本章目录

其他机型与进阶控制案例

第五章 滤波估计与底层控制

5.1 滤波估计与底层控制基础

5.2 传感器标定与滤波估计

5.3 控制器设计与控制分配

5.4 控制性能评估与调优

5.5 PX4架构与控制开发接口

5.6 底层控制开发与实验验证

5.7 其他机型与进阶控制案例

5.8 习题与课堂讨论

本节 4 个教学单元

5.7.1 其他机型扩展

教材对应：第5.2.2.4节

5.7.2 固定翼底层飞行控制

教材对应：第5.2.2.4节

5.7.3 复杂构型控制案例

教材对应：第5.3.1、5.3.2节

5.7.4 高阶案例与实验选择

教材对应：第5.3.1、5.3.2节

5.7 其他机型与进阶控制案例

5.7.1 其他机型扩展：载具全景

机型变化首先改变可施加的力与力矩

对象	主要操纵量	控制条件
多旋翼	各电机推力	推力范围、响应速度与构型
固定翼	油门与气动舵面	空速、迎角与配平状态
直升机 **倾转构型**	桨距、舵机 或倾转机构	旋翼耦合与工作模态
无人车 **无人船**	驱动力与转向量	接地／水动力约束与速度

前置：配平见课件4.4.1，空速、迎角、动压见课件4.8.2，桨距见课件4.8.4。

5.7.1 其他机型扩展：统一比较维度

同一闭环框架要逐项重新填入对象

比较项	四旋翼基准	固定翼变化
状态与测量	姿态、角速度、位置	关注空速、迎角 按控制与保护需求测量或估计
请求量	总推力与三轴力矩	推力与舵面产生的力矩
分配与约束	电机推力与转速限幅	舵角、舵速与气动效能
验证工况	悬停附近与扰动	配平空速附近与转弯

5.7.1 其他机型扩展：接口与物理对象

接口传递目标，控制能力由载具实现

目标与状态 → 控制请求 → 执行器分配 → 载具运动

- **可复用：**订阅与发布结构、日志格式、逐阶段验证方法。
- **要重建：**工作点、反馈状态、控制效能和执行器限制。
- **先判方向：**给单通道小扰动，对照状态变化与输出方向。

通用接口减少接入工作，控制设计仍要尊重对象。

本章目录

其他机型与进阶控制案例

第五章 滤波估计与底层控制

5.1 滤波估计与底层控制基础

5.2 传感器标定与滤波估计

5.3 控制器设计与控制分配

5.4 控制性能评估与调优

5.5 PX4架构与控制开发接口

5.6 底层控制开发与实验验证

5.7 其他机型与进阶控制案例

5.8 习题与课堂讨论

本节 4 个教学单元

5.7.1 其他机型扩展
教材对应：第5.2.2.4节

5.7.2 固定翼底层飞行控制
教材对应：第5.2.2.4节

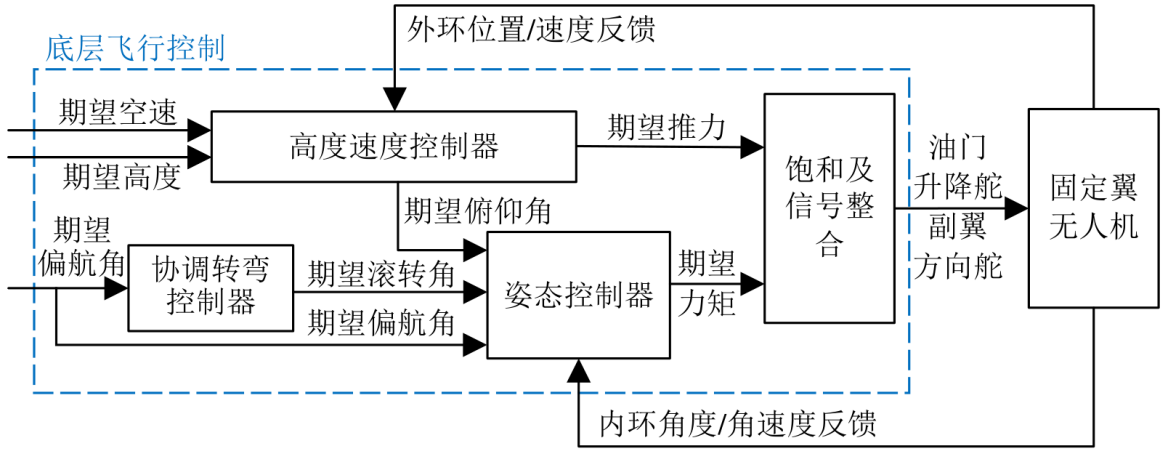
5.7.3 复杂构型控制案例
教材对应：第5.3.1、5.3.2节

5.7.4 高阶案例与实验选择
教材对应：第5.3.1、5.3.2节

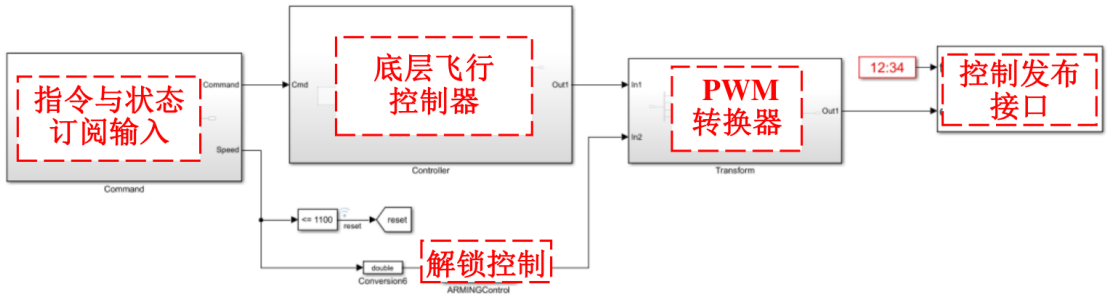
5.7 其他机型与进阶控制案例

5.7.2 固定翼底层飞行控制：图5.13 总览

外环给运动目标，内环实现姿态响应



(a) 微小型固定翼无人机底层飞行控制结构图



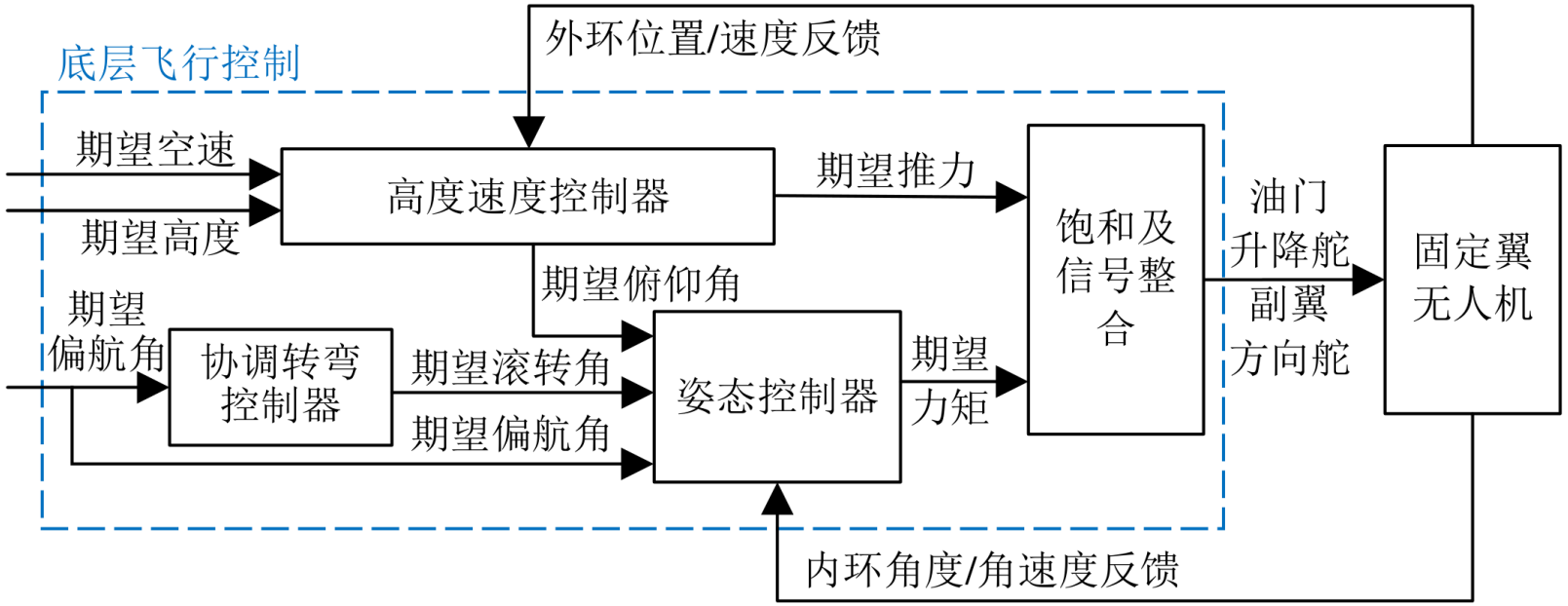
(b) 固定翼底层控制Simulink模型框图

- **图5.13(a)：**高度／速度、协调转弯、姿态、执行器整合。
- **图5.13(b)：**指令与状态订阅、控制、PWM转换、发布。
- **两层反馈：**外环关注运动，内环使用角度与角速度。
- **协调转弯：**滚转使升力倾斜提供向心力，侧滑接近零。

