

재사용 발사체를 위한 궤적 최적화 기반 연료 최적 착륙 유도 및 제어 알고리즘 연구

Fuel-optimal Landing Guidance and Control for the Reusable Launch Vehicle Based on Trajectory Optimization

초록

재사용 발사체의 실현을 위해 가장 중요한 기술 중 하나는 엔진 연소를 통한 연착륙 단계의 유도 및 제어 기술이다. 본 연구에서는 엔진 추력이라는 제한적인 제어 수단을 통해 요구되는 제약 조건들과 연료 소모 최소화를 달성하기 위해 궤적 최적화 기반의 유도 알고리즘 방법론을 제안하였다. 그 후, 재사용 발사체의 제어 수단에 적합한 정밀 자세 제어 알고리즘을 설계하여 재사용 발사체의 착륙 유도 및 제어 체계를 완성하였다. 마지막으로 시험 발사체를 통한 실제 실험이 현실적으로 불가능하므로 재사용 발사체의 비행 데이터를 시각화 할 수 있는 고충실도 6자유도 시뮬레이션 프로그램을 개발하였으며, 다양한 초기 조건과 불확실성에 대해 제안된 알고리즘을 검증하였다. 시뮬레이션 결과를 통하여 제안된 유도 및 제어 알고리즘의 연료 소모 최적성과 강건성을 확인하였다.

Key Words : 재사용 발사체(Reusable Launch Vehicle), 궤적 최적화(Trajectory Optimization), 컨벡스 최적화(Convex Optimization), 모델 예측 제어(Model Predictive Control), 비선형 제어(Nonlinear Control)

서론

최근 항공우주 산업은 민간 주도 및 비용 절감이라는 방향성 아래에서 급격한 변화를 겪는 New Space 시대를 맞이하였으며, 이에 따라 소모성 우주발사체에서 재사용이 가능한 형태의 우주발사체로 패러다임이 전환되었다. 재사용 발사체 기술은 발사체를 쏘아 올린 이후에 발사체 일부 또는 전체를 회수하여 다시 사용하는 기술로, 발사 비용의 절감뿐만 아니라 발사 빈도의 유연성을 확보할 수 있어서 전 세계의 우주발사체 시장에서 독보적인 우위를 선점하고 있다. 현재 민간 우주발사체 시장을 주도하고 있는 SpaceX와 Blue Origin의 성공적인 재사용 발사체 기술 시연 이후에 수직 이착륙형 재사용 발사체에 대한 관심이 높아지고 있다. 수직 이착륙형 재사용 발사체 개발에 필수적인 기술로는 엔진의 연소가 종료된 이후에 엔진을 다시 점화하는 엔진 재점화 기술, 발사체의 재진입 구간에서 높은 동압에 의해 구조가 손상되지 않도록 방지하는 발사체 구조 열방호 기술, 재사용 발사체가 목표 지점에 안전하게 연착륙 되도록 하는 발사체의 재진입 및 착륙 유도 제어 기술이 있다. 이 중 재진입 및 착륙 유도 제어 기술은 재사용 발사체 기술의 가장 핵심적인 요소로 인식되고 있으며, 우주 선진국에서는 해당 기술에 대한 연구가 활발하게 수행되고 있다. 하지만 국내의 발사체 재진입 및 착륙 유도 제어 기술은 아직 초기 단계에 머무르고 있기 때문에, 재사용 발사체를 성공적으로 개발하기 위해서는 해당 대한 연구가 필수적으로 수행되어야 한다. 수직 이착륙형 재사용 발사체를 안전하게 회수하기 위해서는 여러가지 비행 구속 조건을 만족시키면서 미리

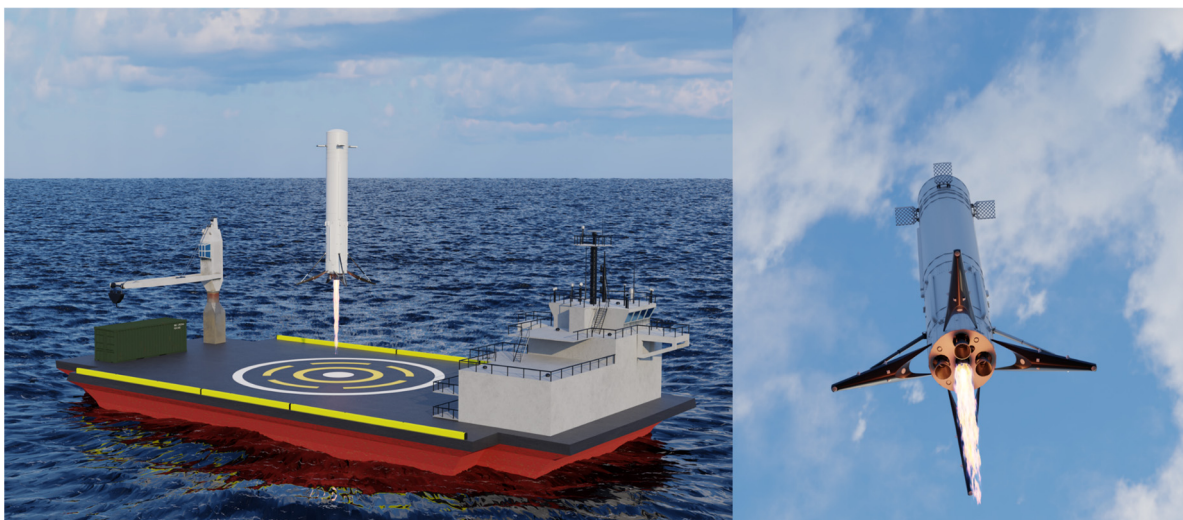


Fig. 1. Graphical Snapshots of RLV Nautical Landing Simulation

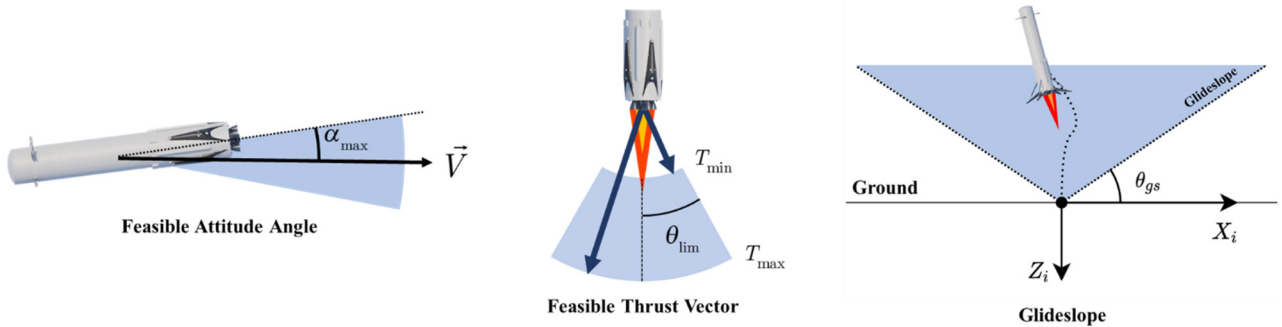


Fig. 2. Examples of Constraints Required for RLVs

정해진 착륙 위치에 연착륙 하도록 해야한다. 이때 더 많은 페이로드를 실을 수 있도록 하기 위해서 재사용 발사체의 재진입 및 착륙 구간에서 소모되는 연료량을 최소화하는 최적 궤적이 도출되어야 한다. 재사용 발사체가 운용되는 환경은 여러가지 불확실성과 외란이 크게 작용하기 때문에 매 발사마다 현재 발사체의 상태 조건을 고려하여 능동적으로 최적의 궤적을 도출할 수 있도록 강건하게 설계되어야 한다. 또한, 재사용 발사체의 착륙 궤적은 실현 가능한 영역이 매우 좁기 때문에 낙하중인 발사체가 해당 영역에서 벗어나게 되면 다시 되돌리기 어렵다는 문제점이 존재한다.

재사용 발사체와 같이 재점화 된 엔진의 역추진을 통한 우주선의 연착륙(Soft Landing)을 다루는 해석적 유도 알고리즘으로는 미국 NASA의 아폴로 프로그램의 달 착륙선을 위해 제안된 Lunar Landing Guidance⁽¹⁾가 있다. 해당 기법에서는 엔진을 통해 달성해야 하는 가속도가 유도 알고리즘의 출력이며, 착륙선의 위치, 속도 그리고 소요 시간의 함수 형태로 피드백 유도 명령이 도출된다는 이점이 있다. 그러나 해석적 유도 알고리즘의 특성상, 다양한 제약 조건을 만족할 수 없다는 점과 면밀한 소요시간 선정 없이 연료 소모 최적화를 확보할 수 없다는 한계점이 존재한다. 이와 같은 해석적 알고리즘의 한계를 탈피하고 최근 급격히 발전하는 컴퓨터 연산 능력을 활용하기 위해, 컨벡스 프로그래밍(Convex Programming)과 같은 수치 최적화 알고리즘을 이용하여 최적 궤적을 도출하고 이를 기반으로 착륙 유도를 달성하는 연구가 최근 다수 제안되었다. 화성 탐사선의 착륙을 위해 연료 소모 최적 궤적을 실시간으로 찾는 알고리즘을 위해 컨벡스 프로그래밍을 도입하는 연구⁽²⁾가 제안된 이래, 재사용 발사체를 위한 궤적 최적화 기법에 대한 다수의 연구가 이루어졌으며, 최적화에 사용되는 역학 및 공력 모델 충실도를 높이고⁽³⁻⁴⁾, 다룰 수 있는 제약 조건을 확장하는 데⁽⁵⁾에 집중되어 이루어져 왔다.

그러나, 재사용 발사체의 최적 궤적을 얻는 연구들에 비해, 이러한 최적화 문제 정의나 최적화 알고리즘을 통해 착륙 유도 및 제어를 달성하는 방안에 관한 연구는 비교적 부족하다. 궤적 최적화 방법을 착륙 유도에 도입하는 방법은 크게 두 가지로 분류할 수 있는데, 착륙 단계 동안 반복적으로 최적 궤적을 도출하여, 최적해를 그대로 유도 입력으로 사용하는 모델 예측 제어(MPC, Model Predictive Control) 방식과, 최적해를 유도 시작 시점에 도출한 후 이를 추종하는 유도 명령을 도출하는 궤적 추종 방식이다. 궤적 추종 방식은 외란이 적으며, 도출된 궤적의 위치 및 속도 변화가 빠르지 않은 경우 좋은 성능을 얻을 수 있음이 연구⁽⁶⁾되었지만 재사용 발사체와 같이 가속도의 크기가 크고, 공력과 각종 외란의 영향이 크게 존재할 때에는 발사체의 추력 및 자세 제어의 응답 특성이 기민하지 않기 때문에 좋은 성능을 달성하기 힘들다. 반대로, 모델 예측 제어 방식의 경우, 선행 연구들에 의해 밝혀진 바와 같이 최적 궤적해의 도출 시간이나 문제 해결 안정성 등의 어려움으로 인하여 각종 외란에도 강건하면서 유도 알고리즘의 안정성을 확보하는 데에 어려움을 겪었다.

이러한 배경을 토대로, 본 연구에서는 궤적 최적화를 도입하여 발사체에서 요구되는 다양한 제약 조건을 만족하면서 연료 소모 최적성을 달성할 수 있는 유도 및 제어 알고리즘을 완성하고자 한다. 이때, 발사체의 비행 단계에 따라 궤적 최적화 문제를 달리 설정하여 최적화 문제의 규모를 줄이는 동시에 문제 해결의 안정성을 높여, 유도를 위한 최적화 문제가 기존에 비해 빠르고 안정적으로 해결되도록 하였다. 또한 최적화 문제 설정에 발사체의 추력 조절과 자세 제어 특성을 반영하여 응답 특성이 고려된 유도 명령이 도출될 수 있도록 하였다. 이러한 접근법을 통해 실시간 최적화 기반의 모델 예측 제어를 사용하면서도 피드백 유도를 사용하는 것과 유사한 성능과 강건성을 확보할 수 있다. 마지막으로, 제안된 유도 알고리즘의 검증에 발사체의 각 축에 대한 정밀 자세 제어 알고리즘을 설계하고 비행 데이터를 시각화 할 수 있는 고충실도(High-fidelity) 6자유도 시뮬레이션 프로그램을 제작하였으며, 광범위한 시뮬레이션 조건과 모델 불확실성에 대해 실험하여 제안된 유도 및 제어 알고리즘의 성능을 확인하였다.

이론적 배경

최적 제어 문제와 차분화

본 절에서는 본 연구에서의 착륙 유도 알고리즘의 핵심인 궤적 최적화 기법의 이론적 기반에 대해 간략히 설명한다. 재사용 발사체의 착륙 유도 문제는 연료 소모 최적화를 목적으로 하면서, 필요한 제약 조건과 발사체의 동역학 모델을 만족하는 최적 제어 문제로 다룰 수 있다. 최적 제어 문제를 푸는 방법에는 Euler-Lagrangian 방정식을 적용하여 최적해의 필요조건을 만족하는 최적 제어 궤적을 찾는 Indirect 방법과 이를 수치 최적화 문제로 변환하여 목적 함수를 최소화하는 궤적과 제어 입력을 도출하는 Direct 방법이 있다. 발사체의 경우에는 동역학 모델이 복잡할 뿐만 아니라, 다양한 제약 조건이 존재하기 때문에 Indirect 방법을 통해 최적해를 도출하는 것은 거의 불가능하며, 적절한 문제 변형을 통해 Direct 방법을 통해 최적 궤적과 유도 명령을 도출하는 궤적 최적화 기법이 많이 연구되어 왔다. 발사체의 착륙 문제와 같은 연속 최적 제어 문제는 아래와 같이 일반적으로 표현할 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{Objective:} \quad & \underset{u}{\text{minimize}} \quad J = \phi(x_f, t_f) + \int_0^{t_f} L(x, u) dt \\ \text{Subject to:} \quad & \dot{x} = f(x, u) \\ & g_i(x, u) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \quad (1)$$

이때, $f(x, u)$ 는 비행체의 동역학 모델에 의해 결정되는 비행체의 운동 방정식이며, $g_i(x, u)$ 는 부등식 조건이다. 위에서 정의된 최적 제어 문제는 연속한 시간 영역 $t \in [0, t_f]$ 상에서 표현되는 상태 변수 $x(t)$ 와 $u(t)$ 에 대해 정의된 문제인데, 이를 컨벡스 프로그래밍이나 각종 NLP(Nonlinear Programming) 수치 최적화 알고리즘을 통해 풀기 위해서는 최적 제어 문제의 차분화(Discretization)이 필요하다. 본 연구에서는 시간에 대해 최적화 변수들을 차분화하는 시간 차분화(Temporal Discretization) 방식을 적용하였다. 그 후, 미분 방정식 형태의 등식 조건인 운동 방정식에서 미분항을 제거하고 차분화 하기 위해 내연 적분 방법 중 하나인 사다리꼴형 적분을 사용하여 차분화된 최적화 변수들에 대한 등식 조건으로 변환하였다.

