

# 비행 중 전개되는 텐덤윙 UAV의 비선형 동역학 모델링 및 검증

CHOSUN  
UNIVERSITY  
1946



\*발표자  
E-mail: ryun@chosun.kr

†교신저자  
E-mail: jungx148@chosun.ac.kr

백강륜<sup>1\*</sup>, 김신형<sup>2</sup>, 정성훈<sup>1†</sup>  
조선대학교 항공우주공학과<sup>1</sup>, 조선대학교 스마트이동체융합시스템공학과<sup>2</sup>  
25년도 항공우주공학회 추계학술대회, 강원도 고성, 2025. 11. 14.

## 서론

최근 무인항공기 기술은 임무 다변화 요구에 따라 비행 중 형상을 변경하는 접이식·전개식 UAV로 확장되고 있다. 특히, 텐덤윙 UAV는 로켓 등에서 사출된 후 접혀있던 날개를 전개하며 비행하는 형태로 운용될 수 있어 활용성이 높다. 그러나 이러한 과정에서 기체의 질량 중심, 관성 모멘트, 공력 중심 등이 급격히 변하는 문제가 발생한다.

## 본론

### <텐덤윙 UAV 형상 및 좌표계>

- 본 연구에서 대상으로 하는 텐덤윙 UAV는 동체 중앙을 기준으로 전방과 후방에 각각 주익이 위치한 형태
- 날개는 비행 초기에는 동체에 접혀있다가 특정 시점에 전개되는 메커니즘을 가짐.
- 이번 연구에 사용될 UAV의 기체의 주요 제원은 다음과 같음.

