



# Control of Tilt-Rotor Vehicle Assuring Fail-Safe Stability

# 01.

## 소개

---

1999년 출생

2019년 중앙대학교 기계공학부 입학

2020년 03월 ~ 2021년 10월 육군 병장 만기 제대

[제2회 EV 에너지챌린저] 최우수상 (한국에너지공단 주최)

## 지원 동기

---

Control System

UAV

Autonomous Vehicle

Simulation

Eco-Friendly

Safe





# About Tilt-Rotor Vehicle

# 02.

## Tilt-Rotor Vehicle

### Vertical Take-Off and Landing

수직으로 이착륙하고 수평으로 비행하는 비행기

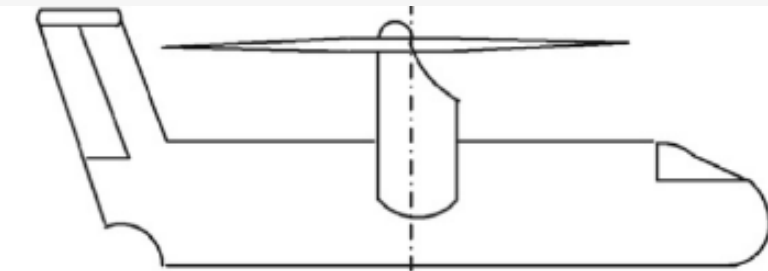
활주로x 호버링o 고속비행o

Three Mode (Helicopter / Transition / Airplane)

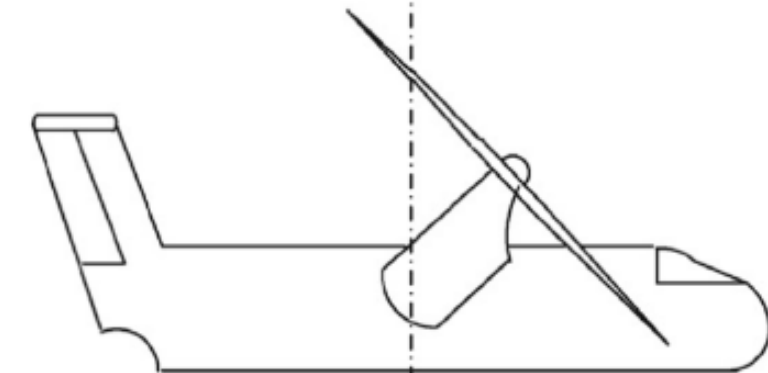
틸트 항공기 중 조종안정성 탁월



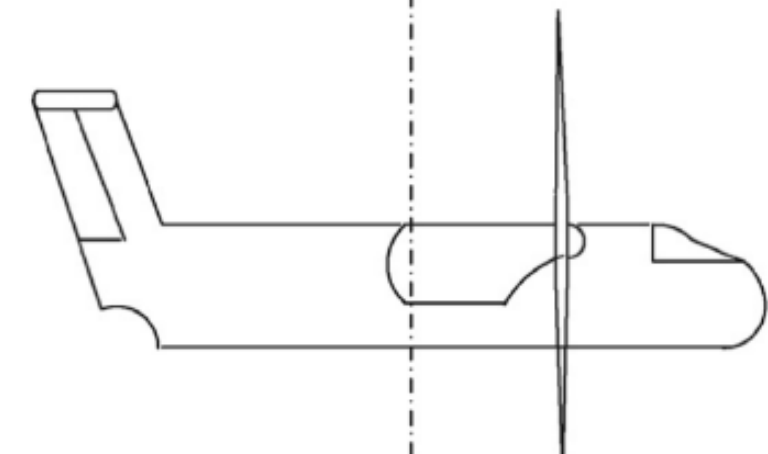
<Helicopter mode>



<Transition mode>



<Airplane mode>



# 03-1.

## 호버 및 이착륙 모드

### 6-DoF Dynamic Model

### Newton-Euler Equation

6-DoF 비선형 모델

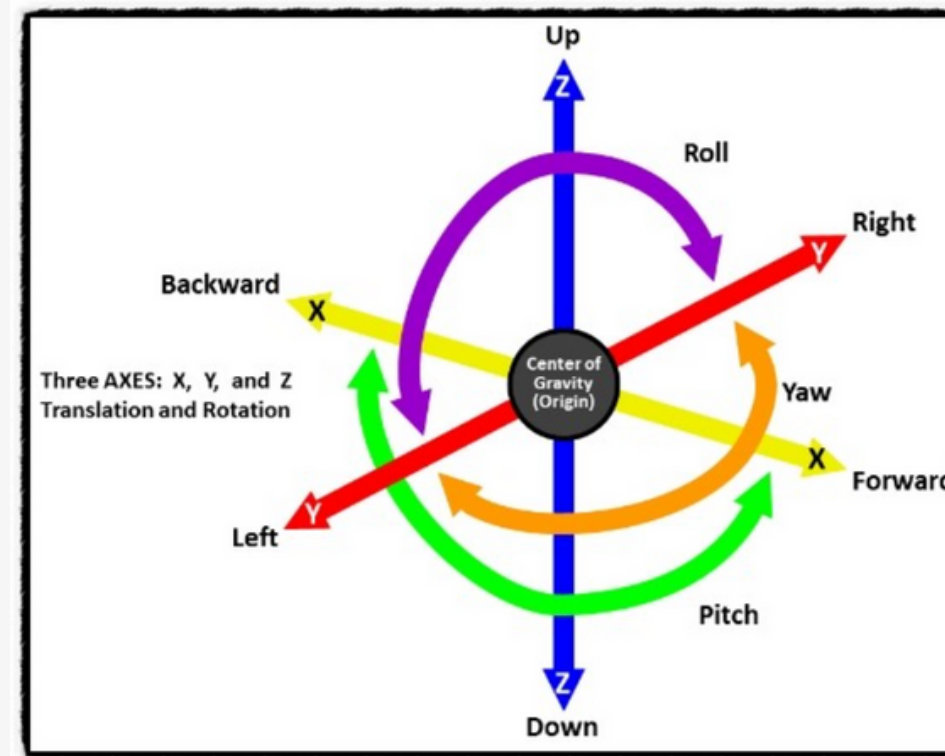
(항공기 강체 동역학 모델과 추가 로터 동역학,  
날개 동역학 및 꼬리로 구성된 공기 역학 모델로 구성)