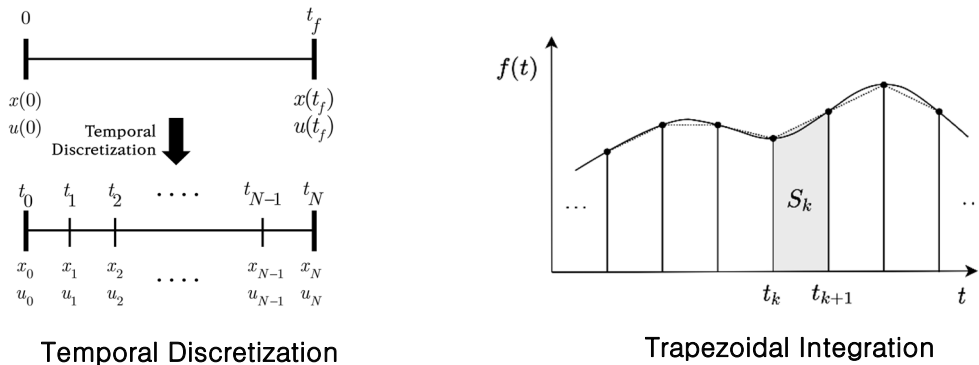


Fig. 3. Methods of Optimal Control Problem Discretization

컨벡스 프로그래밍

차분화된 최적 제어 문제는 파라미터 최적화 문제로 다룰 수 있으며, 정립된 다양한 최적화 알고리즘들을 사용하여 최적해를 도출할 수 있다. 다양한 최적화 알고리즘들 중에서, 컨벡스 프로그래밍(Convex Programming, CP)은 비행체 유도에서 실시간 최적화 도입에 가장 적합한 알고리즘으로 평가받는다. 컨벡스 프로그래밍에 대해 다루기 앞서, 컨벡스 최적화 문제는 아래와 같이 정의할 수 있다.

$$\begin{aligned} \text{Objective:} \quad & \underset{X}{\text{minimize}} \quad f_0(X) \\ \text{Subject to:} \quad & f_i(X) \leq 0, \quad i = 1, 2, \dots, n \\ & a_i^T X = b_i, \quad i = 1, 2, \dots, m \end{aligned} \quad (2)$$

이때, X 는 최적화 변수들을 모두 포함하는 열 벡터이며, 함수 $f_0(X) \sim f_n(X)$ 는 아래와 같은 조건을 만족하는 컨벡스한 함수이다.

$$f(\alpha x + (1-\alpha)y) \leq \alpha f(x) + (1-\alpha)f(y), 0 \leq \alpha \leq 1 \quad (3)$$

수식 (2)에서 등식 조건은 어파인(affine) 형태이기 때문에, 위 제약 조건들로 인해 결정되는 실현 가능 해 집합은 컨벡스 집합이 되며, 목적 함수 또한 컨벡스 하기 때문에 항상 유일한 전역해가 존재하다. 이러한 컨벡스 문제를 해결하는 컨벡스 솔버(Solver)는 각 솔버가 다룰 수 있는 제약 조건과 목적 함수의 범위에 따라 QP, LP, SOCP등으로 나눌 수 있으며, 이들은 최적화 변수 개수의 다항 시간 내에 전역해를 찾을 수 있다는 성질이 증명되어 있기 때문에 궤적 최적화를 통한 실시간 유도에 적합하다. 이 중에서 SOC(Second-order-cone) 형태의 부등식과 선형 목적 함수를 다룰 수 있는 SOCP 솔버는 제약 조건의 범위와 해결 속도 사이의 좋은 안장점에 위치한 것으로 평가되며, 많은 선행 연구에서 궤적 최적화에 이용한 바 있으며, 본 연구에서도 SOCP 솔버를 사용하여 궤적 최적화를 수행하였다.

순차 컨벡스 프로그래밍(SCP, Sequential Convex Programming)

SOCP를 위시한 컨벡스 프로그래밍은 유한 시간 내에 수렴하면서, 전역해를 찾을 수 있다는 특징이 있으며, 문제 마다 적합한 솔버를 제작하여 실시간 적용에 용이하다는 장점을 가지고 있다. 그러나, SOCP 솔버는 선형 등식 조건과 SOC의 하위 형태로 정의되는 부등식 조건만 다룰 수 있다. 따라서, 다양한 비선형 동역학과 제약 조건들이 존재하는 발사체의 유도 문제에서는 이러한 컨벡스 프로그래밍을 직접적으로 적용하기 어려우며, 이러한 문제를 회피하여 더 넓은 범위의 최적화 문제를 컨벡스 프로그래밍을 통해 다룰 수 있도록 하는 기법이 SCP이다.

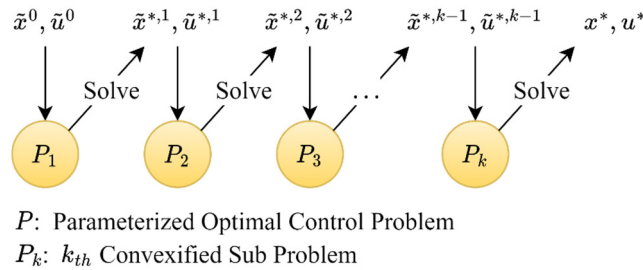


Fig. 4. Flowchart of SCP

차분화된 최적 제어 문제를 P 라고 할 때, 해당 문제에서 컨벡스 하지 않은 제약 조건과 목적 함수를 컨벡스화(Convexification) 하여 하위 문제 P_k 를 컨벡스한 형태로 변형할 수 있다. 이때, 최적화 변수 추가²⁾등이 컨벡스화 과정에 사용될 수 있지만, 비선형한 운동 방정식과 SOC형태로 정의할 수 없는 부등식 조건들은 1차 테일러 근사에 기반하여 선형화 할 수 있으며, 해당 기법을 동역학 식에 적용한 예시는 아래 식과 같다.

$$\dot{x} = f(x, u) \approx f(\bar{x}, \bar{u}) + \left. \frac{\partial f}{\partial x} \right|_{x=\bar{x}} (x - \bar{x}) + \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{u=\bar{u}} (u - \bar{u}) \quad (4)$$

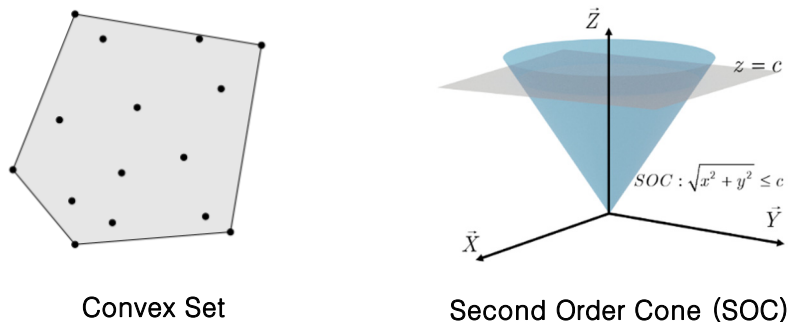


Fig. 5. Convex set and SOC

본 연구에서는 최적화 변수 추가와 선형화를 사용하여 착륙 유도에 제안한 최적 제어 문제를 컨벡스화 하였다. 이때, 선형화에서 사용된 근사로 인해 각 하위 문제 P_k 의 최적해는 P 의 최적해와 차이가 있지만, 각 k 번째 최적해를 기준으로 선형화 하여 새로운 하위 문제를 만들고 이를 푸는 과정을 반복하면, 문제 P 의 제약 조건을 정확히 만족하면서 P 의 국소해를 찾을 수 있다. 이 때, 이러한 순차적인 문제 해결의 수렴성에 대한 증명은 존재하지 않지만, 신뢰 구간(Trust-Region)이 잘 정의되고, 실현 가능한 문제에 대해서는 좋은 수렴성을 보인다는 것이 많은 선행 연구들을 통해 입증되었다. 따라서 본 연구에서도 SCP를 사용하여 최적 제어 문제를 풀어 착륙 유도를 실현하되, 선형화 기준 점으로부터의 제곱 거리를 목적 함수에 통합하는 방식의 적응 신뢰 구간을 도입하고, 최적화 문제의 목적 함수의 형태를 최적화 변수에 대해 명확하도록 정의하여 SCP를 통한 문제 해결이 안정할 수 있도록 하였다.

착륙 문제 정의

연구 범위

본 절에서는 제안된 기법에 대해 설명하기 앞서, 이번 연구에서 다루고자 하는 재사용 발사체의 비행 단계와 연구 목적을 정의한다. Fig. 6에서 1단 부스터를 재사용 하는 발사체의 일반적인 비행 과정을 간략히 도시하였다. 기존 발사체의 임무 설계는 성공 여부에 영향을 끼칠 수 있는 광범위한 내/외부 요소들을 면밀히 고려하여 이루어지며, 상승에서부터 궤도 투입까지의 성공을 위하여 설계된 궤적으로부터의 편차를 최소화하는 것이 중요하다. 하지만 1,2단 분리 전 상승 단계와 2단의 궤도 투입에 대한 고려만 필요했던 기존의 발사체와는 달리 재사용 발사체는 추가적으로 분리 후의 1단 부스터를 정확히 유도하여 착륙장으로 도달시켜야 한다. 이때, 1단 부스터의 제어 수단은 발사체 마다 다르지만, 일반적으로 RCS(Reaction Control System), 공력 날개(Grid Fin) 그리고 엔진 점화만이 존재한다. 특히, 1단 엔진 연소는 제한적인 시간 내에서만 가능하므로, 대부분의 비행 구간 동안에는 RCS와 공력 날개만을 통하여 발사체를 제어하고 궤적을 수정할 수 있다. 엔진 점화를 제외한 제어 수단으로는 수정할 수 있는 궤적의 범위가 제한적임을 고려할 때, 공력 하강 단계에서 공력 날개 및 RCS를 이용한 지속적인 궤적 수정이 이루어진다 하더라도 착륙 단계에서 1단 부스터는 초기 조건에 대한 필연적인 불확실성을 가진다.

이러한 초기 조건 불확실성 때문에, 1단 부스터의 엔진 연소를 이용한 착륙 유도 단계는 실시간으로 최적 궤적을 설계할 수 있는 능력을 갖추 뿐만 아니라 주어진 초기 조건 분산을 극복하여 정확히 착륙장에 도달하는 회피(Divert) 능력을 필요로 한다. 이와 같은 착륙 유도의 특성으로 인해, 현재 재사용 발사체를 안정적으로 운용하고 있는 SpaceX에서도 발사체의 착륙 단계가 가장 난이도 높은 기술이 되는 주요한 이유라고 결론 내린 바⁽⁹⁾있다. 따라서 본 연구에서는 재사용 발사체의 실현에 핵심이 되는 착륙 유도 기술의 개발을 목표로 하며, Fig. 6의 표시한 바와 같이 공력 하강의 막바지와 추력을 통한 연착륙 종료까지의 비행 단계에서 적용할 수 있는 유도 및 제어 기법에 대해 연구한다.

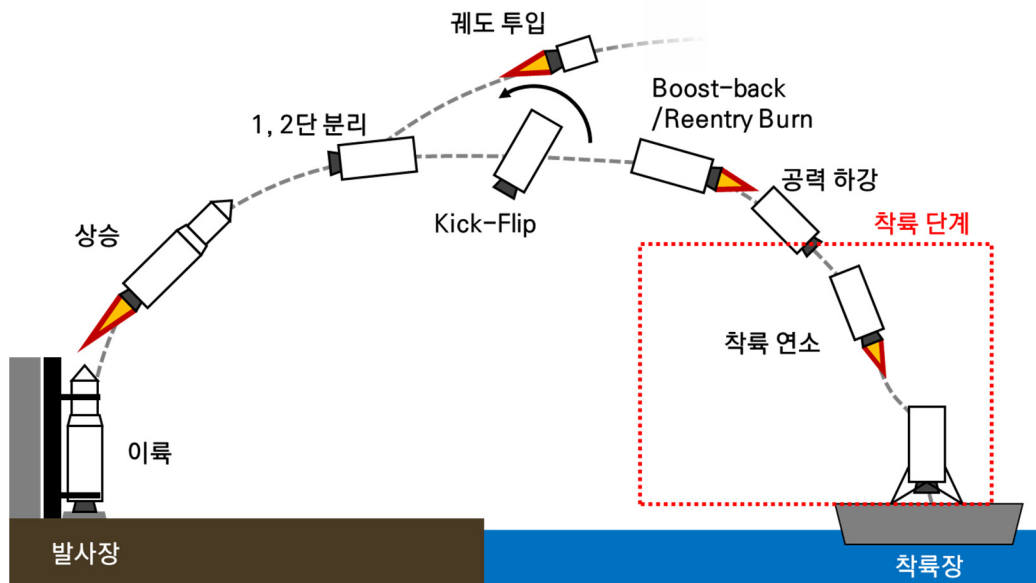


Fig. 6. Flight Sequence of the Typical Reusable Launch Vehicles

문제 정의

재사용 발사체 착륙 유도 첫번째 목표는 연료 소모 최소화이며, 해당 목표를 달성하기 위한 최적화 문제의 목적 함수를 아래 식처럼 나타낼 수 있다.

$$\text{minimize} \int_0^{t_f} \dot{m} dt \quad (5)$$

착륙 단계에서의 연료 소모를 최소화하는 것은 궁극적으로 재사용 발사체의 페이로드 탑재량을 증가하여 재사용 발사체의 경제성을 증대할 수 있을 뿐만 아니라, 발사체가 착륙 과정에서 사용하는 연료 소모량을 제한하여 실현 가능한 초기 조건과 종말 조건을 확장할 수 있다.