Tandem-wing UAV Model

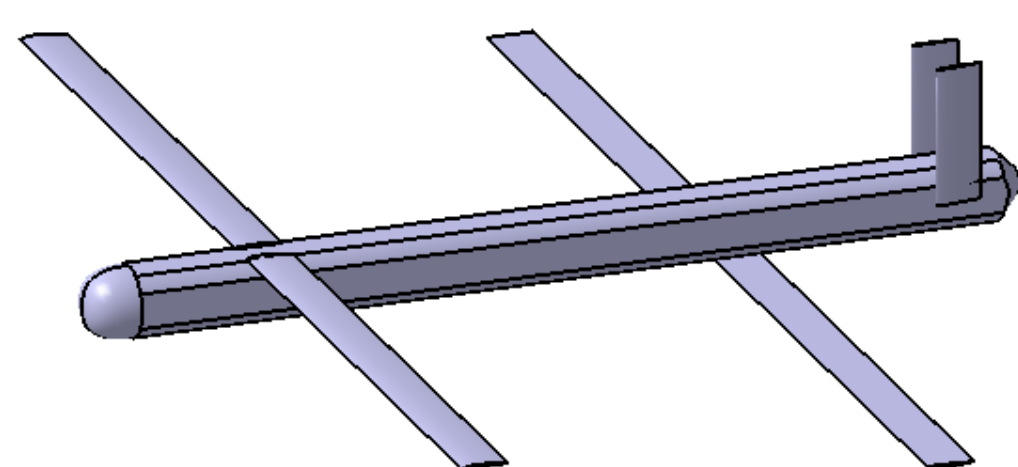


Fig. 1. Fully Deployed Configuration

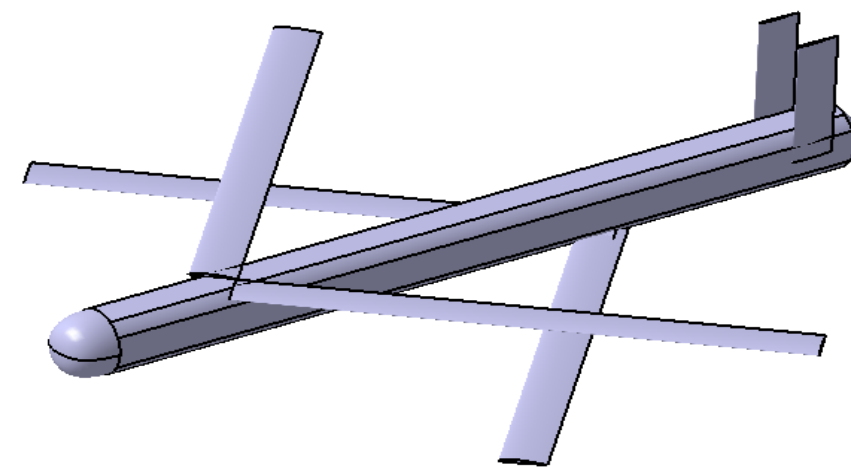


Fig. 2. 45° Deployed Configuration

Table 1. Main wing parameters

Variable	Value
Wing Type	Tandem Wing
Span	600 mm (per single wing)
Surface	0.16 m <sup>2</sup> (total for four wings)
Aspect Ratio	9 (based on b2/S total)
Mean Chord	0.067 m
Root Chord	0.08 m (limited to 10 cm chord)
Tip Chord	0.054 m
Taper Ratio	0.67
Incidence	2.5°
Twist	-2°
Airfoil	NACA2408

Table 2. Fuselage and tail geometry parameters

Variable	Value
Fuselage Length	1.0 m (1000mm)
Fuselage Diameter	0.076 m (76 mm)
Tail Configuration	Twin Vertical Tail
Tail Span	0.1465m (146.5 mm.) (per single tail)
Tail Chord	0.075 m (considering taper)
Tail Airfoil	NACA0006

### <6-DoF 비선형 운동 방정식>

- UAV의 운동은 기체 고정 좌표계(Body-fixed frame)를 기준으로 14개의 상태 변수 X를 통해 기술되며 병진 및 회전운동 방정식은 다음과 같음

$$\dot{X} = [p_n, v_B, q^T, \omega_B, \theta_{deploy}]^T \quad (1)$$

$$\dot{v}_B = \frac{1}{m} F_{aeroB} - (\omega_B \times v_B) \quad (2)$$

$$\dot{\omega}_B = I_{total}^{-1} (M_{aeroB} - (\omega_B \times (I_{total} \cdot \omega_B))) \quad (3)$$

$$\dot{p}_N = R_{B2N} \cdot v_B \quad (4)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \Omega(\omega_B) \cdot q \quad (5)$$

Variable	Value
$p_n$	Position
$v_B$	Velocity
$q$	Attitude
$\omega_B$	Angular Velocity
$\theta_{deploy}$	Wing Deployment Angle
$F_{aeroB}$	Total Force
$M_{aeroB}$	Total Moment
$I_{total}$	Time-Varying Moment of Inertia
$\omega_B \times (I_{total} \cdot \omega_B)$	Gyroscopic Effects
$\dot{p}_N$	Velocity in the NED frame
$R_{B2N}$	Rotation matrix transforming from the body frame to the NED frame

### <시변 관성 모멘트 모델링>

- 날개 전개에 따른 관성 텐서의 변화를 모델링 하기 위해 전체 UAV 시스템을 고정된 동체와 회전하는 날개로 분리.
- 평행축 정리를 적용하여 총 관성 텐서를 다음과 같이 유도
- 이 모델은 날개가 전개되는 과도기(Transient) 상태에서 발생하는 관성 모멘트와 자이로스코픽 커플링을 정확히 계산할 수 있도록 함.

$$I_{total} = I_{body} + I_{wingrot} + I_{parallelaxis} \quad (6)$$

$$I_{wingrot} = R_{deploy}(\theta_{deploy}) \cdot I_{winglocal} \cdot R_{deploy}(\theta_{deploy})^T \quad (7)$$

$$I_{parallelaxis} = m_{wing} \cdot (\tilde{d}^T \tilde{d}) \quad (8)$$

Variable	Value
$I_{body}$	Intrinsic inertia tensor (without wings)
$I_{wingrot}$	Inertia moment change (by wing rotation)
$I_{parallelaxis}$	Inertia tensor change (by wing rotation)

### <공력 모델>

- 본 모델은 향후 복잡한 유동 특성을 고려한 공력 모델을 통합하기 위한 필수 선행 공력 모델로 제어 표면(Aileron, Elevator, Rudder)에 의한 공력과 모멘트를 계산.

