로켓 및 제트 추진 기반 초소형 준궤도 재사용 발사체의 모델 불일치를 고려한 비선형 제어기의 시스템 수준 최적화 연구

*발표자
E-mail: vipsh.kim@chosun.kr
†교신저자
E-mail: jungx148@chosun.ac.kr

김신형[1*], 김어진[2], 정성훈[2†]
조선대학교 스마트이동체융합시스템공학과[1], 조선대학교 항공우주공학과[2]
25년도 항공우주공학회 추계학술대회, 강원도 고성, 2025. 11. 14.

CHOSUN UNIVERSITY 1946

서론

로켓과 제트 추진을 결합한 재사용형 준궤도 발사체는 저비용 미소중력 연구와 고고도 탐사를 가능하게 하며, 빠른 탑재체 배치를 가능하게 한다. 해당 초소형 준궤도 발사체 시스템에서 고체 로켓은 상승 구간에 필요한 비행 속도를 달성하는 부스터로 활용되고, 공기흡입식 제트 엔진은 조밀한 대기 영역에서 효율적인 속도 유지, 재점화를 통한 감속 및 착륙을 위해 활용된다.

제트 엔진은 대기 중 산화제를 사용하므로 시스템 중량을 최소화 할 수 있으나 공기흡입식 엔진 장착에 따라 최적화되지 않은 구간에서 추가적인 공중량, 공력 저항으로 인해 추가적인 속도 증분 손실이 발생할 수 있어 하드웨어 뿐만 아니라 비행 경로, 제어기 가중치를 동시에 최적화 할 필요가 있다.

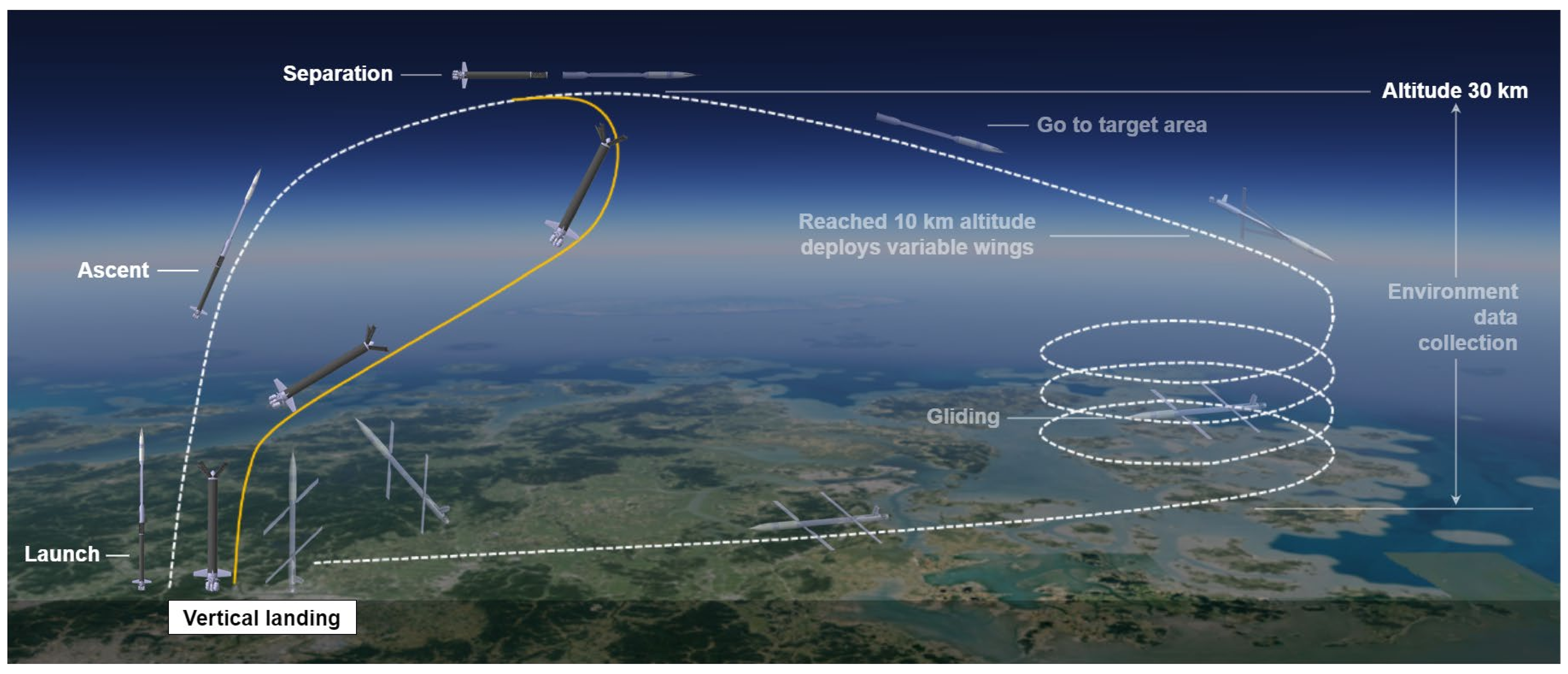
그러나 이러한 최적화는 시스템의 높은 복잡도로 인해 기존 순차적인 개발 방식으로는 최적화에 한계가 있으며, 이러한 공동 최적화 (Control Co-Design)를 수행하기 위해서 실험적 방법으로 검증한 시뮬레이션을 활용해 순차 이차 계획법(SQP)으로 최적화를 활용할 필요가 있다.