본 연구에 사용된 궤적 최적화 과정에서 고려된 발사체의 운동 방정식은 아래와 같은 가정을 통해 도출되었다.

- 재사용 발사체의 착륙 단계의 비행 시간이 비교적 짧고, 비행 시작과 끝의 고도 변화가 크지 않으므로 평형 지구 및 상수 중력을 가정.
- 발사체의 구조적 안정성을 위해서 발사체에 작용하는 양력이 큰 영향을 미칠 수 있을 때에는 받음각이 제한되고, 받음각이 제한되지 않을 경우에는 양력의 영향이 적으므로, 공력의 경우에는 항력만을 고려.

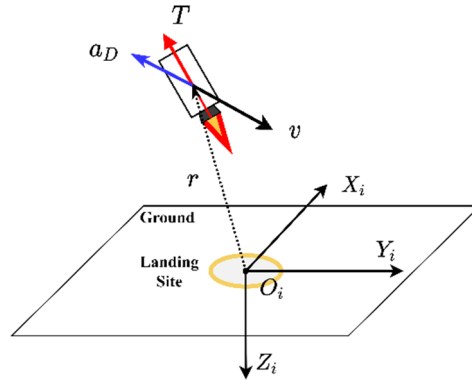


Fig. 7. Inertial Kinematics of Launch Vehicle

이와 같은 가정들을 기반으로 Fig. 7과 같이 착륙장의 위치를 원점으로 하는 NED 좌표계를 관성 좌표계라고 가정한 후 발사체의 질점 기반 운동 방정식을 아래와 같이 기술할 수 있다.

$$\begin{aligned} \dot{r} &= v \\ \dot{v} &= g + \frac{1}{m} [F_D + T] \\ \dot{m} &= -\frac{\|T\|}{I_{sp}g} - \frac{A_{exit}P_{atm}}{I_{sp}g} \end{aligned} \quad (6)$$

T 는 발사체의 추력 벡터이며, 엔진 노즐 출구의 압력 차이에 의해 발생하는 추력 손실을 추가적인 질량 손실로 고려하여 질량 변화를 모델링 하였다. 이때, A_{exit} 와 P_{atm} 은 각각 엔진 노즐 출구 넓이와 대기압이다. F_D 는 공기 항력이며, 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$F_D = \frac{1}{2} C_D S_{ref} \rho \|v\| v \quad (7)$$

착륙 유도의 마지막 목표는 발사체의 연착륙이며, 연착륙을 정의하는 종말 조건은 다음과 같다.

$$r(t_f)=[0,0,0]^T, \quad v(t_f)=[0,0,0]^T \quad (8)$$

연착륙을 만족하기 위해서 발사체가 착륙하는 시간 t_f 에서의 위치가 $[0,0,0]^T$ 이어야 하며 동시에 착륙 시 전개되는 Landing Leg와 발사체의 전체적인 구조 손상을 막기 위해 속도의 크기가 0에 근접해야 한다. 이에 더하여 재사용 발사체의 자세각이 수직에 근접하여야 하며, 각속도 또한 최소화되어야 한다.

착륙 유도 및 자세 제어 기법

본 절에서는 이번 연구에서 제안된 궤적 최적화 기반의 착륙 유도 알고리즘과 착륙 유도 및 제어 알고리즘의 완성을 위해 설계된 자세 제어 구조에 대해 기술한다. 본 연구에서는 착륙 유도 알고리즘의 설계 과정에서 제안된 유도 기법이 발사체의 추력 제어 및 자세 제어 응답 특성을 포함하여 고려할 수 있도록 하였다. 또한, 설계된 자세 제어 알고리즘의 공력 불확실성에 대한 강건성을 토대로, 각 불확실성 요소마다 유도와 제어 알고리즘에서 각기 대응할 수 있도록 역할을 분리하였으며 전체적인 착륙 유도 및 제어 알고리즘의 구조를 Fig. 8에 도시하였다.

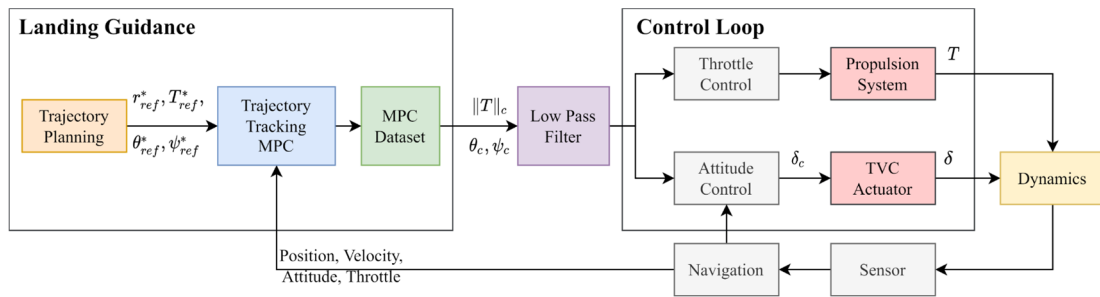


Fig. 8. Overall Structure of Guidance and Control Algorithm

착륙 유도 기법

1) 착륙 유도 기법 개요

본 연구에서 다루고자 하는 재사용 발사체의 비행 단계와 이에 따른 궤적 최적화 기반 유도 유형을 Fig. 9에 간략히 도시하였다. 제안된 궤적 최적화 기반의 유도 기법은 총 두 개의 단계로 구성되어 있다. 발사체가 공력 날개를 통해 받음각을 최소화 하면서 자유 낙하 중인 단계에는 연료 소모를 최소화하는 전체 궤적을 궤적 최적화를 통해 지속적으로 도출한다. 해당 단계에서 발사체는 초기 위치 및 속도 등의 오차가 존재하더라도 발사체가 최적 궤적을 능동적으로 얻을 수 있음과 동시에, 착륙 연소 시작 시점인 t_c 를 획득할 수 있다. 또한, 이전 단계에서 계획된 시간 t_c 에 엔진 재점화를 통한 착륙 연소가 시작된 후에는 계획 단계에서 마지막으로 생성된 최적 궤적을 기준 궤적으로 설정하고, 해당 궤적을 추종하는 것을 목표로 하는 궤적 최적화 문제를 반복적으로 해결한 후 도출된 최적해를 유도 명령으로 사용한다.

재사용 발사체의 공력 하강 및 착륙 단계에서 전체 궤적을 반복적으로 최적화하여 착륙 유도를 달성하고자 하였던 기존의 연구들과는 달리 본 연구에서는 위와 같은 비행 단계에 따른 유도 유형 및 최적화 문제의 전환을 도입하였으며, 이는 다음과 같은 발사체 착륙 문제의 특성을 고려한 것이다. 발사체의 자유 낙하 단계에는 공력 불확실성이나 돌풍과 같은 불확실성이 크게 존재하지 않는다면, 기존의 최적화된 궤적이 크게 변하지 않으며 이는 최적화 주기가 빠르지 않아도 됨을 뜻한다. 반대로 착륙 유도가 시작한 후에는 각종 불확실성과 추력 및 자세 제어 응답 지연을 통해서 발생하는 최적해 추종 오차를 지속적으로 보정하면서 정확한 연착륙을 달성하기 위해 궤적 계획 단계에 비해 최적화 문제에 사용되는 동역학 모델의 충실도가 더 높아야 할 뿐만 아니라, 더 빠른 최적화 주기를 달성할 수 있어야 한다. 따라서, 착륙 연소 단계에서는 궤적 최적화 문제의 규모를 줄여야 하는데, 이를 위해 착륙 연소 단계에서는 착륙 궤적의 전체를 계획하는 대신 t_{horz} 으로 정의되는 짧은 시간의 비행만을 고려하는 최적화 문제를 풀도록 하였다. 즉, 고정된 Receding Horizon을 가지는 모델 예측 제어 기법을 통해 기준 궤적 추종의 목적으로 궤적 최적화를 사용함으로써, 최적화 문제의 규모를 줄이는 데에 유도 단계 분리의 목적이 있다. 이때, 궤적 추종 문제의 목적 함수는 LQR(Linear Quadratic Regulator)형태의 목적 함수를 도입하고, 고정된 종말

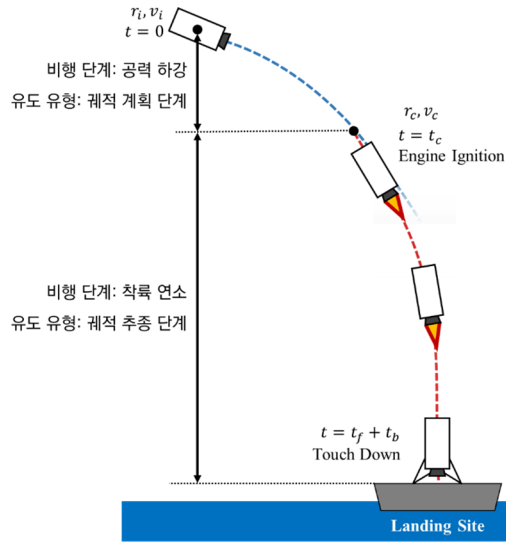


Fig. 9. Brief Description of Flight and Guidance Phases

시간에 대해 궤적 최적화를 시행하게 된다. 이러한 목적 함수 선택으로 질량 최소화 문제에 비해 최적화 변수에 대해서 문제의 목적 함수 기하가 잘 정의되게 할 수 있음에 더하여, 전체 궤적 최적화에 비하여 문제의 실현 가능성의 문제로부터 더 자유로우며, 이는 실시간 유도의 궤적 최적화 기법의 도입에 있어서 문제 해결의 안정성을 증대하는데 기여할 수 있다. 마지막으로, 발사체의 연료 소모량은 총 연소 시간에 대해 주요하게 결정되며, 착륙 연소 단계에서 각종 외란 및 추종 오차를 견디는 데에 연료량이 크게 소요되지 않는다면 궤적 추종을 달성하는 것 만으로도 연료 소모 최적성을 보존할 수 있다.

2) 착륙 궤적 계획 단계

본 절에서는 착륙 궤적 계획 단계에서 사용되는 최적 제어 문제를 구체적으로 기술한다. 앞서 설명된 바와 같이, 착륙 궤적 계획 단계에서는 연료 소모를 최소화하는 기준 궤적을 도출하는 것이 목표이므로 목적 함수는 아래와 같이 정의한다.

$$\underset{T, \Gamma, t_c, t_f}{\text{minimize}} -m(t_f) \quad (9)$$

최적 제어 문제의 상태변수는 $X = [r, v, m]^T$ 로, 발사체의 위치, 속도 그리고 질량이다. 연료 소모를 최소화하기 위해 결정되어야 할 변수들은 제어 입력인 추력 벡터 T , 추력 크기 Γ 와 시간 변수인 연소 시작 시간 t_c 그리고 착륙 연소 시간 t_f 이다. 이 때 Γ 는 선행 연구⁽²⁾에서와 같이 추력 크기를 제한하는 제약 조건의 비컨벡스함을 SOC 형태로 컨벡스화 하기 위해 추가적으로 도입된 변수이다. 해당 문제에서 사용하는 운동역학은 수식 (6)과 같다. 고려해야할 제약 조건을 기술하면, 첫번째로 제어 입력인 추력 벡터에 관한 제약 조건들이 있으며, 아래와 같이 정리할 수 있다.

$$\|T\| \leq \Gamma, (1+\mu)T_{\min} \leq \Gamma + A_{exit}P_{atm} \leq (1-\mu)T_{\max} \quad (10)$$

$$\left| \frac{d\Gamma}{dt} \right| \leq \dot{T}_{\lim} \quad (11)$$

$$\cos(\theta_{\lim})\Gamma \leq -T_z \quad (12)$$

발사체의 추력 크기와 추력 크기 변화는 엔진의 조절 가능 추력 크기와 스로틀링 제어 특성에 의해 결정된다. 이를 최적화 문제에 반영하기 위해 Γ 의 크기와 시간 변화량에 대한 제약 조건을 주었으며, 수식 (10)에 엔진 노즐 압력 차이에 의한 추력 손실을 고려하기 위한 항이 추가되어 있는 것을 볼 수 있다. 이에 더하여, 추력 크기 상한 및 하한 값에 μ 만큼의 여유를 두었는데, 이는 추후 궤적 추종 착륙 유도 단계에서 외란과 불확실성을 억제하는데 필요한 추력 벡터를 확보하기 위해 계획 단계에서 추력 값을 실제 최대, 최소 값보다 좁은 추력 범위를 이용한

것이다. 발사체는 TVC(Thrust Vector Control) 편향각이 크지 않다는 가정 하에 추력의 방향과 발사체의 자세와 거의 동일하다고 볼 수 있다. 따라서 착륙 궤적을 도출하는 과정에서 발사체가 과도하게 기울어진 자세 기동을 하지 않도록 Fig. 2와 같이 추력 방향에 대한 각도 제한 θ_{lim} 을 수식 (12)에 적용하였다. 이에 더하여 착륙 유도에서 고려해야할 제약 조건은 아래와 같이 주어진다.

$$-\min(f_\alpha, 0) \cdot g_\alpha \leq 0, \text{ where } \begin{cases} f_\alpha \triangleq P_{lim} - \frac{1}{2} \rho v^T \\ g_\alpha \triangleq v \cdot T + \cos(\alpha_{max}) \end{cases} \quad (13)$$

$$\|r_{xy}\| \tan(\theta_{gs}) \leq -r_z \quad (14)$$

수식 (13)의 제약 조건은 STC(State-triggered constraint)형태⁽⁵⁾로 설정한 받음각 제한으로, 동압이 P_{lim} 보다 높은 경우에만 받음각을 제한하여서 공력에 의한 굽힘 모멘트로 인해 발사체의 구조적 손상이 오지 않도록 하기 위해 존재한다. 수식 (14)는 Glideslope 제약 조건이며, 최적 궤적 도출 과정 중에 주변 지형 지물이나, 지표면을 통과하는 궤적이 생성되지 않도록 하기 위해 요구된다. 받음각 제약 조건을 제외한 모든 부등식 조건은 SOC의 하위 형태이고, 컨벡스하다. 받음각 제약 조건은 별도의 선형화 과정을 거치고 나면 컨벡스화가 가능하다. 마지막으로, 궤적 계획 단계의 초기 및 종말 조건은 아래와 같이 설정하였다.

$$\begin{aligned} r_0 &= f_r(t_c), \quad v_0 = f_v(t_c), \quad m_0 = m(t_0) \\ r_f &= [0, 0, 0]^T, \quad v_f = [0, 0, 0]^T \end{aligned} \quad (15)$$

수식 (9)에서 볼 수 있듯이, 궤적 계획 단계에서의 최적 제어 문제는 착륙 연소 시작과 끝 시간이 모두 최적화 변수인 자유 종말 시간 문제이다. 이때, 공력 하강 단계를 최적화 문제에서 배제하면서도 연소 시작 시간을 최적화할 수 있도록 초기 위치 및 속도 조건이 연소 시작 시간 t_c 의 함수로 설정된 것을 알 수 있다. 발사체의 받음각이 작아 순수 항력만이 존재하는 궤적은 신속히 예측 가능하며, 예측된 낙하 궤적의 위치와 속도는 최소 자승법을 통해 t_c 에 대한 다항 함수로 일정 고도 범위 내에서 정확히 근사할 수 있다. 본 연구에서는 이러한 낙하 궤적 예측을 기반으로 속도와 위치를 각각 t_c 에 대한 2차 함수로 최적화 시작 시점에 도출하도록 하였다.