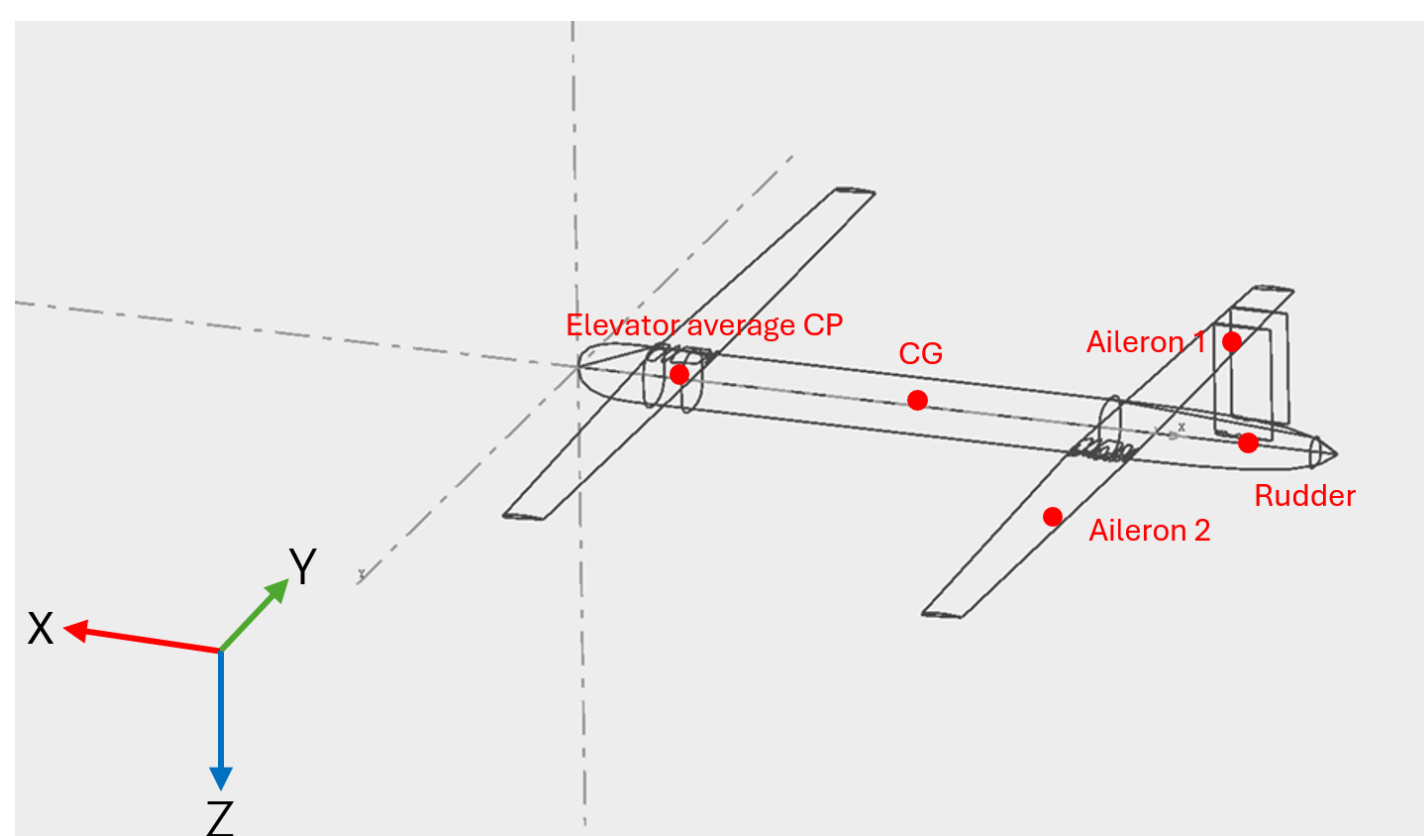


Fig. 3. Location of control surfaces

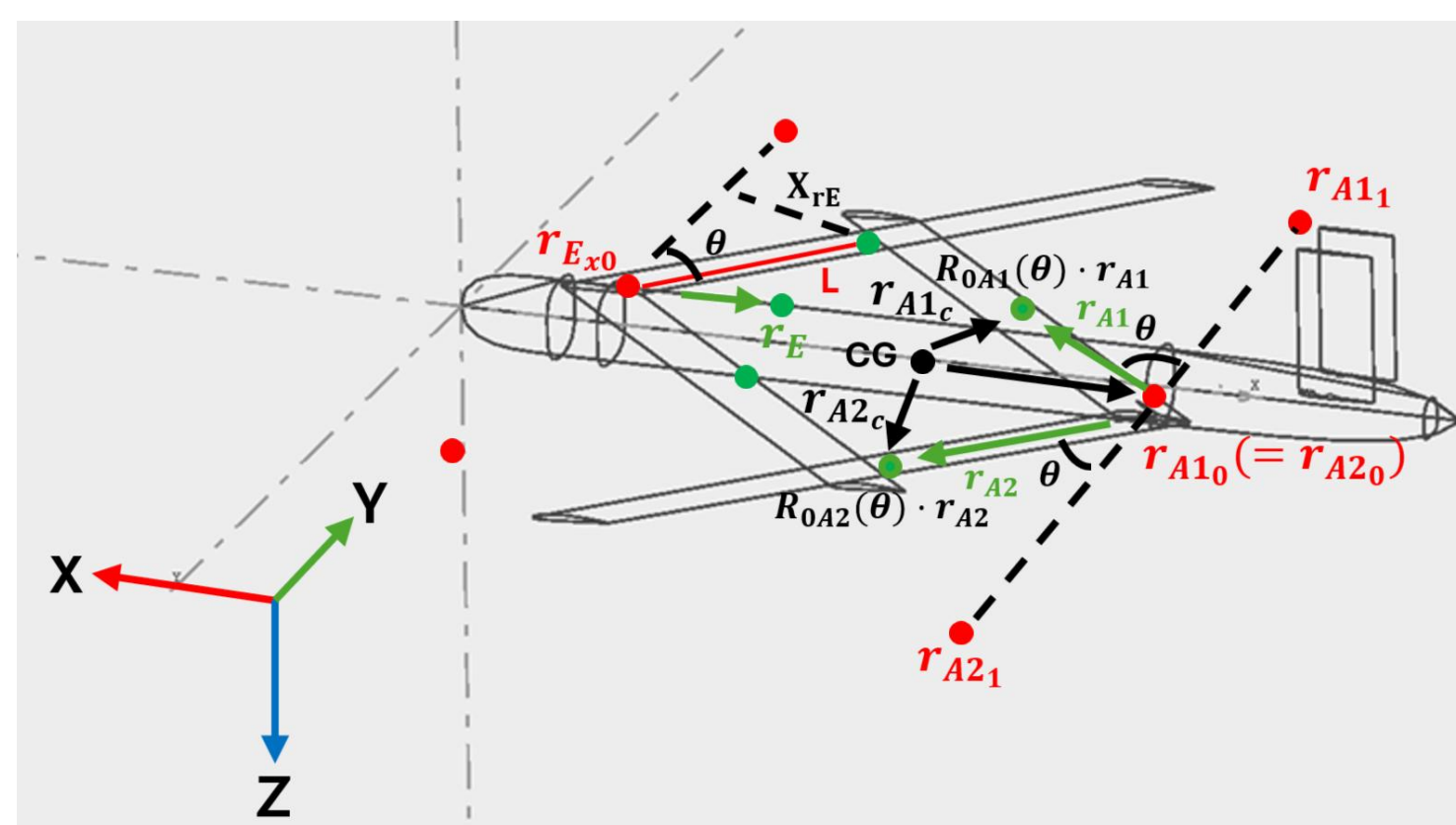


Fig. 4. Changed control surface positions

## 결론

- 날개 전개 각도가 조절되는 텐덤윙 UAV의 비선형 동역학 모델을 구축. 제안된 모델은 날개 전개에 따른 시변 관성 모멘트 특성과 조종면의 기하학적 위치 변화를 반영하여 기존의 고정적 모델이 모사할 수 없는 가변 형상 UAV 고유의 동특성을 구현함
- 시뮬레이션 결과는 날개 전개각 변화가 텐덤윙 UAV의 종·횡·방향 안정성에 직결되는 주요 인자임을 보여주며 특히, 대각도 전개 시에는 제어 입력의 민감도가 급격히 증가하고