图5.13 固定翼无人机的一种底层飞行控制结构图

5.7.2 固定翼底层飞行控制：分层控制结构

高度与空速通过俯仰和推力相互耦合



(a) 微小型固定翼无人机底层飞行控制结构图

图5.13(a) 外环给出推力与俯仰目标，内环用角度与角速度反馈

耦合： 抬头爬升会使空速下降，加油门会增速并爬升，两者须协调。

分层： 外环可加积分消除高度／空速稳态误差；内环用角速率反馈增强阻尼。

5.7.2 固定翼底层飞行控制：俯仰一步计算

反馈把俯仰误差变成受限升降舵请求

独立教学模型：配平附近、单俯仰通道，内部采用弧度。

θ：俯仰角；q：机体俯仰角速度（rad/s）。

δ_e：相对配平的归一化升降舵增量，限幅 $[-0.25,0.25]$。

$$\dot{\theta} = q, \quad \dot{q} = -2q + 4\delta_e$$

$$\delta_e = \mathrm{sat}_{[-0.25,0.25]}[(\theta_r - \theta) - 0.3q]$$

$$\theta_r = 10^\circ = 0.17453\,\mathrm{rad}, \quad \theta(0) = q(0) = 0$$

系数：-2 为气动俯仰阻尼，4 为升降舵效能，0.3 为角速率反馈增益（增强阻尼）。

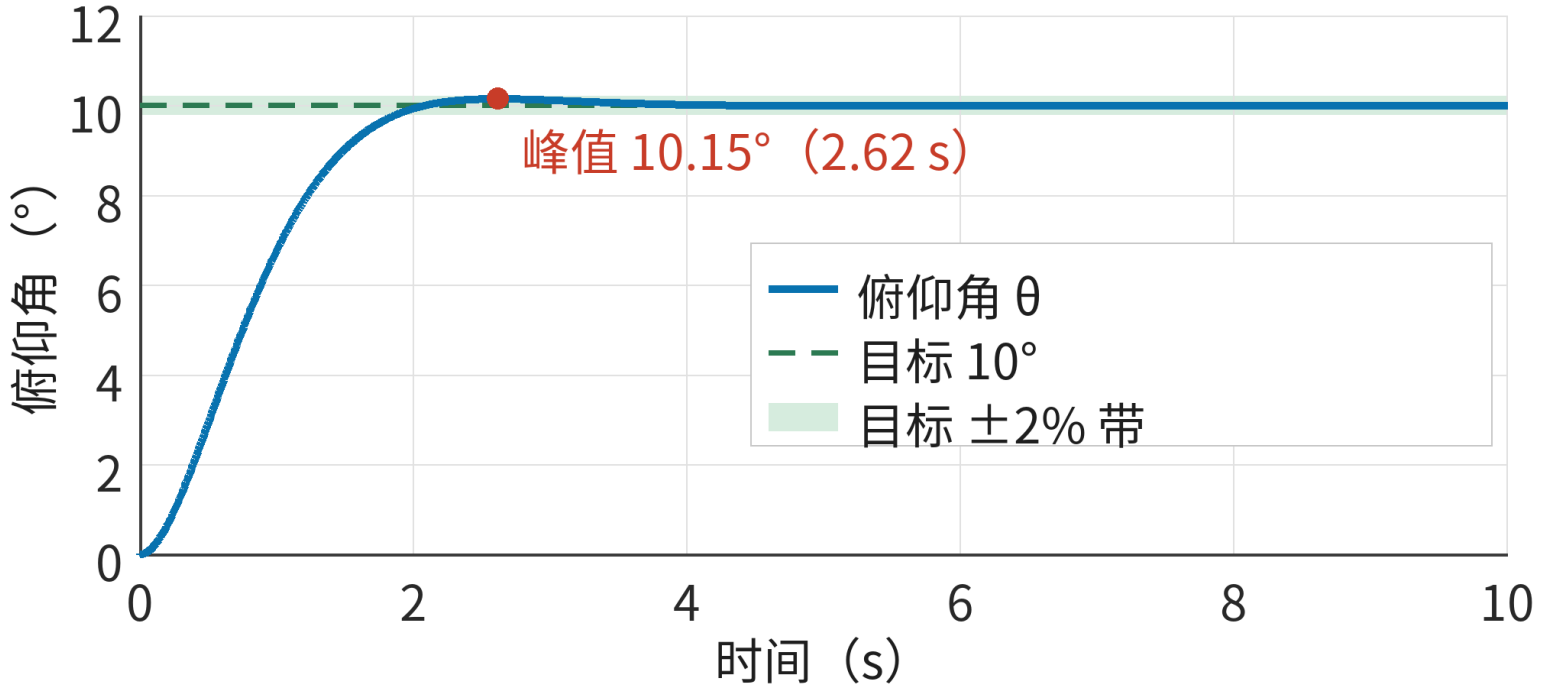
一步：$\dot{q}(0) = 4 \times 0.17453 = 0.698\,\mathrm{rad/s^2}$；欧拉近似 $q(0.01) \approx 0.0070\,\mathrm{rad/s}$

RK45 积分到 $t = 0.01\,\mathrm{s}$：$q = 0.006870\,\mathrm{rad/s}$, $\theta = 0.001979^\circ$

5.7.2 固定翼底层飞行控制：同一模型的完整响应

俯仰角约2.6 s达到峰值，随后收敛到目标

结论：约1.9 s进入目标±2%，2.62 s达峰10.152°（超调1.52%）。



图：局部俯仰教学模型的俯仰角响应（教学算例）

5.7.2 固定翼底层飞行控制：完整响应判读

角度达到目标还要检查舵面与工作点

同一独立教学模型；升降舵为相对配平的归一化增量。

时间 / s	俯仰 / °	角速度 / rad • s^{-1}	升降舵增量
0	0.0000	0.00000	0.17453
0.5	2.9087	0.14760	0.07949
1	6.7594	0.10948	0.02372
2	9.9335	0.01602	-0.00364
5	9.9980	-0.00005	0.00005
10	10.0000	-0.00000	0.00000

结论：峰值10.152°，超调1.52%；舵请求绝对峰值0.17453，低于上限0.25。

5.7.2 固定翼底层飞行控制：空速与舵面效能

空速变化会改变同一舵角的控制作用

q_∞：动压；ρ：空气密度；V_a：空速（相对空气的速度）。

$$q_\infty = \frac{1}{2}\rho V_a^2$$

$$M_\delta = q_\infty S\bar{c}\, C_{m\delta_e}\, \delta_e$$

S：机翼面积；$\bar{c}$：平均气动弦长；$C_{m\delta_e}$：升降舵力矩系数。

教学空速	动压计算（ρ=1.225 kg/m³）	结果
10 m/s	$0.5 \times 1.225 \times 10^2$	61.25 Pa
20 m/s	$0.5 \times 1.225 \times 20^2$	245.00 Pa