3) 착륙 궤적 추종 단계

본 절에서는 궤적 추종 단계에서의 최적화 문제 설정과 자세한 유도 알고리즘의 구현에 대해 기술한다. 실질적으로 착륙 유도 명령을 도출하는 단계는 궤적 추종 단계이며, Fig. 10에서 볼 수 있듯이 최적화 시작 시점의 발사체의 상태와 궤적 설계 단계에서 생성된 궤적을 기준 궤적으로 입력 받아 궤적 최적화를 시행한다. 해가 도출된 후에는 이로부터 추력 크기(엔진 스로틀)과 피치 및 요 자세각 명령을 시간에 대해 내삽하여 자세 제어 알고리즘으로 전달하는데, 착륙 유도의 해가 갱신될 때 발생할 수 있는 자세각 명령의 불연속성을 완화하기 위해 1차 Low Pass Filter를 거치도록 하였다.

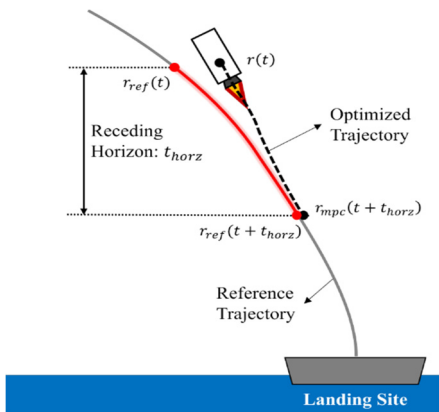


Fig. 10. Description of MPC Methodology

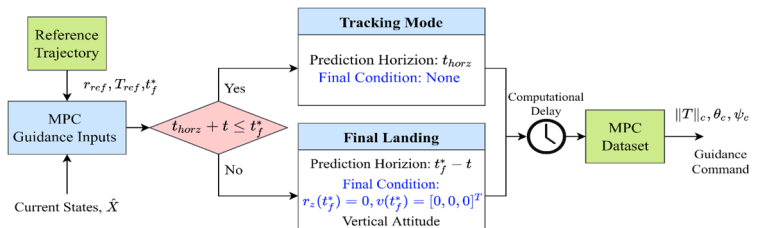


Fig. 11. Flowchart of Trajectory Tracking Guidance

최적화 문제 내부 Receding Horizon의 착륙 시점 도달 여부에 따라 궤적 추종 유도는 2가지 단계로 나뉜다. Receding Horizon이 착륙 시점에 도달하기 전(Tracking Mode)에는 최적화 문제의 종말 조건이 없지만, 도달한 후(Final Landing)에는 Receding Horizon의 길이를 $t_f - t$ 로 줄이고, 발사체의 착륙이 임박한 단계이기 때문에 착륙 시점($r_z = 0$)일 때 속도의 크기가 0이 되고 발사체의 자세각이 지면으로부터 수직이 되도록 하는 종말 조건을 추가하여 연착륙을 유도한다. 이때, 유도 종말 시점의 평면 위치 오차는 착륙장의 크기를 고려할 때 속도에 비해 큰 허용 오차가 존재한다. 따라서, 궤적 추종 유도에서는 추종 오차의 최소화만을 통해 착륙 시점에 착륙장으로부터의 평면 위치 오차를 최소화하도록 하고, 평면 위치에 대한 제약 조건을 주지 않음으로써 최적화 문제가 유도 말기에 갈수록 수치적으로 불안정해지고 실현 가능한 해를 찾는 데 어려움을 겪는 현상을 방지하였다.

궤적 추종 단계에서의 상태 변수와 제어 입력은 다음과 같다.

$$X = [r, v, m, \Gamma, \theta, \psi]^T, \quad U = [\Gamma_c, \theta_c, \psi_c]^T \quad (16)$$

이를 확인하면 궤적 계획 문제와는 달리 추력 크기와 피치 요 자세각이 상태 변수로 추가된 것을 확인할 수 있다. 궤적 추종 문제에서는 발사체의 6자유도 역학을 고려하지 않지만, 발사체의 자세 제어 및 추력 제어에서 발생하는 응답 추종 지연이 고려된 제어 입력을 도출하기 위하여 아래와 같이 각 요소들을 1차 시스템으로 근사하여 최적화 문제에 병합하였다.

$$\dot{\Gamma} = \frac{1}{\tau_t}(\Gamma_c - \Gamma), \quad \dot{\theta} = \frac{1}{\tau_\theta}(\theta_c - \theta), \quad \dot{\psi} = \frac{1}{\tau_\psi}(\psi_c - \psi) \quad (17)$$

이때, 1차 시스템의 시상수 τ_t 는 발사체의 추력 스톨링 성능을 반영할 수 있는 값을 설정하고, τ_θ 은 추후 비선형 자세제어 알고리즘에서 외부 루프의 시상수와 동일한 값을 사용하면, 발사체 시스템 특성을 적절히 반영할 수 있다. 나머지 동역학 모델링은 수식(6)과 동일한데, 발사체의 자세와 정렬되어 있다고 가정한 추력 벡터를 자세각과 추력 크기의 함수로 표현할 수 있어야 한다. 2-3-1 오일러 각 변환을 설정하고, 롤 각도를 무시하면 추력 벡터 T 는 다음과 같이 피치/요 각과 추력 크기에 대해 나타낼 수 있다.

$$T = \Gamma[\cos\psi \cos\theta, \sin\psi, -\cos\psi \sin\theta]^T \quad (18)$$

궤적 추종 단계는 수식(13)에 나타난 발음각 제약 조건과 더불어 다음과 같은 제약 조건을 설정하였으며, 각 항의 의미는 수식 (10)~(12)와 동일하다.

$$T_{\min} \leq \Gamma_c \leq T_{\max} \quad (19)$$

$$\left| \frac{1}{\tau_t}(\Gamma_c - \Gamma) \right| \leq \dot{\Gamma}_{\lim} \quad (20)$$

$$\frac{\pi}{2} - \theta_{\lim} \leq \theta_c \leq \frac{\pi}{2} + \theta_{\lim}, -\theta_{\lim} \leq \psi_c \leq \theta_{\lim} \quad (21)$$

궤적 추종 문제의 목적 함수는 아래와 같다.

$$\begin{aligned} & \underset{\theta_c, \psi_c, \Gamma_c}{\text{minimize}} \int_t^{t+t_{horz}} x_{err}^T Q x_{err} + u_{err}^T R u_{err} d\tau \\ & x_{err}(t) = [r_{ref}(t) - r(t), v_{ref}(t) - v(t)]^T \\ & u_{err}(t) = [\Gamma_{ref}(t) - \Gamma_c(t), \theta_{ref}(t) - \theta_c(t), \psi_{ref}(t) - \psi_c(t)]^T \end{aligned} \quad (22)$$

위 목적 함수에서 볼 수 있듯이 궤적 추종 단계에서는 기준 최적 궤적에 대한 위치 및 속도 오차를 줄이는 제어 입력인 추력 및 자세각 명령을 도출하는 것이 목적이며, 이때 추종 오차와 제어 입력에 대한 가중치인 Q, R 은

설계변수가 된다. 마지막으로, 궤적 추종 단계의 초기 조건은 최적화를 시행할 때의 발사체의 위치, 속도, 질량, 자세각 및 추력 크기가 된다.

자세 제어 기법

1) 3-루프 구조의 비선형 자세 제어기 설계

본 절에서는 재사용 발사체를 위한 3-루프 구조의 비선형 자세 제어기를 설계하였다. 재사용 발사체가 운용되는 비행 구간에서는 공력 불확실성을 포함한 여러가지 외란이 나타나기 때문에 강건성이 보장되는 제어기의 설계가 요구된다. 본 논문에서는 강건한 성능을 보이는 제어기를 설계하기 위해 궤환 선형화 기법을 활용하여 1차 시스템 형태의 외부 루프와 2차 시스템 형태의 내부 루프를 갖는 3-루프 형태의 비선형 자세 제어기를 설계하였다. 관련 선행연구⁽¹⁰⁾에 따르면 3-루프 구조로 설계된 비선형 제어기는 내부 루프에 있는 적분기가 적응 제어 역할을 하면서 공력 모델 정보 오차 등의 외란에 대해 안정적인 제어가 가능하다고 알려져 있다.

본 연구에서 사용한 재사용 발사체의 회전 운동방정식과, 오일러각 변화율과 동체 각속도 사이의 관계식은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\omega}_B = I^{-1}(M - \omega_B \times I \omega_B) \quad (23)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\cos\phi \tan\psi & \sin\phi \tan\psi \\ 0 & \cos\phi \sec\psi & -\sin\phi \sec\psi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \omega_B \quad (24)$$

여기서 ω_B 는 발사체의 동체 각속도, I 는 관성 모멘트를 의미하며, M 은 발사체에 작용하는 모멘트를 의미한다. 본 논문에서는 피치각이 90도가 될 때 오일러각의 변화율과 동체 각속도 사이의 관계식이 발산하는 것을 방지하기 위해 일반적인 항공기에 많이 사용되는 3-2-1 좌표 변환이 아닌 2-3-1 좌표 변환을 사용하였으며, 수식 (24)처럼 나타낼 수 있다⁽¹¹⁾.

다음은 재사용 발사체의 피치각, 요각을 제어하기 위한 3-루프 구조의 비선형 자세 제어기를 설계하는 내용을 정리하였다. 본 연구에서는 외부 루프를 1차 시스템 형태로 모델링 하였으며, 자세 명령 θ_c 에 대한 요구 오차 방정식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\Theta} + \frac{1}{\tau_\Theta}(\Theta - \Theta_c) = 0 \quad (25)$$

여기서 τ_Θ 는 1차 시스템의 시정수를 의미하고, 외부 루프의 제어 이득에 해당된다. 위의 수식 (24)로 나타낸 오일러각 변화율과 동체 각속도 사이의 관계식과 수식 (25)로 나타낸 요구 오차 방정식을 활용하여 궤환 선형화 기법을 적용한 발사체의 각속도 명령은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\omega_{B,c} = \begin{bmatrix} 1 & -\cos\phi \tan\psi & \sin\phi \tan\psi \\ 0 & \cos\phi \sec\psi & -\sin\phi \sec\psi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}^{-1} \frac{1}{\tau_\Theta}(\Theta_c - \Theta) \quad (26)$$

또한 본 연구에서는 내부 루프를 적분기가 포함된 2차 시스템 형태로 모델링 하였으며, 각속도 명령 $\omega_{B,c}$ 에 대한 요구 오차 방정식을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{\omega}_B + 2\zeta\omega\omega_B + \omega^2 \int (\omega_B - \omega_{B,c}) dt = 0 \quad (27)$$

여기서 ζ 와 ω 는 2차 시스템의 응답 특성을 결정하는 댐핑과 주파수를 의미하고, 내부 루프의 제어 이득으로 간주될 수 있다. 외부 루프와 마찬가지로 수식 (23)로 나타낸 발사체의 회전 운동방정식과 수식 (27)로 나타낸 요구 오차 방정식을 활용하여 모멘트 명령을 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$M_c = I \left[\omega^2 \int (\omega_{B,c} - \omega_B) dt - 2\zeta \omega \omega_B \right] + \omega_B \times I \omega_B \quad (28)$$

위의 과정으로 설계한 재사용 발사체의 자세 제어기 구조를 아래 그림처럼 나타낼 수 있다.

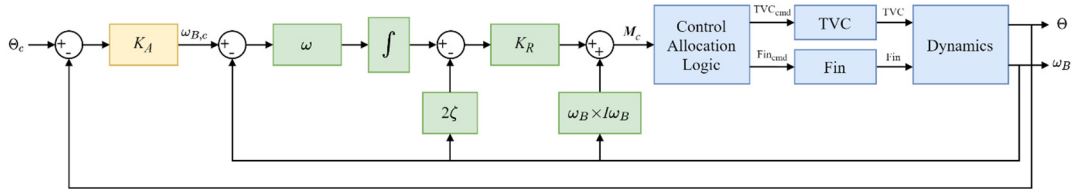


Fig. 12. 3-Loop Attitude Controller Structure

여기서 K_A, K_R 은 비선형 제어 이득으로 간주될 수 있으며, 다음과 같은 식으로 정의된다.

$$K_A = \begin{bmatrix} 1 & -\cos \phi \tan \psi & \sin \phi \tan \psi \\ 0 & \cos \phi \sec \psi & -\sin \phi \sec \psi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix}^{-1} \frac{1}{\tau_\Theta}, \quad K_R = I \omega \quad (29)$$

Fig. 12에 나타난 것처럼 주어진 자세각 명령 θ_c 을 추종하도록 하는 모멘트 명령 M_c 는 재사용 발사체의 운용 구간에 따라서 TVC 또는 공력 날개로 제어 명령이 분배된다. 본 연구에서는 3-루프 구조의 비선형 자세 제어기로 재사용 발사체의 피치각과 요각을 제어하도록 설계하였으며, 공력 유도 구간에서는 공력 날개, 착륙 구간에서는 TVC를 사용하도록 하였다.

