

# 초소형 재사용 고고도 발사체를 위한 제트엔진 TVC 제어 모델 개발 및 검증

김신형\*, 윤재영, 정성훈†  
조선대학교

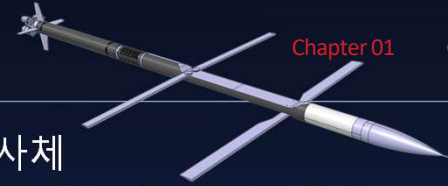
2026 한국항공우주학회 춘계학술대회, 제주 신화월드, 2026. 04. 01.

\*발표자: vipsh.kim@chosun.kr  
†교신저자: jungx148@chosun.ac.kr


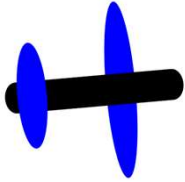



# Outlines

- Chapter 1: 연구배경
- Chapter 2: TVC 모델 구축
- Chapter 3: 실험 및 결과
- Chapter 4: 결론 및 향후계획

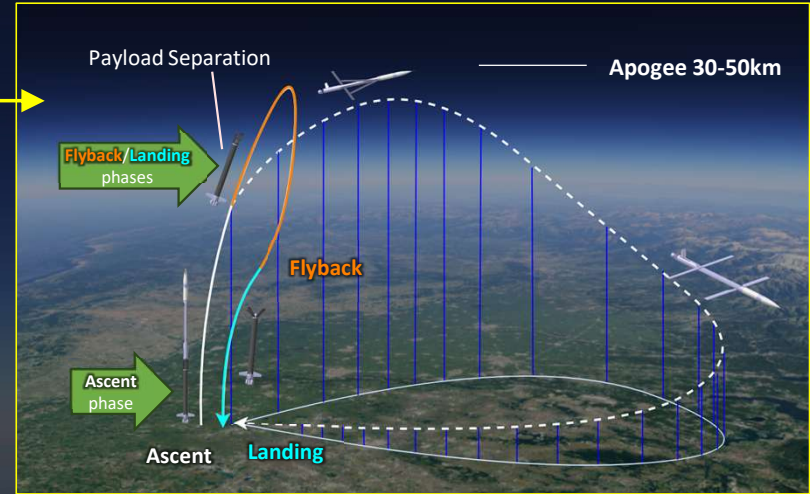




- 고체 로켓 및 제트 엔진 기반 수직 이착륙 기반 초소형 재사용 발사체
  - 1kg급 소형 페이로드 준궤도 임무 수행 (미세중력 환경시험, 고공낙하 UAV 전개 등)
  - 초소형 준궤도 발사체 특징:
    - 소형 페이로드의 저가, 반복 임무수행 가능하나
    - 공간적 제약, 작은 규모로 인한 높은 구조 중량비 형성
  - 재사용 방안: 대기권 내 제트 엔진을 활용한 이착륙, 고체 추진체를 통한 이륙
    - 상용 부품 사용, 산화제 중량 최소화, 비교적 단순한 구조 대비 높은 초기 추력 달성 가능
    - 복잡한 이종 추진 시스템 추력 분배 문제, 최적 제어 필요

	Unpowered Landing		Powered Landing		
	Parachute/Parafoil	Winged Gliding	Liquid Propellant	Hybrid Propellant	Solid Propellant + Turbojet Fuel
Recurring consumable & Recovery method					
Additional weight in ascent	Canopy	Wing	Fuel and oxidizer margin for landing	Fuel and oxidizer margin for landing	Fuel margin for landing
Landing facility	Landing zone	Runway	Landing pad	Landing pad	Landing pad
Recurring consumables	Chute repack	-	-	Reinstall solid fuel	Reinstall solid fuel

- 선행 연구: 로켓과 제트엔진의 최대 효율을 위한 최적화 문제
  - SQP 최적화를 통해 로켓과 제트엔진 추력 분배 비율 결정
  - 파라미터 측정 및 시뮬레이션 기반 MPC 가중치 최적화 수행
  - 제작 공정, 파라미터 오차로 인한 모델 불일치 적용 상태 임무 시나리오 수행



This block contains several sub-images and graphs:
 

