



재사용 발사체를 위한 최적 연착륙 유도 및 자세 제어 연구

전호영¹, 조준현², 김종한³

Optimal Soft Landing Guidance and Attitude Control for Reusable Launch Vehicles

Ho-Young Jeon¹, Jun-Hyon Cho² and Jong-Han Kim³

Department of Aerospace Engineering, Inha University, Incheon, Republic of Korea

ABSTRACT

We formulated the convex optimization based minimum energy soft landing problem for reusable launch vehicles, and obtained the minimum time trajectory via the bisection search. In order to implement the the optimal guidance command and complete the flight control architectures on the soft landing stage, we designed the classical attitude control loops, and formulated and solved the optimal actuator allocation problem. The obtained soft landing guidance performance was analyzed via nonlinear 6-DOF simulation.

초 록

본 논문에서는 재사용 발사체의 종말 연착륙 구간 비행 제어를 위한 컨벡스 최적화 기반 최소 연료 정밀 착륙 문제를 수립하고 이분탐색을 통해 최단 시간 연착륙 비행궤적을 도출하였다. 계산된 유도 명령 추종을 위해 자세 제어 루프와 구동력 분배 문제를 수립하고 해결함으로써 재사용 발사체의 착륙 영역 비행제어계 구조를 완성하였다. 완성된 비행제어계의 착륙 유도성능은 6-자유도 시뮬레이션을 통해 구현되고 분석되었다.

Key Words : Reusable Launch Vehicles(재사용 발사체), Pinpoint Landing(정밀 착륙), Convex Optimization(컨벡스 최적화), Control Allocation(구동력 분배)

Nomenclature

g	= gravitational acceleration vector	r	= position vector
m_{wet}	= vehicle initial mass (wet)	\dot{r}	= velocity vector
m	= vehicle mass	r_0	= initial position vector
α	= positive constant describing fuel consumption rate	\dot{r}_0	= initial velocity vector
ρ_1	= minimum required thrust	Γ	= slack variable that bounds thrust magnitude
ρ_2	= maximum allowable thrust	σ	= mass normalized slack variable
T_c	= thrust vector	t_f	= final time
		u	= net control acceleration
		β	= glide slope angle

† Received : January 17, 2022 Revised : March 6, 2022 Accepted : March 7, 2022

^{1,2} Graduate Student, ³ Assistant Professor

³ Corresponding author, E-mail : jonghank@inha.ac.kr, 0000-0002-9030-0490

I. 서 론

최근 뉴 스페이스(New space) 시대의 등장으로 초소형위성과 재사용 발사체에 관한 연구가 세계 각국에서 활발히 이루어지고 있다. 재사용 발사체는 로켓 발사 임무 중 가장 큰 비용을 차지하는 1단 로켓을 수거하여 로켓 제작 시 걸리는 시간과 비용을 획기적으로 줄일 수 있다는 장점 때문에 많은 관심을 받고 있다.

미국의 Space-X는 2016년에 최적화 기반 착륙 유도 기법을 통해 Falcon 9의 1단 로켓 해상 착륙 시험을 성공적으로 진행하여 현재 상용화 단계까지 나아간 상태이다. Blue Origin의 경우 우주여행용 발사체인 New Shepard의 비행시험을 성공적으로 진행한 바가 있으며, 새로운 발사체인 New Glenn을 설계하여 첫 발사가 2022년에 계획되어 있다[1]. 또한, 유럽 우주국에서는 2022년 첫 발사가 예정된 아리안 6이 Space X의 Falcon 9와 비교하였을 때 비용적인 측면에서 비판이 제기되어 이에 대한 해결을 위해 재사용 발사체 기술이 적용된 아리안 NEXT 프로그램을 준비하고 있다[2]. 인도 우주 연구소(ISRO)에서는 Space X의 Falcon 9와 다르게 2단 재사용 발사체 기술력 확보를 위해 Reusable Launch Vehicle-Technology Demonstration Program(RLV-TD) 프로그램을 설계하여 2016년 비행시험을 수행하였으며, 재사용 발사체 제작에 필요한 비행 데이터를 얻었다[3,4]. 국내에서는 2021년 항공우주연구원에서 액체 엔진의 재점화 기술에 첫 시험에 성공하면서 한국형 재사용 발사체에 관한 기초 연구가 활발히 이루어지고 있다[5,6].