그러나 최적화 중 하드웨어 변경 시 모델 불일치에 따른 제어 실패가 시뮬레이션 결과와 비용함수의 비선형성을 증가시켜 SQP 최적화가 어려울 수 있다. 따라서 본 연구에서는 비교적 외란에 강인한 모델 예측 제어기(MPC)를 설계하고, 모델 불일치가 있는 환경에서 MPC의 제어 파라미터를 최적화하고 시뮬레이션으로 검증하였다.

본론

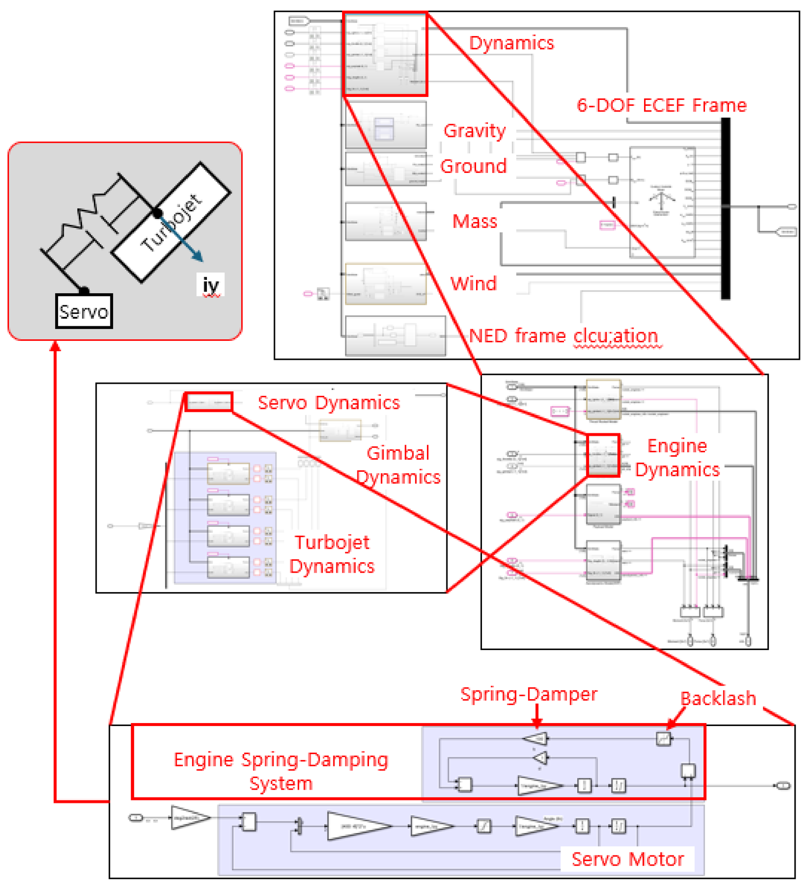
<최종 임무 목표>

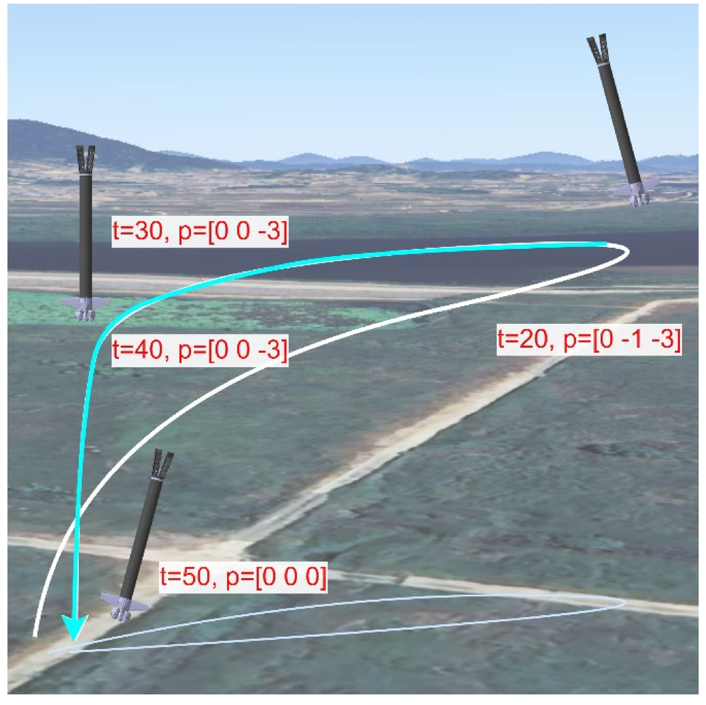
- 초소형 재사용 고고도 발사체는 페이로드 또는 상단 무인 비행 장치를 30km 이상 준궤도에 투입하고 귀환함



<최적화 및 검증 목표>

- 최종 임무 목표에 따라 설계, 제작된 로켓과, 이를 모사할 수 있는 시뮬레이션을 실험적 방법으로 검증하고, 로켓의 수직 이착륙 제어기를 MPC로 설계함
- 순차 이차 계획법(SQP) 최적화 결과 검증을 위해 향후 실험을 통해 비교 가능한 수준의 저고도(최대 고도 3m) 수직 이착륙 시나리오를 계획하고 시뮬레이션을 통해 최적화 결과를 비교함





<제어기 설계>

- 모델 예측 제어기(MPC)와 모델의 상태 x, 입력 u, 출력 y를 다음과 같이 구성함

Predict model

$$x_{k+1} = f(x_k, u_k)$$
$$y_k = h(x_k)$$

Model states

$$x = [q\ \omega\ p\ \dot{p}\ \delta\ \dot{\delta}\ \xi\ \dot{\xi}]^{\top}, \quad u = [\delta_u\ T_u]^{\top}$$
$$y = [\omega\ p\ \dot{p}]^{\top}$$

State	Description.