## 틸트로터 항공기의 모델링 및 수직비행 제어

김영호\* · 구원준\*\* · 탁민제\*

## Dynamic Modeling and Vertical Flight Control of Tilt-Rotor Aircrafts

Young-Ho Kim\*, Hwon-Jun Koo\*\* and Min-Jea Tahk\*



비선형 모델을 구하는 과정  
트림상태를 구하는 과정  
트림상태에서의 선형화 과정  
제어설계 과정

## 03-2.

# 호버 및 이착륙 모드

Operating point

Trim condition

Hovering state

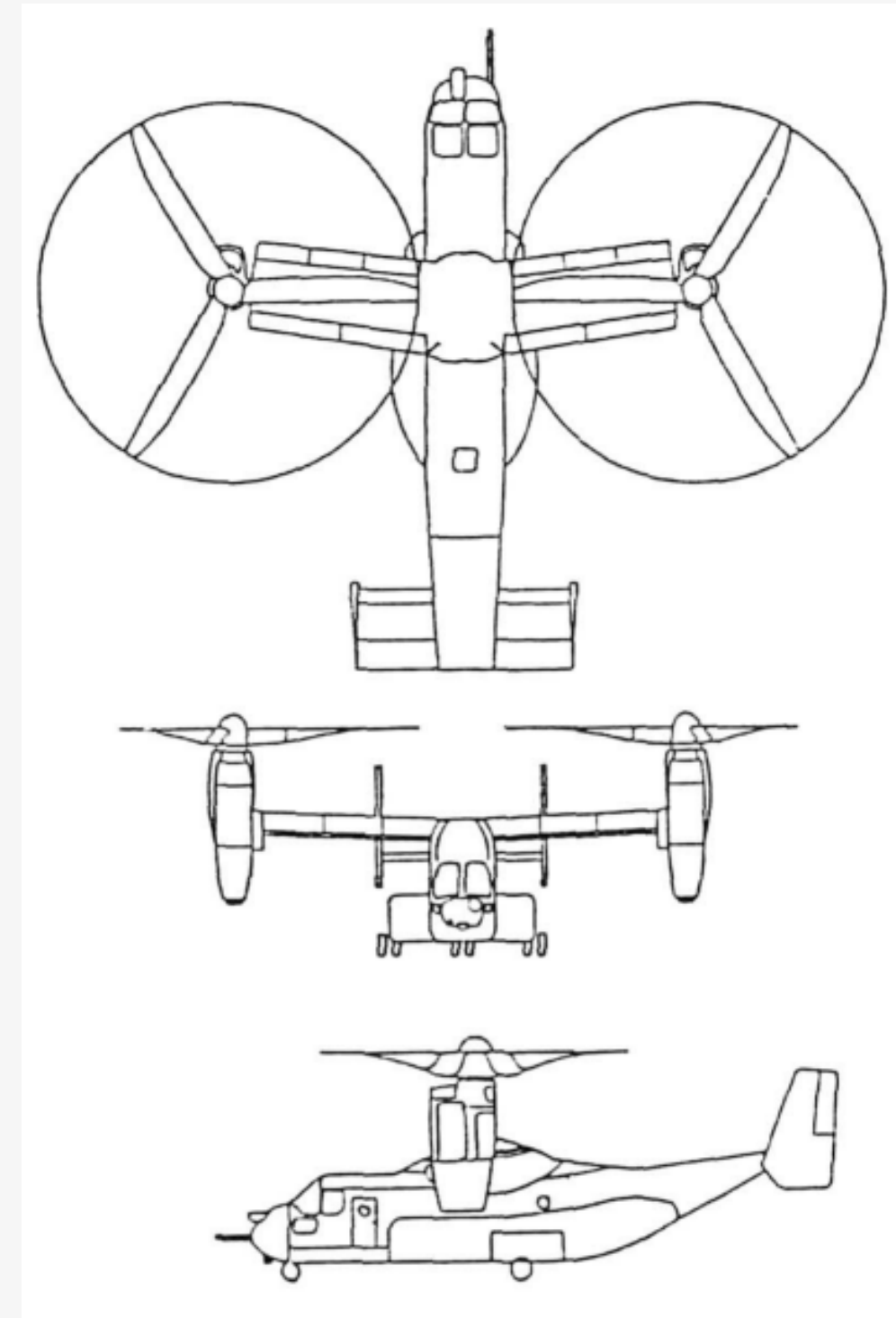
Jacobian matrix

트림상태가 되기 위한 제어입력과 피치각의 계산

- 1) 제어입력의 초기치 설정
- 2) 시뮬레이션
- 3) 트림조건의 검사
- 4) 자코비안의 계산
- 5) 새로운 제어입력의 계산

트림상태에서 계산되어야할 변수들

- 받음각과 옆미끄러짐각
- 각속도
- 피치각과 롤각
- 제어입력



<V-22 Osprey>

## 03-2.

# 호버 및 이착륙 모드

Operating point

Trim condition

Hovering state

Jacobian matrix

PID control

$$c = (\alpha, \beta, \delta_a, \delta_c, \delta_e, \delta_p)^T$$

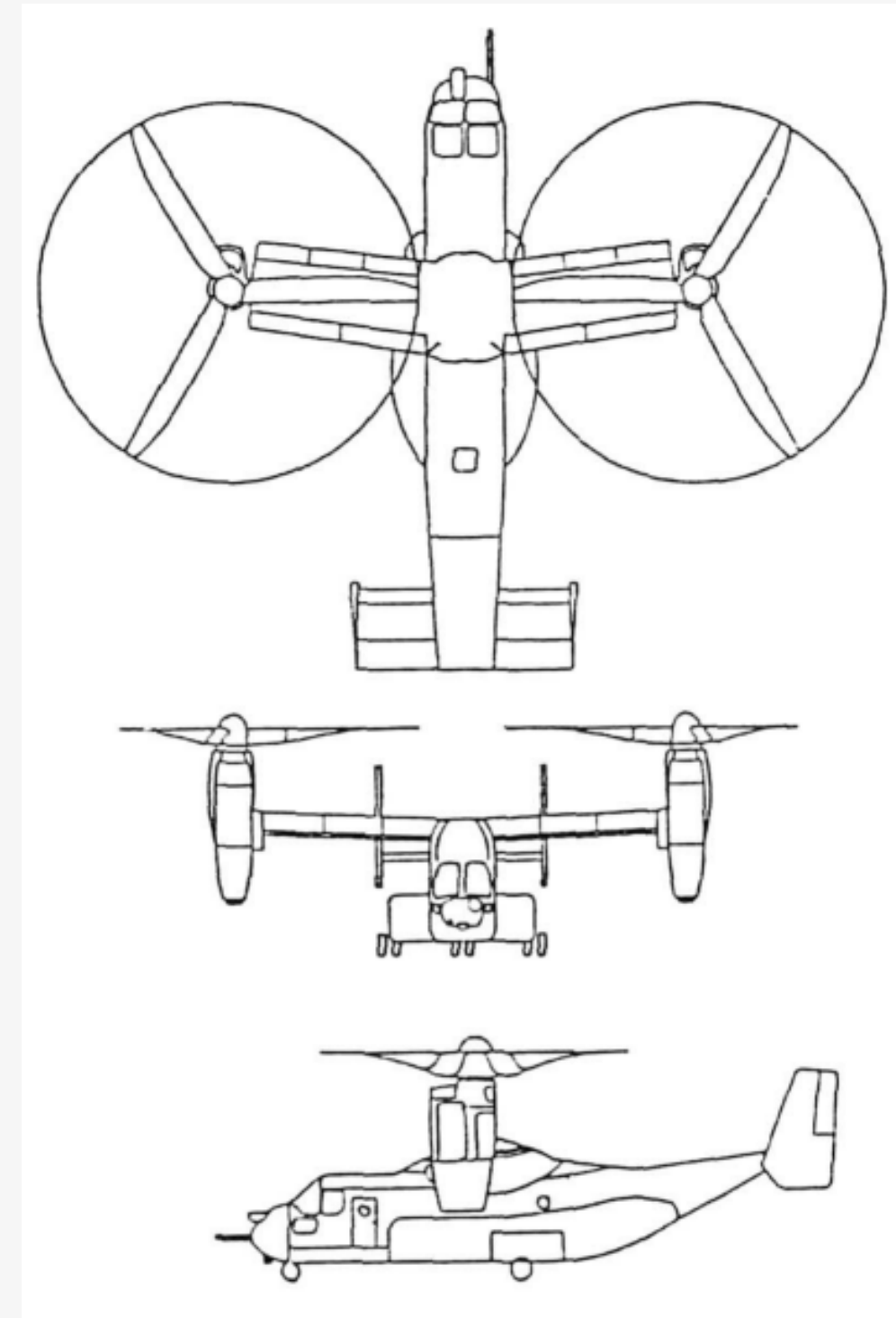
$$f = (f_1, f_2, f_3, f_4, f_5, f_6)^T$$