본 논문에서는 Space X의 부스터 재사용 기술을 벤치마킹하여 비행 중 최적 연착륙 유도 명령을 생성하고, 즉 추력기(Reaction Control System, RCS), 추력벡터제어(Thrust Vector Control, TVC)를 이용해서 발사체의 자세와 속도를 제어하여 최적 유도 명령을 추종하는 연착륙 비행 제어 시스템을 설계하였다.

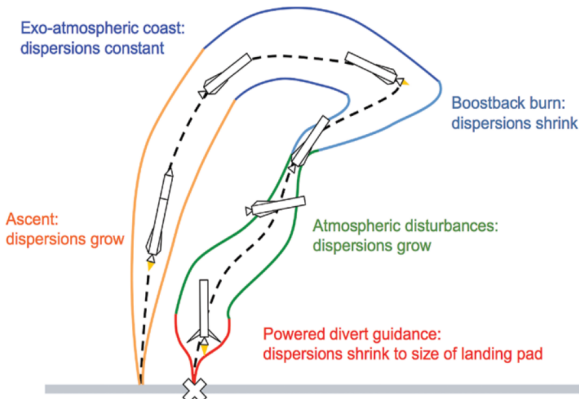


Fig. 1. Mission profile of Falcon 9 [7]

첫 번째로, 최소 에너지 정밀 착륙 문제를 수립하고 Second Order Cone Programming (SOCP) 문제로 표현한 후 이분탐색을 적용하여 최단 시간 비행 궤적을 위한 유도 명령을 생성한다. 이때 문제를 단순화하기 위해 공기역학적 힘은 무시하였다.

두 번째로, 계산된 유도 명령 추종을 위해 고전적 자세 제어루프를 설계하였고, 주 엔진 노즐 구동을 통한 추력벡터제어와 동체 상단부의 즉 추력기 세트를 활용한 구동력 분배 문제를 수립하고 해결하였다.

마지막으로, 설계된 비행 제어 알고리즘은 6-자유도 시뮬레이션을 통하여 검증되었다. 해당 시뮬레이션에서 일련의 유도 명령 생성, 자세 제어 및 구동 명령 분배 등의 과정은 매 샘플링 순간마다 새롭게 연산되며, 유도 명령 생성과 구동 명령 분배를 위한 컨벡스 최적화 문제 해결에는 MATLAB 기반의 CVX 패키지가 사용되었다[8].

II. 본 론

2.1 최적 연착륙 유도

2.1.1 최적 연착륙 문제 수립

본 연구에서는 초기위치와 목표지점이 주어졌을 때 최소한의 연료를 사용하는 발사체 정밀 착륙 문제 형태를 사용하였으며, 문제를 다음과 같이 기술할 수 있다[9,10].

$$\text{minimize } \int_0^{t_f} \| \mathbf{T}_c(t) \| dt$$

$$\text{subject to } \ddot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{g} + \mathbf{T}_c(t)/m(t) \quad (1.1)$$

$$\dot{m}(t) = -\alpha \| \mathbf{T}_c(t) \| \quad (1.2)$$

$$0 < \rho_1 \leq \| \mathbf{T}_c(t) \| \leq \rho_2 \quad (1.3)$$

$$\| \mathbf{r}_d(t) \| \leq \beta r_v(t) \quad (1.4) \quad (1)$$

$$m(0) = m_{\text{wet}} \quad (1.5)$$

$$m(t_f) \geq 0 \quad (1.6)$$

$$\mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_0 \quad (1.7)$$

$$\dot{\mathbf{r}}(0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \quad (1.8)$$

$$\mathbf{r}(t_f) = \dot{\mathbf{r}}(t_f) = 0 \quad (1.9)$$

식 (1.1), (1.2)는 동역학을 나타내고, 식 (1.3)은 추력의 크기를 의미한다. 식 (1.4)는 비행궤적이 지면 밑으로 가는 것을 막아주기 위한 활공 경사 구속조건이며, $\mathbf{r} = [r_d^T, r_v^T]^T$ 으로 \mathbf{r}_d 는 downrange 위치벡터, r_v 는 고도를 의미한다.