2) Schmitt Trigger 기반 자세 제어기 설계

본 절에서는 재사용 발사체의 Schmitt Trigger 기반 자세 제어기를 설계하였다. Schmitt Trigger 기법은 가스 분사형 RCS와 같은 On-Off형 제어 수단에 활용하기 적절한 기법으로 알려져 있다. 본 연구에서는 Schmitt Trigger 기법을 활용하여 재사용 발사체의 롤각 제어기를 설계하였으며, 제어기 구조는 아래 그림처럼 나타낼 수 있다.

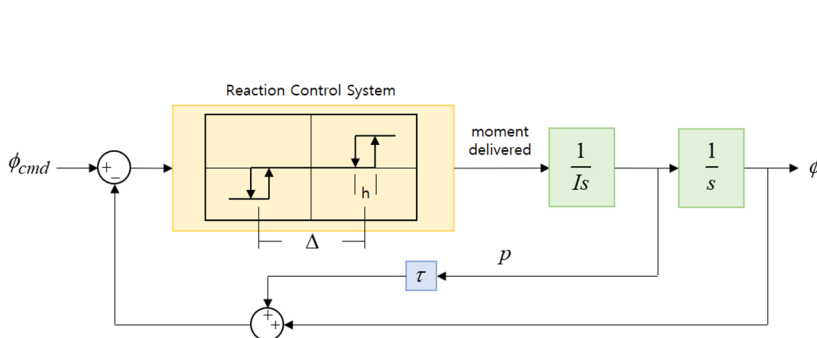


Fig. 13. Roll Angle Controller Structure

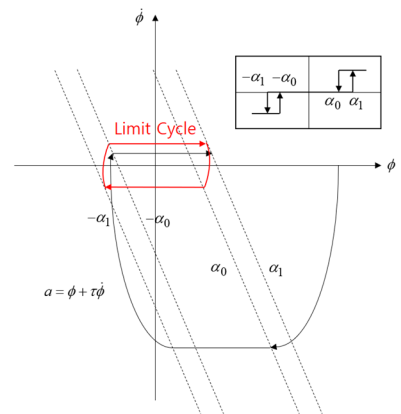


Fig. 14. Limit Cycle

Fig. 13에서 RCS의 제어 명령은 Fig. 14과 같은 Limit Cycle에 의해 결정된다. Schmitt Trigger 기반 자세 제어기는 초기 각도와 각속도를 입력으로 받아서 해당 상태 변수가 Limit Cycle로 도달하도록 RCS 명령이 도출된다. RCS 명령을 통해 재사용 발사체의 롤각과 각속도가 Limit Cycle에 도달하면 주어진 자세 명령 근처에서 안정적으로

응답이 도출된다. Fig. 14에서 h 는 Hysteresis, Δ 는 Mean Dead Zone, a 는 스위칭 라인의 기울기를 의미하고, 다음과 같은 식으로 나타낼 수 있다.

$$h = \alpha_1 - \alpha_0 \quad (30)$$

$$\Delta = \alpha_1 + \alpha_0 \quad (31)$$

$$a = \phi + \tau \dot{\phi} \quad (32)$$

또한 On-Off형 RCS에서 Limit Cycle의 주기와 진폭은 다음과 같이 도출된다.

$$T_{lc} = 4\tau \left(\frac{\Delta}{h} + \frac{1}{2} \frac{I}{M} \frac{h}{\tau^2} \right) \quad (33)$$

$$A_{lc} = \frac{\Delta}{2} + \frac{1}{8} \frac{I}{M} \frac{h^2}{\tau^2} \quad (34)$$

시뮬레이션 결과 및 분석

본 절에서는 6자유도 시뮬레이션을 통해 본 연구에서 설계한 재사용 발사체의 착륙 유도 및 제어 기법의 성능을 검증하였다. 착륙 유도 및 제어 알고리즘의 성능을 잘 확인할 수 있는 대표적인 두 가지 조건을 선정하여 시뮬레이션을 수행하였으며, 그 결과를 상세히 도시하였다. 또한, 설계된 기법의 강건성을 검증하기 위해 다양한 초기 조건에 대해 시뮬레이션을 수행하였고, 공력 모델에 불확실성이 있는 환경과 바람 외란이 작용하는 환경에서 Monte-Carlo 시뮬레이션을 수행하여 각 요소 별 민감도를 분석하였다.

Table 1. Guidance Design Parameter

Parameter	Value	Parameter	Value
μ	0.05 [*]	P_{lim}	12 [kPa]
θ_{gs}	5 [deg]	α_{max}	3 [deg]
θ_{lim}	계획 단계: $\begin{cases} 3, \text{if } t \leq t_f - 3 \\ 5, \text{elseif } t \leq t_f - 6 \text{ [deg]} \\ 15, \text{otherwise} \end{cases}$	N (차분화 노드 수)	계획 단계: 101 [*]
	추종 단계: 15 [deg]		추종 단계: 21 [*]
Q, R	8, 10^5 [*]	$\dot{T}_{lim}$	$\frac{T_{max} - T_{min}}{2}$ [kN/sec]
t_{horz}	10 [sec]	$t_{c,min}$	7.5 [sec]
		MPC 주기	4 [Hz]

재사용 발사체 모델링

본 연구에서는 시뮬레이션에 사용된 재사용 발사체 모델을 한국형 발사체 (KSLV-II)의 형상을 참조하여 설계하였으며, 실제 한국형 발사체에 활용된 KRE-075 엔진 5개를 클러스터링한 형태로 모델링 하였다. 재사용 발사체의 재진입 및 착륙 구간에서는 5개의 엔진 중에 스로틀링 기능이 있는 1개의 엔진을 사용하도록 설정하였다. 또한 재사용 발사체 1단의 상단에 공력 날개와 RCS를 배치하여 무 추력 구간에서의 제어 수단을 확보하였으며, 착륙 직전에 전개되는 Landing Leg를 추가하였다. 본 연구에서 공력 날개는 착륙 단계에서 엔진이 재점화 되기 전까지 피치각과 요각을 제어하는데 활용되고, RCS는 착륙 단계에서 롤각을 제어하는데 활용되며 착륙 단계에서의 피치각과 요각은 TVC를 통해 제어한다. 이때 TVC 구동기는 2차 선형 시스템으로 모델링 하여 시뮬레이션 상에 구현되었고, 구동기의 대역폭과 구동 각속도 제한 등은 KSLV-II와 유사한 값으로 설정하였다. 추력 스로틀링 특성은 기존의 재사용 발사체들의 스로틀링 기술에 대해 공개된 자료가 없기 때문에, 1차 시스템으로 근사하고 시상수를 임의로 설정하였다. 설계된 재사용 발사체 1단의 자세한 형상 및 제원은 아래와 같이 정리할 수 있다.

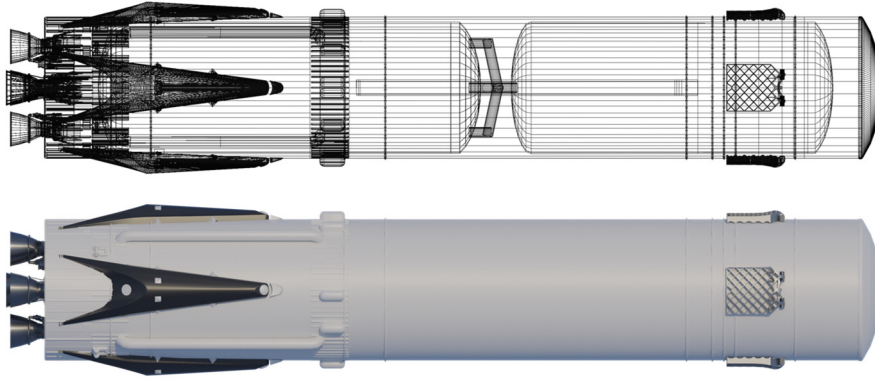


Fig. 15. Configuration of the Designed RLV

Table 2. Specification of the Designed RLV

Parameter	Value	Parameter	Value
총 질량	22,533 [kg]	최소 추력	298 [kN]
구조 질량	15,533 [kg]	최대 추력	745 [kN]
연료 질량	7,000 [kg]	발사체 전장	22.84 [m]
비추력	304.06 [sec]	발사체 직경	3.7 [m]
진공 추력	745 [kN]	노즐 직경	1.1 [m]
TVC 대역폭	6 [Hz]	τ_t	0.3

1) 착륙 유도 성능 분석

설계된 착륙 유도 및 제어 알고리즘의 기본적인 성능을 평가하고 특징을 분석하기 위해 재사용 발사체가 착륙 연소 과정에서 요구되는 기동이 적은 Case 1과 기동이 큰 경우 Case 2 두 가지를 선정하여 시뮬레이션하고, 이에 따른 결과를 분석하였다. 초기 조건은 아래 표와 같다

Table 3. Initial Conditions for Case 1 & 2

Case 1		Case 2	
Parameter	Value	Parameter	Value
r_0	$[-0.6, 0, -5] [km]$	r_0	$[-0.53, 0.05, -5] [km]$
v_0	$[44, 0, 272.5] [m/s]$	v_0	$[44, 0, 272.5] [m/s]$
ϕ_0	$0 [deg]$	ϕ_0	$0 [deg]$
θ_0	$99.2 [deg]$	θ_0	$99.2 [deg]$
ψ_0	$0 [deg]$	ψ_0	$0 [deg]$
$\omega_{B,0}$	$[0, 0, 0] [deg/s]$	$\omega_{B,0}$	$[0, 0, 0] [deg/s]$

Case 1

Case 1의 초기 조건은 연료 소모 최적 궤적의 달성을 위한 기동이 거의 필요하지 않고, 추력 조절만을 통해 연착륙을 달성하기 용이한 이상적인 조건이다. 이에 대한 자세한 시뮬레이션 결과를 Fig. 16에 도시하였으며, 시뮬레이션 결과 최종 위치 오차 및 속도는 아래와 같다.

$$r_f = [0.0249, -0.0425, 0]^T m, \quad \|v_f\| = 0.21 m/s \quad (35)$$

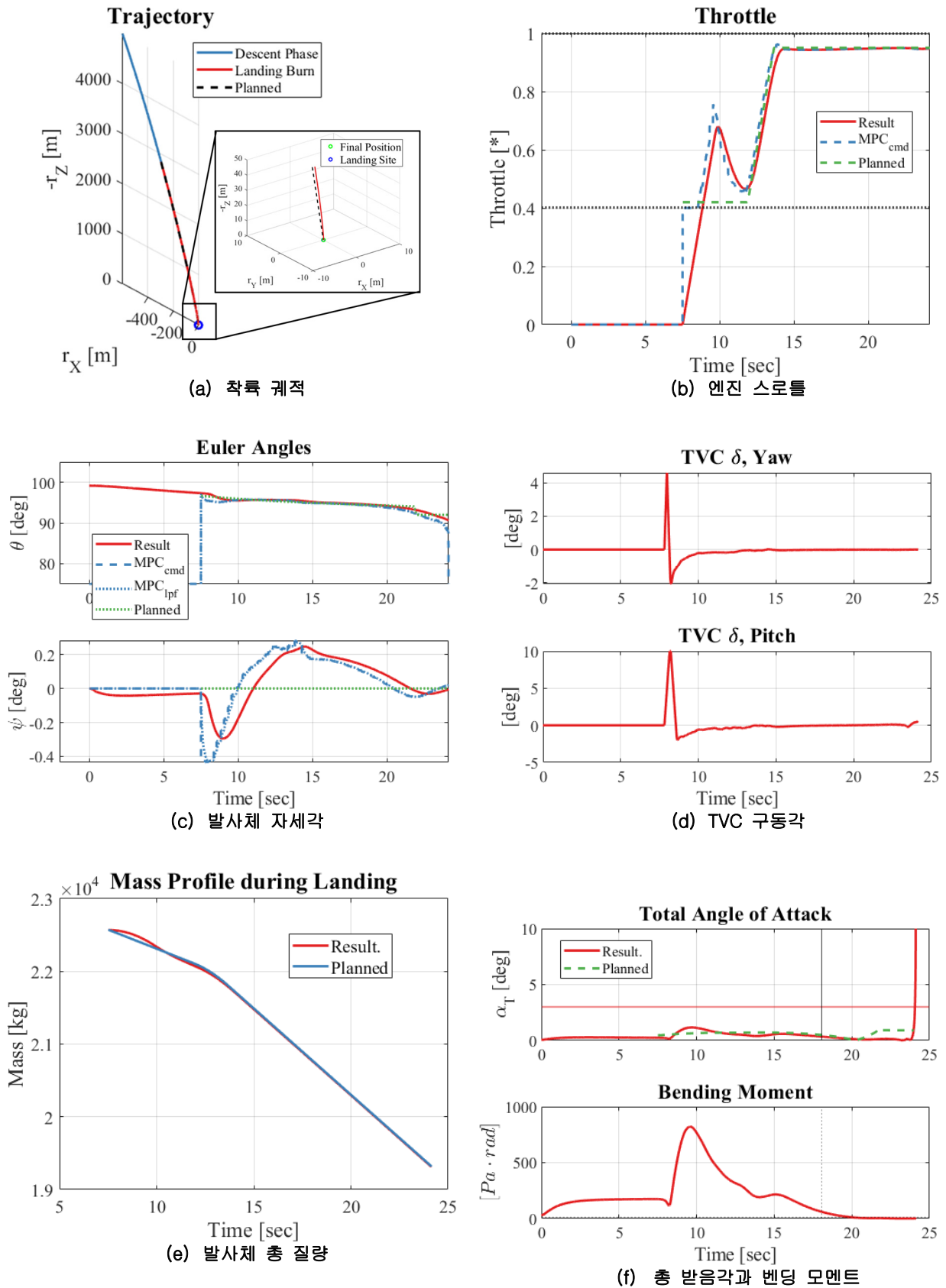


Fig. 16. Simulation Result of Case 1

제안된 착륙 유도 및 제어 알고리즘을 통해 위치 오차가 매우 적고 착륙 시점의 속도가 0에 근접하므로, 성공적인 연착륙을 달성했음을 알 수 있다. 또한 Fig. 16 (c)에서 볼 수 있듯이, 착륙 때의 피치각이 90도, 요각이 0도에 근접하여 착륙 시점의 자세각 또한 지면에 대해 수직하며 각속도의 크기도 크지 않아 안정적인 착륙이 이루어졌다.