$$g = (p, q, r, \theta, \Phi)^T$$

$$f = F[c, g(c)] = 0$$

$$\frac{\partial f}{\partial c} = \frac{\partial F}{\partial c} + \frac{\partial F}{\partial g} \frac{\partial g}{\partial c}$$

<Jacobian matrix>



<V-22 Osprey>

# 03-3.

## 호버 및 이착륙 모드

### Linearization

$$\frac{dx(t)}{dt} = f[x(t), r(t)]$$

$$\Delta \dot{x} = A\Delta x + B\Delta r$$

<Nonlinear model>

$$A = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \cdots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \cdots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial r_1} & \cdots & \frac{\partial f_1}{\partial r_p} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial r_1} & \cdots & \frac{\partial f_n}{\partial r_p} \end{bmatrix}$$

<작동점에서 상태변수와 입력변수의 Jacobian 행렬>

$$A = \begin{bmatrix} \frac{F_{Xu}}{m} & \frac{F_{Xw}}{m} & \frac{F_{Xq}}{m} & -g\cos\theta_0 \\ \frac{F_{Zu}}{m} & \frac{F_{Zw}}{m} & \frac{F_{Zq}}{m} & -g\sin\theta_0 \\ \frac{M_u}{I_y} & \frac{M_w}{I_y} & \frac{M_q}{I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

<시스템 행렬 A>

$$B = \begin{bmatrix} \frac{F_{Xc}}{m} & \frac{F_{Xe}}{m} \\ \frac{F_{Zc}}{m} & \frac{F_{Ze}}{m} \\ \frac{M_c}{I_y} & \frac{M_e}{I_y} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

<제어 행렬 B>

$$X = [u \ w \ q \ \theta]^T$$

$$U = [\delta_c, \delta_e]^T$$

상태변수

u : 동체좌표계에서의 X축방향의 속도

w : 동체좌표계에서의 Z축방향의 속도

q : 동체좌표계에서의 Y축방향의 각속도

$\theta$  : 피치각

조종입력

$\delta_c$  : 콜렉티브 조종입력(collective control input)

$\delta_e$  : 세로방향 조종입력(longitudinal control input)



03-4.