재사용 발사체의 엔진은 기술적인 이유로 점화된 상태에서 추력 레벨을 일정 수준 이하로 낮추는 제한계가 존재하여 추력 레벨은 식 (1)에서와 같이 ρ_1, ρ_2 사이의 값을 가져야 한다. 이와 같은 구속조건

은 non-convex한 형태이므로 컨벡스 최적화 문제로 재구성하기 위해 loseless convexification 기법을 사용하여 slack variable Γ 를 도입함으로써 문제를 아래와 같이 재구성할 수 있다[11].

$$\begin{aligned}
 & \text{minimize}_{T_c, \Gamma(t)} \int_0^{t_f} \Gamma(t) dt \\
 & \text{subject to } \ddot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{g} + \mathbf{T}_c(t)/m(t) \\
 & \quad \dot{m}(t) = -\alpha\Gamma(t) \\
 & \quad \|\mathbf{T}_c(t)\| \leq \Gamma(t) \\
 & \quad 0 < \rho_1 \leq \Gamma(t) \leq \rho_2 \\
 & \quad \|\mathbf{r}_d(t)\| \leq \beta r_v(t) \\
 & \quad m(0) = m_{\text{wet}} \\
 & \quad m(t_f) \geq 0 \\
 & \quad \mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_0 \\
 & \quad \dot{\mathbf{r}}(0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \\
 & \quad \mathbf{r}(t_f) = \dot{\mathbf{r}}(t_f) = 0
 \end{aligned} \tag{2}$$

식 (2)에서 연료 소모에 따른 동체 전체의 질량 변화로 인해 운동방정식은 비선형성 성질을 갖기 때문에 선형화를 위해 변수 변환을 수행하여 다음과 같은 문제로 재구성한다.

$$\begin{aligned}
 & \text{minimize}_{u, \sigma} \int_0^{t_f} \sigma(t) dt \\
 & \text{subject to } \ddot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{g} + \mathbf{u}(t) \\
 & \quad \dot{z}(t) = -\alpha\sigma(t) \\
 & \quad \|\mathbf{u}(t)\| \leq \sigma(t) \\
 & \quad \mu_1(t)(1 - (z(t) - z_0(t))) \leq \sigma(t) \\
 & \quad \sigma(t) \leq \mu_2(t)(1 - (z(t) - z_0(t))) \\
 & \quad \|\mathbf{r}_d(t)\| \leq \beta r_v(t) \\
 & \quad m(0) = m_{\text{wet}} \\
 & \quad m(t_f) \geq 0 \\
 & \quad \mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_0 \\
 & \quad \dot{\mathbf{r}}(0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \\
 & \quad \mathbf{r}(t_f) = \dot{\mathbf{r}}(t_f) = 0
 \end{aligned} \tag{3}$$

where,

$$\begin{aligned}
 \sigma(t) & \doteq \Gamma(t)/m(t) \\
 \mathbf{u}(t) & \doteq \mathbf{T}_c(t)/m(t) \\
 z_0(t) & \doteq \ln(m_{\text{wet}} - \alpha\rho_2 t) \\
 \mu_1(t) & \doteq \rho_1 \exp(-z_0(t)) \\
 \mu_2(t) & \doteq \rho_2 \exp(-z_0(t))
 \end{aligned}$$

위의 문제를 샘플링 간격 Δt 로 오일러 방법을 통해 이산화하면 아래와 같은 최적화 문제를 얻을 수 있으며, 이와 같은 형태의 문제는 Interior Point Method 등의 일반적 컨벡스 최적화 알고리즘을 통해 효율적으로 해결할 수 있다.

$$\text{minimize}_{u_k, \sigma_k} -z_N$$

$$\begin{aligned}
 & \text{subject to } \dot{\mathbf{r}}_{n+1} = \dot{\mathbf{r}}_n + \Delta t(\mathbf{u}_n + \mathbf{g}) \\
 & \quad \mathbf{r}_{n+1} = \mathbf{r}_n + \Delta t(\mathbf{v}_n) \\
 & \quad z_{n+1} = z_n - \alpha\Delta t\sigma_n \\
 & \quad \ln(m_0 - \alpha\rho_2 n\Delta t) \leq z_n \\
 & \quad z_n \leq \ln(m_0 - \alpha\rho_1 n\Delta t) \\
 & \quad \|\mathbf{u}_n\| \leq \sigma_n \\
 & \quad \mu_{1n}(1 - (z_n - z_{0n})) \leq \sigma_n \\
 & \quad \sigma_n \leq \mu_{2n}(1 - (z_n - z_{0n})) \\
 & \quad m_0 = m_{\text{wet}} \\
 & \quad \mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_0 \\
 & \quad \dot{\mathbf{r}}(0) = \dot{\mathbf{r}}_0 \\
 & \quad \mathbf{r}_N = \dot{\mathbf{r}}_N = 0
 \end{aligned} \tag{4}$$

2.1.2 이분탐색을 통한 최단시간 궤적 연산

식 (1)~(4)의 최적화 문제에서는 종료 시간 t_f 를 알고 있다고 가정하고 최적 궤적을 도출하고 있다. 본 장에는 매 샘플링 시간마다 최적 궤적을 따라 이동하는 최단 시간 t_f 를 구하는 기법인 이분탐색을 기술한다. 이분탐색의 의사코드는 다음과 같다.