- Top left: Photographs of a rocket engine test setup.
- Top right: A block diagram of a Nonlinear Model Predictive Controller (NMPC) system. It shows a State Estimator receiving input  $y$  and output  $u$  to produce state  $\hat{x} = [\hat{q}, \hat{\omega}, \hat{p}_r, \hat{\delta}, \hat{\xi}, \hat{\zeta}]^T$ . This state is fed into an NMPC Predict and Optimizer, which outputs control  $u = [\delta_r, \sigma_u]^T$  to the Plant, which produces output  $y = [\omega, p_r, \delta]$ .
- Middle left: Photographs of engine components and a digital display showing '3.97'.
- Middle right: A graph showing a signal waveform over time.
- Bottom left: A graph of Thrust (N) vs. time (s) comparing experimental data (blue line) and simulation data (red line).
- Bottom right: A schematic diagram of a 6-DOF ECEF Frame showing various dynamics: Rocket Dynamics, Turbojet Dynamics, UAV-dynamics, Aero-dynamics, Gravity, Ground, Mass, and Wind & Atmosphere. It also mentions NED frame data.

	Scenario I	Scenario II	Scenario III	Scenario IV	
Landing error $e_{xy}$ (60s)	1.9387e-01	1.2430e-01	2.0241e-01	3.4680e-02	I→IV, -82.7% II→IV, -72.1%
Fuel consumption $\Delta m(0 - 60s)$	1.7344e-01	1.7537e-01	1.6294e-01	1.6245e-01	I→IV, -6.3% II→IV, -7.4%
Position error $e_p$ , RMS	1.1167e+00	9.8689e-01	9.0710e-01	9.3932e-01	I→IV, -15.9% II→IV, -4.8%

Legend	Scenario I	Scenario II	Scenario III	Scenario IV
Highest performance	Scenario IV	Scenario II	Scenario III	Scenario I
Worst performance	Scenario I	Scenario II	Scenario III	Scenario IV

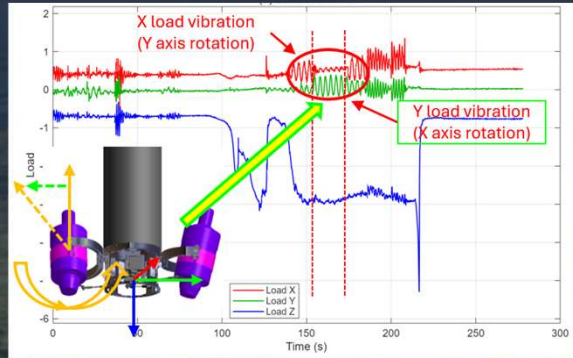
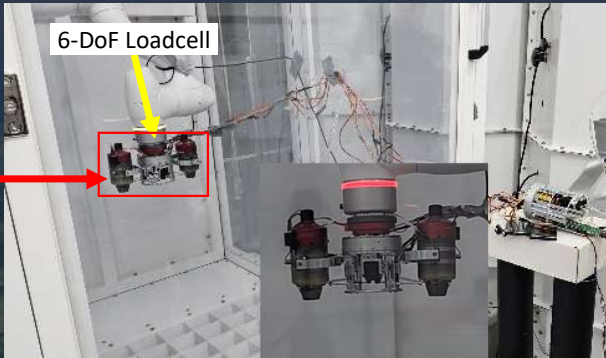
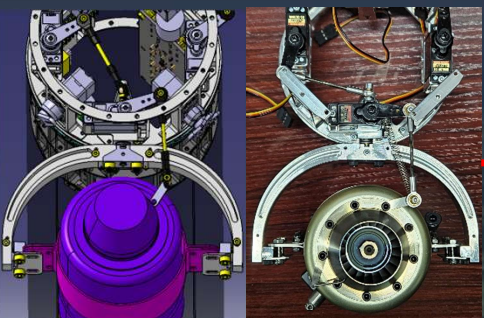
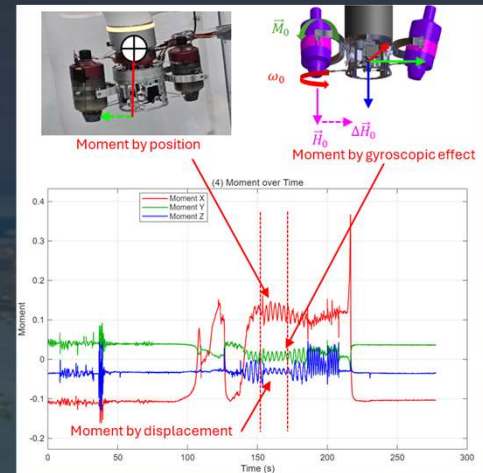
- 검증 시험 단계
  - 실제 모델의 비행 시험을 통한 검증 수행
    - PID, MPC 제어기 적용 및 시험 수행
    - 크레인에 장착하여 사고 방지 및 자사제어 시험 분리
  - 기존 단순 회전 행렬 기반의 TVC 모델
    - 김벌 회전축 불균일로 인한 입출력 오차 및 자이로 효과는 생략됨
  - 실내 TVC 추진 시험 결과 중 TVC 모델 불일치
    - 하드웨어 개선사항으로 인한 구조 변경
    - 수식 단순화에 의한 오차
- MPC 적용 및 시뮬레이션 검증을 위한 정확한 TVC 모델 필요