## 호버 및 이착륙 모드

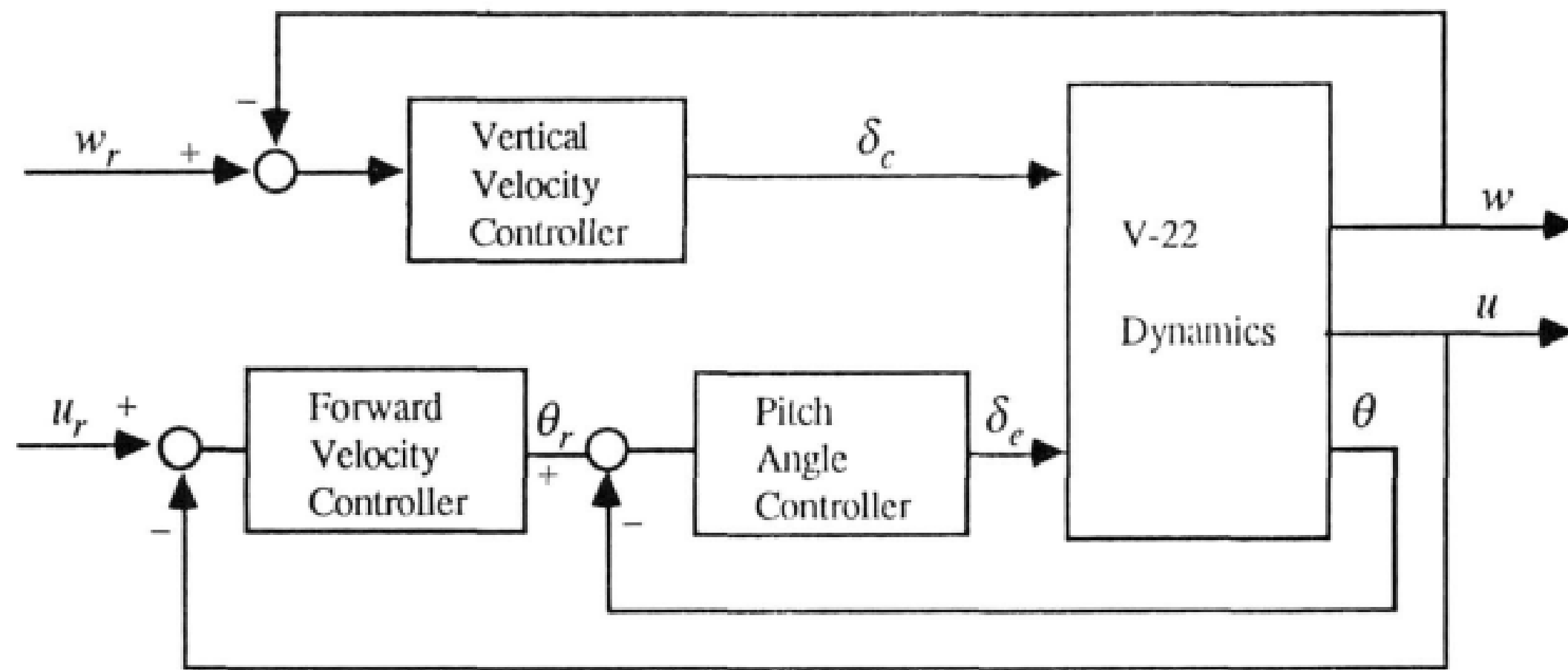


그림 3. 틸트로터 항공기의 제어시스템 구조

## 03-4.

## 호버 및 이착륙 모드

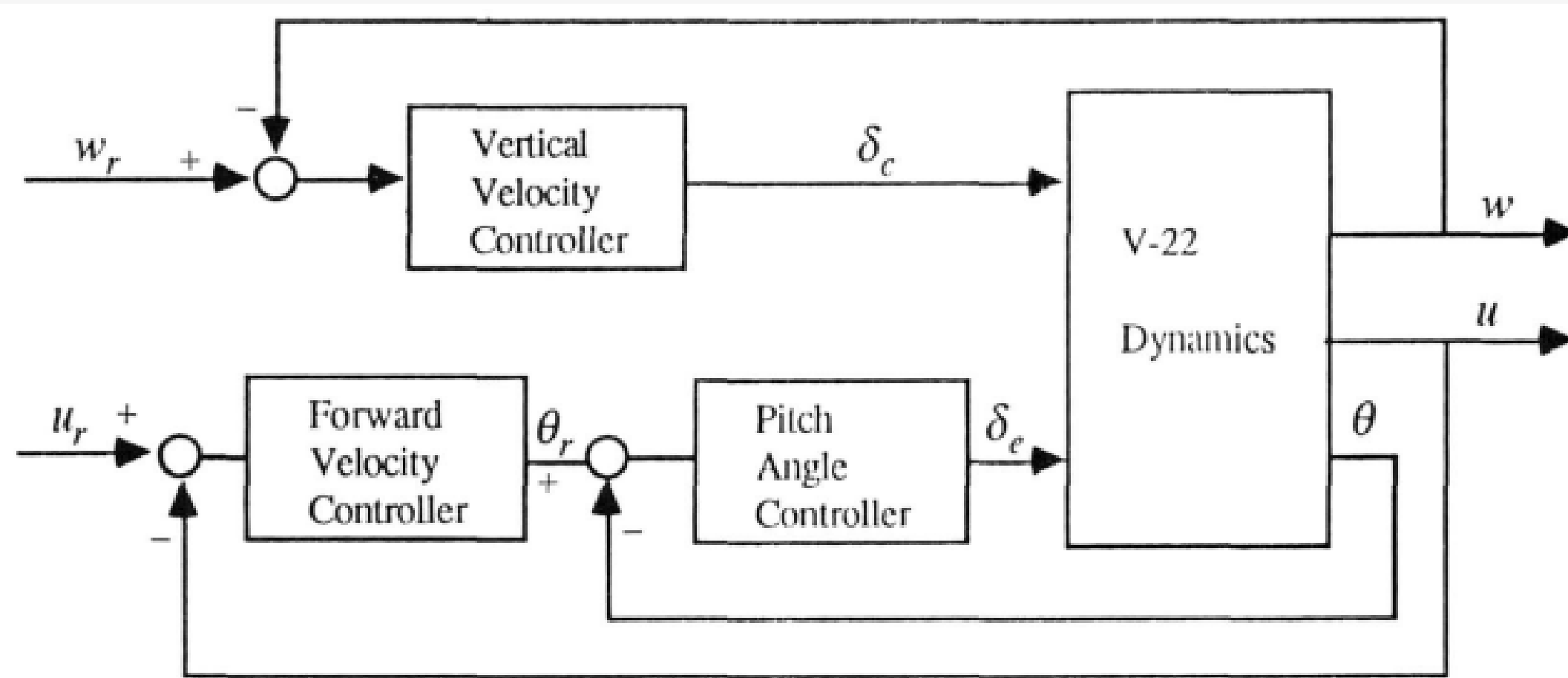


그림 3. 틸트로터 항공기의 제어시스템 구조

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{0.39113(s+0.16880)(s+0.00007)}{(s+0.168618)(s+4.648583)((s-0.0148)^2+0.37236^2)}$$

<피치 채널의 플랜트의 전달함수>

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{0.39113(s+0.16880)(s+0.00007)}{(s+0.168855)(s+1125.21)((s+0.000036)^2+0.02394^2)}$$

<rate feedback 기법 사용>

$$\frac{\theta(s)}{\theta_r(s)} = \frac{4034.115(s+0.00007)(s+0.0011)(s+0.1688)}{(s+0.000057)(s+0.00128)(s+0.1688)(s+3.5954)}$$