Algorithm1 Binary Search

```

1: Initialize {U, L, ε}
2: While U - L > ε do
3:   t ← (U + L) / 2
4:   if (1) at t_f = t is infeasible
5:     L ← t
6:   else
7:     U ← t
8: end while
9: t_f ← U
10: return t_f

```

위에서 upper bound U 는 최적 연착륙 궤적 설계 문제 (4)가 해를 갖는 충분히 큰 종료 시간이며, lower bound L 은 (4)가 해를 갖지 않는 충분히 작은 종료 시간이다. 최단 시간 연착륙 궤적에 해당하는 비행시간은 이 둘 사이에 존재하게 되며, 이분 탐색은 중간 단계 문제의 feasibility에 따라 이 둘 사이의 간격을 절반씩 줄여나가며 최단 비행시간을 탐색하게 된다.

2.2 자세제어기 및 구동력 분배기 설계

본 장에서는 최단 시간 연착륙 유도 문제를 통해 얻어진 최적 추력 프로파일들을 구현하기 위한 자세 제어기와 구동력 분배 문제에 대해 기술한다[12].

발사체의 운동과 자세는 Launch Frame을 기준으

로 표현한다. Launch Frame은 NED 좌표계의 N축이 착륙지점을 향하도록 D축을 중심으로 회전시킨 좌표계이다. 또한, 동체의 오일러 자세각은 Launch Frame으로부터의 2-3-1 회전 순서로 정의한다. 동체 축 속도벡터를 (u, v, w) , 각속도를 (p, q, r) 로, 오일러 자세각은 (ϕ, θ, ψ) 로 나타낸다.

2.2.1 자세 제어루프

최적 연착륙 문제에서 도출된 추력 명령을 생성하기 위한 자세각 명령 $\phi_{cmd}, \theta_{cmd}, \psi_{cmd}$ 는 아래와 같이 계산할 수 있으며, Fig. 2로부터 유도할 수 있다. Fig. 2에서 X_L 축과 Y_L 축은 Launch Frame의 1축과 2축이다.

$$\begin{aligned} \phi_{cmd} &= \phi \\ \theta_{cmd} &= \text{atan2}(-T_{Z_L}, T_{X_L}) \\ \psi_{cmd} &= \arcsin\left(\frac{T_{Y_L}}{\|T\|}\right) \end{aligned} \quad (5)$$

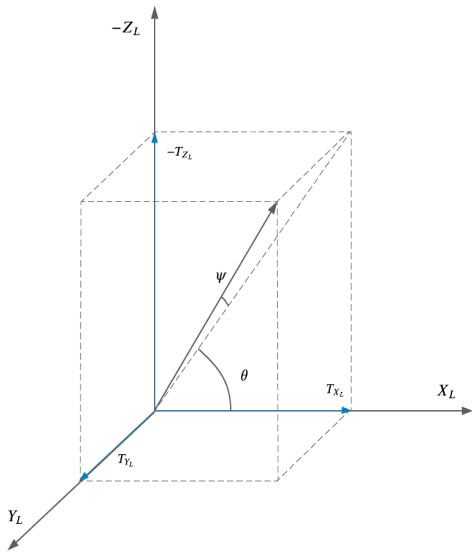


Fig. 2. Euler angle command

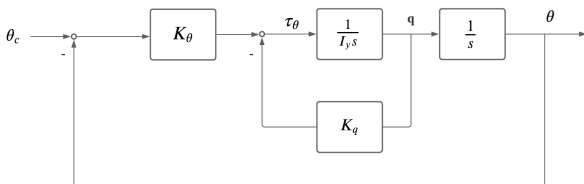


Fig. 3. Pitch attitude control loop

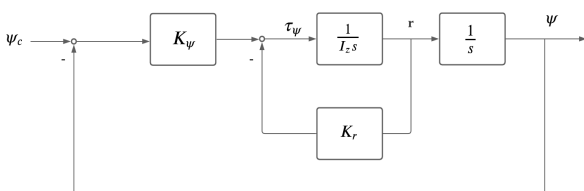


Fig. 4. Yaw attitude control loop

오일러 각 명령 θ_{cmd}, ψ_{cmd} 를 추종하기 위한 자세각 제어 루프는 Figs. 3, 4에 도시되어있으며, 비행체의 모멘트값 τ_θ, τ_ψ 이 도출된다. 여기서 제어 계인은 극점 배치기법을 활용하여 식 (6)과 같이 설정하였다.