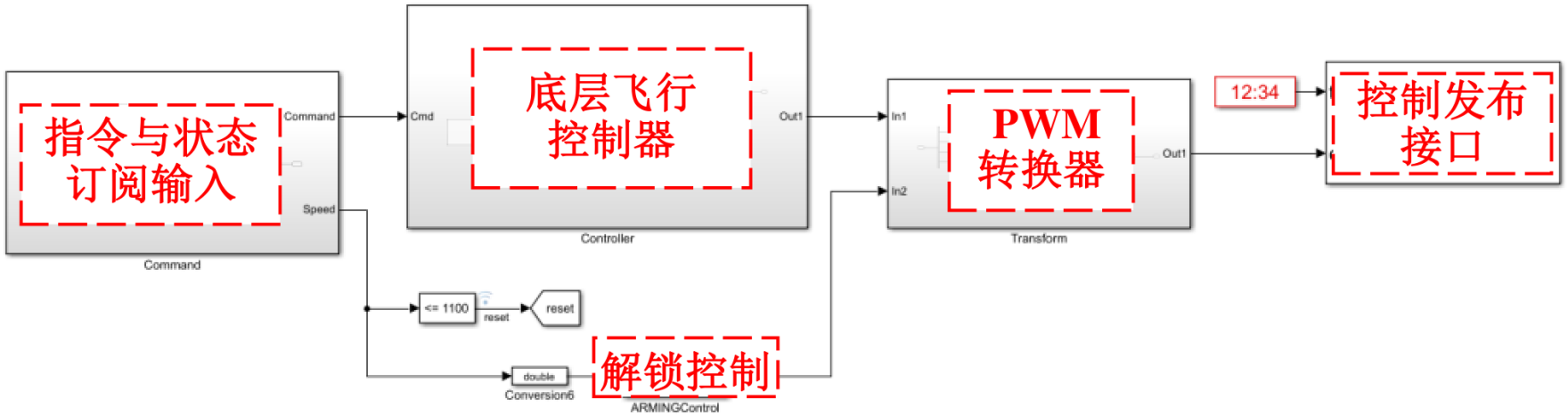
结论：空速加倍，动压与同一舵角的俯仰力矩约增至4倍。

增益调度：舵效与阻尼随空速变化，常按空速调度控制增益。

失速保护：低速、大迎角易失速，需迎角限制与最小空速保护。

5.7.2 固定翼底层飞行控制：程序与发布接口

控制计算与解锁条件共同决定输出



(b) 固定翼底层控制Simulink模型框图

图5.13(b) 程序实现：订阅输入 → 控制器 → PWM转换 → 发布

- **协议转换：** 电机与舵机分别配置归一化范围、PWM范围和通道。
- **输出许可：** 解锁、数据有效性与唯一控制源共同约束发布。

5.7.2 固定翼底层飞行控制：俯仰通道例程

先读俯仰链，再比较模型与硬件输入

根目录：[安装目录]/RflySimAPIs/5.RflySimFlyCtrl/

1.BasicExps/e10-FixedWingCtrl/code_6/e4-1/

先读 Readme.pdf；运行 InitDatactrl.m；打开 SmallFixedWingUAVattitude.slx

俯仰输入：Command / PitchCH2 阶跃模块：阶跃时间 10，终值 100。

进入 e4-1 运行初始化 → **打开姿态模型 设置俯仰输入** → **运行至结束 数据检查器** → **比较目标响应 检查舵面空速**

HITL（硬件在环）对照：code_6/e4-4/SmallFixedWingUAVattitudeHIL_pitch.slx

- **验收：** 俯仰角跟踪阶跃目标并收敛，舵角不持续饱和。
- **排查：** 发散先查PID参数、初始化与阶跃幅值；无曲线时开启仿真数据记录。

本章目录

其他机型与进阶控制案例

第五章 滤波估计与底层控制

5.1 滤波估计与底层控制基础

5.2 传感器标定与滤波估计

5.3 控制器设计与控制分配

5.4 控制性能评估与调优

5.5 PX4架构与控制开发接口

5.6 底层控制开发与实验验证

5.7 其他机型与进阶控制案例

5.8 习题与课堂讨论

本节 4 个教学单元

5.7.1 其他机型扩展

教材对应：第5.2.2.4节

5.7.2 固定翼底层飞行控制

教材对应：第5.2.2.4节

5.7.3 复杂构型控制案例

教材对应：第5.3.1、5.3.2节

5.7.4 高阶案例与实验选择

教材对应：第5.3.1、5.3.2节

5.7.3 复杂构型控制案例：直升机操纵量

总距、周期变距和尾桨承担不同作用

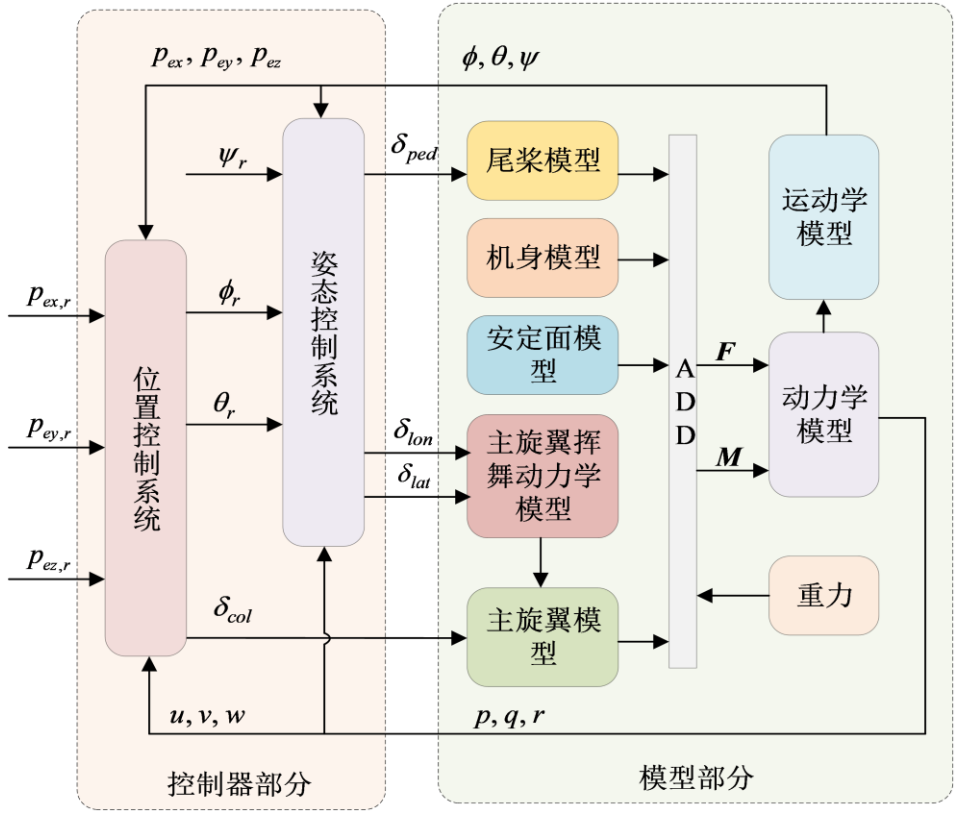


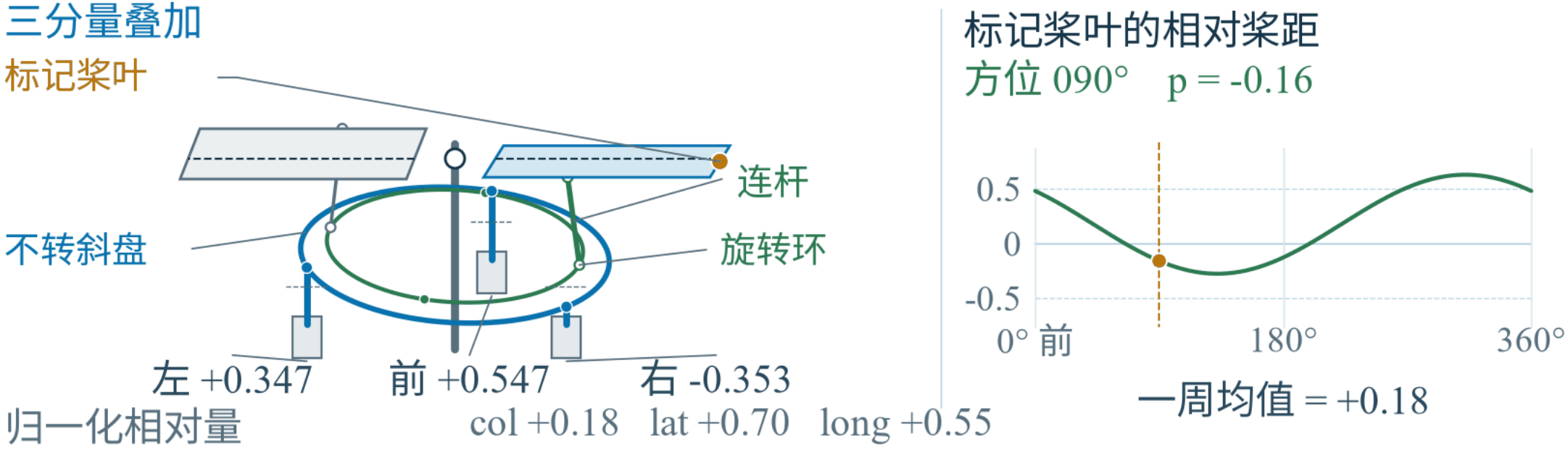
图5.14(d) 直升机模型部分放大

- **总距** δ_{col}：共同改变桨距，调节旋翼总推力。
- **周期变距：** δ_{lon}（纵向）、δ_{lat}（横向），随方位改变桨距，控制旋翼作用方向。
- **尾桨** δ_{ped}：参与偏航控制，平衡主旋翼反扭矩。
- **分配：** 舵机经斜盘合成总距与周期变距；桨距上限与机构响应限制动作。

5.7.3 复杂构型控制案例：斜盘混控

三路舵机的共同量改总距，差动量改周期变距

共同量使斜盘平移；差动使桨距随方位变化



图：三舵机驱动斜盘与周期变距。

读法：舵机读数为e4混控的归一化相对输出；跟踪标记桨叶，观察桨距随方位变化。

5.7.3 复杂构型控制案例：直升机验证链

姿态内环稳定后再加入位置反馈

硬件在环：需 Pixhawk 6X 与遥控器；推荐固件 1.12.3，机架 Blade 130X。