<PI 제어 페루프 전달함수>

## 03-4.

## 호버 및 이착륙 모드

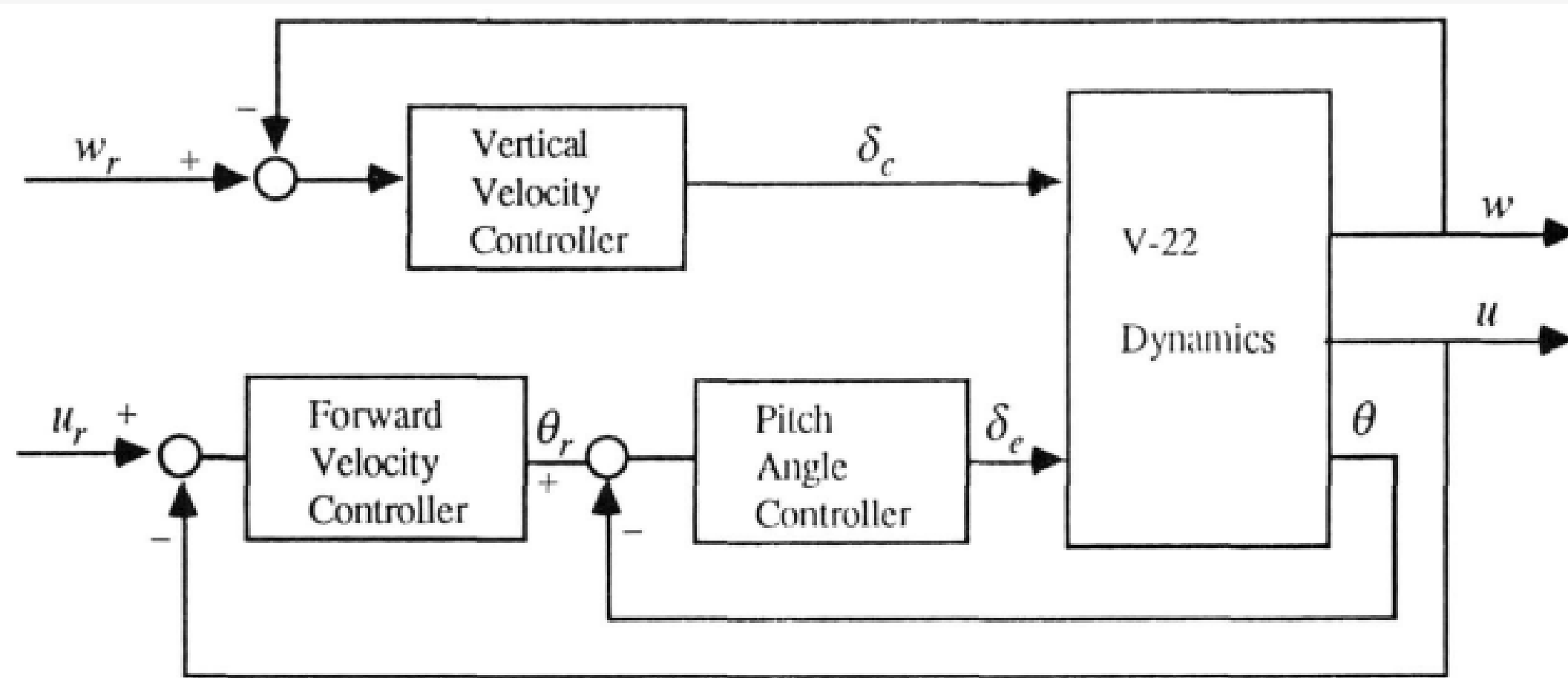


그림 3. 틸트로터 항공기의 제어시스템 구조

$$\frac{w(s)}{\delta_c(s)} = \frac{4.633(s+0.0157)(s+4.6473)((s-0.0227)^2+0.3717^2)}{(s-0.0852)(s+4.5290)(s+0.0123)(s-0.4610)(s+0.7922)}$$

<상승속도 채널의 플랜트의 전달함수>

$$\frac{w(s)}{\delta_c(s)} = \frac{0.9844(s+0.0157)(s+4.6473)((s-0.0227)^2+0.3717^2)}{(s+0.0116)(s+0.1471)(s+4.623)((s-0.0644)^2+0.2063^2)}$$

<rate feedback 기법 사용>

$$\frac{w(s)}{w_r(s)} = \frac{10.041(s+0.0157)(s+4.6473)(s+0.0392)((s-0.0227)^2+0.3717^2)}{(s+0.0157)(s+0.0391)(s+10.028)((s+4.667)((s-0.0279)^2+0.3715^2))}$$

<PI 제어 페루프 전달함수>

## 03-4.

### 호버 및 이착륙 모드

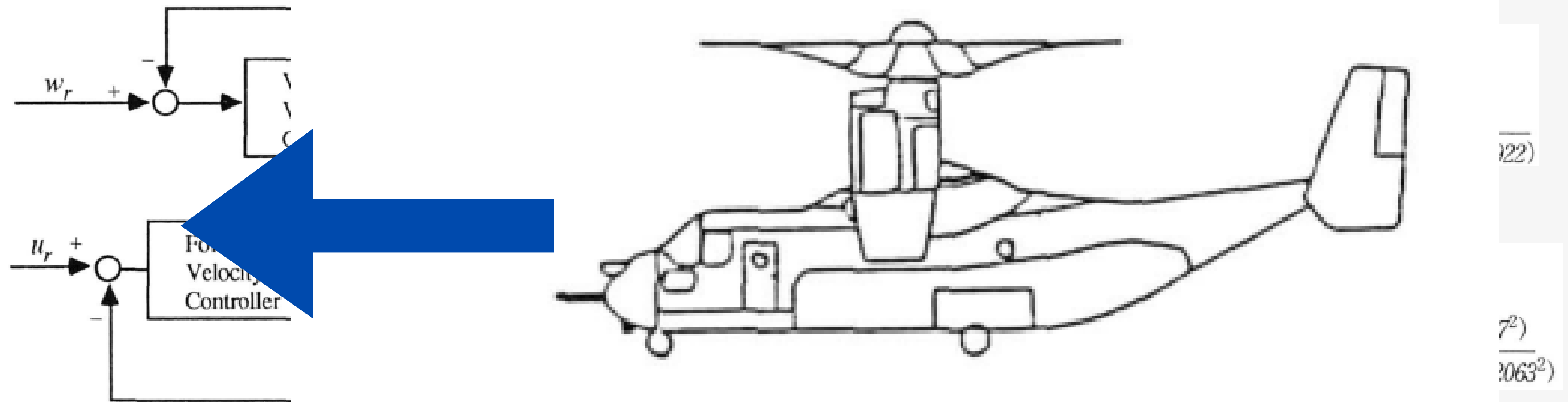


그림 3. 틸트로터 항공기의 제어시스템 구조

$$\frac{w(s)}{w_r(s)} = \frac{10.041(s+0.0157)(s+4.6473)(s+0.0392)((s-0.0227)^2+0.3717^2)}{(s+0.0157)(s+0.0391)(s+10.028)((s+4.667)((s-0.0279)^2+0.3715^2))}$$