$$K_\theta = \omega_\theta^2, K_q = 2\omega_\theta\zeta_\theta, K_\psi = \omega_\psi^2, K_r = 2\omega_\psi\zeta_\psi \quad (6)$$

또한 급격한 모멘트 값 변화를 제어하기 위해 비행체 모멘트값 τ_θ, τ_ψ 에 다음과 같이 2차 저역 통과 필터를 적용하였다.

$$\begin{aligned} y[n] &= \frac{\omega^2 x[n] + 2\omega^2 x[n-1] + \omega^2 x[n-2]}{k^2 + 2\zeta\omega k + \omega^2} \\ &+ \frac{(2\omega^2 - 2k^2)y[n-1]}{k^2 + 2\zeta\omega k + \omega^2} \\ &+ \frac{-(\omega^2 - 2\zeta\omega k + k^2)y[n-2]}{k^2 + 2\zeta\omega k + \omega^2} \end{aligned} \quad (7)$$

2.2.2 구동력 분배

구동력 분배 문제는 각 구동기에서 발생하는 모멘트의 합이 τ_θ, τ_ψ 를 추종할 수 있도록 정의한다. 본 논문에서는 동체 최상단부의 측추력기가 부착된 발사체를 가정하고 있으므로 주 엔진 노즐과 측추력기에 의해 발생하는 모멘트를 표현할 수 있어야 한다. 측추력기 모듈은 Fig. 5와 같이 열두 개의 추력기가 장착된 것으로 설계되었으나, 문제 구성 과정에서 이를 양방향성 측추력기로 표현하여 Fig. 6과 같이 여섯 개의 측추력 변수로 축약한다.

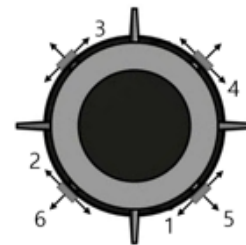


Fig. 5. Configuration of RCS

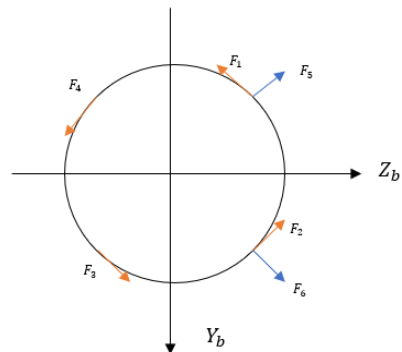


Fig. 6. Configuration of RCS

$$\begin{aligned}\tau_\phi &= r_L(F_1 + F_2 + F_3 + F_4 + F_5 + F_6) \\ \tau_\theta &= \frac{\sqrt{2}}{4}L(F_1 + F_2 - F_3 - F_4 + F_5 - F_6) \\ \tau_\psi &= \frac{\sqrt{2}}{4}L(F_1 - F_2 - F_3 + F_4 - F_5 - F_6)\end{aligned}\quad (8)$$

측추력기에 의해 발생하는 모멘트는 식 (8)과 같이 나타낼 수 있으며, 여기서 r_L 은 로켓의 반지름, L 은 로켓의 길이를 의미하며, 무게중심은 로켓의 중앙에 있다고 가정한다.

주추력기 노즐 회전에 의해 발생하는 모멘트는 Fig. 7에 도시된 것처럼 노즐 회전 각도 δ 를 정의하면 식 (9)와 같이 얻어진다. 여기서 T_{mag} 는 최적 연착륙 문제에서 도출된 추력의 크기를 의미한다.

$$\begin{aligned}\tau_\phi &= \mathbf{r}_L \times \mathbf{T} & \tau_\theta &= \mathbf{r}_L \times \mathbf{T} \\ &= \frac{1}{2}L T_{\text{mag}} \sin(\delta_x) & &= \frac{1}{2}L T_{\text{mag}} \sin(\delta_y) \\ &\approx \frac{1}{2}L T_{\text{mag}} \delta_x & &\approx \frac{1}{2}L T_{\text{mag}} \delta_y\end{aligned}\quad (9)$$