2.AdvExps/e4_HELI-CtrlExp/1.AttitudeControl/

Readme.pdf · Init_AttControl.m · AttitudeControl.slx · HITLRun.bat

运行：编译烧录 → QGC 设机架、启用 HITL → 运行 HITLRun.bat → 遥控解锁

$$\begin{bmatrix} s_f \\ s_r \\ s_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0.667 \\ 1 & -0.5 & -0.333 \\ 1 & 0.5 & -0.333 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{col} \\ \delta_{lat} \\ \delta_{lon} \end{bmatrix}$$

斜盘混控（u2servo）：s_f、s_r、s_l 为前、右、左舵机；三路同加总距，差动产生周期变距。

位置扩展（完整版）：2.PositionControl/PosControl.slx；增加位置／速度外环。

- **判据：**CopterSim 提示 EKF 初始化完成后再解锁；单杆小输入时对应姿态跟随，其余通道不被明显带动。
- **排查：**固件版本与编译命令见 Readme1.pdf 常见问题。

5.7.3 复杂构型控制案例：倾转两模态

旋翼模态与固定翼模态使用不同的作用方式

简化两模态；示例固件1.13.2；安装第10项“是否屏蔽PX4自身控制器输出”选“是”。

比较项	本例旋翼模态	本例固定翼模态
运动目标	姿态稳定、定点或定高	定速、航迹与协调转弯
关键反馈	姿态、角速度 位置与速度	另包含空速 与航迹状态
输出作用	每侧三舵机合成 总距与纵向周期变距	气动舵面；推进需求 通过总距同步实现

模型位置：Helicopter Mode / FixedWing Mode

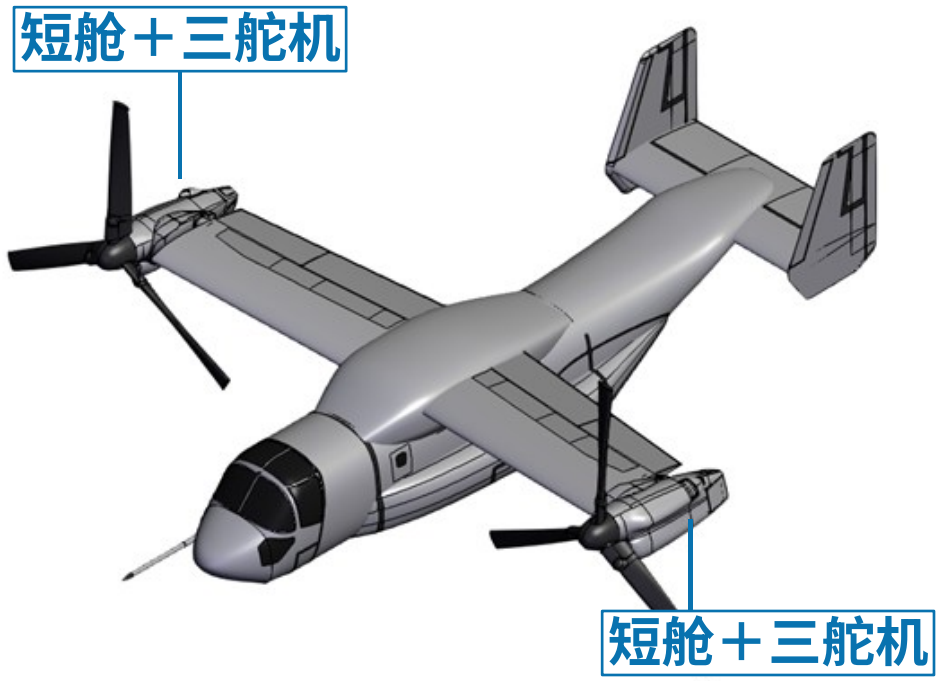
2.AdvExps/e6_Tiltrotor_CtrlExp/Readme.pdf

Controller/Init_AllMode_HIL.m ・ Tiltrotor_AllMode_HIL.slx

运行：烧录 → 启用 HITL → CopterSim 仿真 → CH7解锁 → CH5定点后CH6切模态

5.7.3 复杂构型控制案例：倾转机外形与判据

两侧短舱可倾转，每侧三舵机改变该侧桨距



图：e6 倾转旋翼外形（例程模块图标）

- **构型：** 横列双旋翼，两侧短舱可倾转。
- **旋翼模态：** 总距差动→滚转，纵向周期同步→俯仰，纵向周期差动→偏航，总距同步→垂向。
- **固定翼模态：** 舵面产生力矩，推进由总距同步提供。
- **判据：** EKF初始化解锁后，CH5定点/定速，再拨CH6核对3D过渡。
- **排查：** 先复制 QZXY 与“倾转旋翼.xml”到 RflySim3D 路径。

5.7.3 复杂构型控制案例：模式衔接

切换时的输出连续性需要单独检验

旧模态稳定 ➡ 状态与目标 ➡ 连续接管 ➡ 新模态验收

同一执行通道的归一化输出：旧控制器0.35，新控制器0.62。

$$\Delta u = 0.62 - 0.35 = 0.27 > 0.05$$

- **教学阈值：** 0.05 是允许的输出跳变量，与跟踪误差阈值分开设定。
- **连续接管：** 切换时把新控制器的积分贡献设为“0.35–比例贡献”，新输出即等于0.35；方法见课件5.5「控制源切换算例」页。
- **有效范围：** 再检查空速、倾转角、舵速、数据有效性与切换失败回退。