또한, 텐덤윙 UAV는 앞날개와 뒷날개 사이의 복잡한 공력 간섭과 비정상 공력 특성이 강하게 나타나 단순 모델 기반의 제어로는 한계가 명확하다. 따라서 본 연구에서는 비행 중 전개되는 텐덤윙 UAV의 답러닝 기반 NMPC 제어를 설계하기 위한 기반을 마련하기 위해 필수적인 복잡한 비선형 동역학 모델링 방안을 제안하고 전산유체역학 시뮬레이션 결과와 비교하여 제안된 모델의 타당성을 검증하고자 한다.

Parameter	Value	Unit
$\rho$	air density	1.225 Kg/m <sup>3</sup>
$S$	Total wing area	0.16 m <sup>2</sup>
$c_{bar}$	Average protest	0.067 M
$m$	Total aircraft weight	2 Kg
$g$	acceleration of gravity	9.806 m/s <sup>2</sup>
$I_{body}$	Body inertia matrix	diag([0.294 0.588 0.706]) kg·m <sup>2</sup>
$I_{wingslocal}$	Wing local inertia matrix	diag([0.2 0.05 0.25]) kg·m <sup>2</sup>
$m_{wing}$	wing mass	0.4 Kg
$\partial C_L / \partial \alpha$	Variation in lift coefficient with angle of attack	0.1
$r_{A1a}$ ( $= r_{A2a}$ )	Aileron mean center point when hindwings are fully extended	[-1 0 0] <sup>T</sup>
$R_{0A1}$ ( $= R_{0A2}$ )	Rotation matrix	
$r_{A11}$	Center point of Aileron1 when hind wings are fully deployed	[0 1 0] <sup>T</sup>
$r_{A21}$	Center point of Aileron2 when hind wings are fully deployed	[0 -1 0] <sup>T</sup>
$r_{Exo}$	Elevator mean center point when front wing is fully deployed	1
$r_R$	Rudder's average center point	[-1 0 0] <sup>T</sup>

- 제어 표면의 위치는 그림 3과 같이 정의.
- 기체에 작용하는 총 힘과 모멘트는 Aileron, Elevator, Rudder의 합으로 정의.

### <검증 시뮬레이션>

- 구축된 모델의 타당성을 검증하기 위해 4차 룽게-쿠타(RK4) 적분기를 사용하여 세가지 시나리오의 MATLAB 시뮬레이션을 수행.
- 공통 조건은 고도 1000m, 초기 속도 100m/s로 설정 후 날개 전개 각도 변화에 따른 기체의 위치, 속도, 각속도 및 고도 응답을 비교 분석하기 위하여 각 제어면의 스텝 입력을 t=10s 지점에서 각각 입력.