위의 계산을 토대로 문제 (10)과 같이 컨벡스 최적화 문제를 수립하였다. 목적함수의 첫 번째 항은 구동기에서 발생하는 모멘트 합이 $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ 를 추종하기 위한 항이며, 두 번째 항은 측추력기와 노즐 각의 급격한 변화를 최소화하기 위해 목적함수에 이전 명령 값인 \mathbf{u}^p 와의 차이를 최소화하는 항이다. 마지막 항은 측추력기의 사용량을 최소화하기 위해 측추력기 명령 값을 의미하는 $\mathbf{u}_{1:6}$ 가 포함된 페널티이다.

2.3 시뮬레이션 결과

6-자유도 시뮬레이션은 MATLAB 환경에서 수행되었으며 매 샘플링 스텝에서의 최적화 연산은 CVX 패키지가 사용되었다. 발사체는 주어진 초기위치와 초기속도에 대해 목표 착륙지점에 연착륙하기 위한 최단시간 유도 명령을 생성하고, 해당 유도 명령을 추종하기 위한 자세 제어는 주어진 노즐 각 제한 ω_δ 과 측추력기 크기 제한인 T_F 를 만족하는 구동력 분배를 통해 수행된다. Table 1은 시뮬레이션에서 사용한 파라미터를 나타낸다.

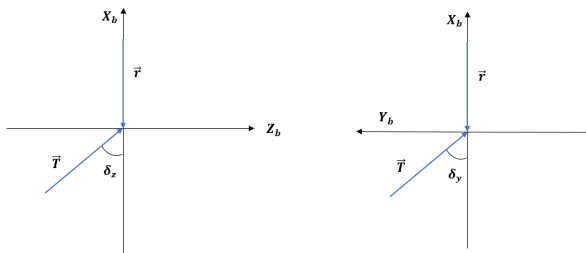


Fig. 7. Nozzle deflection angles

Table 1. Simulation parameters

Parameter	Value	Units
\mathbf{r}_0	(-300, 0, -500)	[m]
$\dot{\mathbf{r}}_0$	(70, 0, 60)	[m/s]
m_{wet}	15,000	[kg]
ρ_2	250,000	[N/s]
ρ_1	150,000	[N/s]
L	5	[m]
r_L	0.4	[m]
Δt	0.01	[s]
ω_δ	15	[deg]
T_F	2,200	[N]

$$\begin{aligned}\text{minimize}_{\mathbf{u}} \quad & \|\mathbf{A}\mathbf{u} - \mathbf{c}\|_2^2 + \lambda_1 \|\mathbf{u} - \mathbf{u}^p\|_2^2 \\ & + \lambda_2 \|\mathbf{u}_{1:6}\|_2^2\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\text{subject to} \quad & -\omega_\delta \leq \delta_x \leq \omega_\delta \\ & -\omega_\delta \leq \delta_y \leq \omega_\delta \\ & -T_F \leq F_1 \leq T_F \\ & -T_F \leq F_2 \leq T_F \\ & -T_F \leq F_3 \leq T_F \\ & -T_F \leq F_4 \leq T_F \\ & -T_F \leq F_5 \leq T_F \\ & -T_F \leq F_6 \leq T_F\end{aligned}\quad (10)$$

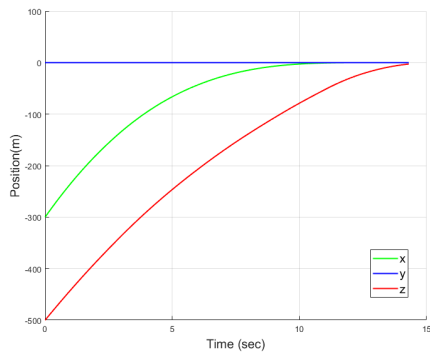
$$\begin{aligned}\text{where } \mathbf{u} &= [F_1 \ F_2 \ F_3 \ F_4 \ F_5 \ F_6 \ \delta_x \ \delta_y]^T \\ \mathbf{c} &= [\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T\end{aligned}$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{r_L}{4} & \frac{r_L}{4} & -\frac{r_L}{4} & -\frac{r_L}{4} & \frac{r_L}{4} & -\frac{r_L}{4} & 0 & 0 \\ \frac{\sqrt{2}}{4}L & \frac{\sqrt{2}}{4}L & -\frac{\sqrt{2}}{4}L & -\frac{\sqrt{2}}{4}L & \frac{\sqrt{2}}{4}L & -\frac{\sqrt{2}}{4}L & 0 & \frac{1}{2}LT \\ \frac{\sqrt{2}}{4}L & -\frac{\sqrt{2}}{4}L & -\frac{\sqrt{2}}{4}L & \frac{\sqrt{2}}{4}L & -\frac{\sqrt{2}}{4}L & -\frac{\sqrt{2}}{4}L & \frac{1}{2}LT & 0 \end{bmatrix}$$