构型转换改变控制作用，衔接过程也要成为验证对象。

本章目录

其他机型与进阶控制案例

第五章 滤波估计与底层控制

5.1 滤波估计与底层控制基础

5.2 传感器标定与滤波估计

5.3 控制器设计与控制分配

5.4 控制性能评估与调优

5.5 PX4架构与控制开发接口

5.6 底层控制开发与实验验证

5.7 其他机型与进阶控制案例

5.8 习题与课堂讨论

本节 4 个教学单元

5.7.1 其他机型扩展
教材对应：第5.2.2.4节

5.7.2 固定翼底层飞行控制
教材对应：第5.2.2.4节

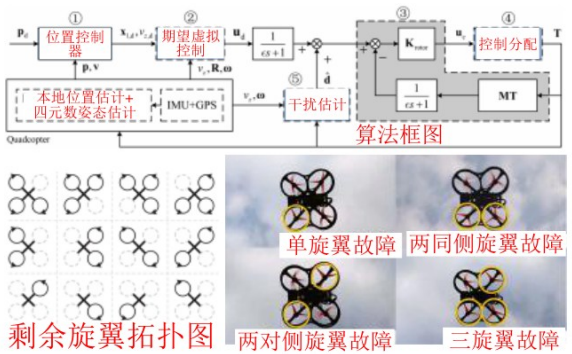
5.7.3 复杂构型控制案例
教材对应：第5.3.1、5.3.2节

5.7.4 高阶案例与实验选择
教材对应：第5.3.1、5.3.2节

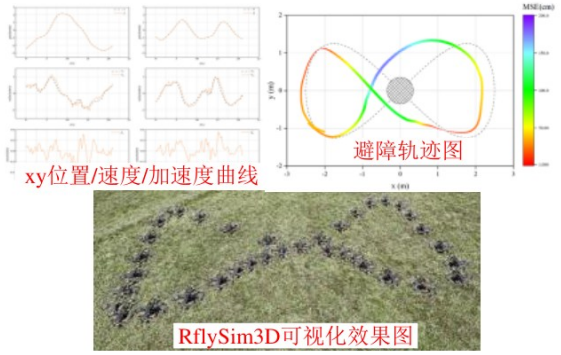
5.7 其他机型与进阶控制案例

5.7.4 高阶案例与实验选择：高阶案例总览

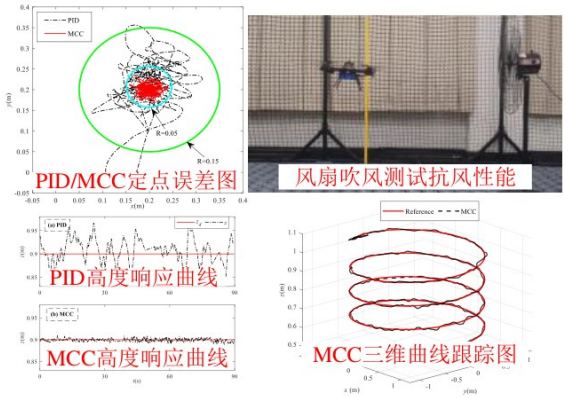
先确定研究问题，再读方法与证据



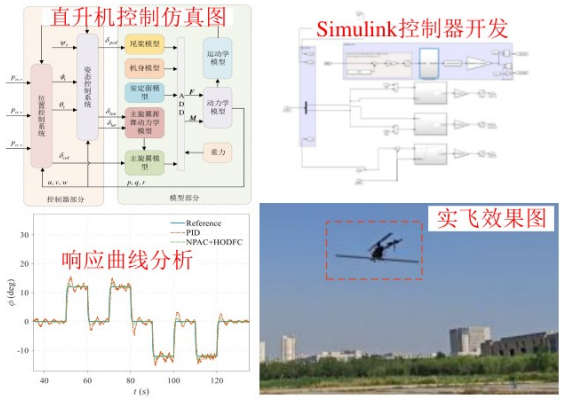
(a) 四旋翼无人机容错控制案例



(b) 基于强化学习最优飞控设计案例



(c) 四旋翼模型补偿控制开发案例



(d) 小型无人直升机控制开发案例

- **图5.14(a) 容错：** 一至三桨失效后还能控制哪些状态。
- **图5.14(b) 强化学习：** 近似策略迭代跟踪轨迹并避障。
- **图5.14(c) 模型补偿：** 抵消模型误差与外扰。
- **图5.14(d) 直升机：** 姿态与位置解耦的建模与控制。

图5.14 高阶案例展示

5.7.4 高阶案例与实验选择：容错机制

干扰估计与动态分配共同适应执行能力

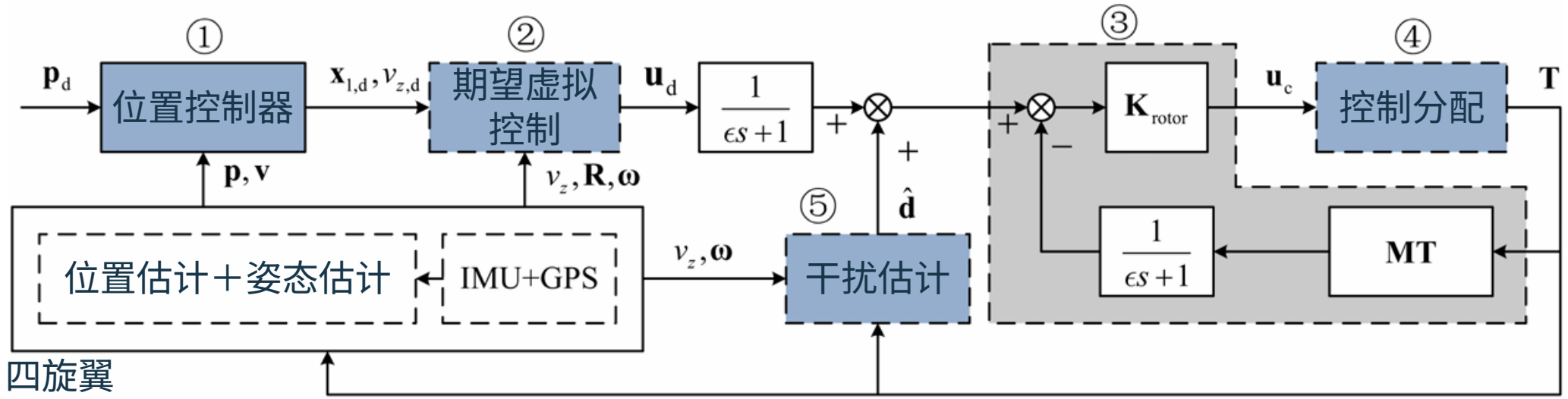
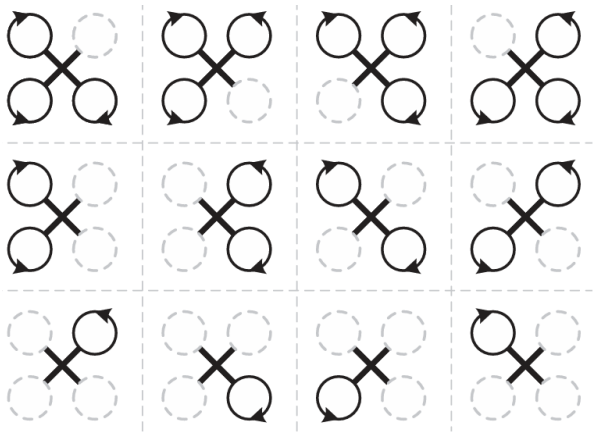


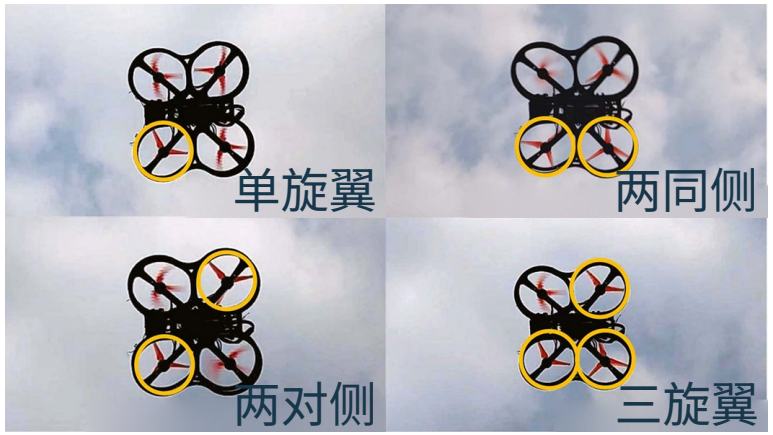
图5.14(a) 容错控制算法框图放大

- **读图：** ①位置控制 ②期望虚拟控制 ③K_{rotor}内环 ④控制分配 ⑤干扰估计。
- **干扰估计：** 估计量 $\hat{d}$ 叠加到滤波后的期望虚拟控制量上。
- **失效工况：** 单旋翼、两同侧、两对侧与三旋翼失效，分别比较。