착륙 결과를 상세히 분석해 보면, Fig. 16 (b)와 Fig. 16 (c)를 통해 궤적 추종 문제를 통한 유도 명령 도출의 장점을 알 수 있다. 발사체 엔진의 재점화 직후의 추력이 0이지만, 궤적 계획 단계의 연료 소모 최소화 문제에서는 이를 반영하기 어렵기 때문에 기존 궤적은 최소 추력을 사용하도록 최적화된다. 따라서 엔진 재점화 직후에는 기존 궤적과는 초기 추력 크기 차이 때문에 추종 오차가 필연적으로 발생하는데, 이를 보상하기 위해 최소 추력 도달 후에도 추가적인 스로틀을 사용하는 MPC 명령이 도출되면서 스로틀 특성으로 인해 발생하는 추종 오차를 보상하였다. 또한, MPC에서 도출된 자세각 명령은 비선형 제어기의 외부 루프 시상수에 의해 결정되는 자세 제어의 지연을 고려하여 최적화된 자세각 명령이기 때문에, 제어기의 자세각 추종 응답을 고려하여 자세각 명령이 능동적으로 변화함을 Fig. 16 (c)에서 볼 수 있다.

연료 소모량의 경우, 스로틀 명령이 기존 궤적과의 차이가 존재함에도 불구하고 궤적 계획 단계에서 도출된 착륙 시간 내에 착륙하면서 추력 크기가 bang-bang 제어와 유사하게 사용되어, 궤적 계획에서 예상하는 최적 연료 소모량과 거의 동일한 양의 연료가 소모되었다. 따라서, 제안된 착륙 유도 및 제어 기법이 연료 소모 최적성을 확보하였다고 결론 내릴 수 있다.

마지막으로, 이번 착륙 유도에서는 SCP 알고리즘을 통해 궤적 최적화를 시행하였으므로, 최적화 기법의 실시간 적용 가능성이 논의되어야 한다. 본 연구의 시뮬레이션에서는 상용 SOCP 솔버인 Mosek⁽⁶⁾을 사용하여서 궤적 계획 및 추종 최적 제어 문제를 SCP 방법으로 해를 도출하였고, 윈도우 환경의 i7 CPU를 가진 데스크탑 환경에서 최적화를 시행하였다. 아래는 Case 1의 궤적 계획 단계에서 소요된 계산 시간과 SCP iteration 수는 각 0.378초와 7회이며, Fig. 16에는 궤적 추종 단계에서의 소요 계산 시간과 SCP iteration 수를 표시하였다.

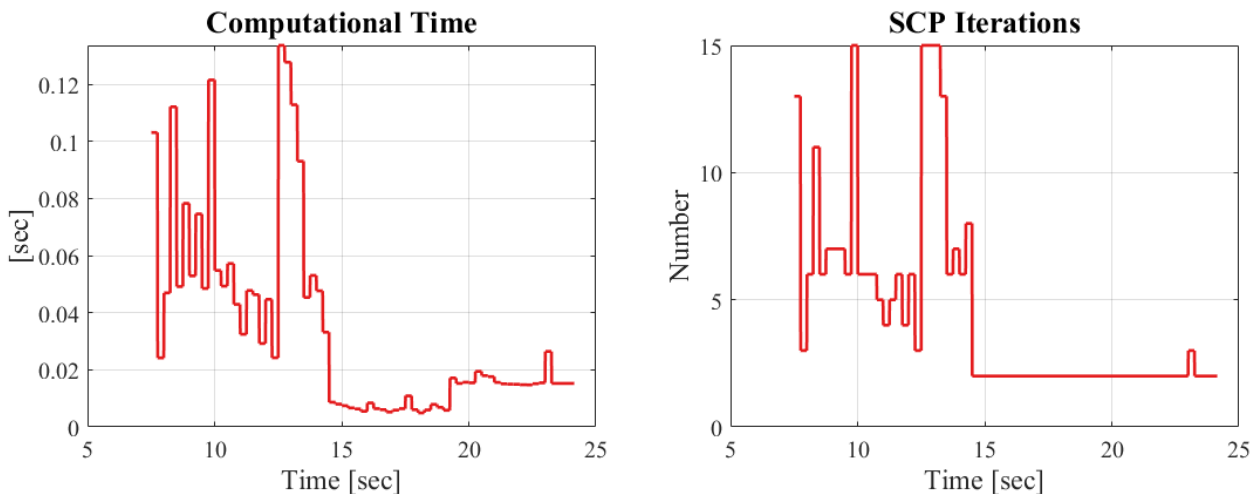


Fig. 17. Computational Time and SCP Iteration during Landing Burn

위의 결과를 통하여 궤적 계획 단계에서는 0.378초의 계산 시간이 소요되었으며 궤적 추종 단계에서는 최대 0.12초 그리고 대부분의 경우에서 0.06초 내외에서 최적해가 도출된 것을 확인할 수 있다. 궤적 계획 단계에서의 요구 갱신 주기가 크지 않으며, 궤적 추종 문제의 갱신 주기가 4Hz로 설정된 것을 고려할 때 제안된 착륙 유도 기법은 충분히 실현 가능한 것으로 판단된다. 그러나, 앞서 밝힌 바처럼 현재 도출된 계산 시간은 실제 탑재 컴퓨터를 이용한 계산 시간과 괴리가 있을 수 있는데, 현재 연구에서 사용한 상용 SOCP 솔버가 아니라 각 최적 문제에 대해 맞춤 제작된 솔버를 제작하면, 현재 도출된 시간과 비슷하거나 더 적은 시간이 소요될 수 있음이 알려져 있으므로⁽¹⁴⁾ 제안된 기법의 실현 가능성은 유효하다.

Case 2

Case 2의 초기 조건은 Case 1과 달리, 연료 소모 최적 궤적을 도출하면 많은 자세각 기동을 필요로 하는 조건이다. 이러한 악조건에서도 제안된 기법의 성능이 유지될 수 있는 지 확인하기 위하여 시뮬레이션을 진행하였으며, 최종 위치 및 속도 크기는 아래와 같고 자세한 시뮬레이션 결과는 Fig. 18에 표시하였다.

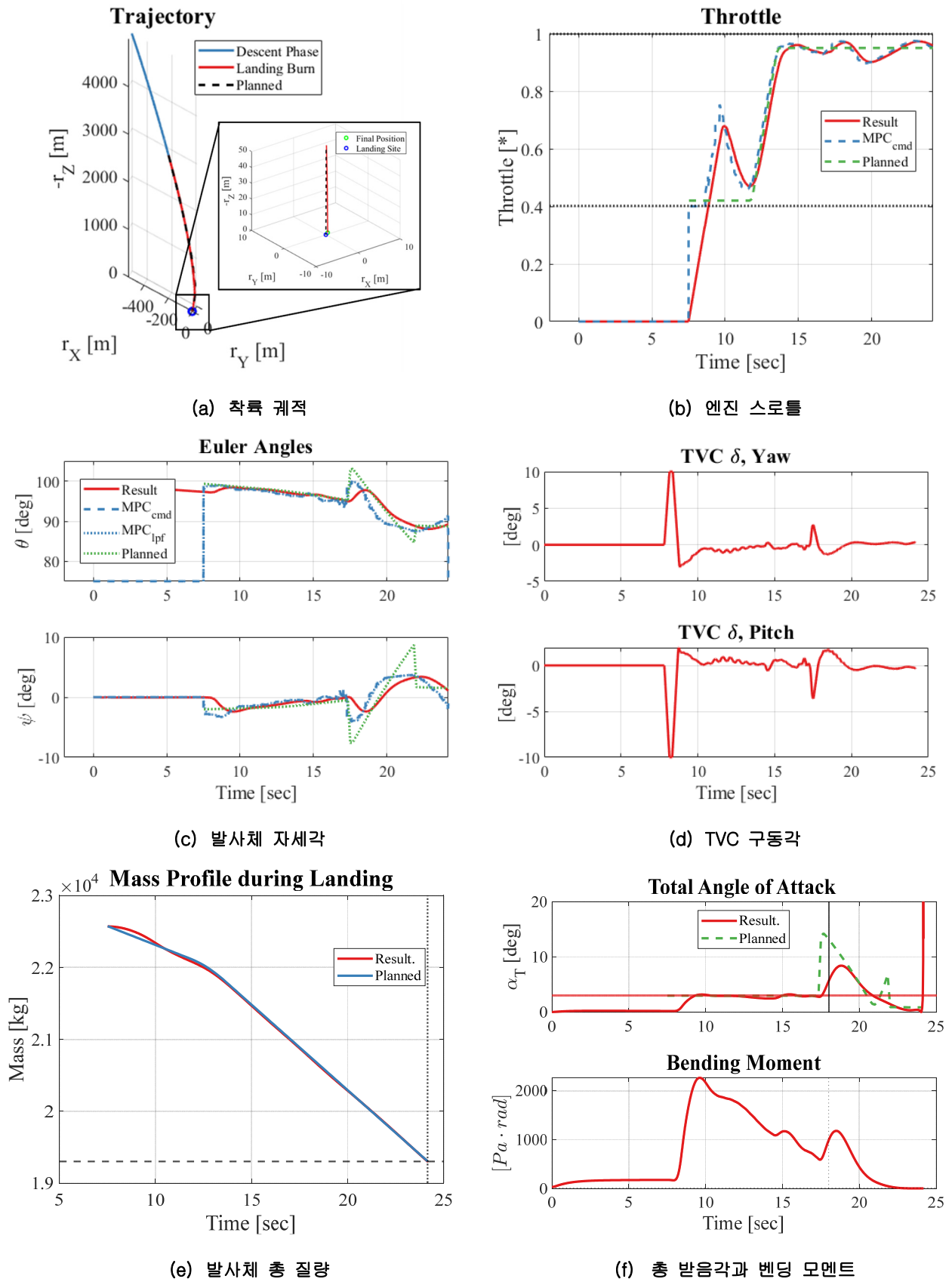


Fig. 18. Simulation Result of Case 2

$$r_f = [0.8235, 0.5146, 0]^T m, \quad \|v_f\| = 0.27 \text{ m/s} \quad (36)$$

Case 1에 비하여 착륙 위치 오차가 다소 커졌지만, 1m 내외로 작은 값이고, 착륙 속도 또한 0.27 m/s로 Case 2에서도 제안된 기법을 통하여 성공적으로 연착륙을 달성한 것으로 볼 수 있다. 또한, Fig. 17 (c)에서 확인할 수 있듯이 피치각은 90도, 요각 또한 0도에 근접하게 도달하고 각속도가 크지 않아 안정적인 착륙을 했다고 결론 내릴 수 있다.

Fig. 18의 시뮬레이션 결과를 자세히 보면, Case 2는 추력을 통한 궤적 수정이 많이 필요하기 때문에 동압이 P_{lim} 보다 클 경우 받음각 3도를 유지하면서 하강한 것을 볼 수 있다. 이로 인해 발사체가 받게 구조 하중인 벤딩 모멘트의 값 또한 비교적 작은 값으로 제한될 수 있었지만, 동압이 감소하여 받음각 제한이 해제된 직후(17초 부근)에는 큰 자세각 기동을 요구하는 기준 궤적이 주어진 것을 알 수 있다. 그럼에도 불구하고, 제안된 착륙 유도기법은 자세 제어 응답과 스로틀링 반응이 비교적 느린 발사체의 특성을 고려한 유도 명령을 지속적인 궤적 최적화로 도출하여 성공적인 연착륙을 달성하였다. 특히, Fig. 18 (b)를 보면 Case 1에서와는 달리 기준 궤적의 스로를 비해 종말 단계에서 유의미한 추력 크기 변화가 있는 것을 볼 수 있는데, 이를 통해 추력 크기 여유 μ 를 활용하여 능동적으로 궤적 추종을 달성하는 제안된 기법의 성능을 확인할 수 있다. 그러나, 추력 크기의 차이가 기준 궤적과 다소 있다고 하더라도 Fig. 18 (e)에서 볼 수 있듯이, 기준 궤적에서 최적화된 연료량과 거의 동일한 값이 착륙 단계에서 소모되었다. 본 연구에서 개발한 6자유도 시뮬레이션 프로그램을 통해 Case 2의 비행 데이터를 시각화 한 결과를 Fig. 19에 정리하였으며, 영상 자료는 <https://youtu.be/gwk05pzx34Q>에서 볼 수 있다.