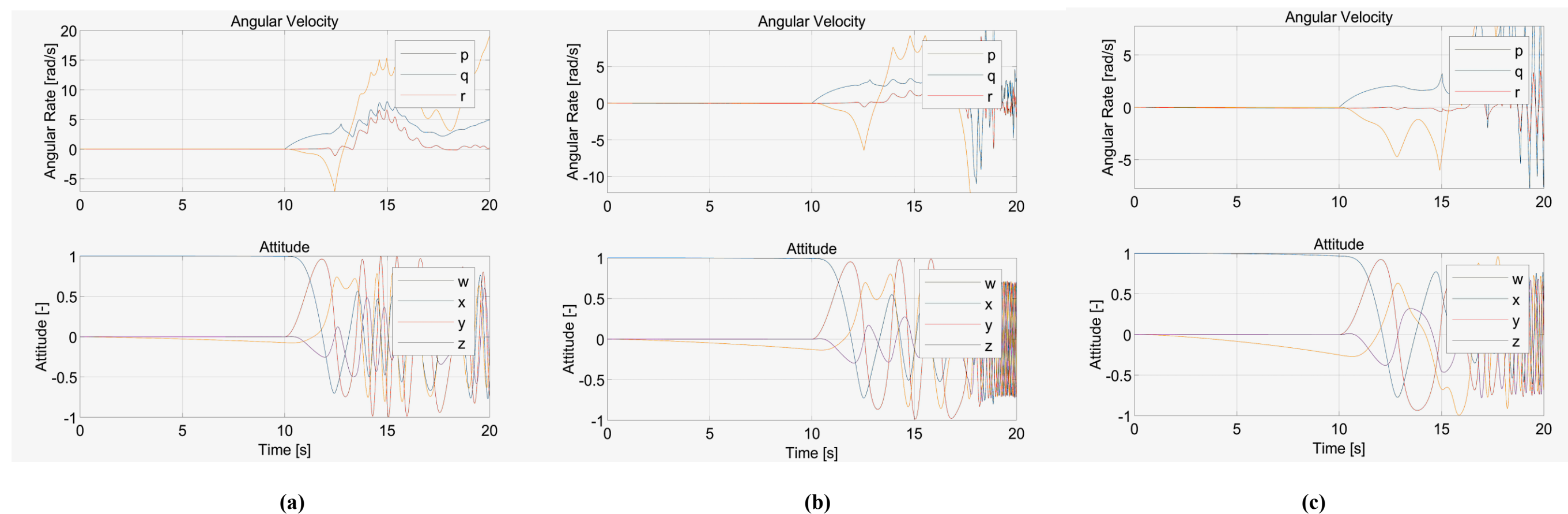


Fig 5. Rolling scenario in (a)  $\theta = 0^\circ$ ; (b)  $\theta = 15^\circ$ ; (c)  $\theta = 30^\circ$