5.7.4 高阶案例与实验选择：失效条件与目标

剩余旋翼构型决定能够保留的控制目标





- **构型：** 区分剩余旋翼位置与旋向。
- **降级：** 严重失效放弃独立偏航控制。
- **证据：** 特定参数下的HITL与室外试验。

左图三行：单、双、三旋翼失效；实线圈为剩余旋翼（箭头示旋向），虚线圈为失效旋翼。

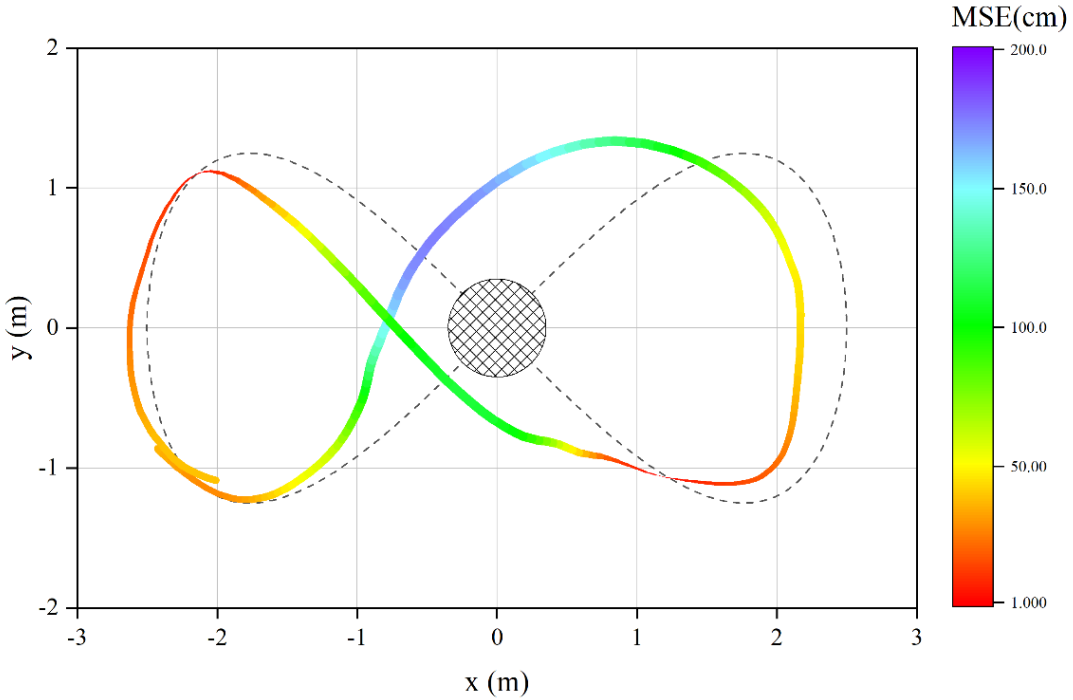
图5.14(a) 剩余旋翼拓扑（左）与四类旋翼失效实飞（右）

论文：Ke C, Cai K-Y, Quan Q. Uniform passive fault-tolerant control of a quadcopter with one, two, or three rotor failure. IEEE T-RO, 2023, 39(6).
https://doi.org/10.1109/TRO.2023.3297048

5.7.4 高阶案例与实验选择：强化学习控制

策略优化仍要接受相同跟踪与约束检验

虚线：指令轨迹；彩线：实际轨迹

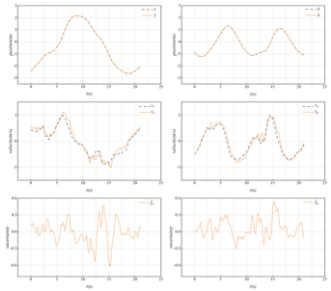


坐标单位：m；色标 MSE(cm)：1–200

图5.14(b) 强化学习控制案例

- **ESO（扩张状态观测器）：** 把外扰与未建模动态扩张为状态，与位置、速度一并估计。
- **动作：** 输出水平加速度修正。
- **避障：** CBF（控制障碍函数）按状态与障碍物修正动作。

放大见「强化学习证据放大」页





场景背景

5.7.4 高阶案例与实验选择：强化学习证据放大

ESO 给出的位置、速度估计贴近实际值

虚线：实际值；**橙线：**ESO 估计；**横轴：**时间（s），约0–21 s

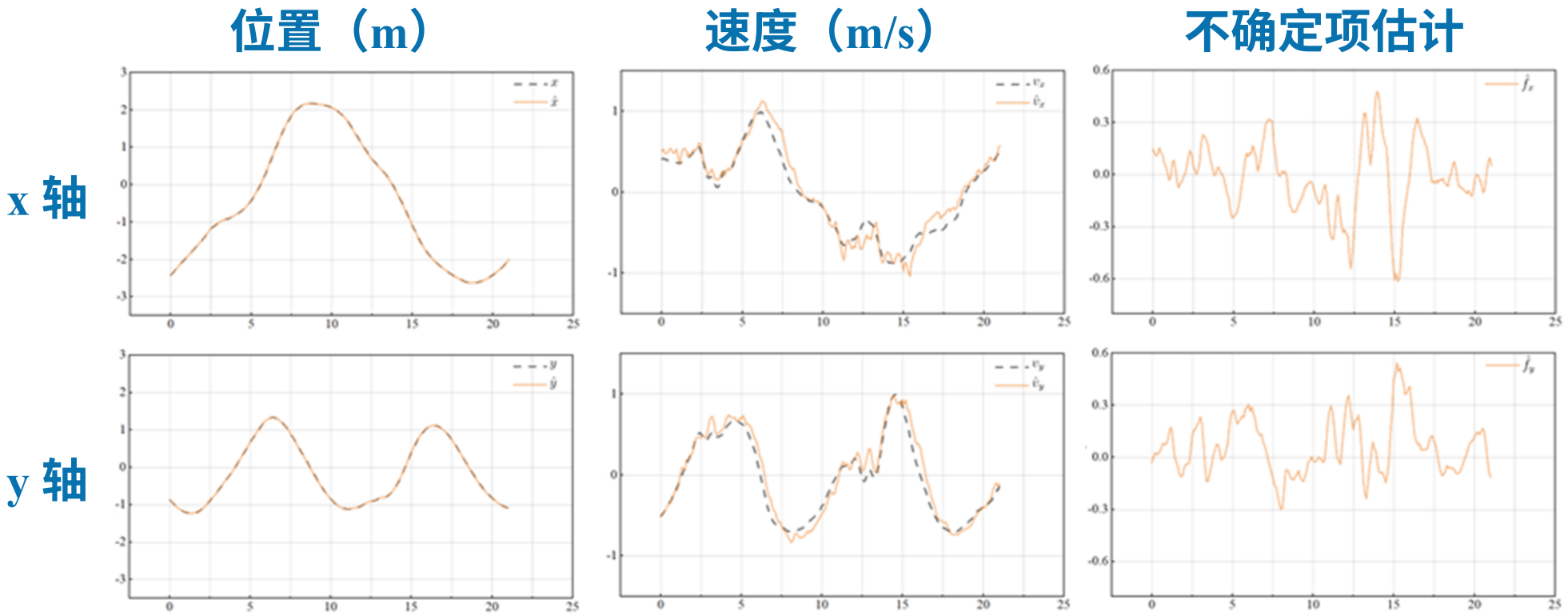


图5.14(b) 位置、速度与不确定项估计（按 x、y 两行重排）

5.7.4 高阶案例与实验选择：强化学习的状态、动作与代价

跟踪代价优化动作，安全反馈另行处理避障

目标与状态 ➡ ESO估计 ➡ 策略输出 ➡ 安全修正 ➡ 受限加速度

以x轴为例，状态为位置与速度跟踪误差；动作 u_x 是水平加速度修正。

误差状态

$$e_x = \begin{bmatrix} x - x_r \\ v_x - v_{x,r} \end{bmatrix}$$

瞬时代价：此刻的跟踪与用力代价

$$\ell_x = e_x^T \begin{bmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 1 \end{bmatrix} e_x + u_x^2$$

- **策略评估：** Critic（评价器）估计当前策略下未来累计的瞬时代价。
- **策略改进：** 训练中据评估结果更新 Actor（策略），运行时直接输出动作。
- **代价权衡：** 误差项约束跟踪，动作项抑制过大的加速度修正。
- **安全修正：** 避障由 CBF 处理，再经限幅送入内环。

