에 작용하는 항력가속도가 크게 나타나는 것을 볼 수 있다. Table 3은 고정된 ϵ 값에 대해 각각의 비행거리에 대한 가격함수를

를 나타낸다. 비행거리가 길어질수록 가격함수도 비례하여 커지는데, 이는 기체가 가열을 구속이 지배적인 고속 영역에 오래 머물러 있기 때문이다.

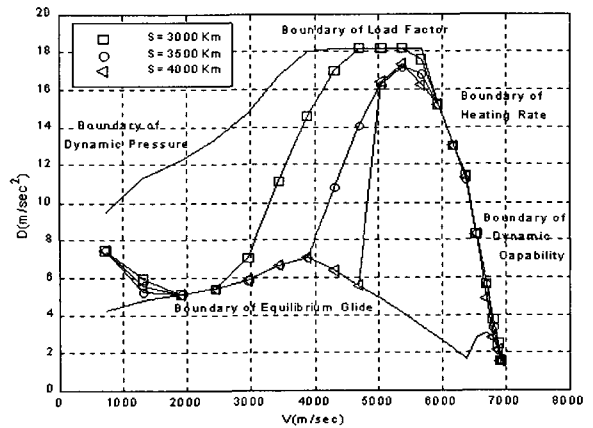


Fig. 6 Drag acceleration of velocity for flight variation

Table 3 Value function for flight

flight (km)	J ($\epsilon=0.00025$)
3,000	0.33756
3,500	0.36130
4,000	0.39006

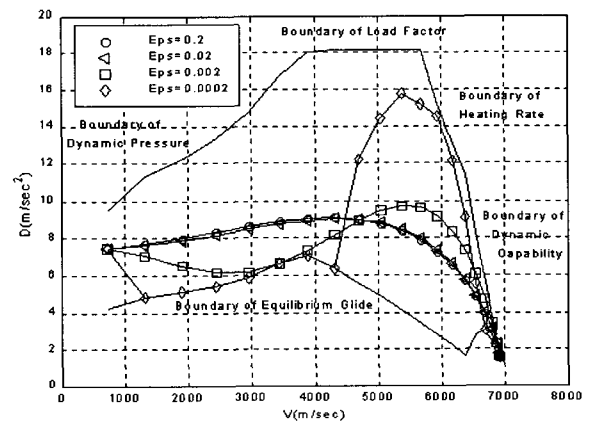


Fig. 7 Drag acceleration of velocity for ϵ

Table 4 Value function for ϵ

ϵ	J
0.2	1.2467
0.02	0.49467
0.002	0.45190
0.0002	0.39017

Fig. 7은 비행거리를 4,000 km로 고정시키고, ϵ 값을 조금씩 변화시켰을 때 속도에 대한 항력가속도를 나타낸다. ϵ 값이 대략 0.02부터 값을 더 크게 해도 기준궤도에는 큰 변화가 생기지 않음을 볼 수 있다. Table 4는 ϵ 값에 따른 가격함수(J)를 나타낸다.

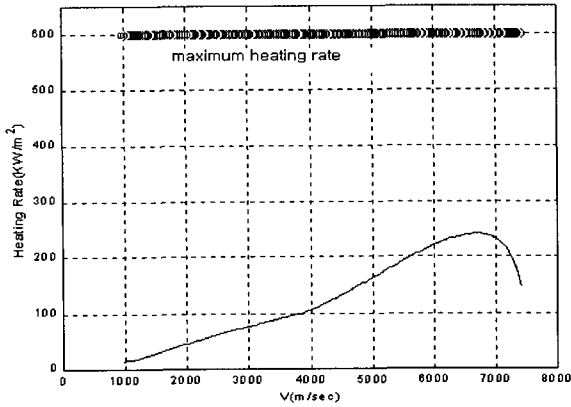


Fig. 8 Heating rate for velocity

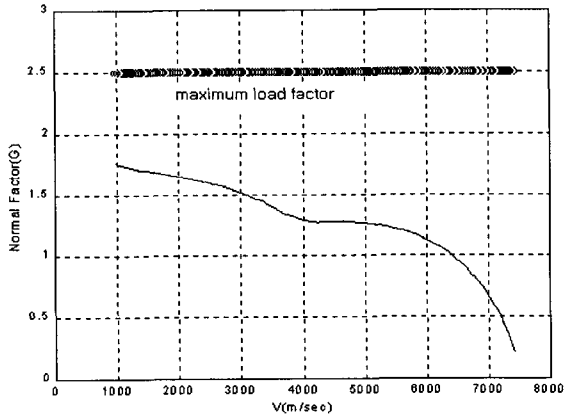


Fig. 9 Load factor for velocity

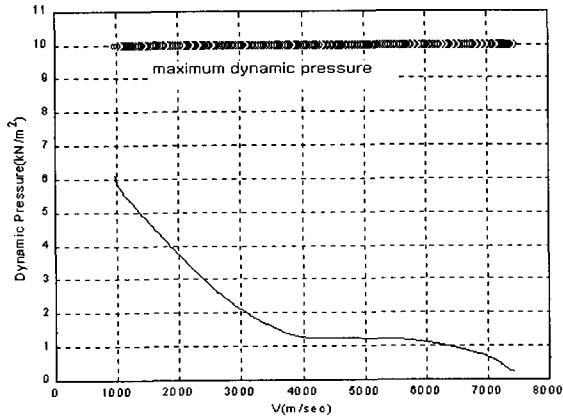


Fig. 10 Dynamic pressure for velocity

ϵ 값이 작을수록 가격함수 값이 작아지는데 10^{-2} 스के일까지 커져야 최대한계영역과 최소한계영역을 벗어나 안정한 비행허용구역으로 기준궤도를 설계할 수 있음이 증명되었다. Fig. 8~10은 기준항력가속도 궤도 위를 비행할 경우 기체에 작용하는 구속조건인 가열율, 하중배수, 동압을 속도 영역에 대해 나타낸 것이다. Fig. 11은 대기권 재진입시 뱅크각 명령치를 60° 로 유지했을 때 시간영역에 대한 속도를 나타낸다. 고도 약 118.5~85.6km까지는 대기밀도가 희박하여 제어면을 조종해도 궤도 변화가 매우 작고, 기체의 안정성을 위해 제어가 시작되기 전까지의 뱅크각 명령치를 60° 로 유지했다. 이런 이유 때문에 초기속도에 대해 약 220초까지 속도가 약간 증가하는 현상을 볼 수 있다.