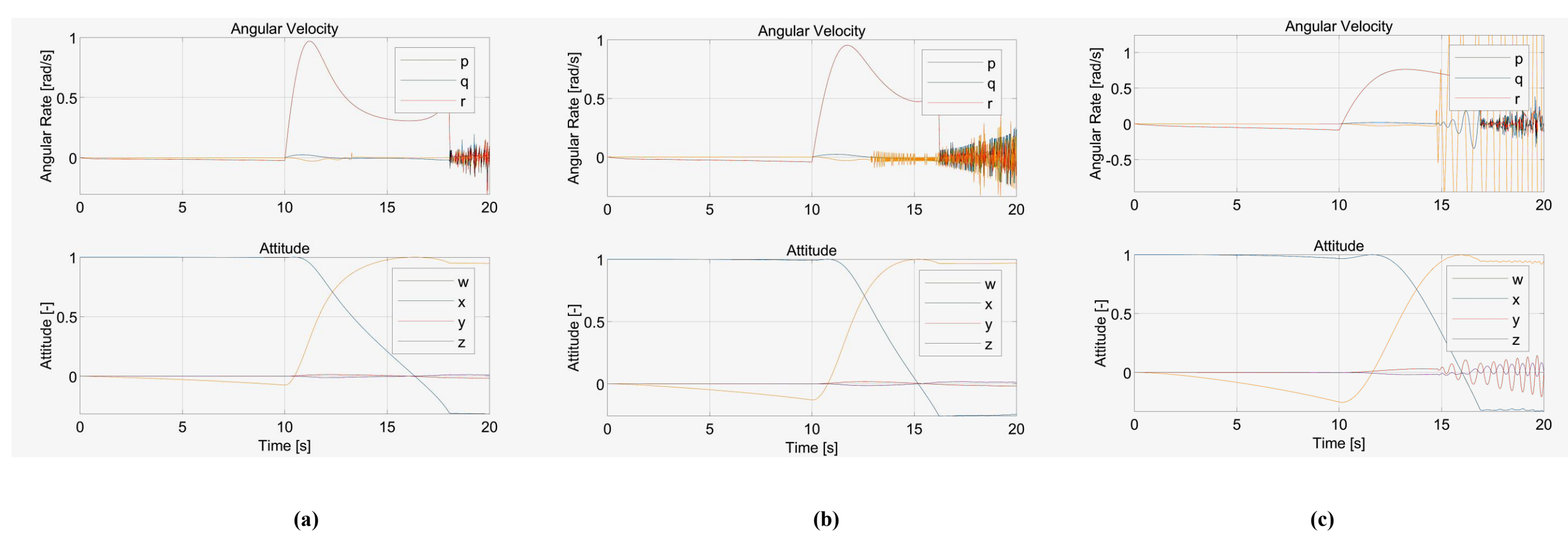


Fig 6. Pitching scenario in (a)  $\theta = 0^\circ$ ; (b)  $\theta = 15^\circ$ ; (c)  $\theta = 30^\circ$

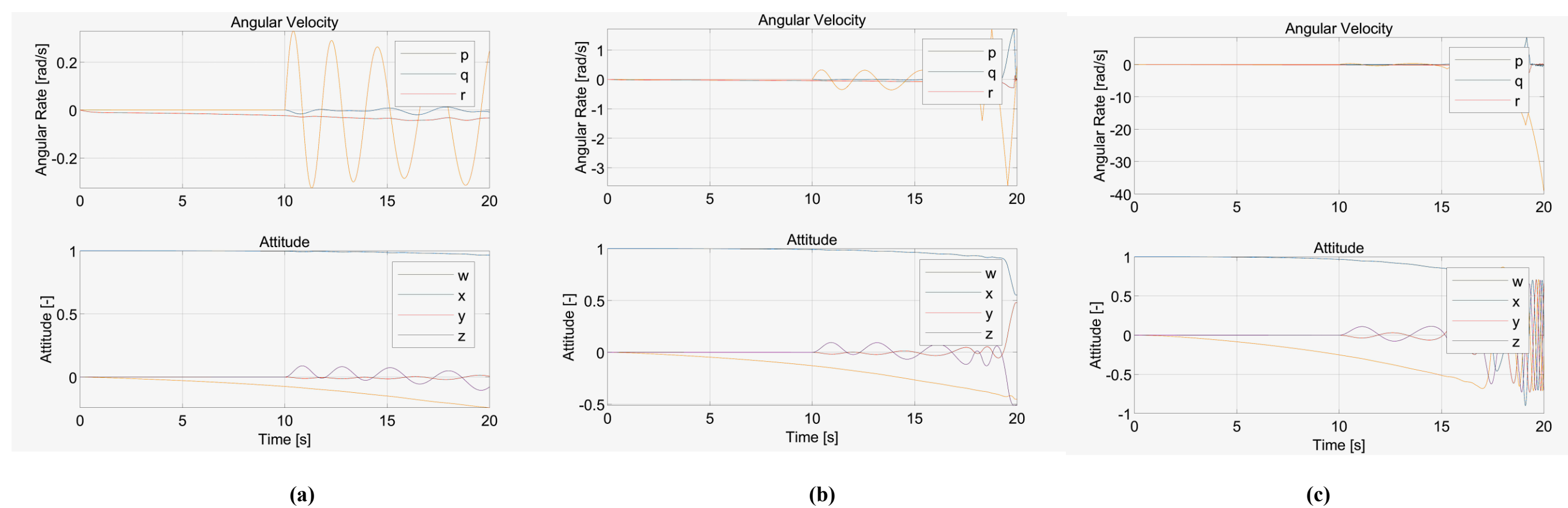


Fig 7. Yawing scenario in (a)  $\theta = 0^\circ$ ; (b)  $\theta = 5^\circ$ ; (c)  $\theta = 10^\circ$

공력적 비선형성이 제어 성능을 저하시킬 수 있음을 확인함

- 향후 연구에서는 전산유체역학(CFD)이나 공력탄성학을 통해 도출된 복잡한 유동 특성을 고려한 공력 모델을 탑재하여 전·후의 간 상호작용을 고려한 공력 계수 동적 모델링과 강인 제어기 설계를 통해 안정성과 제어성을 동시에 확보할 예정임.