5.7.4 高阶案例与实验选择：模型补偿

用补偿项修正模型误差与扰动影响

红实线：给定0.9 m；黑点划线：实际高度
时间：0–90 s；高度刻度：0.85、0.90、0.95 m

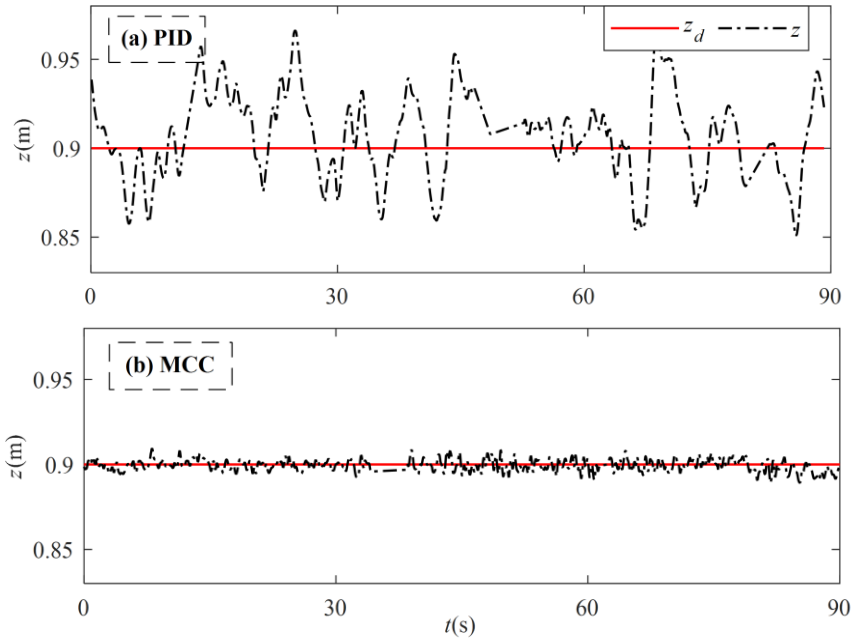


图5.14(c) 风扰高度：PID（上）/ MCC（下）

模型补偿控制（MCC）

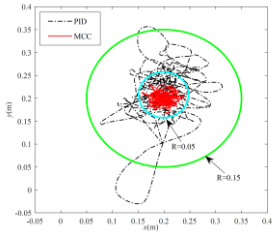
教学分解：

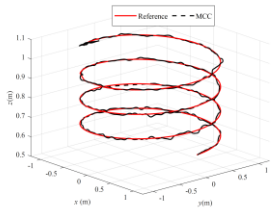
$$u = u_{\text{base}} + u_{\text{comp}}$$