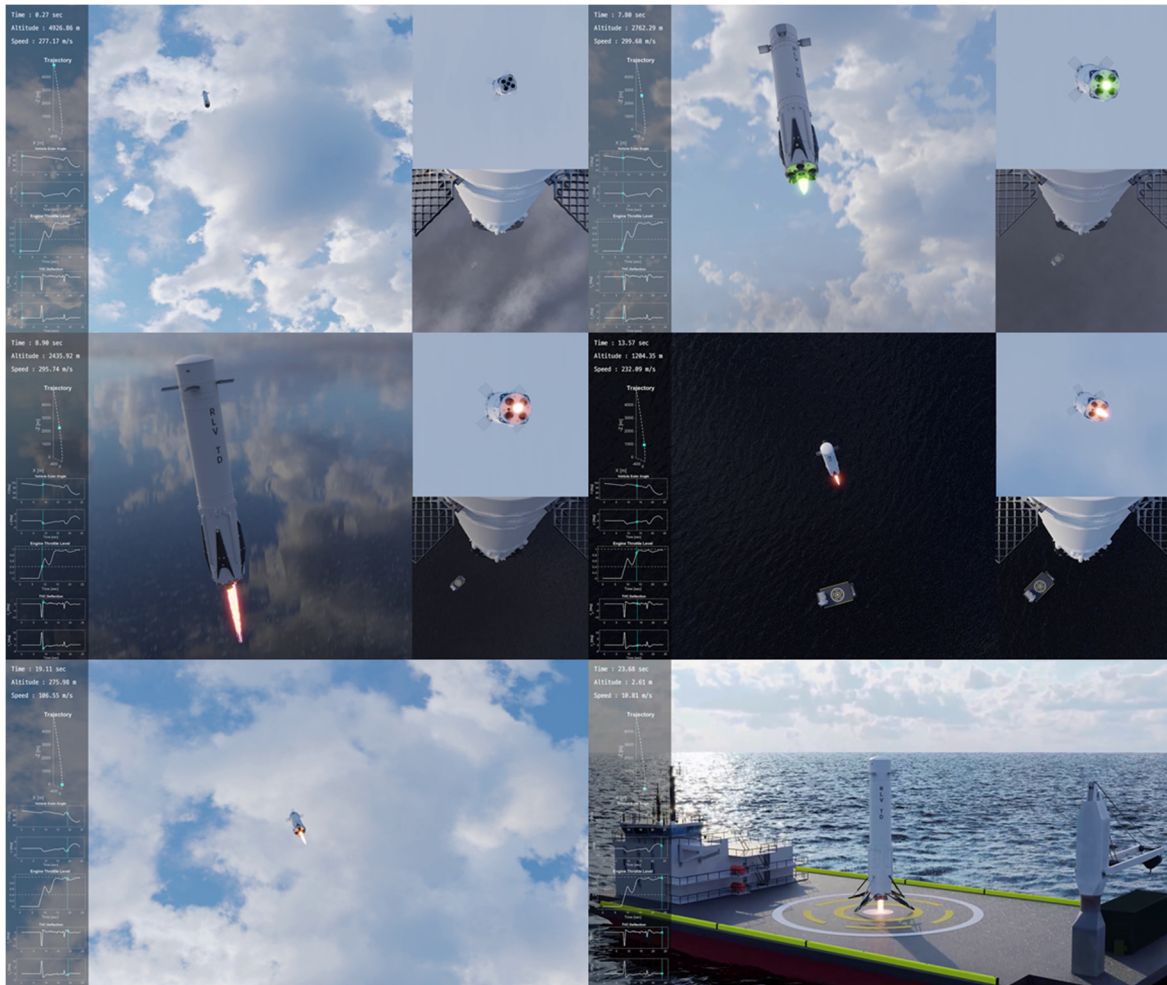


Fig. 19. Visualization of Case 2 by RLV Simulation Program

2) 초기 조건 변화에 따른 결과 분석

본 절에서는 설계된 착륙 유도 및 제어 기법의 강건성을 검증하기 위해 다양한 위치 및 속도 초기 조건에 대해 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 분석에 앞서 구조적 손상이 일어나지 않으면서 정확한 연착륙의 성공 여부를 판단하기 위해 위치, 속도 오차 및 자세각과 각속도 한계 값을 아래 표와 같이 설정하였다.

Table 4. Thresholds for Success of Soft Landing

Parameter	Threshold
$\ r_f\ $	≤ 3.0 [m]
$\ v_f\ $	≤ 2.0 [m/s]
$\ [\theta_f, \psi_f]\ $	≤ 3.0 [deg]
$\ \omega_f\ $	≤ 5.0 [deg/s]

시뮬레이션에 활용된 위치 및 속도 초기 조건은 Case 1에서 사용된 값을 기준으로 하였다. 위치 초기 조건의 경우에는 지름이 200m이며 원점이 Case 1의 초기 조건인 x-y 평면위의 원 안에서 균등하게 100개의 샘플을 추출하고, 속도 초기 조건의 경우에는 Case 1의 초기 속도로부터 속도 변화량의 크기가 7m/s 이내가 되도록 100개의 샘플을 임의 추출하였다. 시뮬레이션에 사용된 임의 초기조건들을 Fig. 20에 산점도로 도시하였으며, 각 초기 조건에 대한 착륙 성공 여부를 점의 색으로 표시하였다.

위치 및 속도 초기 조건에 대한 시뮬레이션 결과 궤적들과 각각의 최종 위치를 Fig. 21에 도시하였다. Fig. 21. (a), Fig. 21 (b)은 각각 100개의 위치 및 속도 초기 조건 샘플에 대한 착륙 궤적을 나타낸다. Fig. 20과 Fig. 21을 보면, 대부분의 초기 조건에 대해서 연착륙을 성공하였으나, 기준 초기 조건에서 차이가 커 급격한 기동이 필요한 일부 샘플에 대해서만 착륙 조건을 만족시키지 못한 것을 확인할 수 있다. 그러나 Fig. 21과 Table. 6를 통해 실패한 궤적들의 최종 상태를 확인하면, 대부분의 경우에서 성공 범위 내의 위치 오차를 확보하는 데에 실패하였지만 이 외의 조건에 대해서는 성공했음을 알 수 있다. 이는 상당 부분의 비행 구간에 발사체의 구조적 특성에 의해 받음각 제한이 존재하여, 발사체의 위치를 조절하는 데에 제약이 있기 때문임을 유추할 수 있으며, 추후 받음각 제한이 아닌 공력 벤딩 모멘트에 대해서 제약 조건을 설정할 경우 수정할 수 있는 궤적의 범위가 확장될 가능성이 있다.

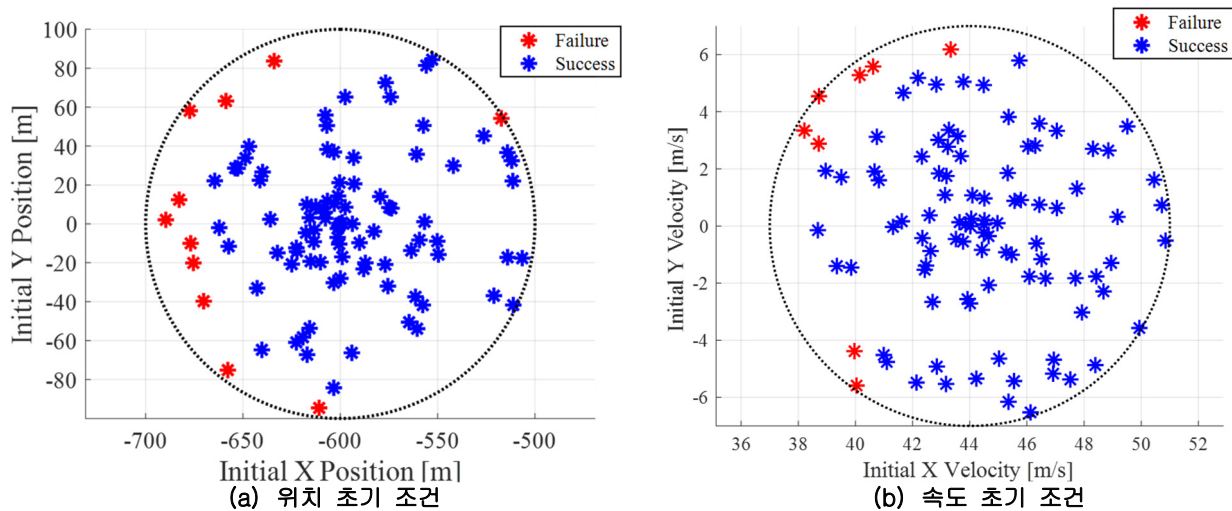


Fig. 20. Scatter Plot of Initial Conditions

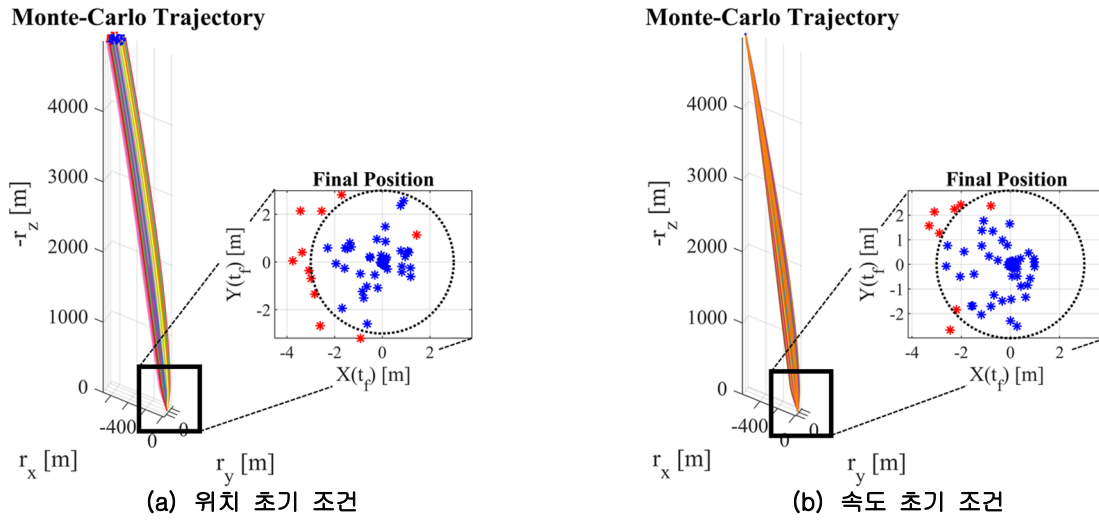


Fig. 21. Trajectories for Various Initial Conditions

Table 5. Statistics on All Terminal States

변동 조건	발사체 착륙 상태							
	위치 오차 [m]		속도 크기 [m/s]		각도 [deg]		각속도 [deg/s]	
	평균	분산	평균	분산	평균	분산	평균	분산
초기 위치	0.8211	1.13	0.4409	0.4416	0.8607	0.404	2.6042	0.907
초기 속도	0.8015	1.0572	0.5482	0.5377	0.8315	0.3872	2.5993	1.0516

Table 6. Statistics on Failed Terminal States

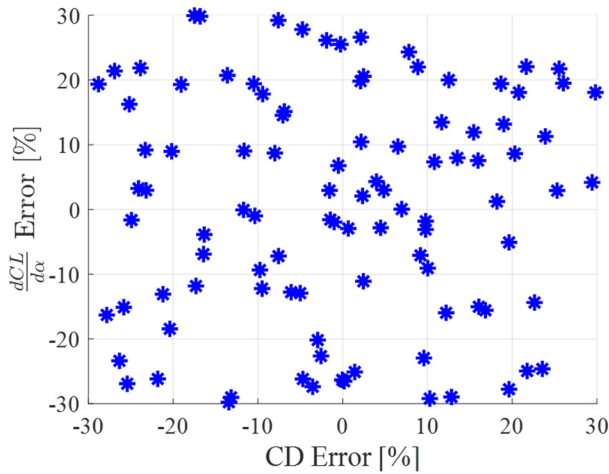
변동 조건	발사체 착륙 상태							
	위치 오차 [m]		속도 크기 [m/s]		각도 [deg]		각속도 [deg/s]	
	평균	분산	평균	분산	평균	분산	평균	분산
초기 위치	1.317	0.2962	3.2716	0.5681	1.7838	0.2501	4.2775	0.6048
초기 속도	1.611	0.2981	3.2379	0.4282	1.7215	0.3018	4.4979	0.552

3) 모델 불확실성 및 외란에 따른 결과 분석

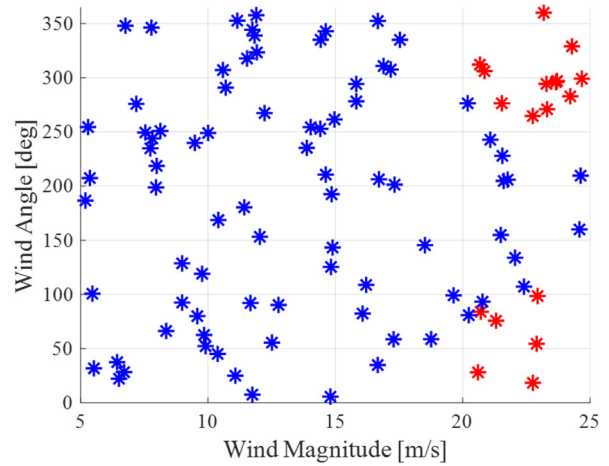
본 절에서는 공력 모델에 불확실성이 존재하는 환경과 바람 외란이 작용하는 환경에 대한 시뮬레이션을 수행하여, 설계된 착륙 유도 및 제어 기법의 강건성을 검증하고 각 요소 별 민감도 분석을 수행하였다. 공력 모델 불확실성에 대한 강건성을 검증하기 위해서 착륙 유도 기법에 사용된 항력 및 양력 계수를 고정하고, 시뮬레이션의 공력 계산에 사용되는 항력 및 양력 계수에 $\pm 30\%$ 범위의 오차가 존재할 수 있다고 설정하였으며, 임의의 균등 분포에서 100개의 샘플을 무작위로 추출하였다. 마찬가지로 바람 외란에 대한 강건성을 검증하기 위해 5~20 m/s의 크기를 갖는 바람 외란 분포에서 100개의 샘플을 무작위로 추출하였다. 각 시뮬레이션 결과에 대한 연착륙 성공 여부 판단은 Table. 4의 조건을 사용하였다.