q	Unit quaternion (rotation FRD to NED frame) [-]
ω	Angular rate in FRD. [rad/m]
$p, \dot{p}$	Position and velocity in NED [m, m/s]
$\delta, \dot{\delta}$	Gimbal deflection and rate in FRD [rad, rad/s]
$\xi, \dot{\xi}$	Turbojets throttle state and rate (scalar) [-]
δ_u, T_u	Gimbal and thrust command [rad, N]

- MPC의 제어 목표는 다음과 같이 구성됨

$$\min_{u_k} \sum_{k=0}^{N_p-1} \left(\|y_k - y_{r,k}\|_{W_O}^2 + \|u_k\|_{W_M}^2 + \|\Delta u_k\|_{W_{M,\Delta}}^2 \right)$$

- 순차적 2차 계획법(SQP)로 최적화 하는 가중치(W)는 다음과 같음

$$W \in \{W_O, W_M, W_{M,\Delta}\}$$

<비선형 모델>

- Rigid-body model
  - Translational dynamics

$$\ddot{p} = g_0 + \frac{1}{m} R_f^e(q) F^f$$
$$g_0 = [0\ 0\ 9.8]^{\top}$$

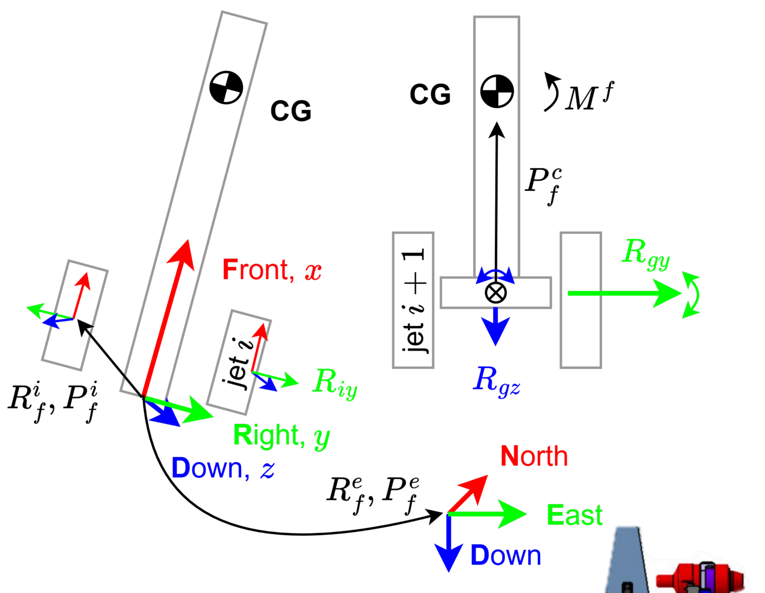
  - Rotational dynamics

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\omega \circ q, \qquad \dot{\omega} = J^{-1} M^f$$