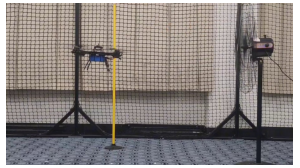
u_{base}：基准反馈控制量。

u_{comp}：由非线性动力学模型与补偿器算出，补偿模型误差与扰动。

三图放大见「模型补偿证据放大」页



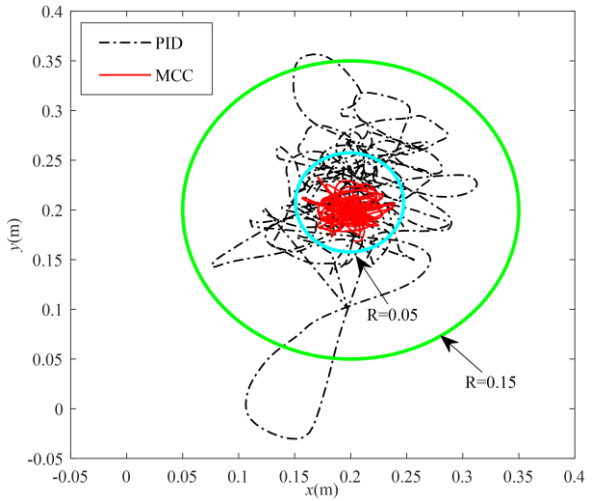




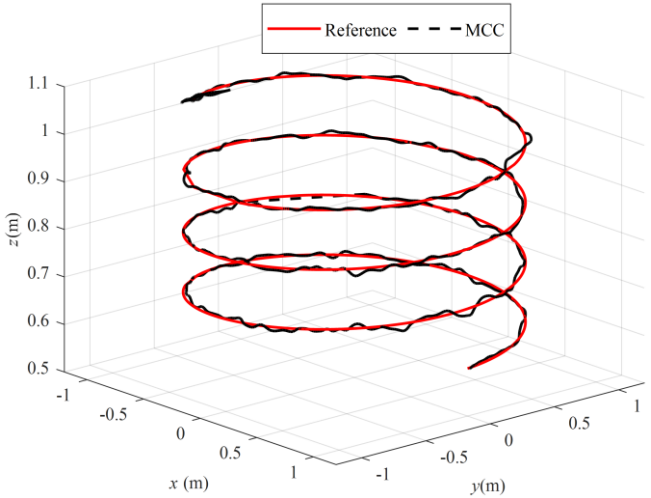
相加后的输出仍受执行器限制。

5.7.4 高阶案例与实验选择：模型补偿证据放大

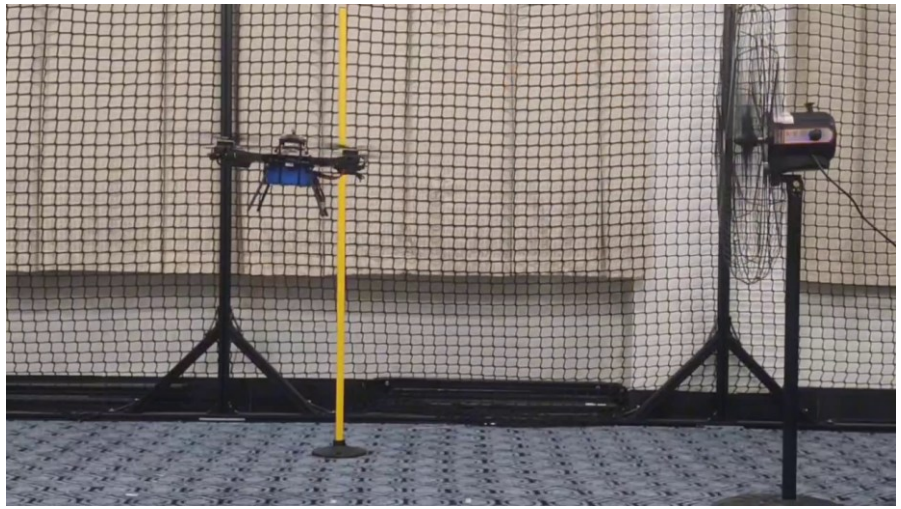
MCC 的定点散布更小，螺旋轨迹贴近参考



定点：黑点划线PID，红线MCC



螺旋：红实线参考，黑虚线MCC



风扰：电扇从侧面吹向悬停的多旋翼

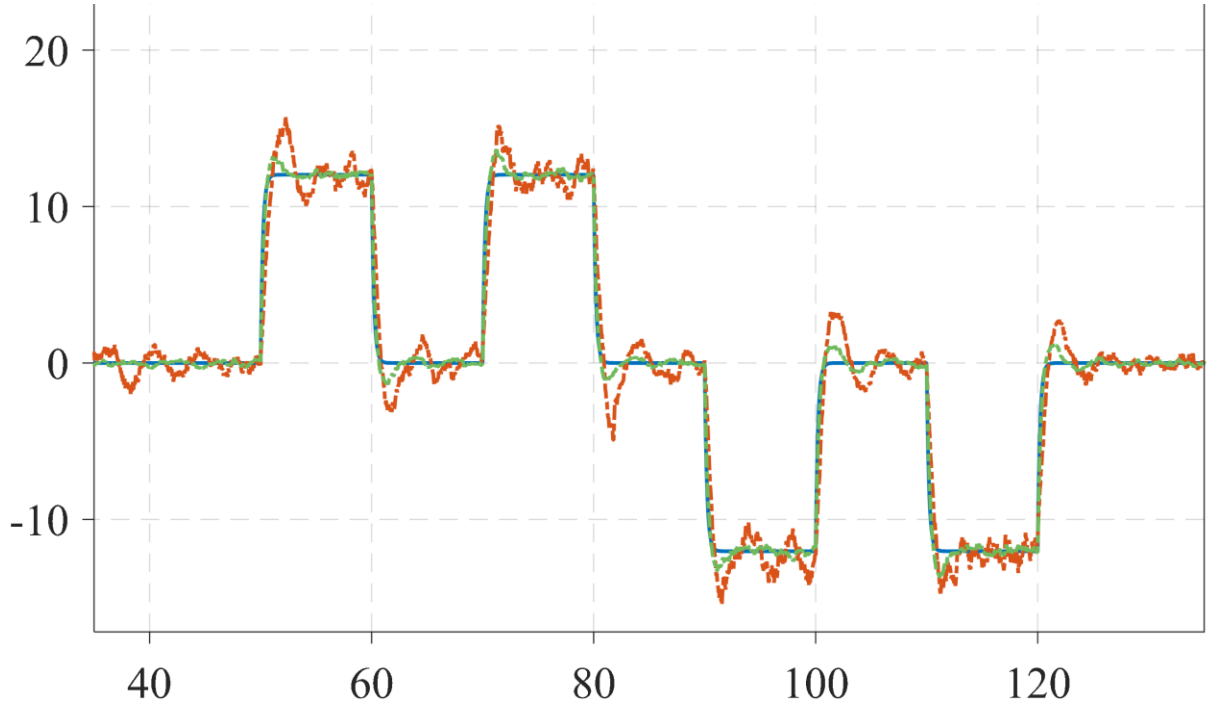
图5.14(c) 模型补偿案例：定点对比、螺旋轨迹与风扰场景

结论：图示工况下 MCC 定点轨迹落在青圈（半径0.05 m）内；PID 多次越出青圈，下方一大段、上方一小段越出绿圈（0.15 m）；螺旋跟踪中 MCC 贴近参考。

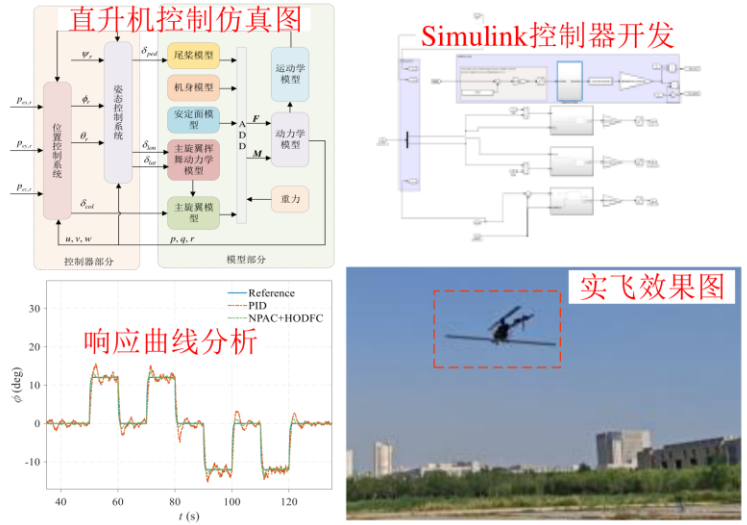
5.7.4 高阶案例与实验选择：直升机研究证据

建模、响应曲线与飞行画面各回答不同问题

蓝实线：给定；**橙虚线：**PID
绿点划线：研究控制器（原图标注 NPAC+HODFC）



横轴：时间（s）；纵轴：滚转角（°）



(d) 小型无人直升机控制开发案例

图5.14(d) 直升机案例

读法：模型与程序看状态与耦合，响应看给定与误差，实飞看场景；性能结合日志。

5.7.4 高阶案例与实验选择：全章例程索引（接口）

按节查找本章用到的接口例程

父目录：[安装目录]/RflySimAPIs/5.RflySimFlyCtrl/；完整实验列表见 Index.pdf。

用途／分组目录	子目录入口	对应课件与内容
状态与消息 **0.ApiExps/**	11.StateDataGatAPI 6.uORB-Read-Write	5.5：原始量、 估计量与时间戳
控制与日志 **0.ApiExps/**	3.DesignExps · 5.Log-Write-Read 16.CtrlsSingalsAPI	5.1、5.3、5.5–5.6：控制链 5.4–5.6：日志读写
输入与外部目标 **0.ApiExps/**	15.InputSourceAPI 17.OffboardCtrlsAPI	5.5：遥控输入、 Offboard外部目标
切换与调参 **0.ApiExps/**	21.SwitchPX4Simulink 10.QGC-Param-Tune	5.5–5.6：控制源切换 5.5：参数实时调整

5.7.4 高阶案例与实验选择：全章例程索引（接口与基础）

通信、在环验证与基础功能例程

父目录同上；14号代码生成实验仅限完整版（见 Index.pdf）。

用途／分组目录	子目录入口	对应课件与内容
通信与验证 **0.ApiExps/**	8.Mavlink-Msg-Echo 14.SITLVeriGenCodeFirm	5.5：消息回传 5.6：软件在环验证
设计与估计 **1.BasicExps/**	e1-FlightEval • e2-UavModeling e3-SensorCalib • e4-FilterDesign	拓展：动力与模型 5.1–5.2、5.8题7
闭环控制 **1.BasicExps/**	e5-AttitudeCtrl e6-PositionCtrl	姿态：5.1、5.4、5.8题6 位置：5.6
模式与保护 **1.BasicExps/**	e7-SemiAutoCtrl e8-FailsafeLogic	5.6：目标切换 5.8题10：失效保护

5.7.4 高阶案例与实验选择：全章例程索引（进阶与定制）

例程按问题分支选择，版本条件随入口阅读

3.CustExps及Index.pdf标注的子实验为完整版；固件见课件5.5「控制输出的版本边界」页。

方向／分组目录	子目录入口	对应课件与任务
模块与机型 **1.BasicExps/**	e9-ReplacePX4Module e10-FixedWingCtrl	5.5、5.8题9：唯一控制源 5.7：空速与舵面
状态反馈 **2.AdvExps/**	e5_LQR-CtrlExp/ 2.ModelID2LQRSimple	5.4：按A/B求反馈 区分place与lqr
复杂构型 **2.AdvExps/**	e4_HELI-CtrlExp e6_Tiltrotor_CtrlExp	5.7：机构分配 两模态与衔接
研究案例 **3.CustExps/**	e2_RL-CtrlExp e3_MCC-CtrlExp	5.7：强化学习与 模型补偿案例

5.7.4 高阶案例与实验选择：进阶选题与对照

一次主要改动对应一组可比较的证据

分支	主要改变	共同对照与验收
滤波	时间常数或观测权重	同段数据；误差、噪声与滞后
控制律	抗饱和／状态反馈	同模型与限幅；响应及输入
分配	输出上限／有效执行器	同请求；残差与受限通道
机型迁移	模型、状态与操纵量	同验证方法；新工况与耦合

课堂讨论

空速由10 m/s增至20 m/s，俯仰控制器还能直接用吗

情境：「俯仰一步计算」页的模型对应 10 m/s；空速增至 20 m/s，控制律、增益与限幅 ±0.25 均不变。

① 舵效

同一舵角的俯仰力矩怎样变？舵效系数 4 变为多少？

观察：初始俯仰角加速度

② 阻尼与响应

阻尼项 −2q 怎样变？闭环阻尼比与超调怎样变？

观察：峰值与超调

③ 调度与保护

空速降低时有什么风险？增益与保护怎样安排？

观察：迎角与舵角饱和

提示：用「空速与舵面效能」页的动压关系推算，再对照「参考要点」页。

参考要点

同一组增益仍稳定，但响应性质已经改变

检查项	推算结果（教学算例）	观察信号
舵效	动压61.25→245 Pa； 舵效系数4→16（$\propto V^2$）	初始俯仰 角加速度
阻尼与响应	阻尼系数−2→−4（$\propto V$）； 阻尼比0.8→1.1，超调消失	峰值、超调 上升时间
调度与保护	按空速调度增益；低速端保留迎角限制 与最小空速保护	空速、迎角 舵角饱和

特征方程： $s^2 + 3.2s + 4 \rightarrow s^2 + 8.8s + 16$，$\omega_n$ 2→4 rad/s，90%用时约 1.5→1.1 s。

本节小结

可迁移的方法要落到新对象与新证据

- **机型迁移：**先确定状态和操纵量，再检查方向、范围与耦合响应。
- **固定翼：**空速≠地速；空速变化时舵效与阻尼同时改变，增益需重新确定或调度。
- **复杂构型：**直升机经斜盘把舵机行程合成总距与周期变距；倾转构型切换模态时要单独检验输出连续性。
- **控制与分配：**请求量要匹配实现能力，检查跟踪、限幅与分配残差。
- **研究案例：**在共同基准下比较改进，写明条件、数据、代价与失败范围。
- **易错：**接口通用≠算法通用；单一工况通过≠全包线有效。