공력 계수 오차가 $\pm 30\%$ 범위로 존재하는 경우에는 Fig. 22 (a)에서와 같이 모든 추출된 시뮬레이션 조건에서 연착륙 조건을 만족한 것을 알 수 있으며, Table. 7에서 볼 수 있듯이 각 종말 조건의 평균과 분산 또한 매우 작음을 알 수 있다. 이는 제한된 궤적 최적화 기반 착륙 유도과 자세 제어 알고리즘의 장점이 조합된 효과로 볼 수 있다. 첫번째로, 양력 계수에 차이가 있더라도 설계된 비선형 제어기는 자세각 내부 루프의 2차 시스템 형태의 요구 오차 방정식으로 인해 자세각 명령을 강건하게 달성할 수 있다. 두번째로, 항력 계수의 오차는 궤적 최적화 내부에서 예상하는 요구 속도 변화량에 큰 차이를 불러오게 되며, 이는 궤적 최적화를 통해 유도를 달성한 다양한 선행 연구에서 연착륙을 달성하는 데에 큰 지장을 준 불확실성⁽⁷⁾이다. 만약 실제 항력 계수가 최적화에 사용된

계수보다 작다면 이를 보정하기 위해 시간이 지날수록 큰 추력 값을 요구하게 되는데 연료 소모 최적의 궤적은 추력 크기가 bang-bang 형상을 가지며, 착륙 직전에는 항상 최대값을 보임이 알려져 있다. 따라서, 최대값 이상의 추력을 사용하여 항력 크기 차이를 보정하는 것이 불가능 하기 때문에 이는 근본적으로 해결하기 어려운 문제이다. 그러나 본 연구에서 제안된 착륙 유도 알고리즘에서는 궤적을 계획할 때 추력 크기 범위에 μ 만큼의 여유를 준 상태에서 궤적을 도출하였기 때문에, 이를 추종하는 과정에서 계획한 크기보다 더 적은 혹은 많은 추력을 사용하여서 항력 차이로 생기는 추종 오차를 지속적으로 보정할 수 있다. 이러한 효과를 더 잘 확인하기 위하여, Case 1의 초기 조건을 사용하되, 시뮬레이션에 사용하는 항력 계수에 $\pm 30\%$ 오차를 주어 시뮬레이션 결과를 도출하였으며 각 결과의 스로틀링 프로파일을 Fig. 24에서 볼 수 있다. 아래 결과를 보게 되면, 항력 계수가 작은 경우(Fig. 24 (a))에는 추력을 통해 감속해야 할 속도 변화량이 크기 때문에, 계획된 궤적에 비해 큰 크기의 추력을 사용하는 것을 알 수 있다. 이는 지속적으로 항력 계수 차이로 인해 궤적 추종 목적 함수인 수식 (22)의 값이 커지는 것을 방지하기 위해 추력 크기가 최적화된 것이다. 마찬가지로, 항력 계수가 큰 경우(Fig. 24 (b))에는 추력을 통해 감속해야 할 속도 변화량이 공기 항력으로 대체되었기 때문에, 기존 궤적에 비해 항상 작은 크기의 추력을 사용하는 것을 확인할 수 있다. 그러나 주목할 점은, 이러한 추종 과정에서 속도 오차가 발생할 수 있는데, 착륙 유도 막바지에서 큰 추력을 사용하면서 결과적으로 속도 또한 연착륙 조건을 만족하도록 한 것을 알 수 있으며 이는 지속적인 궤적 추종 최적해 도출로 인해 얻을 수 있는 장점이다.



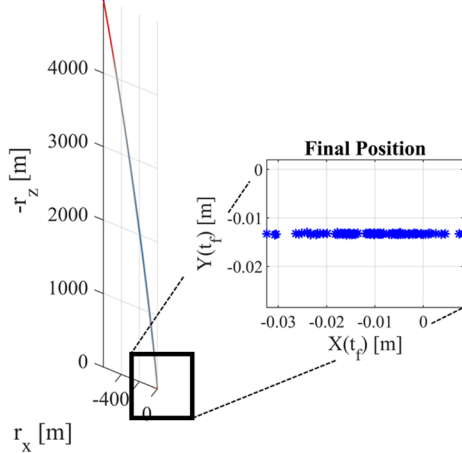
(a) 공력 모델 오차 조건



(b) 바람 크기 및 방향 조건

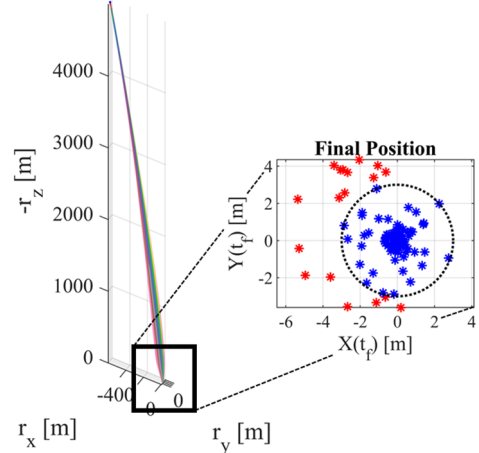
Fig. 22. Scatter Plot of Disturbances and Model Errors

Monte-Carlo Trajectory



(a) 공력 모델 오차 조건

Monte-Carlo Trajectory



(a) 바람 크기 및 방향 조건

Fig. 23. Trajectories for Disturbances and Model Errors

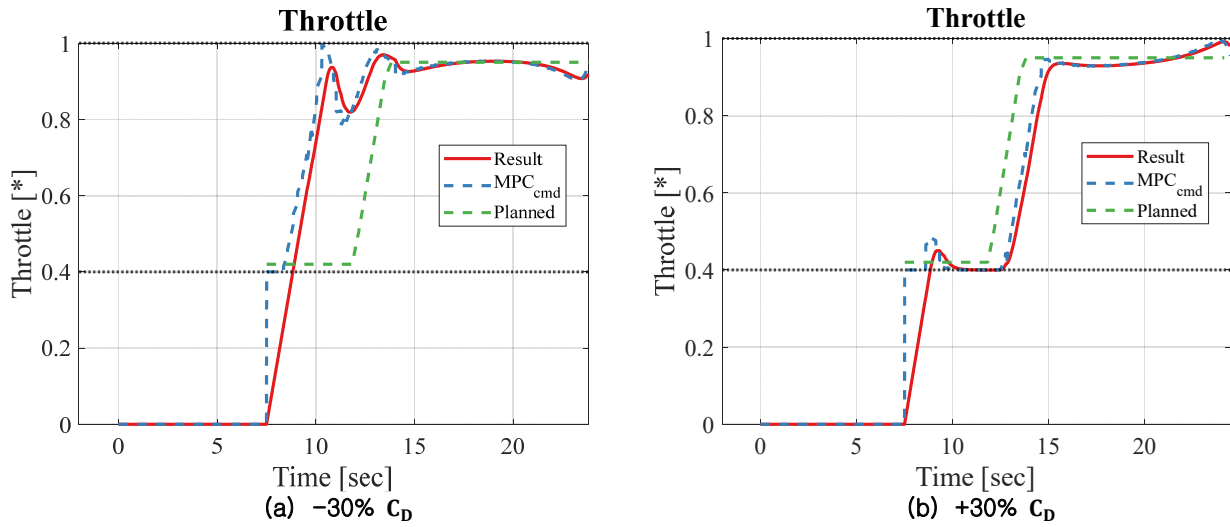
Fig. 24. Throttle Profile for Cases with C_D Error

Table 7. Statistics on All Terminal States

변동 조건	발사체 착륙 상태							
	위치 오차 [m]		속도 크기 [m/s]		각도 [deg]		각속도 [deg/s]	
	평균	분산	평균	분산	평균	분산	평균	분산
공력 계수	0.0183	0.051	0.3006	0.0933	0.6592	0.0594	2.0294	0.14335
바람	1.6145	1.557	0.6818	0.4974	0.8362	0.4975	2.64	1.1988

Table 8. Statistics on Failed Terminal States

변동 조건	발사체 착륙 상태							
	위치 오차 [m]		속도 크기 [m/s]		각도 [deg]		각속도 [deg/s]	
	평균	분산	평균	분산	평균	분산	평균	분산
공력 계수	-	-	-	-	-	-	-	-
바람	4.3716	0.7595	1.6148	0.2664	1.7704	0.4177	4.723	1.3218

바람 외란이 존재하는 경우에는 20m/s 이하 속도의 바람에 대해서는 풍향에 관계없이 연착륙에 성공하였지만, 20m/s 이상의 바람의 경우에는 특정 풍향 구간에 대해 연착륙에 실패하였음을 Fig. 22를 보면 알 수 있다. 그러나 Fig. 23과 Table 8을 보게 되면 위치 오차를 제외한 조건에 대해서는 연착륙 조건을 만족했음을 볼 수 있는데, 이는 바람이 강해짐에 따라 생기는 발사체의 위치 변화를 보정하는 데에 어려움을 겪었음을 알 수 있다. 그러나 일반적으로 발사체의 착륙 시나리오에서는 20m/s 이상의 바람이 항상 존재하는 경우가 드물기 때문에, 제한된 착륙 유도 알고리즘이 대부분의 바람 외란에 대해서도 강건하다고 볼 수 있다.

결론

본 연구에서는 재사용 발사체의 핵심 기술 중 하나인 착륙 유도 및 제어 알고리즘을 설계하였다. 재사용 발사체에서 요구되는 연료 소모 최적성을 달성하고 다양한 제약 조건을 만족하기 위해 궤적 최적화 기법을 사용하여 착륙 유도 알고리즘을 설계하였다. 이때, 착륙 유도를 궤적 계획 단계와 궤적 추종 단계로 나누어 각 단계에 적합한 최적 제어 문제를 정의하여 궤적 계획 단계에서는 연료 소모 최소화 기준을 설계하고, 궤적 추종 단계에서는 MPC 방식의 궤적 추종 유도 명령이 빠르고, 안정적으로 최적화될 수 있도록 하였다. 그리고 궤적 추종 단계의 유도 알고리즘 설계 파라미터를 비선형 자제제어기 및 발사체 특성과 연계하여 설계하여 발사체의

시스템 특성이 최적화에 반영될 수 있도록 하였다. 또한, 본 연구에서는 유도 명령을 추종하기 위한 자세 제어기를 설계하였다. 재사용 발사체에 작용하는 공력 불확실성을 포함한 여러가지 외란에 대해 강건한 성능을 보이는 자세 제어기를 설계하기 위해 3-루프 형태의 비선형 제어기를 설계하였으며, TVC와 공력 날개를 통해 피치, 요 각을 제어하도록 하였다. 추가로, RCS와 같은 On-Off형 제어 수단에 활용하기 적절한 Schmitt Trigger 기법 기반의 제어기를 설계하여 재사용 발사체의 롤 각을 안정적으로 제어하도록 하였다.

위와 같이 설계된 재사용 발사체의 착륙 유도 및 제어 알고리즘의 성능을 분석하기 위해 시뮬레이션을 수행하였다. 먼저 알고리즘의 기본적인 성능을 검증하기 위해 착륙 시 기동이 적은 조건과 큰 조건을 선정하여 시뮬레이션을 수행하였고, 그 결과를 통해서 재사용 발사체가 두 가지 조건에서 모두 안정적으로 연착륙에 성공한 것을 확인하였다. 동시에 착륙 유도에 사용된 궤적 최적화 기법의 계산 시간이 궤적 계획 단계에서 0.4초, 궤적 추종 단계에서 0.1초 내로 소요되면서 제안된 기법의 실시간 적용 실현 가능성을 검증하였다. 또한, 제안된 유도 제어 알고리즘의 강건성을 분석하기 위해 다양한 위치 및 속도 초기 조건, 공력 불확실성, 바람 외란에 대해 Monte-Carlo 시뮬레이션을 수행하였다. 시뮬레이션 결과를 통해서 본 연구에서 선정한 위치 및 속도 초기 조건 분포에 대한 착륙시 평균 위치 오차는 각각 0.82 m, 0.80 m로 나타났고, 평균 속도 크기는 각각 0.44 m/s, 0.55 m/s로 나타남을 볼 때, 다양한 초기 조건에 대해서도 제안된 알고리즘이 우수한 착륙 성능을 유지할 수 있음을 확인하였다. 공력 계수 불확실성의 경우에는 궤적 최적화에 사용된 공력 계수가 실제 값에 대해 큰 오차를 가짐에도 불구하고 모든 범위 내에서 안정적인 착륙에 성공하였는데, 이는 유도 알고리즘의 추력 크기 여유와 지속적인 최적해 도출 그리고 공력 불확실성에 강건한 자세 제어 알고리즘이 종합적으로 착륙 알고리즘의 공력 모델 불확실성에 대한 강건성 확보에 기여하였음을 입증한다. 마지막으로, 바람 외란이 존재할 때는 20m/s 이하의 바람에 대해서는 모두 성공하였지만, 바람 외란의 크기가 20 m/s 이상일 때 착륙 안정성이 크게 떨어지는 것을 확인하였다. 결과적으로, 제안된 착륙 유도 및 제어 알고리즘의 기본적인 연착륙 성능과, 다양한 초기 조건, 공력 모델 불확실성, 바람 외란에 대한 강건성을 6자유도 시뮬레이션을 통해 검증하였다.

참고문헌

- [1] CHERRY, G. "A General, Explicit, Optimizing Guidance Law for Rocket-Propelled Spaceflight." 1964.
- [2] Açıkmüşe, 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.
- [3] Wang, Z., and Lu, Y. "Improved Sequential Convex Programming Algorithms for Entry Trajectory Optimization." *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 57, No. 6, 2020, pp. 1373~1386.
- [4] Szmuk, M., and Açıkmüşe, B. "Successive Convexification for 6-DoF Mars Rocket Powered Landing with Free-Final-Time." *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, 2018, No. 210039, 2018.
- [5] Szmuk, M., Reynolds, T. P., and Açıkmüşe, B. "Successive Convexification for Real-Time Six-Degree-of-Freedom Powered Descent Guidance with State-Triggered Constraints." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 43, No. 8, 2020, pp. 1399~1413.
- [6] Scharf, D. P., Açıkmüşe, B., Dueri, D., Benito, J., and Casoliva, J. "Implementation and Experimental Demonstration of Onboard Powered-Descent Guidance." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 40, No. 2, 2017, pp. 213~229.
- [7] Wang, J., Cui, N., and Wei, C. "Optimal Rocket Landing Guidance Using Convex Optimization and Model Predictive Control." *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 42, No. 5, 2019, pp. 1078~1092.
- [8] Guadagnini, J., Lavagna, M., and Rosa, P. "Model Predictive Control for Reusable Space Launcher Guidance Improvement." *Acta Astronautica*, Vol. 193, No. October 2021, 2022, pp. 767~778.
- [9] Blackmore, Lars. "Autonomous precision landing of space rockets," *Frontiers of Engineering: Reports on Leading-Edge Engineering from the 2016 Symposium*, Vol. 46. Washington, DC: The Bridge, 2016.

- [10] C. H. Lee, B. E. Jun and J. I. Lee, "Connections between Linear and Nonlinear Missile Autopilots via Three-loop Topology," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 39, No. 6, 2016, pp. 1426~1432.
- [11] Zipfel, H. Peter and Schiehlen, Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics, Appl. Mech. Rev. 54.6, 2001.
- [12] Xu, Zhi and S. Tang. "Air-launched rocket attitude control of separation stage based on RCS." 2010 3rd International Conference on Advanced Computer Theory and Engineering (ICACTE). Vol. 3. IEEE, 2010.
- [13] MOSEK ApS, "The MOSEK optimization toolbox for MATLAB manual. Version 9.0," , 2022.
- [14] Dueri, D., Açikmeşe, B., Scharf, D. P., Harris, M. W., Cloutier, J. R., Evers, J. H., and Feeley, J. J. "Customized Real-Time Interior-Point Methods for Onboard Powered-Descent Guidance." Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 40, No. 2, 2017, pp. 197-212.