  - Actuator dynamics

$$F^f = \sum_{i=1}^{n} R_i^f F^i + F_D^f, \quad F^i = [T\sigma_i, 0, 0]^{\top}$$
$$M^f = \sum_{i=1}^{n} P_c^i \times F^i + M_D^f$$

where disturbances F_D^f and M_D^f including aerodynamics assumed 0.



- Gimbal model

$$R_i^f = R_{\delta y}^f(\delta_y) R_{\delta z}^{\delta y}(\delta_z) R_{iy}^{\delta z}(\delta_{i,x})$$
$$\ddot{\delta} = J_\delta^{-1}(k_p \tilde{\delta} - k_d \dot{\delta})$$
$$\delta = [\delta_x\ \delta_y\ \delta_z]^{\top}$$

where $\delta_r = [\delta_{r,x} \delta_{r,y} \delta_{r,z}]^{\top}$ is input δ_u, $J_\delta^{-1} = diag(J_{iyy}, J_{\delta yy}, J_{\delta zz})$ denote gimbal moment of inertia, and k_p, k_d denote gimbal servo PD gains

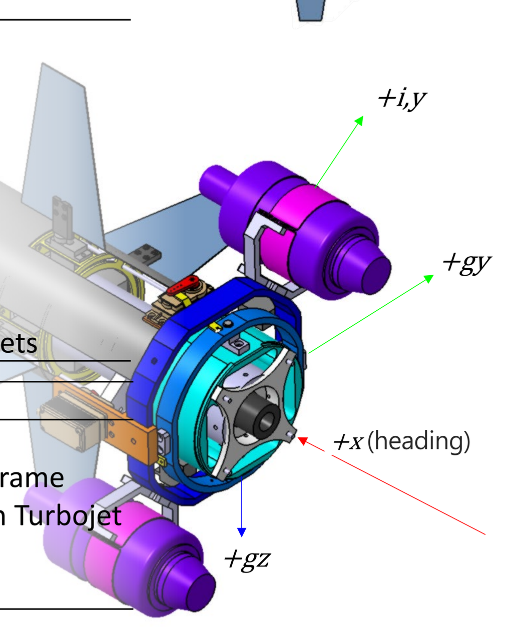
- Turbojet model

$$\sigma_i = \frac{e^{k_1 \xi_i} - 1}{e^{k_1} - 1}$$
$$\ddot{\xi}_i = k_2 \left(\frac{T_u n}{T} - \sigma_i \right) - k_3 \dot{\xi}_i$$