Index	Description.
$f$	Body-fixed frame
$e$	Earth-fixed NED frame
$i$	Local frame of $i^{\text{th}}$ Turbojet
$c$	Center of gravity
$\delta$	Gimbal for TVC

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



# TVC 모델 구축

- TVC model

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \mathbf{F} \\ \mathbf{M} \end{bmatrix} &= \sum_{i=1}^n \begin{bmatrix} \mathbf{F}_i \\ \mathbf{r}_i \times \mathbf{F}_i - \dot{\mathbf{H}}_i \end{bmatrix} \\ \mathbf{F}_i &= R_i^f \begin{bmatrix} F_i \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ \dot{\mathbf{H}}_i &= \omega_{fi}^f \times \mathbf{H}_i^f + R_i^f \dot{\mathbf{H}}_{0,i}, \quad \dot{\mathbf{H}}_{0,i} = \mathbf{J}_{0,i} \boldsymbol{\omega}_{0,i} \\ R_i^f &= R_i(\delta_i) R_y(\delta_y) R_x(\delta_x) \end{aligned}$$

Index	Description.
$f, " "$	Body-fixed frame
$e$	Earth-fixed NED frame
$i$	Local frame of $i^{\text{th}}$ Turbojet
$0$	Turbojet compressor
$c$	Center of gravity
$\delta$	Gimbal for TVC

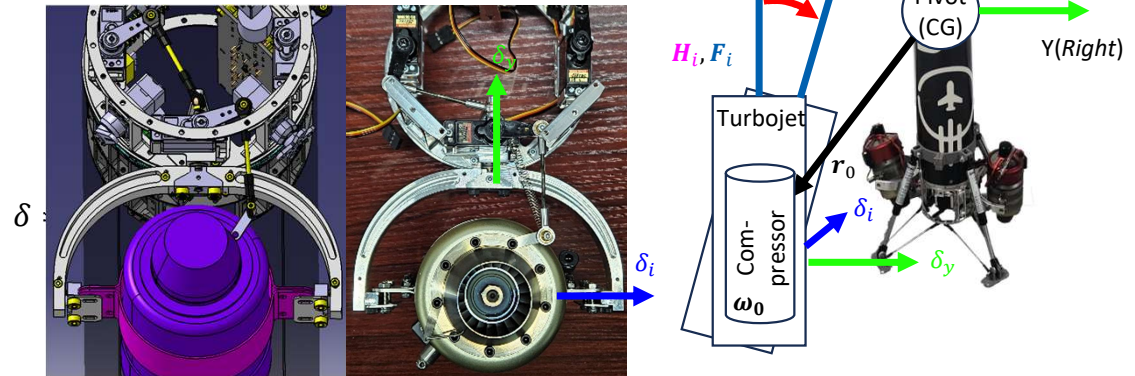
Symbol	Description.
$P$	Position vector
$R$	Rotational matrix
$F$	Force vector
$M$	Moment vector
$T$	Max thrust
$\sigma$	Throttle fraction
$J$	Inertia matrix
$m$	Mass
$n$	number of Turbojets
$u$	Input commands

- Gimbal kinematics 편향각(변수):  $\delta_i, \delta_y$
- TVC 설치 각도 편향(x축 상수):  $\delta_x$