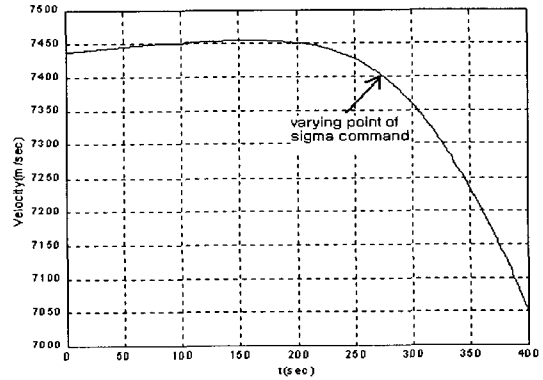


Fig. 11 Velocity for time

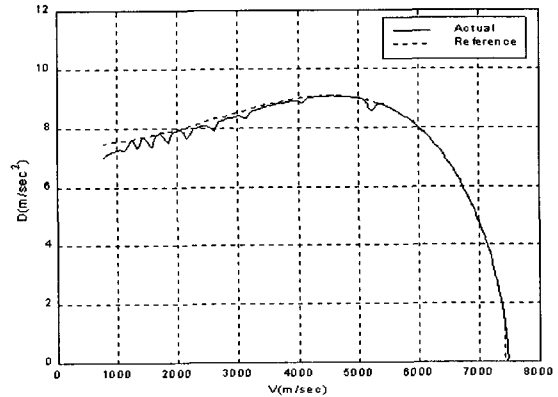


Fig. 12 Drag acceleration for velocity

Fig. 12는 속도영역에 대한 항력가속도의 변화를 보여준다. 그림에서 아래로 불룩하게 쳐짐이 생기는 것은 뱅크역전이 이루어져 순간적으로 항력가속도가 줄어드는 것을 알 수 있다. Fig. 13은 속도 영역에서의 뱅크각의 변화를 보여준다.

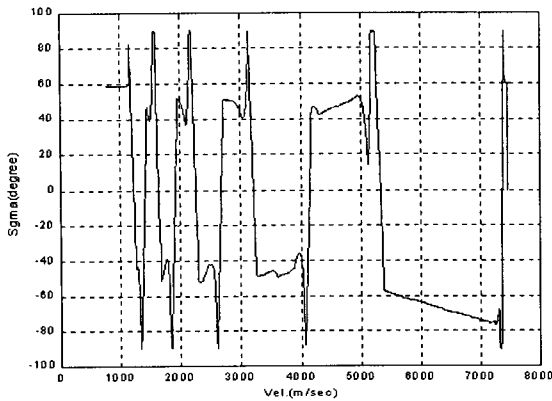


Fig. 13 Angle of bank for velocity

6. 결 론

기체에 축적된 총가열량을 최적의 기준궤도를 생성하기 위한 가격함수로 정하고 조정 파라미터를 사용하여 항력가속도의 급격한 변화를 방지함으로써 불연속성을 제거하였다. 6개의 비행구속 조건들을 만족하는 기준궤도를 SQP를 이용해 계산하였다. 4가지의 ϵ 값을 변화시켜 시뮬레이션 한 결과 비행허용 구역내에서 $\epsilon=10^{-2}$ 스케일 이상의 경우부터 안정적인 기준 항력가속도가 생성됨을 확인하였다. 또한 최대 허용치에 대한 가열율, 하중배수, 동압의 구속조건에 대해 안정적인 것도 볼 수 있었다. 그리고 기준 궤도로의 추종은 간단한 제어기법을 사용하여 비행허용구역 내에서의 기준궤도를 추종함에 있어 만족할 만한 성능을 보였다.

참고문헌

1. R. Fletcher, 1980, "Practical Methods of Optimization", Vol. 1, Unconstrained Optimization, and Vol. 2, Constrained Optimization, John Wiley and Sons.
2. K. Schittowski, 1985, "NLQPL:A FORTRAN-subrou-tine Solving Constrained Nonlinear Programming Problems", Operations Research, Vol. 5, pp. 485~500.
3. A. J. Roenneke and H. K. Well, 1992, "Re-entry Control of a low-lift Maneuverable Spacecraft", AIAA Journal, vol. 6, pp. 95~104.
4. 이대우, 조겸래, 임위섭, 1999, "피드백 선형화법을

이용한 우주비행체의 대기권 재진입에 관한 유도 제어", 항공우주학회 추계학술대회논문집, pp. 45~52.

5. F. J. Regan and S. M. Anandkrishnan, 1993, "Dynamics of Atmospheric Re-entry", AIAA Journal, pp. 53~61.
6. P. Lu, 1997, "Entry Guidance and Trajectory Control for Reusable Launch Vehicle", Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 20, No. 1, pp. 143~149.
7. A. J. Roenneke and A. Markl, 1994, "Re-entry Control of a Drag vs. Energy Profile", journal of Guidance, control, and Dynamic, Vol. 17, No. 6, pp. 916~920.