where k_1, k_2, and k_3 represent turbojet turbine coefficients

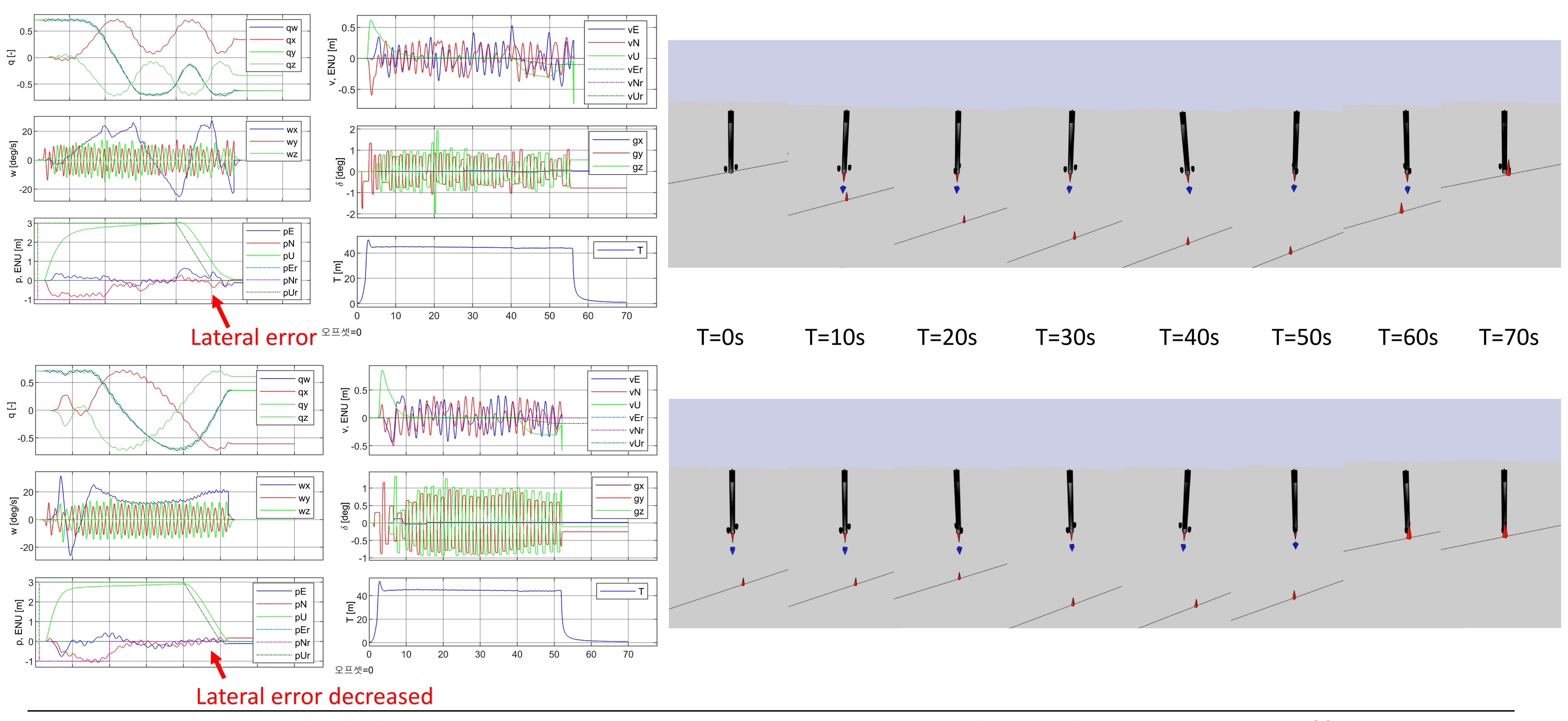
Symbol	Description.
P	Position vector
R	Rotational matrix
F	Force vector
M	Moment vector
T	Max thrust
σ	Throttle fraction
J	Inertia matrix
m	mass
n	number of Turbojets

Index	Description.
f	Body-fixed frame
e	Earth-fixed NED frame
i	Local frame of ith Turbojet
c	Center of gravity
δ	Gimbal for TVC



<모델 불일치를 적용한 최적화 및 시뮬레이션 검증 결과>

- 김벌 모델에 백레시(deadzone($\tilde{\delta}$)) 적용으로 인한 모델 불일치 발생 및 최적화



	MPC	Optimized MPC	Difference
Landing error $e_{xy}(60s)$	1.2430e-01	2.0241e-01	+78 mm, +62.8%
Fuel consumption $\Delta m(0-60s)$	1.7537e-01	1.6294e-01	-12g, -7%
Position error e_p, RMS	9.8689e-01	9.0710e-01	-79mm, -8%

결론

- 로켓과 제트 추진을 결합한 재사용형 준궤도 발사체의 시스템 수준 최적화를 위해 MPC를 설계하고 비선형 모델을 구축함. 이때 최적화시 모델 불일치 상태를 고려하여 시뮬레이션 하여 MPC의 가중치를 조정함
- 이를 위해 실험으로 검증된 고충실도 시뮬레이터 상에서 수직 착륙시의 강인 제어를 위한 모델 예측 제어기(MPC)를 구성하고, 동일한 기준 궤적과 조건에서 가중치 벡터를 조정(Optimized MPC)하여 성능을 비교함.
- 모델 불일치가 있는 환경에서 최적화 및 시뮬레이션 결과, 60 s 시점 수평 착륙 오차는 증가(+78 mm, +62.8%)하여 최종 정밀도는 악화되었지만, 연료 소모는 감소(–12 g, –7%)했고, 위치 오차 RMS는 개선(–79 mm, –8%)됨. 특정 시간의 위치 오차 $e_{xy}(60s)$는 측풍 등 외란에 의해 불확실성을 가지는 반면 전체 누적 오차인 연료 소모량과 위치 오차는 평균 -7.5 % 정도 감소한 것을 확인할 수 있어 본 제어기 최적화 방식의 타당성을 확인할 수 있음
- 위 결과를 통해 제어기 뿐 아니라 제트엔진 규모, 연료 탑재량 등을 동시에 최적화 하는 Control Co-Design 최적화를 수행하여 향후 최종 비행 시험을 수행할 예정임