- Gimbal model

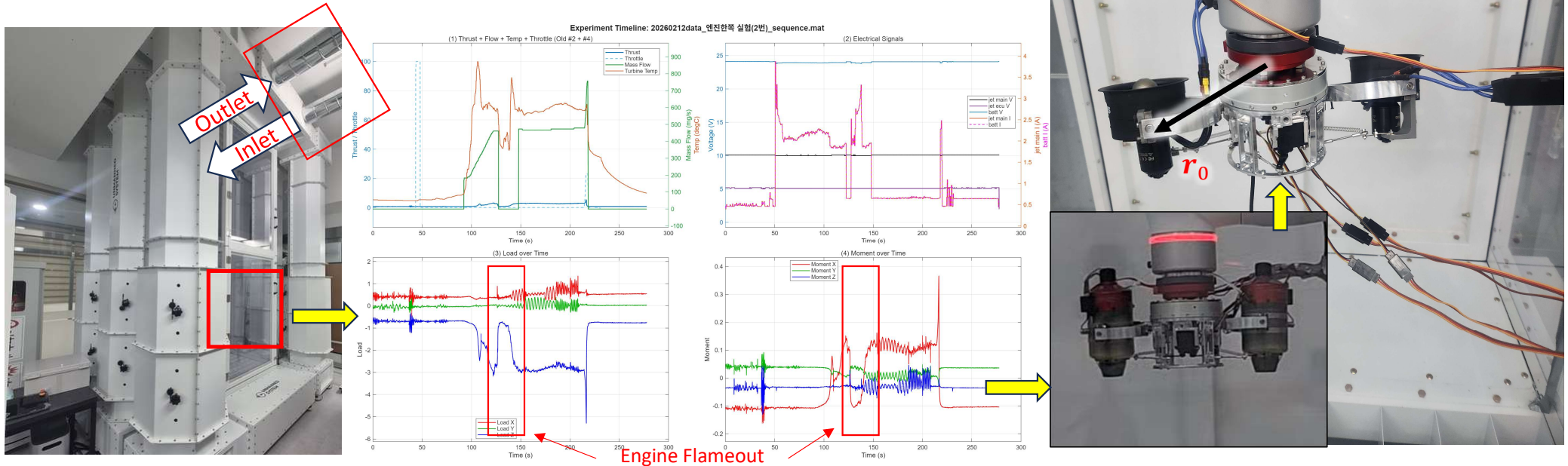
- 직접 편향 각도  $\delta$  제어로 수식화

$$\begin{aligned} \ddot{\boldsymbol{\delta}} &= \mathbf{J}_i^{-1} (k_p (\mathbf{u}_\delta - \boldsymbol{\delta}) - k_d \dot{\boldsymbol{\delta}} + \boldsymbol{\tau}_{0,i}) \\ \boldsymbol{\delta} &= [\delta_i \quad \delta_y]^\top, \quad \mathbf{u}_\delta = [u_i \quad u_y]^\top \\ &\bullet \text{ 엔진 관성 모멘트 } \boldsymbol{\tau}_{0,i} \end{aligned}$$



# TVC 파라미터 추정 및 시험

- 실내 실험 수행
  - 비행 속도  $v_a = 0$  m/s 조건에서 실험 수행
    - 수직 풍동 정지시 외기 순환 및 산소 공급 차질 발생
    - 외기 순환 차질로 인한 플래임아웃 발생
  - 유사한 동역학을 가진 전기 덕트 팬(EDF)로 실험 진행



# 모델 검증 및 시험 결과

## • 모델 검증 결과

$$\begin{aligned} \|F_i\| &= k_1 \|\omega_{0,i}^{k_2}\| \\ \frac{d}{dt} H_{0,i}^f &= J_{0,i} - \frac{d}{dt} \omega_{0,i} \\ J_{0,i} &= \frac{d}{dt} H_0^f \frac{d}{dt} \frac{\|F_i\|}{k_1} \end{aligned}$$

## • 상관계수 $k_1, k_2$ 추정

• 가정:

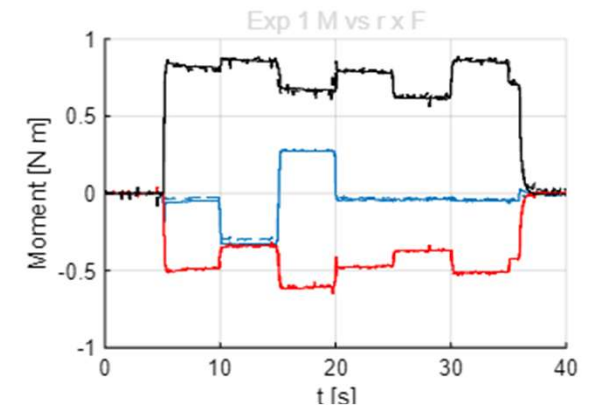
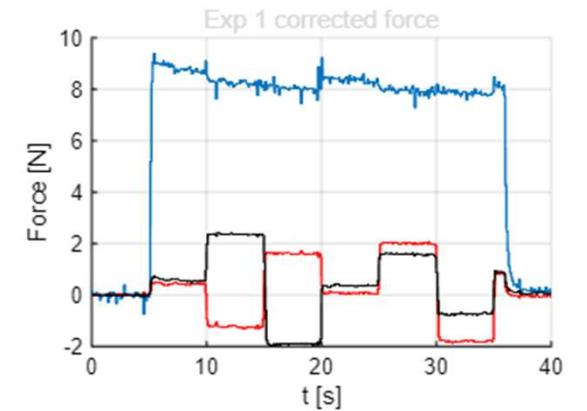
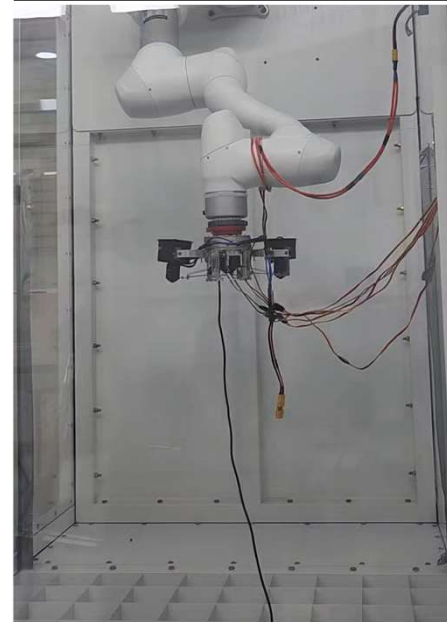
$$\begin{aligned} I_0 &= \frac{F_i}{\|F_i\|} \\ H_{0,i}^f &= H_0 I, \quad k_2 = 2 \end{aligned}$$

• 추정치:

$$\omega_{0,i} = \left( \frac{\|F_i\|}{\max(\|F_i\|)} \right)^{-k_2}, \quad k_1 = \frac{\max(\|F_i\|)}{\max(\omega_{0,i})^2}$$

Param	value.	Unit
$k_1$	2.2e-3	[N/(rad/s)]
$k_2$	2.0e-0	[-]
$r$	[-6.59e-e;-9.68e-2;6.05e-2]	[m]
$J$	1.30e-6	Kg-m <sup>2</sup>

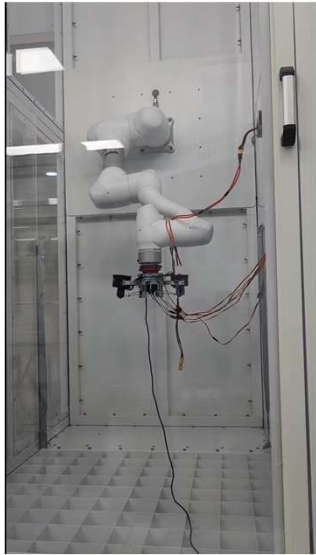
Param	Description.
$k_1, k_2$	Body-fixed frame
e	Earth-fixed NED frame
i	Local frame of i <sup>th</sup> Turbojet
0	Turbojet compressor
c	Center of gravity
$\delta$	Gimbal for TVC
$\max(\omega_{0,i})$	4084 rad/s