<PI 제어 페루프 전달함수>

## 03-4.

### 호버 및 이착륙 모드

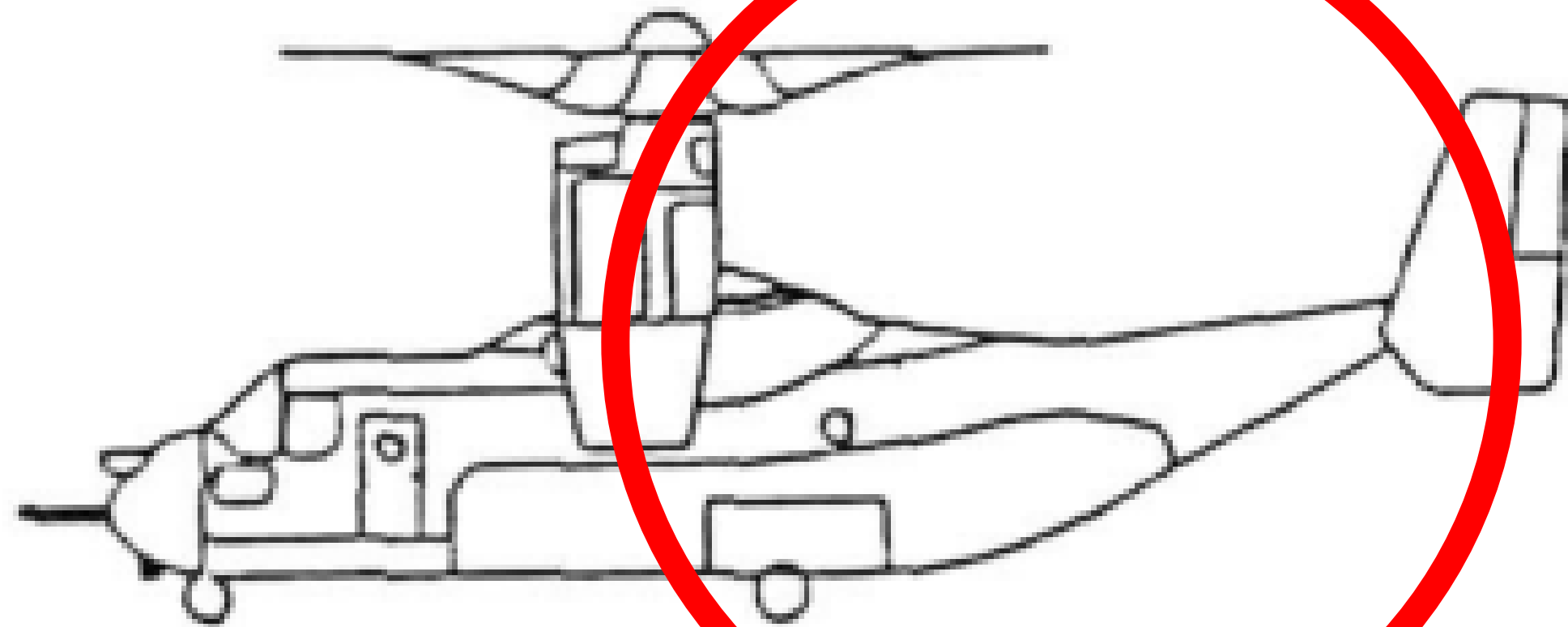
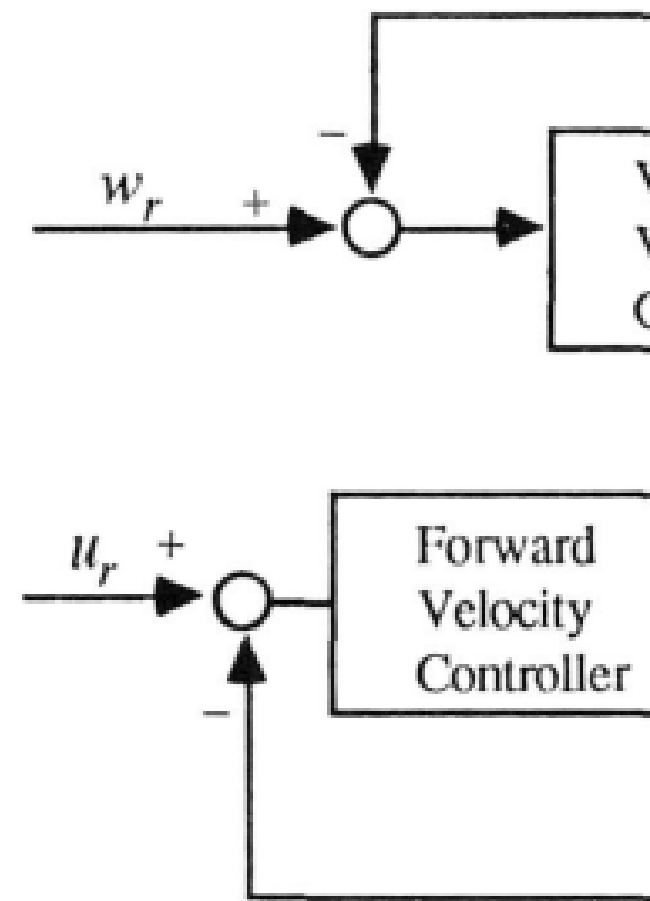


그림 3. 틸트로터 항공기의 제어시스템 구조

$$\frac{w(s)}{w_r(s)} = \frac{10.041(s+0.0157)(s+4.6473)(s+0.0392)((s-0.0227)^2+0.3717^2)}{(s+0.0157)(s+0.0391)(s+10.028)((s+4.667)((s-0.0279)^2+0.3715^2))}$$