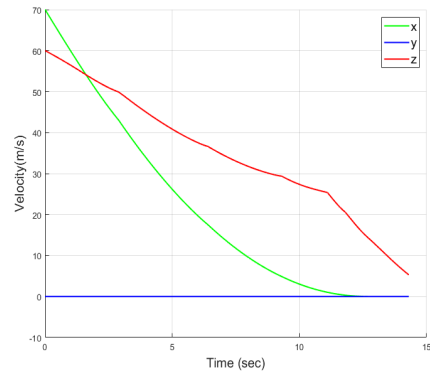
Figure 8에서 발사체는 주추력 크기, 측추력 크기, 및 주추력기 노즐 각도 등 주요 제한 사항을 모두 만족하며 목표 위치에 연착륙함을 확인할 수 있다. 또한, 착륙 시의 로켓 자세도 수직에 가깝게 형성되어 안전한 착륙이 가능함을 확인할 수 있다.

III. 결론

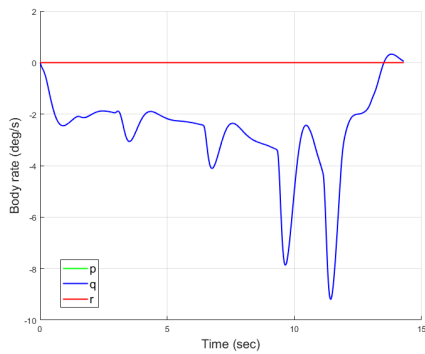
본 논문에서는 최소 에너지 정밀 착륙 문제 수립 후 제시된 이분 탐색을 적용하여 최단 시간 궤적을 도출하였다. 계산된 유도 명령 추종을 위해 자세 제어 루프를 설계하고 구동력 문제를 수립 및 해결함으로써 재사용 발사체의 착륙 영역 비행제어계 구조를 완성하였다.



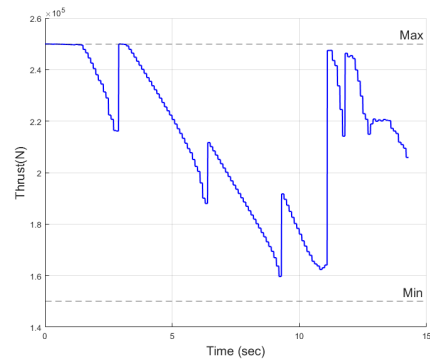
(a) Position of Reusable Launch Vehicle



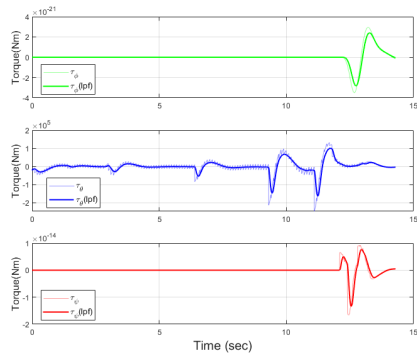
(b) Velocity of Reusable Launch Vehicle



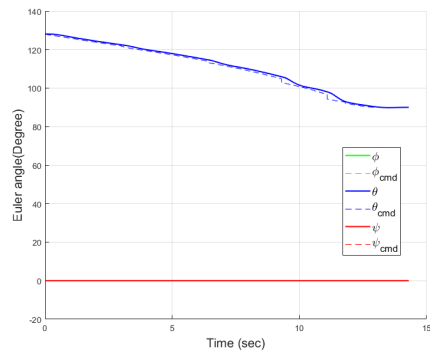
(c) Body rate of Reusable Launch Vehicle