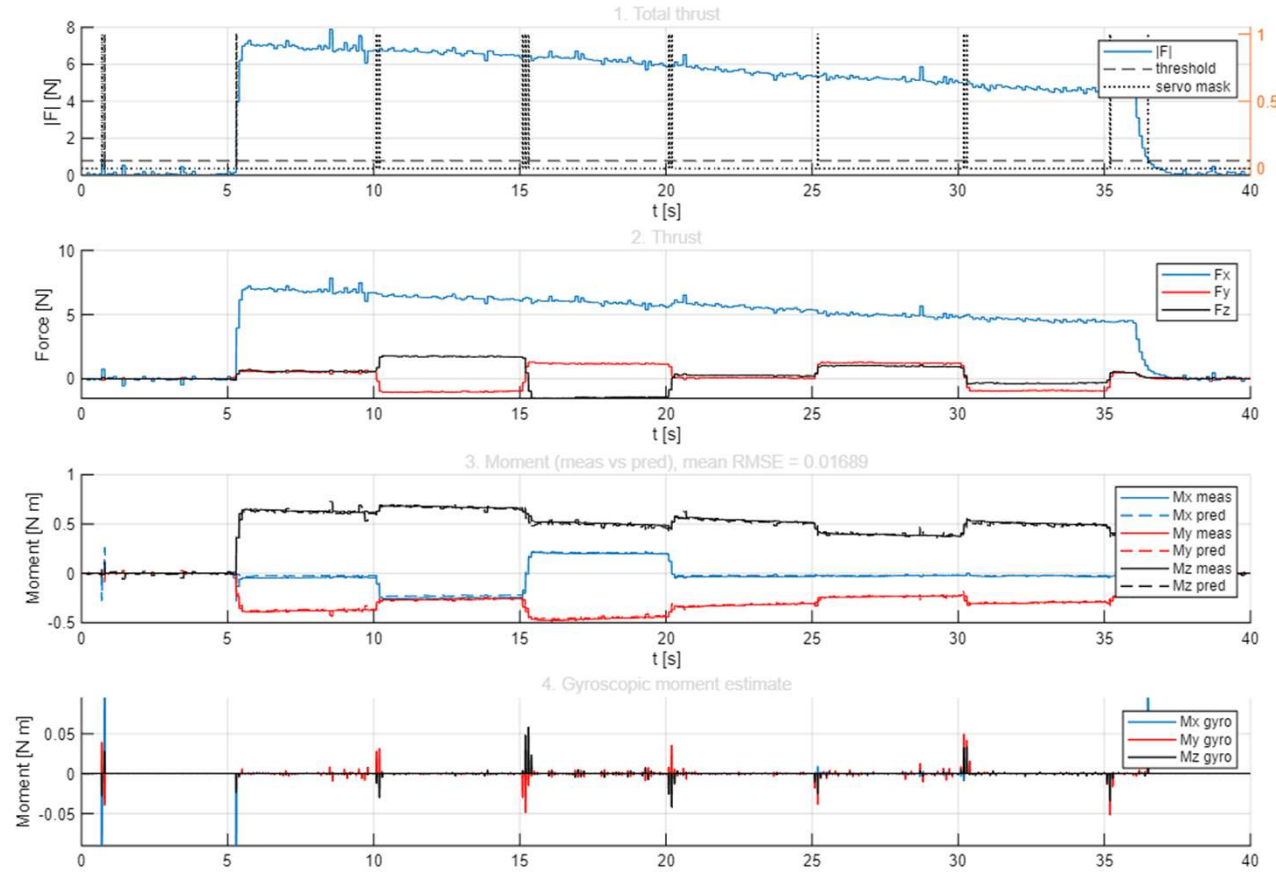
# 모델 검증 및 시험 결과

## • 시험 결과

- 각도 입력에 대한 모멘트 추정
- 추력 50% 미만 여러 추력 범위에서 RMSE 측정
- 자이로 모멘트 추정하지 않을 경우와 비교 (단순  $M_i = r_i \times F_i$ )



RMSE [Nm]	$M_x$	$M_y$	$M_z$	Avg.
기존 모델	1.3162e-2	1.1812e-2	1.8065e-2	1.4349e-2
Gyro 모델 추가	1.3169e-2	1.1506e-2	1.7897e-2	1.4191e-2
$\Delta$ RMSE	6.6193e-6	-3.1402e-4	-1.6811e-4	-1.5850e-4



- 지속 가능한 준궤도 임무(미세중력실험 등)를 위한 이중 추진 재사용 준궤도 발사체가 필요함
- 제안된 고체 로켓 및 제트 엔진 기반 수직이착륙 기반 초소형 재사용 발사체의 제어를 위해 정확한 TVC 모델이 필요함
- 파라미터 추정과 모델을 통해 자이로 효과에 의한 모델 오차를 완화하여 약 11%의 모멘트 추정 RMSE 개선을 확인함
  - 기존 MPC 모델의 무시된 자이로 모멘트항에 의한 영향을 확인함
- 실험 환경의 한계로 제트엔진 연소추진 기반 TVC 모델 검증이 추가로 필요함.
- 향후 해당 모델을 시뮬레이션에 결합한 환경에서 MPC 제어 검증 진행, 실제 비행 모델의 크레인 실험을 통해 수직이착륙 호버링 테스트 진행 예정임.

감사합니다.

2026. 04. 01. 한국항공우주학회 춘계학술대회, 제주 신화월드