<PI 제어 페루프 전달함수>

## 03-4.

### 호버 및 이착륙 모드

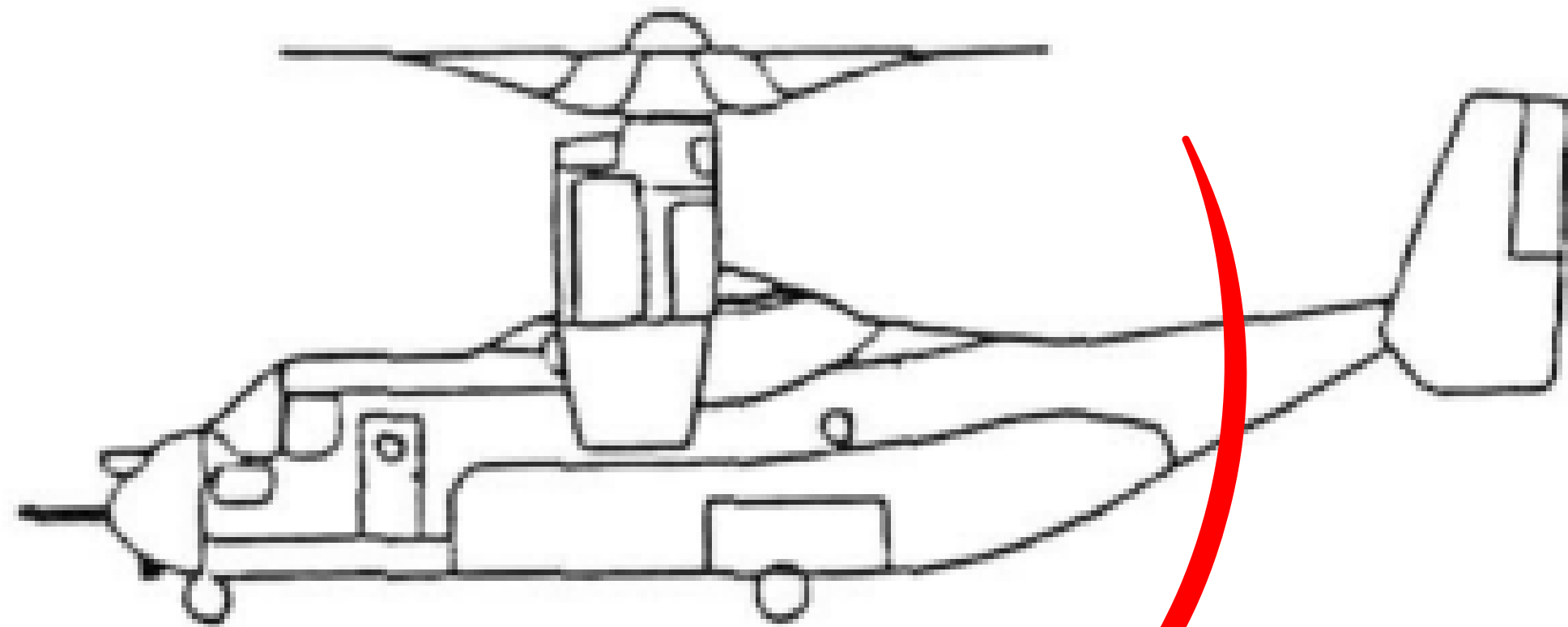
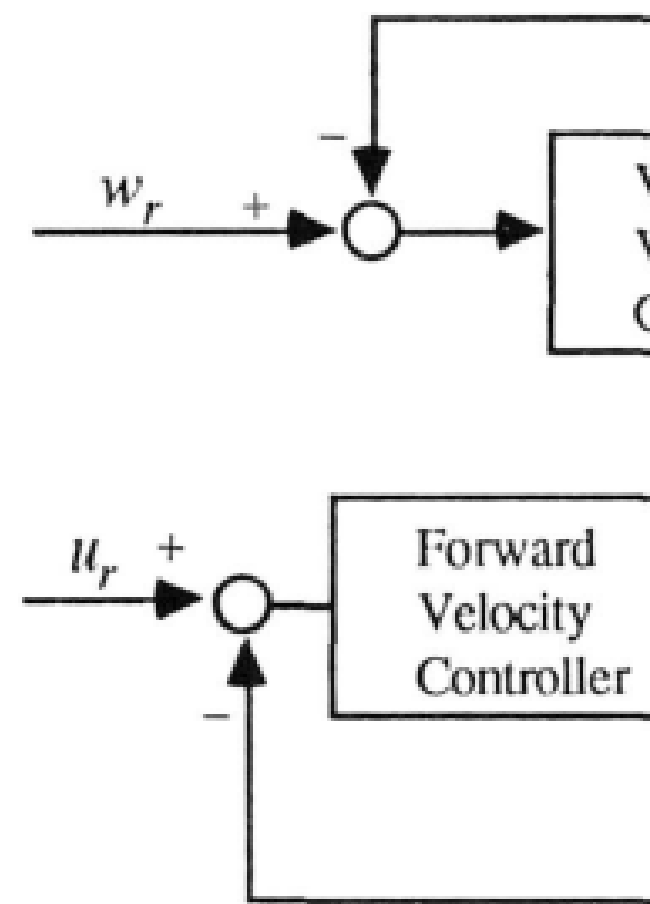


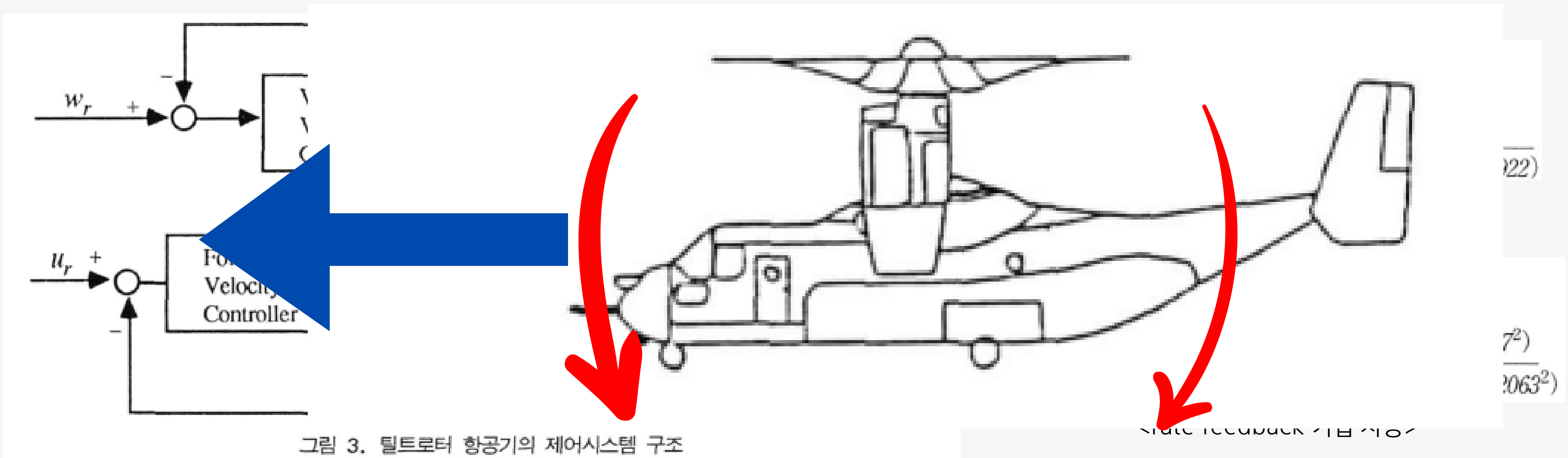
그림 3. 틸트로터 항공기의 제어시스템 구조

$$\frac{w(s)}{w_r(s)} = \frac{10.041(s+0.0157)(s+4.6473)(s+0.0392)((s-0.0227)^2+0.3717^2)}{(s+0.0157)(s+0.0391)(s+10.028)((s+4.667)((s-0.0279)^2+0.3715^2))}$$

<PI 제어 페루프 전달함수>

## 03-4.

### 호버 및 이착륙 모드



$$\frac{w(s)}{w_r(s)} = \frac{10.041(s+0.0157)(s+4.6473)(s+0.0392)((s-0.0227)^2+0.3717^2)}{(s+0.0157)(s+0.0391)(s+10.028)((s+4.667)((s-0.0279)^2+0.3715^2))}$$

<PI 제어 페루프 전달함수>

# 04. Hi-Fi simulation

**AirSim / Flight Gear**  
**MATLAB / SIMULINK**

High-fidelity flight simulation과 MATLAB의 연동  
SIMULINK로 설계한 제어기의 자세 제어 관찰  
(Aerospace Blockset / Aerospace Toolbox)