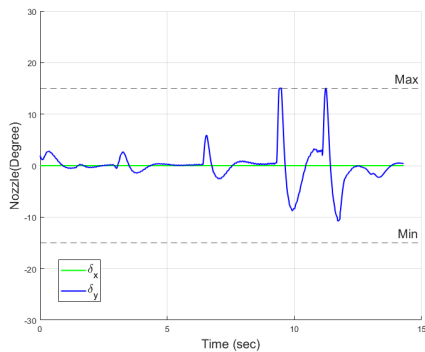
(d) Thrust of Reusable Launch Vehicle



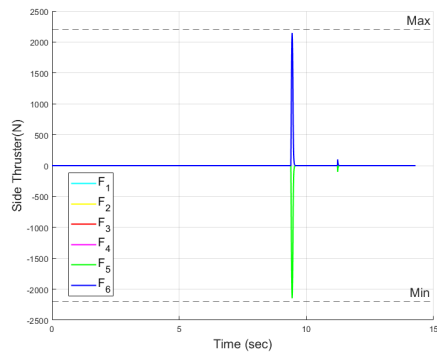
(e) Control torque of Reusable Launch Vehicle



(f) Euler angles of Reusable Launch Vehicle



(g) Nozzle angles



(h) RCS thrust

Fig. 8. Simulation results

본 연구에서 설계한 알고리즘의 유도 성능을 확인하기 위해 6-자유도 시뮬레이션을 수행하여 발사체의 정밀 착륙 성능을 확인하였으며, 시뮬레이션 결과 주어진 제한 조건을 만족하며 최적 추 추력기 및 추력 벡터제어를 생성하여 기동하는 것을 확인하였다. 추후 본 논문에 공력 데이터를 추가하여 6-자유도 시뮬레이션을 진행하여 알고리즘의 신뢰성을 높일 예정이다.

후 기

이 성과는 2021년도 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2019M1A3A2076965).

References

- 1) Kim, C. W., Cho, G. S. and Roh, W. R., "Development of Reusable Launch System in the U.S.," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 17, No. 1, July 2019, pp. 84~96.
- 2) Lee, J. S., Lee, K. J., Lim, S. H., Lim, B. G., Im, S. H. and Park, J. S., "Development Trends of European Future Reusable Launch Vehicles," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 19, No. 2, December 2021, pp. 39~52.
- 3) Jeong, S. G., Bae, J. H., Jeong, G. J., Koo, J. Y. and Yoon, Y. B., "Development Trend of the Reusable Space Launch Vehicle," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences* 45(12), Vol. 45, No. 12, 2017, pp. 1069~1075.
- 4) Choo, K. S., Mun, H. K., Nam S. H., Nam, S. H., Cha, J. Y. and Ko, S. H., "A Survey on Recovery Technology for Reusable Space," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 2, 2018, pp. 138~151.
- 5) Jeon, J. S., L, J. H., Lee, K. J., Kim, S. H. and Han, Y. M., "A verification test of ignition agent charging characteristics for reignition system of a staged combustion cycle engine," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Spring Conference*, July 2021, pp. 904~905.
- 6) Lee, K. O., Lee, J. S., Park, S. Y., Roh, W. R., Im, S. H., Nam, G. W. and Seo, D. B., "Korean Reusable Launch Vehicle Development Strategy Using SpaceX's Strategy," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, 2021, pp. 101~112.
- 7) Blackmore, L., "Autonomous Precision Landing of Space Rockets," *Frontiers of Engineering: Reports on Leading-Edge Engineering from the 2016 Symposium*, Washington DC, 2017.
- 8) Grant, M. and Boyd, S., "CVX: Matlab software for disciplined convex programming (web page and software)," <http://www.stanford.edu/~boyd/cvx/>, July 2008
- 9) Boyd, S. and Vandenberghe, L., *Convex Optimization*, Cambridge University press, New York, 2004.
- 10) Jeon, H. Y., Cho, J. H. and Kim, J. H., "Impact of Different Objective Function on Pinpoint Landing Trajectories," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences spring Conference*, July 2020, pp. 452~453.
- 11) Acikmese, B. and Ploen, S. R., "Convex Programming Approach to Powered Descent Guidance for mars Landing," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 5, 2007, pp. 1353~1366.
- 12) Jeon, H. Y. and Kim, J. H., "Landing Guidance and Control Allocation for Reusable launch vehicles," *Proceeding of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences fall Conference*, November 2021, pp. 1179~1180.
- 13) Acikmese, B., Blackmore, L., Scharf, D. P. and Wolf, A., "Enhancements on the Convex Programming Based powered-descent Guidance Algorithm for Mars Landing," *AIAA Paper* 2008~6426, 2008.