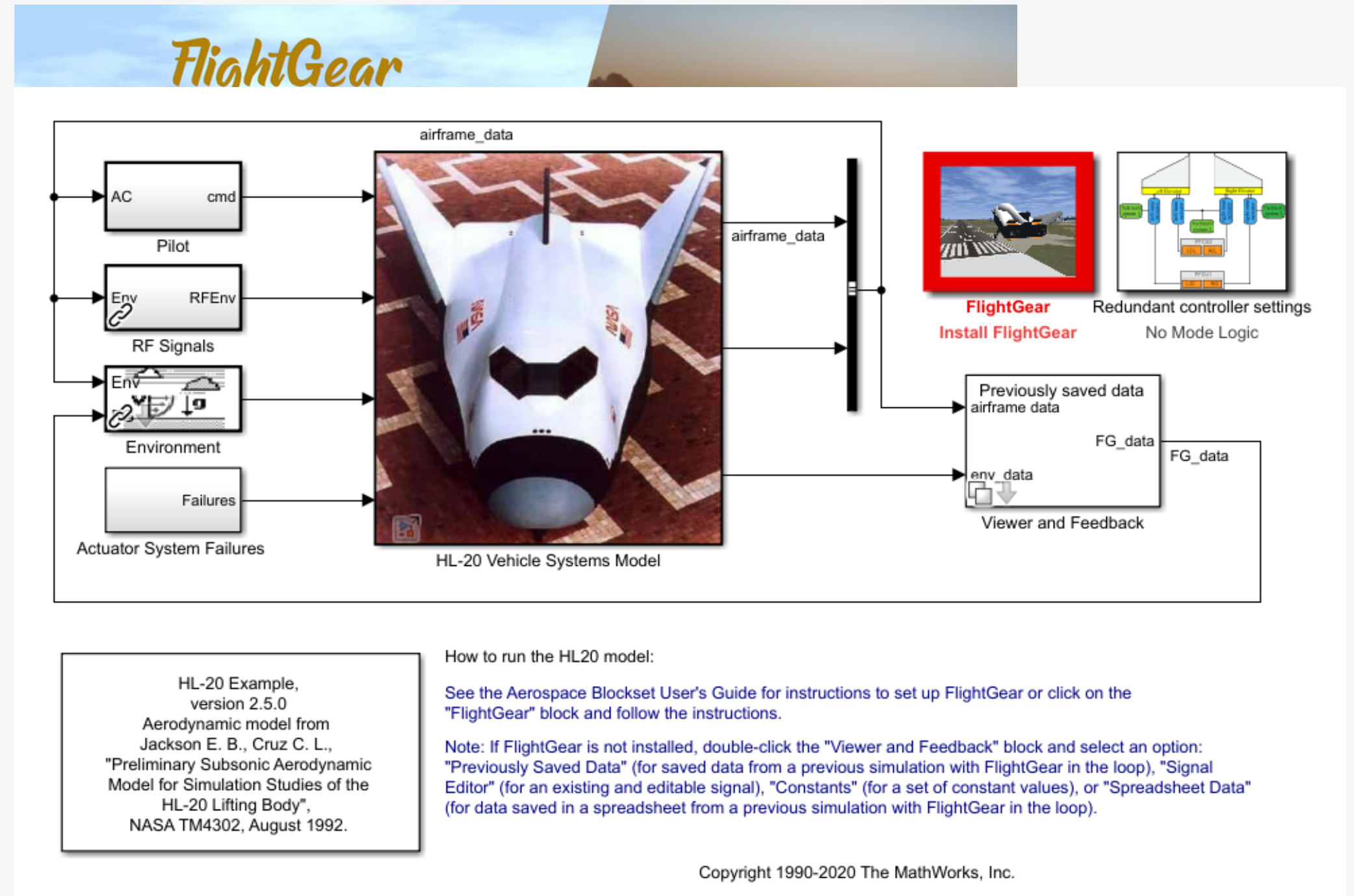




# 04. Hi-Fi simulation

## AirSim / Flight Gear MATLAB / SIMULINK

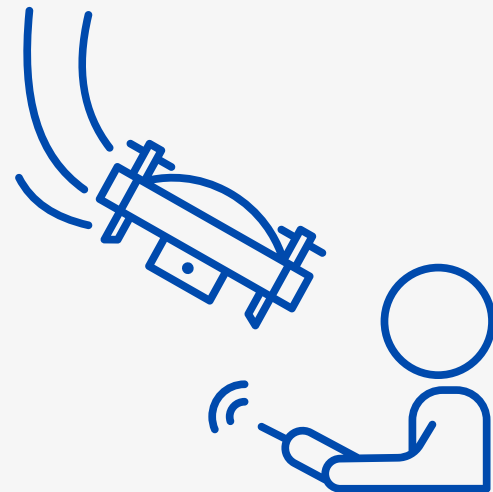
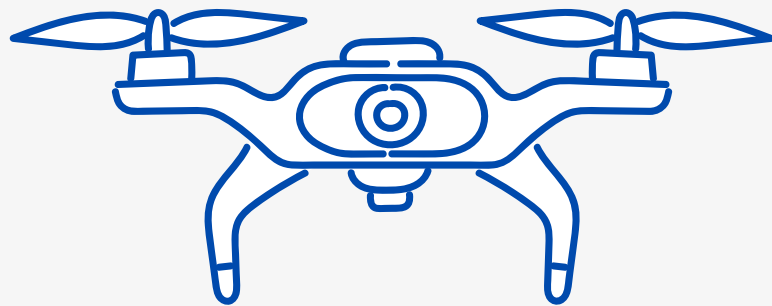
High-fidelity flight simulation과 MATLAB의 연동  
SIMULINK로 설계한 제어기의 자세 제어 관찰  
(Aerospace Blockset / Aerospace Toolbox)





**Expected Outcome**

05.



어떤 문제를 풀고 싶은지	어떤 연구 결과를 얻고 싶은지	어떤 순서로 문제를 풀 지
<div>동역학 모델링 -&gt; SIMULINK</div> <div>제어 알고리즘 (PID vs. LQR vs. MPC vs. ANN)</div> <div>에너지 효율성</div> <div>환경 조건에 따른 안정성</div> <div>기체에 문제 발생 시 안전 시스템</div>	<div>안정성</div> <div>빠른 응답속도</div> <div>실제와 가까운 동역학 모델</div> <div>안전 시스템 구축</div>	<div>논문 기반 동역학 모델 및 제어기 설계 (SIMULINK)</div> <div>-&gt; Hi-Fi simulation과의 연동으로 자세 제어 관찰</div> <div>-&gt; 문제 상황 가정하여 모델 수정</div> <div>-&gt; 동역학 모델 및 제어기 수정하며 안전 시스템 구축</div> <div>-&gt; 제어 알고리즘 변경하며 앞의 과정 반복</div> <div>( -&gt; 에너지 효율성 고려 )</div>

# THANK YOU.

[smile990226@cau.ac.kr](mailto:smile990226@cau.ac.kr)